



Fakultät Maschinenbau  
*fortschritt studieren*

RUHR  
UNIVERSITÄT  
BOCHUM

RUB

# Einfluss alternativer drop-in Flugturbinenkraftstoffe auf das Emissionsverhalten des globalen Luftverkehrs

Dissertation  
zur  
Erlangung des Grades  
Doktor-Ingenieur  
  
der  
Fakultät für Maschinenbau  
der Ruhr-Universität Bochum

von  
Florian Wolters  
  
aus Bergisch-Gladbach

Bochum 2020

Dissertation eingereicht am:

4. März 2020

Tag der mündlichen Prüfung:

2. September 2020

Erstgutachter:

Prof. Dr.-Ing. Reinhard Mönig

Zweitgutachter:

Prof. Dr.-Ing. Viktor Scherer

*The Stone Age didn't end for lack of stone,  
and the Oil Age will end long before  
the world runs out of oil.*

SHEIK AHMED ZAKI YAMANI  
ehemaliger Ölminister von Saudi-Arabien



# Kurzzusammenfassung

Mit zunehmender gesellschaftlicher Sensibilität für die Umweltbilanz ist in den letzten Jahren die Bedeutung der anthropogenen Klimawirkung deutlich gestiegen und stellt aktuell eine der zentralen Herausforderungen für den modernen Lebenswandel dar. Von dieser Entwicklung bleibt der Luftverkehr nicht unberührt und ist gefordert Maßnahmen mit spezieller Zielsetzung zur Reduktion der klimarelevanten Umweltwirkungen zu ergreifen. Daher rücken neben technologische Innovationen zur Reduzierung des Primärenergiebedarfs vermehrt Aktivitäten zur CO<sub>2</sub>-reduzierten Primärenergiebereitstellung in den Vordergrund. Hierbei wird nachhaltigen alternativen Flugturbinenkraftstoffen ein erhebliches Potenzial zugeschrieben.

Aufgrund ihrer kurz- bis mittelfristigen technischen und ökonomischen Überlegenheit konzentriert sich die Luftfahrt insbesondere auf sogenannte drop-in Kraftstoffe. Diese können ohne Modifikation der Flugzeug- und Triebwerkssysteme oder der Kraftstoffinfrastruktur als direkte Alternative zu konventionellem Flugturbinenkraftstoff eingesetzt werden. Allerdings unterscheiden sich alternative drop-in Kraftstoffe nicht nur in den Rohstoffen und Herstellungspfaden von konventionellem Kerosin, sondern weisen auch veränderte chemische und physikalische Eigenschaften auf. Daher bedarf die Bewertung alternativer Kraftstoffe eines multidisziplinären Ansatzes.

Ziel dieser Arbeit ist es, den Einfluss alternativer drop-in Flugturbinenkraftstoffe auf das Emissionsverhalten des Luftverkehrs in einer ganzheitlichen Betrachtungsweise zu untersuchen. Diese umfasst neben den direkten Einflüssen auf die Triebwerksperformance und die während der Verbrennung freigesetzten Emissionen den gesamten Lebenszyklus der Kraftstoffe sowie szenarienbasierte Analysen des zukünftigen Luftverkehrs unter Einbeziehung alternativer Flugturbinenkraftstoffe. Die unterschiedlichen Wirkebenen werden vorrangig hinsichtlich der triebwerksseitigen Auswirkung zunächst isoliert bewertet und anschließend auf Gesamtsystemebene in Beziehung gestellt. Es werden die alternativen Kraftstoffe FT-SPK und HEFA-SPK betrachtet und entsprechende Kraftstoffmodelle für die thermodynamische Triebwerkssimulation erstellt. Nach den grundlegenden Analysen auf Triebwerksebene werden die Modelle auf Flugmissionslevel übertragen. Darüber hinaus werden, basierend auf Literaturdaten, die Einsparpotenziale der Kraftstoffe über den Lebenszyklus in Form von äquivalenten CO<sub>2</sub>-Emissionen für unterschiedliche Rohstoffe analysiert. Die quantifizierten Reduktionspotenziale werden schließlich zusammengetragen und auf Szenarien der Luftverkehrsentwicklung angewendet. Abschließend erfolgt eine Diskussion der Ergebnisse aus der Szenarienbetrachtung unter Einbeziehung von Hochfahrtszenarien alternativer Kraftstoffe vor dem Hintergrund der selbstgesteckten Reduktionsziele der Luftfahrtindustrie bis ins Jahr 2050.

# Inhaltsverzeichnis

|  |            |
|--|------------|
| <b>Abbildungsverzeichnis</b>   | <b>ix</b>  |
| <b>Tabellenverzeichnis</b>   | <b>xiv</b> |
| <b>Nomenklatur</b>   | <b>xv</b>  |
| <b>1. Einleitung</b>   | <b>1</b>   |
| 1.1. Aktuelle Situation des Luftverkehrs . . . . .                         | 1          |
| 1.2. Stand der Technik . . . . .   | 4          |
| 1.3. Ziel und Aufbau der Arbeit . . . . .                                  | 7          |
| <b>2. Grundlagen der Flugturbinenkraftstoffe und Triebwerksemissionen</b>  | <b>9</b>   |
| 2.1. Spezifikation und Zertifizierung . . . . .                            | 9          |
| 2.2. Chemische und physikalische Eigenschaften . . . . .                   | 14         |
| 2.3. Emissionen . . . . .  | 16         |
| 2.3.1. Entstehungsmechanismen direkter Triebwerksemissionen . . . . .      | 17         |
| 2.3.2. Regulierung und Emissionszertifizierung . . . . .                   | 19         |
| 2.3.3. Klimawirkung . . . . .  | 19         |
| <b>3. Rohstoff- und Prozesskettenbewertung</b>                             | <b>22</b>  |
| 3.1. Photosynthese und Ökobilanz . . . . .                                 | 22         |
| 3.2. Konventionelles Kerosin . . . . .                                     | 26         |
| 3.3. Synthetisches Paraffinisches Kerosin . . . . .                        | 28         |
| 3.3.1. Fischer-Tropsch (FT) Synthese . . . . .                             | 29         |
| 3.3.2. Hydrogenierte Ester und Fettsäuren (HEFA) . . . . .                 | 33         |
| 3.4. Ergebnisse der Kraftstoffbereitstellung . . . . .                     | 36         |
| 3.5. Direkte und indirekte Landnutzungsänderung . . . . .                  | 37         |
| 3.6. Ökonomische Aspekte der Kraftstoffbereitstellung . . . . .            | 39         |
| <b>4. Kraftstoffmodellierung und direkter Einfluss auf Triebwerksebene</b> | <b>44</b>  |
| 4.1. Leistungssyntheserechnung . . . . .                                   | 44         |
| 4.1.1. Triebwerksmodelle . . . . .   | 46         |
| 4.1.2. Fluidmodell . . . . .   | 47         |
| 4.2. Kraftstoffmodelle . . . . .   | 50         |
| 4.3. Emissionsmodellierung . . . . .                                       | 55         |
| 4.3.1. Szenario NO <sub>x</sub> -Emissionen . . . . .                      | 57         |
| 4.3.2. Szenario nicht-volatile Partikelmassen-Emissionen . . . . .         | 61         |
| 4.3.3. Äquivalente CO <sub>2</sub> -Emissionen der Ökobilanz . . . . .     | 67         |
| 4.4. Validierung der Modelle . . . . .                                     | 70         |
| 4.4.1. Triebwerksmodelle . . . . .   | 70         |
| 4.4.2. Fluid- und Kraftstoffmodell . . . . .                               | 71         |

|  |            |
|--|------------|
| 4.5. Ergebnisse . . . . .  | 76         |
| <b>5. Einfluss auf Flugmissionslevel</b>                                     | <b>81</b>  |
| 5.1. Flugleistungsrechnung und Modellierung . . . . .                        | 81         |
| 5.2. Flugzeugmodelle und Missionsprofile . . . . .                           | 82         |
| 5.3. Ergebnisse . . . . .  | 86         |
| <b>6. Einfluss auf den Luftverkehr</b>                                       | <b>94</b>  |
| 6.1. Szenarien der Luftverkehrsnachfrage . . . . .                           | 94         |
| 6.2. Technologieentwicklung und Energiebedarf . . . . .                      | 99         |
| 6.3. Szenarien zur Einführung alternativer Flugturbinenkraftstoffe . . . . . | 104        |
| 6.3.1. Abstrakte Szenarien . . . . .   | 105        |
| 6.3.2. Verfügbarkeit alternativer Flugturbinenkraftstoffe . . . . .          | 108        |
| 6.4. Ergebnisse . . . . .  | 115        |
| 6.4.1. Direkte Verbrennungseffekte . . . . .                                 | 116        |
| 6.4.2. Ökobilanzeffekte . . . . .  | 118        |
| <b>7. Diskussion</b>   | <b>121</b> |
| 7.1. Szenarien . . . . .   | 121        |
| 7.1.1. Carbon-Neutral Growth . . . . .                                       | 121        |
| 7.1.2. 50 bei 50 . . . . .   | 122        |
| 7.2. Hochfahrtszenarien alternativer Flugturbinenkraftstoffe . . . . .       | 124        |
| 7.3. Ökobilanz und Ökonomie . . . . .  | 128        |
| <b>8. Fazit und Ausblick</b>   | <b>132</b> |
| <b>Literaturverzeichnis</b>  | <b>136</b> |
| <b>Anhang</b>  | <b>147</b> |
| <b>A. Flüge mit alternativen Flugturbinenkraftstoffen</b>                    | <b>149</b> |
| <b>B. Flugturbinenkraftstoffspezifikation</b>                                | <b>151</b> |
| <b>C. Alternative Flugturbinenkraftstoffe im Zertifizierungsprozess</b>      | <b>153</b> |
| <b>D. Fuel Readiness Level (FRL)</b>   | <b>154</b> |
| <b>E. Zertifizierung von Triebwerksemissionen</b>                            | <b>155</b> |
| <b>F. Phasen der Ökobilanz</b>   | <b>156</b> |
| <b>G. Berechnung der Gaseigenschaften auf Basis von NASA-Polynomen</b>       | <b>157</b> |
| <b>H. Daten der Kraftstoffmodelle</b>  | <b>161</b> |
| <b>I. Berechnung der Kraftstoffmodelleigenschaften</b>                       | <b>166</b> |
| <b>J. Referenzfunktionen der NO<sub>x</sub>-Emissionskorrelationsmethode</b> | <b>168</b> |

|  |            |
|--|------------|
| <b>K. Bestimmung des nvPM-Emissionsindizes</b>                             | <b>170</b> |
| <b>L. Referenzfunktionen der nvPM-Emissionskorrelationsmethode</b>         | <b>172</b> |
| <b>M. Validierungsdaten der Triebwerksmodelle</b>                          | <b>175</b> |
| <b>N. Direkte Einflüsse auf Triebwerksebene</b>                            | <b>178</b> |
| <b>O. Einfluss auf Kondensstreifen</b>                                     | <b>184</b> |
| <b>P. Weiterführende Daten zu den Flugmissionen</b>                        | <b>187</b> |
| <b>Q. Luftverkehrsprognosen</b>  | <b>188</b> |
| <b>R. Ermittlung des Kraftstoffverbrauchs auf Basis der ICAO Szenarien</b> | <b>189</b> |
| <b>S. Ausgleichsfunktionen der Technologieszenarien</b>                    | <b>191</b> |
| <b>T. Technologie- und alternative Kraftstoffszenarien</b>                 | <b>193</b> |



# Abbildungsverzeichnis

|  |    |
|--|----|
| 1.1. Motive für die Verwendung alternativer Kraftstoffe . . . . .  | 3  |
| 1.2. Entwicklung der Emissionen im Luftverkehr . . . . .   | 6  |
| 1.3. Hypothesenkette (schematisch) zum Aufbau der Arbeit . . . . .   | 8  |
| 2.1. Kennzeichnungen bei der Mischung alternativer Kraftstoffe . . . . .   | 11 |
| 2.2. Zulassungsprozess neuer Kraftstoffe . . . . .   | 13 |
| 2.3. Typische Zusammensetzung der Kohlenwasserstoffklassen im Flugturbinenkraftstoff . . . . .   | 14 |
| 2.4. Verbrennungsprozess und typische Abgaszusammensetzung von Flugtriebwerken im Reiseflug . . . . .  | 17 |
| 2.5. Strahlungsantrieb des internationalen Luftverkehrs bis 2005 . . . . .   | 21 |
| 3.1. CO <sub>2</sub> -Kreislauf von Kraftstoffen auf fossiler und biologischer Basis . . . . .   | 24 |
| 3.2. Abfackelungsrate und CO <sub>2</sub> -Emissionen verschiedener Regionen der Erdölförderung . . . . .  | 27 |
| 3.3. Schematische Darstellung der FT Prozesskette mit Kraftstoffbezeichnungen . . . . .  | 29 |
| 3.4. Schematische Darstellung der HEFA Prozesskette mit Kraftstoffbezeichnungen . . . . .  | 33 |
| 3.5. THG-Emissionen der Bereitstellung (WTT) über den Lebenszyklus alternativer Kraftstoffe und von konventionellem Kerosin . . . . .  | 36 |
| 3.6. Historische Entwicklung des Rohöl- und Kerosinpreises . . . . .   | 40 |
| 3.7. Historische Entwicklung der Rohstoffpreise für Pflanzenöle im Vergleich zu Kerosin und Rohöl . . . . .  | 41 |
| 4.1. Aufbau und Stationsnummerierung des thermodynamischen Triebwerkmodells K in GTlab . . . . .   | 46 |
| 4.2. Verlauf der spezifischen isobaren Wärmekapazität über der Temperatur für Luft und wesentliche Bestandteile des Gas-Luft-Gemischs . . . . .                              | 50 |
| 4.3. Verlauf des Isentropenexponenten über der Temperatur für Luft, Wasser (H <sub>2</sub> O) und Kohlenstoffdioxid (CO <sub>2</sub> ) . . . . .                             | 51 |
| 4.4. Verlauf der Temperaturerhöhung über dem Kraftstoff-Luft-Verhältnis für eine Eintrittstemperatur von 800 K und einen Druck von 40 bar . . . . .                          | 54 |
| 4.5. Spezifische isobare Wärmekapazität über der Temperatur für ein Kraftstoff-Luft-Verhältnis von 3% . . . . .  | 55 |
| 4.6. Referenzfunktionen EINO <sub>x</sub> des Triebwerks K . . . . .   | 60 |
| 4.7. EInvPM Szenario für SPK100 sowie Messwerte . . . . .  | 63 |
| 4.8. Referenzfunktionen der Partikelkonzentration des Triebwerks K . . . . .   | 65 |
| 4.9. Referenzfunktionen des Brennkammereintrittsdrucks (a), des Kraftstoff-Luft-Verhältnisses (b) und der stöchiometrischen Flammentemperatur (c) des Triebwerks K . . . . . | 66 |

|   |    |
|---|----|
| 4.10. Äquivalente CO <sub>2</sub> -Emissionen (a) und Einsparpotenziale relativ zu konventionellem Kerosin Jet A-1 (b) von alternativen Kraftstoffen über den gesamten Lebenszyklus (WTW) . . . . .                               | 68 |
| 4.11. Kraftstoffmassenstrom (a), Gesamtdruckverhältnis (b) und Nebenstromverhältnis (c) des GTabl-Modells (GTabl-Modell) und der ICAO (ICAO EDB) des Triebwerks K . . . . .   | 71 |
| 4.12. Spezifische isobare Wärmekapazität des Referenzkraftstoffmodells (RefJetA1) und des Kerosinmodells aus GasTurb (standard.prp) . . . . .   | 72 |
| 4.13. Relative Abweichung der spezifischen isobaren Wärmekapazität des Referenzkraftmodells (RefJetA1) vom Kerosinmodell aus GasTurb (standard.prp) . . . . .   | 73 |
| 4.14. Isentropenexponent des Referenzkraftstoffmodells (RefJetA1) und des Kerosinmodells aus GasTurb (standard.prp) . . . . .   | 73 |
| 4.15. Relative Abweichungen des Isentropenexponenten des Referenzkraftstoffmodells (RefJetA1) vom Kerosinmodell aus GasTurb (standard.prp) . . . . .  | 74 |
| 4.16. Temperaturerhöhung des Referenzkraftstoffmodells (RefJetA1) und des Kerosinmodells aus GasTurb (standard.prp) . . . . .   | 74 |
| 4.17. Relative Abweichungen der Temperaturerhöhung des Referenzkraftstoffmodells (RefJetA1) vom Kerosinmodell aus GasTurb (standard.prp) . . . . .  | 75 |
| 4.18. Relative Abweichung des Kraftstoffmassenstroms bei unterschiedlichen Betriebspunkten des Kurzstreckentriebwerks K . . . . .   | 77 |
| 4.19. Relative Abweichung der direkten CO <sub>2</sub> -Emissionen bei unterschiedlichen Betriebspunkten des Kurzstreckentriebwerks K . . . . .   | 78 |
| 4.20. Relative Abweichung der direkten H <sub>2</sub> O-Emissionen bei unterschiedlichen Betriebspunkten des Kurzstreckentriebwerks K . . . . .   | 78 |
| 4.21. Relative Abweichung der direkten NO <sub>x</sub> -Emissionen (a) und der direkten nicht-volatilen Partikelmassen (b) bei unterschiedlichen Betriebspunkten des Kurzstreckentriebwerks . . . . .                             | 79 |
| 5.1. Verteilung der Flüge nach Streckenlängen für den A320 (a) und A330 (b) . . . . .   | 84 |
| 5.2. Flugmissionsprofil (a) und Nutzlast-Reichweiten-Diagramm (b) der Kurzstreckenmission . . . . .   | 84 |
| 5.3. Flugmissionsprofil (a) und Nutzlast-Reichweiten-Diagramm (b) der Mittelstreckenmission . . . . .   | 85 |
| 5.4. Flugmissionsprofil (a) und Nutzlast-Reichweiten-Diagramm (b) der Langstreckenmission . . . . .   | 86 |
| 5.5. Kumulierter Kraftstoffverbrauch und Missionsprofil der Kurzstreckenmission . . . . .   | 87 |
| 5.6. Relative Änderung des Kraftstoffmassenstroms, der Kohlendioxid- und Wasseremissionen der beiden Kraftstoffe (a) sowie der Stickoxid- und Partikelemissionen des SPK100 (b) relativ zu RefJetA1 auf der Kurzstrecke . . . . . | 88 |
| 5.7. Äquivalente CO <sub>2</sub> -Emissionen über den Lebenszyklus für die Kurzstreckenmission . . . . .  | 89 |
| 5.8. Änderung der äquivalenten CO <sub>2</sub> -Emissionen über den Lebenszyklus relativ zu RefJetA1 auf der Kurzstreckenmission . . . . .  | 89 |

|   |     |
|---|-----|
| 5.9. Relative Änderung des Kraftstoffmassenstroms, der Kohlendioxid- und Wasseremission (a) sowie der Stickoxid- und Patikelemissionen (b) der beiden Kraftstoffe relativ zu RefJetA1 auf der Mittel- (blau) und Langstreckenmission (grün) . . . . . | 90  |
| 5.10. Änderung der äquivalenten CO <sub>2</sub> -Emissionen über den Lebenszyklus der beiden Kraftstoffe relativ zu RefJetA1 auf der Mittel- (blau) und Langstreckenmission (grün) . . . . .  | 91  |
| 5.11. Aufteilung des TOW der drei Flugzeugmodelle . . . . .   | 92  |
| 5.12. Sensitivität des TOW auf Änderungen des Kraftstoffgewichts auf der Kurz-, Mittel- und Langstreckenmission . . . . .   | 92  |
| 6.1. Historische Entwicklung der Passagierkilometer . . . . .   | 94  |
| 6.2. Prognostizierte Luftverkehrsentwicklung in Passagierkilometer unterschiedlicher Studien . . . . .  | 95  |
| 6.3. Prognostizierte Luftverkehrsentwicklung in RPKs des Referenzszenarios im Vergleich mit Literaturstudien . . . . .  | 97  |
| 6.4. Verlauf des Referenzszenarios zur Transportleistung (a) und dem Kraftstoffverbrauch (b) unter Annahme einer konstanten Transporteffizienz .  | 98  |
| 6.5. Entwicklung der Transporteffizienz in den einzelnen Technologieszenarien sowie der Referenz . . . . .  | 102 |
| 6.6. Historische Entwicklung der Kraftstoffeffizienz ausgewählter Airlines . .  | 103 |
| 6.7. Entwicklung des Kraftstoffverbrauchs des globalen Luftverkehrs in den einzelnen Technologieszenarien sowie der Referenz . . . . .  | 103 |
| 6.8. Ziele und Projektionen zum Anteil alternativer Kraftstoffe im Luftverkehr  | 105 |
| 6.9. Durchdringungsszenarien alternativer Kraftstoffe im globalen Luftverkehr   | 106 |
| 6.10. Erforderliche absolute Menge alternativer Kraftstoffe in den jeweiligen Technologieszenarien . . . . .  | 107 |
| 6.11. Technisches Biomassepotenzial in 2050 sowie Primärenergieverbrauch und Biomasse in 2014 . . . . .   | 113 |
| 6.12. Einfluss alternativer Kraftstoffe auf den Kraftstoffverbrauch des mittleren Technologieszenarios TS2 . . . . .  | 117 |
| 6.13. Einfluss alternativer Kraftstoffe auf die direkten CO <sub>2</sub> -Emissionen des mittleren Technologieszenarios TS2 . . . . .   | 117 |
| 6.14. Einfluss alternativer Kraftstoffe auf die äquivalenten CO <sub>2</sub> -Emissionen des Lebenszyklus für die drei Reduktionspotenziale LOW, MID und HIGH des mittleren Technologieszenarios TS2 . . . . .  | 118 |
| 6.15. Einfluss alternativer Kraftstoffe auf die äquivalenten CO <sub>2</sub> -Emissionen des Lebenszyklus für die drei Reduktionspotenziale LOW, MID und HIGH des mittleren Technologieszenarios TS3 . . . . .  | 119 |
| 6.16. Einfluss der Technologieentwicklung und alternativer Kraftstoffe auf die LCA äquivalenten CO <sub>2</sub> -Emissionen in 2050 relativ zum Referenzszenario  | 120 |
| 7.1. Änderungsrate der LCA CO <sub>2äq</sub> -Emissionen zwischen 2020 und 2030 . .   | 122 |
| 7.2. Änderungsrate der LCA CO <sub>2äq</sub> -Emissionen zwischen 2005 und 2050 . .   | 123 |
| 7.3. Hochfahrtszenarien zur Verfügbarkeit alternativer Kraftstoffe in der Luftfahrt . . . . .   | 125 |

|      |   |     |
|------|---|-----|
| 7.4. | Emissionsroadmap des globalen Luftverkehrs maßstabsgerecht für das Technologieszenario TS1 sowie die Hochfahrtszenarien alternativer Kraftstoffe AS1 und AS2 mit dem MID Reduktionspotenzial . . . . .  | 127 |
| 7.5. | Emissionsroadmap des globalen Luftverkehrs maßstabsgerecht für das Technologieszenario TS2 sowie die Hochfahrtszenarien alternativer Kraftstoffe AS1 und AS2 mit dem MID Reduktionspotenzial . . . . .  | 127 |
| 7.6. | Emissionsroadmap des globalen Luftverkehrs maßstabsgerecht für das Technologieszenario TS3 sowie die Hochfahrtszenarien alternativer Kraftstoffe AS1 und AS2 mit dem MID Reduktionspotenzial . . . . .  | 128 |
| B.1. | Auszug aus der Flugturbinenkraftstoffspezifikation . . . . .  | 152 |
| D.1. | Kriterien des FRL-Schemas zur Klassifizierung alternativer Kraftstoffe .  | 154 |
| E.1. | ICAO LTO-Zyklus mit Lastpunkten und Betriebszeiten . . . . .  | 155 |
| F.1. | Phasen und Zusammenhänge in der Ökobilanz . . . . .   | 156 |
| J.1. | Referenzfunktionen $EINO_x$ des Triebwerks M . . . . .  | 168 |
| J.2. | Referenzfunktionen $EINO_x$ des Triebwerks L . . . . .  | 169 |
| L.1. | Referenzfunktionen der Partikelkonzentration (a), des Brennkammer-eintrittsdrucks (b), des Kraftstoff-Luft-Verhältnisses (c) und der stöchiometrischen Flammentemperatur (d) des Triebwerks M . . . . . | 173 |
| L.2. | Referenzfunktionen der Partikelkonzentration (a), des Brennkammer-eintrittsdrucks (b), des Kraftstoff-Luft-Verhältnisses (c) und der stöchiometrischen Flammentemperatur (d) des Triebwerks L . . . . . | 174 |
| M.1. | Kraftstoffmassenstrom (a), Gesamtdruckverhältnis (b) und Nebenstromverhältnis (c) des G7lab-Modells (G7lab-Modell) und der ICAO (ICAO EDB) des Triebwerks M . . . . .                                   | 176 |
| M.2. | Kraftstoffmassenstrom (a), Gesamtdruckverhältnis (b) und Nebenstromverhältnis (c) des G7lab-Modells (G7lab-Modell) und der ICAO (ICAO EDB) des Triebwerks L . . . . .                                   | 177 |
| N.1. | Relative Abweichung des Kraftstoffmassenstroms bei unterschiedlichen Betriebspunkten des Mittelstreckentriebwerks M . . . . .   | 179 |
| N.2. | Relative Abweichung des Kraftstoffmassenstroms bei unterschiedlichen Betriebspunkten des Langstreckentriebwerks L . . . . .   | 180 |
| N.3. | Relative Abweichung der direkten $CO_2$ -Emissionen bei unterschiedlichen Betriebspunkten des Mittelstreckentriebwerks M . . . . .  | 180 |
| N.4. | Relative Abweichung der direkten $H_2O$ -Emissionen bei unterschiedlichen Betriebspunkten des Mittelstreckentriebwerks M . . . . .  | 181 |
| N.5. | Relative Abweichung der direkten $CO_2$ -Emissionen bei unterschiedlichen Betriebspunkten des Langstreckentriebwerks L . . . . .  | 181 |
| N.6. | Relative Abweichung der direkten $H_2O$ -Emissionen bei unterschiedlichen Betriebspunkten des Langstreckentriebwerks L . . . . .  | 182 |
| N.7. | Relative Abweichung der direkten $NO_x$ -Emissionen (a) und der direkten nicht-volatilen Partikelmassen (b) bei unterschiedlichen Betriebspunkten des Mittelstreckentriebwerks M . . . . .              | 182 |

---

|  |     |
|--|-----|
| N.8. Relative Abweichung der direkten $\text{NO}_x$ -Emissionen (a) und der direkten nicht-volatilen Partikelmassen (b) bei unterschiedlichen Betriebspunkten des Langstreckentriebwerks L . . . . . | 183 |
| O.1. Sensitivität der kritischen Temperatur bzgl. $\text{EIH}_2\text{O}$ (a) und Heizwert (b) für verschiedene relative Luftfeuchten . . . . .   | 185 |
| O.2. Änderung der kritischen Temperatur für alternative Kraftstoffe bei unterschiedlichen relativen Luftfeuchten . . . . .   | 186 |
| P.1. Verteilung der Flüge nach Streckenlängen für den A380 . . . . .   | 187 |
| S.1. Ausgleichspolynome 4. Ordnung und Stützstellen der Technologieszenarien   | 191 |
| S.2. Relative Abweichung der Ausgleichspolynome an den jeweiligen Stützstellen der Szenarien . . . . .   | 192 |

# Tabellenverzeichnis

|       |   |     |
|-------|---|-----|
| 2.1.  | Im Anhang ASTM D7566-17 aufgeführte Kraftstoffe . . . . .   | 12  |
| 2.2.  | Vergleich ausgewählter Kraftstoffeigenschaften von HEFA-SPK und FT-SPK . . . . .  | 16  |
| 3.1.  | Global Warming Potential (GWP) von Treibhausgasen auf 100 Jahre bezogen . . . . .   | 25  |
| 3.2.  | Annahmen zur Produktion von konventionellem Kerosin auf Basis von Rohöl . . . . .   | 28  |
| 3.3.  | Annahmen zur Produktion von FT-SPK auf Basis von KUP . . . . .  | 30  |
| 3.4.  | Annahmen zur Produktion von FT-SPK auf Basis von Switchgrass . . . . .  | 31  |
| 3.5.  | Annahmen zur Produktion von FT-SPK auf Basis von Waldrestholz . . . . .   | 32  |
| 3.6.  | Annahmen zur Produktion von HEFA-SPK auf Basis von Jatropha . . . . .   | 34  |
| 3.7.  | Annahmen zur Produktion von HEFA-SPK auf Basis von Camelina . . . . .   | 35  |
| 3.8.  | Annahmen zur Produktion von HEFA-SPK auf Basis von Algen . . . . .  | 36  |
| 3.9.  | LUC-Emissionen ausgewählter Herstellungspfade in der Literatur . . . . .  | 39  |
| 3.10. | Annahmen zu den Produktionskosten von alternativen Kraftstoffen im Vergleich zu Kerosin . . . . .                               | 43  |
| 4.1.  | Ausgewählte Leistungsparameter der simulierten Triebwerksmodelle im Take-off (SLS) . . . . .                                    | 47  |
| 4.2.  | Zusammensetzung des Fluidmodells für Luft . . . . .   | 49  |
| 4.3.  | Ausgewählte Gaseigenschaften bei 15 °C von Luft, CO <sub>2</sub> und H <sub>2</sub> O . . . . .                                 | 51  |
| 4.4.  | Zusammensetzung des Referenzkraftstoffmodells RefJetA1 . . . . .  | 53  |
| 4.5.  | Zusammensetzung des Kraftstoffmodells SPK100 . . . . .  | 53  |
| 4.6.  | Zusammensetzung des Kraftstoffmodells SPK50 . . . . .   | 53  |
| 4.7.  | Ausgewählte Eigenschaften der Kraftstoffmodelle . . . . .   | 54  |
| 4.8.  | Emissionsindizes der Kraftstoffmodelle für CO <sub>2</sub> und H <sub>2</sub> O . . . . .                                       | 56  |
| 4.9.  | Definition der Betriebspunkte für die betrachteten Triebwerke . . . . .   | 76  |
| 4.10. | Änderungen interner Triebwerksparameter relativ zu RefJetA1 bei konstantem Schub im TO Betriebspunkt des Triebwerks K . . . . . | 77  |
| 5.1.  | Ausgewählte Parameter der Flugzeugmodelle . . . . .   | 83  |
| 5.2.  | Einfluss der Änderungen des TOW auf den Kraftstoffbedarf der Mittelstreckenmission . . . . .                                    | 93  |
| 6.1.  | Referenzszenario für Transportleistung und Kraftstoffverbrauch sowie die mittleren jährlichen Wachstumsraten . . . . .          | 99  |
| 6.2.  | Umrechnung des Kraftstoffverbrauchs des S1 und S9 Szenarios vom internationalen auf den globalen Luftverkehr . . . . .          | 100 |
| 6.3.  | Szenarien zur Technologieentwicklung und der Referenz . . . . .   | 101 |

|      |   |     |
|------|---|-----|
| 6.4. | Einfluss alternativer Kraftstoffe auf den Kraftstoffverbrauch und die Emissionen relativ zu konventionellem Kerosin . . . . .   | 107 |
| 6.5. | Auswertung der Literaturdaten zum Biomassepotenzial in 2050 . . . . .   | 114 |
| 6.6. | Systemgrenzen bei der Betrachtung alternativer Flugturbinenkraftstoffe  | 115 |
| 7.1. | Kraftstoffverbrauch und Emissionen im Referenzjahr 2005 . . . . .   | 123 |
| 7.2. | Szenarien zur Verfügbarkeit alternativer Kraftstoffe in den Jahren bis 2050, sowie der daraus resultierende relative Anteil am Gesamtkraftstoffbedarf in den verschiedenen Technologieszenarien . . . . . | 126 |
| 7.3. | Flächenbedarf für die Kultivierung alternativer Kraftstoffe . . . . .   | 129 |
| 7.4. | Einsparung der LCA CO <sub>2äq</sub> -Emissionen alternativer Kraftstoffe im Vergleich zu Jet A-1 in einer energetischen und einer gravimetrischen Bilanzierung . . . . .                                 | 130 |
| 7.5. | CO <sub>2</sub> -Vermeidungskosten alternativer Kraftstoffen (ohne FT-SPK, ALG) im Vergleich zu Kerosin . . . . .   | 130 |
| A.1. | Kommerzielle Flüge mit nachhaltigen alternativen Kraftstoffen . . . . .   | 150 |
| C.1. | Alternative Kraftstoffe im Zertifizierungsprozess . . . . .   | 153 |
| G.1. | NASA-7-Polynomialkoeffizienten für ausgewählte Spezies (gerundet) . .   | 160 |
| H.1. | Diskretisierung der Tabellen für Gas- und Verbrennungseigenschaften .   | 161 |
| H.2. | Auszug der Gaseigenschaften von trockener Luft. . . . .   | 162 |
| H.3. | Auszug der Gaseigenschaften von RefJetA1 (WAR=0 und FAR=0.06) .   | 163 |
| H.4. | Auszug der Gaseigenschaften von SPK50 (WAR=0 und FAR=0.06) . .  | 164 |
| H.5. | Auszug der Gaseigenschaften von SPK100 (WAR=0 und FAR=0.06) .   | 165 |
| I.1. | Molare Masse ausgewählter Spezies . . . . .   | 166 |
| K.1. | Repräsentative AFR und FAR für Triebwerke an den ICAO-Punkte . .  | 171 |
| Q.1. | Literaturstudien zu Luftverkehrsprognosen . . . . .   | 188 |
| R.1. | Entwicklung der Luftverkehrsnachfrage des Central Forecasts . . . . .   | 189 |
| R.2. | Änderungsraten und deren Bereinigung sowie Skalierung des Anteils des internationalen Luftverkehrs am globalen Luftverkehr . . . . .  | 190 |
| R.3. | Umrechnung des Kraftstoffverbrauchs des S1 Szenarios vom internationalen auf den globalen Luftverkehr . . . . .   | 190 |
| S.1. | Bestimmtheitsmaß der Ausgleichspolynome . . . . .   | 192 |
| T.1. | Szenarienübersicht zur Referenz, Technologieentwicklung und alternativen Kraftstoffen . . . . .   | 193 |

# Nomenklatur

## Abkürzungen

|                                 |   |
|---------------------------------|---|
| AFQRJOS                         | Aviation Fuel Quality Requirements for Jointly Operated Systems |
| ALG                             | Algen   |
| App                             | Approach / Landeanflug  |
| Ar                              | Argon   |
| ATAG                            | Air Transport Action Group                                      |
| BPR                             | Bypass Ratio / Nebenstromverhältnis                             |
| BTL                             | Biomass-to-Liquid   |
| CAAFI                           | Commercial Aviation Alternative Fuel Initiative                 |
| CAM                             | Camelina  |
| CNG                             | Carbon-Neutral Growth / CO <sub>2</sub> -neutrales Wachstum     |
| C <sub>2</sub> H <sub>4</sub>   | Ethen   |
| C <sub>10</sub> H <sub>8</sub>  | Naphtalin   |
| C <sub>13</sub> H <sub>28</sub> | Tridecan  |
| CI                              | Carbon Index / Partikelkonzentration                            |
| CO                              | Climb out / Steigflug nach dem Abheben                          |
| CO <sub>2</sub>                 | Kohlenstoffdioxid   |
| CR                              | Cruise / Reiseflug  |
| CTL                             | Coal-to-Liquid  |
| DLA                             | Defence Logistic Agency   |
| DOC                             | Direct Operating Costs / Direkte Betriebskosten                 |
| EASA                            | European Aviation Safety Agency                                 |
| EDB                             | Engine Emission Databank  |
| EERL                            | Erneuerbare-Energien-Richtlinie                                 |
| EI                              | Emission Index / Emissionsindex                                 |
| EPA                             | Environmental Protection Agency                                 |
| FAA                             | Federal Aviation Administration                                 |
| FE                              | Funktionelle Einheit  |
| FHV                             | Fuel Heating Value / Heizwert                                   |
| FL                              | Flight Level / Flugfläche (Höhe)                                |
| FOA3                            | First Order Approximation Methode 3                             |
| FRL                             | Fuel Readiness Level  |



---

|                  |  |
|------------------|--|
| FT               | Fischer-Tropsch  |
| GTL              | Gas-to-Liquid  |
| GWP              | Global Warming Potential / Treibhauspotenzial                                  |
| H <sub>2</sub>   | Wasserstoff  |
| H <sub>2</sub> O | Wasser bzw. Wasserdampf  |
| HEFA             | Hydroprocessed Esters and Fatty Acids /<br>Hydrogenierte Esther und Fettsäuren |
| IATA             | International Air Transport Association  |
| ICAO             | International Civil Aviation Organization                                      |
| iLUC             | indirect Land Use Change / indirekte Landnutzungsänderung                      |
| IPCC             | International Panel for Climate Change   |
| JAT              | Jatropha   |
| JIG              | Joint Inspection Group   |
| K                | Kurzstrecke  |
| KUP              | Kurzumtriebsplantage   |
| L                | Langstrecke  |
| LCA              | Life Cycle Assessment / Ökobilanz  |
| LTO              | Landing Take-off / Start-Landezyklus der ICAO                                  |
| LUC              | Land Use Change / Landnutzungsänderung   |
| M                | Mittelstrecke  |
| MBM              | Marked-Based Measures / Marktbasierende Maßnahmen                              |
| MTOW             | Maximum Take-off Weight / Maximales Startgewicht                               |
| N <sub>2</sub>   | Stickstoffdioxid   |
| NO <sub>x</sub>  | Stickoxide   |
| nvPM             | non-volatile Particulate Matter / nicht-volatile Partikel                      |
| O <sub>2</sub>   | Sauerstoff   |
| OAG              | Official Airline Guide   |
| OEM              | Original Equipment Manufacturer  |
| OEW              | Operating Empty Weight / Leergewicht   |
| OPR              | Overall Pressure Ratio / Gesamtdruckverhältnis                                 |
| PAH              | Polyzyklische aromatische Kohlenwasserstoffe                                   |
| PCHIP            | Piecewise Cubic Hermite Interpolation Methode                                  |
| PQIS             | Petroleum Quality Information System   |
| RefJetA1         | Referenzkraftstoffmodell konventionelles Kerosin Jet A-1                       |
| RF               | Radiative Forcing / Strahlungsantrieb  |
| RPK              | Revenue Passenger Kilometer / Bezahlte Passagierkilometer                      |
| RTK              | Revenue Tonne Kilometer / Bezahlte Tonnenkilometer                             |
| SLS              | Sea Level Static / Bodenstandfall  |
| SN               | Smoke Number / Rauchzahl   |
| SO <sub>x</sub>  | Schwefeloxide  |

|        |   |
|--------|---|
| SPK    | Synthetic Paraffinic Kerosin / Synthetisches paraffinisches Kerosin               |
| SPK50  | Kraftstoffmodell 50 Vol.-% Gemisch aus Kerosin und SPK                            |
| SPK100 | Kraftstoffmodell 100 Vol.-% SPK   |
| SWG    | Switchgrass   |
| TA     | Transition Altitude / Transitionshöhe   |
| TCDS   | Type Certificate Data Sheet   |
| THG    | Treibhausgas  |
| TO     | Take-off / Start  |
| TOW    | Take-off Weight / Startgewicht  |
| TRL    | Technology Readiness Level  |
| TTW    | Tank to Wake bzw. Tank to Wing /<br>Tank zur Bahre bzw. Tank zum Flügel           |
| UHC    | Unburned hydrocarbon / Unverbrannter Kohlenwasserstoff                            |
| UID No | Unique Identification Number  |
| UNFCCC | United Nation Framework Convention on Climate Change                              |
| WRH    | Waldrestholz  |
| WTI    | West Texas Intermediate (Rohölsorte)  |
| WTT    | Well to Tank / Wiege bis zum Tank   |
| WTW    | Well to Wake bzw. Well to Wing /<br>Wiege bis zur Bahre bzw. Wiege bis zum Flügel |
| XTL    | Anything-to-Liquid  |

## Lateinische Formelzeichen

|                   |  |
|-------------------|--|
| $A$               | Fläche                                     |
| $AFR$             | Luft-Kraftstoff-Verhältnis                 |
| $a_1, a_2, \dots$ | Koeffizienten                              |
| $b_1, b_2$        | Integrationskonstanten                     |
| $C$               | Kohlenstoff                                |
| $c_p$             | spezifische isobare Wärmekapazität         |
| $CASFE$           | Commercial Aircraft System Fuel Efficiency |
| $e$               | Emissionen                                 |
| $F_N$             | (netto) Schub                              |
| $FAR$             | Kraftstoff-Luft-Verhältnis                 |
| $h$               | spezifische Enthalpie                      |
| $h$               | Höhe                                       |
| $H$               | Exponent der Luftfeuchtekorrektur          |
| $H$               | Wasserstoff                                |
| $k$               | Kosten                                     |
| $m$               | Kohlenstoffanzahl                          |
| $M_w$             | Molare Masse                               |
| $Ma$              | Machzahl                                   |
| $n$               | Wasserstoffanzahl                          |
| $N$               | Anzahl                                     |
| $P$               | (total) Druck                              |
| $Q$               | Volumen-Kraftstoff-Verhältnis              |
| $R$               | Spezielle Gaskonstante                     |
| $R_m$             | molare oder universelle Gaskonstante       |
| $s$               | Entropie                                   |
| $S$               | Strecke                                    |
| $T$               | (total) Temperatur                         |
| $T_m$             | kritische Temperatur                       |
| $u$               | Volumenanteil                              |
| $v$               | Geschwindigkeit                            |
| $v_0$             | Fluggeschwindigkeit                        |
| $\dot{V}$         | Volumenstrom                               |
| $w$               | spezifische Arbeit                         |
| $w_{fuel}$        | Kraftstoffmasse                            |
| $\dot{w}_{fuel}$  | Kraftstoffmassenstrom                      |
| $W$               | Gewicht                                    |
| $WAR$             | Wasser-Luft-Verhältnis                     |
| $y$               | Massenanteil                               |

## Griechische Formelzeichen

|            |                      |
|------------|----------------------|
| $\delta$   | Druckverhältnis      |
| $\Delta$   | Delta                |
| $\eta$     | Wirkungsgrad         |
| $\kappa$   | Isentropenexponent   |
| $\omega$   | Spezifische Feuchte  |
| $\Psi$     | Entropiefunktion     |
| $\rho$     | Dichte               |
| $\Theta$   | Temperaturverhältnis |
| $\epsilon$ | Verhältnis           |

## Indizes

|         |                                |
|---------|--------------------------------|
| 3       | Station am Brennkammereintritt |
| amb     | Umgebung                       |
| arith   | Arithmetisches Mittel          |
| exhaust | Abgassystem                    |
| fl      | Flamme                         |
| fuel    | Kraftstoff                     |
| ges     | Gesamt                         |
| in      | Eintritt                       |
| Jet     | Jet A-1                        |
| m,n,i   | Indizes                        |
| mixed   | Gemischt                       |
| M       | Maßnahme                       |
| net     | Netto                          |
| Payload | Nutzlast                       |
| red     | Reduziert                      |
| ref     | Referenz                       |
| rel     | Relativ                        |
| unmixed | Ungemischt                     |
| v       | Vermeidung                     |

# 1. Einleitung

## 1.1. Aktuelle Situation des Luftverkehrs

Der internationale Luftverkehr leistet einen positiven Beitrag zu weltweiter Mobilität, Wirtschaftswachstum und gesellschaftlichem Wohlstand. Er ist heutzutage eine wesentliche Säule der globalisierten Welt. Nach Angaben der Branchenvereinigung Air Transport Action Group (ATAG) beförderte der Luftverkehr im Jahr 2017 über 4.1 Milliarden Passagiere und rund 61.9 Mt Fracht im Wert von etwa 6 Billionen USD [ATAG, 2018]. Mit einer Flotte von über 31 000 Flugzeugen bedient der globale Luftverkehr ein Netzwerk von etwa 45 000 Routen mit fast 3800 Flughäfen und leistet somit über den Tourismus hinaus einen wichtigen Beitrag zum Welthandel. Zur Erfüllung der Transportleistung wurden in 2017 etwa 275 Mt Flugturbinenkraftstoff benötigt und CO<sub>2</sub>-Emissionen in Höhe von rund 859 Mt freigesetzt [ATAG, 2018]. Dies entspricht einem Anteil von ca. 2.1 % an den weltweiten anthropogenen CO<sub>2</sub>-Emissionen von insgesamt etwa 41 403 Mt [Le Quéré et al., 2018].

Seit Beginn der kommerziellen Luftfahrt konzentrierte sich die Emissionsbetrachtung auf die lokale Luftverschmutzung in Flughafennähe sowie allgemein auf die Effizienzsteigerung des Transportsystems. In den letzten Jahren ist, mit zunehmender gesellschaftlicher Sensibilität für die Umweltbilanz, die Bedeutung der anthropogenen Klimawirkung deutlich gestiegen, stellt aktuell eine der zentralen Herausforderungen für den modernen Lebenswandel dar und erfasst sektorenübergreifend nahezu alle menschlichen Aktivitäten. Von dieser Entwicklung bleibt der Luftverkehr nicht unberührt und ist gefordert, über die rein ökonomischen Gesetzmäßigkeiten des Marktes zur Effizienzsteigerung hinaus, weitere Maßnahme mit spezieller Zielsetzung zur Reduzierung der klimarelevanten Umweltwirkungen zu ergreifen. Nach aktuellem Wissenstand ist CO<sub>2</sub> das bedeutendste anthropogene Treibhausgas [IPCC, 2014]. Daher ist die Reduktion insbesondere der CO<sub>2</sub>-Emissionen des Luftverkehrs von ökonomischer und ökologischer Bedeutung.

Vor dem Hintergrund der prognostizierten Wachstumsraten im Luftverkehr in den kommenden Jahren<sup>1</sup> hat sich die Luftfahrtindustrie mittel- und langfristige CO<sub>2</sub>-Reduktionsziele gesetzt. Hierbei gilt es den CO<sub>2</sub>-Ausstoß bei gleichzeitiger Ausweitung der Verkehrsleistung<sup>2</sup> zu reduzieren. Prinzipiell lässt sich dieses Ziel durch zwei komplementäre Ansatzpunkte erreichen, die nach [Paech, 2013] als Effizienz (quantitative Optimierung) und Konsistenz (qualitative Optimierung) bezeichnet werden (siehe Gleichung 1.1).

$$\frac{\text{CO}_2\text{-Emissionen}}{\text{Wertschöpfung}} = \frac{\text{Primärenergie}}{\text{Wertschöpfung}} \cdot \frac{\text{CO}_2\text{-Emissionen}}{\text{Primärenergie}} \quad (1.1)$$

---

<sup>1</sup>4.4 % bzw. 4.7 % mittleres jährliches Wachstum der Passagierkilometer im Zeitraum von 2018 bis 2037 nach Airbus [Airbus, 2018] bzw. Boeing [Boeing, 2018].

<sup>2</sup>Allgemein als Wertschöpfung bezeichnet.

Waren bisherige Maßnahmen in der Luftfahrt maßgeblich auf die Effizienz, d.h. die Reduzierung des Primärenergiebedarfs (erster Term), ausgerichtet, eröffnen sich nun zusätzliche Optionen im Bereich der ökologischen Konsistenz, d.h. einer CO<sub>2</sub>-reduzierten Primärenergiebereitstellung (zweiter Term). So wird neben technologischen Innovationen, z.B. zur Widerstands- und Gewichtsreduktion sowie Wirkungsgradsteigerungen über die Einführung neuartiger Flugzeug- und Antriebskonzepte, Flottenerneuerungen und Effizienzsteigerungen u.a. beim Luftverkehrsmanagement und bei operationellen Maßnahmen, der Einführung alternativer Kraftstoffe auf regenerativer Basis ein erhebliches Potenzial zugeschrieben. Darüber hinaus werden auch marktbasierter Maßnahmen ein gewisser Stellenwert eingeräumt. Hierbei handelt es sich jedoch um ein allgemeines Instrument, welches nicht direkt zu einer Reduzierung der Emissionen führt und nicht unmittelbar das Emissionsverhalten des Luftverkehrs betrifft. Vielmehr zielen marktbasierter Instrumente, wie beispielsweise der Emissionshandel, darauf ab, Emissionen branchenübergreifend zu reduzieren und somit die geringsten ökonomischen Aufwendungen für die Reduktion zu realisieren. D.h. marktbasierter Maßnahmen haben zunächst lediglich einen Einfluss auf die Verteilung der Investitionen und bewirken als mittelbare Folge eine Reduktion von Emissionen. Daher sind diese nicht Gegenstand der vorliegenden Arbeit.

Allerdings sind alternative Energieträger nicht nur eine attraktive Option für den Luftverkehr. Vielmehr wird in den nächsten Dekaden Bioenergie einen bedeutenden Anteil am globalen Energiemix einnehmen, um den Anforderungen zur Minderung des Klimawandels im globalen Energiesystem zu begegnen [Beringer et al., 2011]. Hierfür ist eine schnelle Entwicklung eines entsprechenden Bioenergiesektors notwendig. Zudem kann der weltweite Handel mit Biomasse und darauf basierenden Energieträgern die Abhängigkeit von fossilen Rohstoffimporten, wie Öl, Erdgas oder Kohle, reduzieren [Rosillo-Calle et al., 2012]. Somit kann der ungleichen Verteilung fossiler Energieressourcen aufgrund deren Konzentration in wenigen Regionen der Welt entgegengewirkt und global ein direkter und gerechterer Zugang zu Energieressourcen ermöglicht werden. Darüber hinaus könnte von einer Intensivierung der Bioenergie der Arbeitsmarkt in Regionen mit landwirtschaftlich geprägter Wirtschaft profitieren und insbesondere in Entwicklungsländern den Bauern neue Einkommensmöglichkeiten bieten und einen Beitrag zur Armutsbekämpfung leisten [Mathews, 2007]. Diese Entwicklungsperspektive ist auch für den Luftverkehr nicht unbedeutend. Die langfristige Sicherung der Energieversorgung, die Sorge vor der zukünftigen Entwicklung der Rohölpreise sowie ein wachsendes Umweltbewusstsein haben in der letzten Dekade das Interesse der Luftfahrt an alternativen Kraftstoffen geweckt. So sind die Aspekte der Energiediversität, Nachhaltigkeit und Kostenstabilität zu zentralen Motiven für die Erprobung, Zertifizierung und Nutzung alternativer Kraftstoffe in der Luftfahrt geworden (siehe Abbildung 1.1 auf der nächsten Seite).

Bisher ist die kommerzielle Luftfahrt auf einen einzigen Kraftstoff ausgerichtet: fossiles Kerosin auf Erdölbasis. Eine Umstellung auf Alternativen kann daher nur schrittweise<sup>3</sup> erfolgen. Aufgrund ihrer kurz- bis mittelfristigen technologischen und ökonomischen Überlegenheit [Novelli, 2011a] konzentriert sich die Luftfahrt insbesondere auf sogenannte drop-in Kraftstoffe, welche ohne Modifikation der Flugzeug- und Triebwerkssysteme oder der Kraftstoffinfrastruktur als direkte Alternative zu konventionellem (fossilem) Flugturbinenkraftstoff eingesetzt werden können. Hierfür wurde in den

---

<sup>3</sup>Sowohl zeitlich als auch räumlich.

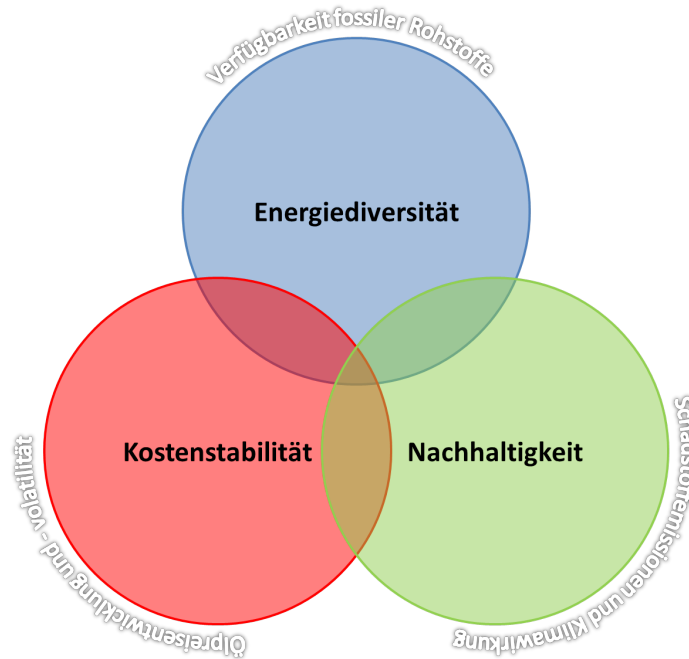


Abbildung 1.1.: Motive für die Verwendung alternativer Kraftstoffe nach [Allen et al., 2009]

letzten Jahren ein aufwendiger Zertifizierungsprozess erarbeitet und die Anforderungen der Kraftstoffspezifikation durch einen Anhang für synthetische Flugturbinenkraftstoffe erweitert (vgl. [ASTM, 2018]). Nach dem ersten Flug einer kommerziellen Airline mit alternativem Kraftstoff Anfang 2008<sup>4</sup> folgten zahlreiche weitere Demonstrationsflüge mit alternativen Kraftstoffen aus unterschiedlichen Rohstoffen. In 2009 wurde der erste alternative Flugturbinenkraftstoff zertifiziert und zugelassen: Synthetisches paraffinisches Kerosin (engl. Synthetic Paraffinic Kerosin, SPK) aus der Fischer-Tropsch (FT) Synthese mit einer Beimischung von bis zu 50 Vol.-% konventionellem Flugturbinenkraftstoff. Mit der Zulassung des zweiten alternativen SPK aus hydrogenerierten Estern und Fettsäuren (engl. Hydroprocessed Esters and Fatty Acids, HEFA) in 2011, ebenfalls mit einer Beimischung von bis zu 50 Vol.-%, folgte am 22. Juni 2011 der erste kommerzielle Passagierflug mit alternativem Kraftstoff<sup>5</sup>. Seit dem wurden weltweit über 150 000 kommerzielle Flüge unternommen [ATAG, 2018]. Einen Auszug hiervon zeigt Anhang A. Hierbei basierten die verwendeten Kraftstoffe jedoch auf gesonderten Produktionschargen und individuell überwachten Lieferketten, da eine kontinuierliche Produktion und Distribution von alternativen Flugturbinenkraftstoffen aktuell nur in unbedeutendem Umfang stattfindet<sup>6</sup>.

Allerdings sind der Ausbau von Bioenergie und insbesondere die Kultivierung von Biomasse zur Energieerzeugung nicht ohne Risiko. So weist beispielsweise der Wissenschaftliche Beirat der Bundesregierung Globale Umweltveränderung (WBGU) darauf

<sup>4</sup>Virgin Atlantic von London nach Amsterdam, auf Basis von Kokus- und Babassuöl.

<sup>5</sup>KLM von Amsterdam nach Paris, basierend auf gebrauchtem Speiseöl von SkyNRG.

<sup>6</sup>Derzeit wird alternativer Flugturbinenkraftstoff an den Flughäfen in Oslo (seit 2015), Los Angeles (seit 2016), Stockholm (seit 2017), Bergen (seit 2017) und Brisbane (seit 2018) angeboten. Im Jahr 2017 entsprach der Anteil alternativer Flugturbinenkraftstoffe aller durchgeführten Flüge ca. 0.004 % des weltweiten Kerosinverbrauchs (vgl. [ATAG, 2018]).

hin, dass ein unkontrollierter Aufwuchs von Energieplantagen im großen Maßstab sowie die Nutzung von Reststoffen aus Forst- und Landwirtschaft sogar zu einem Anstieg der Treibhausgasemissionen, der Umweltbelastung und einer Gefährdung der Nahrungsmittelproduktion führen kann [Schubert et al., 2009]. Allgemein können Landnutzungsänderungen aufgrund der Kultivierung von Energiepflanzen zu erheblichen Freisetzungen von vormals vegetativ gebundenen CO<sub>2</sub>-Mengen führen.

Dennoch scheint eine Transformation hin zu kohlenstoffarmen<sup>7</sup> Kraftstoffen vor dem Hintergrund des gestiegenen gesellschaftlichen Umweltbewusstseins unausweichlich. Durch die auf der Klimakonferenz 2010 in Cancún erstmals durch die Mitglieder der Klimarahmenkonvention der Vereinten Nationen (engl. United Nations Framework Convention on Climate Change, UNFCCC) offiziell anerkannte Zwei-Grad-Obergrenze [UNFCCC, 2011] sowie dessen Verschärfung im Rahmen der Pariser Klimakonferenz 2015 auf deutlich unter 2 °C [UNFCCC, 2016], könnte zudem zusätzlicher Druck auf die fossilen Rohstoffreserven entstehen. In einer Studie von [Meinshausen et al., 2009] wurde in Bezug auf die Zwei-Grad-Obergrenze ein sogenanntes CO<sub>2</sub>-Budget berechnet und mit den fossilen Rohstoffreserven verglichen. Demnach würde eine Nutzung aller bisher gesicherten Reserven an fossilen Energieträgern (Öl, Kohle und Erdgas) bis 2050 das berechnete zulässige Budget deutlich übersteigen. Es dürfte im Zeitraum 2000 bis 2049 lediglich eine Menge von 1000 bzw. 1440 Gt CO<sub>2</sub> freigesetzt werden, um die Wahrscheinlichkeit einer Überschreitung des Zwei-Grad-Ziels auf 25 bzw. 50% zu begrenzen. Unter Berücksichtigung der im Zeitraum 2000 bis 2014 bereits emittierten CO<sub>2</sub>-Menge von ca. 450 Gt CO<sub>2</sub> [Olivier et al., 2015], [IEA, 2016], [World Bank, 2014] ergibt sich ein noch verfügbares CO<sub>2</sub>-Budget von etwa 550 bzw. 990 Gt. Das Potenzial an CO<sub>2</sub>-Emissionen bei Nutzung der gesicherten fossilen Reserven wird auf etwa 2800 Gt geschätzt<sup>8</sup>, basierend auf Daten aus dem Jahr 2007 [Meinshausen et al., 2009]. Ohne weitere technologische Maßnahmen beispielsweise zur CO<sub>2</sub>-Abscheidung oder negativen CO<sub>2</sub>-Emissionen, könnten demnach nur lediglich 20 (35) % der fossilen Rohstoffreserven genutzt werden. Auch wenn das CO<sub>2</sub>-Budget ab 2018 im 50 % Vertrauensintervall in der jüngsten Veröffentlichung nach [IPCC, 2018] mit 1500 Gt für das Zwei-Grad-Ziel etwas höher abgeschätzt wird, sind Alternativen bereits deutlich vor dem Versiegen fossiler Rohstoffquellen notwendig.

## 1.2. Stand der Technik

Untersuchungen zu alternativen Kraftstoffen im Luftverkehr erstrecken sich auf unterschiedliche Bereiche. Neben der technischen Eignung alternativer Flugturbinenkraftstoffe, spielen insbesondere die Bereiche der Emissionen und der Ökobilanzen eine zentrale Rolle. Darüber hinaus sind die Analysen zum Einfluss auf die Triebwerksperformance, zur Verfügbarkeit und zu Luftverkehrsszenarien ebenso Bestandteile wie ökonomische Aspekte. In dieser Arbeit findet eine ausführliche Betrachtung zu den verschiedenen Themengebieten in den jeweiligen Kapiteln statt. Daher wird im Folgenden lediglich ein kurzer Überblick über wesentliche Literaturquellen gegeben und auf die entsprechenden Kapitel verwiesen.

---

<sup>7</sup>Hier bezogen auf fossile Kohlenstoffanteile.

<sup>8</sup>2800 Gt entspricht dem Medianwert der Abschätzung, wovon ca. 360 Gt auf Erdgas, ca. 615 Gt auf Öl und ca. 1820 Gt auf Kohle entfallen (Abweichungen aufgrund von Rundungen siehe [Meinshausen et al., 2009]). Das 80 % Vertrauensintervall liegt im Bereich von 2541 Gt bis 3089 Gt.



Während sich die Untersuchungen zu alternativen Flugturbinenkraftstoffen in den Anfängen vorrangig mit der technischen Eignung und dem Emissionsverhalten experimentell beschäftigten, standen die Simulation der Auswirkungen auf die Triebwerksperformance und eine Übertragung auf den Luftverkehr zunächst nicht im Fokus. So wurde die technische Eignung und die Verträglichkeit alternativer Flugturbinenkraftstoffe mit konventionellem Kerosin in zahlreichen Studien und Testflügen demonstriert (vgl. [Moses, 2008], [Kinder u. Rahmes, 2009], [Zschocke, 2014], [IATA, 2015]).

Studien zu den gasförmigen Emissionen unterschiedlicher Flugturbinenkraftstoffe sowie Rußpartikel finden sich beispielsweise in [Bester u. Yates, 2009], [Moses u. Roets, 2009], [Blakey et al., 2010], [Anderson et al., 2011], [Lobo et al., 2011], [Corporan et al., 2012], [Saxena et al., 2012], [Cain et al., 2013], [Zschocke, 2014], [Moore et al., 2017] und [Schripp et al., 2018]. Hier werden verschiedene alternative Kraftstoffe an unterschiedlichen Triebwerken bzw. Brennkammer-Sektoren untersucht. In [Chishty et al., 2011] finden sich Emissionsmessungen aus einem Höhenprüfstand. Eine Zusammenfassung zum Emissionsverhalten aus den Messkampagnen der NASA (APEX, AAFEX und ACCESS) findet sich in [Moore et al., 2015]. Die Verwendung der Messergebnisse in der Modellbildung semi-empirischer Emissionskorrelationsmethoden und somit eine Transformation auf typische Flugmissionen wurde nicht durchgeführt. Hierzu werden in dieser Arbeit erstmals Ergebnisse gezeigt. Eine ausführliche Betrachtung der einzelnen Ergebnisse findet sich in Kapitel 4.3.

Studien zur Ökobilanz alternativer Flugturbinenkraftstoffe finden sich allen voran bei [Skone u. Gerdes, 2008], [Bauen et al., 2009], [Stratton et al., 2010], [Edwards et al., 2011], [Novelli, 2011a], [Edwards et al., 2014a], [Zschocke, 2014] und [de Jong et al., 2017]. Methodisch existieren zwischen den unterschiedlichen Studien keine gravierenden Unterschiede. Jedoch variieren die untersuchten Rohstoffe, die regionalen Gegebenheiten und die Datenbasis zwischen den Studien. Dies zeigt sich auch in der Bandbreite der Ergebnisse, wobei aufgrund von Unsicherheiten auch innerhalb einer Studie teilweise erhebliche Schwankungsbreiten ausgewiesen werden. Zudem zeigen sich insbesondere in Bezug auf mögliche Emissionen aus einer Landnutzungsänderung eine beachtliche Heterogenität in den Aussagen, wie beispielsweise bei [Stratton et al., 2010], [Overmars et al., 2015] und [Valin et al., 2015] aufgeführt werden. Kapitel 3 behandelt die Literatur zu den Ökobilanzen ausführlicher.

Analysen des Biomassepotenzials sind nicht explizit auf Flugturbinenkraftstoffe zugeschnitten. Vielmehr handelt es sich hierbei um allgemeine Untersuchungen potenzieller Rohstoffe zur Energieerzeugung. Die Literaturstudie hierzu findet sich in Kapitel 6.3.2.

Zur ökonomischen Situation alternativer Flugturbinenkraftstoffe finden sich Abschätzungen zum Investitionsbedarf beispielsweise in [Maniatis et al., 2011]. Mögliche Kostenreduktionspotenziale werden bei [Novelli, 2011b], [Rosillo-Calle et al., 2012] und [de Jong et al., 2017] behandelt. Darüber hinaus finden sich Angaben zu den Gesteungskosten alternativer Kraftstoffe bei [Zschocke, 2014], [IATA, 2015] und [IRENA, 2017]. Weitere Ausführungen hierzu finden sich in Kapitel 3.6.

Überlegungen zur Modellierung von alternativen Kraftstoffen in Leistungssyntheseprogrammen im Allgemeinen finden sich beispielsweise bei [Visser u. Kluiters, 1998]. Allerdings werden hier lediglich exemplarisch ein niedrig kalorischer Kraftstoff und verflüssigtes Erdgas untersucht. Erste Modellierungen von alternativen drop-in Kraftstoffen (SPK) in Flugtriebwerken und deren Einfluss auf die Triebwerksperformance finden sich bei [Wolters et al., 2012] und [Alexiou et al., 2012]. Weitere Veröffentlichungen in

diesem Bereich finden sich beispielsweise bei [Lokesh et al., 2015].

Erste Ansätze zur ganzheitlichen Analyse alternativer drop-in Kraftstoffe sind in [Hileman et al., 2010] und [Carter et al., 2011] dargelegt, wobei hier weder Modellbildung und Simulation noch eine Übertragung auf den Luftverkehr vorgenommen wird.

Bisherige Abschätzungen über die zukünftige Emissionsentwicklung und Emissionsminderungspotenziale im globalen Luftverkehr sind häufig qualitativ oder berücksichtigen den potenziellen Beitrag erneuerbarer Kraftstoffe nicht oder nur unzureichend (vgl. [Lee et al., 2009], [Owen et al., 2010], [Schaefer, 2012]). Betrachtungen alternativer Kraftstoffe in globalen Luftverkehrsszenarien finden sich erstmals bei [Wolters, 2013], [Wolters et al., 2013] und [Wolters et al., 2014]. Im gleichen Zeitraum fanden alternative Flugturbinenkraftstoffe auch erstmalig Einzug in die Analysen zum zukünftigen Emissionsverhalten des Luftverkehrs der ICAO (engl. International Civil Aviation Organization) [ICAO, 2013a], [ICAO, 2016]. So werden seit 2013 alternative Flugturbinenkraftstoffe in den Umweltberichten der ICAO berücksichtigt, allerdings wird hier durch die gewählte Metrik und durch den Ausschluss von nationalen Luftverkehrsströmen, die quantitative Aussagekraft erheblich beeinträchtigt (vgl. [ICAO, 2013a], [ICAO, 2016] und Kapitel 6.4).

Die bekannte Grafik des internationalen Berufsverbands der Fluggesellschaften (engl. International Air Transport Association, IATA) über die zukünftige Entwicklungen der CO<sub>2</sub>-Emissionen im Luftverkehr ist beispielsweise nicht maßstabsgetreu und bietet lediglich einen schematischen Überblick über zukünftige Trends und die Potenziale einzelner Maßnahmen, wie Abbildung 1.2 zeigt.

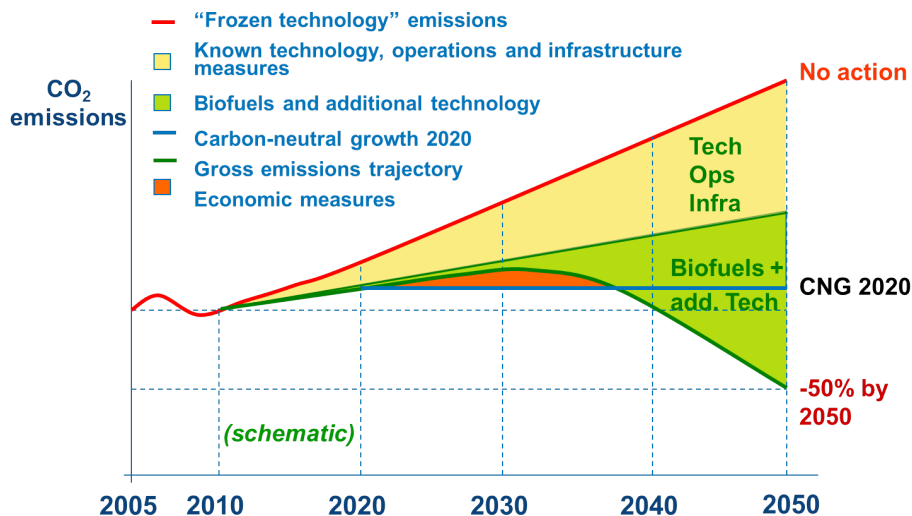


Abbildung 1.2.: Entwicklung der Emissionen im Luftverkehr schematisch [IATA, 2010]

Allen Untersuchungen ist gemein, dass sie einzelne Aspekte analysieren. Eine Zusammenführung der einzelnen Disziplinen und deren Anwendung im Zusammenhang mit zukünftigen Luftverkehrsszenarien finden nicht oder nur in Teilbereichen statt. Im Rahmen des Projektes SWAFEA wurde ein ganzheitlicher Ansatz beschrieben, allerdings beschränkt sich hier der Untersuchungsrahmen auf den europäischen Luftverkehr und spart die Modellbildung zu den triebwerksseitigen Einflüssen aus [Novelli, 2011a]. Das Projekt burnFAIR untersuchte die technische Eignung in einem längeren Betrieb der Lufthansa, begleitet von einer wissenschaftlichen Studie zum Emissionsverhalten und

einer Ökobilanz der Kraftstoffe [Zschocke, 2014]. Allerdings fehlen hier beispielsweise die Luftverkehrsszenarien.

Basierend auf den Studien zur Modellbildung und Simulation auf Triebwerks- und Flugmissionslevel unter Einbeziehung der Ökobilanzeffekte der Kraftstoffe in [Wolters et al., 2012] und der Übertragung auf Szenarien zur Entwicklung der Luftverkehrsemissionen bis 2050 in [Wolters, 2013] und [Wolters et al., 2013] sowie deren Erweiterung in [Wolters et al., 2014] wird in der vorliegende Arbeit auf Basis einer erneuerten und erweiterten Datengrundlage die entsprechenden Studien aktualisiert und ausgebaut.

### 1.3. Ziel und Aufbau der Arbeit

Die Bewertung alternativer Kraftstoffe für den internationalen Luftverkehr bedarf eines multidisziplinären Ansatzes. Dieser umfasst neben den direkten Einflüssen auf die Triebwerksperformance und die während der Verbrennung freigesetzten (direkten) Emissionen den gesamten Lebenszyklus der Kraftstoffe sowie szenarienbasierte Analysen des zukünftigen Luftverkehrs bis 2050 unter Einbeziehung alternativer Flugturbinenkraftstoffe. In dieser Arbeit wird hierzu erstmalig ein systemischer Ansatz dargestellt, der zunächst die unterschiedlichen Wirkebenen alternativer Kraftstoffe isoliert betrachtet und im Weiteren die Effekte auf Gesamtsystemebene in Beziehung stellt, wobei hier primär die triebwerksseitigen Auswirkungen untersucht werden. Der vorliegenden Arbeit liegt die Hypothese zugrunde, dass durch die Substitution konventionellen Kerosins und damit verbundenen Änderungen der chemischen und physikalischen Eigenschaften des Flugturbinenkraftstoffs letztlich sowohl das Emissionsverhalten als auch die Triebwerksperformance beeinflusst werden kann. In der Folge hätte dies Auswirkungen auf den Kraftstoffverbrauch und die Triebwerksemissionen einer Flugmission. Darüber hinaus muss, aufgrund der geänderten Rohstoffbasis und Herstellungspfade in der Kerosinbereitstellung, die Ökobilanz mit einbezogen werden. Erst unter Berücksichtigung dieser beiden Aspekte lässt sich das tatsächliche Emissionsverhalten (Gesamtemissionen) alternativer Kraftstoffe ermitteln, welches im Weiteren mittels einer Szenarienbetrachtung auf die globalen Luftverkehrsemissionen bis 2050 übertragen werden kann. Diese Hypothesenkette mit den in dieser Arbeit berücksichtigten Aspekten folgt den in Abbildung 1.3 auf der nächsten Seite schematisch dargestellten Kausalitäten.

Es muss allerdings darauf hingewiesen werden, dass diese Hypothesenkette nicht das Ziel verfolgt, die vielschichtigen Abhängigkeiten derart exakt zu erfassen und zu beschreiben, dass jeglicher Zusammenhang (quasi) deterministisch erfasst wird. Es wird explizit nicht der Anspruch auf Vollständigkeit erhoben. Der eigentliche Zweck ist die Analyse der wesentlichen Zusammenhänge, der Einflussfaktoren sichtbar machen soll, damit sie bei der Modellerstellung entsprechend berücksichtigt und für eine verbesserte Simulation genutzt werden können. Zudem sind die in dieser Arbeit dargelegten Szenarien zur zukünftigen Entwicklung des Luftverkehrs keine Prophezeiungen, sondern vielmehr als Beitrag zur Diskussion über mögliche Handlungsoptionen aufzufassen.

Nach den Grundlagen zu alternativen Kraftstoffen und Triebwerksemissionen im Allgemeinen (Kapitel 2) werden die Aspekte der Ökobilanz (schwarz) auf Basis von Literaturstudien in Kapitel 3 betrachtet. Die Elemente innerhalb des durch die gestrichelte Linie eingerahmten Bereichs werden in detaillierten Modellierungen quantifiziert. Es werden Simulationen auf Triebwerks- und Flugmissionslevel durchgeführt. Hierfür werden zunächst Kraftstoffmodelle entwickelt, die charakteristische Eigenschaften

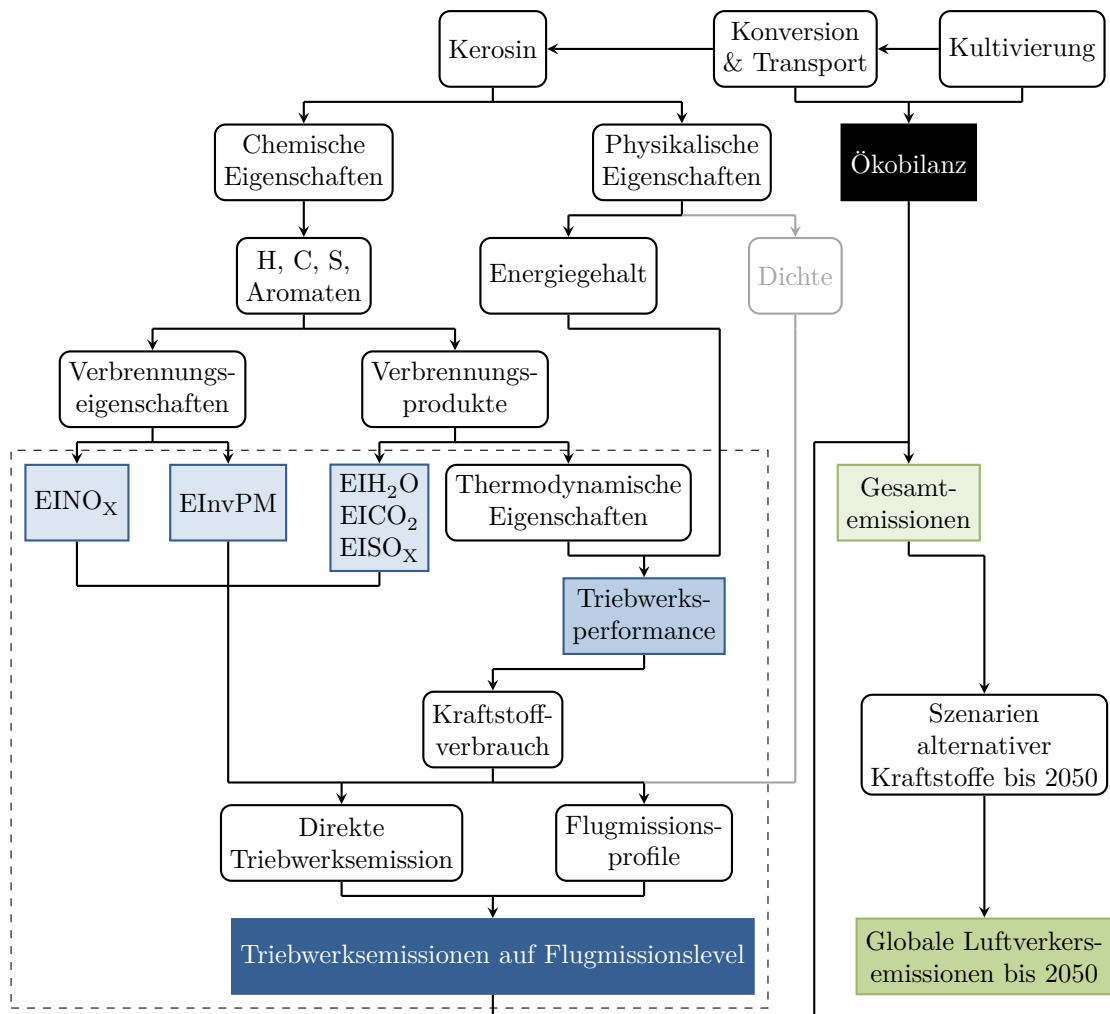


Abbildung 1.3.: Hypothesenkette (schematisch) zum Aufbau der Arbeit

der Kraftstoffe abbilden und in der Leistungssyntheserechnung einer Simulation und Analyse zugänglich machen (Kapitel 4). Die Emissionsmodellierung (hellblau) wird in Kapitel 4 behandelt. Aufgrund der unsicheren Datenlage werden die Emissionen von Stickoxiden ( $\text{NO}_x$ ) und Partikelmassen (engl. non-volatile Particulate Matter, nvPM) auf Szenarienbasis betrachtet. Die Auswirkungen auf die Triebwerksperformance (blau) und den Kraftstoffverbrauch werden auf Basis der Kraftstoffmodelle in Kapitel 4 untersucht. Anschließend erfolgt die Quantifizierung der Einflüsse auf Missionslevel (dunkelblau) durch Flugmissionssimulationen in Kapitel 5. Schließlich werden die Ergebnisse aus den Studien zu den Ökobilanzen und den Ergebnissen der Flugmissionssimulation zusammengetragen (hellgrün) und in Kapitel 6 basierend auf Szenarien zur Verkehrsentwicklung und Verfügbarkeit alternativer Kraftstoffe der Einfluss auf das Emissionsverhalten des Luftverkehrs bis 2050 analysiert (dunkelgrün). Die Ergebnisse werden insbesondere vor dem Hintergrund der selbstgesteckten Reduktionsziele der Luftfahrtindustrie diskutiert (Kapitel 7), bevor die Arbeit mit einem Fazit und Ausblick (Kapitel 8) schließt.

# 2. Grundlagen der Flugturbinenkraftstoffe und Triebwerksemissionen

## 2.1. Spezifikation und Zertifizierung

Der einzige Energieträger der zivilen kommerziellen Luftfahrt ist derzeit Kerosin des Typs Jet A-1 bzw. Jet A<sup>1</sup> auf Rohölbasis. Alternative Flugturbinenkraftstoffe bezeichnen allgemein alle Energieträger die nicht auf Rohölbasis hergestellt sind. Die Bandbreite reicht von Wasserstoff über Kohlenwasserstoffe bis hin zu elektrischen Systemen. Aufgrund ihrer kurz- bis mittelfristigen technologischen und ökonomischen Überlegenheit [Novelli, 2011a] liegt der Untersuchungsrahmen dieser Arbeit auf sogenannten drop-in Kraftstoffen. Diese sind dadurch gekennzeichnet, dass sie ohne Modifikationen der Flugzeug- und Triebwerkssysteme sowie der Kraftstoffinfrastruktur konventionellem Kerosin beigemischt werden können.

Für die vorliegende Arbeit gelten folgende Begriffskonventionen: Flugturbinenkraftstoff bezeichnet den Energieträger der kommerziellen Luftfahrt Jet A-1 (vgl. [MWV, 2001], [EC, 2018]). Teilweise werden in dieser Arbeit die Begriffe Kraftstoff oder Brennstoff bzw. Kerosin verwendet, um an einigen Stellen den Text lesbarer zu gestalten und weil diese Begriffe in manchen Zusammenhängen durchaus geläufig sind. Sie werden daher synonym verwendet. Darüber hinaus bezieht sich der Begriff alternativer Kraftstoff grundsätzlich auf sogenannte regenerative und nachhaltige Kraftstoffe, d.h. auf biologischer Basis, sofern nicht explizit auf die allgemeinere Bedeutung verwiesen wird. Der Begriff konventionell bezieht sich in dieser Arbeit auf erdölbasierten Flugturbinenkraftstoff Jet A-1.

Aufgrund des Einsatzgebietes stellt der internationale Luftverkehr spezielle Anforderungen an den Kraftstoff. Hierzu zählen u.a. die hohe gravimetrische und volumetrische Energiedichte, um bei den begrenzten Tankkapazitäten im Flugzeug eine entsprechende Reichweite zu ermöglichen. Zudem erfordern die niedrigen Außentemperaturen in Reiseflughöhen einen entsprechend niedrigen Gefrierpunkt sowie gute Kaltfließ Eigenschaften. Ausgewählte Eigenschaften von Kerosin Jet A-1 sind in Anhang B gezeigt.

Kraftstoffspezifikationen können als Bindeglied zwischen den unterschiedlichen Anforderungen der Luftfahrt- einerseits und der Petroleum-Industrie andererseits verstanden werden. Der Luftverkehr als Konsument fordert einen Kraftstoff mit qualitativ hochwertigen Eigenschaften, die idealerweise exakt eingehalten werden und nicht variieren. Die Petroleum-Industrie als Kraftstoffproduzent hingegen strebt nach weniger engen Vorgaben bzgl. der Kraftstoffeigenschaften, so dass große Mengen des Produktes mit vertretbarem Aufwand hergestellt werden können. Mit der Einführung von Turbo-

---

<sup>1</sup>Für den kontinentalen Flugverkehr in Nordamerika.

luftstrahltriebwerken entstanden in den 1940er Jahren Kraftstoffspezifikationen mit dem Ziel, bestmöglich den jeweiligen Anforderungen gerecht zu werden<sup>2</sup>. Nach den ersten experimentellen Bemühungen entwickelten sich schließlich zwei Spezifikationen, DERD-2494 in England und Jet A-1 ASTM D-1655 in den USA. Insbesondere die durch den Betrieb in großen Höhen bedingten Anforderungen an Gefrierpunkt und Viskosität bei niedrigen Temperaturen stellen in der Kraftstoffherstellung Herausforderungen dar. Hierdurch werden der nutzbare Anteil des Rohöls zur Verarbeitung eingeschränkt und die Produktionskosten beeinflusst, so dass der ursprüngliche Gefrierpunkt von  $-50^{\circ}\text{C}$  in den 1970er Jahren auf  $-47^{\circ}\text{C}$  angehoben wurde. Zudem spezifiziert die ASTM D1655 neben Jet A-1 einen weiteren Flugturbinenkraftstoff Jet A mit einem Gefrierpunkt von  $-40^{\circ}\text{C}$ , der für den kontinentalen Luftverkehr in den USA genutzt wird. Die weitere Entwicklung der Kraftstoffspezifikationen fortan ist im Wesentlichen durch die Entwicklung im Bereich der Testmethoden und Additive bestimmt [Edwards, 2007]. Heutzutage sind weltweit die meistgebräuchlichsten Spezifikationen für den Kraftstoff der zivilen Luftfahrt ASTM D1655 [ASTM, 2017] und der Defence Standard (Def-Stan) 91-91 [MODUK, 2016] des Britischen Verteidigungsministeriums. Darüber hinaus existieren noch weitere nationale Spezifikationen, wie bspw. der GOST 10227 Standard für TS-1 in Russland, denen international jedoch weit weniger Bedeutung zukommt. Die Joint Inspection Group (JIG)<sup>3</sup> bemüht sich darum, die weitgehend identischen Anforderungen des ASTM Standards und des Def-Stan in einem zentralen Dokument<sup>4</sup> zu vereinheitlichen [JIG, 2016]. Neben dem Kraftstoff für die zivile Luftfahrt existieren noch weitere Flugturbinenkraftstoffspezifikationen, wie bspw. JP-5 oder JP-8 für die militärische Anwendung.

Die genaue Zusammensetzung von Jet A-1 für den Luftverkehr ist nicht spezifiziert. Die Kraftstoffspezifikation umfasst lediglich eine Auswahl von rund 50 Parametern sowie zugehörige Testverfahren und definiert wesentliche chemische und physikalische Eigenschaften des Flugturbinenkraftstoffs (vgl. Anhang B oder [ASTM, 2017]). Die Auswahl der Parameter sowie deren Grenzwerte begründen sich überwiegend historisch und basieren auf den Erfahrungen mit Kerosin auf Rohölbasis. Durch die Verwendung von rohölbasierendem Kerosin wurde die Spezifikation anhand der geringfügig variierenden Rohöleigenschaften und der sich lediglich langsam entwickelten Prozesstechnologie festgelegt. Somit sind manche dem konventionellen Kerosin auf Rohölbasis inhärente Eigenschaften, welche für die technische Eignung relevant sind, nicht explizit in der Spezifikation definiert. Mit dem Interesse an alternativen Flugturbinenkraftstoffen entstand somit die Notwendigkeit, die bestehende Spezifikation entsprechend zu erweitern und einen Prozess für die Zertifizierung alternativer Kraftstoffe zu entwickeln. Die Gruppe ASTM International Aviation Fuel Subcommittee veröffentlichte hierzu zwei Spezifikationen

- ASTM D7566 „Standard Specification for Aviation Turbine Fuel Containing Synthesized Hydrocarbons“
- ASTM D4054 „Standard Practice for Qualification and Approval of New Aviation Turbine Fuels and Fuel Additives“

---

<sup>2</sup>DERD 2482 in England 1947 war die erste Spezifikation für Flugturbinenkraftstoff [Edwards, 2007].

<sup>3</sup>Initiative der Mineralöl-Konzerne mit dem Ziel, einheitliche Standards für Flugturbinenkraftstoffe und deren Handhabung zu formulieren.

<sup>4</sup>Aviation Fuel Quality Requirements for Jointly Operated Systems (AFQRJOS).

Der für synthetische Kraftstoffe neu entwickelte Standard ASTM D7566 führt im Anhang eine Liste mit Eigenschaften und Anforderungen einzelner alternativer Kraftstoffe auf, welche bis zu bestimmten Anteilen mit konventionellem Flugturbinenkraftstoff gemischt werden können. Der Standard regelt darüber hinaus, dass jene Kraftstoffe<sup>5</sup>, welche diese Spezifikation erfüllen, anschließend als konventioneller Flugturbinenkraftstoff umgekennzeichnet werden dürfen. Schematisch ist dieser Prozess in Abbildung 2.1 dargestellt. Eine gesonderte Behandlung oder Nachverfolgung ist von da an nicht mehr

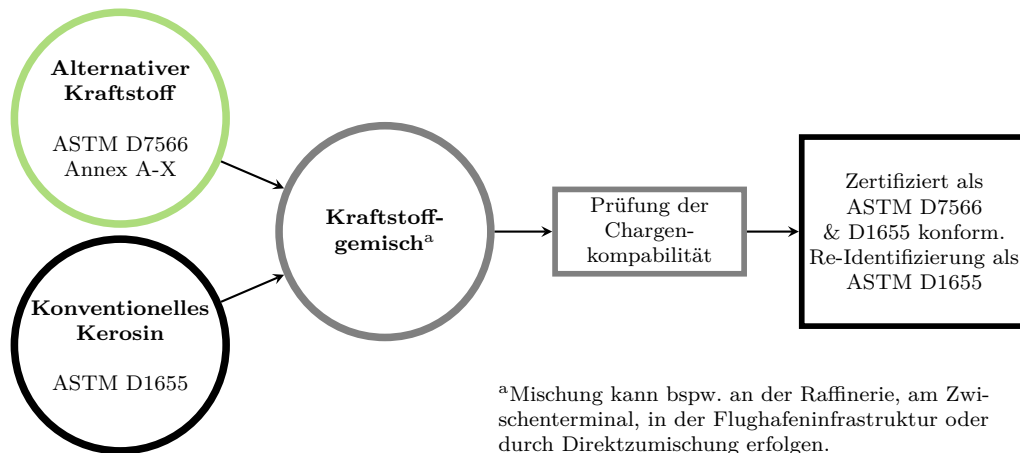


Abbildung 2.1.: Kennzeichnungen bei der Mischung alternativer Kraftstoffe nach [GAMA, 2018]

erforderlich. Somit können diese Kraftstoffe problemlos in die Kraftstoffinfrastruktur integriert und schließlich im Triebwerk verwendet werden. In ASTM D7566-17 werden im Anhang fünf alternative Kraftstoffe gelistet (siehe Tabelle 2.1 auf der nächsten Seite). Im April 2018 wurde der maximale Anteil für ATJ-SPK auf 50 Vol.-% angehoben und die Rohstoffbasis um Ethanol erweitert (siehe [ASTM, 2018]). Weitere alternative Kraftstoffe, die sich um eine Zertifizierung bemühen sind im Anhang C aufgeführt.

In dieser Arbeit werden ausschließlich FT-SPK und HEFA-SPK Kraftstoffe berücksichtigt. Dies ist zum einen in der Bedeutung aufgrund der zulässigen Beimischungsgrenzen begründet, darüber hinaus jedoch maßgeblich dem Stand in der Entwicklung der Kraftstoffe geschuldet. Hierzu hat die amerikanische Initiative für alternative Kraftstoffe im kommerziellen Luftverkehr (engl. Commercial Aviation Alternative Fuel Initiative, CAAFI) in Anlehnung an die Bewertung von Technologien (engl. Technology Readiness Level, TRL) ein Schema zur Klassifizierung des Maturitätsgrades von alternativen Flugturbinenkraftstoffen entwickelt, kurz FRL (engl. Fuel Readiness Level). Die Kriterien sind im Anhang D aufgeführt. In der Bewertung nach [Mawhood et al., 2016] von aktuell zertifizierten alternativen Flugturbinenkraftstoffe erreichen lediglich FT-SPK und HEFA-SPK Flugkraftstoffe ein FRL von 8 bzw. 9. Folglich haben neben FT-SPK und HEFA-SPK noch keine weiteren Kraftstoffe einen entsprechenden Maturitätsgrad für einen kommerziellen Einsatz erreicht, so dass sich diese Arbeit auf die beiden genannten SPK Kraftstoffe fokussiert.

Kraftstoffspezifikationen haben eine zentrale Bedeutung in der Luftfahrt, da die Regulierungsbehörden lediglich Flugzeuge und Triebwerke für den Betrieb mit einem

<sup>5</sup>Genauer: Kraftstoffgemische aus synthetischem und konventionellem Kerosin.

| ASTM D7566 Annex | Name (Jahr der Zulassung) | Konversionsprozess   | Rohstoffe  | maximaler Anteil |
|------------------|---------------------------|--|--|------------------|
| A1               | FT-SPK (2009)             | Fischer-Tropsch hydro-processed synthesized paraffinic kerosene  | Kohle, Erdgas, Biomasse                                  | 50 Vol.-%        |
| A2               | HEFA-SPK (2012)           | Synthesized paraffinic kerosene produced from hydroprocessed esters and fatty acids                      | Pflanzenöle, Tierfette, Recycling-Öle                    | 50 Vol.-%        |
| A3               | SIP-HFS (2014)            | Synthesized iso-paraffins produced from hydroprocessed fermented sugars                                  | Biomasse für Zuckerproduktion (Zuckerrohr)               | 10 Vol.-%        |
| A4               | SPK/A (2015)              | Synthesized kerosene with aromatics derived by alkylation of light aromatic's from non-petroleum sources | Kohle, Erdgas, Biomasse                                  | 50 Vol.-%        |
| A5               | ATJ-SPK (2016)            | Alcohol-to-jet synthetic paraffinic kerosene   | Biomasse (auch zellulosehaltig) für Isobutanolproduktion | 30 Vol.-%        |

Tabelle 2.1.: Im Anhang ASTM D7566-17 aufgeführte Kraftstoffe

definierten Kraftstoff zertifizieren, nicht jedoch den Kraftstoff als solchen. Somit kann der Triebwerkshersteller die Betriebsgrenzen im Rahmen der Triebwerkszertifizierung mit Verweis auf die entsprechende Kraftstoffspezifikation festlegen, welche im Weiteren die Betriebsgrenzen des Flugzeugs beeinflussen. Dieser Prozess hat den Vorteil, dass jeder spezifikationskonforme Kraftstoff im Luftverkehr eingesetzt werden kann, ohne dass eine Rezertifizierung des Triebwerks und des Flugzeugs erfolgen muss. Daher unterliegt der Prozess zur Zulassung neuer Kraftstoffe hohen Auflagen und ist aufwendig. Mit der Einführung alternativer Kraftstoffe wurde daher ein standardisiertes Verfahren notwendig, welches die Aufnahme dieser Kraftstoffe in das bestehende Zertifizierungssystem regelt. Unter Beteiligung der Flugzeug- und Triebwerkshersteller (engl. Original Equipment Manufacturer, OEM) wurde der Standard ASTM D4054 definiert, welcher notwendige Testverfahren, erwünschte Eigenschaften und den iterativen Prozess für die Zulassung neuer Kraftstoffe beinhaltet. Hiernach müssen verschiedene Tests auf unterschiedlichen Stufen durchgeführt werden. Zunächst werden die Anforderungen der Spezifikation ASTM D1655 des Kraftstoffgemischs überprüft. Werden keine negativen Effekte festgestellt erfolgt anschließend die Überprüfung weiterer Eigenschaften, welche nicht explizit in ASTM D1655 spezifiziert sind, von den OEMs



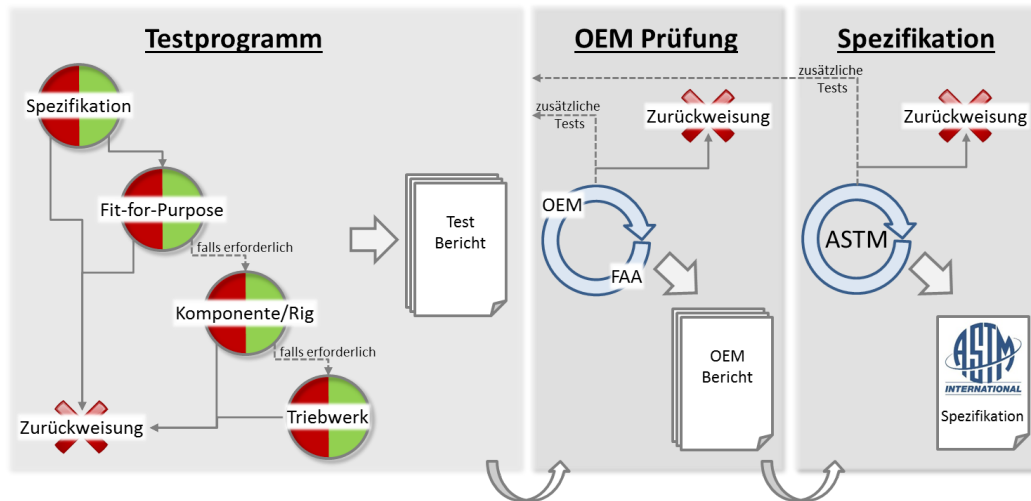


Abbildung 2.2.: Zulassungsprozess neuer Kraftstoffe schematisch

jedoch als erforderlich angesehen werden und bei alternativen Kraftstoffen nicht implizit vorausgesetzt werden können. Zu diesen „Fit-for-Purpose“ Eigenschaften zählen insbesondere charakteristische Merkmale der chemischen Zusammensetzung, Eigenschaften der Kraftstoffperformance, elektrische Leitfähigkeit, Lagerung und Sicherheit sowie Umgang am Boden und Kompatibilität mit Additiven und Teilen der Flugzeug- und Triebwerksinfrastruktur. Falls erforderlich können im Weiteren noch Komponententests, insbesondere das Heißgassystem, die Brennkammer und das Kraftstoffsystem betreffend, durchgeführt werden und abschließend die Erprobung auf dem Triebwerksprüfstand erfolgen. Hierbei richten sich die Anforderungen der OEMs im Wesentlichen nach den Eigenschaften des alternativen Kraftstoffs, dem Rohstoff sowie Herstellungsverfahren und den Ergebnissen der vorangegangenen Tests. Anschließend werden die Testergebnisse in einem Bericht zusammengetragen. Erreicht der Kraftstoff bei einem der Testverfahren nicht die gewünschten Ergebnisse, so wird der Kraftstoff zurückgewiesen und ggf. die gesamte Testkette von neuem durchlaufen. Hierbei sind die erforderlichen Kraftstoffmengen nicht unerheblich. Während für die ersten beiden Tests ca. 40 l bis 400 l an Kraftstoff benötigt werden, können die erforderlichen Kraftstoffmengen bei den Komponenten und Triebwerkstest bis zu ca. 850 000 l betragen [Rumizen, 2013]. Die OEMs und die amerikanische Luftfahrtbehörde (engl. Federal Aviation Administration, FAA) prüfen im nächsten Verfahrensschritt den Bericht und entscheiden, ob das Verfahren fortgesetzt oder zusätzliche Daten erhoben werden müssen. In der letzten Phase findet die eigentliche Abstimmung innerhalb der ASTM statt, ob und wie der neue Kraftstoff in die Spezifikation mit aufgenommen werden soll. Hierzu werden die Berichte in einem erweiterten Expertenkreis diskutiert und ggf. zusätzliche Daten angefordert. Schematisch ist der Ablauf in Abbildung 2.2 dargestellt. Allerdings versteht sich der Standard eher als Richtlinie und beansprucht eine gewisse Flexibilität, so dass keine Garantie für eine spätere Zertifizierung besteht, wenn alle Anforderungen nach ASTM D4054 erfüllt werden.

## 2.2. Chemische und Physikalische Eigenschaften

Die genaue Zusammensetzung des Flugturbinenkraftstoffs Jet A-1 bzw. Jet A für den Luftverkehr ist nicht spezifiziert. Es ist ein Gemisch aus Kohlenwasserstoffen typischerweise mit Kohlenstoffkettenlängen zwischen 8 und 16 Atomen. Hauptbestandteile sind Alkane (oder Paraffinen), Cycloalkane (oder Cycloparaffine oder Naphtene) und aromatische Kohlenwasserstoffe, wobei als Nebenbestandteile auch Alkene (oder Olefine) in geringen Mengen vorhanden sein können [Blakey et al., 2010], [Heminghaus et al., 2006]. Der Flugturbinenkraftstoff als Energieträger der zivilen Luftfahrt ist kein exakt definiertes Produkt und unterliegt einer Variation in der chemischen Zusammensetzung, wie alle Mineralölprodukte. Zum einen schwankt die Rohölszusammensetzung mit den Eigenschaften des jeweiligen Ölfelds und zum anderen unterliegt der Raffinerieprozess gewissen Variationen von Tag zu Tag. Typische Anteile der Zusammensetzung des Flugturbinenkraftstoffs sind in Abbildung 2.3 dargestellt und den Analysen von [Shafer et al., 2006] entnommen. Somit unterscheiden sich auch die chemischen und

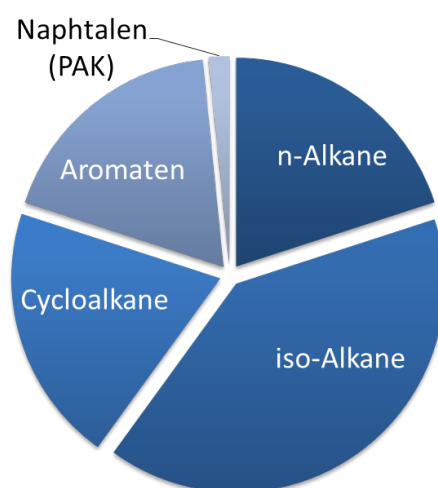


Abbildung 2.3.: Typische Zusammensetzung der Kohlenwasserstoffklassen im Flugturbinenkraftstoff nach [Shafer et al., 2006]

physikalischen Eigenschaften des Flugturbinenkraftstoffs und es können im Weiteren nur statistische Angaben hierzu gemacht werden. Die Defense Logistic Agency (DLA) führt weltweit Analysen zu den Eigenschaften von Flugkraftstoffen an amerikanischen Militärbasen für das amerikanische Militär durch und publiziert die Ergebnisse in dem Bericht Petroleum Quality Information System (PQIS).

Der Report aus dem Jahr 2010 berücksichtigt u.a. die Analyse von ca. 315 Mio. US gal<sup>6</sup> Flugturbinenkraftstoff des Typs Jet A-1 aus den Regionen Mittlerer Osten<sup>7</sup>, Europa<sup>8</sup> und Pazifik<sup>9</sup> [DLA, 2010]. Der Anteil aromatischer Kohlenwasserstoffe lag demnach bei den untersuchten Kraftstoffproben zwischen 12 Vol.-% bis 22.7 Vol.-%, bei einem gravimetrisch basierten Mittelwert von 18.47 Vol.-%, deutlich unterhalb des zulässigen Grenzwertes von 25 Vol.-%. Auch der Schwefelanteil liegt bei einem Mittelwert von

<sup>6</sup>Entspricht ca. 1200 Mio.l.

<sup>7</sup>Kuweit, Bahrain, Pakistan, Vereinigte Arabische Emirate.

<sup>8</sup>Europäische Union, Israel und Türkei.

<sup>9</sup>Korea, Japan, Australien, Russland, Singapur und China.

0.094 Gew.-% mit einer Bandbreite von 0.0004 Gew.-% bis 0.2 Gew.-% deutlich unterhalb des Grenzwerts von maximal 0.3 Gew.-%. Der Gefrierpunkt liegt im Bereich von  $-56.5\text{ °C}$  bis  $-49.1\text{ °C}$  und einem Mittelwert von  $-51.52\text{ °C}$ . Die Dichte (bei  $15\text{ °C}$ ) und der untere Heizwert liegen im Mittel bei  $797\text{ kg/m}^3$  ( $784.6\text{ kg/m}^3$  bis  $805.2\text{ kg/m}^3$ ) bzw.  $43.266\text{ MJ/kg}$  ( $43.117\text{ MJ/kg}$  bis  $43.433\text{ MJ/kg}$ ). Weitere Stoffeigenschaften finden sich in [Rachner, 1998]. Der Bericht fasst unterschiedliche Studien mit Analysen von Flugturbinenkraftstoffen zusammen und stellt einen Überblick charakteristischer Stoffeigenschaften dar. Lediglich der angegebenen Mittelwert für den Schwefelgehalt von 0.05 Gew.-% sowie derjenige der Dichte mit  $807.5\text{ kg/m}^3$  unterschieden sich zu den aktuellen Analysen der DLA. Während der Schwefelgehalt sehr gut mit den in [ICAO, 2011] angegebenen Bandbreite von 0.005 Gew.-% bis 0.068 Gew.-% und einem globalen Mittelwert von 0.03 Gew.-% übereinstimmt, handelt es sich bei der Dichteangabe lediglich um eine Mittelwertbildung aus den in der Spezifikation angegebenen Grenzwerten<sup>10</sup>. Darüber hinaus finden sich jedoch weitere Angaben u.a. zum Wasserstoffanteil und der Molmasse von Flugturbinenkraftstoffen. Nach [Rachner, 1998] kann Jet A näherungsweise durch eine globale Summenformel repräsentiert werden (siehe 2.1).

$$C_mH_n, \text{ mit } m = 12 \text{ und } n = 23 \quad (2.1)$$

Demnach ergibt sich aus den jeweiligen Molmassen  $M_{w,C}$  und  $M_{w,H}$  für Kohlen- bzw. Wasserstoff nach

$$M_{w,fuel} = m \cdot M_{w,C} + n \cdot M_{w,H} \quad (2.2)$$

eine mittlere Molmasse des Kraftstoffs von ca.  $M_{w,fuel}=167.315\text{ kg/kmol}$ . Der Wasserstoffanteil ergibt sich aus

$$y_H = \frac{n \cdot M_{w,H}}{M_{w,fuel}} \quad (2.3)$$

und beträgt demzufolge  $y_H=0.13856\text{ kg H/kg Kraftstoff}$ .

Alternative Flugturbinenkraftstoffe, welche durch die Fischer-Tropsch Synthese oder den HEFA Prozess hergestellt werden, haben eine leicht andere chemische Zusammensetzung. Reine SPK sind nahezu frei von Verunreinigungen und enthalten somit bspw. keinen Schwefel. Darüber hinaus finden sich in diesen Kraftstoffen keine aromatischen Kohlenwasserstoffverbindungen. Da aromatische Kohlenwasserstoffe ein relativ geringes H/C-Verhältnis haben, liegt der Wasserstoffmassenanteil von SPK über dem von konventionellem Kerosin. Aufgrund der geringeren Dichte und des höheren Energiegehalts von Wasserstoff haben reine SPK entsprechend eine geringere Dichte und einen höheren Heizwert als konventioneller Flugturbinenkraftstoff.

Eine Übersicht über entsprechende Analysen zu FT-SPK und HEFA-SPK aus einer Vielzahl an Veröffentlichung findet sich bspw. in [Hileman et al., 2010]. Der Parameterbereich ist in Tabelle 2.2 auf der nächsten Seite gezeigt. Demnach ergeben sich typische Werte für Dichte und spezifische Energie von  $755\text{ kg/m}^3$  bzw.  $44.1\text{ MJ/kg}$  für FT Kraftstoffe und  $758\text{ kg/m}^3$  bzw.  $44.1\text{ MJ/kg}$  für Kraftstoffe auf Basis des HEFA Prozesses [Hileman et al., 2010].

Somit erfüllen reine SPK nicht die erforderliche Dichte von mindestens  $775\text{ kg/m}^3$  der Spezifikation für Jet A-1 und Jet A. Die fehlenden aromatischen Kohlenwasserstoffe stellen zudem eine weitere Einschränkung der SPK für die Verwendung in Turbo-luftstrahltriebwerken dar. Die Spezifikation limitiert zwar lediglich einen maximalen

<sup>10</sup>Min. 775 und Max. 840  $\text{kg/m}^3$ .

| Parameter                  | FT-SPK |       |       | HEFA-SPK |       |       |
|----------------------------|--------|-------|-------|----------|-------|-------|
|                            | Min    | Max   | Ø     | Min      | Max   | Ø     |
| Wasserstoffgehalt, Gew.-%  | 14.7   | 15.6  | 15.2  | -        | -     | -     |
| Dichte, kg/m <sup>3</sup>  | 0.735  | 0.767 | 0.755 | 0.748    | 0.769 | 0.758 |
| spezifische Energie, MJ/kg | 43.9   | 44.3  | 44.1  | 44.0     | 44.4  | 44.1  |

Tabelle 2.2.: Vergleich ausgewählter Kraftstoffeigenschaften von FT-SPK und HEFA-SPK nach [Hileman et al., 2010]

Gehalt an Aromaten, jedoch liegt bei konventionell hergestelltem Flugturbinenkraftstoff implizit eine hinreichende Menge an aromatischen Kohlenwasserstoffen vor. Auch wenn der Anteil an aromatischen Kohlenwasserstoffen für die Verbrennung und insbesondere für das Emissionsverhalten weniger vorteilhaft ist, leisten sie einen wichtigen Beitrag für das Dichtungssystem der Kraftstoffleitungen. Die heutzutage verbauten Dichtungen sind so konzipiert, dass aromatische Kohlenwasserstoffverbindungen diese anschwellen lassen bzw. die Schrumpfung über der Zeit verlangsamen und somit zentral für die Vermeidung von Leckagen sind. Aufgrund einer beobachteten Leckage nach einer Betankung eines Testflugzeugs mit alternativem Kraftstoff mit einem geringen Aromatengehalt wurde für alternative Kraftstoffe ein Mindestgehalt von 8 Vol.-% festgelegt (siehe ASTM 7566), der jedoch lediglich auf Erfahrungswerten beruht und nicht das Ergebnis einer systematischen wissenschaftlichen Untersuchung ist. Daher sind derzeit lediglich Mischungen von SPK und konventionellem Kerosin bis zu einem Anteil von maximal 50 Vol.-% zugelassen. Dennoch werden in dieser Arbeit auch reine SPK analysiert. Hintergrund ist zum einen die dadurch ermöglichte Potenzialstudie und zum anderen könnte auf absehbare Zeit bspw. durch synthetische Aromate die vollständige Substitution des konventionellen Kerosins möglich werden.

## 2.3. Emissionen

Die Emissionen des Luftverkehrs sind von gesellschaftlicher Bedeutung aufgrund ihrer Auswirkungen auf die Gesundheit und das Klima. Neben den maßgeblichen atmosphärischen Bestandteilen Stickstoff (N<sub>2</sub>) und Sauerstoff (O<sub>2</sub>) besteht der Abgasstrahl von Luftfahrtantrieben hauptsächlich aus Kohlendioxid (CO<sub>2</sub>) und Wasserdampf (H<sub>2</sub>O), den natürlichen Produkten vollständiger Verbrennung von Kohlenwasserstoffen. Darüber hinaus liegen aufgrund der unvollständigen Verbrennung in geringeren Konzentrationen noch weitere Spezies, wie Kohlenmonoxid (CO), unverbrannte Kohlenwasserstoffe (UHC) und Rußpartikel sowie als Nebenprodukte Schwefeloxide (SO<sub>x</sub>) und Stickoxide (NO<sub>x</sub>) im Abgasstrahl vor. Eine typische Abgaszusammensetzung ist in Abbildung 2.4 auf der nächsten Seite dargestellt.

Typischerweise wird das Emissionsverhalten im Luftverkehr für die einzelnen Spezies basierend auf dem Emissionsindex (EI) beschrieben. Hierbei wird die zu einem Zeitpunkt emittierte Menge einer Spezies auf den zugehörigen Kraftstoffverbrauch des Triebwerks bezogen und meist in der Einheit g Emission/kg Kraftstoff angegeben. Hierbei kann, in Abhängigkeit der Emission, der EI über (nahezu) den gesamten Betriebsbereich des Triebwerks in etwa konstant bleiben oder sich mit den Umgebungsbedingungen und dem Lastparameter des Triebwerks verändern (siehe hierzu auch Kapitel 4.3).

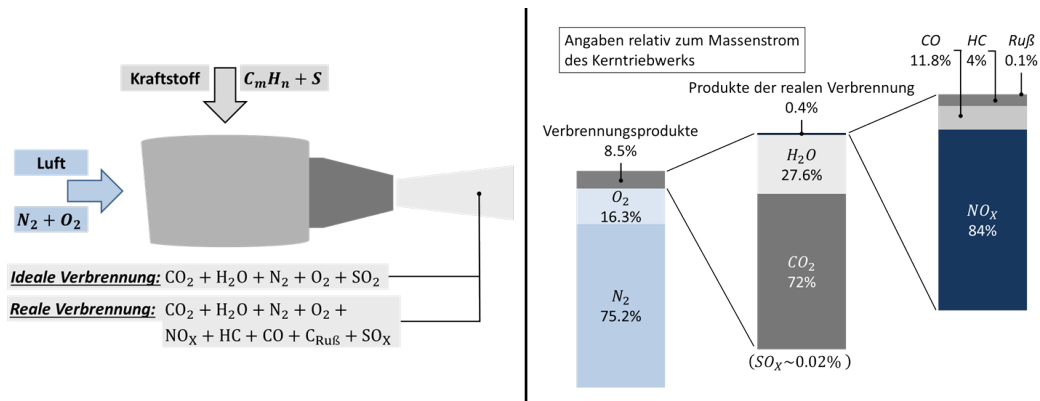


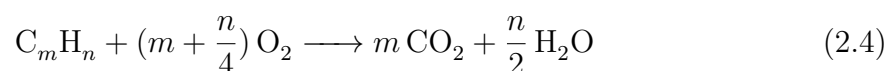
Abbildung 2.4.: Verbrennungsprozess und typische Abgaszusammensetzung von Flugtriebwerken im Reiseflug nach [IPCC, 1999]

### 2.3.1. Entstehungsmechanismen direkter Triebwerksemissionen

Triebwerksemissionen aus der Verbrennung von Kraftstoffen auf Kohlenwasserstoffbasis entstehen durch unterschiedliche Mechanismen. Die wesentlichen direkten Emissionen sind im Folgenden näher beschrieben und gemäß den vordergründigen Entstehungsmechanismen gruppiert.

#### Vollständige Verbrennung

Bei der (idealen) vollständigen Verbrennung von Kohlenwasserstoffen in Turboluftstrahltriebwerken werden die im Kraftstoff gebundenen Kohlenstoff- und Wasserstoffmoleküle oxidiert und bilden zusammen mit der restlichen Luft den Abgasstrahl. Somit sind diese Emissionen lediglich vom Kraftstoffverbrauch sowie den Kohlenstoff- und Wasserstoffanteilen im Kraftstoff abhängig. Gleichung 2.4 zeigt die vereinfachte Reaktionsgleichung für die vollständige Oxidation von Kohlenwasserstoffen.



Für konventionelles Kerosin des Typs Jet A-1 bzw. Jet A werden pro kg Kraftstoff typischerweise ca. 3155 g CO<sub>2</sub> und 1237 g H<sub>2</sub>O emittiert [Sutkus et al., 2001]. Der Kraftstoff Kerosin ist nicht frei von Verunreinigung und kann u.a. einen geringen Anteil an Schwefel enthalten. Der im Kraftstoff enthaltene Schwefel wird während der Verbrennung zu Schwefeldioxid (SO<sub>2</sub>) sowie -trioxid (SO<sub>3</sub>) und Schwefelsäure (H<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>) oxidiert. Für konventionelles Kerosin wird für Schwefeloxide (in Form von SO<sub>2</sub>) typischerweise ein Emissionsindex von 0.8 g SO<sub>2</sub> / kg Kraftstoff angenommen [Sutkus et al., 2001]. Hieraus ergibt sich basierend auf der Summenformel für Kerosin in 2.1 auf Seite 15 und einer vollständigen Verbrennung ein Schwefelgehalt von ca. 0.04 Gew.-% und liegt damit nahe dem globalen Mittelwert von 0.03 Gew.-% nach [ICAO, 2011].

#### Stickoxide NO<sub>x</sub>

Stickoxide (NO<sub>x</sub>) umfassen Stickstoffmonoxid (NO) und Stickstoffdioxid (NO<sub>2</sub>). Im Laufe des Verbrennungsprozesses oxidiert der überwiegende Teil des NO zu NO<sub>2</sub>.

Es werden die vier Entstehungsmechanismen thermisches NO, Distickstoffoxidation, Prompt-NO und Kraftstoff NO unterschieden.

Bei Temperaturen ab 1850 K oxidiert atmosphärischer Stickstoff gemäß des Zeldovich-Mechanismus zu NO. Aufgrund des dominanten Einflusses der Verbrennungstemperatur wird dieser Prozess als thermische NO-Bildung bezeichnet. Die Produktion von thermischem NO ist auf der mageren Seite der Stöchiometrie am größten, da auf der fetten Seite, trotz größerer Verbrennungstemperaturen, der Sauerstoff primär vom Kraftstoff konsumiert wird und somit nicht mehr für die Oxidation des Stickstoffs zur Verfügung steht [Lefebvre u. Ballal, 2010].

Ausgehend von der Oxidation von Stickstoff ( $N_2$ ) zu Distickstoffoxid ( $N_2O$ ) kann durch weitere Oxidation oder durch Reaktion mit Wasserstoff (H) und Kohlenmonoxid (CO) unter anderem Stickstoffmonoxid (NO) entstehen [Lefebvre u. Ballal, 2010].

Unter mageren Vormisch-Bedingungen konnten bereits zu einem sehr frühen Stadium NO Verbindungen in der Flammenregion detektiert werden, die sich nicht auf die thermische NO-Bildung zurück führen lassen [Lefebvre u. Ballal, 2010]. Auf die Reaktion von Stickstoff  $N_2$  mit Kohlenwasserstoff CH erfolgt durch Oxidation der Produkte HCN und N die Prompt-NO-Bildung.

Schließlich kann auch im Kraftstoff enthaltener Stickstoff während der Verbrennung zu Stickstoffoxid oxidiert werden und so zu den  $NO_x$ -Emissionen beitragen.

Für Turboluftstrahltriebwerke spielen heutzutage unter typischen Betriebsbedingungen die thermische  $NO_x$ -Bildung sowie Prompt-NO die größte Rolle. Für niedrige Teillastpunkte sinkt die Bedeutung des thermischen  $NO_x$  hingegen und Prompt-NO sowie die Distickstoffoxidation gewinnen an Bedeutung [Lefebvre u. Ballal, 2010].

### **Rußpartikel**

Rußpartikel aus Flugtriebwerken bestehen überwiegend aus Kohlenstoff (96%) [Lefebvre u. Ballal, 2010]. Die Rußkonzentration im Abgas resultiert aus der Differenz zwischen Rußproduktion in den fetten Flammenregionen der Brennkammer-Primärzone und dem Rußabbrand in den Regionen mit sehr hohen Temperaturen und Luftüberschüssen stromabwärts. Da Ruß in Gasturbinen kein Produkt der Gleichgewichtsreaktion ist, kann die Rußproduktion nicht aus kinetischen oder thermodynamischen Modellen abgeleitet werden [Lefebvre u. Ballal, 2010]. Da es sich bei der Rußproduktion und dem Rußabbrand um sehr große Konzentrationen ähnlicher Größenordnung handelt<sup>11</sup> erschwert die Differenz zweier großer Zahlen die numerische Berechnung der finalen Rußkonzentration. Physikalische Effekte, wie Kraftstoff-Luft-Vermischung und die Kraftstoffzerstäubung, scheinen die Rußproduktion stärker zu beeinflussen [Lefebvre u. Ballal, 2010]. Darüber hinaus haben auch die Kraftstoffeigenschaften Einfluss auf die Rußentstehung. Aromatische Kohlenwasserstoffe, insbesondere polyzyklische aromatische Kohlenwasserstoffe (PAH), bilden den Nukleus für das Anwachsen von Rußpartikeln, so dass Kraftstoffe mit einem entsprechend geringeren Anteil an (polyzyklischen) aromatischen Bestandteilen die Rußpartikelkonzentration reduzieren können. Im Weiteren werden die Rußpartikel auch als nicht-volatile Partikel (engl. non-volatile Particulate Matter, nvPM) bezeichnet. Diese sind von den im abkühlenden Abgasstrahl durch Kondensation und chemische Prozesse entstehenden volatilen Partikeln zu unterscheiden.

---

<sup>11</sup>Der Großteil des produzierten Rußes wird während des Abbrands wieder konsumiert.

### Produkte unvollständiger Verbrennung

Kohlenmonoxid (CO) entsteht aufgrund von Sauerstoffmangel in fetten Zonen der Brennkammer, so dass der Oxidationsprozess nicht vollständig ablaufen kann. Bei sehr heißen Temperaturen ab ca. 1800 K, unter stöchiometrischen oder leicht mageren Bedingungen, können CO Verbindungen durch die Dissoziation von CO<sub>2</sub> entstehen [Lefebvre u. Ballal, 2010]. Die Bildung ist maßgeblich durch die Umgebungs- und Brennkammereintrittstemperaturen, den Brennkammerdruck, das Äquivalenzverhältnis in der Primärzone der Brennkammer sowie die Tröpfchengröße des Kraftstoffsprays beeinflusst [Lefebvre u. Ballal, 2010]. Die höchste Konzentration von CO-Emissionen finden sich im Teillastbereich, was auf die kurzen Verweilzeiten, schlechte Kraftstoff-Luft-Vermischung oder plötzliche Abkühlung der Reaktionsrandzone in der Brennkammerprimärzone aufgrund von Interaktion mit der Brennkammerwandkühlung zurückzuführen ist [Lefebvre u. Ballal, 2010].

Ebenfalls dominant im Teillastbereich sind die Anteile unverbrannter Kohlenwasserstoffe (UHC). Diese Gruppe von Spezies setzt sich aus Kraftstofftropfen und aus leichteren Kraftstoffbestandteilen unter anderem aufgrund thermischer Degradation zusammen. Unzureichende Kraftstoffzerstäubung, langsame Brenngeschwindigkeit und der Einfluss der Kühlluft tragen zur Entstehung von UHC Emissionen bei [Lefebvre u. Ballal, 2010]. Darüber hinaus gelten die gleichen Einflussfaktoren wie bei der Entstehung von CO.

### 2.3.2. Regulierung und Emissionszertifizierung

Seit Anfang der 1980er Jahre reguliert die ICAO den Ausstoß von Stickoxiden (NO<sub>x</sub>), unverbrannten Kohlenwasserstoffen (UHC) und Kohlenmonoxid (CO) von Flugtriebwerken zur Luftreinhaltung im Flughafennahbereich (bis zu einer Höhe von 915 m). Um typische Emissionen in der Flughafenumgebung zu repräsentieren wird ein sogenannter Landing and Take-off (LTO) Zyklus zugrunde gelegt und der Schadstoffausstoß der Triebwerke an vier verschiedenen Laststufen zertifiziert (siehe Anhang E). Ruß wird hierbei nur indirekt über eine sogenannte Rauchzahl (engl. smoke number, SN) limitiert, wobei hierfür die optische Schwärzung anhand der Änderung des Reflexionsgrads eines Filterpapiers ermittelt wird, durch das eine definierte Menge an Abgas geleitet wurde. Seit 1995 werden die Emissionsmessungen der ICAO in einer Datenbank veröffentlicht [ICAO, 1995]. Die amerikanische Umweltbundesbehörde (engl. Environmental Protection Agency, EPA) hat in einer Untersuchung zu den Schadstoffemissionen des zivilen Luftverkehrs die möglichen gesundheitlichen Auswirkungen der regulierten Emissionen beschrieben [EPA, 1999]. Diese können sich sowohl direkt (CO, NO<sub>x</sub> und Ruß) also auch indirekt in Folge einer begünstigten Ozonbildung (UHC) insbesondere auf die Atemwege der Menschen und das Pflanzenwachstum auswirken.

### 2.3.3. Klimawirkung

Der internationale Luftverkehr operiert hauptsächlich in der oberen Troposphäre bis unteren Stratosphäre. In diesen Atmosphärenregionen ist der Luftverkehr die einzige anthropogene Emissionsquelle. In [IPCC, 1999] wurde der Klimaeinfluss des Luftverkehrs erstmalig in einer umfassenden Studie bewertet. Der Begriff Klimawandel wurde hierbei definiert als die Veränderung des Klimas aufgrund direkter oder indirekter menschlicher

Aktivitäten, welche eine Änderung der Zusammensetzung der globalen Atmosphäre in einem bestimmten Zeitraum über die natürlichen beobachtbaren Schwankungen hinaus zur Folge hat. Prinzipiell lassen sich die Emissionen hinsichtlich der Klimawirkung in drei Bereiche unterteilen:

1. Direkte Treibhausgasemissionen (bspw.  $\text{CO}_2$ ,  $\text{H}_2\text{O}$ )
2. Emissionen mit Einfluss auf die Treibhausgase (bspw.  $\text{NO}_x$ ,  $\text{SO}_x$ )
3. Emissionen mit Einfluss auf die Wolkenbildung (bspw. Ruß)

Der Einfluss auf das Klima wird dabei häufig in Form des sogenannten Strahlungsantriebs (engl. Radiative Forcing, RF) zusammengefasst. Der Strahlungsantrieb beschreibt die Imbalanz der Strahlungsenergieflüsse am Oberrand der Atmosphäre, die durch anthropogene Aktivitäten ausgelöst wird [IPCC, 1999]. Abbildung 2.5 auf der nächsten Seite zeigt zusammenfassend den möglichen Beitrag des Luftverkehrs auf den Strahlungsantrieb nach [Lee et al., 2009]. Die Balken zeigen die aktuelle (beste) wissenschaftliche Schätzung, wobei positive Werte (rot) eine Erwärmung und negative Werte (blau) eine Abkühlung der Atmosphäre repräsentieren. Darüber hinaus sind die Werte des Zwischenstaatlichen Ausschuss für Klimaänderungen<sup>12</sup> (engl. Intergovernmental Panel for Climate Change, IPCC) aus dem vierten Bericht (engl. Fourth Assessment Report, AR4) durch weiße Linien gekennzeichnet (IPCC AR4) [IPCC, 2007]. Das 90%-Vertrauensintervall ist durch die Fehlerbalken angedeutet. Des Weiteren finden sich in der Spalte „spatial scale“ die räumliche Größenordnung und in der Spalte „LOSU“ eine Aussage zur Qualität des wissenschaftlichen Verständnisses (engl. Level of Scientific Understanding, LOSU).  $\text{CO}_2$ -Emissionen beeinflussen die Strahlungsbilanz direkt und tragen am meisten zum Klimaeffekt des Luftverkehrs bei<sup>13</sup>. Bedingt durch die langen Verweilzeiten (mehr als 100 Jahre) verteilen sich Kohlendioxidemissionen in der Atmosphäre, so dass deren Klimawirkung unabhängig von der geographischen Lage und der Höhe der Emissionsquelle ist. Wasserdampf hat sowohl eine direkte Klimawirkung als auch eine mittelbare Wirkung über den Einfluss auf die Wolkenbildung. Der direkte Strahlungsantrieb der  $\text{H}_2\text{O}$ -Emissionen ist ca. eine Größenordnung kleiner als der von  $\text{CO}_2$ . Wasserdampf hat eine relativ kurze Aufenthaltszeit in der Troposphäre, so dass die natürliche Konzentration durch den Luftverkehr nicht signifikant beeinflusst wird. In der Stratosphäre hingegen können durch längere Aufenthaltszeiten stärkere Akkumulationen auftreten und somit kann Wasserdampf, der in der Stratosphäre emittiert wird, einen relativ großen Beitrag zum RF von hochfliegenden Flugzeugen bewirken. Stickstoffoxidemissionen ( $\text{NO}_x$ ) unterstützen einerseits die Bildung von Ozon ( $\text{O}_3$ ) und tragen andererseits in der Troposphäre zum Abbau von Methan ( $\text{CH}_4$ ) bei. Da sowohl Ozon als auch Methan direkte Treibhausgase sind, haben  $\text{NO}_x$ -Emissionen sowohl einen positiven als auch einen negativen Beitrag zur Strahlungsbilanz. Es wird davon ausgegangen, dass in der Summe jedoch  $\text{NO}_x$ -Emissionen einen erwärmenden Effekt zur Folge haben. Partikel-Emissionen in Form von Schwefelpartikeln haben einen direkten kühlenden Einfluss, Rußpartikel hingegen haben einen direkten erwärmenden Einfluss auf die Strahlungsbilanz. Der Luftverkehr beeinflusst die Bildung von Wolken durch Kondensstreifen und Kondensstreifen-Zirren. Kondensstreifen bilden sich in eisübersättigten Regionen mit Umgebungsbedingungen unterhalb einer kritischen Temperatur,

---

<sup>12</sup>Umgangssprachlich auch als Klimarat bezeichnet.

<sup>13</sup>Abgesehen vom wahrscheinlich größeren Effekt des Contrail cirrus.



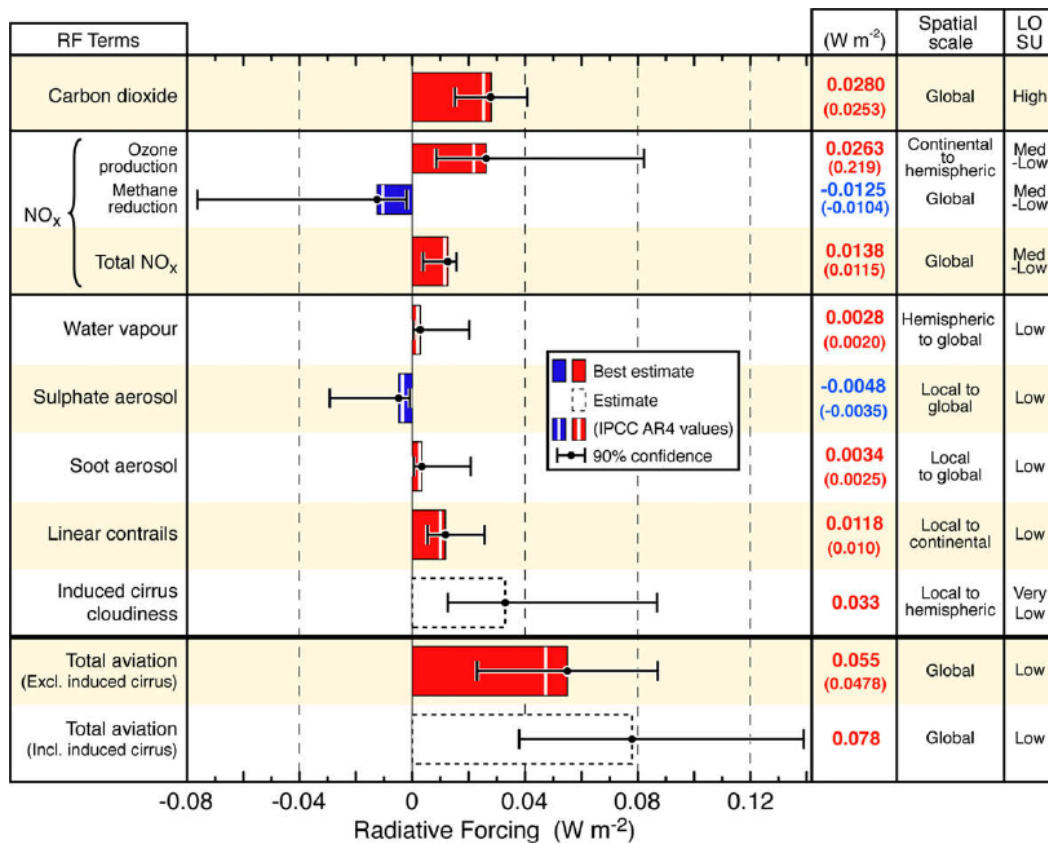


Abbildung 2.5.: Strahlungsantrieb des internationalen Luftverkehrs bis zum Jahr 2005 [Lee et al., 2009]

gemäß dem Schmidt-Appleman Kriterium (vgl. [Schumann, 2005]). Kondensstreifen bezeichnen dünne linienförmige Zirren, die durch die Mischung von heißer und feuchter Abgasluft der Triebwerke mit der Umgebungsluft entstehen. Durch die Reflexion von Solarstrahlung sowie durch Absorption und Reemission terrestrischer Strahlung wird die Strahlungsbilanz beeinflusst. Durch Windscherung horizontal ausgebreitete Kondensstreifen werden als Kondensstreifen-Zirren bezeichnet und erstrecken sich über eine größere Fläche. Unter Berücksichtigung der Klimawirkung des Luftverkehrs in Form des Strahlungsantriebs kommen [Lee et al., 2009] zu der Erkenntnis, dass auf den Luftverkehr in 2005 ein Anteil von etwa 3.5 % bis 4.9 %<sup>14</sup> am anthropogenen RF entfällt, welcher damit den lediglich auf CO<sub>2</sub> beschränkten Anteil fast um das Doppelte übersteigt.

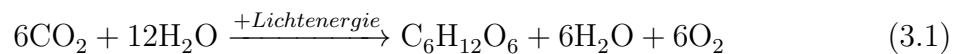
<sup>14</sup>Ohne bzw. mit Berücksichtigung der induzierten Zirren.

# 3. Rohstoff- und Prozesskettenbewertung

## 3.1. Photosynthese und Ökobilanz

Photosynthese bezeichnet die Bildung von organischer Zellsubstanz mit Hilfe von Lichtenergie und anorganischen Verbindungen. Sie ist ein zentraler Baustein bei Kraftstoffen auf Basis von Biomasse. Photoautotrophe Organismen, wie bspw. Pflanzen oder Algen, absorbieren das sichtbare Sonnenlicht und spalten unter Einwirkung von anorganischen Verbindungen Wasser ( $\text{H}_2\text{O}$ ) in Sauerstoff und Wasserstoff (sogenannte Lichtreaktion). Der Sauerstoff ( $\text{O}_2$ ) wird freigesetzt und die Energie des Sonnenlichts chemisch gespeichert. Die dabei entstehenden Zwischenprodukte werden im Weiteren zur Bildung von organischer Substanz, bspw. Kohlenhydrate, in einer sogenannten Dunkelreaktion aus atmosphärischem Kohlendioxid ( $\text{CO}_2$ ) verbraucht (vgl. [Alfermann, 2001]).

Die Globalreaktion der Photosynthese zur Bildung von Glukose ( $\text{C}_6\text{H}_{12}\text{O}_6$ ) aus Kohlenstoffdioxid ( $\text{CO}_2$ ), Wasser ( $\text{H}_2\text{O}$ ) und Lichtenergie, kann wie folgt beschrieben werden.



Dieser auch als Kohlenstoff-Assimilation bezeichnete Vorgang ist für nahezu alle Lebewesen von zentraler Bedeutung, da diese durch Oxidation der so gebildeten Biomasse ihre lebensnotwendige Prozessenergie beziehen. Da der eingelagerte Kohlenstoff zuvor aus der Atmosphäre aufgenommen wurde, kann der Biomasse somit rechnerisch ein  $\text{CO}_2$ -Kredit zugewiesen oder alternativ die in der weiteren Verwendung der Biomasse freigesetzten  $\text{CO}_2$ -Emissionen in einer Bilanzbetrachtung als neutral gewertet werden. Die während der Nutzung von fossilen Rohstoffen, wie bspw. Erdöl, Erdgas oder Kohle, freigesetzten  $\text{CO}_2$ -Emissionen hingegen müssen bei der Emissionsbewertung berücksichtigt werden. Zwar sind auch fossile Rohstoffe letztlich aus organischen Stoffen hervorgegangen und basieren somit ebenfalls auf dem Prozess der Photosynthese. Der Zeitraum für deren Formation ist hingegen ungleich länger<sup>1</sup>, sodass sich zwischenzeitlich atmosphärisch ein neuer Gleichgewichtszustand einstellen konnte. Da hier die Unmittelbarkeit von Absorption und Emission fehlt, steht der Freisetzung von fossilem Kohlenstoff keine entsprechende Aufnahme von  $\text{CO}_2$  aus der Atmosphäre gegenüber. Strenggenommen verläuft auch bei biologischen Rohstoffen die  $\text{CO}_2$ -Aufnahme und Freisetzung asynchron, so dass sich zwischenzeitlich<sup>2</sup> das System im Ungleichgewicht befinden kann. Es wird bei der Betrachtung von biologischen Rohstoffen jedoch davon ausgegangen, dass zwischen der Kultivierung der Biomasse und dessen Nutzung ein zeitlicher Zusammenhang besteht, so dass die  $\text{CO}_2$ -Bilanz zumindest mittelbar ausgeglichen werden kann und somit keine zusätzlichen  $\text{CO}_2$ -Emissionen in die Atmosphäre

---

<sup>1</sup>Heutige Erdölspeichergesteine sind ca. 100 Mio. bis 200 Mio. Jahre alt [WEG, 2008], [BP, 2013].

<sup>2</sup>Prinzipiell denkbar wäre auch dauerhaft.

emittiert werden.

Allerdings sind Kraftstoffe auf biologischer Basis nicht klimaneutral. Wesentliche Beiträge zum Emissionsverhalten alternativer erneuerbarer Kraftstoffe finden bereits in den vorgelagerten Prozessschritten abseits der eigentlichen Nutzung der Kraftstoffe im Triebwerk statt. Für Kultivierung, Transport und Verarbeitung sind Aufwendungen notwendig, die zusätzliche Emissionen zur Folge haben können. Daher ist für die Bewertung des tatsächlichen Potenzials einer möglichen Reduzierung der Treibhausgasemissionen im Luftverkehr durch die Verwendung alternativer Kraftstoffe eine Analyse des gesamten Lebenszyklus, die sogenannte Ökobilanz, der Kraftstoffe erforderlich.

Die Ökobilanz (engl. Life Cycle Assessment, LCA) ist eine systematische iterative Methode zur Bewertung der Umweltwirkungen eines Produkts (oder Verfahrens) über dessen gesamten Lebensweg von der Rohstoffgewinnung bis zur endgültigen Beseitigung. Dieser Ansatz wird häufig auch als Betrachtung „von der Wiege bis zur Bahre“ (engl. Well-to-Wake, WTW<sup>3</sup>.) bezeichnet. Die formalen Kriterien und Rahmenbedingung für die Erstellung einer Ökobilanz sind in den internationalen Normen DIN EN ISO 14040 [DIN, 2006a] und DIN EN ISO 14044 [DIN, 2006b] beschrieben. Demnach bezieht sich die Ökobilanz ausdrücklich auf die Umweltaspekte eines Produktsystems. Ökonomische und soziale Aspekte liegen dabei üblicherweise außerhalb des Untersuchungsrahmens. Die Methodik der Ökobilanz ist in besonderer Weise für eine vergleichende Analyse von Systemen mit derselben Funktion oder (ähnlichem) Nutzen geeignet. Hierbei folgt sie einem relativen Ansatz und basiert auf einer sogenannten funktionellen Einheit, definiert als „quantifizierter Nutzen eines Produktsystems für die Verwendung als Vergleichseinheit“ [DIN, 2006a].

Besondere Beachtung gilt bei der Durchführung der Ökobilanz zudem der Behandlung von etwaigen Koppelprodukten. Hierbei kann eine Berücksichtigung von Umwelteinwirkungen gemäß der Masse, des Energiegehalts oder des ökonomischen Wertes des jeweiligen Produkts erfolgen. Darüber hinaus existiert die Methode der Substitution, da Koppelprodukte aus der Herstellung von Kraftstoffen gewöhnlich weitere Verwendung in anderen Bereichen finden und somit andere Produkte substituieren können. Zwar beruht dieser Ansatz im Gegensatz zur Methodik der (willkürlichen) Allokation auf einer logischen und physikalischen Basis, bedarf jedoch eines erheblich umfangreicheren Modells und entsprechend größeren Aufwands bei der Implementierung [Edwards et al., 2011]. Durch das gestiegene Interesse und politische Vorgaben zur verstärkten Nutzung von Produkten auf Basis von Biomasse ist ein entsprechend spezialisierter Standard DIN EN 16760:2016-02 („Biobasierte Produkte - Ökobilanzen“) basierend auf [DIN, 2006a] und [DIN, 2006b] entstanden, der „spezifische Anforderungen an die Ökobilanz sowie spezifische Leitlinien zur Beurteilung der Umweltaspekte von biobasierten Produkten im Verlauf ihres Lebensweges“ erfasst [DIN, 2016]. Weitere Ausführungen zur Methodik der Ökobilanz finden sich in Anhang F.

Der Lebensweg eines Produktes im Rahmen einer Ökobilanz kann in verschiedene Stufen gegliedert werden. Diese Gliederung kann sich je nach Produkt und Untersuchungsrahmen unterscheiden<sup>4</sup>. Hierbei fassen die Stufen übergeordnet die einzelnen Prozessschritte zusammen. Für die Bilanz von Kraftstoffen für den kommerziellen

---

<sup>3</sup>Im engl. auch „cradle-to-crave“, im Zusammenhang mit Flugturbinenkraftstoffen häufig „Well-to-Wing“.

<sup>4</sup>Beispielweise entfällt bei Kraftstoffen üblicherweise die Stufe zur Entsorgung unter der Annahme einer nahezu vollständigen Verbrennung.

Luftverkehr kann nach [Allen et al., 2009] folgende Unterteilung vorgenommen werden:

1. Rohstoffkultivierung und -gewinnung
2. Rohstofftransport
3. Kraftstoffherstellung
4. Kraftstofftransport
5. Verbrennung im Triebwerk

Stufen 1 bis 4 werden hierbei häufig unter dem Begriff „Wiege bis zum Tank“ (engl. Well-to-Tank, WTT) zusammengefasst und umspannen die Prozesse der Kraftstoffbereitstellung. Die letzte Stufe, die eigentliche Kraftstoffverwendung, wird auch als „Tank bis zur Bahre“ (engl. Tank-to-Wake, TTW) bezeichnet. Aus der Perspektive der Ökobilanz haben Kraftstoffe auf biologischer Basis keine netto TTW Emissionen. Es liegt die Annahme zugrunde, dass sämtlicher Kohlenstoff im Kraftstoff durch Photosynthese aus atmosphärischem Kohlendioxid ( $\text{CO}_2$ ) gebildet wurde. Somit kann das während der Verbrennung freigesetzte  $\text{CO}_2$  mit dem zuvor aus der Atmosphäre aufgenommenen  $\text{CO}_2$  verrechnet werden. Das Prinzip des  $\text{CO}_2$ -Kreislaufs ist in Abbildung 3.1 schematisch veranschaulicht. Der Übersicht halber sind die  $\text{CO}_2$ -Emissionen der Bereitstellungsprozesse lediglich bei der Kraftstoffherstellung illustriert.

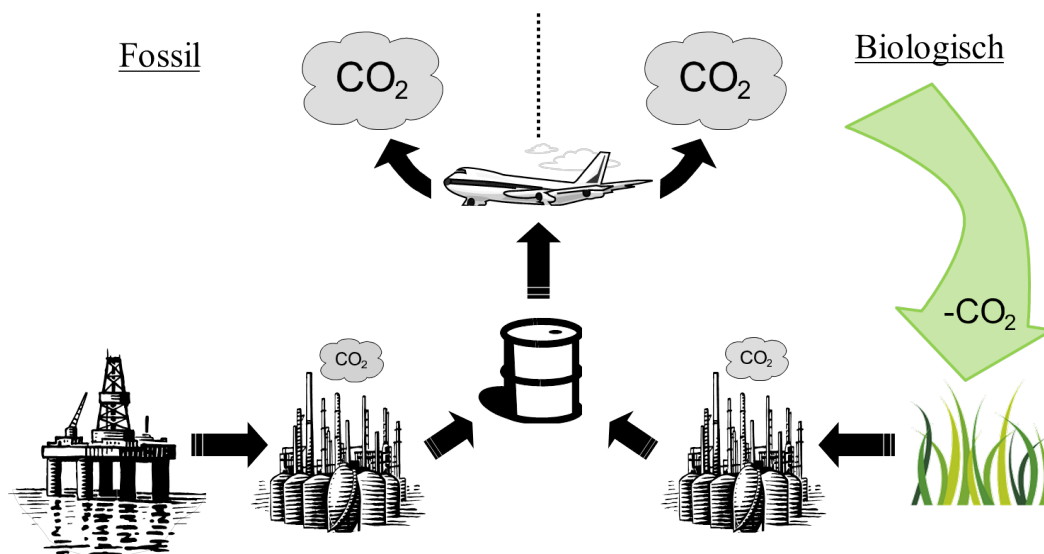


Abbildung 3.1.:  $\text{CO}_2$ -Kreislauf von Kraftstoffen auf fossiler und biologischer Basis

In manchen Fällen kann durch den Anbau von Biomasse und damit verbundenen Landnutzungsänderungen die Klimabilanz von Kraftstoffen auf biologischer Basis erheblich beeinflusst werden. Da diese Effekte allerdings stark von regionalen Gegebenheiten abhängen und zudem die Quantifizierung großen Unsicherheiten unterworfen ist, werden diese Aspekte gesondert betrachtet (siehe Kapitel 3.5).

| Treibhausgas     | GWP <sub>100</sub> |
|------------------|--------------------|
| CO <sub>2</sub>  | 1                  |
| CH <sub>4</sub>  | 25                 |
| N <sub>2</sub> O | 298                |

Tabelle 3.1.: Global Warming Potential (GWP) von Treibhausgasen auf 100 Jahre bezogen

Zur Bewertung der Umwelteinflüsse bei der Bereitstellung von Kraftstoffen werden üblicherweise die Treibhausgase (THG) Kohlendioxid (CO<sub>2</sub>), Methan (CH<sub>4</sub>) und Stickstoffoxid<sup>5</sup> (N<sub>2</sub>O) berücksichtigt. Diese werden anhand des auf 100 Jahre bezogenen Global Warming Potential<sup>6</sup> (GWP<sub>100</sub>) des IPCC [IPCC, 1999] auf äquivalente CO<sub>2</sub> (CO<sub>2</sub>äq) Emissionen bezogen (siehe Tabelle 3.1). Mit Hilfe dieser Metrik können die verschiedenen Emissionen durch Multiplikation mit dem jeweiligen GWP<sub>100</sub> auf eine äquivalente Emission bezogen werden. Typischerweise erfolgt zur Quantifizierung eine Umrechnung auf äquivalente CO<sub>2</sub>-Emissionen (siehe Gleichung 3.2).

$$\text{CO}_{2\text{äq,WTT}} = \text{GWP}_{100,\text{CO}_2} \cdot \text{CO}_2 + \text{GWP}_{100,\text{CH}_4} \cdot \text{CH}_4 + \text{GWP}_{100,\text{N}_2\text{O}} \cdot \text{N}_2\text{O} \quad (3.2)$$

Die Bilanzierung der gesamten äquivalenten CO<sub>2</sub>-Emissionen des Lebenszyklus (WTW) erfolgt gemäß Gleichung 3.3 unter Einbeziehung der äquivalenten CO<sub>2</sub>-Emissionen der Bereitstellung (WTT) sowie der CO<sub>2</sub>-Emissionen während der Nutzung (TTW)<sup>7</sup>.

$$\text{CO}_{2\text{äq,WTW}} = \text{CO}_{2\text{äq,WTT}} + \text{CO}_{2,\text{TTW}} \quad (3.3)$$

Da der Energiegehalt alternativer Kraftstoffe variieren kann und somit Einfluss auf die benötigte Kraftstoffmenge für eine Transportaufgabe hat, findet im Gegensatz zum Emissionsindex keine Normierung mit dem massenbezogenen Kraftstoffverbrauch statt. Für die Untersuchung von alternativen Kraftstoffen für den zivilen Luftverkehr findet sich in der Literatur als funktionelle Einheit (FE) die Masse an äquivalenten CO<sub>2</sub>-Emissionen pro Energiegehalt des Kraftstoffs (siehe Gleichung 3.4).

$$FE = \text{g CO}_{2\text{äq}}/\text{MJ Kraftstoff} \quad (3.4)$$

Die Berücksichtigung von Energiebedarfen und THG-Emissionen für die Herstellung von Maschinen oder den Bau von Gebäuden und Infrastruktur zur Verarbeitung von Kraftstoffen erfolgt nicht immer in der Literatur. Es kann jedoch davon ausgegangen werden, dass der Anteil dieser Bereiche an den gesamten THG-Emissionen über den Lebenszyklus als verhältnismäßig klein anzusehen ist [Stratton et al., 2010].

Im Rahmen der vorliegenden Arbeit basieren die Analysen zu den Ökobilanzen alternativer Kraftstoffe im Luftverkehr auf umfassenden Literaturstudien. Aufgrund des vergleichenden Charakters von Ökobilanzen, der Systematik einer funktionellen Einheit

<sup>5</sup>Auch als Lachgas bezeichnet.

<sup>6</sup>Vergleichende Metrik in Form des integrierten Strahlungsantriebs über einen bestimmten Zeitraum (hier 100 Jahre) eines Massenimpulses einer Emission (vgl. [Forster et al., 2007]).

<sup>7</sup>In dieser Studie wird der Ansatz der neutralen CO<sub>2,TTW</sub> verfolgt und nicht mit einem CO<sub>2</sub>-Kredit in der WTT-Analyse bilanziert, so dass alternative Kraftstoffe auf Basis von biologischen Rohstoffen in der Ökobilanzbetrachtung keine weiteren Emissionen verursachen.

sowie Unsicherheiten in den jeweiligen Modellen, unterliegen die Ergebnisse zu den Umweltwirkungen gewissen Einschränkungen und können nicht unbedingt als absolute Voraussage verstanden werden<sup>8</sup>. Zudem erschweren ggf. unterschiedliche Systemgrenzen in Raum und Zeit sowie Allokationsmethoden den Vergleich der Ergebnisse verschiedener Ökobilanzen. Die in dieser Arbeit analysierten Studien basieren überwiegend auf der Allokationsmethodik nach dem energetischen Wert der Produkte. Lediglich [Edwards et al., 2011] und [Edwards et al., 2014a] basieren auf dem Ansatz der Produktsubstitution, der sich teilweise auch bei [Skone u. Gerdes, 2008] und [Bauen et al., 2009] wiederfindet.

Zur besseren Übersicht werden im Folgenden zum Vergleich der Ergebnisse aus verschiedenen Studien dennoch die absoluten Werte betrachtet. Um die damit verbundenen Unzulänglichkeiten zu minimieren, wurde bei der Auswahl der Literaturquellen darauf geachtet, dass die Umweltwirkungen des gemeinsamen Referenzkraftstoffs (konventionelles Kerosin) sich nicht stark voneinander unterscheiden, so dass dem relativen Charakter der Ökobilanz bestmöglich Rechnung getragen wurde.

Aufgrund der teilweise schwierigen Datenlage insbesondere bei alternativen Flugturbinenkraftstoffen und der Abhängigkeit von den Anbauregionen der Rohstoffe werden in die meisten Studien Annahmen und Schätzungen getroffen, welche teilweise einer gewissen Willkür unterliegen. Die daraus resultierenden Auswirkungen werden in der Literatur entweder in Form von Fehlerbalken oder durch verschiedene Szenarien (bspw. low, baseline und high [Stratton et al., 2010]) berücksichtigt. Zur besseren Vergleichbarkeit werden in dieser Studie zunächst die Mittelwerte verwendet. Die Schwankungsbreite der verschiedenen Szenarien der Studien ist in der Ergebnisdarstellung durch Fehlerbalken gekennzeichnet.

## 3.2. Konventionelles Kerosin

Konventionelles Kerosin wird mittels Destillation auf Basis von Rohöl hergestellt und ist der derzeit meistgenutzte Kraftstoff des internationalen zivilen Luftverkehrs. Er wird daher als Referenzkraftstoff in dieser Arbeit verwendet. Der Rohstoff Rohöl wird weltweit in unterschiedlichen Regionen gefördert, wobei insbesondere in den letzten Jahren auch unkonventionelle Fördertechniken zur Erschließung von Rohöl an Bedeutung gewonnen haben. Die für die Förderung benötigten Energiemengen und freigesetzten Emissionen variieren zwischen den verschiedenen Ölfeldern deutlich. So können die freigesetzten Emissionen während der Ölförderung im Bereich von einer Größenordnung schwanken<sup>9</sup> [Skone u. Gerdes, 2008]. Hierbei sind insbesondere die unterschiedliche Entgasungs- und Abfackelungsquoten von Bedeutung (siehe Abbildung 3.2 auf der nächsten Seite).

Darüber hinaus spielen die gewählte Fördertechnik und Eigenschaften des Ölfelds (bspw. Überdruck, Gesteinstyp, Durchlässigkeit und Zugänglichkeit) eine Rolle [Speight, 2008]. Der Rohöltransport erfolgt über Pipelines, per Tankwagen auf der Straße oder Schiene und per Tanker auf dem Seeweg [Skone u. Gerdes, 2008]. Die Prozessschritte für Verarbeitung von Rohöl zu Kerosin bestehen im Wesentlichen aus der Rohölaufbereitung, der Destillation des Rohöls und ggf. der anschließenden Veredelung des Raffinerieprodukts. Der Prozess wird dabei von der Rohölqualität und der regionalen

---

<sup>8</sup>Die Vorhersage von absoluten Umweltwirkungen ist nicht Zweck der Ökobilanz (vgl. [DIN, 2006a]).

<sup>9</sup>Die niedrigsten Emissionen werden für Rohöl aus Saudi-Arabien (13.6 kg CO<sub>2äq</sub>/bbl Rohöl) und die höchsten für Nigeria (128.6 kg CO<sub>2äq</sub>/bbl Rohöl) angegeben.

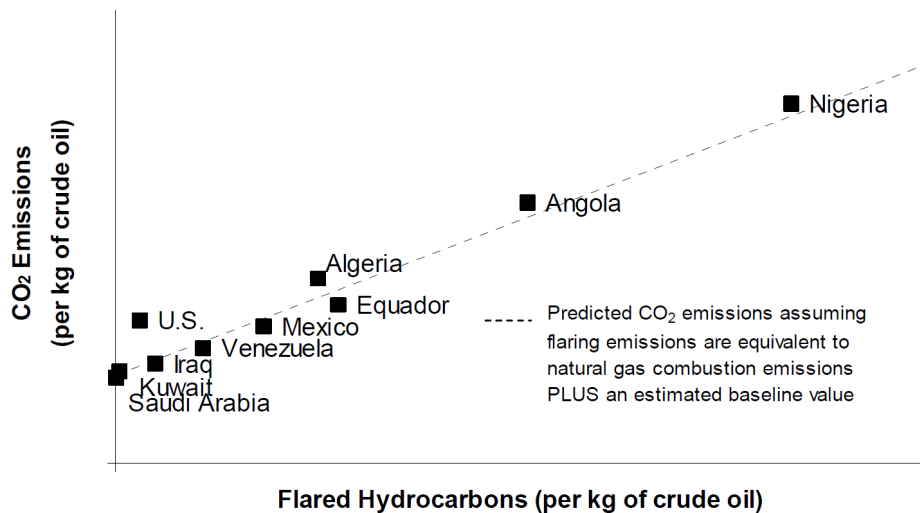


Abbildung 3.2.: Abfackelungsrate und CO<sub>2</sub>-Emissionen verschiedener Regionen der Erdölförderung [Skone u. Gerdes, 2008]

(Energie-)Infrastruktur beeinflusst und kann somit im Emissionsverhalten variieren. Die Distribution des Kerosins von der Raffinerie zum Tanklager am Flughafen bzw. Flugzeug erfolgt mittels Pipeline, Tankwagen oder Tanker [Skone u. Gerdes, 2008]. Das National Energy and Transport Laboratory (NETL) führte eine Studie zur Quantifizierung von Treibhausgasemissionen über den Lebenszyklus von ausgewählten rohölbasierten flüssigen Kraftstoffen durch [Skone u. Gerdes, 2008]. Diese Untersuchung hatte zum Ziel, Referenzdaten, Methoden und Ergebnisse für die in den Vereinigten Staaten im Jahr 2005 konsumierten Kraftstoffe zu ermitteln, um eine Vergleichsbasis für alternative Kraftstoffe im Transportsektor zur Verfügung zu stellen. Die Studie weist für jede Stufe separat die CO<sub>2</sub>-, CH<sub>4</sub>- und N<sub>2</sub>O-Emissionen in Form von CO<sub>2äq</sub> aus. Für die Bereitstellung von konventionellem Kerosin werden Emissionen von 14.4 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff angegeben, wobei die Rohstoffgewinnung und Kraftstoffherstellung die Bilanz dominieren. Die Emissionen von CH<sub>4</sub> und N<sub>2</sub>O haben einen Anteil von ca. 15.8% bzw. 0.5%. Diese Werte wurden auch in der britischen Studie von E4tech für konventionelles Kerosin übernommen [Bauen et al., 2009]. Im Rahmen des Projektes PARTNER<sup>10</sup> wurde eine umfassende Ökobilanz zu konventionellem Kerosin und verschiedenen alternativen Kraftstoffen durchgeführt. Auch hier ist der Bezugsrahmen die Vereinigten Staaten und die berechneten Emissionen werden mit 14.3 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff angegeben [Stratton et al., 2010]. Der Energiebedarf amerikanischer Raffinerien für die Herstellung von konventionellem Kerosin schwankt hierbei in Abhängigkeit des angewendeten Prozesses und wird mit 0.02 MJ/MJ Kraftstoff bis 0.14 MJ/MJ Kraftstoff angegeben. Die Energie wird für die Rohölaufbereitung (bspw. Rohölentsalzung) und Destillation benötigt und, sofern erforderlich, insbesondere für die Wasserstoffaufbereitung<sup>11</sup> [Stratton et al., 2010]. Eine entsprechende Ökobilanz wurde im Rahmen des Projektes SWAFE<sup>12</sup> mit dem Bezugsrahmen Europa durchgeführt [Novelli, 2011a]. Hierbei wurden Treibhausgasemissionen von 13 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff berechnet. Der Energiebedarf für die Herstellung wird mit ca. 0.1 MJ/MJ Kraftstoff angegeben. In dieser Studie werden die

<sup>10</sup>Partnership for AiR Transportation Noise and Emissions Reduction.

<sup>11</sup>Hydrotreating und -cracking.

<sup>12</sup>Sustainable Way for Alternative Fuels and Energy in Aviation.

Treibhausgasemissionen für konventionelles Kerosin aus dem Mittelwert der in den Studien angegebenen Werte bestimmt und betragen 13.9 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff. Der Energiebedarf wird mit 0.1 MJ/MJ Kraftstoff angenommen. Eine Übersicht über die Daten zu konventionellem Kerosin gibt Tabelle 3.2.

| Parameter                                       | Wert  | Quelle  |
|---|-------|---|
| Heizwert, MJ/kg                                 | 43.26 | [Rachner, 1998]   |
| Prozesseffizienz, %                             | 90    | [Novelli, 2011b]  |
| WTT CO <sub>2äq</sub> , g CO <sub>2äq</sub> /MJ | 13.9  | [Bauen et al., 2009],<br>[Stratton et al., 2010],<br>[Novelli, 2011b] |

Tabelle 3.2.: Annahmen zur Produktion von konventionellem Kerosin auf Rohölbasis

### 3.3. Synthetisches Paraffinisches Kerosin

Synthetische paraffinische Kerosine (SPK) sind flüssige Kohlenwasserstoffe, welche nicht auf Rohölbasis hergestellt werden und in ihrer Zusammensetzung im Gegensatz zu konventionellem Kerosin maßgeblich aus Paraffinen bestehen. Derzeit sind für die Nutzung im internationalen zivilen Luftverkehr SPK als Beimischung zu konventionellem Kerosin bis zu einem Anteil von 50 Vol.-% zugelassen (siehe auch Kapitel 2.1). In dieser Arbeit werden die beiden folgenden Herstellungsverfahren betrachtet:

- Fischer-Tropsch (FT) Synthese
- Hydrogenierte Ester und Fettsäuren (engl. Hydroprocessed Esters and Fatty Acids, HEFA)

Während sich die jeweiligen SPK Kraftstoffe in ihren Eigenschaften kaum unterscheiden, basiert die Konversion auf unterschiedlichen Verfahren und es können für die Herstellung verschiedene Rohstoffe verwendet werden. Die Ökobilanz ist somit nicht nur vom Prozess sondern gleichermaßen vom verwendeten Rohstoff abhängig.

Im Allgemeinen werden alternative Kraftstoffe, basierend auf dem Rohstoff, in folgende Generationen untergliedert:

- **1. Generation:** Die Rohstoffbasis besteht aus herkömmlichen landwirtschaftlichen Produkten, wie bspw. Pflanzenöle, die auch für die Nahrungsmittelproduktion geeignet sind.
- **2. Generation:** Der Rohstoff ist nicht für die Nahrungsmittelproduktion geeignet, wie bspw. zellulosehaltige Rohstoffe oder toxische Pflanzen.
- **3. Generation:** Hierunter fallen sehr ergiebige Rohstoffe, wie bspw. Algen, die zudem nicht um die begrenzte landwirtschaftliche Fläche konkurrieren, da sie auf marginalen Böden oder im Wasser kultiviert werden können.

Aufgrund der Nahrungsmittelkonkurrenz von alternativen Kraftstoffen der ersten Generation werden im Weiteren lediglich Kraftstoffe der zweiten Generation sowie Algen exemplarisch für einen Rohstoff der dritten Generation betrachtet.



### 3.3.1. Fischer-Tropsch (FT) Synthese

Die Fischer-Tropsch Synthese ist ein indirektes Verflüssigungsverfahren zur Herstellung von Kohlenwasserstoffen, wie bspw. Diesel oder Kerosin, aus nahezu jedem beliebigen kohlenstoffhaltigem Rohstoff. Die Produkte werden daher häufig auch als XTL (engl. Anything-to-Liquid) bzw. bei Verwendung von Biomasse als BTL (engl. Biomass-to-Liquid), auf Basis von Kohle als CTL (engl. Coal-to-Liquid) oder mit Erdgas als Rohstoff als GTL (engl. Gas-to-Liquid) bezeichnet. Das Verfahren wurde in den 1920iger Jahren in Deutschland entwickelt und ist heutzutage auch im industriellen Maßstab verfügbar. Die Herstellung von Kraftstoffen mittels Fischer-Tropsch Synthese besteht im Wesentlichen aus der Herstellung von Syngas, der Fischer-Tropsch Synthese und der Wasserstoffaufbereitung (engl. Hydrocracken).

Der Prozess basiert zunächst auf der Vergasung bzw. Dampfreformierung des Rohstoffs. Es entsteht ein synthetisches Gas, sogenanntes Syngas, aus Wasserstoff ( $H_2$ ) und Kohlenmonoxid (CO). Um den Katalysator in der anschließenden Fischer-Tropsch Synthese nicht zu beschädigen, wird das Synthesegas in einem Zwischenschritt gereinigt. Somit sind die FT-Produkte nahezu frei von Kontaminationen, wie bspw. Schwefel oder Stickstoff. Das Syngas wird der eigentlichen FT Synthese zugeführt wobei in Anwesenheit eines metallischen Katalysators<sup>13</sup> flüssige Kohlenwasserstoffketten entstehen. Die Kohlenstoffkettenlängen können im weiteren Prozess mittels Hydrocracken eingestellt werden, wobei langkettige Kohlenwasserstoffe (Paraffine) in die gewünschte Länge gespalten werden. Folglich sind die Eigenschaften von FT Kraftstoffen letztlich unabhängig vom ursprünglichen Rohstoff und lediglich von Prozessparametern abhängig. In Abbildung 3.3 sind schematisch die Hauptprozessschritte sowie die betrachteten Kraftstoffe dargestellt. Im Folgenden werden die in dieser Arbeit berücksichtigten Rohstoffe sowie deren Ökobilanz beschrieben.

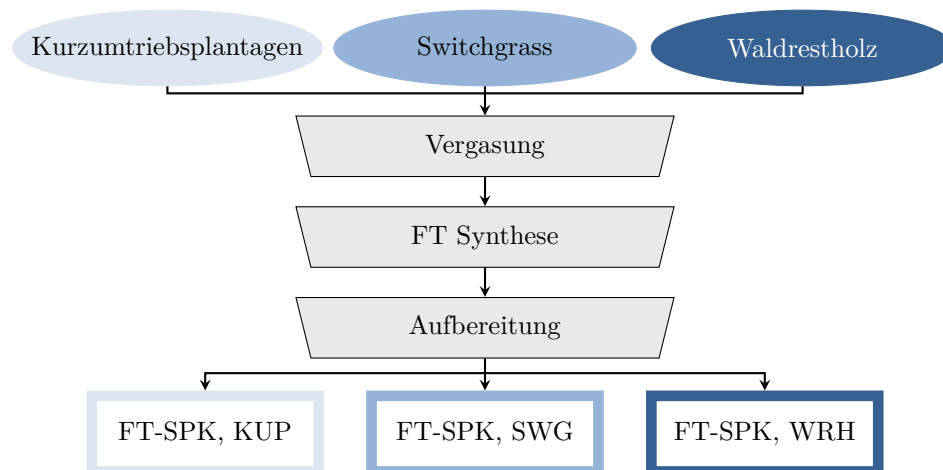


Abbildung 3.3.: Schematische Darstellung der FT Prozesskette mit Kraftstoffbezeichnungen.

<sup>13</sup>Typischerweise Eisen oder Kobalt.

### Kurzumtriebsplantagen (KUP)

Kurzumtriebsplantagen (KUP) bezeichnen schnellwachsende Baumarten oder Sträucher auf landwirtschaftlichen Flächen mit der Fähigkeit zum sogenannten Stockausschlag. Hierbei sind die Pflanzen nach dem Erntezyklus der oberirdischen Teile zum schnellen Wiederaustrieb aus dem Wurzelstock in der Lage. Durch die kurzen Umtriebszeiten (<20 Jahre) werden die Plantagen rechtlich nicht als Wald eingestuft, sondern behalten den Status der landwirtschaftliche Fläche<sup>14</sup> [von Behr et al., 2012]. Daher werden sie häufig auch als Agrarholz oder bei Verwendung in der Energieerzeugung (bspw. als Hackschnitzel) als Energieholz bezeichnet. KUP zielen ab auf eine möglichst große Menge an lignocellulosehaltiger Biomasse in kurzen Zeitintervallen. Aus ökonomischen Erwägungen eignen sich vorrangig Baumarten mit ausgeprägtem „Jugendwachstum und einer entsprechend hohen Masseleistung bereits in den ersten Jahren des Aufwuchses“ [Bielefeldt et al., 2008]. In gemäßigten Klimaregionen Nordamerikas und Europa sind dies bspw. Pappeln, Weiden oder Robinien, in China bspw. Bambus und in Australien sowie Südamerika bspw. Eukalyptus. Um unterschiedlichen Standortanforderungen gerecht zu werden, kommen auch Kreuzungen verschiedener Gattungen (sogenannte Hybride) zum Einsatz. Je nach Standortbedingungen können Trockenmasseerträge von 2 t/(ha a) bis 15 t/(ha a) für Pappeln und Weiden erzielt werden [von Behr et al., 2012]. In Deutschland betrug die für Agrarholzanbau genutzte Fläche für KUP im Jahr 2014 ca. 6000 ha [Wirkner, 2015].

Im Rahmen der SWAFEA Studie wurde eine Produktivität für KUP von 10.5 t/(ha a) angenommen [Novelli, 2011b]. Auf einer Versuchsanlage in Köllitsch wurden Erträge von 5.2 t/(ha a) bzw. 7 t/(ha a) erzielt [Röhricht et al., 2011]. Zukünftig werden jedoch Erträge >10 t/(ha a) angestrebt. Unter der Annahme eines mittleren Heizwertes von ca. 18.4 MJ/kg [Wirkner, 2015] und einer energiebezogenen Effizienz von ca. 42.2% [Zschocke, 2014] ergibt sich somit ein Ertrag von etwa 77.65 GJ/(ha a) und entspricht damit in etwa dem Wert von ca. 81 GJ/(ha a) der SWAFEA Studie. Die WTT Emissionen belaufen sich nach [Novelli, 2011b] auf ca. 13 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff, wobei auf die Kultivierung mit etwa 9 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff ein Anteil von ca. 70% entfällt. [Zschocke, 2014] gibt einen Wert von ca. 49.1 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff für Pappeln in Deutschland und ca. 21 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff für Eukalyptus in Brasilien an. Auf die Kultivierung entfällt jeweils ein Anteil von ca. 25%. Wesentliche höhere Emissio-

| Parameter                                       | Wert | Quelle  |
|---|------|---|
| Flächenertrag, t/(ha a)                         | 10   | [Röhricht et al., 2011]   |
| Heizwert, MJ/kg                                 | 18.4 | [Wirkner, 2015]   |
| Prozesseffizienz, %                             | 42   | [Zschocke, 2014]  |
| WTT CO <sub>2äq</sub> , g CO <sub>2äq</sub> /MJ | 19.9 | [Bauen et al., 2009],<br>[de Jong et al., 2017],<br>[Novelli, 2011b],<br>[Zschocke, 2014] |

Tabelle 3.3.: Annahmen zur Produktion von FT-SPK auf Basis von KUP

<sup>14</sup>Eine Rückwandlung von KUP in Ackerfläche ist (bevorzugt durch sogenanntes Stockfräsen) jederzeit möglich.

nen mit 34.7 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff bzw. 13.2 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff werden bei der Konversion freigesetzt. Bei [de Jong et al., 2017] und [Bauen et al., 2009] werden die LCA-Emissionen mit lediglich 9 bis 10 bzw. 7.3 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff angegeben. In dieser Arbeit wird der Mittelwert von 19.9 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff angesetzt. Zusammenfassend sind die charakteristischen Parameter in Tabelle 3.3 auf der vorherigen Seite aufgeführt.

### Switchgrass (SWG)

Switchgrass (*Panicum virgatum*) ist ein mehrjähriges, großwüchsiges, wärmeliebendes und trockentolerantes Präriegras, welches ursprünglich in Nordamerika beheimatet war. Im deutschen Sprachraum wird es häufig auch als Rutenhirse bezeichnet. Diese horstbildende Pflanze erreicht eine Höhe von bis zu 2.5 m. In Deutschland zunächst nur als Zierpflanze angebaut sowie im Gewässer- und Biotopenschutz eingesetzt, ist es mittlerweile eine bedeutende Energiepflanze. Es ist ein anspruchsloses, dennoch ertragreiches Gras, welches jedoch eine langsame Jugendentwicklung und eingeschränkte Keimfähigkeit besitzt. [Haller, 2005]

In einer Auswertung von [Wang et al., 2010] wurden zahlreiche veröffentlichte Studien zum Switchgrass-Anbau auf die Erträge und damit verbundenen Randbedingungen hin untersucht. Ältere Plantagen (> 3 Jahre) haben einen leicht höheren Ertrag als jüngere. Die erzielbaren Erträge liegen bei einem Anbau als Monokultur im Mittel bei ca. 10.9 t/(ha a), bei einer Standardabweichung von ±5.0 t/(ha a). In gemischten Anbauflächen halbieren sich die Erträge in etwa. Hülsenfrüchte im gemischten Anbau können die Erträge von Switchgrass jedoch signifikant erhöhen und somit ähnliche Werte wie die Monokulturen erreichen. [Stratton et al., 2010] liegt mit seinen Angaben basierend auf Literaturstudien im Mittel bei lediglich 4.6 t/(ha a). Jedoch zeigen auch andere Studien ein Potenzial von ca. 10 t/(ha a) oder sogar leicht darüber (vgl. [Elbersen, 2001], [Wullschleger et al., 2010]). Unter Berücksichtigung der in [Wang et al., 2010] dargestellten Zusammenhänge, wird in dieser Studie ein Flächenertrag von 10 t/(ha a) angenommen. Die Emissionen während der Bereitstellung werden in [Stratton et al., 2010] mit 17.7 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff angegeben. Hierbei wird eine Prozesseffizienz von 45 % zugrunde gelegt. Die SWAFEA Studie gibt für die Lebenszyklusanalyse von Switchgrass einen Wert von 14.9 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff an [Novelli, 2011b]. Hierbei entfallen mit 11 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff knapp 75 % auf die Kultivierung. Die spezifische Energie wird in [Elbersen, 2001] mit ca. 13.3 MJ/kg angegeben. Daraus ergibt sich für die THG-Emissionen in dieser Studie ein Wert von 16.3 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff. Tabelle 3.4 fasst die wesentlichen Parameter zusammen.

| Parameter                                       | Wert | Quelle                                       |
|---|------|--|
| Flächenertrag, t/(ha a)                         | 10.9 | [Wang et al., 2010]                          |
| Heizwert, MJ/kg                                 | 13.3 | [Elbersen, 2001]                             |
| Prozesseffizienz, %                             | 45   | [Stratton et al., 2010]                      |
| WTT CO <sub>2äq</sub> , g CO <sub>2äq</sub> /MJ | 16.3 | [Stratton et al., 2010],<br>[Novelli, 2011b] |

Tabelle 3.4.: Annahmen zur Produktion von FT-SPK auf Basis von Switchgrass

### Waldrestholz (WRH)

Waldrestholz umfasst die nach einer Rodung verbleibenden Holzreste, die nicht einer industriellen Nutzung zugeführt werden. Hierunter fallen vor allem Baumkronen, Äste, Laub, Reisig oder faule Holzstämme. Der Übergang zu Industrieholz ist jedoch fließend und hängt häufig vom sogenannten Zopfdurchmesser ab, bis zu welchem Industrieholz Verwendung findet. Nach [Stratton et al., 2010] werden Waldresthölzern, im Gegensatz zu anderen biologischen Reststoffen wie bspw. Maisstroh, keine weitere Umweltbedeutung zugemessen. Andere Untersuchungen gehen jedoch von einer ökologischen Bedeutung für die Bodenqualität sowie als Lebensraum für Tiere aus, so dass hier von einer Einschränkung bzgl. der Nutzung von Waldresthölzern auszugehen ist [Dossart u. Mühlenhoff, 2013]. Daher können Waldrestholzbestände nicht vollständig abtransportiert werden. Die Fachagentur Nachwachsende Rohstoffe gibt für Holzreste einen Flächenertrag von ca. 1 t/(ha a) mit einem mittleren Heizwert von ca. 15.6 MJ/kg an [FNR, 2015]. Da die Bewirtschaftung von Holzbeständen im Allgemeinen als wenig intensiv betrachtet wird, fallen die Unterschiede zu kommerziellen Hölzern nicht sehr groß aus [Edwards et al., 2014a]. Die Prozesskette zur Verarbeitung von Resthölzern ist jedoch recht energieintensiv. Dennoch können die damit verbundenen Emissionen gering gehalten werden, da der Rohstoff selbst einen Teil seiner verfügbaren Energieresourcen (klimafreundlich) bereitstellen kann [Bauen et al., 2009]. Der Wirkungsgrad der Konversion liegt zwischen 42 % bis 52 % [Stratton et al., 2010] bzw. erreicht etwa 48 % [Bauen et al., 2009]. Die in der Literatur angegebenen Emissionen zu Kraftstoffen aus Waldresthölzern unterliegen großen relativen Schwankungen und reichen von 4.8 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff [Bauen et al., 2009] über 6 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff [de Jong et al., 2017] bis zu 12.2 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff nach [Stratton et al., 2010]. Bei [Edwards et al., 2014b] werden sogar Emission von 18 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff angegeben. [Repo et al., 2011] weisen allerdings darauf hin, dass durch die Entnahme und Verwertung der Resthölzer, im Vergleich zur allmählichen Verrottung im Wald, indirekte CO<sub>2</sub>-Emission berücksichtigt werden müssen. Diese haben eine zeitliche Komponente und können Größenordnungen über den Emissionen aus der Kraftstoffbereitstellung liegen und selbst nach 100 Jahren noch etwa 20 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff bis 44 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff betragen. In dieser Arbeit wird der Mittelwert von 10.3 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff für die WTT-Emission verwendet. Zusammenfassend sind die dieser Arbeit zugrunde gelegten Daten für WRH in Tabelle 3.5 aufgeführt.

| Parameter                                       | Wert | Quelle   |
|---|------|--|
| Flächenertrag, t/(ha a)                         | 1.0  | [FNR, 2015]  |
| Heizwert, MJ/kg                                 | 15.6 | [FNR, 2015]  |
| Prozesseffizienz, %                             | 48   | [Bauen et al., 2009]   |
| WTT CO <sub>2äq</sub> , g CO <sub>2äq</sub> /MJ | 10.3 | [Stratton et al., 2010],<br>[Novelli, 2011b],<br>[de Jong et al., 2017],<br>[Edwards et al., 2014a],<br>[Bauen et al., 2009] |

Tabelle 3.5.: Annahmen zur Produktion von FT-SPK auf Basis von Waldrestholz

### 3.3.2. Hydrogenierte Ester und Fettsäuren (HEFA)

Die Herstellung von HEFA-SPK basiert auf ölhaltigen Pflanzen oder tierischen Fetten. Hierzu wird zunächst mit chemischen oder mechanischen Verfahren das Öl extrahiert und gereinigt. Dieses Öl besteht überwiegend aus Triglyceriden, einem Glycerol und drei freien Fettsäuren. Diese werden in einem katalytischen Prozess unter Einwirkung von Wasserstoff in unterschiedliche Kohlenwasserstoffe umgewandelt. Es erfolgt zunächst eine Sättigung der vorhandenen Doppelverbindungen durch Anlagerung von Wasserstoff. Anschließend werden mittels Desoxygenierung die Esterbindungen der Acylglycerine und Sauerstoffatome abgespalten. Die Kettenlängen des Endproduktes werden schließlich mittels Wasserstoffbehandlung entsprechend eingestellt. Die Prozessparameter werden an den Rohstoff angepasst, so dass die Endprodukte mit gleichbleibenden Eigenschaften hergestellt werden können. Es entsteht eine Vielzahl an verzweigten und unverzweigten Kohlenwasserstoffkettenlängen, die schließlich mittels Destillation getrennt werden. Schematisch sind der Prozess sowie die Kraftstoffbezeichnungen in Abbildung 3.4 dargestellt.

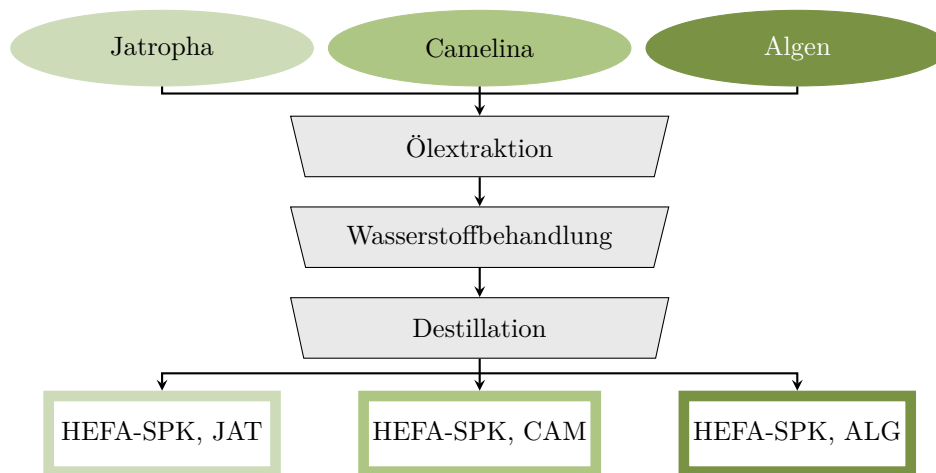


Abbildung 3.4.: Schematische Darstellung der HEFA Prozesskette mit Kraftstoffbezeichnungen

#### Jatropha (JAT)

*Jatropha curcas* (im Weiteren als *Jatropha* bezeichnet) ist eine ölhaltige Energiepflanze, deren Ursprung in Nordamerika und Mexiko vermutet wird. Heutzutage ist sie als Energiepflanze in Asien und Afrika kultiviert. *Jatropha* wächst als Baum oder Busch, erreicht eine Höhe von 5 m bis 7 m und kann ohne Bewässerung in Niederschlagsregionen wachsen [Stratton et al., 2010]. Diese wärmetolerante Pflanze wird häufig in halbtrockenen Gebieten angebaut, vorzugsweise im sogenannten *Jatropha*-Gürtel zwischen 30° N und 35° S [Zschocke, 2014]. Die Frucht besteht aus einer äußeren Kapsel mit zwei oder drei Samen. Jeder Samen setzt sich aus einer Schale und einem ölhaltigen Kern zusammen. Alle Pflanzenteile sind toxisch, weswegen sie keine direkt Konkurrenz zur Nahrungsmittelproduktion darstellt. Die erzielbaren Erträge liegen für den Samen bei etwa 2.5 t/(ha a) [Stratton et al., 2010] mit einem Ölgehalt von ca. 34 % [Zschocke, 2014]. Die Prozesseffizienz kann mit 84.9 % [Zschocke, 2014]

und der Heizwert mit 39.5 MJ/kg [Grimsby et al., 2012] angenommen werden. Für die Ökobilanz ergeben sich Werte von 39.4 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff [Stratton et al., 2010] und 39 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff [IATA, 2015] bzw. 18.1 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff bis 38.2 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff nach [Novelli, 2011a], in Abhängigkeit der Koppelproduktnutzung bzw. Einsatz von künstlichem Dünger. [de Jong et al., 2017] geben die THG-Emissionen mit 55 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff an und liegen damit am unteren Ende des Bereichs von etwa 58 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff bis 71 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff bei [Zschocke, 2014]. [Bauen et al., 2009] nennen Emissionen von 30 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff. Die für diese Studie verwendeten Daten sind in Tabelle 3.6 zusammengefasst.

| Parameter                                       | Wert  | Quelle  |
|---|-------|---|
| Flächenertrag Samen, t/(ha a)                   | 2.5   | [Stratton et al., 2010]   |
| Ölgehalt Samen, %                               | 34    | [Zschocke, 2014]  |
| Flächenertrag (Öl), t/(ha a)                    | 0.875 | -   |
| Heizwert, MJ/kg                                 | 39.5  | [Grimsby et al., 2012]  |
| Prozesseffizienz, %                             | 84.9  | [Zschocke, 2014]  |
| WTT CO <sub>2äq</sub> , g CO <sub>2äq</sub> /MJ | 48.3  | [Stratton et al., 2010],<br>[Novelli, 2011b],<br>[de Jong et al., 2017],<br>[Zschocke, 2014],<br>[Bauen et al., 2009] |

Tabelle 3.6.: Annahmen zur Produktion von HEFA-SPK auf Basis von Jatropha

### Camelina (CAM)

Leindotter (*Camelina sativa*) ist eine Energiepflanze aus der Familie der Kreuzblütengewächse, deren Ursprünge in Asien und der Mittelmeerregion liegen. Seit mehreren Jahrhunderten auch in Europa beheimatet, ist der Leindotter im Gegensatz bspw. zu *Jatropha curcas* kältebeständig. Das einjährige Gewächs bildet typischerweise Stängel von 30 cm bis 120 cm Höhe mit Blüten und kleinen Schoten, welche mehrere Samen enthalten. Die Vegetationszeit fällt mit etwa 100 Tage relativ kurz aus.

Bereits in der Bronzezeit als Nahrungsmittel angebaut, verschwand der Anbau im Mittelalter jedoch wieder [FNR, 2015]. Aufgrund des geringen Bedarfs an Nährstoffen, Wasser sowie Pflanzenschutz gewinnt der Leindotter in den letzten Jahren wieder Bedeutung für die Ölgewinnung. Der Ölgehalt der Samen liegt bei etwa 30 % bis 45 % [Kaltschmitt et al., 2016]. Die Flächenerträge sind im Allgemeinen, bei gleichem Ölgehalt, etwas geringer im Vergleich zu *Jatropha curcas*. Die Flächenerträge in der Literatur für verschiedene Anbauregion reichen von 1.3 t/ha in Deutschland und 1.7 t/ha in Nordamerika bis hin zu 2.4 t/ha in Dänemark [Kaltschmitt et al., 2016]. Der Heizwert beträgt ca. 36.2 MJ/kg [Toncea et al., 2013] und für den Prozess wird nach [Zschocke, 2014] eine Effizienz von 84.9 % angenommen. Während [Bauen et al., 2009] Emissionen von lediglich 13.5 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff angibt, betragen alleine die bei der Kultivierung anfallenden Emissionen 15 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff in der Studie von SWAFEA [Novelli, 2011a]. Insgesamt werden die Emissionen mit 25 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff angegeben, bei einem Energieaufwand von ca. 0.8 MJ/MJ [Novelli, 2011a]. In der Untersuchung von

[de Jong et al., 2017] betragen die Emission 47 g CO<sub>2</sub>äq/MJ Kraftstoff. In dieser Studie wird der Mittelwert von 28.5 g CO<sub>2</sub>äq/MJ Kraftstoff verwendet. Zusammenfassend sind die Daten in Tabelle 3.7 aufgeführt.

| Parameter                                       | Wert | Quelle   |
|---|------|--|
| Flächenertrag Samen, t/(ha a)                   | 1.7  | [Kaltschmitt et al., 2016]   |
| Ölgehalt Samen, %                               | 39   | [Kaltschmitt et al., 2016]   |
| Flächenertrag (Öl), t/(ha a)                    | 0.66 | -  |
| Heizwert, MJ/kg                                 | 36.2 | [Toncea et al., 2013]  |
| Prozesseffizienz, %                             | 84.9 | [Zschocke, 2014]   |
| WTT CO <sub>2</sub> äq, g CO <sub>2</sub> äq/MJ | 28.5 | [Novelli, 2011b],<br>[de Jong et al., 2017],<br>[Bauen et al., 2009] |

Tabelle 3.7.: Annahmen zur Produktion von HEFA-SPK auf Basis von Camelina

### Algen (ALG)

Algen als Rohstoff wird ein großes Potenzial zugeschrieben. Vor allem ist dies in der Fähigkeit zum schnellen Wachsen und damit hohen Flächenerträgen im Jahresmittel begründet. Darüber hinaus sind sie kein Bestandteil der Nahrungsmittelproduktion und müssen zudem nicht auf Ackerland angebaut werden. Sie können in offenen oder geschlossenen Anlagen kultiviert werden. Im industriellen Maßstab stehen die Anlagen aufgrund des Technologielevels derzeit noch nicht zur Verfügung. Es existieren jedoch einige Versuchsanlagen im Labormaßstab. Typischerweise bestehen offene Anlagen aus einem ovalen Becken und einem umlaufenden Schaufelrad zur Durchmischung der Algen mit Wasser. Hierdurch werden einerseits Sauerstoff zugeführt und andererseits die Algen ans Sonnenlicht befördert. Geschlossene Anlagen bestehen aus sogenannten Bioreaktoren, die typischerweise zur Steigerung der Flächenerträge vertikal angeordnet sind. Dadurch ist die Algenzucht vor äußeren Umwelt- und Wettereinflüssen geschützt. Damit Algen ihr schnelles Wachstumspotenzial ausschöpfen können muss allerdings CO<sub>2</sub> zugeführt werden. Der Heizwert des Öls beträgt 36.3 MJ/kg [Williams u. Laurens, 2010]. Im Rahmen der PARTNER Studie werden für eine Wachstumsrate von 25 g/(m<sup>2</sup> d) und einem Ölgehalt von 25 % Emissionen in Höhe von 50.7 g CO<sub>2</sub>äq/MJ Kraftstoff angegeben [Stratton et al., 2010]. Die Emissionen unterliegen jedoch starken Schwankungen bei Betrachtung des pessimistischen und optimistischen Szenario im Bereich von 14.1 g CO<sub>2</sub>äq/MJ Kraftstoff bis 193.2 g CO<sub>2</sub>äq/MJ Kraftstoff. Die E4tech Studie hingegen veranschlagt lediglich 1.5 g CO<sub>2</sub>äq/MJ Kraftstoff [Bauen et al., 2009]. Hierbei wird unterstellt, dass das während der Produktion anfallende Methan für die interne und externe Energieversorgung eingesetzt und somit die Bilanz verbessern kann. Im Rahmen des Projektes SWAFEA wurden bei der Betrachtung von Mikroalgen Emissionen von 28.9 g CO<sub>2</sub>äq/MJ Kraftstoff und einen Energiebedarf von 1.5 MJ/MJ ermittelt [Novelli, 2011a]. Für diese Studie ergibt sich ein Mittelwert von 27.0 g CO<sub>2</sub>äq/MJ Kraftstoff. In Tabelle 3.8 auf der nächsten Seite sind die Daten in einer Übersicht zusammengefasst.

| Parameter  | Wert  | Quelle  |
|--|-------|---|
| Flächenertrag, t/(ha a)                                    | 91.25 | [Stratton et al., 2010]   |
| Ölgehalt, %  | 25    | [Stratton et al., 2010]   |
| Flächenertrag (Öl), t/(ha a)                               | 22.8  | -   |
| Heizwert, MJ/kg  | 36.3  | [Williams u. Laurens, 2010]   |
| Prozesseffizienz, %  | 84.9  | [Zschocke, 2014]  |
| WTT CO <sub>2äq</sub> , g CO <sub>2äq</sub> /MJ Kraftstoff | 27.0  | [Novelli, 2011b],<br>[Stratton et al., 2010],<br>[Bauen et al., 2009] |

Tabelle 3.8.: Annahmen zur Produktion von HEFA-SPK auf Basis von Algen

### 3.4. Ergebnisse der Kraftstoffbereitstellung

Die hier betrachteten Bereitstellungsketten unterscheiden sich sowohl im Energiebedarf, als auch in den resultierenden Treibhausgasemissionen. Daher werden im Folgenden die Ergebnisse der Ökobilanz für die Kraftstoffbereitstellung in einer Übersicht zusammengetragen. Hierbei werden die alternativen Flugturbinenkraftstoffe der FT-Synthese sowie HEFA mit den Werten des Referenzkraftstoffs Jet A-1 gegenübergestellt. Abbildung 3.5 zeigt die THG-Emissionen für die in dieser Arbeit berücksichtigten Mittelwerte. Die Fehlerbalken repräsentieren die jeweilige Schwankungsbreite der Literaturangaben.

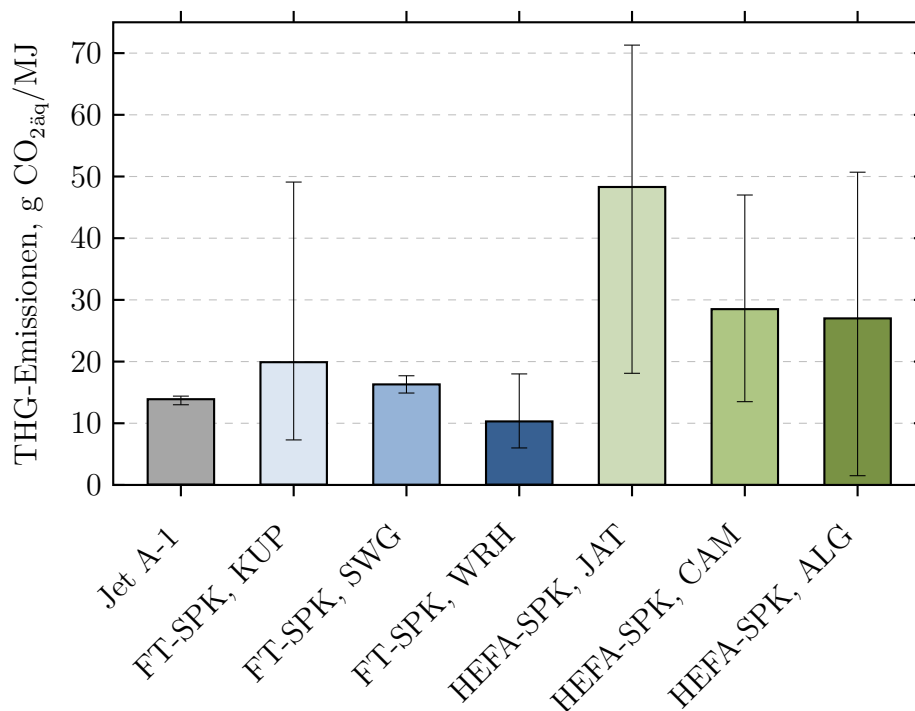


Abbildung 3.5.: THG-Emissionen der Bereitstellung (WTT) über den Lebenszyklus alternativer Kraftstoffe und von konventionellem Kerosin. Fehlerbalken zeigen die Schwankungsbreite der Literaturdaten an



### 3.5. Direkte und indirekte Landnutzungsänderung

Bei der Betrachtung von Flugturbinenkraftstoffen auf Basis von pflanzlichen Rohstoffen hat über die in Kapitel 3.3 berücksichtigten Effekte hinaus auch die Anbaufläche Einfluss auf die Ökobilanz. In manchen Fällen können direkte oder indirekte Landnutzungsänderungen die Klimabilanz von Kraftstoffen auf biologischer Basis erheblich beeinflussen (vgl. [Stratton et al., 2010]). Hierunter wird eine Flächenumwandlung zur Herstellung von Kraftstoffen oder damit verbundene Verdrängungseffekte unter Berücksichtigung der Historie der betroffenen Landflächen verstanden. Wird eine Fläche einer geänderten land- oder forstwirtschaftlichen Nutzung<sup>15</sup> unterworfen, so kann dies zu einer Reduzierung und Freisetzung der vormals im Boden bzw. der Vegetation gebundenen Kohlenstoffmenge führen, insbesondere, wenn dies mit einer Änderung der Vegetation einhergeht. Direkte Landnutzungsänderung (engl. Land Use Change, LUC) bezeichnet den Anbau von Energiepflanzen auf natürlichen oder nur teilweise bewirtschafteten Flächen. Durch die Kultivierung dieser Flächen werden zusätzliche CO<sub>2</sub>-Mengen freigesetzt, die zuvor im Boden und den jeweiligen Bodenbedeckungen gespeichert waren. Hierbei handelt es sich um die beiden größten biologisch aktiven terrestrischen Kohlenstoffspeicher<sup>16</sup> [Fargione et al., 2008]. Darüber hinaus können wichtige Landfunktionen oder die Biodiversität beeinträchtigt werden [Canals et al., 2007]. In der Erneuerbaren Energien Richtlinie (EERL) der EU werden diese Effekte insbesondere in Zusammenhang mit der Biokraftstoffproduktion adressiert [EU, 2009]. Es wird empfohlen, Flächen für die Kraftstoffherstellung nur dann umzuwandeln, wenn die daraus resultierende Freisetzung von Treibhausgasen in einer „vertretbaren Zeitspanne“ durch eine entsprechende Einsparung an Treibhausgasemissionen durch die Nutzung von Biokraftstoffen kompensiert werden kann [EU, 2009]. Die indirekte Landnutzungsänderung (engl. indirect Land Use Change, iLUC) umfasst auch solche Landnutzungsänderungen, die nicht unmittelbar, sondern durch eine Verdrängung der ursprünglichen landwirtschaftlichen Aktivität andernorts induziert werden. So kann bspw. der Anbau von Energiepflanzen auf zuvor für die Nahrungs- oder Futtermittelproduktion genutzten Flächen in der Folge eine Umwandlung von bspw. Grünflächen auf einer anderen Landfläche verursachen und somit indirekt zur Emission von Treibhausgasen beitragen. Dieser Effekt lässt sich idealisiert auf den ökonomischen Mechanismus der Angebotselastizität zurückführen. Das stetige Bevölkerungswachstum und die Zunahme des Pro-Kopf-Verbrauchs führten, neben der gestiegenen Bedeutung der Energiepflanzen, bereits in der Vergangenheit zu einer Trendwende auf den Weltagrarmärkten. In der Folge sind eine zunehmende Verknappung der Landflächen und die einhergehende steigende Nutzungskonkurrenz um die Ressourcen der landwirtschaftlichen Aktivitäten weltweit festzustellen. Somit kann die durch den Anbau von Nichtnahrungsgütern verdrängte Nahrungsmittelproduktion verknappt werden, was in der Folge zu höheren Preisen führt. Hierdurch erfolgt eine Belebung der Produktion von Nahrungsmittelgütern und eine entsprechende Umwandlung von Flächen gemäß der Angebotselastizität. Prinzipiell können diese durch Landnutzungsänderung bedingten zusätzlichen Emissionen im Laufe der Jahre durch die Nutzung von nachhaltigen Kraftstoffen überkompensiert werden, sofern

<sup>15</sup>Allgemein umfasst der Begriff jegliche geänderte Nutzung, bspw. durch eine gewerbliche Nutzung oder zur Durchführung von Infrastrukturmaßnahmen.

<sup>16</sup>Nach [Schlesinger, 1998] halten Boden und Pflanzen die ca. 2.7-fache Menge an Kohlenstoff im Vergleich zur Atmosphäre.

durch die Nutzung des entsprechenden Kraftstoffs eine netto Einsparung gegenüber konventionellen Kraftstoffen besteht. Allerdings können je nach Rohstoff, Region und vorheriger Nutzung der Fläche hierfür Jahrzehnte bis Jahrhunderte vergehen [Fargione et al., 2008]. Werden beispielsweise Regenwaldflächen oder Torfand zur Kultivierung von Energiepflanzen umgewandelt, können über 100 Jahre vergehen, bis die verursachte Kohlenstofffreisetzung durch die Substitution fossilen Kraftstoffs wieder ausgeglichen ist [Beringer et al., 2011]. Dieser Mechanismus ist keineswegs auf den Anbau von Energiepflanzen bzw. Produktion von nachhaltigen Kraftstoffen begrenzt, sondern wirkt in gleicher Weise bei allen land- und forstwirtschaftlichen Aktivitäten<sup>17</sup>, die zu einer Verknappung der Landflächen bzw. Verringerung der Produktivität<sup>18</sup> führen [Noleppa u. von Witzke, 2013]. Dieser Vorgang der indirekten Landnutzungsänderung ist jedoch weitaus problematischer zu quantifizieren als die direkten.

Die LUC und iLUC bedingten Treibhausgasemissionen können als Faktoren in der Ökobilanz berücksichtigt werden. Allerdings ist die Determinierung solcher Faktoren, insbesondere zur Berücksichtigung von iLUC-Effekten, sehr großen Unsicherheiten unterworfen. Die Effekte lassen sich nicht messen oder tatsächlich beobachten, weil diese letztlich eine Auswirkung von vielzähligen unterschiedlichen Entwicklungen an lokalen und globalen Agrarmärkten sind [Valin et al., 2015]. Die Quantifizierung von LUC-Emissionen erfolgt daher auf Basis von Modellen. Diese basieren nach [Plevin et al., 2010] typischerweise auf den vier Schritten:

- Auswirkungen einer Ausweitung der Biokraftstoffproduktion in einer Region auf die globalen Land- und Rohstoffmärkte (basierend auf einem ökonomischen Gleichgewicht oder einer Allokationsmethode)
- Abbildung der Auswirkungen auf spezifische Bodendeckungstypen (gemäß historischen Mustern)
- Abschätzung der Menge und der Zeitskala für Treibhausgasfreisetzung eines Bodenbedeckungstyps
- Quantifizierung der zusätzlichen Emissionen bezogen auf eine Kraftstoffmenge und für eine Referenzzeit der Kraftstoffherstellung

[Plevin et al., 2010] gehen davon aus, dass trotz der vorhandenen Unsicherheiten in der Quantifizierung die LUC-Emissionen  $> 0$  g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff ausfallen werden. Es lässt sich festhalten, dass für konkrete (und begrenzte) regionale Effekte die Landnutzungsänderung mit einer gewissen Unsicherheit quantitativ erfasst werden kann, es derzeit aber als nicht sinnvoll erachtet werden kann, LUC-Effekte durch einen einzelnen Faktor pauschal in der Ökobilanz zu berücksichtigen. In einem Review von [Wicke et al., 2012] werden die LUC- und iLUC-Emissionen verschiedener Studien gegenübergestellt. Vor einem zeitlichen Horizont von 30 Jahren werden hier für Biodiesel auf Basis von Ölpflanzen der ersten Generation iLUC-Emissionen von 6 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff bis 140 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff und LUC-Emissionen im Bereich von 1 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff bis 76 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff aufgeführt. [Valin et al., 2015] untersuchten die LUC- und iLUC-Effekte gemeinsam vor dem Hintergrund der EERL der Europäischen Union. Der Zeithorizont beträgt 20 Jahre. Es sei angemerkt,

---

<sup>17</sup>Bspw. Aufforstungs- und Renaturierungsprogramme, Ökolandbau, Futtermittelanbau.

<sup>18</sup>Hier: Erträge pro Landfläche.

dass für die benötigte Menge an Biodiesel und -ethanol auch außerhalb der EU weitere Landflächen benötigt werden. Für die Produktion auf Basis von KUP fallen negative LUC-Emissionen von  $-29 \text{ g CO}_{2\text{äq}}/\text{MJ}$  Kraftstoff an, da hier durch die neue Vegetation von einer Zunahme des Kohlenstoffbestands auf der Landfläche ausgegangen wird. Waldresthölzer hingegen haben zusätzliche Emissionen von ca.  $17 \text{ g CO}_{2\text{äq}}/\text{MJ}$  Kraftstoff. Diese begründen sich dadurch, dass ansonsten die Waldresthölzer im Verrottungsprozess den bodengebunden organischen Kohlenstoff angereichert hätten. Da dieser Effekt direkt mit der „Ernte“ der Reste verbunden ist, wird er in manchen Ansätzen auch diesem Prozessschritt direkt zugeordnet, anstatt in einer LUC-Analyse berücksichtigt [Valin et al., 2015]. Unter der Annahme, dass kohlenstoffarme Böden für die Produktion von Switchgrass genutzt werden, ermittelt [Stratton et al., 2010] ebenfalls negative LUC-Emissionen von  $-19.8 \text{ g CO}_{2\text{äq}}/\text{MJ}$  Kraftstoff. In der Untersuchung von [Overmars et al., 2015] werden ebenfalls die Auswirkungen der europäischen Nachhaltigkeitsrichtlinie untersucht. Hierbei basieren die Annahmen auf historischen Daten und es werden verschiedene Allokationsmethoden und -modelle verwendet. Für KUP in der EU ergeben sich demnach LUC-Emissionen von  $2 \text{ g CO}_{2\text{äq}}/\text{MJ}$  Kraftstoff bis  $4 \text{ g CO}_{2\text{äq}}/\text{MJ}$  Kraftstoff, für Switchgrass  $1 \text{ g CO}_{2\text{äq}}/\text{MJ}$  Kraftstoff bis  $3 \text{ g CO}_{2\text{äq}}/\text{MJ}$  Kraftstoff und für Jatropha in Afrika  $58 \text{ g CO}_{2\text{äq}}/\text{MJ}$  Kraftstoff bis  $130 \text{ g CO}_{2\text{äq}}/\text{MJ}$  Kraftstoff. Zusammenfassend stellt Tabelle 3.9 eine Übersicht der LUC-Emissionen ausgewählter Herstellungspfade dar.

| Herstellungspfad                                    | LUC-Emissionen | Quelle  |
|---|----------------|---|
| FT-SPK, KUP, $\text{g CO}_{2\text{äq}}/\text{MJ}$   | $-29$ bis $4$  | [Valin et al., 2015],<br>[Overmars et al., 2015]    |
| FT-SPK, WRH, $\text{g CO}_{2\text{äq}}/\text{MJ}$   | $17$           | [Valin et al., 2015]                                |
| FT-SPK, SWG, $\text{g CO}_{2\text{äq}}/\text{MJ}$   | $-20$ bis $3$  | [Stratton et al., 2010],<br>[Overmars et al., 2015] |
| HEFA-SPK, JAT, $\text{g CO}_{2\text{äq}}/\text{MJ}$ | $58$ bis $130$ | [Overmars et al., 2015]                             |

Tabelle 3.9.: LUC-Emissionen ausgewählter Herstellungspfade in der Literatur

### 3.6. Ökonomische Aspekte der Kraftstoffbereitstellung

Neben den Umweltwirkungen alternativer Flugturbinenkraftstoffe sind für deren Einführung und Nutzung im Luftverkehr insbesondere die ökonomischen Aspekte von Interesse. Allgemein fallen die Gewinne der Luftfahrtgesellschaften eher moderat aus. So lag der Anteil des Nettogewinns am Umsatz in den letzten zehn Jahren<sup>19</sup> zwischen  $-4.6$  und  $5\%$ , mit einem Mittelwert bei ca.  $1.5\%$  [IATA, 2014-2017]. Dies entspricht im weltweiten Mittel für das Jahr 2016 einem Gewinn pro Ticket von ca.  $9.13 \text{ USD}$ . Der Anteil der Kraftstoffkosten an den direkten Betriebskosten (engl. Direct Operating Costs, DOC) der Fluggesellschaften lag im selben Zeitraum im Bereich von  $21\%$  bis  $36\%$ <sup>20</sup> [IATA, 2014-2017]. Demnach ist der Spielraum für einen Preisaufschlag für

<sup>19</sup>Zeitraum 2007 bis 2016.

<sup>20</sup>Bedingt durch die derzeit verhältnismäßig niedrigen Rohölpreise (siehe Abbildung 3.6) wird der Anteil für 2017 wohl noch weiter bis auf ca.  $18.8\%$  fallen.

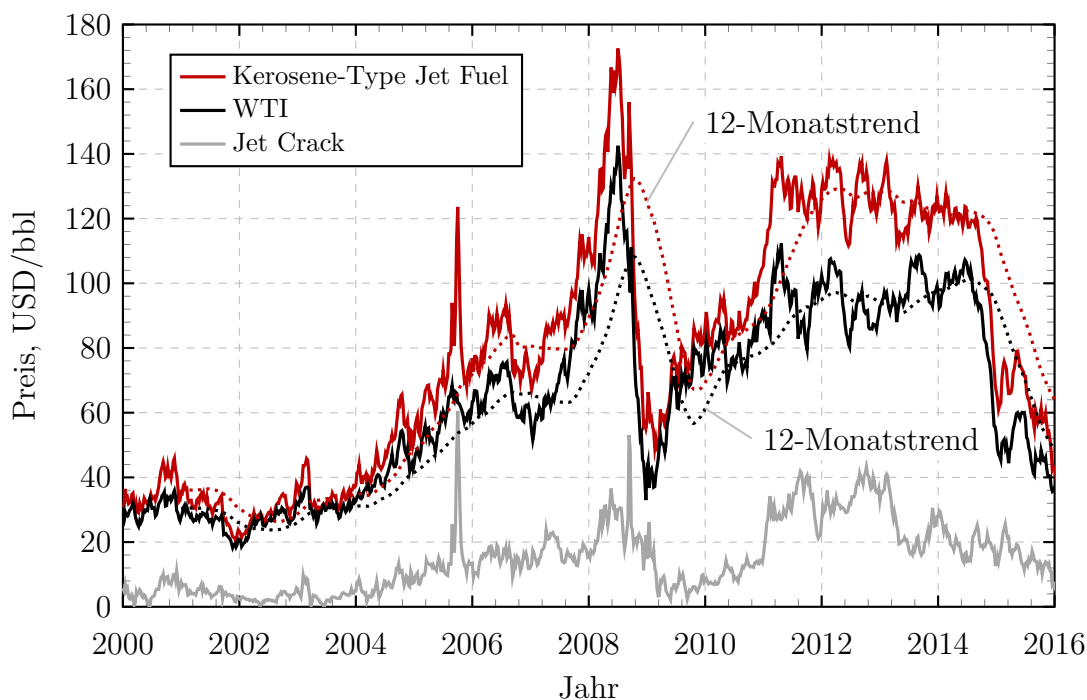


Abbildung 3.6.: Historische Entwicklung des Rohöl- und Kerosinpreises nach [EIA, 2017a], [EIA, 2017b].

die Nutzung alternativer Kraftstoffe bei den Fluggesellschaften sehr limitiert. Folglich ist der Luftverkehr für eine nachhaltige Nutzung von signifikanten Mengen alternativer Kraftstoffe darauf angewiesen, dass diese zu konkurrenzfähigen Preisen angeboten werden. Hierbei sind die tatsächlichen Kosten entscheidend, so dass etwaige positive ökonomische Effekte, wie bspw. geringere Gebühren, Begünstigungen im Emissionshandel usw., bei der Preisbildung berücksichtigt werden können.

Die Entwicklung des Kerosinpreises ist stark an die Entwicklung des Rohölmarkts gekoppelt. Daher unterliegen die Preise für konventionelles Kerosin den Schwankungen des Rohölpreises, wie in Abbildung 3.6 am Beispiel der Rohölsorte West Texas Intermediate (WTI) dargestellt<sup>21</sup>. Zusätzlich in der Abbildung dargestellt ist der sogenannte Jet Crack<sup>22</sup>, der die Preisdifferenz zwischen Rohöl und dem Raffinerieprodukt (hier Kerosin) ausweist. Er kann als Indikator für die veranschlagten Produktionskosten (inkl. Marge und Vertrieb) herangezogen werden.

Die Abschätzungen zu den Kosten für alternative Kraftstoffe unterliegen großen Unsicherheiten. Es existiert derzeit noch kein entwickelter Markt für alternative Flugturbinenkraftstoffe, so dass aktuell kein global akzeptierter Preis ermittelt werden kann. Dies ist darauf zurückzuführen, dass die produzierten Mengen zu klein sind und derzeit noch stark von der Chargengröße, den geographischen Randbedingungen, dem Prozess und der Technologie abhängen [IATA, 2015]. Die IATA geht davon aus, dass alternative Flugturbinenkraftstoffe bis auf Weiteres den Preis von konventionellem Kerosin auf Rohölbasis um den Faktor 2 bis 7 übertreffen<sup>23</sup> [IATA, 2015]. [de Jong et al., 2017]

<sup>21</sup>In der Praxis dämpfen Fluggesellschaften das Risiko der Preisvolatilität teilweise über Hedging-Geschäfte ab.

<sup>22</sup>Allgemein auch als crack spread bezeichnet.

<sup>23</sup>Typische Charge reiner alternativer Kraftstoffe kostet demnach 2 USD/L bis 7 USD/L im Vergleich

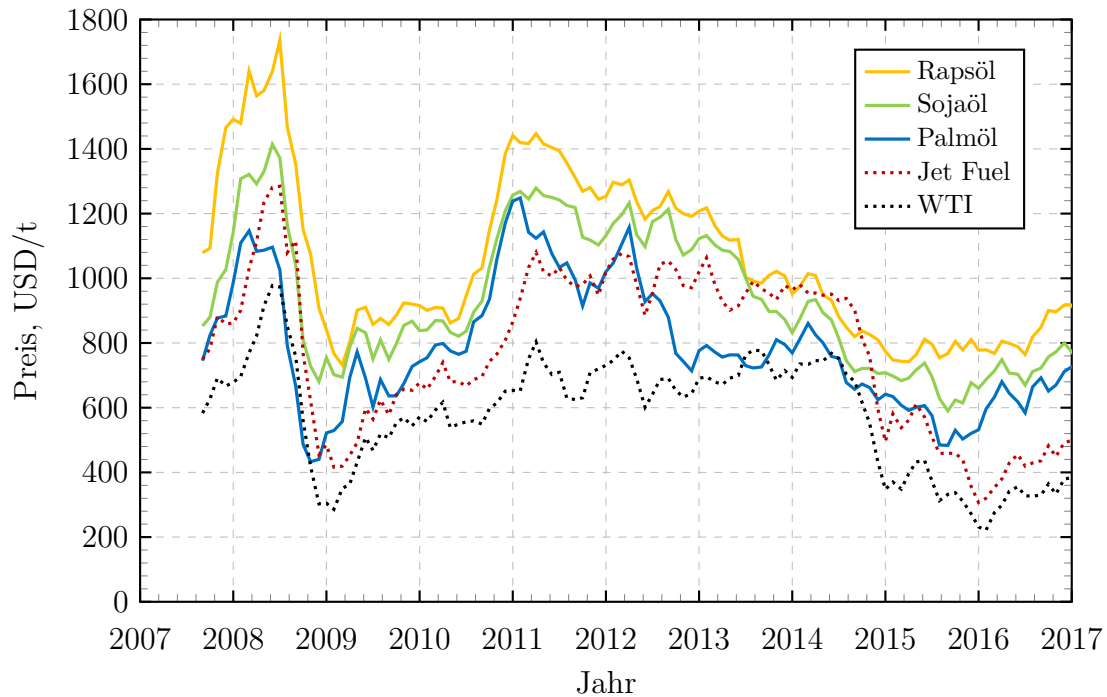


Abbildung 3.7.: Historische Entwicklung der Rohstoffpreise für Pflanzenöle im Vergleich zu Kerosin und Rohöl [IndexMundi, 2017].

nennen für alternative Flugturbinenkraftstoffe einen Preisaufschlag im Bereich von Faktor 2 bis 4 gegenüber Kerosin.

Während beim HEFA-Prozess vor allem die Rohstoffpreise die Gesteungskosten beeinflussen, dominieren beim FT-Prozess, aufgrund der Möglichkeit auch kostengünstigere Rohstoffe zu verarbeiten, die Konversionskosten. Die Rohstoffkosten können beim HEFA-Prozess einen Anteil von 45 % bis 90 % erreichen [IATA, 2015]. Historisch gesehen übertreffen die Preise für Pflanzenöl diejenigen für konventionelles Kerosin und Rohöl, wie in Abbildung 3.7 dargestellt. Für das Jahr 2016 werden demnach im Mittel Preise von 640 USD/t, 721 USD/t und 822 USD/t für Palm-, Soja- bzw. Rapsöl gehandelt. Das Produkt Kerosin hingegen erzielte Preise von ca. 413 USD/t, so dass alleine die Rohstoffbasis das 1.6 bis 2-fache des Kerosinpreises kostet. Zudem verdeutlicht die Abbildung 3.7 die starke Abhängigkeit der Pflanzenölpreise von der Entwicklung des Rohölpreises.

Überschlagsmäßig lassen sich die Gesteungskosten für alternative Flugturbinenkraftstoffe auf Basis von Pflanzenölen für den HEFA-Prozess mit den Daten aus Abbildung 3.6 und 3.7 abschätzen. Hierzu wird der relative Jet Crack des konventionellen Kerosins der Produktion für HEFA-SPK zugrunde gelegt. Für das Jahr 2011 entspricht dieser einem Anteil von ca. 33 %. Der mittlere Preis in 2011 für Pflanzenöle aus Palm, Soja oder Raps liegt im Bereich von etwa 1075 USD/t bis 1365 USD/t. Daraus ergeben sich Produktionskosten von ca. 355 USD/t bis 450 USD/t und Gesteungskosten im Bereich von 1430 USD/t bis 1820 USD/t. Zum Vergleich werden nach [Rosillo-Calle et al., 2012] für die Verarbeitung von Pflanzenölen, wie bspw. aus Palm, Soja oder Raps, Produktionskosten im Bereich von 130 EUR/t bis 390 EUR/t bzw. 180 USD/t

zu 0.8 USD/L für konventionelles Kerosin.

bis 540 USD/t und Gestehungskosten für HEFA-SPK auf Basis von Palmöl im Bereich von 1200 EUR/t bis 1300 EUR/t bzw. 1670 USD/t bis 1810 USD/t angegeben<sup>24</sup>. Somit fügen sich die abgeschätzten Kosten recht gut in den von der Literatur genannten Rahmen ein. Unter den historisch gesehen relativ niedrigen Rohstoffpreisen für Pflanzenöle im Jahr 2016 und einem geringeren relativen Jet Crack von 22 % ergeben sich mit der gleichen Methodik im Mittel für 2016 für Palm-, Soja- und Rapsöl Produktionskosten von ca. 140 USD/t bis 180 USD/t und Gestehungskosten im Bereich von 780 USD/t bis 1000 USD/t. In der Studie nach [de Jong et al., 2017] werden für HEFA-SPK auf Basis von gebrauchtem Speiseöl Produktionskosten von etwa 1290 EUR/t ermittelt, was bei dem zugrundeliegenden Ölpreis von 680 EUR/t relativ zu Kerosin einem Faktor von 1.9 entspricht.

Für alternative Rohstoffe, wie bspw. Jatropha, werden die Ölpreise auf bis zu 1000 €/t geschätzt, basierend auf dem Kultivierungsgebiet und den erwarteten Erträgen<sup>25</sup> [Rosillo-Calle et al., 2012]. [IRENA, 2017] weist allerdings darauf hin, dass aufgrund des sehr frühen Entwicklungsstadiums die Kosten für alternative ölhaltige Pflanzen nur schwer abschätzbar sind. Für lignocellulosehaltige Rohstoffe für die Verarbeitung in FT-Prozessen werden deutlich geringere Rohstoffpreise angesetzt. Zudem ist die Preisbildung in diesem Segment weitestgehend vom Ölpreishandel entkoppelt. Somit fallen die Rohstoffpreise für Waldresthölzer und KUP mit 30 €/t bis 180 €/t bzw. 60 €/t bis 70 €/t deutlich moderater aus. Andererseits übersteigen die Konversionskosten einer FT-Anlage mit ca. 1100 €/t die einer HEFA-Anlage um das Vielfache [Rosillo-Calle et al., 2012]. Die Gestehungskosten insgesamt werden für FT-Kerosin auf Basis von Holz mit 1500 €/t bis 1800 €/t angegeben. Auch in [Zschocke, 2014] findet sich eine Abschätzung der Gestehungskosten von Rohstoffen der zweiten Generation. Hier werden die Gestehungskosten für HEFA-SPK aus Jatropha im Bereich von 1390 USD/t bis 2170 USD/t angegeben. Es entfallen nur etwa 9 bzw. 15 % auf die Konversion und den Transport. Für das FT-Produkt auf Basis von KUP liegt der Anteil der Konversionskosten im Bereich von 49 % bis 53 %, bei Gesamtkosten von etwa 1550 USD/t bis 2270 USD/t. [Maniatis et al., 2011] behandeln die Zielvorgabe von 2 Mio. t alternative Kraftstoffe im europäischen Luftverkehr bis zum Jahr 2020. Hierfür geht die Studie von einem benötigten Investitionsvolumen von ca. 3 Mrd. EUR aus, was einem mittleren Preis von 1500 EUR/t entspricht.

Aufgrund von Lernkurven und Skalierungseffekten wird eine deutliche Reduktion der Produktionskosten in der Zukunft erwartet. So wird beispielsweise für die bereits schon recht ausgereifte HEFA-Produktionstechnologie die Kostenreduktion durch eine Verdopplung der Anlagenzahl auf 95 % abgeschätzt und für die noch nicht kommerziell im Einsatz befindliche BTL-Technologie etwa 85 %. Somit wird in den nächsten 5 bis 10 Jahren mit einem Kostenreduktionspotenzial von etwa 20 % bis 30 % gerechnet (vgl. [Novelli, 2011a], [Rosillo-Calle et al., 2012]). Allerdings geben [de Jong et al., 2017] zu bedenken, dass ungeachtet der Verbesserungspotenziale insgesamt mittel- bis langfristig auch die Preise für alternative Kraftstoffe ansteigen könnten, da zum einen die Produktion basierend auf lignocellulosehaltigen Rohstoffen ausgebaut wird<sup>26</sup> und zudem generell mit einem Anstieg der Preise für nachhaltige Biomasse zu rechnen ist,

---

<sup>24</sup>Es wurde der durchschnittliche Wechselkurs aus dem Jahr 2011 von 1.392 USD/EUR zugrunde gelegt [Deutsche Bundesbank, 2017].

<sup>25</sup>Zudem benötigen viele Prozessschritte noch manuelle Eingriffe.

<sup>26</sup>Die Produktionskosten für FT-SPK liegen über denen von HEFA-SPK.

da zukünftig von einem steigenden Druck auf das Bioenergiesystem auszugehen ist. Somit ist eine kostengünstigere Rohstoffbasis<sup>27</sup>, wie bspw. Reststoffe oder Abfälle, für die Rentabilität von alternativen Kraftstoffen notwendig, die zudem weniger sensitiv auf die globalen Rohstoffmärkte reagiert.

Allgemein liegen die Einsparmöglichkeiten für die Produktion alternativer Flugturbinenkraftstoffe neben der Nutzung von kostengünstigen Rohstoffen in der Co-Produktion von weiteren hochwertigen Produkten oder der Nutzung von vorhandener Infrastruktur. Zudem wird wohl eine Optimierung des Outputs auf den maximalen ökonomischen Wert (wie bereits heute in der Petrochemie üblich) unabdingbar sein. Da die Rentabilität alternativer Flugturbinenkraftstoffe nicht unabhängig von der zugrundeliegenden Rohöl- bzw. Kerosinpreisentwicklung ist, werden für diese Studie die Gestehungskosten für die drei Szenarien low-oil, mid-oil und high-oil angegeben. Für die Rohstoffe der ersten Generation wurden die zugrunde gelegten Rohstoffkosten entsprechend mit dem sich verändernden Kerosinpreis skaliert, so dass sich der untere Bereich der Gestehungskosten mit dem Preisszenario für Rohöl ändert. Für FT-SPK und HEFA-SPK auf Basis von Rohstoffen der zweiten Generation wurden die Gestehungskosten konstant gelassen. Zusammenfassend sind das mögliche ökonomische Spektrum alternativer Flugturbinenkraftstoffe sowie das Verhältnis zum Kerosinpreis in Tabelle 3.10 dargestellt.

| Parameter              | Low-oil       | Mid-oil       | High-oil      |
|------------------------|---------------|---------------|---------------|
| Kerosin, USD/t         | 500           | 750           | 1000          |
| FT-SPK, USD/t          | 1500 bis 2250 | 1500 bis 2250 | 1500 bis 2250 |
| HEFA-SPK, USD/t        | 925 bis 2250  | 1160 bis 2250 | 1400 bis 2250 |
| Teuerung FT, USD/t     | 1000 bis 1750 | 750 bis 1500  | 500 bis 1250  |
| Teuerung HEFA, USD/t   | 425 bis 1750  | 410 bis 1500  | 400 bis 1250  |
| HEFA-Kosten-Verhältnis | 1.9 bis 4.5   | 1.6 bis 3.0   | 1.4 bis 2.3   |
| FT-Kosten-Verhältnis   | 3.0 bis 4.5   | 2.0 bis 3.0   | 1.5 bis 2.3   |

Tabelle 3.10.: Annahmen zu den Produktionskosten von alternativen Kraftstoffen im Vergleich zu Kerosin

Damit ist die Analyse zur Kraftstoffbereitstellung vollzogen. Somit kann im Weiteren mit der Kraftstoff- und Emissionsmodellierung der direkte Einfluss alternativer Kraftstoffe zunächst auf Triebwerkebene betrachtet werden. Gemeinsam mit den in diesem Kapitel ermittelten Daten können anschließend die äquivalenten CO<sub>2</sub>-Emissionen über den gesamten Lebenszyklus bestimmt und somit der Bereich der Ökobilanz abgeschlossen werden. Die Ergebnisse der ökonomischen Betrachtung fließen in die Diskussion ein, so dass in Kapitel 7 hierauf wieder Bezug genommen wird.

<sup>27</sup>Ökonomisch denkbar wären sogar negative Kosten.

# 4. Kraftstoffmodellierung und direkter Einfluss auf Triebwerksebene

## 4.1. Leistungssyntheserechnung

Die Leistungssyntheserechnung umfasst die Definition, Vorhersage und Analyse des thermodynamischen Verhaltens von Triebwerken im gesamten Betriebsbereich (Flug envelope). Das Triebwerksverhalten wird als Synthese des individuellen Komponentenverhaltens unter Berücksichtigung der ersten beiden Hauptsätze der Thermodynamik modelliert. Die heutzutage verwendeten Verfahren zur Leistungssyntheserechnung sind modular aufgebaut. Hierbei wird das Triebwerk zunächst in einzelne Komponenten (bspw. Einlauf, Verdichter, Brennkammer, Turbine, Düse, Welle, Kanäle, Sekundärluftsystem etc.) aufgeteilt. Das jeweilige thermodynamische Verhalten der einzelnen Komponenten wird im Leistungssyntheseprogramm durch Module repräsentiert. In den Modulen können verschiedene Modellierungsansätze implementiert sein und über Schalter oder Methoden ausgewählt werden. Die Modellierung basiert auf gemittelten, eindimensionalen Zuständen am Ein- und Austritt der jeweiligen Komponente, sogenannten Stationsdaten. Das thermodynamische Betriebsverhalten der Komponenten kann über analytische Gleichungen oder empirische Charakteristiken bestimmt werden. Bei Turbokomponenten (Verdichter und Turbinen) kommen typischerweise Kennfelder zum Einsatz. Für die Simulation des Gesamtsystems werden die einzelnen Module in einem Synthesemodell zusammengeführt, so dass die Austrittsbedingungen einer (oder mehrerer) Komponente(n) die Eintrittsbedingungen der nachfolgenden Komponente definieren.

In der Leistungssyntheserechnung werden die Berechnungsmethoden nach Design und Off-Design unterschieden. Während einer Design-Rechnung wird der Triebwerkszustand für einen Betriebspunkt (Auslegungspunkt) vorgegeben. Hierbei wird, neben der Definition der Umgebungsbedingungen und dem Eintrittsmassenstrom ins Triebwerk<sup>1</sup>, das individuelle Komponentenverhalten typischerweise durch Definition von Wirkungsgraden oder Verlusten sowie Druckverhältnissen bei Verdichtern, Sekundärluftströmen sowie Leistungsentnahmen und der Wärmefreisetzung in der Brennkammer bestimmt. Durch eine sequenzielle<sup>2</sup> Berechnung der einzelnen Module entsprechend des Fluidstroms wird das Triebwerk definiert. Hierbei wird die Triebwerksgestalt typischerweise in Form von Komponentencharakteristiken sowie der Düsenfläche<sup>3</sup> (und somit im übertragenden Sinne die Geometrie des Triebwerks) festgelegt. In der Off-Design-Rechnung kann umgekehrt der thermodynamische Triebwerkszustand eines

---

<sup>1</sup>Für Turbofantriebwerken ist zusätzlich die Vorgabe des Nebenstromverhältnisses erforderlich.

<sup>2</sup>Bei Turbofantriebwerken mit entsprechenden Verzweigungen und ggf. Sonderbehandlungen von rezirkulierenden Fluidströmen.

<sup>3</sup>Je nach Konzept sind mehrere Düsen- oder Mischerflächen zu berechnen. Allgemein können, bei entsprechenden Eingaben, alle Flächenquerschnitte im Triebwerk berechnet werden.



zuvor durch eine Design-Rechnung festgelegten Triebwerks in beliebigen Betriebspunkten berechnet werden. Hierbei ist das individuelle Komponentenverhalten zunächst nicht bekannt, so dass auf Schätzwerte zurückgegriffen werden muss<sup>4</sup> und eine einzige sequenzielle Berechnung im Allgemeinen nicht zu einem thermodynamisch konsistenten Ergebnis führt. Auf Basis der in einer Design-Rechnung festgelegten (geometrischen) Randbedingungen (bspw. Komponentenkennfelder und Düsenfläche) wird daher das Komponentenverhalten angepasst (bspw. durch Variation des Eintrittsmassenstroms und ggf. des Nebenstromverhältnisses, der Drehzahl und des Kraftstoffmassenstroms), um die Kontinuitätsgleichungen zu erfüllen. Diese werden in einem nicht-linearen Gleichungssystem erfasst und mittels eines numerischen Lösungsverfahrens (bspw. Newton-Raphson) iterativ zur Konvergenz gebracht. Darüber hinaus bietet das Lösungsverfahren die Möglichkeit das Gleichungssystem zu erweitern und dieses über die Einhaltung der Erhaltungsgleichungen hinaus bspw. für eine Zielwertiteration zu nutzen<sup>5</sup>. Somit kann im Off-Design durch die Vorgabe der Umgebungsbedingungen sowie eines Lastparameters ein Betriebspunkt festgelegt und das thermodynamische Betriebsverhalten berechnet werden. Der Umgebungszustand kann neben der direkten Vorgabe von Totaltemperatur, -druck sowie statischem Druck oder Temperatur bspw. durch Vorgabe der Flughöhe und -machzahl beschrieben und über die Gleichungen der Standardatmosphäre (gemäß [DIN, 1975]) die Eintrittsbedingungen bzw. der Gegendruck des Triebwerks definiert werden. Der Lastparameter wird in dieser Arbeit entweder über die Niederdruckwellendrehzahl oder durch Vorgabe des Triebwerksschubs definiert<sup>6</sup>. Zapfluft- und Wellenleistungsentnahmen sowie veränderliche Geometrien, bspw. über verstellbare Leitschaufeln im Hochdruckverdichter, können ebenso berücksichtigt werden.

Die Leistungssyntheserechnung ermittelt globale Leistungsdaten, wie den Schub und Kraftstoffverbrauch, und kann so bspw. über den Gesamtwirkungsgrad  $\eta_{ges}$  Aussagen zum technischen Leistungsverhalten der Gesamtmaschine treffen.

$$\eta_{ges} = \frac{F_N \cdot v_0}{FHV \cdot \dot{w}_{fuel}} \quad (4.1)$$

Darüber hinaus werden an den jeweiligen Stationen bzw. für die jeweiligen Komponenten interne Triebwerkparameter, wie bspw. die Massenströme und thermodynamischen Zustandsgrößen, bereitgestellt. Diese Daten können zur Unterstützung von Simulationen, Experimenten und Flugversuchen sowie der Triebwerksanalyse und -überwachung verwendet werden. Grundsätzlich findet die Leistungssyntheserechnung Anwendung während des gesamten Lebenszyklus der Gasturbinen, von der Definitions- und Konzeptphase über die Verifikation bis hin zur Produktion und ist somit eine zentrale Disziplin in der Entwicklung, Analyse und Überwachung von Gasturbinen.

In dieser Arbeit wurde das Leistungssyntheseprogramm GTlab-Performance verwendet [Becker et al., 2011]. Diese Eigenentwicklung des DLR beruht auf Methoden der modernen Softwarekonzeptionierung, wie bspw. einem modularen Aufbau und einer

<sup>4</sup>Initialwerte können hierbei bspw. aus dem vorherigen Betriebspunkt bzw. dem Auslegungspunkt entnommen oder vorgegeben werden. Hierbei kann auch auf zuvor ermittelte und tabellarisch abgelegte Werte oder Ersatzmodelle zurückgegriffen werden (siehe [Becker et al., 2015]).

<sup>5</sup>Die Iteration kann bereits in einer Design-Rechnung genutzt werden, um bspw. einen bestimmten Schub oder Kraftstoffverbrauch im Auslegungspunkt zu erhalten.

<sup>6</sup>Hierbei wird der Triebwerksschub als Zielgröße und das Kraftstoffluftverhältnis in der Brennkammer als veränderliche Größe in das Gleichungssystem mit aufgenommen und entsprechend iteriert.

objektorientierten Programmierung. Somit können beliebige Triebwerksarchitekturen abgebildet, bestehende Module durch neue Modellierungsansätze erweitert und neue Komponenten der Modulbibliothek hinzugefügt werden. Es kann an die multidisziplinäre Vorentwurfsumgebung GTab angebunden werden und über zentrale Schnittstellen mit verschiedenen, austauschbaren Berechnungsverfahren mit unterschiedlicher Rechenauflösung (engl. Fidelity-Level) während der Triebwerksvorauslegung gekoppelt werden (siehe bspw. [Klein et al., 2017]).

#### 4.1.1. Triebwerksmodelle

Für die Bewertung des Einflusses alternativer Kraftstoffe auf die Leistung und Emissionen auf Triebwerksebene wurden drei generische Triebwerksmodelle erstellt. Die Auslegung wurde an typischen existierenden Triebwerken für die Kurz-, Mittel- und Langstrecke angelehnt und bei verschiedenen Betriebsbedingungen analysiert. Für den Kurzstreckenbetrieb wurde ein gemischtes 2-Wellen Turbofan Triebwerk (K), für die Mittelstrecke ein ungemischtes 3-Wellen Turbofan Triebwerk (M) und für den Einsatz im Langstreckenbetrieb ein ungemischtes 2-Wellen Turbofan Triebwerk (L) ausgewählt. Die Modellbildung basiert hierbei jeweils auf öffentlich zugänglicher Literatur. Aufgrund der Geheimhaltungspraxis der Triebwerkshersteller sind die frei verfügbaren Informationen jedoch stark limitiert. Für die Triebwerksauslegung wurden primär die veröffentlichten Zertifizierungsdaten (engl. Type Certificate Data Sheets, TCDS) der europäischen Zulassungsbehörde im Luftverkehr (engl. European Aviation Safety Agency, EASA) herangezogen [EASA, 2019]. Ergänzend fanden die Daten der ICAO Engine Emission Databank (EDB) Anwendung [ICAO, 1995]. Hier sind alle Triebwerke mit einem Take-off Schub über 26.7 kN und die dazugehörigen regulierten Emissionen im sogenannten ICAO-LTO-Zyklus aufgeführt (siehe Anhang E). Zusätzlich finden sich dort auch Angaben zum Take-Off Schub, dem Gesamtdruckverhältnis (engl. Overall Pressure Ratio, OPR) und dem Nebenstromverhältnis (engl. Bypass Ratio, BPR). Für die Teillastbetriebspunkte Approach, Descent und Idle, bei einem Schub von 85 %, 30 % bzw. 7 % des Take-off Schubs, werden ebenfalls Werte für den Kraftstoffverbrauch angegeben. Die thermodynamischen Triebwerksmodelle lassen sich jedoch anhand der öffentlich zugänglichen Informationen nicht eindeutig beschreiben, so

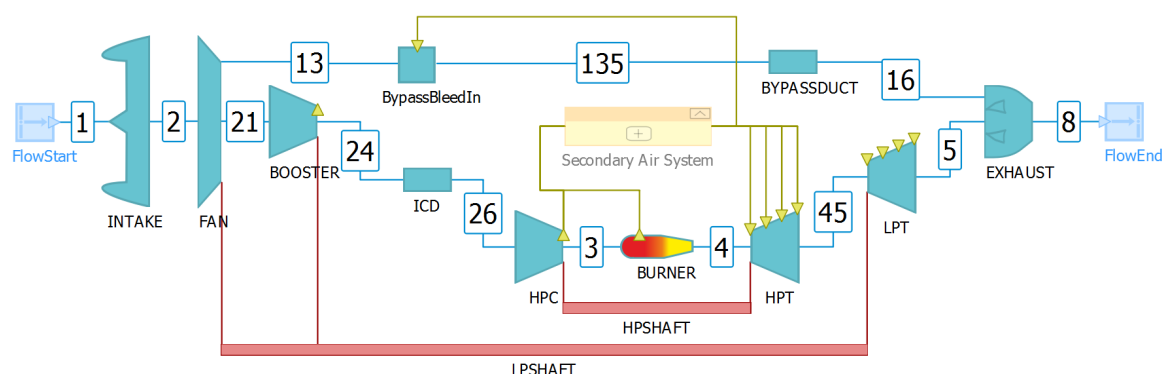


Abbildung 4.1.: Aufbau und Stationsnummerierung des thermodynamischen Triebwerksmodells K in GTab

dass gewisse Freiheitsgrade bei der Auslegung bestehen bleiben. Daher werden darüber hinausgehende charakteristische Parameter anhand statistischer Daten und Methoden angenähert. Für die Modellierung bspw. von Komponentenwirkungsgraden oder des Sekundärluftsystems werden Korrelationen aus anderen Quellen mit einbezogen (bspw. [Grieb, 2004], [Horlock et al., 2001]).

Für die Berechnung des Off-Design-Verhaltens werden Komponentenkennfelder verwendet. Die realen Charakteristiken der Turbokomponenten sind für nicht-OEM- und Forschungseinrichtungen in der Regel nicht verfügbar. Daher werden Standardkomponentenkennfelder verwendet und während der Design-Rechnung skaliert, um die definierten Designparameter zu treffen. Dieser etablierte Ansatz ist jedoch eine Annäherung mit zunehmender Unsicherheit gegenüber peripheren Bereichen der Charakteristik und dem Teillastbereich.

Das Triebwerksmodell K basiert auf den Daten des IEA V2500-A5 Triebwerksmuster, M wurde an die Daten des Rolls-Royce Trent700 Musters angelehnt und L an das GP7200 Triebwerk. Die Modelle wurden dem Layout der anvisierten Triebwerksmuster nachempfunden und so ausgelegt, dass sie das grundlegende thermodynamische Verhalten und die Gesamtperformance repräsentieren. Exemplarisch zeigt Abbildung 4.1 auf der vorherigen Seite das Layout und die Programmrepräsentation des thermodynamischen Triebwerksmodells K.

Weiterführende Informationen zur Datenbasis und Auslegung von Triebwerksmodellen können bspw. [Wolters et al., 2016] entnommen werden. Eine Auswahl charakteristischer Leistungsparameter der Triebwerke ist in Tabelle 4.1 dargestellt.

| Parameter                 | Triebwerk K | Triebwerk M | Triebwerk L |
|---------------------------|-------------|-------------|-------------|
| Startschub, kN            | 111.2       | 300.3       | 332.39      |
| Kraftstoffverbrauch, kg/s | 1.1         | 2.9         | 2.6         |
| Nebenstromverhältnis      | 4.8         | 5.1         | 8.7         |
| Druckverhältnis           | 27.3        | 34.2        | 36.7        |

Tabelle 4.1.: Ausgewählte Leistungsparameter der simulierten Triebwerksmodelle im Take-off (SLS)

### 4.1.2. Fluidmodell

Die Modellierung thermodynamischer Zustandsänderungen basiert auf einem Arbeitsmedium. Daher ist für die Simulation von Gasturbinen das Fluidmodell von zentraler Bedeutung<sup>7</sup>. Während des Betriebs von Gasturbinen durchläuft das Fluid große Temperaturbereiche. Zudem ändert sich bei der Durchströmung die Gaszusammensetzung. Daher sind bei der Modellierung des Fluids einerseits eine hinreichende Abbildung der physikalischen Effekte und andererseits die erforderliche Rechenleistung zu berücksichtigen<sup>8</sup>.

Das in dieser Arbeit verwendete Leistungssyntheseprogramm GTlab-Performance basiert auf einem sogenannten (halb-)idealen Fluidmodell. Demnach kann für ein

<sup>7</sup>Zum Einfluss der Fluidmodellierung auf den thermodynamischen Kreisprozess siehe bspw. [Guha, 2001] und [Wilcock et al., 2002].

<sup>8</sup>Während einer Syntheserechnung erfolgen Fluidmodell-Zugriffe in der Größenordnung  $10^3$ .

ideales Gas, mit der speziellen Gaskonstante  $R$ , aus der Molmasse  $M_w$  und der molaren Gaskonstante<sup>9</sup>  $R_m$

$$R = \frac{R_m}{M_w} \quad (4.2)$$

die Zustandsgleichung wie folgt beschrieben werden

$$\rho = \frac{P}{R \cdot T} \quad (4.3)$$

Für den in der Luftfahrt relevanten Höhenbereich der Atmosphäre kann die Gaskonstante  $R$  für Luft als konstant angenommen werden. Die spezifische isobare Wärmekapazität  $c_p$  ist im idealen Fluidmodell ausschließlich eine Funktion der Temperatur

$$c_p = f(T) \neq f(P) \quad (4.4)$$

In GTlab-Performance werden die Gaseigenschaften und der Temperaturanstieg in der Brennkammer in austauschbaren Werte-Tabellen hinterlegt, so dass eine flexible Nutzung unterschiedlicher Kraftstoffe, durch Austausch der entsprechenden Tabellen, benutzerfreundlich gewährleistet werden kann. Für die Untersuchungen zum Einfluss alternativer Kraftstoffe auf das Triebwerksverhalten wurde die Funktionalität des Leistungssyntheseprogramms im Rahmen dieser Arbeit erweitert. Üblicherweise wird das Arbeitsmedium bei der Triebwerksauslegung im Rahmen der Design-Rechnung festgelegt und anschließend als modellinhärente Eigenschaft den Off-Design-Rechnungen zugrunde gelegt. Dies hat gewöhnlich den Vorteil, dass für eine Off-Design-Rechnung die erforderlichen Eingaben reduziert und programmintern mit einer (statischen) Fluidmodell-Repräsentation gerechnet werden kann. Um den Schwankungen in den Kerosineigenschaften (siehe Kapitel 2) gerecht zu werden, reicht oftmals eine Skalierung des Heizwertes aus. Im Kontext der Analyse alternativer Kraftstoffe ist diese Methodik jedoch nicht anwendbar.

Da das Fluidmodell maßgeblich über die Gaseigenschaften das thermodynamische Triebwerksverhalten beeinflusst, hat ein Austausch des Kraftstoffmodells im Design, unter ansonsten konstanten Randbedingungen, ein anderes Triebwerk zur Folge. Demnach könnten etwaige Abweichungen im Betriebsverhalten im Off-Design nicht mehr nur auf den Kraftstoff zurückgeführt werden, sondern sind auch in einem veränderten Triebwerksdesign begründet. In der Realität jedoch würde einem definierten Triebwerk lediglich ein anderer Kraftstoff zugeführt. Daher wurde die interne Struktur dahingehend verändert, dass auf Basis eines abstrakten Fluidmodells die Gaseigenschaften zwischen einer Design- und Off-Design-Rechnung verändert werden können. Um für den Anwender den Charakter der ursprünglichen Methodik nicht zu verlieren, erfolgen die entsprechenden Eingaben für eine Off-Design-Rechnung optional, so dass bei Bedarf weiterhin auf die Gaseigenschaften der Design-Rechnung zurückgegriffen werden kann.

Die Tabellen enthalten zum einen die thermodynamischen Gaseigenschaften, wie bspw. spezifische isobare Wärmekapazität  $c_p$ , Enthalpie  $h$ , den Isentropenexponenten  $\kappa$  und die Entropiefunktion  $\Psi$  sowie den Energieeintrag in Form des Temperaturanstiegs  $\Delta T$  bei der Verbrennung. Die Werte sind in Abhängigkeit des Kraftstoff-Luft-Verhältnisses

---

<sup>9</sup>Auch universelle Gaskonstante  $R_m=8.314\,459\,8\text{ J}/(\text{mol K})$  nach [Mohr et al., 2016].

$FAR$ , des Wasser-Luft-Verhältnisses  $WAR$  sowie der Temperatur  $T$  bzw. der Brennkammereintrittstemperatur  $T_{in}$  und des Eintrittsdrucks  $P_{in}$  hinterlegt.

$$\begin{aligned}
 c_p &= f(T, FAR, WAR) \\
 h &= f(T, FAR, WAR) \\
 \Psi &= f(T, FAR, WAR) \\
 \Delta T &= T_{out} - T_{in} \\
 &= f(T_{in}, P_{in}, FAR, WAR)
 \end{aligned} \tag{4.5}$$

Für die Berechnung der Parameter wurde die Open-Source-Software Cantera verwendet, welche zur Simulation von Fragestellungen im Bereich der chemischen Kinetik, Thermodynamik und Transportprozessen am California Institute of Technology entwickelt wurde [Goodwin et al., 2015]. Die Gaszusammensetzung wird unter der Annahme chemischen Gleichgewichts berechnet. Die Gaseigenschaften berechnen sich nach den 7-Term Polynomen der NASA [McBride et al., 1993] (siehe auch Anhang G). Die Verbrennungstemperatur wird durch die Gleichgewichtstemperatur bestimmt<sup>10</sup>. Das Format der Tabellen für die Gaseigenschaften und die Verbrennungstemperatur ist, zwecks Vergleichbarkeit und Validierung, an GasTurb angelehnt (siehe Anhang H).

Die Gaszusammensetzung der Luft basiert auf der Normatmosphäre nach [DIN, 1975]. In Anlehnung an [VDI, 2016] wurden alle Spezies mit einer (molaren) Konzentration  $<0.05\%$  vernachlässigt und die jeweiligen Volumenanteile entsprechend skaliert<sup>11</sup>. Somit reduziert sich die Zusammensetzung der Luft auf die Spezies Stickstoff ( $N_2$ ), Sauerstoff ( $O_2$ ) und Argon (Ar). Die resultierende Luftzusammensetzung für die in dieser Arbeit verwendeten Fluidmodelle ist in Tabelle 4.2 aufgeführt. Die Molmasse des Luftmodells spiegelt den Wert der berechneten Molmasse aus der idealen Gasgleichung nach Gleichung 4.2 und 4.3 unter Normbedingungen<sup>12</sup> von  $M_{W,Luft}=28.9644$  kg/kmol gut wider.

| Gas   | Volumengehalt<br>% | Molmasse<br>kg/kmol |
|-------|--------------------|---------------------|
| $N_2$ | 78.1109            | 28.0135             |
| $O_2$ | 20.9548            | 31.9988             |
| Ar    | 0.9343             | 39.9480             |
| Luft  | 100.0000           | 28.9601             |

Tabelle 4.2.: Zusammensetzung des Fluidmodells für Luft

<sup>10</sup>Die Verdampfungsenthalpie wird hierbei berücksichtigt.

<sup>11</sup>Skalierungsfaktor =  $1.000344118 = (\sum_{i=1}^3 u_i)^{-1}$ , mit  $u_1 = N_2, u_2 = O_2, u_3 = Ar, u_i =$  Volumenanteil nach [DIN, 1975].

<sup>12</sup>ISA Standardbedingungen:  $T=288.15$  K,  $P=101\,325$  Pa und  $\rho=1.225$  kg/m<sup>3</sup>.

## 4.2. Kraftstoffmodelle

Konventionelles Kerosin sowie die betrachteten alternativen Flugturbinenkraftstoffe sind ein Gemisch aus einer Vielzahl an Kohlenwasserstoffen (siehe Kapitel 2.2). Für die Modellierung der Kraftstoffe wird daher auf ein reduziertes Ersatzmodell zurückgegriffen. Für die thermodynamische Modellierung ist hierbei vor allem die spezifische Energie der Kraftstoffe von Bedeutung. Darüber hinaus können die Gaseigenschaften, wie bspw. die spezifische isobare Wärmekapazität  $c_p$  und der Isentropenexponent  $\kappa$ , im Abgas Einfluss auf das thermodynamische Verhalten des Triebwerks nehmen. Die Hauptbestandteile der Verbrennung von Kohlenwasserstoffen in Luft sind, neben den Luftbestandteilen (hier  $N_2$ ,  $O_2$  und Ar), Kohlenstoffdioxid ( $CO_2$ ) und Wasser ( $H_2O$ ) (siehe auch Kapitel 2.3).

In Anlehnung an [Wilcock et al., 2002] ist in Abbildung 4.2 exemplarisch der Verlauf der isobaren spezifischen Wärmekapazität über der Temperatur für die einzelnen Spezies dargestellt. Zusätzlich ist der Verlauf für die in dieser Arbeit verwendete Luftzusammensetzung gezeigt.

Hierbei liegen die kovalenten Homodimere des molekularen Stick- und Sauerstoffs (Hauptbestandteile der Luft) sehr nahe beieinander und haben einen ähnlichen Verlauf. Folglich liegt auch der Verlauf von Luft in diesem Bereich. Das Edelgas Argon zeigt keine Temperaturabhängigkeit, spielt aufgrund der geringen Konzentration jedoch nur eine untergeordnete Rolle. Kohlenstoffdioxid ist, ungeachtet der abweichenden molekularen Struktur, für den Temperaturbereich  $>1000$  K dem Verlauf von Luft sehr ähnlich. Der polare Wasserstoff hingegen setzt sich deutlich davon ab. Hier zeigen sich eine größere Variation über der Temperatur und eine in etwa doppelt so große spezifische isobare Wärmekapazität. Folglich kommt bei der Modellierung dem Wasserstoffanteil im Kraftstoff eine besondere Bedeutung zu.

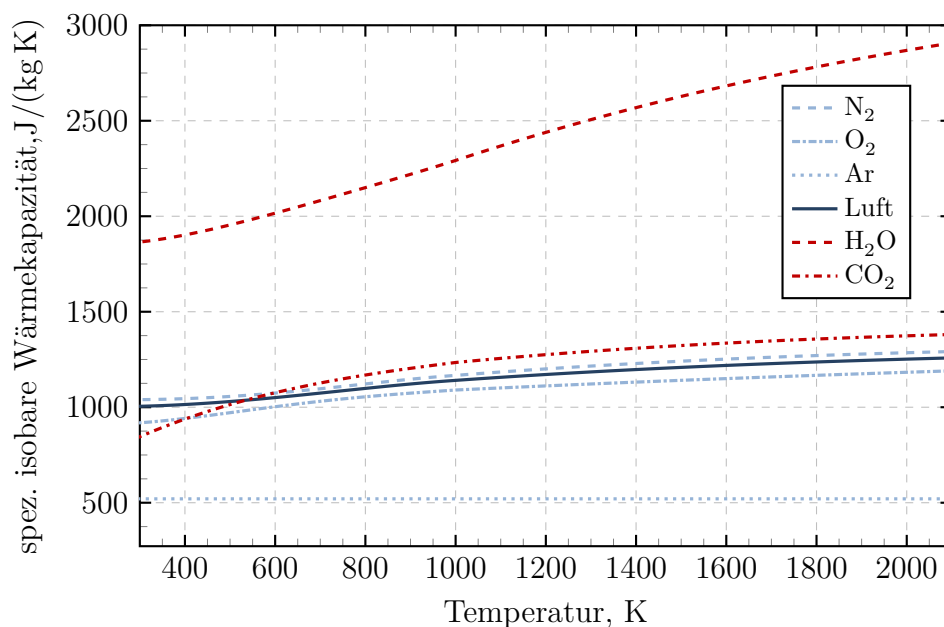


Abbildung 4.2.: Verlauf der spezifischen isobaren Wärmekapazität über der Temperatur für Luft und wesentliche Bestandteile des Gas-Luft-Gemischs

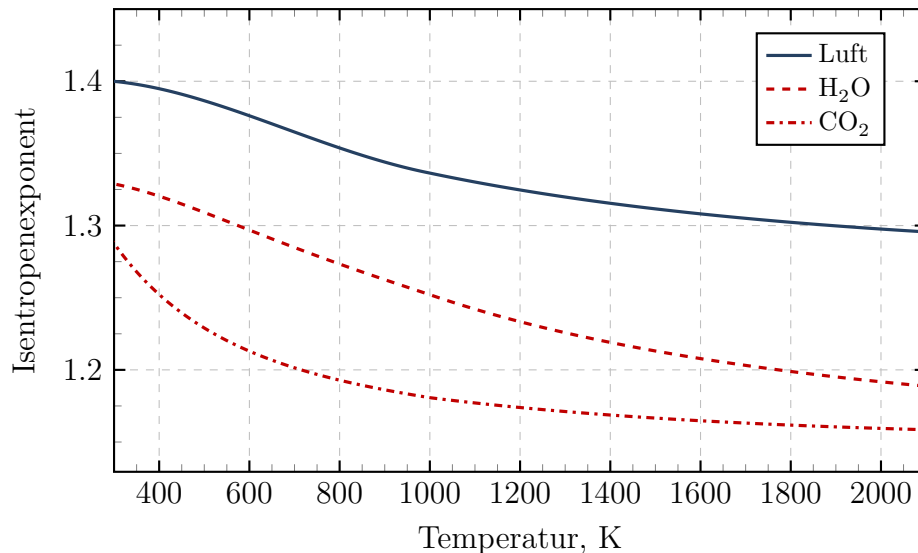


Abbildung 4.3.: Verlauf des Isentropenexponenten über der Temperatur für Luft, Wasser ( $\text{H}_2\text{O}$ ) und Kohlenstoffdioxid ( $\text{CO}_2$ )

Der Isentropenexponent  $\kappa$  über der Temperatur ist für Luft sowie Kohlenstoffdioxid und Wasser in Abbildung 4.3 gezeigt. Es zeigt sich ein differenzierterer Verlauf, bedingt durch den Einfluss der molaren Massen  $M_W$  über die spezielle Gaskonstante  $R$ .

$$\kappa = \frac{c_p}{c_p - R} = \frac{c_p}{c_p - \frac{R_m}{M_W}} \quad (4.6)$$

In Tabelle 4.3 sind die Molmasse und die spezielle Gaskonstante für die Verbrennungsprodukte  $\text{CO}_2$  und  $\text{H}_2\text{O}$  sowie zum Vergleich für Luft angegeben. Die höhere molare Masse von Kohlenstoffdioxid im Vergleich zu Luft führt zu einem deutlich kleineren Isentropenexponenten.

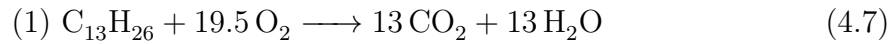
| Produkt              | Molmasse<br>g/mol | Spez. Gaskonstante<br>J/(kg K) |
|----------------------|-------------------|--------------------------------|
| Luft                 | 28.96             | 287.10                         |
| $\text{CO}_2$        | 44.01             | 188.92                         |
| $\text{H}_2\text{O}$ | 18.02             | 461.52                         |

Tabelle 4.3.: Ausgewählte Gaseigenschaften bei 15 °C von Luft,  $\text{CO}_2$  und  $\text{H}_2\text{O}$

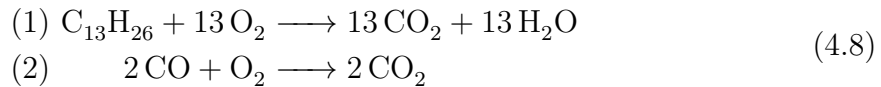
Der Heizwert hat einen direkten Einfluss auf den Kraftstoffverbrauch. Dadurch werden sowohl der Anteil an verbranntem Kraftstoff ( $FAR$ ) im Abgas als auch der Abgasmassenstrom beeinflusst. Folglich sind die Gaseigenschaften des Abgases auch von der spezifischen Energie des Kraftstoffs abhängig, was u.a. Bedeutung für die Transformation der thermischen Energie in mechanische Wellenleistung an den Turbinen hat.

Die Kraftstoffmodelle in dieser Arbeit basieren auf dem reduzierten fünfstufigen Reaktionsmechanismus nach [Lee et al., 1993]. Hiernach kann der konventionelle

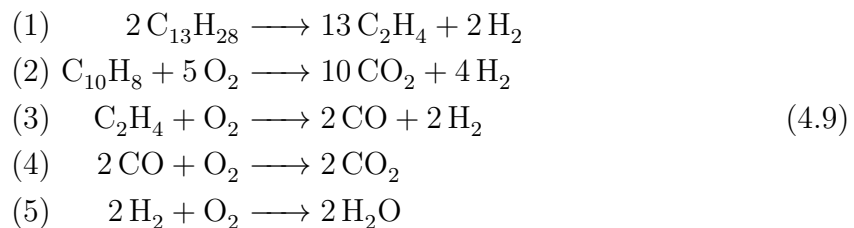
Flugturbinenkraftstoff durch ein Ersatzmodell, bestehend aus dem Alkan Tridecan ( $C_{13}H_{28}$ ) und dem aromatischen Kohlenwasserstoff Naphtalin ( $C_{10}H_8$ ), repräsentiert werden. Ausgehend von einem einstufigen Mechanismus



und in Anlehnung an einen zweistufigen Mechanismus



wurde ein fünfstufiger Mechanismus basierend auf einem Alkan ( $C_{13}H_{28}$ ) und einem aromatischen Kohlenwasserstoff ( $C_{10}H_8$ ) entwickelt. Für die Reaktionsketten wurde sich auf die Verfolgung des Kohlenwasserstoffs Ethen ( $C_2H_4$ ) fokussiert.



Folglich werden für die Verbrennungsprodukte die Elemente Wasserstoff (H), Sauerstoff (O), Kohlenstoff (C), Stickstoff (N) und Argon (Ar) bzw. die zehn Spezies Wasserstoff ( $H_2$ ), Sauerstoff ( $O_2$ ), Wasser ( $H_2O$ ), Kohlenmonoxid (CO), Kohlenstoffdioxid ( $CO_2$ ), Ethen ( $C_2H_4$ ), Naphtalin ( $C_{10}H_8$ ), Tridecan ( $C_{13}H_{28}$ ), Stickstoff ( $N_2$ ) und Argon (Ar) berücksichtigt.

Basierend auf diesem Mechanismus wurden in dieser Arbeit drei verschiedene Kraftstoffmodelle erstellt:

- **RefJetA1:** Konventionelles Kerosin Jet A-1 (Referenz)
- **SPK50:** 50 Vol.-% Gemisch aus Kerosin und SPK
- **SPK100:** Reiner SPK (100 %)

Das Kraftstoffmodell RefJetA1 dient als Referenz und soll typische (mittlere) Kerosineigenschaften repräsentieren. Zur Berücksichtigung alternativer Kraftstoffe wurde das Modell SPK50 eines bereits für die Luftfahrt zertifizierten 50 Vol.-% Gemisch aus Kerosin und SPK sowie als Potenzialabschätzung ein reiner SPK Kraftstoff SPK100 erstellt. Da sich die Eigenschaften von HEFA-SPK und FT-SPK in für die thermodynamische Modellierung relevanter chemischer und physikalischer Hinsicht kaum unterscheiden, wurden keine separaten Kraftstoffmodelle generiert (siehe auch Kapitel 2.2).

Aus den zuvor aufgeführten Zusammenhängen wurden für die thermodynamische Modellierung zwei relevante Einflussfaktoren ausgewählt:

- Wasserstoffgehalt bzw. Wasserstoff-Kohlenstoffverhältnis (H/C-Verhältnis) und
- spezifische Energie (unterer Heizwert)



| Molekül        | Volumenanteil | Massenanteil |
|----------------|---------------|--------------|
|                | %             | %            |
| $C_{13}H_{28}$ | 78.42         | 83.94        |
| $C_{10}H_8$    | 21.58         | 16.06        |

Tabelle 4.4.: Zusammensetzung des Referenzkraftstoffmodells RefJetA1

Die Modelle wurden kalibriert, um dem entsprechenden durchschnittlichen Wasserstoffmassenanteil des jeweiligen Kraftstoffs zu entsprechen, wobei mögliche Schwefelanteile vernachlässigt wurden. Die Eigenschaften beziehen sich auf die in Kapitel 2.2 vorgestellten Literaturquellen. So besteht der in dieser Arbeit verwendete Referenzkraftstoff RefJetA1 aus der in Tabelle 4.4 dargestellten Zusammensetzung.

Somit repräsentiert der Referenzmodellkraftstoff RefJetA1 typische Eigenschaften eines durchschnittlichen konventionellen Kerosins Jet A-1 (vgl. [Rachner, 1998], [DLA, 2010]).

SPK-Kraftstoffe, hergestellt über den Produktionspfad der Fischer-Tropsch Synthese oder HEFA, haben leicht andere chemische Zusammensetzungen. Diese führt zu einem veränderten thermodynamischen Verhalten bzgl. Energiedichte und Eigenschaften des Abgases. Reine synthetische alternative Kraftstoffe sind nahezu frei von aromatischen Kohlenwasserstoffen und weisen demzufolge ein höheres Wasserstoff-Kohlenstoff-Verhältnis auf. Demnach reduziert sich der Anteil des aromatischen Kohlenwasserstoffs im Kraftstoffmodell des reinen SPK nahezu vollständig. Die Zusammensetzung des Modellbrennstoffs zeigt Tabelle 4.5.

| Molekül        | Volumenanteil | Massenanteil |
|----------------|---------------|--------------|
|                | %             | %            |
| $C_{13}H_{28}$ | 99.88         | 99.92        |
| $C_{10}H_8$    | 0.12          | 0.08         |

Tabelle 4.5.: Zusammensetzung des Kraftstoffmodells SPK100

Für das Kraftstoffmodell des 50 Vol.-% SPK-Gemischs wurden die Modelle des Referenzbrennstoffs (RefJetA1) und des reinen SPK (SPK100) zu gleichen volumetrischen Anteilen gemischt. Die ermittelte Zusammensetzung ist in Tabelle 4.6 aufgeführt. Der resultierende Wasserstoffmassenanteil von 14.6 Gew.-% stimmt sehr gut mit den Literaturwerten für SPK-Kerosin-Gemische überein.

| Molekül        | Volumenanteil | Massenanteil |
|----------------|---------------|--------------|
|                | %             | %            |
| $C_{13}H_{28}$ | 89.08         | 92.15        |
| $C_{10}H_8$    | 10.92         | 7.85         |

Tabelle 4.6.: Zusammensetzung des Kraftstoffmodells SPK50

Basierend auf den gewählten Zusammensetzungen wurden für die jeweiligen Kraftstoffmodelle entsprechende Gas- und Verbrennungstabellen berechnet, um diese anschließend

|                                   | RefJetA1 | SPK50  | SPK100 |
|-----------------------------------|----------|--------|--------|
| H, Gew.-%                         | 13.90    | 14.60  | 15.30  |
| H/C-Verhältnis (volumetrisch)     | 1.92     | 2.04   | 2.15   |
| spezifische Energie, MJ/kg        | 43.25    | 43.65  | 44.04  |
| Dichte (15 °C), kg/m <sup>3</sup> | 807.50   | 775.00 | 750.00 |
| Energiedichte, MJ/dm <sup>3</sup> | 34.92    | 33.83  | 33.03  |
| Molmasse, g/mol                   | 172.24   | 178.23 | 184.29 |

Tabelle 4.7.: Ausgewählte Eigenschaften der Kraftstoffmodelle

der Leistungssyntheserechnung zugänglich zu machen. Ausgewählte Eigenschaften der Kraftstoffmodelle sind in Tabelle 4.7 gezeigt, wobei die Dichte und die Energiedichte nicht modelliert, sondern aus der Literatur entnommen bzw. daraus abgeleitet wurde (vgl. [Rachner, 1998], [Kinder u. Rahmes, 2009]). Die Eigenschaften der Modellkraftstoffe geben die Literaturdaten in den angegebenen Grenzen sehr gut wieder (vgl. Tabelle 2.2 auf Seite 16).

Um die Einflüsse der unterschiedlichen Modellkraftstoffe auf das Triebwerk zu untersuchen, werden die Kraftstoffmodelle zunächst separat betrachtet. Die in den erstellten Tabellen hinterlegten Daten wurden hinsichtlich des Temperaturanstiegs bei der Verbrennung sowie der Gaseigenschaften miteinander verglichen. Abbildung 4.4 zeigt den Temperaturanstieg  $\Delta T$  bei der Verbrennung des Kraftstoffs als Funktion des Kraftstoff-Luft-Verhältnisses exemplarisch bei einer Eintrittstemperatur von 800 K und einem Druck von 40 bar. Es zeigt sich, dass der Funktionsverlauf der alternativen Kraftstoffe in dem Diagramm in Richtung kleiner Kraftstoff-Luft-Verhältnisse verschoben ist. Das heißt zur Erreichung des gleichen Temperaturanstiegs bei der Verbrennung wird bei der Verwendung alternativer Kraftstoffe entsprechend weniger Kraftstoffmassenstrom

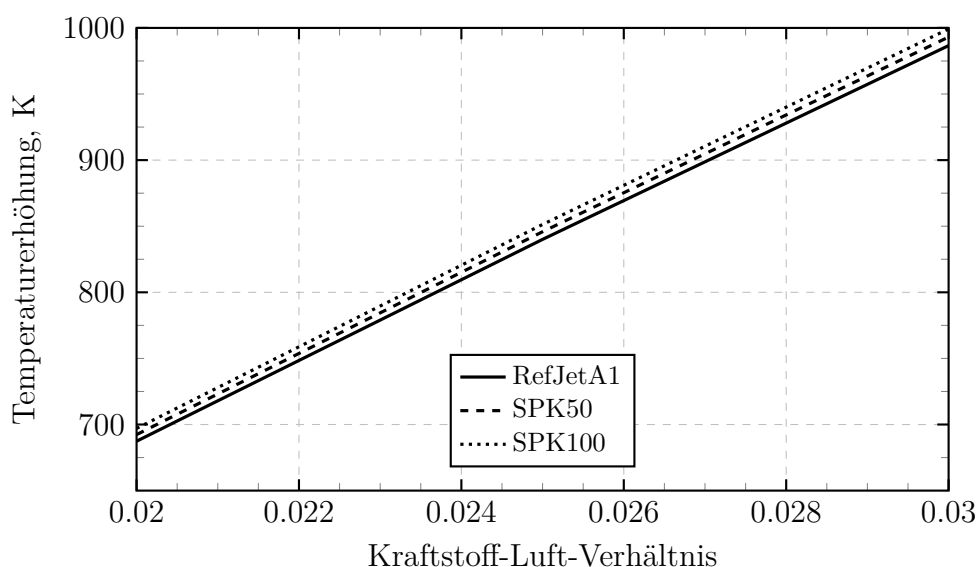


Abbildung 4.4.: Verlauf der Temperaturerhöhung über dem Kraftstoff-Luft-Verhältnis für eine Eintrittstemperatur von 800 K und einen Druck von 40 bar

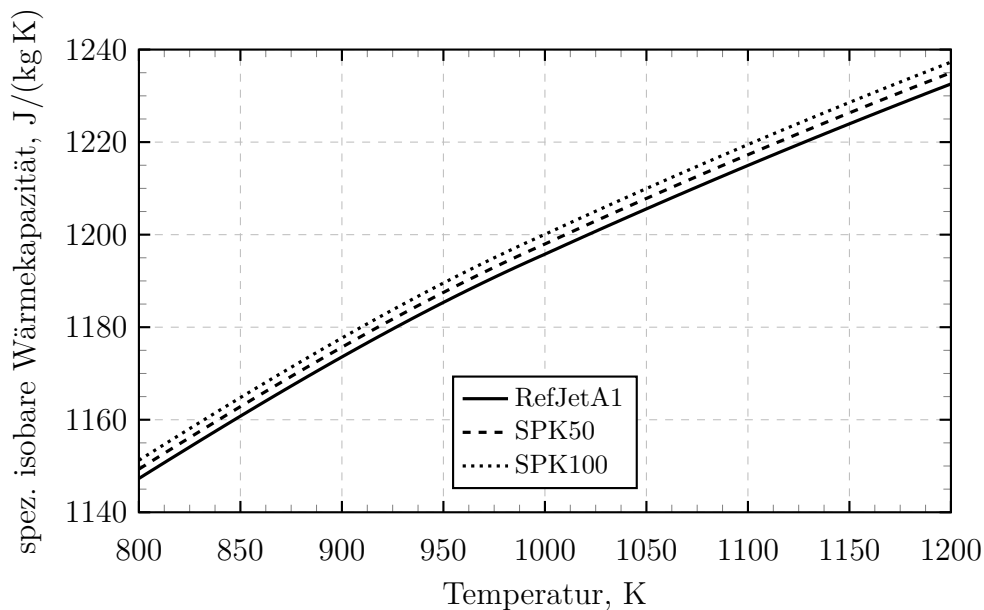


Abbildung 4.5.: Spezifische isobare Wärmekapazität über der Temperatur für ein Kraftstoff-Luft-Verhältnis von 3 %

benötigt als im Referenzfall mit konventionellem Kerosin. Dies lässt sich durch das höhere H/C-Verhältnis der alternativen Kraftstoffe und der daraus resultierenden höheren gravimetrischen Energiedichte der Kraftstoffe erklären. Somit ist davon auszugehen, dass bei der Verwendung alternativer Kraftstoffe im Triebwerk gleiche Betriebspunkte mit weniger Kraftstoffverbrauch angefahren werden können. Für die Auswirkung auf die Gaseigenschaften ist exemplarisch in Abbildung 4.5 die spezifische isobare Wärmekapazität als Funktion der Fluidtemperatur bei einem Kraftstoff-Luft-Verhältnis von 3 % dargestellt.

Wie zu erkennen, ist hier der Funktionsverlauf der alternativen Kraftstoffe zu höheren spezifischen isobaren Wärmekapazitäten verschoben. Bei gleicher Fluidtemperatur ergibt sich demnach eine größere spezifische isobare Wärmekapazität im Vergleich zu konventionellem Kerosin. Dies könnte die spezifische Arbeit ( $w$ ) in den Turbinen positiv beeinflussen, da die Arbeit des Expansionsprozesses proportional zur isobaren spezifischen Wärmekapazität  $c_p$  und der Temperaturdifferenz aus Eintritts- ( $T_{in}$ ) und Austrittstemperatur ( $T_{out}$ ) abläuft (vgl. Gleichung 4.10).

$$w = c_p \cdot (T_{in} - T_{out}) \quad (4.10)$$

Folglich erhöht unter sonst konstanten Bedingungen eine höhere spezifische isobare Wärmekapazität die spezifische Leistung der Turbine und verbessert somit den Gesamtwirkungsgrad des Triebwerks.

### 4.3. Emissionsmodellierung

Die Modellierung von Triebwerksemissionen unterscheidet sich je nach Anwendungsfall. Hierbei wird die Genauigkeit einer Methode gegenüber dem Aufwand bzw. der Anzahl

an notwendigen Eingabeparametern sowie Rechenzeiten und somit der Benutzbarkeit in der praktischen Anwendung abgewogen. Untersuchungen zu globalen Luftverkehrskatastern bevorzugen vereinfachte Emissionsmodelle, welche auf einer reduzierten Anzahl an Eingabeparametern basieren. So können bspw.  $\text{NO}_x$ -,  $\text{CO}$ - und  $\text{UHC}$ -Emissionen mit Hilfe der Flugzeug- bzw. Triebwerksleistungsrechnung basierend auf dem Kraftstoffmassenstrom ermittelt werden<sup>13</sup>. Grundsätzlich können die Emissionsberechnungsmethoden in zwei Kategorien unterteilt werden (vgl. [Schaefer u. Bartosch, 2013])

- Proportional zum Kraftstoffmassenstrom
- Nicht-Proportional zum Kraftstoffmassenstrom

Die Emissionen von Kohlendioxid ( $\text{CO}_2$ ), Wasserdampf ( $\text{H}_2\text{O}$ ) und Schwefeloxid ( $\text{SO}_x$ ) können als proportional zum Kraftstoffmassenstrom betrachtet werden. Sie sind direkt an die Kraftstoffzusammensetzung geknüpft, so dass deren Emissionsindex EI aus dem Kohlenstoff- bzw. Wasserstoffanteil und dem Schwefelanteil im Kraftstoff ermittelt werden kann. Der EI bleibt somit unabhängig vom Betriebspunkt konstant<sup>14</sup>. Nach Gleichung 2.4 auf Seite 17 ergeben sich für die Kraftstoffmodelle die in Tabelle 4.8 aufgeführten Emissionsindizes für Kohlendioxid und Wasser (siehe auch Anhang I).

| <b>Kraftstoff</b> | <b>EICO<sub>2</sub></b><br>kg/kg Kraftstoff | <b>EIH<sub>2</sub>O</b><br>kg/kg Kraftstoff |
|-------------------|---|---|
| JetRefA1          | 3.156                                       | 1.239                                       |
| SPK50             | 3.129                                       | 1.305                                       |
| SPK100            | 3.104                                       | 1.367                                       |

Tabelle 4.8.: Emissionsindizes der Kraftstoffmodelle für  $\text{CO}_2$  und  $\text{H}_2\text{O}$

Die  $\text{CO}_2$ - und  $\text{H}_2\text{O}$ -Emissionen können direkt durch Multiplikation des Kraftstoffverbrauchs mit dem jeweiligen EI berechnet werden. Aufgrund des geringeren Kohlenstoffanteils im Kraftstoff ist der  $\text{EICO}_2$  von SPK Kraftstoffen um bis zu 1.65 % kleiner als bei konventionellem Kerosin. Im Gegenzug ist der  $\text{EIH}_2\text{O}$ , aufgrund des höheren Wasserstoffanteils im Kraftstoff, um bis zu 10.33 % größer. Demnach ist bei der Verwendung reiner SPK Kraftstoffe bei gleichem Kraftstoffverbrauch mit einer Reduktion der  $\text{CO}_2$ -Emissionen bei gleichzeitiger Zunahme der Emissionen von Wasser auszugehen.

Andere Emissionen, wie bspw.  $\text{NO}_x$ , sind hingegen abhängig von einer Vielzahl an Parametern, wie bspw. dem Triebwerksmuster bzw. Brennkammerkonzept, Lastzustand sowie den Umgebungsbedingungen. Daher ist deren Emissionsindex für einen Kraftstoff nicht konstant über einer Flugmission. Für deren Berechnung finden sogenannte semi-empirische Korrelationsmethoden Anwendung. Hierbei werden die entsprechenden Emissionen von einem Referenzfall (im Allgemeinen der Bodenstandfall) ausgehend über (einen oder mehrere) charakteristische Triebwerkparameter (bspw. korrigierter

---

<sup>13</sup>Siehe Boeing 2 Fuel Flow Method [DuBois u. Paynter, 2006] und DLR Fuel Flow Method [Deidewig et al., 1996] für  $\text{NO}_x$ .

<sup>14</sup>Mit Ausnahme von tiefen Teillastbereichen (bspw. Anfahren des Triebwerks), wo die Brennkammer den zugeführten Kraftstoff nur unzureichend verbrennen kann.

Kraftstoffmassenstrom oder Zustände am Brennkammereintritt) auf Reiseflugbedingungen transformiert. Durch die Verwendung solcher Referenzwerte am Boden können darüber hinaus weitere triebwerksspezifische Effekte in der Emissionsentstehung implizit berücksichtigt werden. Allerdings bedarf es einer entsprechenden Datenbasis an Emissionswerten und Triebwerken. Eine solche Datenbasis stellt bspw. die ICAO EDB dar, allerdings lediglich für den konventionellen Flugturbinenkraftstoff [ICAO, 1995]. Für die Berücksichtigung alternativer Kraftstoffe muss daher auf Messdaten einzelner Triebwerksmuster zurückgegriffen werden. Im Weiteren werden daher Ergebnisse aus verschiedenen Messkampagnen aus einer Literaturstudie für Stickstoffoxide ( $\text{NO}_x$ ) und nicht-volatile Partikel (nvPM) betrachtet. Nahezu allen Studien ist allerdings gemein, dass zur Klärung der verbleibenden Unsicherheiten weitere Tests notwendig sind, um einerseits die Datenbasis für verschiedene Brennkammer- bzw. Triebwerkskonzepte (bzw. -technologien) zu erweitern und andererseits die verschiedenen Effekte und Einflussfaktoren besser isolieren zu können. Aufgrund der nicht einheitlichen Datenlage werden daher im Weiteren die  $\text{NO}_x$  und nvPM-Emissionen basierend auf einem Szenario untersucht.

### 4.3.1. Szenario $\text{NO}_x$ -Emissionen

Flugturbinenkraftstoff enthält nahezu keinen Stickstoff, so dass die  $\text{NO}_x$ -Emissionen hauptsächlich thermisch bedingt sind (siehe Kapitel 2.3) und daher im Wesentlichen im Bereich des Volllastbetriebs, bei hohen Brennkammertemperaturen, entstehen. Basierend auf den Berechnungen von [Glaude et al., 2010] können  $\text{NO}_x$ -Emissionen mit dem Verlauf der adiabaten Flammentemperatur in der Brennkammer korreliert werden. Darauf basierend stellen [Blakey et al., 2010] einen Zusammenhang zwischen der Flammentemperatur und dem Wasserstoff/Kohlenstoffverhältnis der Kraftstoffe her. Demnach führen höhere H/C-Verhältnisse im Kraftstoff zu geringeren Flammentemperaturen. Messungen der Abgastemperatur unterstreichen diesen Zusammenhang teilweise<sup>15</sup>. [Blakey et al., 2010] weisen allerdings darauf hin, dass  $\text{NO}_x$ -Emissionen über die Temperatur hinaus auch durch die Aufenthaltszeiten in der Brennkammer beeinflusst werden, welche jedoch primär von der Brennkammerarchitektur und nicht durch den Kraftstoff beeinflusst wird. In [Corporan et al., 2012] werden Veröffentlichungen zu Messungen der gasförmigen Emissionen sowie der Partikelemissionen an sieben Gasturbinen während des Betriebs mit alternativen Kraftstoffen untersucht. Die Datenbasis umfasst sowohl ältere Gasturbinen aus den 1960er Jahren als auch moderne Turboantriebe von Mitte der 1990iger und Anfang 2000er Jahre. Als Kraftstoffe kamen, neben dem (militärischen) Referenzkraftstoff JP-8, Fischer-Tropsch-SPK basierend auf Kohle und Gas unterschiedlicher Hersteller sowie HEFA-SPK unterschiedlichen Ursprungs zum Einsatz. Um den Einfluss des konventionellen Kraftstoffs herauszurechnen, wurden die Emissionsmessungen auf den jeweiligen Referenzbrennstoff normiert und lediglich die 50 Vol.-% Mischungen alternativer Kraftstoffe ausgewertet. Hier konnten für die (normierten) gasförmigen Emissionen nur geringfügige Abhängigkeiten vom verwendeten Kraftstoff festgestellt werden. Bzgl.  $\text{NO}_x$  konnten bspw. keine signifikanten Unterschiede beobachtet werden. Zu einer ähnlichen Einschätzung kommen [Chishty et al., 2011] in einer Untersuchung zum Emissionsverhalten eines HEFA-Kraftstoffgemischs in einem

<sup>15</sup>Dieser Effekt ist nicht zwingend beobachtbar, da die Abgastemperatur ggf. vom Regelungssystem der Gasturbine beeinflusst wird und bspw. konstant gehalten werden kann.

Höhenprüfstand. Auch hier konnten keine signifikanten Unterschiede bei den gasförmigen Emissionen CO und NO<sub>x</sub> beobachtet werden. Zu diesen Ergebnissen kommt auch [Zschocke, 2014] im Rahmen der burnFair Studie an einem V2500 Triebwerk im Betrieb mit einem 50 Vol.-% HEFA Gemisch sowie [Schripp et al., 2018] im Rahmen der ECLIF-Messkampagne des DLR ebenfalls an einem V2500 Modell mit verschiedenen alternativen Kraftstoffen. [Cain et al., 2013] kommen zu gleichen Schlussfolgerungen bzgl. der gasförmigen Emissionen an einem T63-A-700 Gasturbinenmodell mit reinem FT-SPK. Andere Studien hingegen sehen tendenziell niedrigere NO<sub>x</sub>-Emissionen bei der Verwendung alternativer Kraftstoffe. [Timko et al., 2011] stellten bspw. im Rahmen der AAFEX Studie<sup>16</sup> bei den CFM56-2C1 Triebwerken der DC-8 fest, dass ein Fischer-Tropsch SPK (von Shell basierend auf Erdgas) bei niedrigeren Lastpunkten bis zu 5 % und bei hohen Lastpunkten (>65 % Schub) ca. 10 % weniger NO<sub>x</sub>-Emissionen verursachte. Für einen weiteren (kohlebasierten) Fischer-Tropsch-Kraftstoff hingegen fielen die Abweichungen in den Bereich der Messgenauigkeit (ca. ±5 %). Qualitativ die gleiche Schlussfolgerung findet sich auch bei [Wey u. Bulzan, 2011], welche ebenfalls leicht geringere NO<sub>x</sub>-Emissionen für besagten FT-Kraftstoff (auch als Mischung) detektieren. Auch [Corporan et al., 2011] stellten im Rahmen der AAFEX Studie leicht niedrigere NO<sub>x</sub>-Emissionen (bei hohen Lastpunkten) fest. Ebenso werden in [Bulzan et al., 2010] leicht weniger NO<sub>x</sub>-Emissionen bei der Verwendung des erdgasbasierten Fischer-Tropsch-Kraftstoffs von Shell bei hohen Lastpunkten festgestellt. Im Rahmen der sogenannten fit-for-purpose Tests zur Zulassung des vollsynthetischen Kraftstoffs von SASOL (basierend auf Kohle), wurden auch Untersuchungen zum Emissionsverhalten durchgeführt [Moses u. Roets, 2009]. Hierbei konnten zwar basierend auf einem Brennkammer-Sektoren-Rig von Pratt&Whitney für den gesamten ICAO-LTO-Zyklus Einsparungen der NO<sub>x</sub>-Emissionen von ca. 4 % quantifiziert werden, für die einzelnen Lastpunkte hingegen berichten die Autoren von nahezu unveränderten Emissionen. In die gleiche Richtung gehen die Ergebnisse von [Bester u. Yates, 2009], welche das Emissionsverhalten einer RR-Allison T63-A-700 Model 2050 C18 B Gasturbine untersuchten. Auch hier konnte aufgrund der Messgenauigkeit nur auf einen tendenziell geringeren NO<sub>x</sub>-Ausstoß geschlossen werden. [Saxena et al., 2012] haben ebenfalls Emissionsmessungen an einem Brennkammer-Sektor vorgenommen. Auch hier scheinen die NO<sub>x</sub>-Emissionen bei der Verwendung eines reinen FT-SPK geringer, allerdings waren die gemessenen Unterschiede zu unbedeutend, um eine abschließende Bewertung vornehmen zu können. [Timko et al., 2010] untersuchten das Emissionsverhalten eines PW308 Turbofantriebwerks. Hierbei wurde ein FT-SPK basierend auf Erdgas und eine 50 Vol.-% Mischung mit JP-8 untersucht. Bzgl. der NO<sub>x</sub>-Emissionen konnten moderate Abweichungen, oberhalb der Messinstrumentengenauigkeit festgestellt werden: Im Teillast (Idle) wurden leicht höhere Werte gemessen, allerdings sehr nah an der Sensitivität der Instrumente und für den höheren Lastbereich Einsparungen im Bereich von 5 % bis 10 %. Allerdings weisen die Messergebnisse keinen einheitlichen Trend zwischen dem reinen alternativen Kraftstoff und dem Gemisch auf.

Welche Beeinflussung der NO<sub>x</sub>-Emissionen nun tatsächlich von alternativen Kraftstoffen in Triebwerken zu erwarten ist, lässt sich derzeit auf der Basis der veröffentlichten Daten nicht abschließend beurteilen. Daher werden im Weiteren die beiden Szenarien „keine Beeinflussung“ sowie eine „optimistische lastabhängige Reduktion“ berücksichtigt.

---

<sup>16</sup>engl. Alternative Aviation Fuel Experiment, [Anderson et al., 2011].

Der Fall, dass sich die  $\text{NO}_x$ -Emissionen nicht signifikant ändern, bedarf keiner gesonderten Betrachtung, da er gleichbedeutend mit den Emissionen des Referenzfalls ist. Für die Analyse der optimistischen lastabhängigen Reduktion werden die größten Einsparpotenziale gemäß den Literaturdaten berücksichtigt. Unter Berücksichtigung des günstigsten  $\text{NO}_x$ -Emissionsverlauf für reinen SPK (siehe [Timko et al., 2010] und [Timko et al., 2011]), werden dem Szenario<sup>17</sup> folgende Annahmen zugrunde gelegt:

1. Änderung des  $E\text{INO}_x$  relativ zum Referenzverlauf (Jet A-1)
2. Keine relative Änderung bei Idle
3. 10% Reduktion bei Take-off
4. Lineare Skalierung des relativen Einflusses zwischen Idle und Take-off

Es sei darauf hingewiesen, dass das Szenario keine allgemeine Gültigkeit für alle Kraftstoffe und Triebwerke beanspruchen kann. Es dient lediglich der Folgenabschätzung für die beschriebenen Annahmen und ist an einen sehr günstigen Verlauf aus der Literatur angelehnt. Realistischere Abschätzungen zum  $\text{NO}_x$ -Emissionsverhalten bedürfen einer größeren Basis an Messdaten, die zum derzeitigen Zeitpunkt nicht verfügbar ist.

Für die in dieser Arbeit modellierten Kurz-, Mittel- und Langstreckentriebwerke wurden Emissionscharakteristiken basierend auf der sogenannten DLR Fuel Flow Methode erstellt [Deidewig et al., 1996]. Die Fuel Flow Methoden wurden entwickelt, um eine Vielzahl an Einflussfaktoren auf wenige (zugängliche) Parameter zu reduzieren und dadurch in der praktischen Anwendung nutzbar zu machen (vgl. [Deidewig et al., 1996], [DuBois u. Paynter, 2006] und [Schaefer u. Bartosch, 2013]). Die DLR Fuel Flow Methode basiert auf einer Referenzfunktion. Diese beschreibt den Verlauf des Emissionsindex  $E\text{INO}_{X,ref}$  über dem reduzierten Kraftstoffmassenstrom  $\dot{w}_{fuel,red}$  im Referenzfall.

$$E\text{INO}_{X,ref} = f(\dot{w}_{fuel,red}) \quad (4.11)$$

Hierfür wird zunächst der Kraftstoffmassenstrom  $\dot{w}_{fuel}$  des aktuellen Flugzugstands (bspw. Reiseflug) auf die Referenzbedingung (in der Regel Bodenstandfall) reduziert  $\dot{w}_{fuel,red}$ .

$$\dot{w}_{fuel,red} = \frac{\dot{w}_{fuel}}{\delta \cdot \sqrt{\Theta}} \quad (4.12)$$

mit  $\delta = \frac{P}{101\,325\text{ Pa}}$  und  $\Theta = \frac{T}{288.15\text{ K}}$

Die Totalgrößen für Druck  $P$  und Temperatur  $T$  lassen sich aus den Umgebungsbedingungen (Index  $amb$ ) und der Flugmachzahl  $Ma$  ermitteln. Der Isentropenexponent  $\kappa$  kann für den in der Atmosphäre vorherrschenden Temperaturbereich vereinfachend als konstant angenommen werden.

$$P = P_{amb} \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot Ma^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}}$$

$$T = T_{amb} \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot Ma^2\right) \quad (4.13)$$

mit  $\kappa \approx 1.4$

<sup>17</sup>Die Heizwertkorrektur bei [Timko et al., 2011] bzgl. des Kraftstoffmassenstroms und des  $E\text{INO}_x$  wird in dieser Arbeit durch Bezugnahme auf den gleichen Lastpunkt (hier Schub) berücksichtigt.

Somit kann die Referenzfunktion bestimmt werden. Die Emissionsdaten für den Referenzfall des Triebwerks im Kurzstreckenbetrieb wurden an der V2500-A5 Triebwerksfamilie, für die Mittelstrecke an den Daten des Trent700 Modells und für das Langstreckentriebwerk an den Daten des GP7200 Modells angelehnt (siehe Anhang J). Aufgrund der unterschiedlichen Kraftstoffmassenströme zwischen dem Betrieb mit RefJetA1 und SPK100 wird der Emissionsindex des Referenzfalls (RefJetA1) zunächst über dem Schub aufgetragen (nach Datenlage der ICAO EDB). Entsprechend dem beschriebenen Szenario werden die  $EINO_X$  für den alternativen Kraftstoff SPK100 durch Skalierung ermittelt. Anschließend wird der Schub durch den Kraftstoffmassenstrom (jeweils für RefJetA1 und SPK100) substituiert und die Referenzfunktion für RefJetA1 und SPK100 durch eine üblicherweise quadratische Ausgleichskurve<sup>18</sup> berechnet. Daher unterscheiden sich die beiden Referenzfunktionen zum einen in Hinblick auf den Bereich des Kraftstoffmassenstroms und zum anderen können leichte Abweichungen des Emissionsindex im tiefen Teillast vorliegen. Die Referenzfunktionen für konventionelles Kerosin und dem Szenario zu alternativen Kraftstoffen sind in Abbildung 4.6 für das Kurzstreckentriebwerk K gezeigt.

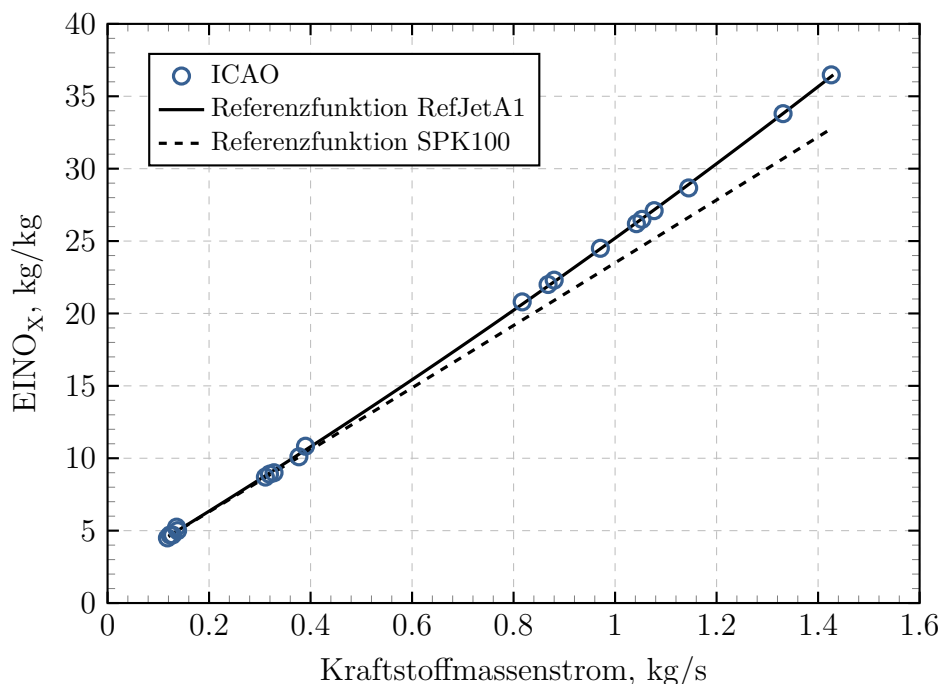


Abbildung 4.6.: Referenzfunktionen  $EINO_X$  des Triebwerks K

Die entsprechenden Darstellungen der Referenzfunktion des Mittel- und Langstreckentriebwerks (M bzw. L) finden sich im Anhang J.

Schließlich wird der Emissionsindex des Referenzfalls nach Gleichung 4.14 auf die Reiseflugbedingungen transformiert.

$$EINO_X = EINO_{X,ref} \cdot \delta^{0.4} \cdot \Theta^3 \quad (4.14)$$

<sup>18</sup>Aufgrund der geringen Anzahl an Stützstellen wurde für das Langstreckentriebwerk eine lineare Ausgleichsfunktion gewählt (siehe Anhang J).



Zur Berücksichtigung der Luftfeuchtigkeit kann der Emissionsindex noch mit einer Feuchtekorrektur  $e^H$  multipliziert werden, wobei sich die spezifische Feuchte  $\omega$  als Funktion der Flughöhe  $h$  ermitteln lässt.

$$H = -19 \cdot (\omega - 0.00634) \quad (4.15)$$

mit  $\omega = 0.001 \cdot e^{-0.0001426 \cdot (h-12900)}$  und  $h$  in ft

Somit gilt für die Berechnung des aktuellen Emissionsindex:

$$EINO_X = EINO_{X,ref} \cdot \delta^{0.4} \cdot \Theta^3 \cdot e^H \quad (4.16)$$

In dieser Arbeit werden die statischen und totalen Größen zur Berechnung der dimensionslosen Kenngrößen  $\delta$  und  $\Theta$  zur Korrektur der Umgebungsbedingungen und des Flugzustands direkt aus dem Leistungssyntheseprogramm entnommen. Somit entfällt eine Approximation des Isentropenexponenten  $\kappa$  nach Gleichung 4.13 auf Seite 59.

### 4.3.2. Szenario nicht-volatile Partikelmassen-Emissionen

In den Daten von [Corporan et al., 2012] zeigen sich für die (normierte) Partikelanzahl signifikante Reduktionen bei der Verwendung alternativer Kraftstoffe. Es ist, trotz Unterschieden bzgl. der jeweiligen Triebwerke, ein genereller Trend erkennbar, mit den stärksten Reduktionen von bis zu 80 % im niedrigsten Lastpunkt. Ein klarer Einfluss der Triebwerkstechnologie hingegen konnte nicht beobachtet werden. Es wird dort davon ausgegangen, dass bei höheren Lastpunkten und damit höheren Brennkammertemperaturen die Partikelproduktion stärker durch die paraffinen Kraftstoffbestandteile beeinflusst wird und somit der reduzierte Anteil an aromatischen Kohlenwasserstoffen nicht mehr so stark ins Gewicht fällt. Dennoch zeigen sich in absoluten Zahlen erhebliche Einsparpotenziale über den gesamten Betriebsbereich. Ein ähnlicher Trend zeigt sich für die Partikelgrößen, wobei der mittlere Partikeldurchmesser bei allen Triebwerken signifikant (10 % bis 20 %) reduziert wurde. In den Untersuchungen von [Chishty et al., 2011] im Höhenprüfstand konnten ähnliche Effekte beobachtet werden. Die Partikelanzahl bei der Verwendung des HEFA-Kraftstoffgemischs wurde um 48 % bis 56 % bei 1525 m bzw. 60 % bei 6095 m reduziert. Ebenso konnte eine Verkleinerung des mittleren Partikeldurchmessers von 25 % beobachtet werden. Die Reduktion der Partikelmassen ist nochmal größer, mit 72 % bei 1525 m und 80 % bei 6095 m. In den Untersuchungen von [Corporan et al., 2011] konnte eine signifikante Reduktion (zwei Größenordnungen) der Partikelanzahl für den niedrigen Lastbereich (4 % bis 45 % Schub) festgestellt werden. Jedoch zeigen die Daten im Vergleich zu anderen Studien keine konsistenten Ergebnisse in Bezug auf den mittleren Partikeldurchmesser: In den Idle-Lastpunkten (4 % und 7 % Schub) wurde ein größerer Durchmesser gemessen, im mittleren Schubbereich (30 % bis 65 % Schub) konnte keine eindeutige Tendenz ermittelt werden und nur bei hohen Lastpunkten wurde ein kleinerer Partikeldurchmesser detektiert.

Bei [Bulzan et al., 2010] konnte bzgl. Partikelanzahl und -masse eine signifikante Reduktionen gemessen werden (größer 50 %). Eine signifikante Reduktion in Anzahl und Masse finden sich auch bei [Cain et al., 2013], wobei die Masse aufgrund einer Verschiebung zu kleinerer Partikelgrößen in der Partikelgrößenverteilung etwas stärker ausfällt als bei der Anzahl. Bei den Triebwerksmessungen in [Zschocke, 2014] wurde jedoch

keine Veränderung im Partikelemissionsverhalten zwischen dem 50 Vol.-% HEFA und dem Referenzkerosin gemessen. Allerdings weisen die Autoren darauf hin, dass deutliche Unterschiede zwischen dem zum Mischen verwendeten Kerosin und dem Referenzkerosin existieren, so dass die Messungen keine eindeutige Schlussfolgerung bzgl. des Einflusses alternativer Kraftstoffe zulassen. In der systematischen Untersuchung von [Brem et al., 2015] werden Kraftstoffe mit unterschiedlichen H/C-Verhältnissen analysiert und ein eindeutiger Trend hin zu geringeren Partikelemissionen mit steigendem H/C-Verhältnis festgestellt. Bei [Moore et al., 2017] werden aus Flugmessungen Reduktionen zwischen 62 % bis 68 % für ein 50 Vol.-% HEFA Gemisch gemessen. Allerdings weisen die Messdaten in [Schripp et al., 2018] im Bodenstandfall zwar ein ähnliches Reduktionspotenzial auf (70 %), allerdings nimmt dieses von Teillast zu Volllast auf 20 % ab, so dass in dem für den Reiseflug relevanten Bereichen ein kleineres Reduktionspotenzial zu erwarten ist.

Aufgrund der nicht eindeutigen Datenlage wird für die Behandlung der nicht-volatilen Partikel analog zu den  $\text{NO}_x$ -Emissionen ein Szenario für die Verwendung von 100 % alternativem Kraftstoff betrachtet. In den Studien von [Timko et al., 2010] und [Lobo et al., 2011] liegen Daten zu Emissionsindizes der nicht-volatilen Partikelmasse alternativer Kraftstoffe bezogen auf einen konventionellen Kraftstoff als Funktion des normierten Schubes vor. [Timko et al., 2010] dokumentieren die Emissionsmessungen an einem PW308 Triebwerk unter Verwendung des militärischen Kraftstoffs JP-8 als Referenz, einem synthetischen Fischer-Tropsch-SPK, sowie einer 50 Vol.-% Mischung aus beiden Kraftstoffen. Die Untersuchungen von [Lobo et al., 2011] wurden im Abgasstrahl eines CFM56-7B Triebwerks durchgeführt.

Die relativen Angaben des Emissionsindex nicht-volatiler Partikelmassen  $EInvPM_{rel}$  entsprechen dabei dem Quotienten des nvPM-Emissionsindex des alternativen Kraftstoffs  $EInvPM_{SPK}$  und dem EI des Referenz-Kraftstoffs  $EInvPM_{ref}$  (siehe Gleichung 4.17).

$$EInvPM_{rel} = \frac{EInvPM_{SPK}}{EInvPM_{ref}} \quad (4.17)$$

Auch wenn die Messungen zum Reduktionspotenzial der Partikelmassen-Emissionen in beiden Literaturquellen gewisse Streuungen aufweisen, so stimmen der generelle Trend und die Größenordnung überein. Allerdings erfordern der Volllast- sowie der tiefe Teillastbetriebspunkt jeweils eine Sonderbehandlung: Für den maximalen Schub (100 %) fehlen entsprechende Daten bei [Timko et al., 2010]. Daher kann hier lediglich eine Einschätzung aus den Daten von [Lobo et al., 2011] abgeleitet werden. Zudem weisen die beiden Messwertverläufe für den tiefen Teillastpunkt (7 %) eine entgegengesetzte Tendenz auf, so dass hier ein Kompromiss im Szenario bemüht wurde. Für diese Untersuchung wird demnach ein Szenario basierend auf folgenden Annahmen definiert:

1. Änderung des EInvPM relativ zum Referenzverlauf (Jet A-1)
2. Bildung des Mittelwerts der jeweiligen Messreihen an den übereinstimmenden normierten Schubwerten (siehe Abbildung 4.7 auf der nächsten Seite)
3. Konstanter relativer EInvPM-Verlauf für Schübe  $> 85\%$  und  $< 30\%$

Es wird bei allen Triebwerken, der Datenlage geschuldet, der gleiche relative Einfluss alternativer Kraftstoffe unterstellt. Auch wenn dies in der Realität so nicht zutreffen wird, ermöglicht der Ansatz jedoch eine Berücksichtigung der triebwerksspezifischen

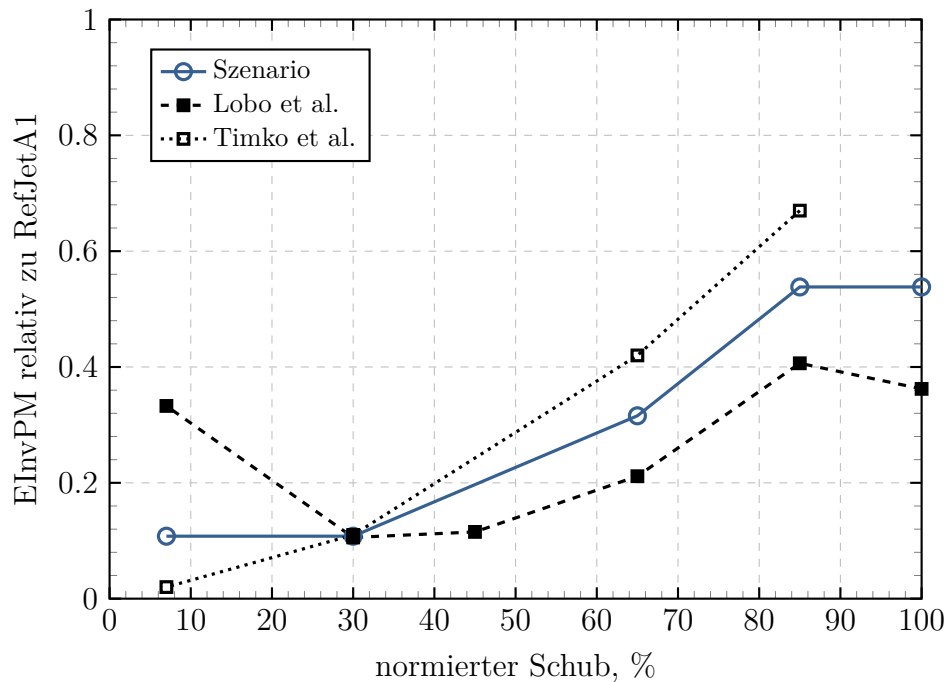


Abbildung 4.7.: EInvPM Szenario für SPK100 sowie Messwerte nach [Lobo et al., 2011] und [Timko et al., 2010]

(absoluten) EInvPM-Verläufe, was somit zu unterschiedlichen absoluten Reduktionen führt.

Das Szenario ist in Abbildung 4.7 zu sehen. Zudem zeigt das Diagramm die beiden Messwertverläufe nach [Timko et al., 2010] und [Lobo et al., 2011]. Das Szenario beschreibt bei der Verwendung von reinem alternativem Kraftstoff eine Reduktion des Emissionsindex für die nvPM-Masse um 46 % im Volllastbereich, 68 % im mittleren Schubbereich und bis zu 89 % im Teillastbereich. Demnach wäre das Szenario im Vergleich zu [Timko et al., 2010] im Volllastbereich etwas optimistischer bzgl. der Einsparung (Differenz von ca. 10 % bis 13 %), jedoch etwas konservativer im Vergleich zu den Werten nach [Lobo et al., 2011]. Im tiefen Teillast kehrt sich das Bild um.

Auch für dieses Szenario sei hervorgehoben, dass sich keine allgemeine Gültigkeit für alle Kraftstoffe und Triebwerke daraus ableiten lässt. Unter den beschriebenen Annahmen wird jedoch ermöglicht, potenzielle Auswirkungen zu untersuchen. Für eine bessere Abschätzung sind weitergehende Untersuchungen an realen Triebwerken unterschiedlicher Architektur und verschiedener Technologielevel sowie einer Vielzahl von alternativen Kraftstoffen erforderlich.

Im Weiteren wird das Szenario auf alle drei Triebwerksmodelle übertragen. Da die Berechnung auf den Daten der ICAO EDB basiert, erfolgt die Bestimmung der jeweiligen EInvPM für konventionellen und alternativen Kraftstoff zunächst auf Basis der vier definierten Lastpunkte des LTO Zyklus. Somit spielt der mittlere Schubbereich zwischen 85 % bis 30 % normierten Schub des Szenarios keine Rolle bei der Erstellung der Referenzfunktion. Der Verlauf der nvPM-Emissionen von Triebwerken für konventionelles Kerosin ist nicht in der ICAO EDB enthalten. Vielmehr findet sich dort lediglich eine Angabe zur sogenannten Smoke Number (SN). Dem Verfahren zur

Ermittlung der SN (siehe Kapitel 2.3.2) sind gewisse Unsicherheiten zu eigen, welche nach [SAE, 2011]  $\pm 3$  betragen. Dennoch kann in gewissen Grenzen ein prinzipieller Zusammenhang zwischen SN und einer Partikelkonzentration (engl. Carbon Index, CI) im Abgasstrahl hergestellt werden (vgl. [Döpelheuer, 2002] und [ICAO, 2011]).

In dieser Arbeit wird auf die von der ICAO für die Berechnung von Partikel-Emissionen empfohlene sogenannte First Order Approximation version 3 (FOA3) Methode zurückgegriffen [ICAO, 2011]. Deren prinzipielle Anwendbarkeit auch für die Berücksichtigung alternative Flugturbinenkraftstoffe wurde in [Christie et al., 2017] nochmal dargelegt. Zunächst erfolgt die Umrechnung der SN-Werte in eine Partikelkonzentration im Abgasstrahl. Anschließend wird diese Konzentration für konventionelles Kerosin mit dem Kraftstoff-Luft-Verhältnis und der Dichte, und bei gemischten Triebwerken zusätzlich mit dem Nebenstromverhältnis, umgerechnet in einen Emissionsindex bezogen auf 1 kg Kraftstoff. Die entsprechenden Korrelations- und Umrechnungsfunktionen der FOA3-Methode nach [ICAO, 2011] sind im Anhang K aufgeführt. Mit dem Funktionsverlauf des Szenarios der relativen EInvPM für alternative Kraftstoffe werden die ermittelten EInvPM-Werte des konventionellen Kraftstoffs skaliert, um die entsprechenden Emissionsindizes des alternativen Kraftstoffs für das jeweilige Triebwerk zu erhalten. Im Weiteren erfolgt die Bestimmung der Referenzfunktion für konventionellen und alternativen Kraftstoff gemäß der semi-empirischen Rußkorrelation nach Döpelheuer [Döpelheuer, 2002]. Hierbei wird die Partikelkonzentration ( $CI$ ) basierend auf der Brennkammereintrittstemperatur ( $T_3$ ), dem Brennkammereintrittsdruck ( $P_3$ ), dem Kraftstoff-Luft-Verhältnis ( $FAR$ ) sowie der stöchiometrischen Flammentemperatur ( $T_{fl}$ ) ermittelt. Hierfür wird eine Genauigkeit von  $\pm 10\%$  angegeben.

$$CI = CI_{ref} \cdot \left( \frac{FAR}{FAR_{ref}} \right)^{2.5} \cdot \left( \frac{P_3}{P_{3,ref}} \right)^{1.35} \cdot \frac{e^{-20000/T_{fl}}}{e^{-20000/T_{fl,ref}}} \quad (4.18)$$

Um die individuellen Eigenschaften des Verbrennungsprozesses und die daraus resultierenden Partikelemissionen eines Triebwerks implizit zu berücksichtigen, erfolgt eine Bezugnahme der Parameter zu einem Referenzzustand (ref). Dieser wird aus Messdaten bzw. den transformierten Emissionsdaten der ICAO EDB und den thermodynamischen Parametern der jeweiligen Triebwerksmodelle in Form einer Referenzfunktion ermittelt. Hierbei werden die Referenzgrößen Partikelkonzentration, Kraftstoff-Luft-Verhältnis, Brennkammereintrittsdruck sowie die stöchiometrische Flammentemperatur als Funktion der Brennkammereintrittstemperatur aufgetragen. Für die Partikelkonzentration empfiehlt die ICAO eine Regression der vier Lastpunkte des LTO-Zyklus nach der sogenannten PCHIP-Methode (engl. Piecewise cubic hermite interpolating polynomial). Das Verfahren zeichnet sich dadurch aus, dass die resultierende polynomische Ausgleichsfunktion zum einen tatsächlich durch alle vier Stützpunkte verläuft und zum anderen weniger zum Überschwingen neigt als bspw. ein reguläres Polynom 3. Ordnung. Dennoch können gewisse Über- bzw. Unterschreitungen der maximalen bzw. minimalen Funktionswerte nicht gänzlich ausgeschlossen werden. Um negative (nicht-physikalische) Partikelkonzentration in den Referenzfunktionswerten  $CI_{ref}$  zu verhindern, gilt:

$$CI_{ref} = \begin{cases} f_{PCHIP}(T_3) & \text{für } CI \geq 0 \\ 0 & \text{für } CI < 0 \end{cases} \quad (4.19)$$

Aufgrund der Bezugsgröße Partikelkonzentration in der Korrelationsmethode ist zu beachten, dass die ermittelten EInvPM für die Anwendung der Korrelationsmethode

nach [Döpelheuer, 2002] zunächst wieder (gemäß FOA3-Methode) in eine Partikelkonzentration umgerechnet werden müssen.

Für die anderen Parameter wurde eine quadratische Ausgleichsfunktion gewählt (siehe Gleichung 4.20).

$$\begin{aligned} FAR_{ref} &= f(T_3^2) \\ P_{3,ref} &= f(T_3^2) \\ T_{fl,ref} &= f(T_3^2) \end{aligned} \quad (4.20)$$

Die sich daraus ergebenden Verläufe der jeweiligen Referenzfunktionen sind in Abbildung 4.8 und 4.9 exemplarisch für das Kurzstreckentriebwerk gezeigt. Zur Orientierung zeigen die Diagramme zusätzlich die Stützstellen für den Referenzverlauf des Jet A-1 Kraftstoffs. Die entsprechenden Verläufe für das Mittel- und Langstreckentriebwerk finden sich im Anhang L. Die zugrunde liegende Partikelcharakteristik des Kurzstreckentriebwerks (für Jet A-1) zeichnet sich dadurch aus, dass der maximale Funktionswert nicht im höchsten Lastpunkt, sondern bei kleineren Brennkammereintrittstemperaturen ( $T_3$ ) liegt. Im weiteren Verlauf nimmt die Konzentration mit sinkender  $T_3$  ab. Der Verlauf für den alternativen Kraftstoff liegt, entsprechend dem Szenario, deutlich darunter. Der Verlauf zeigt eine ähnliche Charakteristik, lediglich im tiefen Teillast, im Bereich zwischen Temperaturen von etwa 475 K bis 600 K, sinkt der Funktionsverlauf für den alternativen Kraftstoff etwas ab und unterschreitet, methodisch bedingt, die Werte der benachbarten Stützstellen. Aufgrund der geringen absoluten Konzentrationswerte in diesem Bereich von  $0.029 \text{ mg/m}^3$  bis  $0.005 \text{ mg/m}^3$  hat diese Anomalie jedoch keinen signifikanten Einfluss.

Die Verläufe der Referenzfunktionen für den Brennkammereintrittsdruck, das Brennstoff-Luft-Verhältnis und die stöchiometrische Flammentemperatur zeigen, dass ein Regressionspolynom 2. Ordnung für die Lage der Stützstellen in allen drei Fällen sehr gut geeignet ist. Es ist lediglich für den Referenzverlauf des Kraftstoff-Luft-Verhältnisses

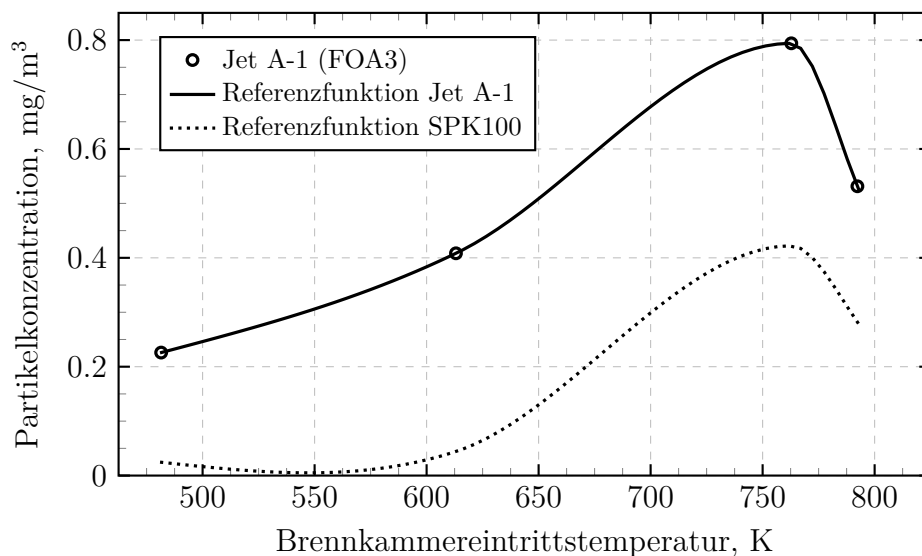


Abbildung 4.8.: Referenzfunktionen der Partikelkonzentration des Triebwerks K

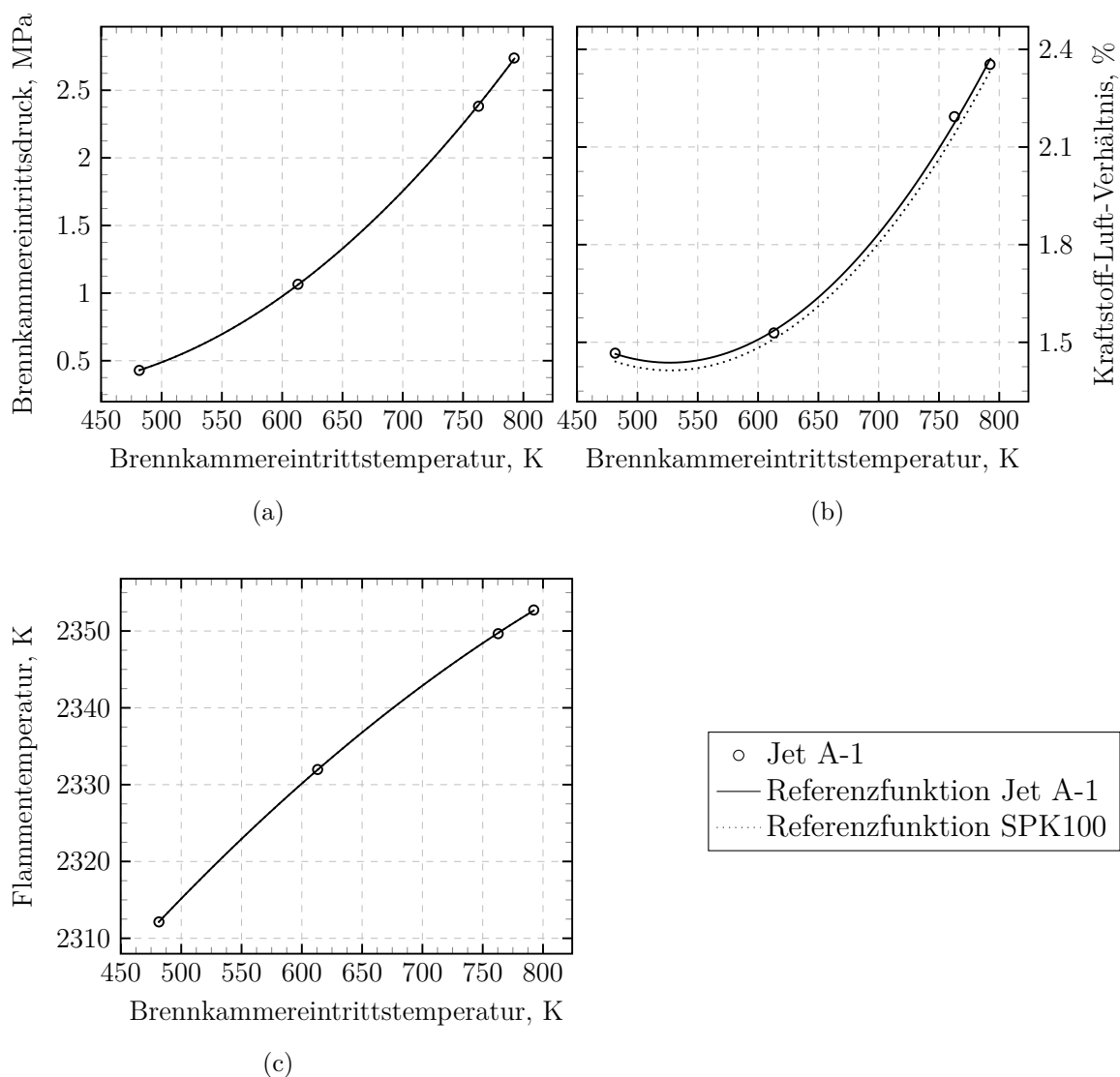


Abbildung 4.9.: Referenzfunktionen des Brennkammereintrittsdrucks (a), des Kraftstoff-Luft-Verhältnisses (b) und der stöchiometrischen Flammentemperatur (c) des Triebwerks K

ein Minimum im Temperaturbereich von etwa 475 K bis 600 K erkennbar. Dieses ist jedoch nicht nur ein Effekt des Regressionspolynoms, sondern ergibt sich auch aus Kennfeldeffekten im Modell. Im tiefen Teillast liegen die Betriebspunkte am Rand der Komponentenkennfelder, wo der Wirkungsgradverlauf bereits einen steilen Gradienten aufweist. Daher nimmt der Massenstrom durch das Triebwerk in diesem Bereich stärker ab als der benötigte Kraftstoffmassenstrom, um die erforderliche Leistung in den Turbinen bereit zu stellen. In Folge steigt das Kraftstoff-Luft-Verhältnis im tiefen Teillast im Modell wieder leicht an. Aufgrund der geringen Ausprägung des Minimums, der geringen absoluten Werte sowie der relativ kurzen Betriebszeiten im tiefen Teillast, ist der Einfluss dieses Effektes jedoch gering und im Weiteren zu vernachlässigen. Der Verlauf des Kraftstoff-Luft-Verhältnisses über der Brennkammereintrittstemperatur für den alternativen Kraftstoff liegt leicht unterhalb der Werte für konventionelles Kerosin, was auf den höheren spezifischen Energiegehalt und damit geringeren Kraftstoffmassen-

strom zurückzuführen ist. Bei den anderen Parametern Brennkammereintrittsdruck und stöchiometrische Flammentemperatur fallen die Verläufe für RefJetA1 und SPK100 nahezu zusammen. Hier zeigen sich keine signifikanten Unterschiede.

### 4.3.3. Äquivalente CO<sub>2</sub>-Emissionen der Ökobilanz

Zur Quantifizierung des Einsparpotenzials alternativer Kraftstoffe über den Lebenszyklus werden die in Kapitel 3 zusammengetragenen äquivalenten CO<sub>2</sub>-Emissionen der Bereitstellung (WTT) mit den hier erfassten direkten Emissionen der Verbrennung (TTW) zu den WTW CO<sub>2äq</sub>-Emissionen zusammengeführt (siehe hierzu Gleichung 3.3 auf Seite 25). Für konventionelles Kerosin lassen sich die äquivalenten TTW CO<sub>2</sub>-Emissionen nach Gleichung 4.21 aus dem EI und dem Heizwert des Kraftstoffs (FHV) bestimmen.

$$CO_{2,TTW} = \frac{EICO_2}{FHV} \quad (4.21)$$

Für konventionelles Kerosin ergibt sich ein Wert von ca. 73.0 g CO<sub>2</sub>/MJ Kraftstoff<sup>19</sup>. In dieser Arbeit wird nicht mit negativen CO<sub>2</sub>-Krediten aus der Kultivierung bilanziert, sondern die bei der Nutzung der Kraftstoffe freigesetzten CO<sub>2</sub>-Emissionen mit der Aufnahme während der Kultivierung verrechnet (siehe Kapitel 3). Somit gilt für alternative Kraftstoffe auf biologischer Basis und konventionelles Kerosin:

$$CO_{2,TTW} = \begin{cases} 0 \text{ g CO}_2/\text{MJ Kraftstoff} & \text{für alternative Kraftstoffe} \\ 73 \text{ g CO}_2/\text{MJ Kraftstoff} & \text{für konventionelles Kerosin} \end{cases} \quad (4.22)$$

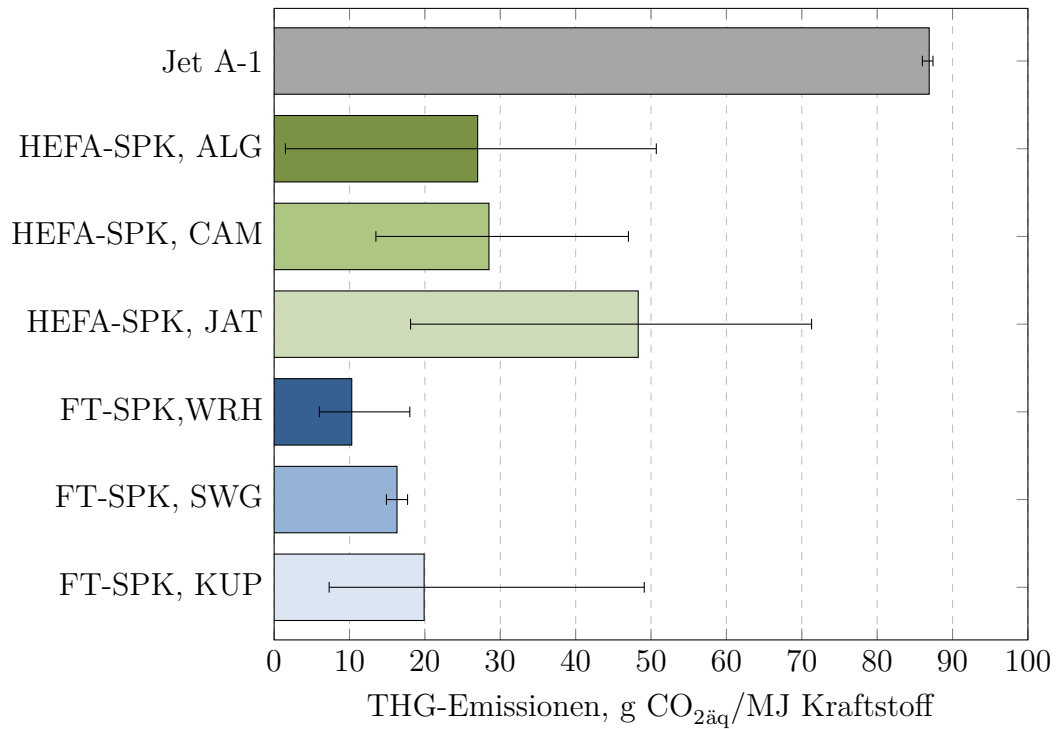
Folglich lässt sich der Referenzwert der WTW Emissionen für konventionelles Kerosin nach Gleichung 3.3 auf Seite 25 und mit den WTT Emissionen aus Tabelle 3.2 auf Seite 28 ermitteln und beträgt in dieser Arbeit etwa 86.9 g CO<sub>2äq</sub>/MJ Kraftstoff. Die entsprechend berechneten WTW Emissionen für die alternativen Kraftstoffe und konventionelles Kerosin sind in Abbildung 4.10 (a) dargestellt. Die Fehlerbalken spiegeln hierbei die jeweiligen minimalen bzw. maximalen Mittelwerte aus der Literaturrecherche wider.

Die sich daraus ergebenden Einsparpotenziale gegenüber konventionellem Kerosin sind in Abbildung 4.10 (b) als relative Werte aufgeführt. Hierbei stellen die Fehlerbalken die jeweiligen maximalen bzw. minimalen Einsparmöglichkeiten dar.

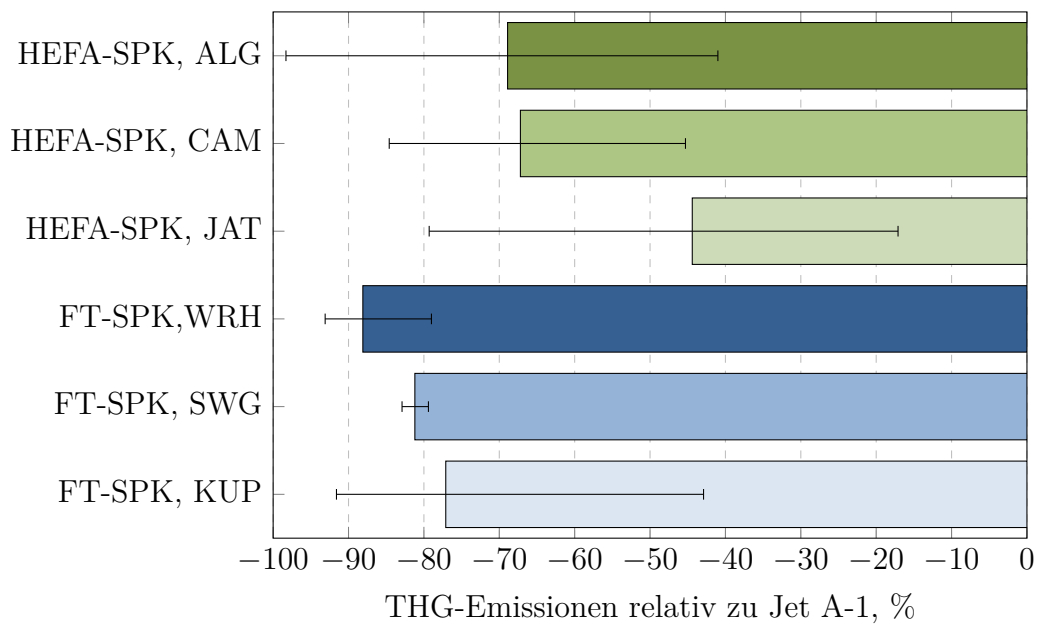
Für die Berechnung der LCA CO<sub>2äq</sub>-Emissionen des gemischten SPK werden in der Flugmissionsrechnung in Kapitel 5 die Emissionen für die beiden Kraftstoffanteile gesondert berechnet und anschließend summiert. Hierbei wird der gesamte Kraftstoffverbrauch fiktiv in die beiden Kraftstoffe SPK100 und RefJetA1 aufgeteilt. Für die Bestimmung der entsprechenden Kraftstoffmengen werden gemäß dem Mischungsverhältnis die jeweiligen Dichten berücksichtigt. Im Folgenden ist die Berechnung der zugehörigen Kraftstoffanteile in allgemeiner Form näher beschrieben. Somit lässt sich eine entsprechende Bilanzierung und Emissionsbestimmung auch für andere Mischungsverhältnisse aus SPK und konventionellem Kerosin durchführen.

Der gesamte Kraftstoffverbrauch der Flugmission ( $w_{fuel}$ ) setzt sich für das SPK-Gemisch ( $w_{SPK50}$ ) aus den beiden Anteilen für konventionelles Kerosin ( $w_{RefJetA1}$ ) und

<sup>19</sup>Rechnerisch liegt dieser Wert für SPK50 bei 71.7 g CO<sub>2</sub>/MJ Kraftstoff bzw. 70.5 g CO<sub>2</sub>/MJ Kraftstoff für SPK100. Allerdings spielen diese Werte aufgrund der Bilanzierung in der LCA keine Rolle.



(a)



(b)

Abbildung 4.10.: Äquivalente CO<sub>2</sub>-Emissionen (a) und Einsparpotenziale relativ zu konventionellem Kerosin Jet A-1 (b) von alternativen Kraftstoffen über den gesamten Lebenszyklus (WTW)



den alternativen Kraftstoff ( $w_{SPK100}$ ) zusammen (Gleichung 4.23).

$$w_{fuel} = w_{SPK50} = w_{RefJetA1} + w_{SPK100} \quad (4.23)$$

In allgemeiner Form gilt mit der Dichte  $\rho$  und mit Einführung eines (volumetrischen) alternativen Kraftstoffanteils ( $x_{SPK100}$ ) für beliebige Gemische:

$$\frac{x_{SPK100}}{1 - x_{SPK100}} = \frac{w_{SPK100} \cdot \rho_{RefJetA1}}{w_{RefJetA1} \cdot \rho_{SPK100}} \quad (4.24)$$

Wird Gleichung 4.24 in Gleichung 4.23 eingesetzt ergeben sich für die entsprechenden Kraftstoffmassen

$$w_{RefJetA1} = w_{fuel} \cdot \left(1 + \frac{x_{SPK}}{1 - x_{SPK}} \cdot \frac{\rho_{SPK100}}{\rho_{RefJetA1}}\right)^{-1} \quad (4.25)$$

$$w_{SPK100} = w_{fuel} - w_{RefJetA1}$$

Für den hier vorliegenden Fall des SPK50 ( $x_{SPK100} = 50\%$ ) vereinfacht sich die Berechnung der konventionellen Kraftstoffmasse aus Gleichung 4.25 zu

$$w_{RefJetA1} = w_{fuel} \cdot \left(1 + \frac{\rho_{SPK100}}{\rho_{RefJetA1}}\right)^{-1} \quad (4.26)$$

Über die spezifische Energie kann durch Multiplikation mit den entsprechenden LCA Emissionen die jeweilige Emissionsmenge auf der Flugmission berechnet werden.

## 4.4. Validierung der Modelle

Das in dieser Arbeit entwickelte Kraftstoffmodell sowie die verwendeten Triebwerksmodelle werden im Folgenden anhand veröffentlichter Daten validiert. Die in dieser Arbeit vorgenommenen Untersuchungen zielen darauf, Unterschiede bei der Verwendung alternativer Flugturbinenkraftstoffe auf das Betriebsverhalten einerseits und das Emissionsverhalten andererseits zu quantifizieren. Somit ist eine exakte Abbildung eines bestehenden Triebwerks oder Kraftstoffs nicht ausschlaggebend. Vielmehr werden bei der Analyse der Ergebnisse die Unterschiede, bezogen auf den Referenzfall, betrachtet, so dass die Wiedergabe des physikalischen Verhaltens (bzw. generellen Trends) von zentraler Bedeutung ist.

### 4.4.1. Triebwerksmodelle

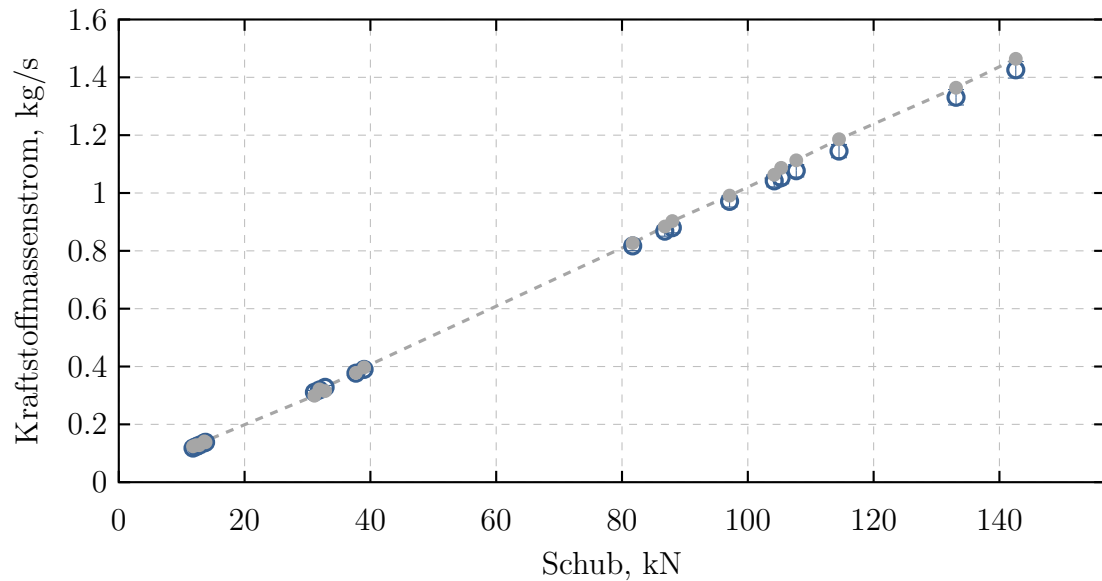
Abbildung 4.11 auf der nächsten Seite zeigt den Vergleich des GTab-Performance-Modells (GTab-Modell) mit den Angaben der ICAO EDB [ICAO, 1995] anhand des Kraftstoffmassenstroms sowie des Gesamtdruck- und des Nebenstromverhältnisses für verschiedene Schübe des Kurzstreckentriebwerks K im Bodenstandfall. Die ICAO-Referenzdaten beziehen sich hierbei auf die V2500-A5-Modellreihe (V2522 bis V2533) und zeigen die Daten für verschiedene Schubratings des Triebwerksmusters<sup>20</sup> mit einem Fehlerbalken von  $\pm 2\%$ .

Die Referenzwerte des Kraftstoffmassenstroms der ICAO werden über den gesamten Betriebsbereich durch das GTab Performance-Modell adäquat wiedergegeben. Da für jedes Schubrating der Kraftstoffmassenstrom an den vier Lastpunkten des LTO-Zyklus angegeben ist, ergeben sich insgesamt 20 Datenpunkte. Leichte Abweichungen von ca. 2% sind lediglich für den Vollast bei den größten Schubratings der Modellreihe erkennbar. Hier überschätzt das Modell den Kraftstoffverbrauch aus der ICAO EDB etwas. Allerdings gilt zu bedenken, dass die Daten in der ICAO EDB ohne Berücksichtigung etwaiger Zapfluft- oder Leistungsentnahmen und zudem für neue Triebwerke aufgezeichnet werden. So können im Realbetrieb und unter Berücksichtigung von Alterungseffekten die Kraftstoffverbräuche die Werte der ICAO EDB überschreiten.

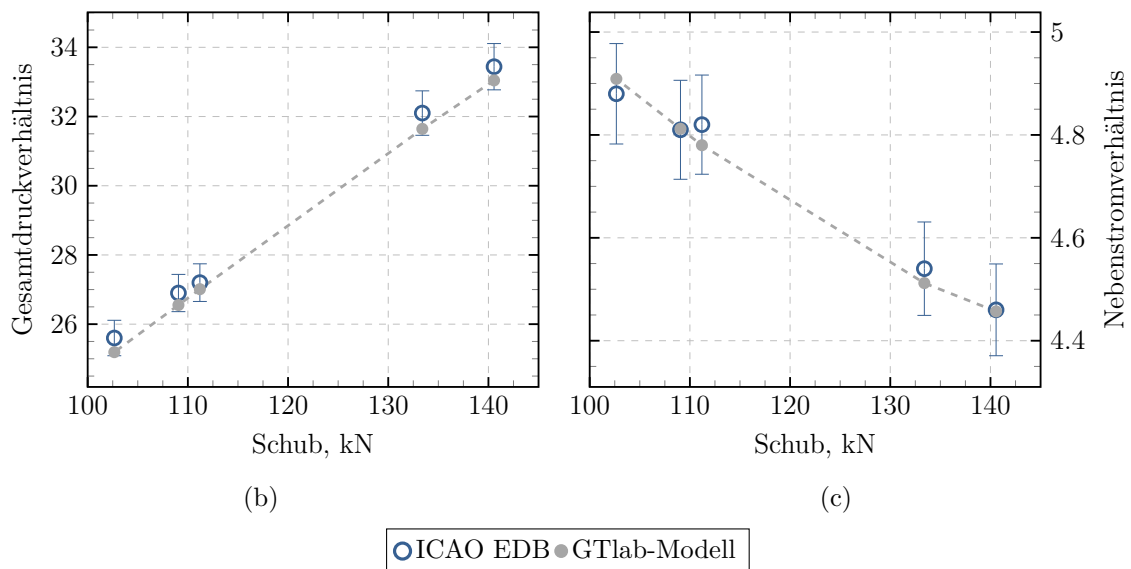
Für die Parameter Gesamtdruckverhältnis und Nebenstromverhältnis stehen wesentlich weniger Referenzpunkte zur Verfügung. In der ICAO EDB sind hierzu lediglich Angaben für den Take-off Schub der jeweiligen Modelle vorhanden, so dass insgesamt jeweils 5 Datenpunkte ausschließlich für den hohen Schubbereich zur Verfügung stehen. Für das Gesamtdruckverhältnis stimmen Modell und Referenzdaten insgesamt sehr gut überein. Das Modell zeigt lediglich geringe Abweichungen, wobei tendenziell kleinere Druckverhältnisse durch das Modell ausgewiesen werden als in der ICAO EDB. Der Verlauf des Nebenstromverhältnisses zeigt eine hohe Übereinstimmung, wobei hier der ICAO Wert des V2527-A5 Triebwerks (mit 111.2 kN Startschub) gegenüber den anderen Werten etwas zu hoch erscheint und auf etwaige Unsicherheiten in der Datenbasis hinweist. Zusammenfassend kann aufgrund der Validierungsdaten festgehalten werden, dass das GTab-Modell als hinreichend gute Abbildung eines typischen Kurzstreckentriebwerks betrachtet werden kann. Eine ebenso gute Übereinstimmung von Modelldaten und Werten der ICAO EDB kann für das Mittel- und Langstreckentriebwerk festgestellt

---

<sup>20</sup>Die Daten beziehen sich auf die Triebwerke in der ICAO EDB mit der UID No (engl. Unique Identification Number) 3IA006, 3IA007, 1IA003, 1IA005 und 3IA008.



(a)



(b)

(c)

○ ICAO EDB ● GTlab-Modell

Abbildung 4.11.: Kraftstoffmassenstrom (a), Gesamtdruckverhältnis (b) und Nebenstromverhältnis (c) des GTlab-Modells (GTlab-Modell) und der ICAO (ICAO EDB) des Triebwerks K

werden. Die entsprechenden Daten für den Kraftstoffverbrauch, das Gesamtdruckverhältnis und das Nebenstromverhältnis des Mittel- und Langstreckentriebwerks mit den zugehörigen Daten der ICAO finden sich im Anhang M.

#### 4.4.2. Fluid- und Kraftstoffmodell

Das entwickelte Modell zur Simulation der Gas- und Verbrennungseigenschaften von Kraftstoffen soll anhand veröffentlichter Daten anderer Kraftstoffmodelle validiert werden. Ziel ist hierbei, die Plausibilität des gewählten Ansatzes zu überprüfen. Da

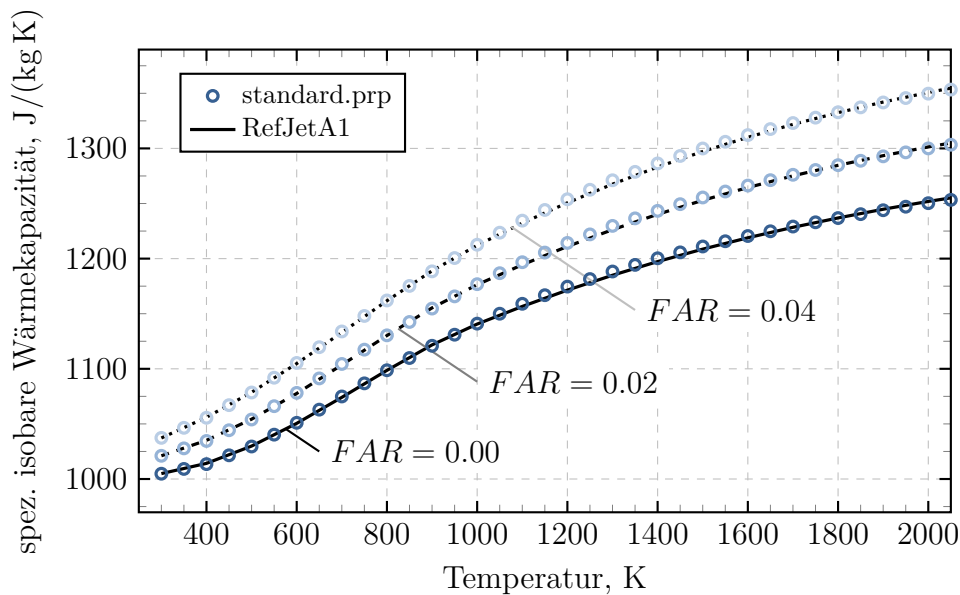


Abbildung 4.12.: Spezifische isobare Wärmekapazität des Referenzkraftstoffmodells (RefJetA1) und des Kerosinmodells aus GasTurb (standard.prp)

die hier entwickelten Modelle für die alternativen Kraftstoffe neu und entsprechende Messdaten in der Literatur noch nicht verfügbar sind, beschränkt sich die Validierung auf das Referenzmodell RefJetA1. Da sich die prinzipiellen Überlegungen und physikalischen Effekte allerdings nicht zwischen dem RefJetA1 und den hier verwendeten Modellen alternativer Kraftstoffe unterscheiden, kann die Unsicherheit bei der Modellierung alternativer Kraftstoffe eng mit den Validierungsdaten des Referenzmodells verknüpft werden.

Um einen möglichst genauen Vergleich sowohl der Gas- als auch der Verbrennungseigenschaften durchführen zu können, wird auf ein Kraftstoffmodell für konventionelles Kerosin aus der Literatur zurückgegriffen. Die Validierung des Referenzmodells RefJetA1 in dieser Arbeit wird mit dem Kerosin (standard.prp) aus GasTurb vollzogen<sup>21</sup> [GasTurb, 2015]. Abbildung 4.12 zeigt den Verlauf der spezifischen isobaren Wärmekapazität über der Temperatur sowie die Werte des GasTurb-Modells. Exemplarisch sind die Daten für Luft ( $FAR = 0$ ) und zwei weitere Brennstoff-Luft-Verhältnisse dargestellt.

Das Kraftstoffmodell RefJetA1 bildet die Werte der Referenz mit einer sehr geringen Abweichung über den gesamten Temperaturbereich ab. Dies gilt sowohl für Luft ( $FAR = 0.00$ ) als auch für die Luft-Abgas-Gemische ( $FAR > 0.00$ ). Die sehr geringen relativen Abweichungen werden in Abbildung 4.13 auf der nächsten Seite nochmal in quantifizierter Darstellung hervorgehoben. Es zeigt sich für alle Kraftstoff-Luft-Verhältnisse eine maximale relative Abweichung von  $<|0.3\%|$ , wobei die größte Abweichung bei einer Temperatur von ca. 1300 K festzustellen ist.

Abbildung 4.14 auf der nächsten Seite zeigt den Verlauf des Isentropenexponenten  $\kappa$  über der Temperatur mit den entsprechenden Literaturwerten. Auch hier zeigt sich die sehr gute Übereinstimmung über den gesamten Temperaturbereich für alle Kraftstoff-Luft-Verhältnisse.

<sup>21</sup>Das Kraftstoffmodell für Kerosin wird als standard.prp bezeichnet.

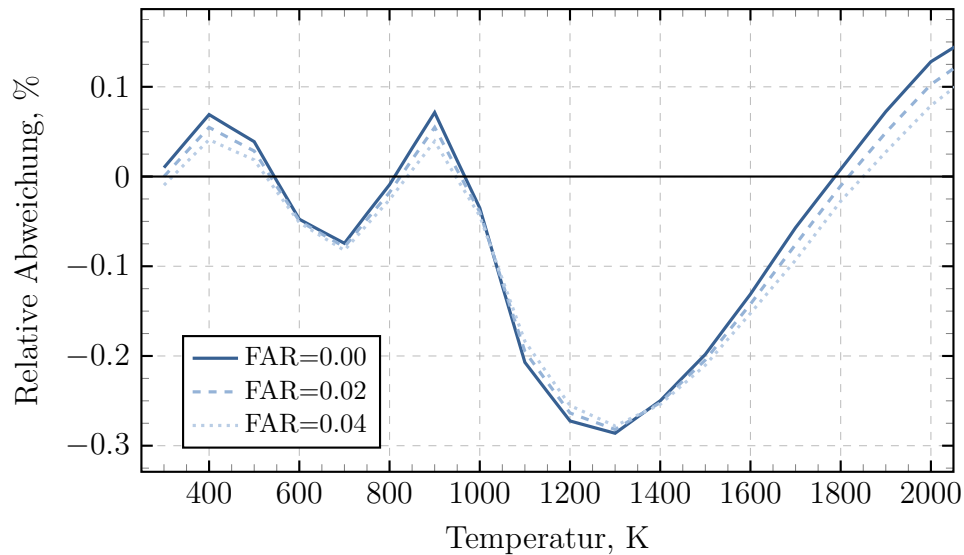


Abbildung 4.13.: Relative Abweichung der spezifischen isobaren Wärmekapazität des Referenzkraftmodells (RefJetA1) vom Kerosinmodell aus GasTurb (standard.prp)

Die relativen Abweichungen sind nochmal gesondert in Abbildung 4.15 auf der nächsten Seite dargestellt. Hier zeigen sich relative Abweichungen in der gleichen Größenordnung wie bei der spezifischen isobaren Wärmekapazität von bis zu ca.  $|0.1\%|$ , wobei die größten Abweichungen im Temperaturbereich von ca. 1200 K bis 1300 K erreicht werden.

Den Vergleichen zu den Gaseigenschaften ist gemein, dass die relativen Abweichungen dem Verlauf der Luft ( $FAR=0.00$ ) folgen. Daraus lässt sich schließen, dass die Differenzen der Modelle im Wesentlichen auf unterschiedliche Luftzusammensetzungen bzw. -modellierungen zurückzuführen sind und sich die Kraftstoffmodellierung entsprechend

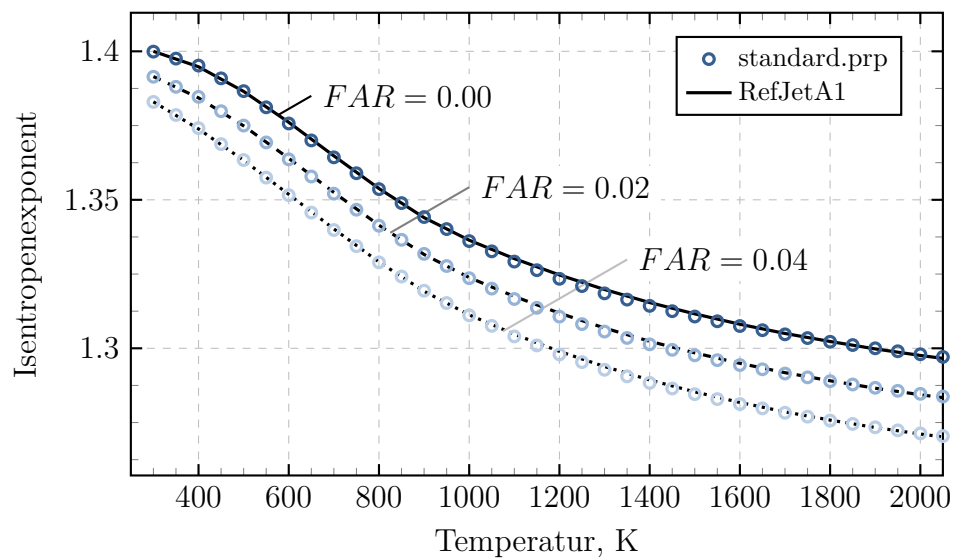


Abbildung 4.14.: Isentropenexponent des Referenzkraftstoffmodells (RefJetA1) und des Kerosinmodells aus GasTurb (standard.prp)

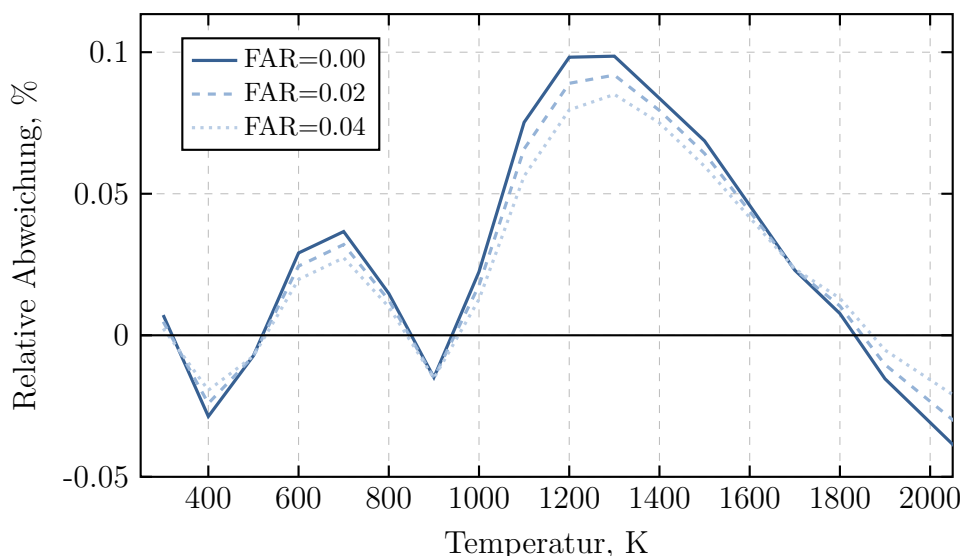


Abbildung 4.15.: Relative Abweichungen des Isentropenexponenten des Referenzkraftstoffmodells (RefJetA1) vom Kerosinmodell aus GasTurb (standard.prp)

in wesentlich kleineren Bereichen unterscheidet.

Neben dem Vergleich der Gaseigenschaften ist auch die Wärmefreisetzung des Kraftstoffmodells relevant. Dieser Vergleich ist in Form des Temperaturanstiegs über dem Kraftstoff-Luft-Verhältnis für verschiedene Eintrittstemperaturen  $T_{in}$  in Abbildung 4.16 gezeigt. Hier sind die Abweichungen im Vergleich zu den Gaseigenschaften etwas größer.

Die relativen Abweichungen zwischen den Modellen zeigt in einer quantifizierten Darstellung Abbildung 4.17 auf der nächsten Seite. Die Unterschiede liegen bis zu einem Kraftstoff-Luft-Verhältnis von  $<3\%$  unterhalb von  $2\%$ . Die relativ große Abweichung

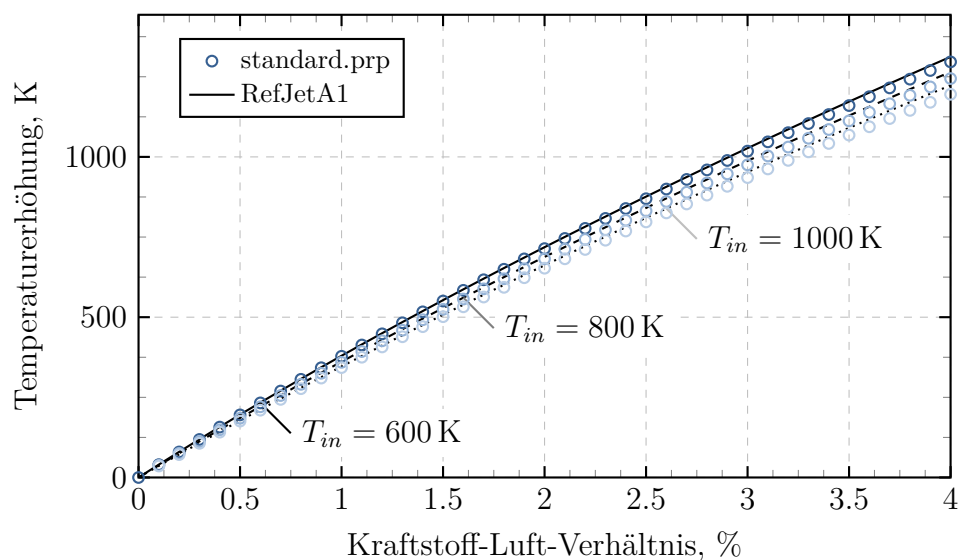


Abbildung 4.16.: Temperaturerhöhung des Referenzkraftstoffmodells (RefJetA1) und des Kerosinmodells aus GasTurb (standard.prp)

ist unter anderem darauf zurück zu führen, dass das Referenz-Kraftstoffmodell in dieser Arbeit mit etwa 43.25 MJ/kg einen kleineren Energiehalt hat als das GasTurb Kerosinmodell mit ca. 43.12 MJ/kg [GasTurb, 2015]. Darüber hinaus ist der qualitative Verlauf sehr gut vergleichbar.

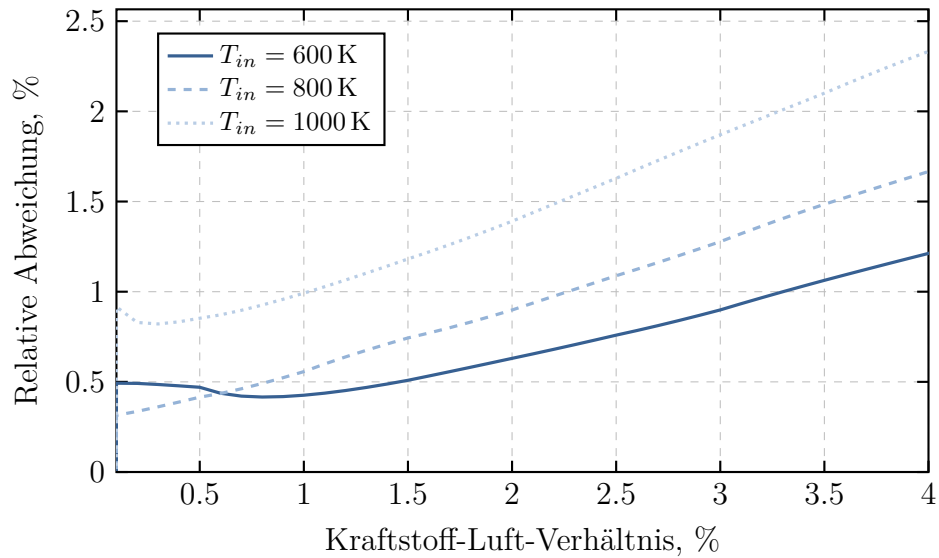


Abbildung 4.17.: Relative Abweichungen der Temperaturerhöhung des Referenzkraftstoffmodells (RefJetA1) vom Kerosinmodell aus GasTurb (standard.prp)

## 4.5. Ergebnisse

Die verschiedenen Kraftstoffmodelle wurden in den jeweiligen Triebwerken für den Kurzstrecken- (K), Mitterstrecken- (M) und für den Langstreckenbetrieb (L) eingesetzt und an typischen Betriebspunkten untersucht. Für die Analyse wurden jeweils vier Betriebspunkte simuliert:

- **TO:** Start (engl. Take-off), Bodenstandfall bei 100 % Startschub
- **CO:** Steigflug (engl. Climb Out), Bodenstandfall bei 85 % Startschub
- **App:** Landeanflug (engl. Approach), Bodenstandfall bei 30 % Startschub
- **CR:** typischer Reiseflug (engl. Cruise), triebwerksspezifisch

Die ersten drei Betriebspunkte (TO, CO und App) sind der Definition des ICAO LTO-Zyklus entnommen (siehe Kapitel 2.3.2 bzw. Anhang E oder [ICAO, 2013a]). Für die vergleichenden Simulationen der unterschiedlichen Kraftstoffe in einem Triebwerk wurde jeweils auf den gleichen Schub iteriert. Die entsprechenden Randbedingungen der Betriebspunkte für die einzelnen Triebwerke sind in Tabelle 4.9 aufgeführt.

| Parameter      | Triebwerk K | Triebwerk M | Triebwerk L |
|----------------|-------------|-------------|-------------|
| Startschub, kN | 111.2       | 300.3       | 332.39      |
| Flughöhe CR, m | 10 668      | 11 277.6    | 11 277.6    |
| Machzahl CR    | 0.78        | 0.82        | 0.85        |
| Schub CR, kN   | 21.06       | 45.8        | 66          |

Tabelle 4.9.: Definition der Betriebspunkte für die betrachteten Triebwerke

Die relative Veränderung des Kraftstoffmassenstroms bezogen auf den Betrieb mit konventionellem Kerosin ist in Abbildung 4.18 auf der nächsten Seite exemplarisch für das Kurzstreckentriebwerk dargestellt.

Es zeigt sich, dass der Kraftstoffmassenstrom durch die Verwendung der alternativen Kraftstoffe um bis zu 0.87 % bzw. bis zu 1.68 % reduziert werden kann. Die Unterschiede zwischen den verschiedenen Betriebspunkten sind maximal 0.04 % bzw. 0.07 % Punkte. Somit zeigt sich eine leichte Abhängigkeit der Kraftstoffmassenstromreduzierung vom aktuellen Betriebspunkt sowie insgesamt eine etwas geringere Einsparung (bis zu 0.25 %) verglichen mit der Änderung des Kraftstoffenergiegehalts von 0.94 % für den SPK50 und 1.83 % für den SPK100. Diese Effekte lassen sich darauf zurückführen, dass sich durch die verringerte Menge an benötigtem Kraftstoff der Abgasmassenstrom reduziert. In der Folge ändert sich die Leistungsabgabe der Turbinen, was in der Synthese zu einem leichten Abfall des Verdichterdruckverhältnisses führt. Damit ändert sich auch die Lage des Betriebspunktes in den Kennfeldern, so dass sowohl der Druck, als auch die Temperatur am Brennkammereintritt (und folglich auch am Turbineneintritt) reduziert wird. Tabelle 4.10 auf der nächsten Seite zeigt diese Effekte am Beispiel des TO Betriebspunktes. Allerdings sei drauf hingewiesen, dass es sich bei diesen Effekten um sehr kleine Größenordnungen handelt. Demnach ist auch die daraus resultierende Effekt auf den Gesamtwirkungsgrad des Kurzstreckentriebwerks im CR Betriebspunkt nach Gleichung 4.1 auf Seite 45 von 32.32 % für den Referenzkraftstoff durch die Verwendung



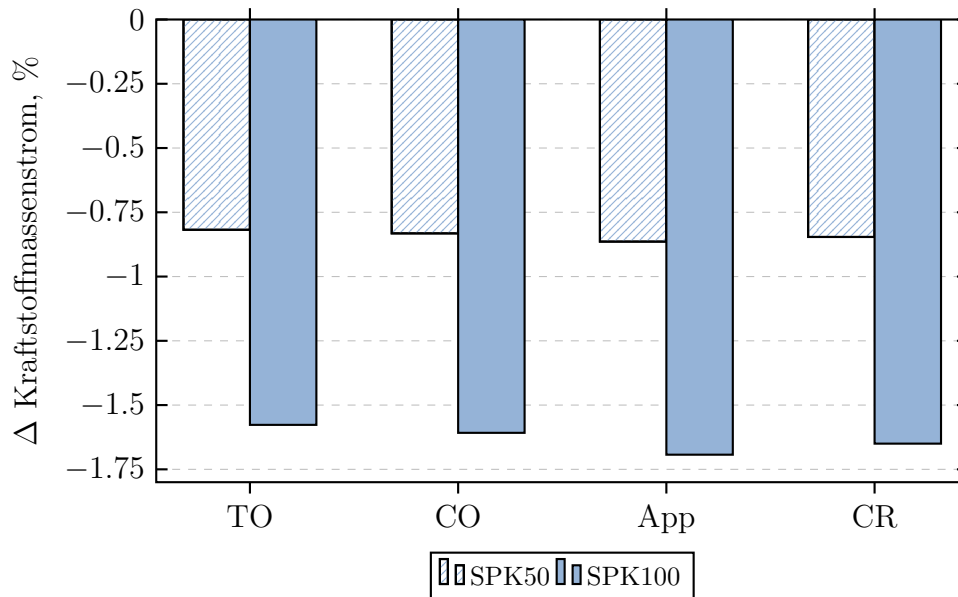


Abbildung 4.18.: Relative Abweichung des Kraftstoffmassenstroms bei unterschiedlichen Betriebspunkten des Kurzstreckentriebwerks K

alternativer Kraftstoffe nur marginal ( $-0.03\%$  bzw.  $-0.05\%$ ). Allerdings ist dieser Effekt von Triebwerk zu Triebwerk unterschiedlich (siehe auch Anhang N).

Der reduzierte Kraftstoffverbrauch wirkt sich zusätzlich zum geringen  $\text{EICO}_2$  positiv auf die direkten  $\text{CO}_2$ -Emissionen von alternativen Kraftstoffen aus. Der Einfluss ist für die jeweiligen Betriebspunkte in Abbildung 4.19 auf der nächsten Seite dargestellt. Die Einsparungen liegen im Bereich von  $1.68\%$  bis  $1.72\%$  bzw.  $3.25\%$  bis  $3.33\%$ .

| Parameter                  | SPK50<br>% relativ zu JetRefA1 | SPK100 |
|----------------------------|--------------------------------|--------|
| Kraftstoffmassenstrom      | -0.832                         | -1.608 |
| Luftmassenstrom            | -0.013                         | -0.025 |
| <b>Turbineneintritt</b>    |                                |        |
| - Temperatur               | -0.024                         | -0.047 |
| - Druck                    | -0.040                         | -0.077 |
| - Massenstrom              | -0.031                         | -0.060 |
| <b>Hochdruckverdichter</b> |                                |        |
| - Korrigierte Drehzahl     | -0.006                         | -0.011 |
| - Isentroper Wirkungsgrad  | -0.001                         | -0.003 |
| - Druckverhältnis          | -0.058                         | -0.112 |
| <b>Hochdruckturbine</b>    |                                |        |
| - Korrigierte Drehzahl     | -0.008                         | -0.015 |
| - Isentroper Wirkungsgrad  | 0.000                          | -0.001 |
| - Druckverhältnis          | -0.025                         | -0.048 |

Tabelle 4.10.: Änderungen interner Triebwerkparameter relativ zu RefJetA1 bei konstantem Schub im TO Betriebspunkt des Triebwerks K

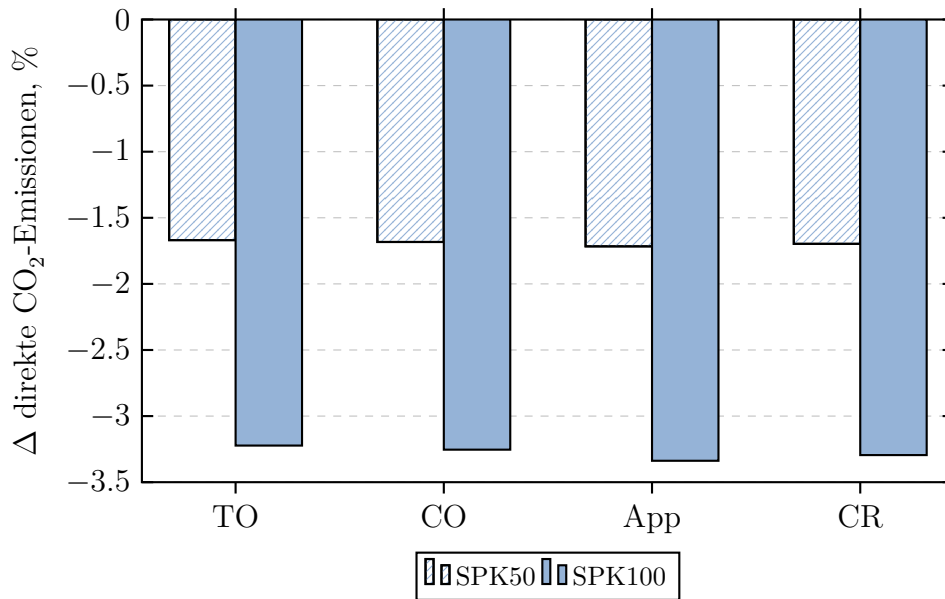


Abbildung 4.19.: Relative Abweichung der direkten CO<sub>2</sub>-Emissionen bei unterschiedlichen Betriebspunkten des Kurzstreckentriebwerks K

Darüber hinaus reduziert der verringerte Kraftstoffverbrauch die Wirkung des höheren EIH<sub>2</sub>O, so dass die tatsächlichen Wasseremissionen entsprechend unterproportional ansteigen (Abbildung 4.20).

Wird das Szenario zur Einsparung der NO<sub>x</sub>-Emissionen betrachtet, so sind Verringerungen der EIs für alle betrachteten Betriebspunkte um bis 9% bzw. absolute Einsparungen von bis zu 10.4% in hohen Lastpunkten möglich (siehe Abbildung 4.21 (a)). Es zeigt sich insbesondere beim App Betriebspunkt die Variation der relativen

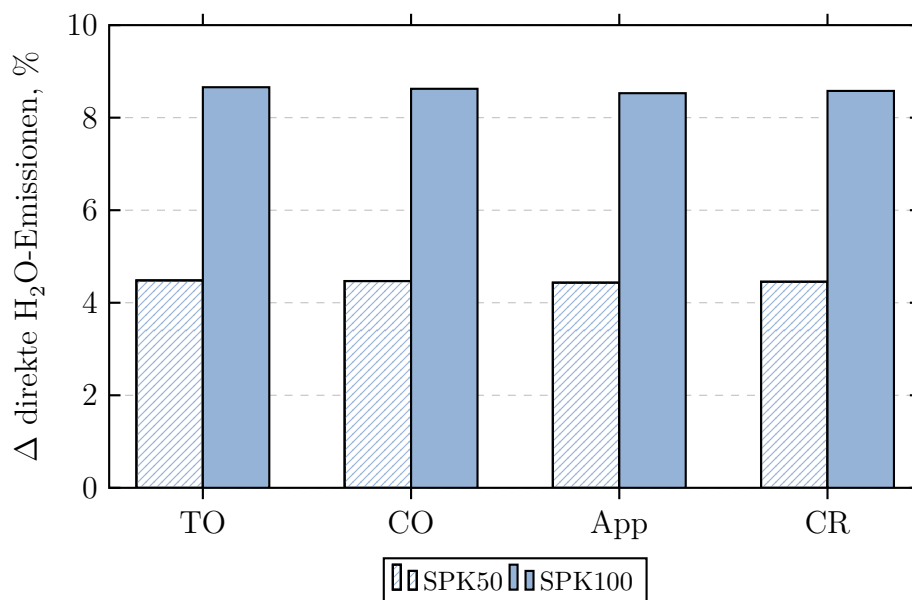


Abbildung 4.20.: Relative Abweichung der direkten H<sub>2</sub>O-Emissionen bei unterschiedlichen Betriebspunkten des Kurzstreckentriebwerks K

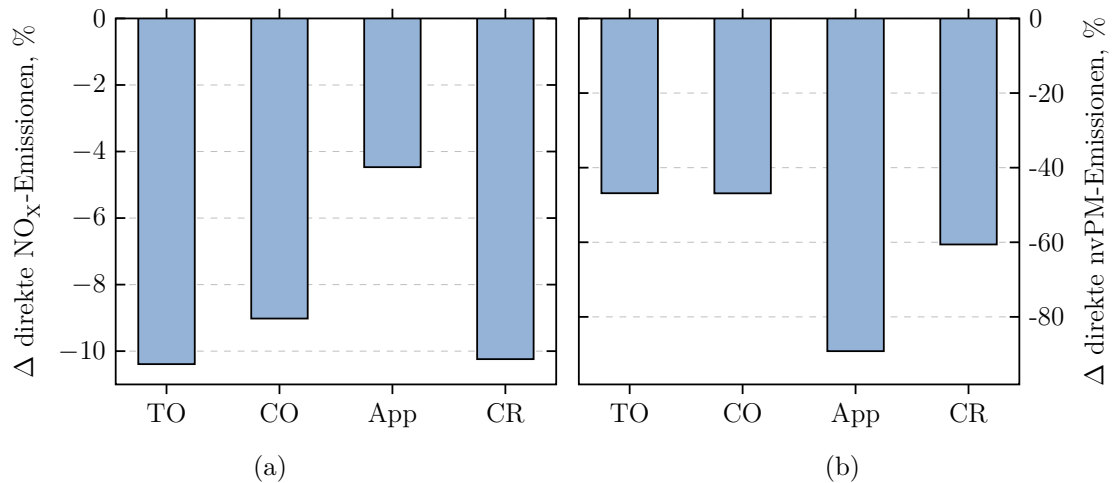


Abbildung 4.21.: Relative Abweichung der direkten NO<sub>x</sub>-Emissionen (a) und der direkten nicht-volatilen Partikelmassen (b) bei unterschiedlichen Betriebspunkten des Kurzstreckentriebwerks K

NO<sub>x</sub>-Emissionen mit dem Lastzustand des Triebwerks. Für das Szenario zur Einsparung der nvPM-Emissionen ergeben sich deutlich größere relative Einsparpotenziale. Zudem zeigt sich analog zu den NO<sub>x</sub>-Emissionen eine starke Abhängigkeit vom gewählten Betriebspunkt (siehe Abbildung 4.21 (b)). Hier liegen im Bodenstand die Reduktionen bei fast 50 %, im Teillast (App) sogar bei bis zu 90 %. Unter Reiseflugbedingungen (CR) liegen die Einsparungen bei etwa 60 % im Vergleich zu konventionellem Kerosin.

Die entsprechenden Analysen zu den einzelnen Betriebspunkten für das Mittel- und Langstreckentriebwerk unterscheiden sich nicht qualitativ von den hier gezeigten Daten des Kurzstreckentriebwerks. Für einzelne Parameter und Betriebspunkte weisen sie jedoch leicht andere Werte auf. Diese sind in Anhang N dargestellt und erläutert.

Auf Basis der modellierten Einflüsse alternativer Kraftstoffe auf das Emissionsverhalten und die Triebwerksperformance, lässt sich auch der Einfluss auf die Bildung von Kondensstreifen abschätzen. Eine entsprechende Betrachtung dieses Aspektes der Klimawirkung ist in Anhang O dargelegt.

Zusammenfassend kann somit von einer Einsparung der direkten CO<sub>2</sub>-Emissionen und potenziell der NO<sub>x</sub>- sowie nvPM-Emissionen im Flug ausgegangen werden. Andererseits ist mit deutlich höheren Emissionen von Wasser zu rechnen.

Darüber hinaus reduziert ein geringerer Kraftstoffverbrauch auch den Kraftstoffbedarf auf einer Flugmission. Somit könnte die gleiche Transportleistung bei reduziertem Abfluggewicht durchgeführt werden. Hierdurch reduziert sich zum einen der Schubbedarf der Triebwerke, woraus eine weitere Reduzierung des Kraftstoffverbrauchs resultiert, und zum anderen reduziert sich der Energiebedarf für die Mission.

Mit den in diesem Kapitel dargelegten Kraftstoff- und Triebwerksmodellen konnte die Emissionsmodellierung mit den ermittelten Emissionsindizes für CO<sub>2</sub> und H<sub>2</sub>O sowie den hergeleiteten literaturbasierten Szenarien für die NO<sub>x</sub> und nvPM-Emissionen abgeschlossen werden. Über die Berücksichtigung der Triebwerksperformance wurden die direkten Einflüsse alternativer Kraftstoffe auf Triebwerksebene quantifiziert. Mit Bezugnahme zu Abbildung 1.3 auf Seite 8 sind damit die hellblau und blau gekennzeichneten Bereiche abschließend behandelt. Um das tatsächliche Potenzial auf einer Flugmission

quantifizieren zu können, werden im Folgenden typische Flugmissionssimulationen durchgeführt.

# 5. Einfluss auf Flugmissionslevel

## 5.1. Flugleistungsrechnung und Modellierung

Auf einer Flugmission wird das Triebwerk bei unterschiedlichen Umgebungsbedingungen und Lastanforderungen betrieben. Daher ist über die punktuelle Betrachtung auf Triebwerksebene in Kapitel 4 eine Flugmissionssimulation notwendig, um die unterschiedlichen Einflüsse auf typischen Strecken im Flugbetrieb zu quantifizieren. Dies ist insbesondere für die betriebspunktabhängigen Emissionsindizes, den kumulierten Kraftstoffverbrauch und somit auch für die anderen Emissionen von Interesse. Zudem ermöglicht eine Betrachtung auf Flugmissionslevel die Berücksichtigung von Schneeballeffekten. Die höhere spezifische Energie der alternativen Kraftstoffe führt durch den daraus resultierenden geringeren Kraftstoffmassenbedarf für eine Flugmission bei gleicher Transportleistung zu einem reduzierten Abfluggewicht (engl. Take-off Weight, TOW) des Flugzeugs. Das Abfluggewicht hat Einfluss auf den Energiebedarf der Flugmission, so dass ein leichteres Flugzeug weniger Kraftstoff auf der gleichen Flugmission benötigt. Diese Schneeballeffekte können den Kraftstoffverbrauch und die Emissionen auf einer Flugmission weiter reduzieren. Im Folgenden werden Flugmissionsstudien durchgeführt, um den Effekt alternativer Kraftstoffe im Flugbetrieb zu quantifizieren.

Für die Untersuchungen auf Flugmissionslevel werden drei Flugzeugmuster modelliert und typische Flugmissionsprofile generiert um einen Kurz-, Mittel- und Langstreckenbetrieb zu simulieren. Hierbei werden die Strecken unter den gleichen definierten Bedingungen mit allen Kraftstoffmodellen betrachtet und die Kraftstoffverbräuche sowie die direkten Emissionen bestimmt. Anschließend erfolgt in einem zweiten Schritt die Übertragung der äquivalenten  $\text{CO}_2$ -Emissionen aus der Lebenszyklusanalyse anhand des ermittelten Energiebedarfs der jeweiligen Mission. Hierfür werden die in Kapitel 4.3 berechneten LCA Gesamtemissionen (WTW) verwendet und für die jeweilige Flugmission die äquivalenten  $\text{CO}_2$ -Emissionen bestimmt.

In der Flugleistungsrechnung werden aus den verschiedenen Flugphasen einer Flugmission die Flugzustände des Flugzeugs abgeleitet und aus dem Kräftegleichgewicht am Flugzeug Anforderungen an das Triebwerksverhalten generiert. Hierfür wird die Trajektorie in verschiedene Segmente untergliedert, welche durch einzelne Betriebspunkte diskretisiert werden. In der vorliegenden Arbeit wird das DLR Programm VarMission verwendet, welches detaillierte Modellierungen von Einzelmissionen ermöglicht (siehe [Schaefer, 2012]). Das Flugzeug wird hierin als Punktmasse betrachtet und die Flugzeugeigenschaften werden in Modellen durch charakteristische Gewichte (Leergewicht, Abfluggewicht, etc.) sowie Widerstandspolaren repräsentiert. Die Anbindung des thermodynamischen Triebwerkverhaltens erfolgt über Tabellen, sogenannte Triebwerksdecks. Hierfür werden über den gesamten Bereich der Flugenveloppe für diskrete Flughöhen-Machzahl-Kombinationen Betriebslinien des Triebwerks berechnet. Es erfolgt eine Simulation von Volllast bis Teillast, wobei die jeweiligen Grenzen durch Vorgabe von Limits (bspw. Drehzahlen, Temperaturen, etc.) in Abhängigkeit von

der Flughöhe definiert werden. Die bestehenden Routinen zur Deckerstellung wurden dahingehend erweitert, dass zunächst eine Betriebslinie bis zur Konvergenzgrenze im Teillast berechnet wird. Anschließend erfolgt die automatisierte Auswahl der Teillastgrenze über zuvor definierte Bedingungen (bspw. Konvergenz, Pumpgrenzabstand, Kennfeldextrapolation, etc.). Somit wird der niedrigste<sup>1</sup> physikalisch plausible Betriebspunkt ausgewählt. Zwischen diesem und dem zuvor ermittelten Volllastpunkt wird die eigentliche Betriebslinie in einer weiteren Rechnung aufgespannt. Hierdurch wurde sowohl das Konvergenzverhalten während der automatisierten Deckerstellung verbessert als auch der mögliche Datenbereich, speziell im Teillast, erweitert. Die einzelnen Betriebslinien werden zunächst separat gespeichert, so dass ggf. im Nachgang noch manuelle Eingriffe für individuelle Bereiche möglich sind, ohne dass das gesamte Deck neu erstellt bzw. die Deckerstellung zwischendurch abgebrochen werden muss. Die jeweiligen Triebwerkszustände der einzelnen Betriebslinien werden schließlich in einem Deck, in den Dimensionen Flughöhe, Machzahl und Schub zusammengeführt und gespeichert.

$$\dot{w}_{fuel}, EINO_X, EInvPM, \dots = f(FL, Ma, F_N) \quad (5.1)$$

Somit können einzelne thermodynamische Parameter des Triebwerks im Deck, entsprechend der Flughöhe und Geschwindigkeit sowie des jeweiligen Schubbedarfs<sup>2</sup> des Flugzeugs auf der Flugmission, interpoliert werden.

Für diese Studie wurden zunächst für jedes Triebwerk und jeden Kraftstoff individuelle Triebwerksdecks mit GTlab-Performance berechnet. Anschließend wurden auf Basis der Leistungsparameter die betriebspunktabhängigen Emissionsindizes  $EINO_X$  und  $EInvPM$ , gemäß der semi-empirischen Emissionskorrelationsmethoden und Szenarien für alternative Kraftstoffe (siehe Kapitel 4), ermittelt und dem jeweiligen Triebwerksdeck hinzugefügt. Das entsprechende Deck wird in VarMission geladen<sup>3</sup> und für die Simulation der Flugmissionen verwendet.

## 5.2. Flugzeugmodelle und Missionsprofile

Die in dieser Arbeit verwendeten generischen Flugzeugmuster für den Kurz- (K), Mittel- (M) und Langstreckenbetrieb (L) sind typischen existierenden Flugzeugen auf den jeweiligen Missionen nachempfunden. Die Kategorisierung orientiert sich hierbei an der europäischen Fluggastrechteverordnung [EU, 2004], worin Flugstrecken in folgende Segmente untergliedert werden:

- 0 km bis 1500 km,
- 1500 km bis 3500 km und
- >3500 km

Die Flugzeugspezifikationen sind an die Eigenschaften des Kurzstreckenflugzeugs Airbus A320 sowie den Großraumflugzeugen Airbus A330 und dem vierstrahligen Airbus A380

<sup>1</sup>Hier im Sinne dimensionsloser Kenngrößen zu verstehen und bezogen auf den Teillast.

<sup>2</sup>Hierbei muss nicht zwingend ein konkreter Schubwert durch das Flugzeug vorgeben werden. Vielmehr ist es auch möglich den maximalen Schub bzw. einen bestimmten Anteil hiervon beim Triebwerksdeck zu erfragen.

<sup>3</sup>Nähere Informationen können [Schaefer, 2012] entnommen werden.

angelehnt. Eine Auswahl charakteristischer Eigenschaften ist in Tabelle 5.1 dargestellt.

| Parameter             | Flugzeug K | Flugzeug M | Flugzeug L  |
|-----------------------|------------|------------|-------------|
| Max. Abfluggewicht, t | 77         | 230        | 560         |
| Leergewicht, t        | 42.4       | 120.6      | 276.8       |
| Nutzlast, t           | 18.4       | 29.3       | 62.5        |
| Passagiere            | 164        | 293        | 525         |
| Reiseflug Machzahl    | 0.78       | 0.82       | 0.85        |
| Reiseflughöhe, hft    | 350        | 370        | 350 bis 390 |

Tabelle 5.1.: Ausgewählte Parameter der Flugzeugmodelle

Die in dieser Arbeit untersuchten generischen Flugmissionen repräsentieren eine Sequenz von aufeinanderfolgenden Flugsegmenten:

- **Taxi:** Rollen zur Startbahn/Parkposition, Triebwerke mit Idle-Schub,
- **Climb:** Steigflug, mit zwei unterschiedlichen Geschwindigkeiten und einer Beschleunigungsphase auf Flugfläche (engl. Flight Level, FL) 100<sup>4</sup>,
- **Cruise:** Reiseflug, konstante Flug-Machzahl bei konstanter Reiseflughöhe (ggf. mit Ausnahme eines Step-Climbs) und
- **Descend:** Sinkflug, konstante Flug-Machzahl oberhalb der Transitionshöhe (engl. Transition Altitude, TA) sowie anschließend konstanter Fluggeschwindigkeit (unterhalb TA) bei einer Verzögerung oberhalb FL 100.

Die Ab- und Anflugsegmente basieren auf den sogenannten modified ATA bzw. low-power low-drag Prozeduren. Es wurden typische Kraftstoffreservemengen angenommen, wobei 5 % des Kraftstoffbedarfs als contingency fuel<sup>5</sup> vorgehalten werden sowie ein entsprechender Kraftstoffbedarf für einen Flug zu einem Ausweichflughafen (Streckenlänge 200 M, Flughöhe 15 000 ft) und für Warteschleifen von 30 min bei geringer Flughöhe (1500 ft).

Die Auswahl der jeweiligen Streckenlängen basiert auf einer statistischen Auswertung von OAG (engl. Official Airline Guide) Flugdaten<sup>6</sup> [OAG, 2010]. Hierbei werden die geflogenen Streckenlängen nach den Flugzeugmustern selektiert und gruppiert (siehe Abbildung 5.1).

Die mittlere Distanz  $\bar{S}_{arithm}$  lässt sich aus den einzelnen Flugstreckenlängen  $S_i$  und der Anzahl der Flüge  $N$  berechnen.

$$\bar{S}_{arithm} = \frac{\sum_{i=1}^N S_i}{N} \quad (5.2)$$

Für die Airbus A320 Familie wurden insgesamt 568 881 Flüge ausgewertet. Aus der Auswertung der Daten ergibt sich eine gemittelte Distanz von ca. 1235 km (siehe Abbildung 5.1 (a)), welche als Großkreisentfernung für die Kurzstreckenmissionslänge in dieser Arbeit ausgewählt wurde.

<sup>4</sup>Angabe in hft, FL 100 ca. 3048 m.

<sup>5</sup>Reserve zur Berücksichtigung unerwarteter Wetteränderungen oder der Flugroute.

<sup>6</sup>Internationale Datenbankverwaltung u.a. für die Luftfahrt.

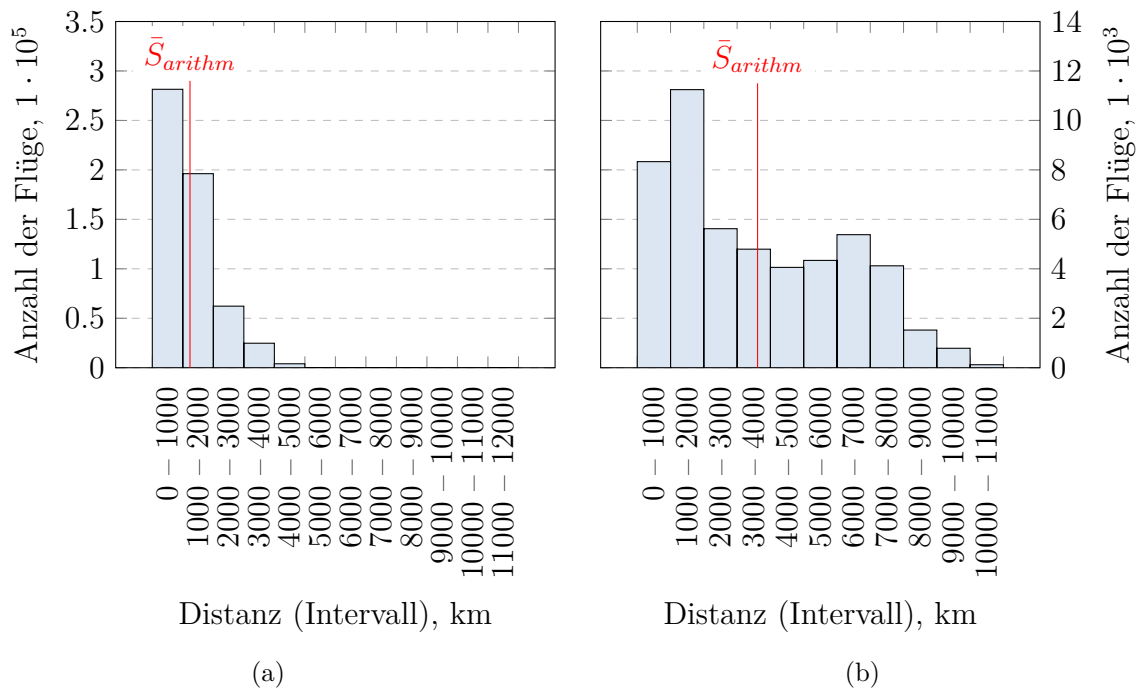


Abbildung 5.1.: Verteilung der Flüge nach Streckenlängen für den A320 (a) und A330 (b) (gemäß OAG Flugdaten)

Die Distanz entspricht bspw. einem Flug von Köln/Bonn (CGN) nach Neapel (NAP). Um den Gegebenheiten des realen Luftverkehrs gerecht zu werden, wird auf die Streckenlängen für die Flugleistungsrechnung ein Faktor zur Berücksichtigung von typischen Umwegen auf Kurzstrecken von 5 % aufgeschlagen. Somit ist die im Flugprofil definierte Streckenlänge etwas größer als die zugrundeliegende Großkreisentfernung. Darüber hinaus wird die Strecke für Flughöhen < 10 000 ft nicht bei der Streckenlängenberechnung berücksichtigt, so dass die tatsächlich simulierte Flugstrecke für die Kurzstrecke ca.

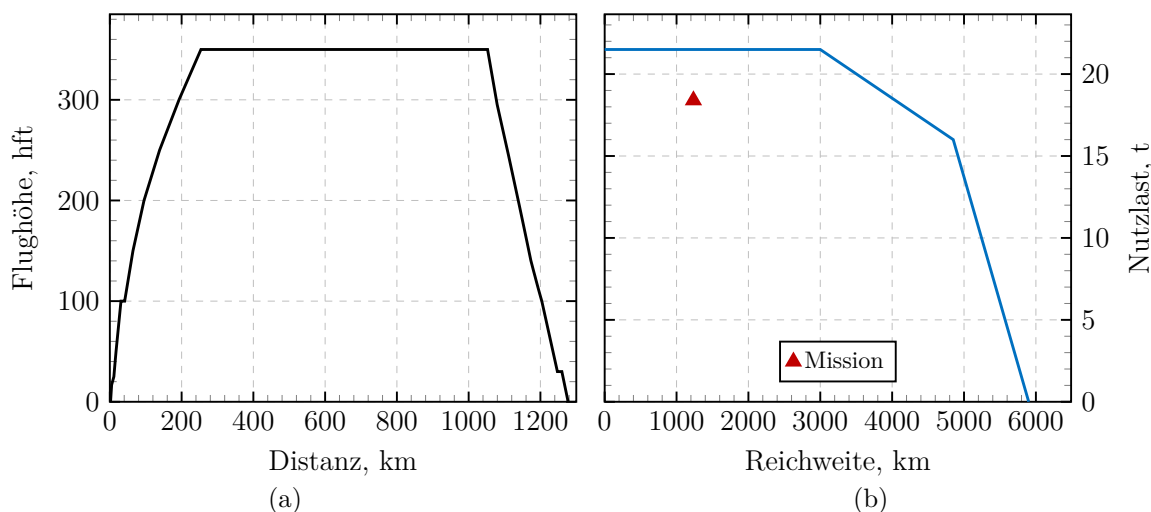


Abbildung 5.2.: Flugmissionsprofil (a) und Nutzlast-Reichweiten-Diagramm (b) der Kurzstreckenmission



1279 km beträgt. Das Flugprofil sowie das zugehörige Nutzlast-Reichweiten-Diagramm sind in Abbildung 5.2 auf der vorherigen Seite dargestellt.

Für die Kurzstrecke wird eine typische Beladung von 168 Passagieren<sup>7</sup> und 1.6 t Fracht angenommen. Für die Auswertung der Airbus A330 Familie wurden 50 324 Flüge berücksichtigt (siehe Abbildung 5.1 (b)). Die berechnete gemittelte Distanz entspricht ca. 3615 km und wurde für die Mittelstreckenmission als Großkreisentfernung übernommen. Diese typische A330 Flugmission könnte bspw. einen Flug von Berlin (TXL) nach Las Palmas (LPA) repräsentieren. Auch hier wird die Flugstrecke < 10 000 ft nicht bei der Streckenlängenberechnung berücksichtigt, auf einen Umwegfaktor allerdings verzichtet, so dass die tatsächlich simulierte Strecke nur geringfügig größer ist (ca. 3656 km). Das Flugprofil sowie das zugehörige Nutzlast-Reichweiten-Diagramm sind in Abbildung 5.3 dargestellt. Auf dieser Flugmission wurden 293 Passagiere<sup>8</sup> und 29.3 t Fracht angenommen.

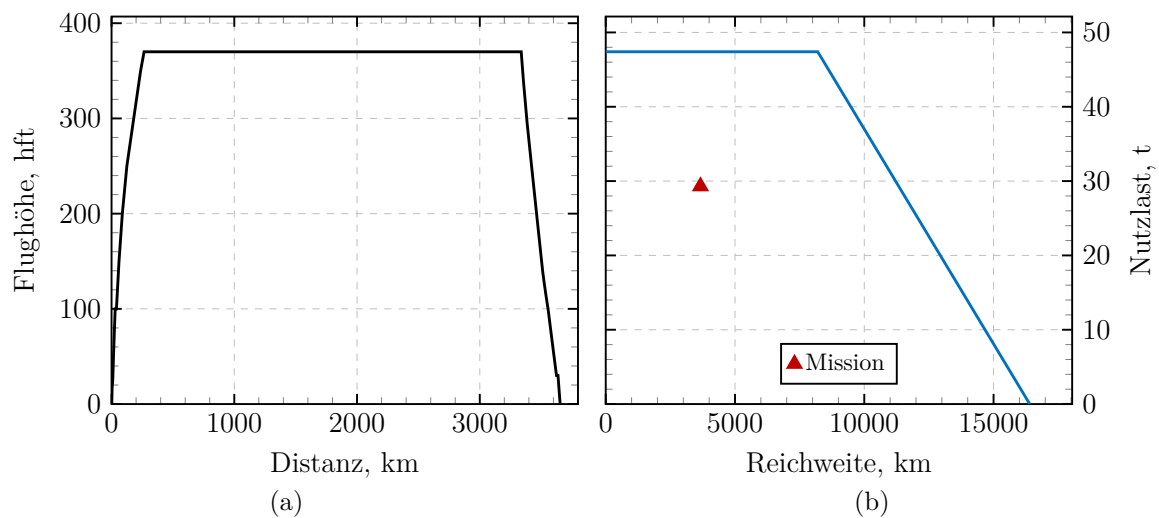


Abbildung 5.3.: Flugmissionsprofil (a) und Nutzlast-Reichweiten-Diagramm (b) der Mittelstreckenmission

Für die Langstreckenmission wurde eine andere Vorgehensweise gewählt. Hier stand die Simulation einer typischen langen Mission im Vordergrund, wie bspw. ein Flug von Frankfurt (FRA) nach Hongkong (HKG) oder San Francisco (SFO). Daher wurde in dieser Arbeit für die Langstreckenmission eine Streckenlänge von etwa 9170 km gewählt. Damit liegt der Wert deutlich über dem Mittelwert einer statistischen Auswertung zum A380 (ca. 7250 km), jedoch in einem Bereich, der ebenfalls eine hohe Anzahl an Flügen aufweist (siehe Anhang P auf Seite 187). Für die Streckenlänge gelten die gleichen Randbedingungen wie auf der Mittelstreckenmission. Das zugehörige Flugprofil und das Nutzlast-Reichweiten-Diagramm sind in Abbildung 5.4 auf der nächsten Seite dargestellt. Es wurden 525 Passagiere<sup>9</sup> und 10 t Nutzlast angenommen.

Bei den hier betrachteten Streckenlängen beeinträchtigen die geringeren Dichten der alternativen Kraftstoffe nicht die Flugmission. Wie den Abbildungen 5.2, 5.3 und 5.4 zu entnehmen, befinden sich die Flüge alle unterhalb des MTOW und liegen im ersten

<sup>7</sup>Typische All-Economy-Bestuhlung, zu je 100 kg inklusive Gepäck.

<sup>8</sup>Typische All-Economy-Bestuhlung, zu je 100 kg inklusive Gepäck.

<sup>9</sup>Typische 3-Klassen-Bestuhlung, zu je 100 kg inklusive Gepäck.

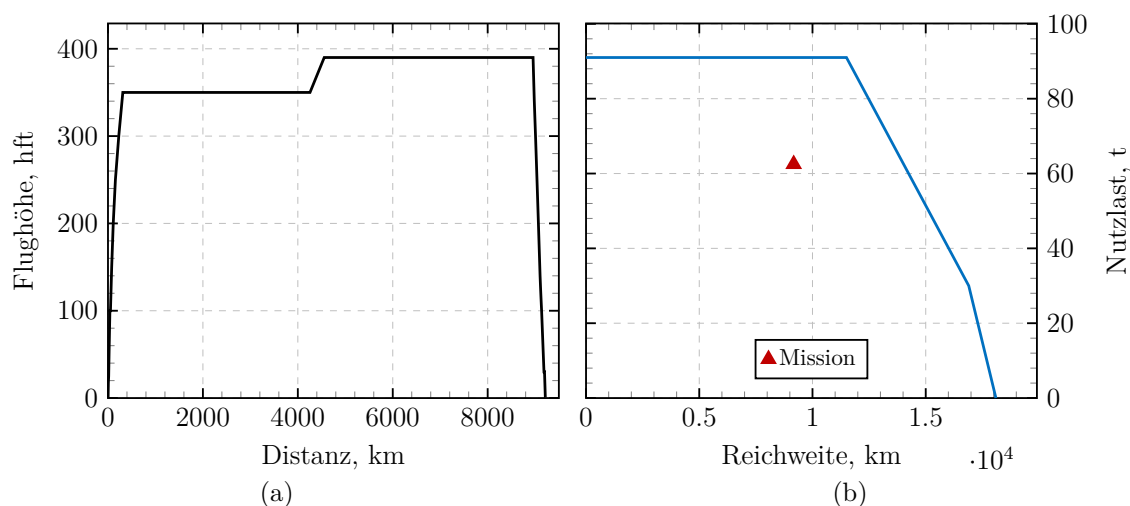


Abbildung 5.4.: Flugmissionsprofil (a) und Nutzlast-Reichweiten-Diagramm (b) der Langstreckenmission

Segment des Nutzlast-Reichweiten-Diagramms. Es ist lediglich von einer möglichen Einschränkung der Reichweite auszugehen, sofern eine Mission unter Ausschöpfung des gesamten Tankvolumens durchgeführt werden soll. Dieser Punkt wird am Ende des zweiten Segments des Nutzlast-Reichweiten-Diagramms erreicht, wenn die Nutzlast zugunsten von zusätzlichem Kraftstoff reduziert wurde. Nach [Isfort et al., 2012] liegen jedoch 99.91 % der Flugbewegungen aus der sogenannten „kontinentalen“ Distanzklasse<sup>10</sup> und 91.23 % der Flugbewegungen aus der sogenannten „interkontinentalen“ Distanzklasse<sup>11</sup> im ersten Segment des Nutzlast-Reichweiten-Diagramms und bleiben somit unterhalb der maximalen Tankkapazität<sup>12</sup>. Demnach ist zu erwarten, dass die reduzierte Dichte alternativer Kraftstoffe im Flottenbetrieb keine signifikanten Auswirkungen nach sich ziehen wird, sondern lediglich auf einzelnen Flugstrecken einer besonderer Berücksichtigung bedarf<sup>13</sup>.

### 5.3. Ergebnisse

Die Flugmissionen wurden jeweils mit dem Referenz- und den beiden alternativen Kraftstoffen simuliert. Um zwischen den Ergebnissen eine Vergleichbarkeit zu gewährleisten, wurde die Transportaufgabe gleich belassen, so dass folgende Parameter konstant gesetzt wurden:

- Trajektorie und Geschwindigkeiten,
- Nutzlast und
- Landegewicht

<sup>10</sup>In der Studie Flugzeuge der Airbus A320 und Boeing B737 Familie.

<sup>11</sup>In der Studie Flugzeuge der Airbus A330, A340 und Boeing B747, B767 und B777 Familie.

<sup>12</sup>Die Auswertung basiert auf statistischen Daten für Juni 2011.

<sup>13</sup>Dies betrifft reinen SPK, der derzeit u.a. aufgrund der zu geringen Dichte nur als Gemisch mit konventionellem Kerosin in der Luftfahrt zugelassen ist.

Abbildung 5.5 zeigt exemplarisch für die Kurzstreckenmission den kumulierten Kraftstoffverbrauch der drei Kraftstoffe über der Distanz und zwecks Orientierung das Missionsprofil. Es ergibt sich aus der Flugmissionsmodellierung für die Kurzstreckenmission

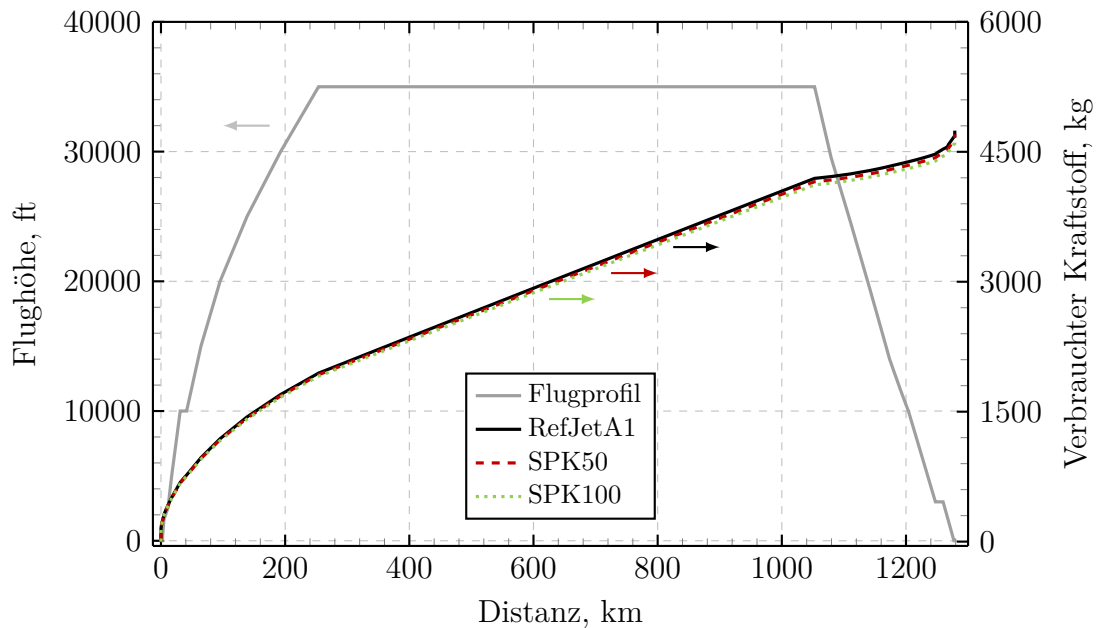


Abbildung 5.5.: Kumulierter Kraftstoffverbrauch und Missionsprofil der Kurzstreckenmission

ein Kraftstoffverbrauch von ca. 4745 kg. Bei der Verwendung des Kraftstoffgemischs SPK50, aus konventionellem und alternativem Kraftstoff, beträgt der Kraftstoffverbrauch ca. 4701 kg, was einer Einsparung von ca. 44 kg entspricht. Eine weitere Reduktion des Kraftstoffbedarfs ergibt sich bei Nutzung des reinen alternativen Kraftstoffs SPK100, so dass lediglich 4659 kg auf dem Kurzstreckenflug verbraucht werden. Dies entspricht einer relativen Reduktion des Kraftstoffverbrauchs gegenüber dem Referenzkraftstoff von ca. 0.93 % für SPK50 bzw. 1.81 % für SPK100. Für die direkten Emissionen wird der entsprechende EI mit dem Kraftstoffverbrauch multipliziert und über die gesamte Flugstrecke kumuliert. Daraus folgt für die direkten  $\text{CO}_2$ -Emissionen für den Referenzkraftstoff ein Ausstoß in Höhe von ca. 14 974 kg. Bei der Verwendung des Gemischs SPK50 aus Kerosin und alternativen Kraftstoff werden auf der Kurzstreckenmission ca. 14 708 kg  $\text{CO}_2$  emittiert, was einer Reduktion um 1.77 % entspricht. Eine weitere Minderung der  $\text{CO}_2$ -Emissionen auf ca. 14 461 kg kann bei der Nutzung des reinen SPK100 Kraftstoff auf der Kurzstreckenmission erzielt werden. Dies entspricht einer Reduktion von ca. 3.43 %. Bei den  $\text{H}_2\text{O}$ -Emissionen zeigt sich durch die Verwendung der alternativen Kraftstoffe eine Zunahme. Während auf der Referenzmission etwa 5878 kg  $\text{H}_2\text{O}$  emittiert werden, steigern sich die Emission für SPK50 um 4.35 % auf ca. 6134 kg. Bei der Nutzung des SPK100 Kraftstoff vergrößert sich die Menge auf ca. 6368 kg, was einem Anstieg von 8.3 % entspricht.

Für die Berechnung der  $\text{NO}_x$ -Emissionen findet die DLR Fuel Flow Methode Anwendung. Hierfür ergeben sich im Referenzfall Emissionen von etwa 68 kg. Mit dem in Kapitel 4 beschriebenen  $\text{NO}_x$  Szenario ergibt sich für den SPK100 Kraftstoff nach der DLR Fuel Flow Methode eine Menge von 62 kg. Dies entspricht einer Reduktion

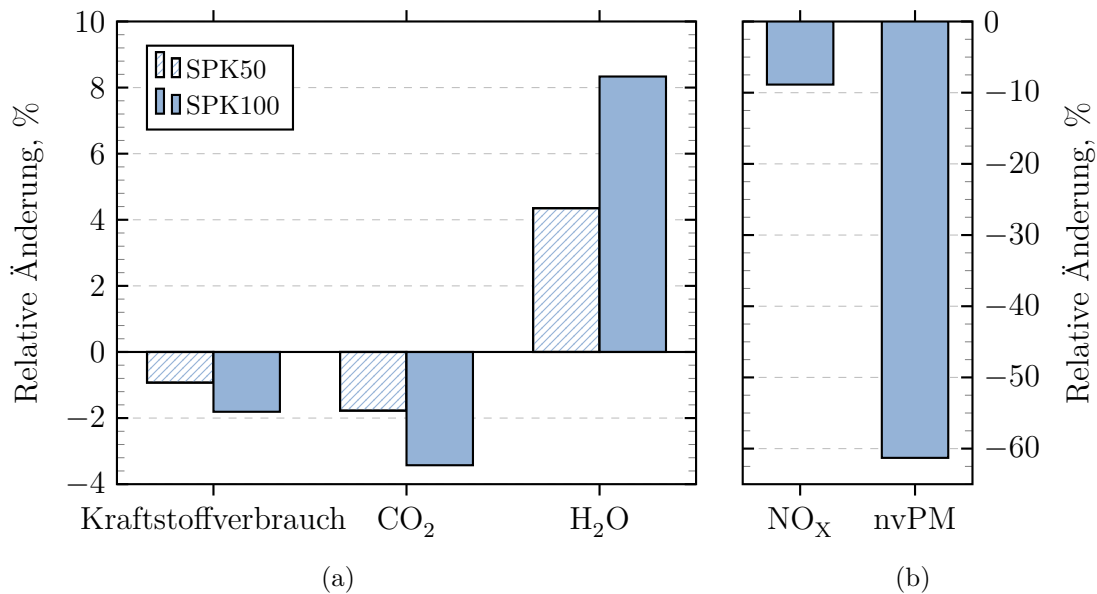


Abbildung 5.6.: Relative Änderung des Kraftstoffmassenstroms, der Kohlendioxid- und Wasseremissionen der beiden Kraftstoffe (a) sowie der Stickoxid- und Partikelemissionen des SPK100 (b) relativ zu RefJetA1 auf der Kurzstrecke

von 8.86 %. Die Partikelemissionen belaufen sich auf ca. 471 g für den Referenzfall und 182 g für den SPK100 Kraftstoff.

Zusammenfassend sind die Ergebnisse in Form der relativen Abweichungen im Vergleich zur Referenzmission mit konventionellem Kerosin in Abbildung 5.6 dargestellt.

Werden die äquivalenten CO<sub>2</sub>-Emissionen alternativer Kraftstoffe betrachtet, so sind größere Reduktionen möglich. Die LCA CO<sub>2äq</sub>-Emissionen für die in dieser Arbeit berücksichtigten Rohstoffe und Herstellungspfade sind in Abbildung 5.7 auf der nächsten Seite für den reinen SPK (SPK100) und das SPK-Gemisch (SPK50) gezeigt. Zur Orientierung sind die Emissionen von Treibhausgasen (THG) für konventionelles Kerosin (Jet A-1) als Linie dargestellt. Es zeigt sich, wie erwartet, dass die THG-Emissionen für die alternativen Kraftstoffe deutlich unterhalb von Kerosin liegen. Die geringsten Emissionen werden hierbei für FT-SPK auf Basis von Waldrestholz (WRH) erzielt, wobei HEFA-SPK auf Basis von Jatropha in der vorliegenden Auswahl am schlechtesten abschneidet. Hier werden die THG-Emissionen des SPK100 im Vergleich zu FT-SPK, WRH um einen Faktor von etwa 4.7 übertroffen.

Für den Betrieb mit SPK50 ergibt sich aus der Darstellung, dass die LCA THG-Emissionen nicht linear mit der Zumischung von Kerosin zunehmen. So zeigt sich, dass sich bspw. für den Fall FT-SPK, WRH der SPK100 und SPK50 um den Faktor 4.8 unterscheiden, während bspw. für HEFA-SPK, CAM der Unterschied ca. Faktor 2 ausmacht. Für HEFA-SPK, JAT hingegen unterscheidet sich das Kraftstoffgemisch vom reinen SPK lediglich um den Faktor 1.4. Dies ist darauf zurückzuführen, dass die Werte für den SPK50 dem Mittelwert aus konventionellem Kerosin und dem SPK100 entsprechen. Aufgrund der unterschiedlichen absoluten Werte der jeweiligen alternativen Kraftstoffe schlägt sich die Beimischung von konventionellem Kerosin mit einem konstanten Wert auch unterschiedlich stark in den Ergebnissen des SPK50 nieder. Dies

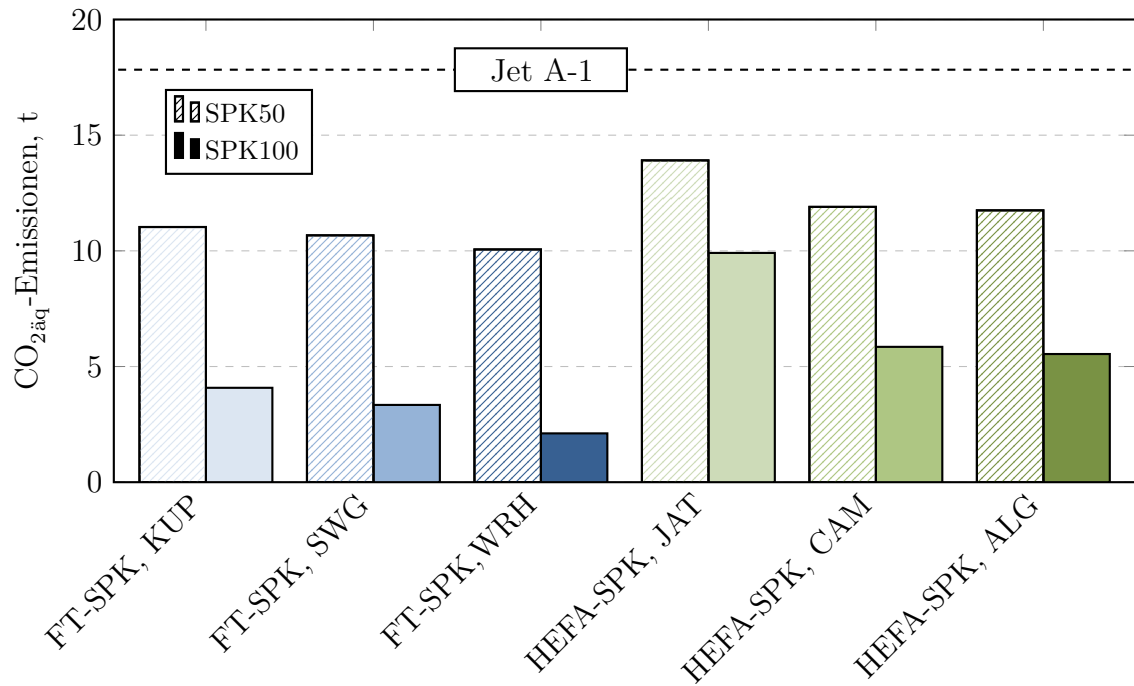


Abbildung 5.7.: Äquivalente CO<sub>2</sub>-Emissionen über den Lebenszyklus für die Kurzstreckenmission

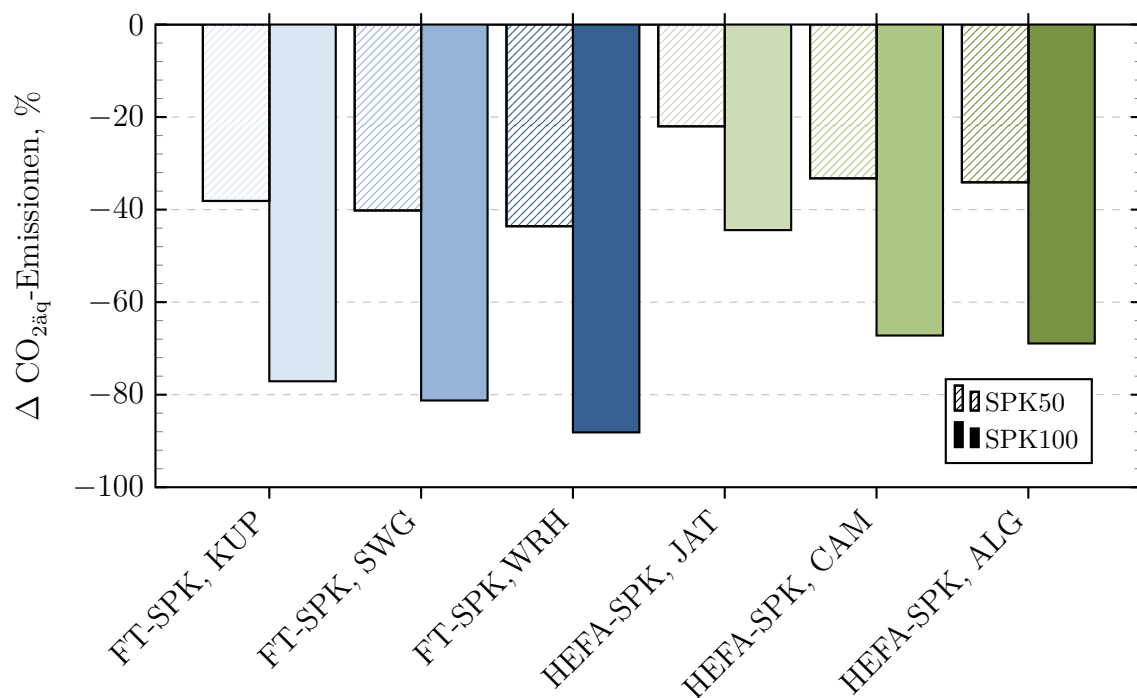


Abbildung 5.8.: Änderung der äquivalenten CO<sub>2</sub>-Emissionen über den Lebenszyklus relativ zu RefJetA1 auf der Kurzstreckenmission

lässt sich offenkundig an den zwei hypothetischen Grenzfällen verdeutlichen: Für einen alternativen Kraftstoff, der gar keine THG-Emissionen verursacht, würde das Gemisch mit konventionellem Kerosin genau die Hälfte der THG-Emissionen von konventionellem Kerosin verursachen. Umgekehrt, für einen alternativen Kraftstoff, der bereits genauso viele THG-Emissionen verursacht wie konventionelles Kerosin, würde eine Beimischung die THG-Bilanz nicht verändern. So werden niedrige THG-Emissionswerte der reinen alternativen Kraftstoffe durch Beimischung von konventionellem Kerosin überproportional groß. Umgekehrt fallen die THG-Emissionen des konventionellen Kerosins bei größeren THG-Emissionswerten der alternativen Kraftstoffe nicht mehr so stark ins Gewicht. Die Einsparpotenziale relativ zu konventionellem Kerosin sind nochmal gesondert in Abbildung 5.8 auf der vorherigen Seite ausgewiesen.

Für die Mittelstrecke ergeben sich Kraftstoffeinsparungen gegenüber dem konventionellen Kerosin von 1.01 % für SPK50 bzw. 1.98 % für SPK100. Entsprechend reduzieren sich die CO<sub>2</sub>-Emissionen um 1.86 % und 3.59 %. Für die NO<sub>x</sub>-Emissionen können Einsparungen von 9.47 % für den SPK100 Kraftstoff erreicht werden. Die Partikelemissionen erreichen eine Reduktion von 62.5 %. Auch die Emissionen der Langstreckenmission zeigen entsprechende Größenordnungen. Bei einem Kraftstoffverbrauch von 152 119 kg für RefJetA1, können Einsparungen in Höhe von 1.13 % bzw. 2.18 % erzielt werden. Zusammenfassend sind die Ergebnisse der Mittel- (Mittel) und Langstrecke (Lang) in Abbildung 5.9 dargestellt.

Die Auswirkungen auf die relativen Einsparpotenziale der LCA THG-Emissionen für alternative Kraftstoffe im Vergleich zu konventionellem Kerosin für die Mittel- und Langstrecke sind in Abbildung 5.10 auf der nächsten Seite zusammengefasst.

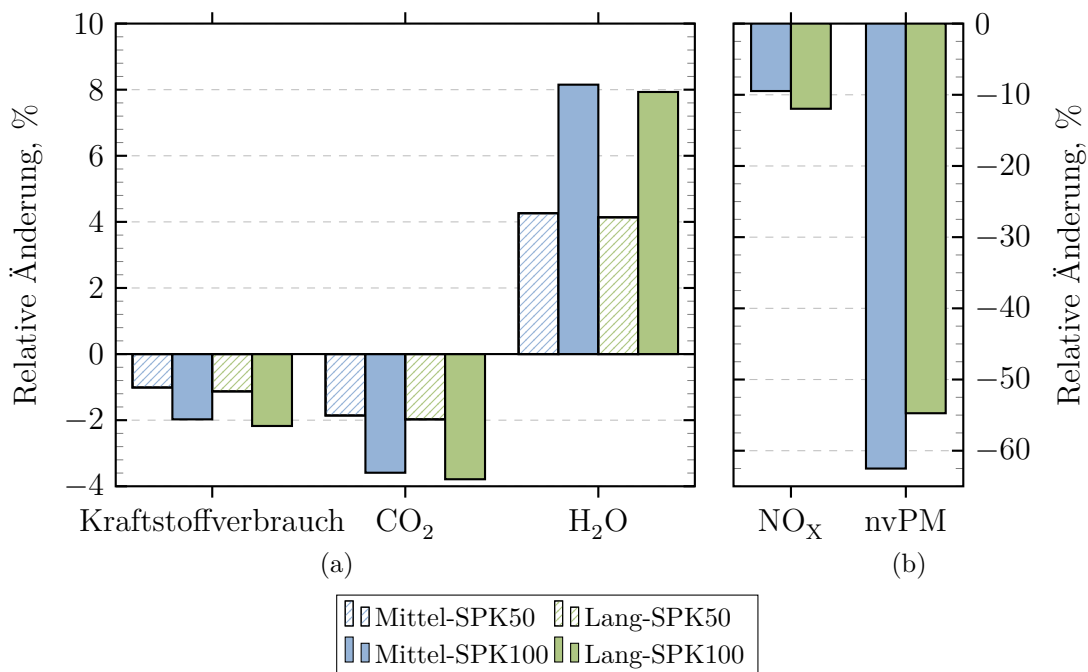


Abbildung 5.9.: Relative Änderung des Kraftstoffmassenstroms, der Kohlendioxid- und Wasseremission (a) sowie der Stickoxid- und Partikelemissionen (b) der beiden Kraftstoffe relativ zu RefJetA1 auf der Mittel- (blau) und Langstreckenmission (grün)

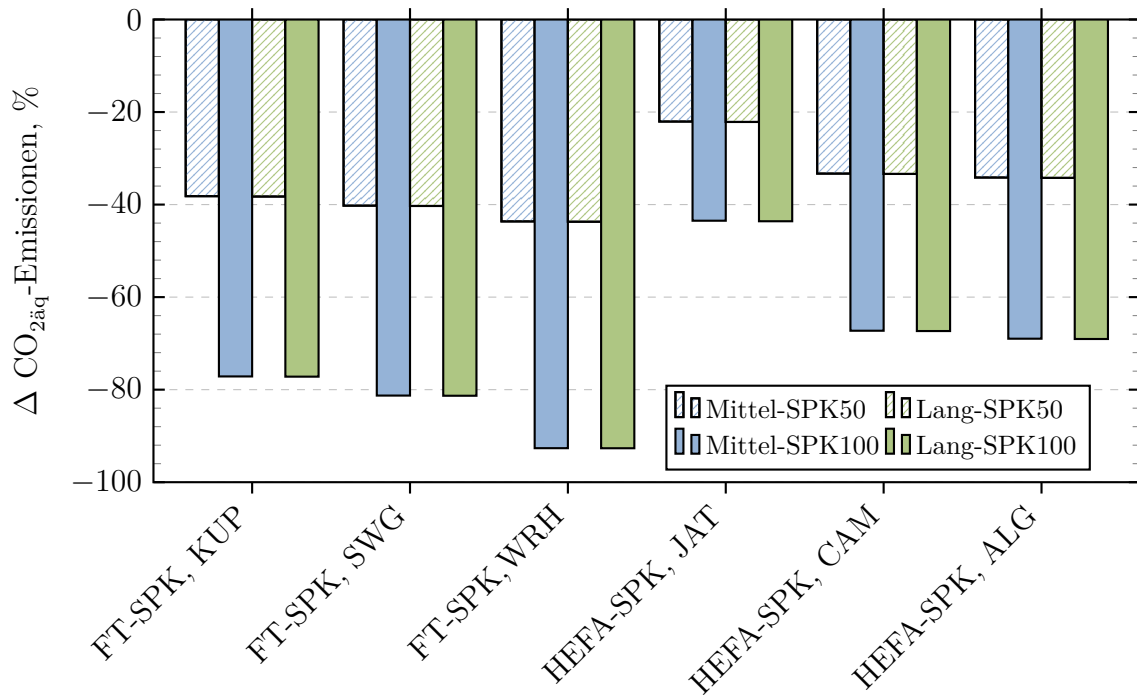


Abbildung 5.10.: Änderung der äquivalenten CO<sub>2</sub>-Emissionen über den Lebenszyklus der beiden Kraftstoffe relativ zu RefJetA1 auf der Mittel- (blau) und Langstreckenmission (grün)

Die Unterschiede im Kraftstoffverbrauch zwischen den einzelnen Kraftstoffen nehmen mit zunehmender Streckenlänge zu. Während auf der Kurzstreckenmission nahezu keine Einsparung der Energiemenge bei Verwendung der alternativen Kraftstoffe ermittelt werden konnte (0.01 bzw. 0.02%), reduziert sich der Energiebedarf auf der Mittelstrecke bereits um 0.10 bzw. 0.18% und beträgt auf der Langstreckenmission etwa 0.21 bzw. 0.39% für den SPK50 und SPK100 Kraftstoff. Dies lässt sich auf das reduzierte Startgewicht und die damit verbundenen Schneeballeffekte zurückführen. Um das Potenzial dieser Schneeballeffekte im Zusammenhang mit dem reduzierten Kraftstoffbedarf genauer quantifizieren zu können, wurde eine Sensitivitätsstudie zum Gewichtseinfluss durchgeführt. Hierzu wurde das TOW durch Anpassung der Nutzlast in mehreren Schritten reduziert.

Das Startgewicht des Flugzeugs setzt sich nach Gleichung 5.3 aus dem Leergewicht des Flugzeugs (engl. Operating Empty Weight, OEW), der Nutzlast (Passagiere inkl. Fracht) sowie dem Kraftstoffbedarf (inkl. Reservekraftstoff) zusammen (siehe hierzu auch Tabelle 5.1 auf Seite 83).

$$TOW = OEW + W_{\text{Payload}} + W_{\text{fuel}} \quad (5.3)$$

Damit ergeben sich für den Referenzfall mit konventionellem Kerosin auf der Kurz-, Mittel- und Langstreckenmission die in Abbildung 5.11 auf der nächsten Seite dargestellten Anteile.

Auf der Kurzstreckenmission liegt der Anteil des Kraftstoffs (inklusive Reserve) am TOW bei ca. 11.0%. Für die Mittelstrecke erhöht sich der Anteil auf ca. 17.1% und erreicht auf der hier betrachteten Langstreckenmission knapp ein Drittel des TOW

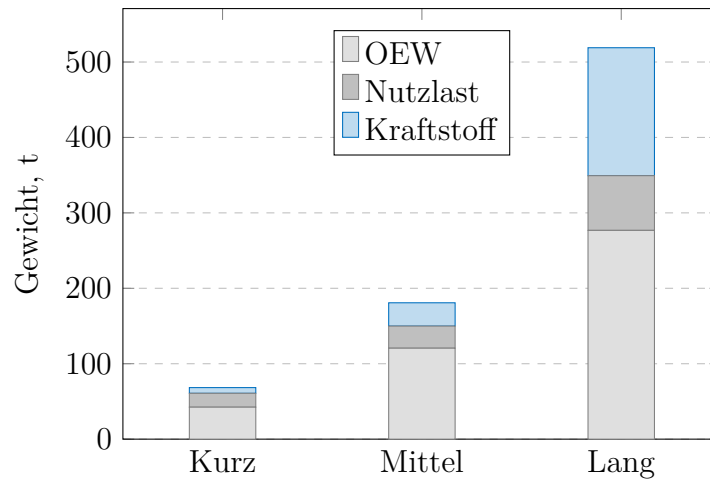


Abbildung 5.11.: Aufteilung des TOW der drei Flugzeugmodelle

(ca. 32.7%). Die Schrittweiten der einzelnen Reduzierungen des TOW orientieren sich am Kraftstoffverbrauch der Referenzmission mit JetRefA1 und geben somit im ersten Schritt die Sensitivitäten einer Kraftstoffeinsparung auf das TOW des Flugzeugs wider. Die Werte sind für alle drei Flugmissions in Abbildung 5.12 gezeigt.

Eine Simulation der Flugmission mit reduziertem TOW wurde exemplarisch anhand der Eckdaten des Referenzkraftstoffs auf der Mittelstreckenmission durchgeführt. Es wurde gemäß den Ergebnissen der Flugmissionsrechnung mit alternativem Kraftstoff mit einer Kraftstoffeinsparung von 1 und 2% gerechnet. Darüber hinaus wurde zur Veranschaulichung auch eine Flugmission mit einer fiktiven Einsparung von 5% des Kraftstoffs simuliert. Die Ergebnisse der Simulationen der Mittelstreckenflugmission mit den reduzierten TOW sind in Tabelle 5.2 auf der nächsten Seite dargestellt. Die hier errechneten Einsparungen decken sich sehr gut mit den zuvor durch die

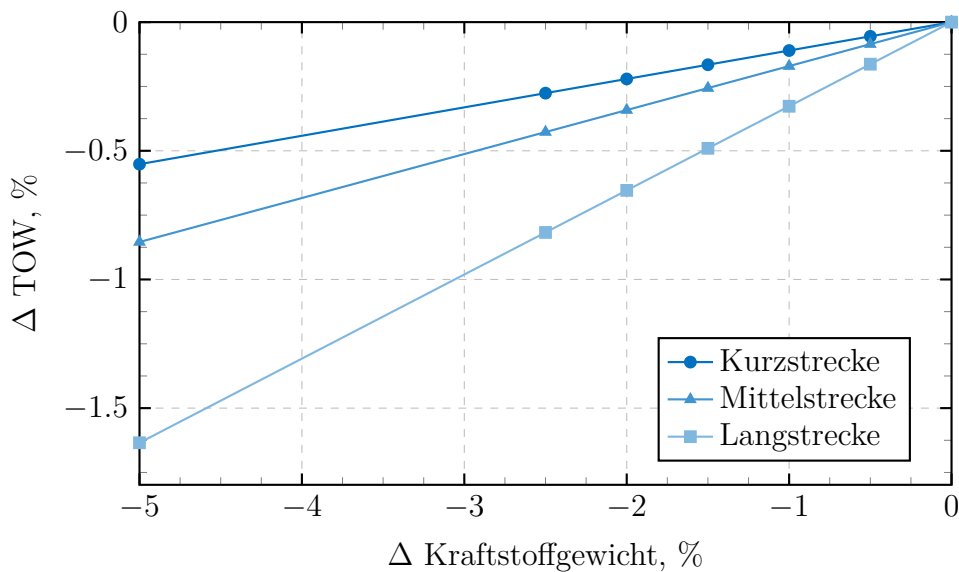


Abbildung 5.12.: Sensitivität des TOW auf Änderungen des Kraftstoffgewichts auf der Kurz-, Mittel- und Langstreckenmission



| <b>Änderung des Kraftstoffgewichts</b> | <b>Änderung des TOW</b> | <b>Änderung des Kraftstoffbedarfs</b> |
|--|-------------------------|---------------------------------------|
| -1.0 %                                 | -0.17 %                 | -0.10 %                               |
| -2.0 %                                 | -0.34 %                 | -0.20 %                               |
| -5.0 %                                 | -0.85 %                 | -0.50 %                               |

Tabelle 5.2.: Einfluss der Änderungen des TOW auf den Kraftstoffbedarf der Mittelstreckenmission

Verwendung alternativer Kraftstoffe resultierenden Reduktionen des Energiebedarfs auf der Mittelstreckenmission.

Die Quantifizierung der Einflüsse alternativer Kraftstoffe auf Flugmissionslevel konnte somit anhand einer Kurz-, Mittel- und Langstreckenmission durchgeführt werden. Mit Bezug zu Abbildung 1.3 auf Seite 8 ist damit der gestrichelt hervorgehobene Bereich abgeschlossen, so dass im folgenden Kapitel die Ergebnisse auf den globalen Luftverkehr übertragen und in Szenarien untersucht werden können.

# 6. Einfluss auf den Luftverkehr

## 6.1. Szenarien der Luftverkehrsnachfrage

Die quantitativen Abschätzungen des Emissionsverhaltens und der Einsparpotenziale im globalen Luftverkehr basieren auf einem Referenzszenario. Hierfür werden zunächst die Annahmen über die zugrunde liegende zukünftige Entwicklung der Luftverkehrsnachfrage dargelegt. Basierend auf einer Transporteffizienz kann dieses Nachfrageszenario in ein Referenzszenario des Kraftstoffbedarfs überführt werden. Anschließend werden diesem Szenario der Luftverkehrsnachfrage anhand von Annahmen zu technologischen Verbesserungen und effizienzsteigernden operationellen Maßnahmen weitere Szenarien zum Energiebedarf hinzugefügt. Die Szenarien zur Einführung alternativer Kraftstoffe werden diesen Technologieszenarien überlagert.

Der internationale Luftverkehr ist in den vergangenen Jahrzehnten deutlich gewachsen. Die Entwicklung am Beispiel der Passagierkilometer (engl. Revenue Passenger Kilometers, RPK) seit den 1950iger Jahre ist Abbildung 6.1 dargestellt.

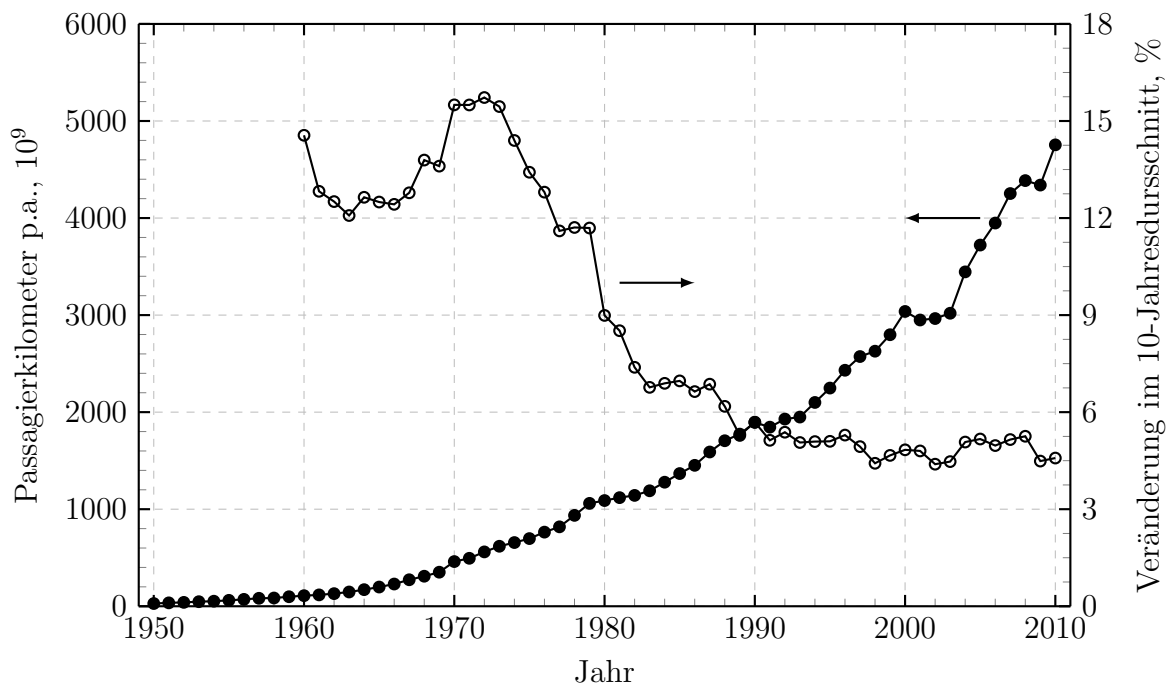


Abbildung 6.1.: Historische Entwicklung der Passagierkilometer nach [ATA, 2013]

Über die zukünftige Entwicklung des globalen Luftverkehrs sind zahlreiche Wachstumsprognosen veröffentlicht (vgl. [Airbus, 2011], [Berghof et al., 2005], [GIACC, 2009], [IPCC, 1999], [Owen et al., 2010], [Rolls-Royce, 2009]). Generell gehen die Prognosen davon aus, dass die Luftverkehrsnachfrage auch in den nächsten Jahrzehnten weiter

ansteigen wird, wenn auch mit etwas schwächeren relativen Wachstumsraten. Abbildung 6.2 zeigt eine Übersicht verschiedener Szenarien zur Luftverkehrsentwicklung anhand der Passagierkilometer (siehe auch Anhang Q). Zur Orientierung sind darüber hinaus auch historische Werte nach [ICAO, 2013-2015] dargestellt.

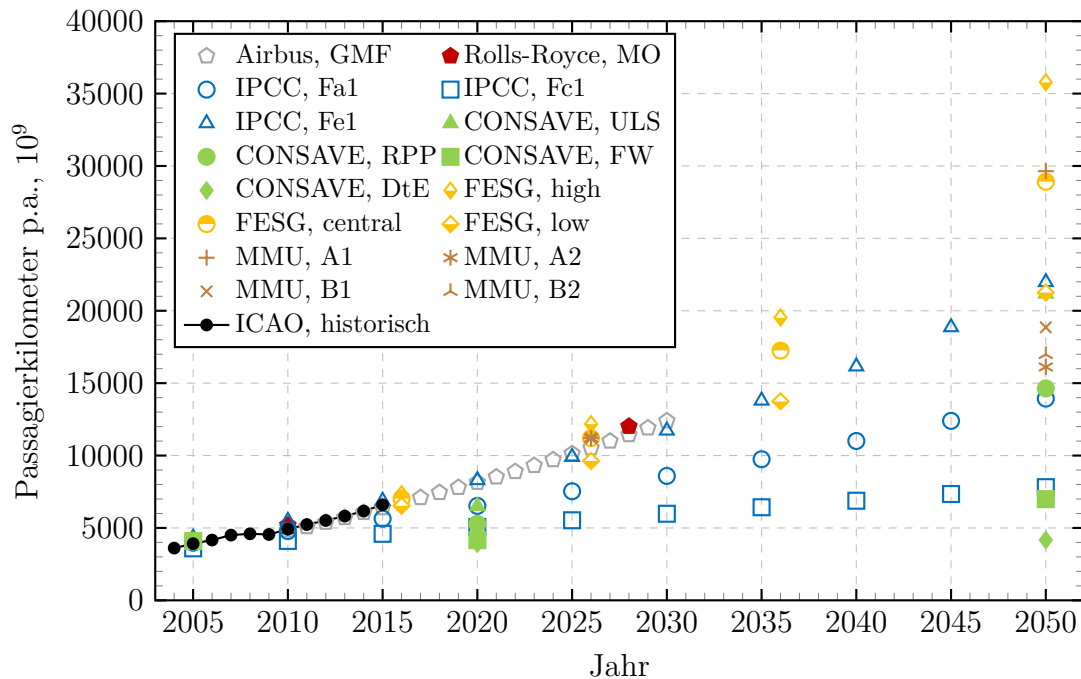


Abbildung 6.2.: Prognostizierte Luftverkehrsentwicklung in Passagierkilometer unterschiedlicher Studien

Es zeigt sich einerseits, dass Luftverkehrsszenarien einer großen Streubreite unterliegen. Bezogen auf das Jahr 2006 reichen die Prognosen von nahezu Nullwachstum (CONSAVE, DtE) bis zu einer Versiebenfachung der Verkehrsnachfrage (FESG, high) bis 2050. Andererseits zeigt der Vergleich mit historischen Daten, dass zumindest kurz- bis mittelfristig davon ausgegangen werden kann, dass sich die Verkehrsnachfrage eher am oberen Rand der dargestellten Szenarien entlang bewegt (ICAO, historisch). Im Wesentlichen basieren die Schätzungen auf Modellen bzw. Annahmen zur Entwicklung der

- Ökonomie,
- Demographie und
- (politischen oder kapazitiven) Rahmenbedingungen.

Die ökonomische Entwicklung als ein Indikator für Wohlstand ist ein Maß für die zum Reisen verfügbaren Ressourcen (Tourismus) und Bedarfe (Geschäftsreisen). Die Bevölkerungsentwicklung ist mittel- bis langfristig für das Nachfragepotenzial entscheidend. Darüber hinaus können jedoch auch Rahmenbedingungen die Entwicklung des Luftverkehrs beeinflussen. Politische (bzw. rechtliche) Vorgaben können die Entwicklung des Luftverkehrs begünstigen oder durch Regularien hemmen. Können Flughafen- oder Luftraumkapazitäten nicht in gleichem Maße ausgebaut oder die Effizienz gesteigert

werden, werden auch kapazitive Limitierungen das Luftverkehrswachstum beeinträchtigen. So sind zusätzlich Kapazitätsbeschränkungen in Bezug auf den Luftraum und die Flughäfen sowie politische Maßnahmen in Form von Emissionsbeschränkungen bspw. in einige Szenarien von CONSAVE 2050 mit eingeflossen [Berghof et al., 2005]. Darüber hinaus spielt auch die technologische Entwicklung eine Rolle, da neue Technologien bspw. zur Reduzierung des Kraftstoffverbrauchs und somit der Kosten führen können, was eine gesteigerte Nachfrage nach sich ziehen kann.

Das Szenario zur Luftverkehrsnachfrage sowie im Weiteren auch zum Einfluss der technologischen Entwicklung und operativer Maßnahmen orientiert sich in dieser Studie an den publizierten Daten der ICAO (nach [ICAO, 2013a] und [ICAO, 2016]). Die Luftverkehrs- und Flottenprognosen basieren auf Simulationen und Analysen der sogenannten Forecasting and Economic Analysis Support Group (FESG) und der Modelling and Databases Group (MDG) im Auftrag des Committee on Aviation Environmental Protection (CAEP) der ICAO. Diese Prognosen werden in einem drei-Jahres-Zyklus weiterentwickelt und aktualisiert. Es handelt sich bei den CAEP-Prognosen um die Ergebnisse eines kollaborativen Prozesses, der entsprechende Experten der Mitgliedsstaaten, der beobachtenden Organisationen (wie bspw. Flugzeug- und Triebwerkshersteller, Flugsicherheitsbehörden, etc.) sowie der ICAO miteinbezieht. Dabei werden die Annahmen, Methoden und weitere Einflussgrößen durch eine Konsensentscheidung zwischen den Interessengruppen vereinbart. Daher findet diese Prognose weitverbreitete Anerkennung.

Die ICAO prognostiziert eine Entwicklung der Luftverkehrsnachfrage für den Fracht- und Passagierverkehr, jeweils separiert für den nationalen und internationalen Luftverkehr, für den Zeithorizont bis 2050. Allerdings liegen die Daten der Modelle nur für die Jahre 2010, 2020 und 2030 sowie mit einer Erweiterung für 2040 vor. Aufgrund der großen Relevanz des Jahres 2050, insbesondere im Hinblick auf umweltpolitische Ziele, wurden die Daten bis ins Jahr 2050 extrapoliert. Es gilt zu beachten, dass diese Prognosen den Schwerpunkt auf langfristige Trends legen und somit kurzfristige Schwankungen bspw. in der Entwicklung des globalen Wirtschaftswachstums oder Preisschwankungen mit Auswirkungen auf den Luftverkehr nicht abgebildet werden können. Um Unsicherheiten in den Annahmen und der Modellierung gerecht zu werden, entwickelt die ICAO drei Szenarien

- High Scenario (Optimistic),
- Most Likely Scenario (Central Forecast) und
- Low Scenario (Pessimistic).

Als einheitliche Bezugsgröße wurden die Passagierkilometer des Szenarios zur Entwicklung des Passagierverkehrs in Tonnen-Kilometer umgerechnet<sup>1</sup>. Hierbei handelt es sich jeweils um die tatsächlich transportierte Nutzlast, so dass als Bezugsgröße die ausgelasteten Passagierkilometer (RPK) bzw. ausgelasteten Tonnenkilometer (engl. Revenue Tonne Kilometers, RTK) gewählt wird<sup>2</sup>. Während sich die Luftverkehrsnachfrage in RTKs im optimistischen Szenario für den Passagier- und Frachtverkehr global im

---

<sup>1</sup>Ein Passagier inkl. Gepäck = 100 kg.

<sup>2</sup>Alternativ kann auch die Angebotsseite in Form von verfügbaren Sitzkilometern (engl. Available Seat Kilometers, ASK) oder verfügbaren Tonnenkilometern (engl. Available Tonne Kilometers, ATK) gewählt werden. Die Bezugsgrößen unterscheiden sich entsprechend durch die Auslastung.

Zeitraum 2010 bis 2050 um den Faktor 7.1 ändert (entspricht einem durchschnittlichen jährlichen Wachstum von ca. 5.02%), steigt die Nachfrage im Central Forecast um 5.7 (ca. 4.46% mittleres jährliches Wachstum) und im Low Szenario lediglich um den Faktor 4.6 (ca. 3.86% mittleres jährliches Wachstum). Vor dem Hintergrund der dargestellten Luftverkehrsprognosen wird im Weiteren auf die Luftverkehrsnachfrage des Most Likely Szenario (Central Forecast) Bezug genommen und deren Daten als Referenzszenario zur Verkehrsnachfrage in dieser Studie verwendet. Die resultierende Luftverkehrsentwicklung für den Passagierverkehr (in RPK) ist in Abbildung 6.3 dargestellt. Aufgrund der zugrundeliegenden Datenbasis zum Passagierverkehr wurden die

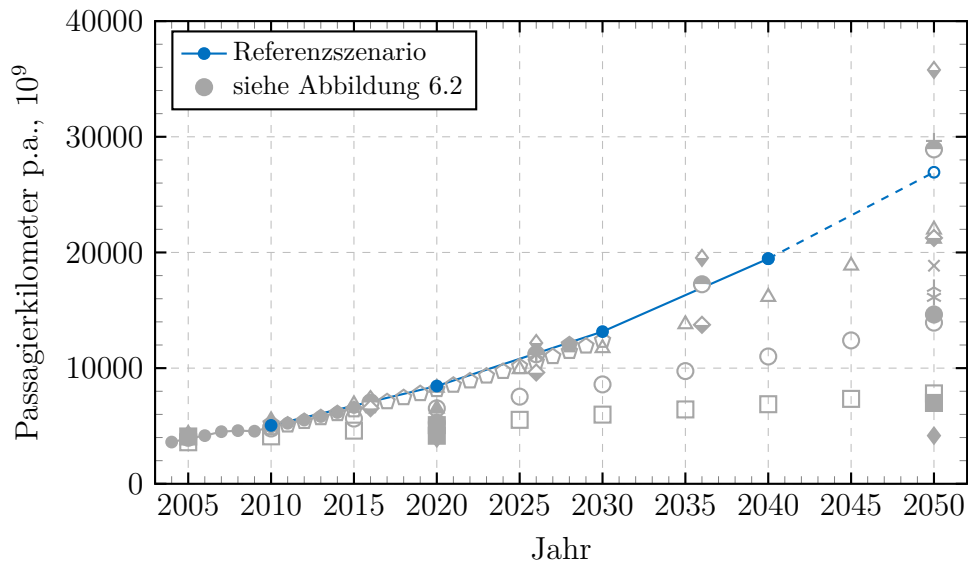


Abbildung 6.3.: Prognostizierte Luftverkehrsentwicklung in RPKs des Referenzszenarios im Vergleich mit Literaturstudien

Daten für 2050 durch eine exponentielle Extrapolation der Wachstumsraten ermittelt (gestrichelte Darstellung). Zur Orientierung sind grau hinterlegt die Szenarien aus Abbildung 6.2 nochmal abgebildet. Das Referenzszenario dieser Studie fügt sich sehr gut in die anderen Studien mit ein und führt den Verlauf der historischen Daten weiter. In dieser Arbeit erfolgt der Übersicht halber keine weitere Betrachtung der beiden anderen Prognosen (High und Low) bei der Umrechnung in einen Kraftstoffverbrauch des Luftverkehrs. Es können im Weiteren jedoch aus der Kombination von Technologie-szenarien und dem Referenzszenario durchaus andere mögliche Verkehrsleistungen fiktiv zugrunde gelegt werden. Wächst der Luftverkehr bspw. in den nächsten Jahren deutlich weniger stark als im Referenzszenario angenommen, so können Technologie-szenarien mit ursprünglich hohen Effizienzerwartungen vor dem Hintergrund eines schwächeren Luftverkehrswachstums als ein weniger optimistisches Szenario deklariert werden. Somit würde der ursprünglich prognostizierte Kraftstoffverbrauch nicht mehr aus dem Referenzszenario der Verkehrsleistung und einer optimistischen technologischen Entwicklung resultieren, sondern vielmehr aus einem schwächeren Wachstum mit einer moderateren technologischen Entwicklung. Auf diese Weise können bei der Analyse der Ergebnisse in gewissen Grenzen durchaus Unsicherheiten in der Luftverkehrsnachfrage abgebildet werden, obwohl diese a priori nicht explizit berücksichtigt werden. Im Folgenden wird das Referenzszenario der Luftverkehrsnachfrage in einen Kraftstoffbedarf

umgerechnet. Die ICAO veröffentlicht zu den entsprechenden Stützstellen des Luftverkehrsnachfrageszenarios auch Daten zum Jahres-Kraftstoffverbrauch<sup>3</sup> [ICAO, 2013a], [ICAO, 2016]. Allerdings wird lediglich der Kraftstoffverbrauch des internationalen Luftverkehrs angegeben, welcher im Jahr 2010 einen Anteil von ca. 65 % am globalen Kraftstoffverbrauch des Luftverkehrs repräsentiert [ICAO, 2016]. In dieser Studie wird der Kraftstoffverbrauch auf den globalen Luftverkehr bezogen; die Daten werden daher entsprechend transformiert. Für das Jahr 2010 ergibt sich somit ein Kraftstoffbedarf von ca. 215 Mt. Für den Verlauf des Kraftstoffbedarfs im Referenzszenario wird eine fiktive, eingefrorene Flugzeugflotte zugrunde gelegt. Unter Vernachlässigung etwaiger Flottenerneuerungen unterliegt dieses hypothetische Szenario einer einfachen Skalierung der Flotte, um die zukünftige Verkehrsnachfrage abzudecken. Somit ist es frei von etwaigen technologischen Entwicklungen und wird im Weiteren als Bezugsgröße für den Vergleich des Einflusses technologischer Maßnahmen und alternativer Kraftstoffe verwendet. Die Transporteffizienz (siehe Kapitel 6.2) wird im Referenzszenario über den gesamten Zeitraum als konstant angenommen. Es entspricht daher dem Verlauf (bzw. den Änderungsraten) nach den zugrunde liegenden Prognosen zur Luftverkehrsnachfrage. Aus den Daten für 2010 berechnet sich eine Transporteffizienz von ca. 304 g/(t km). Dieser Wert fügt sich nahtlos in die veröffentlichten Kraftstoffeffizienzdaten der Prognosen aus dem Jahr 2010 ein (zwischen ca. 317 g/(t km) in 2006 und 299 g/(t km) bis 274 g/(t km) in 2016 im optimistischsten Szenario) [ICAO, 2010] und kann daher als plausibel betrachtet werden. Abbildung 6.4 zeigt den Verlauf des Referenzszenarios für den globalen Luftverkehr in RTKs sowie den sich ergebenden Kraftstoffverbrauch für das zugrunde gelegte Szenario der eingefrorenen Flotte.

Zusammenfassend sind die Daten in Tabelle 6.1 auf der nächsten Seite zusammengetragen und beinhalten die mittleren jährlichen prozentualen Änderungen für die

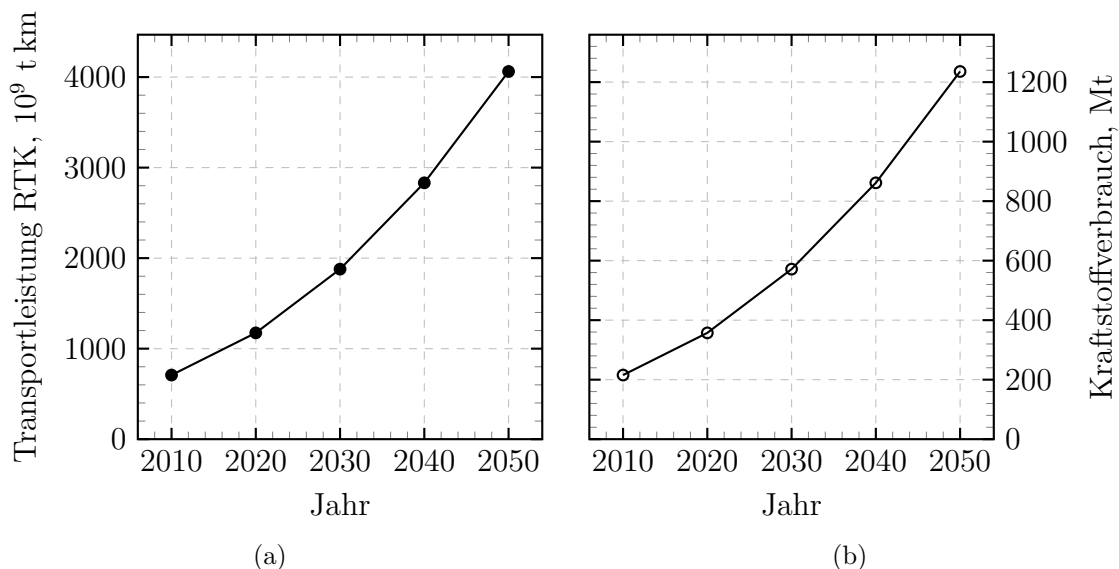


Abbildung 6.4.: Verlauf des Referenzszenarios zur Transportleistung (a) und dem Kraftstoffverbrauch (b) unter Annahme einer konstanten Transporteffizienz

<sup>3</sup>Die Daten liegen in den Quellen nicht in tabellarischer Form vor, so dass diese aus den Diagrammbildern angenähert wurden.

gegebenen Zeiträume. Im nächsten Kapitel werden nun weitere Kraftstoffszenarien definiert, welche den technologischen Fortschritt sowie operationale Maßnahmen berücksichtigen und sich somit von den Wachstumsraten des Referenzszenarios lösen.

| Jahr | Transportleistung,<br>10 <sup>9</sup> t km | Kraftstoffverbrauch,<br>Mt | mittleres Wachstum<br>p.a., % |
|------|--|----------------------------|-------------------------------|
| 2010 | 708.3                                      | 215                        | -                             |
| 2020 | 1174.2                                     | 356.4                      | 5.18 %                        |
| 2030 | 1878.3                                     | 570.2                      | 4.81 %                        |
| 2040 | 2831.8                                     | 859.6                      | 4.19 %                        |
| 2050 | 4062                                       | 1233.0                     | 3.67 %                        |

Tabelle 6.1.: Referenzszenario für Transportleistung und Kraftstoffverbrauch sowie die mittleren jährlichen Wachstumsraten

## 6.2. Technologieentwicklung und Energiebedarf

Ausgehend vom Szenario zur Luftverkehrsnachfrage kann der Energiebedarf des Luftverkehrs über die Entwicklung der Technologie berechnet werden. Eine Möglichkeit zur Berücksichtigung des Einflusses der technologischen Entwicklung auf den Energiebedarf ist die Einführung einer Effizienzkenngroße. Diese definiert das Verhältnis von Energieaufwand zur Transportleistung. Die ICAO beschreibt diesen Zusammenhang über die sogenannte Commercial Aircraft System Fuel Efficiency (CASFE), als Quotient des Kraftstoffverbrauchs  $w_{fuel}$  und des Produkts aus Nutzlast  $W_{Payload}$  und Flugstrecke  $S$

$$CASFE = \frac{w_{fuel}}{W_{Payload} \cdot S} \quad (6.1)$$

Die CASFE lässt sich somit aus dem Kraftstoffverbrauch und den zugehörigen RTKs ermitteln. Für das Referenzszenario (Referenz), ohne Berücksichtigung technologischer Innovationen, gilt  $CASFE = const.$  Die Prognosen der ICAO berücksichtigen, neben einem sogenannten Baseline Szenario (S1), mittlerweile acht weitere Szenarien (S2 bis S9), welche sich aus vier Technologieszenarien in Kombination mit jeweils zwei unterschiedlichen Szenarien<sup>4</sup> zur Entwicklung der operationalen Maßnahmen zusammensetzen [ICAO, 2016]. Während die Annahmen zu den Szenarien S1 bis S5 dem Prognosejahr 2010 entstammen, sind die Szenarien S6 bis S9 in den Folgejahren ergänzend hinzugekommen und an die aktualisierte Datenlage zu den operationalen Entwicklungen angepasst worden. Das Baseline Szenario S1 repräsentiert den Kraftstoffverbrauch ohne Berücksichtigung technologischer oder operationaler Verbesserungen. Allerdings erfolgt hier, im Gegensatz zum Referenzszenario dieser Arbeit, eine Flottenerneuerung basierend auf den bis zum Jahr 2010 verfügbaren Technologien. Für das Baseline Szenario S1 sowie das optimistischste Szenario S9 wurde der Kraftstoffverbrauch aus einer grafischen Abbildung in [ICAO, 2016] entnommen. Jedoch gilt

<sup>4</sup>S2 bis S5 basieren auf den operationalen Verbesserungen der Independent Experts Operational Goals Group nach CAEP/8, S6 bis S9 auf den Empfehlungen derselben Gruppe zu CAEP/9.

wieder die Einschränkung, dass lediglich der internationale Luftverkehr berücksichtigt wurde. Der Anteil des internationalen Luftverkehrs an dem globalen Kraftstoffverbrauch beträgt in 2010 etwa 65 % und nimmt bis zum Jahr 2050 auf ca. 70 % zu [ICAO, 2016]. Um den Kraftstoffanteil des internationalen am globalen Luftverkehr in den Jahren dazwischen abzuschätzen, wird in dieser Arbeit ein Zusammenhang zu der Entwicklung der Transportleistung angenommen. Bis zum Jahr 2040<sup>5</sup> liegt die Verkehrsleistung getrennt für den internationalen und nationalen Luftverkehr vor. Demnach nimmt der internationale Luftverkehr einen Anteil an der Transportleistung von etwa 69.8 % im Jahr 2010 und 73.8 % im Jahr 2040 ein. Werden die Veränderungen des Anteils in den einzelnen Dekaden betrachtet, so sinkt diese von etwa 1.025 für den Zeitraum 2010 bis 2020 auf 1.011 in den Jahren 2030 bis 2040 ab. Eine Extrapolation der Daten mit einem Polynom 2. Ordnung würde für den Zeitraum 2040 bis 2050 eine Veränderung der Wachstumsraten des internationalen Luftverkehrs im Vergleich zum nationalen Luftverkehr von 0.994 ergeben. In dieser Arbeit jedoch wird die Änderung auf 1.0 begrenzt, da davon ausgegangen wird, dass der internationale Luftverkehr auch zukünftig nicht schwächer als der nationale wachsen wird. Im zweiten Schritt werden die Änderungsraten skaliert, so dass diese die Änderung des Kraftstoffanteils von 65 % im Jahr 2010 auf 70 % im Jahr 2050 abbilden können (siehe auch Anhang R). Mit den so ermittelten Änderungsraten wird der Kraftstoffanteil für die Jahre 2020, 2030 und 2040 ermittelt sowie darauf basierend der Kraftstoffverbrauch des globalen Luftverkehrs für die beiden Szenarien S1 und S9. Die entsprechenden Werte sind in Tabelle 6.2 dargestellt.

|                           | 2010   | 2020   | 2030   | 2040   | 2050    |
|---------------------------|--------|--------|--------|--------|---------|
| ICAO S1 international, Mt | 140.06 | 236.35 | 372.81 | 557.67 | 860.97  |
| ICAO S9 international, Mt | 140.06 | 221.42 | 302.78 | 409.37 | 567.46  |
| Anteil int. zu global,-   | 0.65   | 0.67   | 0.69   | 0.70   | 0.70    |
| ICAO S1 global, Mt        | 215.48 | 352.70 | 541.54 | 796.68 | 1229.95 |
| ICAO S9 global, Mt        | 215.48 | 330.41 | 439.81 | 584.82 | 810.65  |

Tabelle 6.2.: Umrechnung des Kraftstoffverbrauchs des S1 und S9 Szenarios vom internationalen auf den globalen Luftverkehr

Um die zukünftige technologische Entwicklung und Verbesserung im Bereich operativer Maßnahmen zu berücksichtigen, werden drei Technologieszenarien (TS1, TS2 und TS3) betrachtet. Diese Szenarien berücksichtigen unterschiedliche Flugzeug- bzw. Triebwerkstechnologien sowie operationale Verbesserungen. Für ein optimistisches technologisches Szenario (TS2), wird das ICAO Szenario S9 herangezogen. Basierend auf den Werten in [ICAO, 2016] und den Skalierungen auf den globalen Luftverkehr stellt dieses Szenario das optimistischste ICAO Szenario dar. Es repräsentiert eine durchschnittliche jährliche Effizienzsteigerung von ca. 1.05 %.

Das moderate Technologieszenario wurde an das ICAO S7 Szenario (Moderate Flugzeugtechnologie und operationale Verbesserungen) angelehnt. Für die neu eingeführte Technologie im ICAO S7 Szenario wird eine jährliche Verbesserung von 0.96 % zugrunde gelegt. Diese Verbesserung ist etwas kleiner als im ICAO Szenario S9 mit 1.50 %. Da

<sup>5</sup>Entspricht dem letzten veröffentlichten Datensatz.



für das ICAO S7 Szenario keine öffentlich zugänglichen Datensätze vorliegen, wird das moderate Technologieszenario in dieser Arbeit aus den ICAO Szenarien S9 und S1 wie folgt abgeleitet:

$$CASFE_{TS1} = (2 \cdot CASFE_{ICAO\ S9} + CASFE_{ICAO\ S1}) \cdot \frac{1}{3} \quad (6.2)$$

Demnach entspricht dieses Szenario (TS1) einer durchschnittlichen jährlichen Steigerung der Transporteffizienz von etwa 0.81 %.

Um den Zielen und Visionen des Flightpath 2050 gerecht zu werden, reichen die zuvor beschriebenen Effizienzsteigerungen jedoch nicht aus. Es werden auf den Kraftstoff bezogen Einsparungen von 75 % für neue Technologie und operationale Maßnahmen im Jahr 2050 relativ zu typischen neuen Flugzeugen in 2000 angestrebt [EC, 2011]. Daher wird über das ICAO Szenario S9 hinausgehend, ein Hochinnovationsszenario (TS3) eingeführt, welches durch eine mittlere jährliche Effizienzsteigerung von 2 % definiert wird. Unter Annahme einer Zeitspanne von ca. zehn bis fünfzehn Jahren für die Erreichung signifikanter Marktanteile neuer Technologien an der globalen Flugzeugflotte würde dieses Szenario die Zielvorgaben des Flightpath 2050 erfüllen können. Die verschiedenen Szenarien (inklusive dem Referenzszenario) sind mit ihren durchschnittlichen jährlichen Kraftstoffzuwachsen und Effizienzsteigerungen in Tabelle 6.3 zusammengefasst. Die hier beschriebenen Werte beschreiben die mittleren jährlichen Veränderungen pro Jahr, bezogen auf das Zeitfenster 2010 bis 2050. Den Szenarien wird jedoch keine gleichbleibende relative Änderungsrate über den gesamten Zeitraum zugrunde gelegt. Vielmehr nimmt die relative Effizienzverbesserung über die Dekaden

| Szenario | Kurzbeschreibung   | Mittlerer Kraftstoffzuwachs p.a. | Mittlere Effizienzsteigerung p.a. |
|----------|--|----------------------------------|-----------------------------------|
| Referenz | Eingefrorene Flotte: Skalierung mit Luftverkehrswachstum               | 4.46 %                           | 0 %                               |
| TS1      | Moderate Flugzeugtechnologie und operationale Maßnahmen (vgl. ICAO S7) | 3.79 %                           | -0.65 %                           |
| TS2      | Optimistische Flugzeugtechnologie und operationale Maßnahmen (ICAO S9) | 3.37 %                           | -1.05 %                           |
| TS3      | Hoch Innovation: 2 % Effizienzsteigerung p.a. (vgl. FlightPath 2050)   | 2.37 %                           | -2.0 %                            |

Tabelle 6.3.: Szenarien zur Technologieentwicklung und der Referenz

ab. Diese Entwicklung kann über die Transporteffizienz CASFE repräsentiert werden. Für die einzelnen Technologieszenarien sowie die Referenz sind die zugehörigen Entwicklungen der CASFE über der Zeit in Abbildung 6.5 dargestellt. Den Szenarien TS1 und

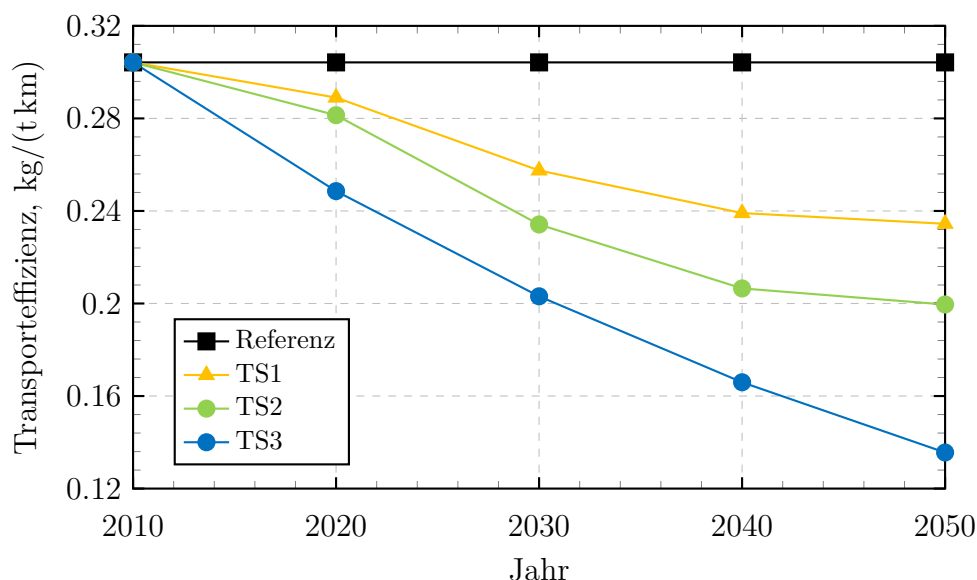


Abbildung 6.5.: Entwicklung der Transporteffizienz in den einzelnen Technologieszenarien sowie der Referenz

TS2 zugrunde liegenden Prognosen der ICAO (S7 und S9) sehen für den Zeitraum 2010 bis 2020 eine etwas schwächere Steigerung der Transporteffizienz vor im Vergleich zum Zeitraum 2020 bis 2040. Die Gründe dafür liegen in den erwarteten Verbesserungen im Bereich operativer Maßnahmen, welche bis zum Jahr 2020 etwas konservativer angenommen werden.

Zur Bewertung und Einordnung der gewählten Technologieszenarien werden die dokumentierten historischen Effizienzsteigerungen von großen Luftfahrtgesellschaften analysiert. Im Rahmen dieser Arbeit wurden daher sechs internationale Airlines<sup>6</sup> ausgewählt, welche entsprechende Informationen und Daten hierzu veröffentlichen. Zusammengenommen betreiben die Airlines eine Flotte von ca. 4700 Flugzeugen und flogen etwa 1730 Mrd.RPK im Jahr 2012, was einem Anteil von ca. 20 % am weltweiten Luftverkehr entspricht [United Continental Holding, 2008-2013], [Delta Air Lines, 2008-2013], [American Airlines, 2004-2013], [Lufthansa, 2013a], [Lufthansa, 2013b], [Air France KLM, 2013] und [Southwest, 2013]. Daher kann die Auswahl als relevant betrachtet werden.

Im Zeitraum von 2003 bis 2012 hat sich die durchschnittliche Kraftstoffeffizienz im Passagierverkehr der einzelnen ausgewählten Airlines im Bereich von 0.7 % bis 3.1 % pro transportierten Passagierkilometer pro Jahr verbessert. Der lineare Trend über alle durchschnittlichen Kraftstoffeffizienzänderungen ergibt etwa 1.6 % jährlich (siehe Abbildung 6.6 auf der nächsten Seite).

Die teilweise beachtlichen Effizienzsteigerungen der Airlines lassen sich auf Erneuerungen alter Flugzeuge sowie den Flottenzuwachs mit neueren, effizienteren Flugzeugen zu-

<sup>6</sup>United Airlines (USA), Delta Airlines (USA), American Airlines (USA), Lufthansa (Deutschland), Southwest (USA), Air France KLM (Frankreich).

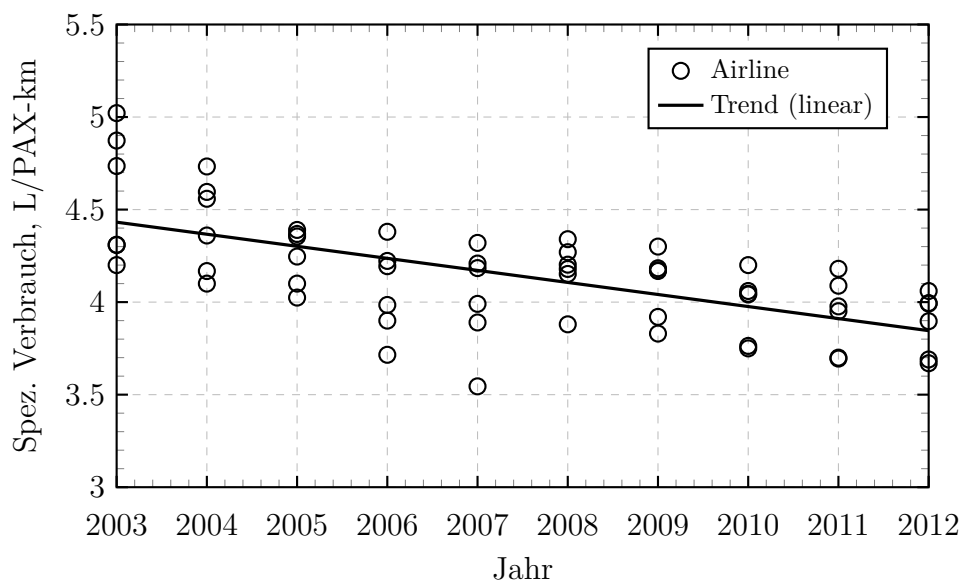


Abbildung 6.6.: Historische Entwicklung der Kraftstoffeffizienz ausgewählter Airlines

rückführen. Darüber hinaus wurden teilweise die Sitzkapazität erhöht und operationale Verbesserungen im Bereich der Auslastung durch fortschrittliche IT-Buchungssysteme erzielt. Allerdings kann der Trend einer zunehmenden Sitzauslastung nicht einfach linear in die Zukunft fortgeführt werden, da eine Auslastung von 100 % nicht überschritten werden kann. Darüber hinaus sind die Berechnungen zur Kraftstoffeffizienz nicht einheitlich. Die Berechnungen zum spezifischen Kraftstoffverbrauch der Airlines unterliegen gewissen Freiheitsgraden, so dass unterschiedliche Methoden Anwendung finden, was die Vergleichbarkeit sowohl bzgl. des zeitlichen Rahmens als auch zwischen den Airlines erschwert. Vor diesem Hintergrund werden die Trends der Technologie-

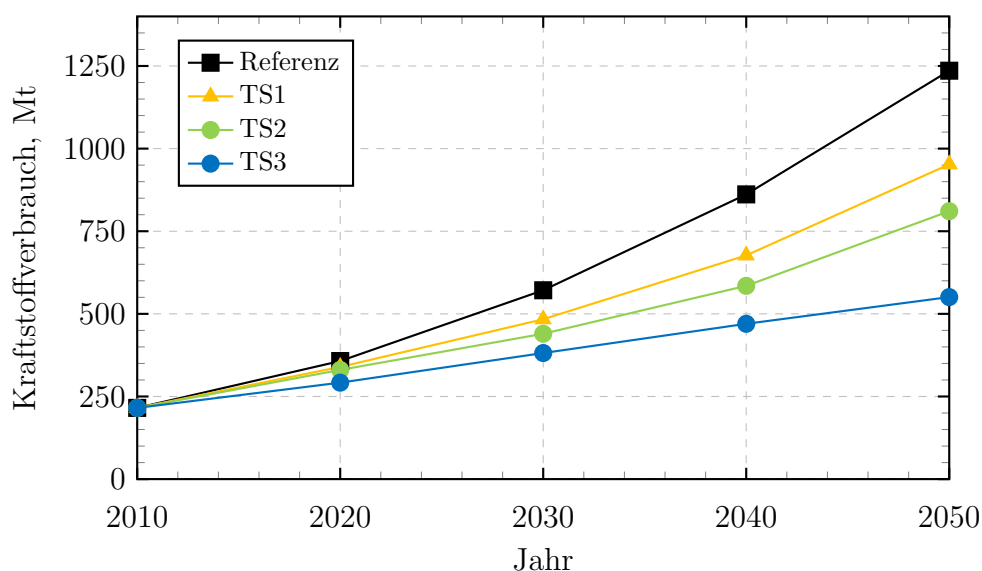


Abbildung 6.7.: Entwicklung des Kraftstoffverbrauchs des globalen Luftverkehrs in den einzelnen Technologieszenarien sowie der Referenz

szenarien TS1 und TS2 als erreichbar angesehen, wohingegen das Szenario TS3 als ambitioniert betrachtet werden kann und erhebliche Investitionen in Forschung und Beschaffung energieeffizienter Flugzeuge erfordert.

Vom heutigen Standpunkt aus scheint eine zukünftige Entwicklung mittelfristig zwischen dem Szenario TS2 und TS3 als wahrscheinlich. Die zu den Szenarien gehörenden Kraftstoffverbräuche sind in Abbildung 6.7 auf der vorherigen Seite gezeigt. Zur Orientierung wird auch das Referenzszenario dargestellt. Während im Referenzszenario (Referenz) der Kraftstoffverbrauch um den Faktor 5.7 bis zum Jahr 2050 ansteigt, führen die Technologieszenarien zu einem Anstieg des Kraftstoffverbrauchs im gleichen Zeitraum um den Faktor 3.8 (TS3) bis 4.4 (TS1). Hier zeigt sich bereits die enge Verknüpfung der Technologieentwicklung mit der Nutzung alternativer Kraftstoffe. Vor dem Hintergrund einer begrenzten Verfügbarkeit von Biomasse bzw. Produktionskapazitäten, ermöglichen bessere technologische Entwicklungen einen höheren Anteil alternativer Kraftstoffe am Luftverkehr, da sich hierdurch die benötigte Kraftstoffmenge reduziert.

Die Referenz sowie die Technologieszenarien sind jeweils an den Stützstellen 2010, 2020, 2030, 2040 und 2050 definiert. Um den Verlauf auch in den Zwischenjahren darstellen zu können, werden im Weiteren die Szenarien durch eine Ausgleichsfunktion abgeschätzt. Da alle Stützstellen von der Funktion erfasst und etwaige Überschwinger vermieden werden sollen, wird der Verlauf zwischen den Stützstellen durch einen AKIMA-Spline repräsentiert. Details hierzu können dem Anhang S entnommen werden.

### 6.3. Szenarien zur Einführung alternativer Flugturbinenkraftstoffe

Die Verfügbarkeit alternativer Kraftstoffe kann nicht zuverlässig vorhergesagt werden. Das Potenzial von nachhaltigen Rohstoffen für die Kraftstoffproduktion ist sehr unsicher. Zudem fehlen ausreichende Produktionskapazitäten, verlässliche politische Rahmenbedingungen und (damit einhergehend) ökonomische Sicherheit. Die Entwicklung von Ölpreis und Umweltabgaben, bspw. für CO<sub>2</sub>-Zertifikate, sowie das Potenzial zur Kostenoptimierung in der Prozesskette zur Herstellung alternativer Kraftstoffe sind entscheidend für die wirtschaftliche Attraktivität alternativer Kraftstoffe. Darüber hinaus sind aber auch entsprechende Vorlaufzeiten für Planung, Bau und Inbetriebnahme von Großanlagen zu berücksichtigen. Unterschreiten jedoch alternative Kraftstoffe die Gesamtkosten<sup>7</sup> für konventionelles Kerosin und stellt das Biomassepotenzial keine Limitierung dar, so steht einer vollständigen Substitution konventionellen Kerosins in der Luftfahrt nichts im Wege<sup>8</sup>.

Eine Analyse verschiedener Szenarien und Zielvorgaben aus der Literatur und Luftfahrtindustrie zur Nutzung und Verfügbarkeit alternativer Kraftstoffe zeigt, wie unterschiedlich die Prognosen ausfallen. Ein Überblick ist in Abbildung 6.8 dargestellt. Demnach reichen die Prognosen für den Anteil alternativer Kraftstoffe im Jahr 2050

---

<sup>7</sup>Hier bezogen auf die tatsächlichen Kosten inklusiver positiver Effekte aufgrund von Einsparungen für etwaige Umweltabgaben oder Steuern.

<sup>8</sup>Unter der Voraussetzung, dass die Zumischungsbeschränkung durch technische Maßnahmen zukünftig entfällt.

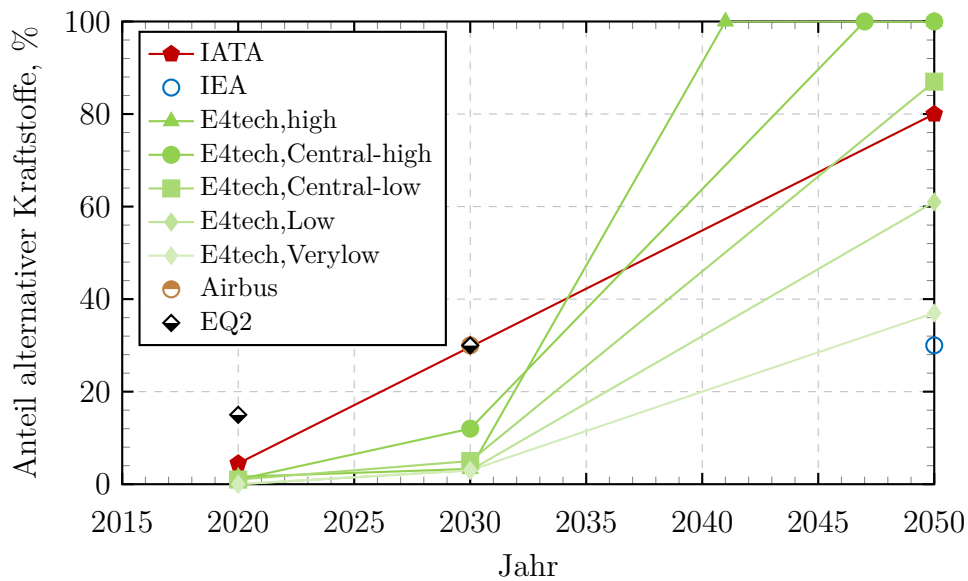


Abbildung 6.8.: Ziele und Projektionen zum Anteil alternativer Kraftstoffe im Luftverkehr

von 30 % bis 100 %.

Der Verein aireg<sup>9</sup> gibt das Ziel einer nationalen Quote für alternative Kraftstoffe für den Luftverkehr in Deutschland von 10 % bis 2025 vor [Aigner et al., 2012]. Der Flightpath plant für Europa eine Menge von 2 Mio. t alternativer Kraftstoffe im Luftverkehr bis 2020 [Maniatis et al., 2011].

Daher wird in dieser Arbeit eine zweistufige Szenarienbetrachtung vorgenommen:

- Abstrakte Szenarien mit unterschiedlichen Anteilen und Eigenschaften und
- zwei konkrete Szenarien zur Einführung alternativer Kraftstoffe.

Im Folgenden werden die beiden Szenarienbetrachtungen näher beschrieben.

### 6.3.1. Abstrakte Szenarien

Zunächst werden vier Durchdringungsszenarien alternativer Kraftstoffe im Luftverkehr betrachtet. Die jeweiligen Anteile am globalen Kraftstoffverbrauch sind in Abbildung 6.9 auf der nächsten Seite visuell aufbereitet. Diese Szenarien sind als abstrakt zu verstehen, da sie ohne konkreten zeitlichen Bezug dem gesamten Zeitraum von 2010 bis 2050 in Form von Isolinien zugrunde gelegt werden.

Werden diese Szenarien bzgl. des Anteils alternativer Kraftstoffe den Technologieszenarien überlagert, ergeben sich die jeweils erforderlichen Mengen alternativer Kraftstoffe. Hierfür wird zunächst der globale Kraftstoffverbrauch aus dem jeweiligen Technologieszenario  $w_{fuel,ref}$  aufgeteilt in den Anteil konventionellen Kerosins  $w_{fuel,RefJetA1}$  und den Anteil alternativer Kraftstoffe  $w_{fuel,SPK100}$ . Neben dem Anteil aus dem Durchdringungsszenario  $f_{fuelshare}$  ist hierfür bereits die Reduktion des Kraftstoffbedarfs aufgrund der besseren Kraftstoffeffizienz (höhere spezifische Energie)  $f_{fuelburn}$

<sup>9</sup>Aviation Initiative for Renewable Energy in Germany

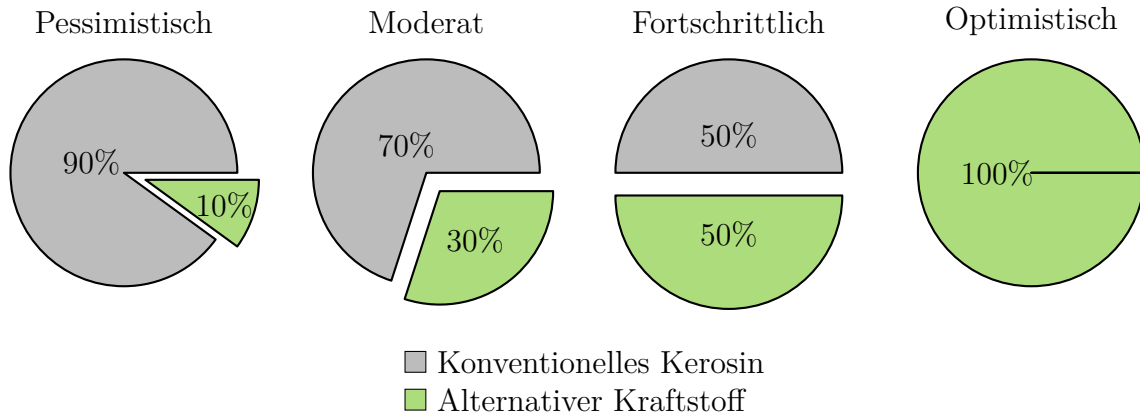


Abbildung 6.9.: Durchdringungsszenarien alternativer Kraftstoffe im globalen Luftverkehr

alternativer Kraftstoffe zu berücksichtigen. Der Faktor  $f_{fuelshare}$  nimmt entsprechend den Szenarien Werte von 10 % bis 100 % an. Aus den in Kapitel 5 gewonnen Erkenntnissen wird für den SPK100 Kraftstoff eine Reduktion des Kraftstoffverbrauchs von ca. 2 % angenommen. Somit ergibt sich die Menge konventionellen Kerosins gemäß Gleichung 6.3.

$$f_{fuelshare} < 1 : w_{fuel,RefJetA1} = \frac{w_{fuel,ref}}{1 + \frac{f_{fuelshare}}{(1-f_{fuelshare}) \cdot (1-f_{fuelburn})}} \quad (6.3)$$

$$f_{fuelshare} = 1 : w_{fuel,RefJetA1} = 0$$

Die Menge alternativer Kraftstoffe ergibt sich aus der Menge des konventionellen Kerosins und dem Anteil alternativer Kraftstoffe des Durchdringungsszenarios bzw. für den Fall vollständiger Substitution ( $f_{fuelshare} = 1$ ) direkt aus der Kraftstoffmenge des Technologieszenarios und der verbesserten Kraftstoffeffizienz:

$$f_{fuelshare} < 1 : w_{fuel,SPK100} = w_{fuel,RefJetA1} \cdot \frac{f_{fuelshare}}{(1 - f_{fuelshare})} \quad (6.4)$$

$$f_{fuelshare} = 1 : w_{fuel,SPK100} = w_{fuel,ref} \cdot (1 - f_{fuelburn})$$

Der gesamte Kraftstoffverbrauch im jeweiligen Szenario resultiert aus der Summe der beiden Anteile:

$$w_{fuel} = w_{fuel,RefJetA1} + w_{fuel,SPK100} \quad (6.5)$$

Die Emissionen ergeben sich aus Multiplikation der jeweiligen Emissionsindizes für konventionelles Kerosin und alternativen Kraftstoff mit den entsprechenden Kraftstoffanteilen. Die resultierenden erforderlichen Kraftstoffmengen für die alternativen Kraftstoffszenarios sind für alle Technologieszenarios in Abbildung 6.10 dargestellt.

Aus der Darstellung ist ersichtlich, dass die Realisierbarkeit von hohen Anteilen alternativer Kraftstoffe stark durch das zugrundeliegende Technologieszenario beeinflusst ist. Für das Szenario Fortschrittlich, d.h. 50 % alternative Kraftstoffe, sind beispielsweise in 2050 im besten Technologieszenario (TS3) nur etwas mehr als die Hälfte der Kraftstoffmenge (273 Mt) notwendig im Vergleich zum TS1 (471 Mt). Es zeigt sich auch, dass im Jahr 2050 die Kraftstoffmenge für das Fortschrittlich Szenario der Verfügbarkeit alternativer Kraftstoffe im Technologieszenario TS3 mit der Menge des Moderat

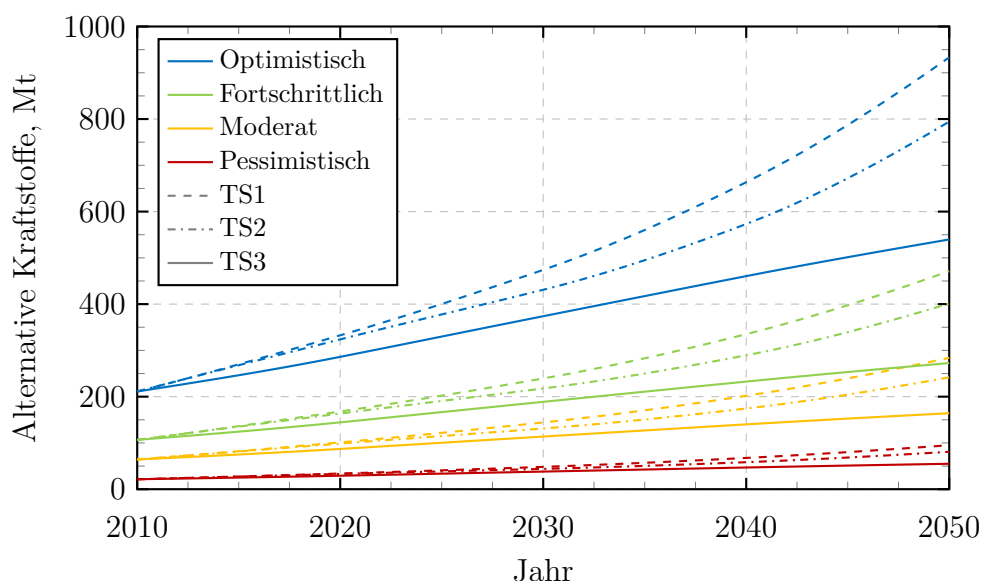


Abbildung 6.10.: Erforderliche absolute Menge alternativer Kraftstoffe in den jeweiligen Technologieszenarien

Szenarios im Technologieszenario TS1 nahezu zusammenfällt. Insgesamt decken diese generischen Szenarien zur Verfügbarkeit alternativer Kraftstoffe in Kombination mit den Technologieszenarien den gesamten Bereich von ca. 55 Mt bis 930 Mt im Jahr 2050 ab.

Über die Szenarien zur Verfügbarkeit alternativer Kraftstoffe hinaus sind für die Betrachtung der Emissionen auch die Einsparpotenziale über den Lebenszyklus von Bedeutung. Hierfür werden in den generischen Szenarien drei unterschiedliche Potenziale bezogen auf die  $\text{CO}_{2\text{äq}}$ -Emissionen betrachtet. Das Szenario LOW mit einer Einsparung von 50 % der  $\text{CO}_{2\text{äq}}$ -Emissionen über dem Lebenszyklus repräsentiert die niedrigsten Einsparungen. Dem MID Szenario werden Einsparung von 70 % und dem HIGH Szenario von 90 % der äquivalenten  $\text{CO}_2$ -Emissionen über dem Lebenszyklus zugrunde gelegt. Damit wird die Bandbreite der in Kapitel 4.3.3 dargelegten Einsparpotenziale verschiedener alternativer Kraftstoffe über den Lebenszyklus der Kraftstoffe repräsentiert. So könnte bspw. das LOW Szenario einem HEFA-SPK aus Jatropha entsprechen, das MID Szenario einem HEFA-SPK auf Basis von Camelina oder Algen und das HIGH Szenario einem FT-SPK aus Waldrestholz (siehe Abbildung 4.10 auf Seite 68). Darüber hinaus liegen die gewählten Reduktionspotenziale in dem durch die EERL festgeschriebenen (Mindest-)Einsparungen an THG von 50 % ab 2017 bzw. 60 % ab 2018 (vgl. [EU, 2009]).

| Kraftstoffverbrauch | Direkte $\text{CO}_2$ -Emissionen | Reduktionspotenzial Lebenszyklus $\text{CO}_{2\text{äq}}$ |         |         |
|---------------------|-----------------------------------|---|---------|---------|
|                     |                                   | LOW   | MID     | HIGH    |
| -2.0 %              | -4.0 %                            | -50.0 %   | -70.0 % | -90.0 % |

Tabelle 6.4.: Einfluss alternativer Kraftstoffe auf den Kraftstoffverbrauch und die Emissionen relativ zu konventionellem Kerosin

Die direkten CO<sub>2</sub>-Emissionen basieren auf den in Kapitel 4 ermittelten Emissionsindizes zusammen mit den möglichen Einsparungen im Kraftstoffverbrauch (siehe Kapitel 5), so dass sich eine Reduzierung von 4 % für SPK100 ergibt. Zusammenfassend sind die Annahmen in Tabelle 6.4 auf der vorherigen Seite aufgeführt.

### 6.3.2. Verfügbarkeit alternativer Flugturbinenkraftstoffe

Grundsätzlich ist unklar, welches Biomassepotenzial zukünftig für die Energieerzeugung zur Verfügung stehen wird. Es lassen sich jedoch anhand von historischen Daten und Annahmen zur zukünftigen Entwicklung der Rahmenbedingungen (bspw. Markt, Klima, Bevölkerung, etc.) Abschätzungen vornehmen. Im Jahr 2014 lag die weltweite Bereitstellung von Primärenergie bei etwa 573.55 EJ, mit einem Anteil von Biomasse inklusive Abfälle von ca. 10.3 % (59.1 EJ) [IEA, 2016]. Zum Vergleich betrug der Anteil von Rohöl im Jahr 2016 ca. 31.3 % (179.5 EJ). In den letzten Jahren ist die durch Biomasse und Abfälle bereitgestellte Primärenergie, mit Ausnahme der Jahre 2004 und 2007<sup>10</sup>, stetig gewachsen. Im Zeitraum 2004 bis 2014 lag die Steigerung im Durchschnitt (1.9 % p.a.) zwar über der von Rohöl (1.2 % p.a.), blieb jedoch hinter dem Wachstum der gesamten Primärenergiebereitstellung (2.2 % p.a.) zurück, so dass der Anteil durchgängig im Bereich zwischen 9.8 % bis 10.6 % schwankt. Ab dem Jahr 2009 hingegen legt der Bereich Biomasse und Abfälle überproportional zu, während die Bereitstellung durch Rohöl zwar weiter steigt, der Anteil jedoch zurück geht [IEA, 2006-2016]. Die Verfügbarkeit von alternativen Kraftstoffen ist unter anderem gekoppelt an die ökonomischen Rahmenbedingungen und wird insbesondere durch zwei Entwicklungen beeinflusst:

1. Verfügbarkeit der Rohstoffe
2. Produktionskapazitäten

Wird davon ausgegangen, dass die Produktionskapazitäten für alternative Kraftstoffe kurz- bis mittelfristig (10 bis 20 Jahre) der begrenzende Faktor sein werden, können langfristig<sup>11</sup> jedoch die Verfügbarkeit der Rohstoffe die Bereitstellung limitieren. Daher wird im Folgenden näher auf diese beiden Aspekte eingegangen.

#### Produktionskapazitäten

Neben dem Biomassepotenzial ist ein weiterer zentraler Aspekt die Verfügbarkeit von entsprechenden Produktionskapazitäten. Für die Herstellung von alternativen Kraftstoffen müssen ausreichend Investitionen in die benötigten Prozessanlagen erfolgen. Dies dürfte, zumindest in der Anfangszeit, der kritische Faktor für die Verbreitung alternativer Kraftstoffe sein. Die Datenlage in der Literatur ist hierzu jedoch deutlich eingeschränkt. [E4tech, 2014] präsentiert eine Abschätzung über die im Jahr 2030 mögliche produzierte Menge an alternativen Kraftstoffen für Großbritannien und den weltweiten Luftverkehr. Hierfür wurde unter anderem eine Bestandsaufnahme und Potenzialanalyse zu den Produktionskapazitäten durchgeführt. Derzeit beträgt die verfügbare Produktionskapazität an alternativen Flugturbinenkraftstoffen in kommerziellen HEFA-Anlagen etwa 0.4 Mt. Zwar existieren bereits zahlreiche große kommerzielle

---

<sup>10</sup>Änderung im Jahr 2004 von -2.45 % und 2007 von -0.59 %.

<sup>11</sup>Bspw. nach einem ökonomischen Durchbruch alternativer Kraftstoffe.



FT-Anlagen, jedoch basieren diese hauptsächlich auf fossilen Rohstoffen, so dass für nachhaltigen Flugturbinenkraftstoff die Anlagenkapazität für den FT-Prozess nur bei ca. 0.03 Mt liegt. Hierbei wurde jeweils ein Anteil von 20 % Flugturbinenkraftstoff an der Gesamtkapazität der Anlagen zugrunde gelegt<sup>12</sup>. Darüber hinaus wurden die zukünftigen bzw. geplanten Anlagenkapazitäten mit einem Faktor zur Berücksichtigung der Wahrscheinlichkeit zur Realisierung belegt, in Abhängigkeit von dem derzeitigen Status des jeweiligen Projektes<sup>13</sup>. Für das Jahr 2020 wird demnach eine Produktionskapazität von insgesamt 1.3 Mt erreicht. Allerdings steuern hier FT- und HEFA-Anlagen nur etwa einen Anteil von 75 % bei. Der Rest wird über weitere Produktionsverfahren (hier Alcohol-to-Jet, Direct-Sugar-to-Hydrocarbon, Hydrotreated depolymerised cellulosic jet) bereitgestellt. Auch wenn diese aktuell auch aufgrund der limitierten Beimischung bzw. fehlenden Zertifizierung oder Kommerzialisierung eine untergeordnete Rolle spielen, könnten diese perspektivisch in der Luftfahrt zum Einsatz kommen. Der Anteil heute bereits kommerziell im Betrieb befindlichen Kapazitäten liegt bei knapp unter 50 %. Zudem sei erwähnt, dass ein Großprojekt in England<sup>14</sup> aufgrund der Insolvenz des Herstellers mittlerweile eingestellt wurde. Für die Prognose bis 2030 werden in [E4tech, 2014] drei Szenarien definiert, die sich aus einer Wachstumsrate der Anlagenkapazität insgesamt sowie dem Anteil alternativer Kraftstoffe für den Luftverkehr am Gesamtvolumen der Anlage zusammensetzen. Für HEFA- und FT-Anlagen werden bis 2030 etwa 8 bis 16 Anlagen mit einer durchschnittlichen Kapazität von ca. 280 000 t/a bzw. 12 bis 28 Anlagen mit einer durchschnittlichen Kapazität von ca. 124 000 t/a zugrunde gelegt. Der Anteil an Flugturbinenkraftstoff liegt im Bereich von 20 % bis 60 % bzw. 20 % bis 50 %. Für das Jahr 2030 ergibt sich aus den Szenarien eine Produktionskapazität von ca. 3 Mt bis 13 Mt [E4tech, 2014], wobei etwa 30 % bis 40 % der zusätzlichen Kapazitäten auf FT- und HEFA-Anlagen entfallen. In der Studie von [IRENA, 2017] wird die aktuelle HEFA-Produktionskapazität mit ca. 4.3 Mrd. l angegeben. Unter der Annahme einer Dichte von 0.8 kg/l und einem Anteil von 20 % Flugturbinenkraftstoff entspricht dies einer Menge von ca. 725 600 t. Damit liegt dieser Wert bereits über den für 2020 prognostizierten Werten (ca. 530 000 t) für HEFA-Kraftstoff nach [E4tech, 2014]. Unter Einbeziehung der geplanten und angekündigten Anlagen für den FT-Prozess könnten Produktionskapazitäten von ca. 186 240 t erzielt werden. Diese Annahme bleibt weit hinter den Zahlen von [E4tech, 2014] (ca. 490 000 t) zurück. Insgesamt könnten demnach etwa 0.912 Mt/a in 2020 an alternativen Kraftstoffen für die Luftfahrt zur Verfügung stehen. In der Analyse von [Mawhood et al., 2016] wird ebenfalls eine Bestandsaufnahme zu den derzeit operativen und geplanten Anlagenkapazitäten zur Produktion von alternativen Kraftstoffen für die Luftfahrt durchgeführt. Hier liegt die Anlagenkapazität unter Berücksichtigung der geplanten Anlagen<sup>15</sup> insgesamt bei ca. 5 Mt. Hierbei stellen HEFA- und FT-Anlagen über 90 % der Kapazitäten. Je nach zugrunde gelegtem Anteil an Kraftstoff für die Luftfahrt<sup>16</sup> beträgt die daraus ermittelte

<sup>12</sup>Aufgrund der ökonomischen Rahmenbedingungen liegt der Anteil aktuell in den HEFA-Anlagen bei etwa 10 %, wobei der technisch mögliche Anteil mit bis zu 60 % angegeben wird [E4tech, 2014].

<sup>13</sup>Im Betrieb bzw. Bau (1.0), fortgeschrittene Planungsphase (0.75), frühe Planungsphase (0.5) sowie Ankündigung bzw. Absichtserklärung (0.25).

<sup>14</sup>FT-Anlage basierend auf Abfall von Solena in Kooperation mit British Airways mit einer Kapazität von ca. 50 000 t/a.

<sup>15</sup>Die Anteile sind in etwa gleichmäßig auf die zum Zeitpunkt der Datenerhebung operativen und geplanten Anlagen verteilt.

<sup>16</sup>zwischen 20 % bis 60 %.

Menge ca. 1 Mt bis 3 Mt für 2020. Der Bericht von [Karatzos et al., 2014] quantifiziert eine derzeitige produktive HEFA-Anlagenkapazität von ca. 3 Mt. Dies entspricht einem Fluggastkraftstoffpotenzial von ca. 0.6 Mt/a bis 1.7 Mt/a.

### **Rohstoffverfügbarkeit**

Die Verfügbarkeit von Biomasse für die Energiebereitstellung ist von verschiedenen Faktoren abhängig. Nach [Hoogwijk et al., 2005] lässt sich eine Potenzialabschätzung in folgende Schritte gliedern:

- Nachfrage nach Nahrungsmitteln als Funktion der Weltbevölkerung und Ernährungsgewohnheiten,
- Nahrungsmittelproduktion, unter Berücksichtigung von Bewässerung und Bodennährstoffen,
- Wald- und Energiepflanzenproduktion,
- Verwendung der biologischen Rohstoffe als Material und
- Sonstige Konkurrenz, wie bspw. Naturraum- und Umweltentwicklung.

Basierend auf den Daten von [Hoogwijk, 2004] umfasst die globale Landfläche etwa 13.2 Gha. Davon fallen etwa 4.2 Gha auf Landflächen, die für eine Kultivierung (von Energiepflanzen) nicht zur Verfügung stehen, etwa Wüsten, trockene Böden, Eisflächen, usw. Von den Verbleibenden 9 Gha entfällt über die Hälfte (ca. 5 Gha) auf die Nahrungsmittelproduktion in Form von Agrar- (ca. 1.5 Gha) und Weideflächen (ca. 3.5 Gha). Die restliche Fläche von etwa 4 Gha ist mit Waldflächen bedeckt. In den nächsten Jahrzehnten ist mit einem weiteren Wachstum der Weltbevölkerung zu rechnen. Die UNO geht von einem Zuwachs bis 2050 von ca. 30 % auf dann knapp 9.77 Mrd. Menschen aus, wobei ein Großteil des Zuwachses auf den afrikanischen Kontinent entfällt [UN, 2017]. Zusätzlich ist mit steigendem Wohlstand eine Änderung der Ernährungsgewohnheiten zu erwarten [FOA, 2009]. Inwieweit eine Intensivierung der Landwirtschaft möglich ist, zu nachhaltig steigenden Erträgen führen und somit die steigende Nachfrage kompensieren kann, ist ungewiss und wird in den verschiedenen Modellen in der Literatur entsprechend unterschiedlich gehandhabt. Grundsätzlich werden in der Literatur folgende Biomassepotenziale unterschieden (vgl. [Offermann et al., 2010])

1. Theoretisches Potenzial
2. Geographisches Potenzial
3. Technisches Potenzial
4. Ökonomisches Potenzial
5. Implementiertes Potenzial

Das theoretische Potenzial umfasst alle weltweit verfügbare Biomasse an Land und in Gewässern (bspw. Flüssen, Seen oder Meere) und ist somit lediglich durch die fundamentalen physikalischen und biologischen Grenzen limitiert. Das geographische Potenzial umfasst nur die an Land verfügbare Biomasse und stellt somit einen Anteil des theoretischen Potenzials (ohne maritime Biomasse) dar. Das technische Potenzial hingegen subtrahiert vom geographischen Potenzial solche Flächen, die für die Nahrungsmittelproduktion, Infrastruktur, Waldflächen und geschützte Gebiete, bspw. zur Erhaltung der Biodiversität, genutzt werden. Das ökonomische Potenzial beschreibt jenen Anteil des technischen Potenzials, welcher unter ökonomisch vertretbarem Aufwand genutzt werden kann. Schließlich unterliegt das implementierte Potenzial der zusätzlichen Einschränkungen von sozialen und politischen Rahmenbedingungen, so dass nur ein Anteil des ökonomischen Potenzials in einer gewissen Zeitspanne bereitgestellt werden kann. In der Literatur finden sich zahlreiche Studien zum technischen Potenzial von Biomasse, welche eine Bandbreite von 0 EJ bis 1442 EJ pro Jahr in 2050 abdecken (vgl. [Offermann et al., 2010]). Hierbei gelten die Verfügbarkeit von Agrarflächen sowie der erzielbare Ertrag von Energiepflanzen pro Fläche als die beiden kritischsten Faktoren mit den größten Unsicherheiten [Berndes et al., 2003]. Klimaveränderungen und begrenzte Wasserressourcen könnten die Entwicklung der Landwirtschaft zudem beeinträchtigen und somit das Biomassepotenzial einschränken [Beringer et al., 2011]. Unter Berücksichtigung dieser potenziellen Einschränkungen wird in [Beringer et al., 2011] das Potenzial basierend auf vier Szenarien quantifiziert. Diese sind eine Kombination aus jeweils zwei Szenarien zur Produktion von Nahrungsmitteln (Kompensation unter anderem durch Kultivierung weiterer Landfläche und alleine durch Intensivierung) sowie zur Erhaltung der Biodiversität und Naturschutzreservate (Restriktionen bei Auftreten eines Indikators sowie ab zwei Indikatoren). Eine Konvertierung heutiger für die Nahrungsmittelproduktion genutzter Flächen wird ausgeschlossen. Die biologischen Rohstoffe werden in drei Kategorien (forst- und landwirtschaftliche Reststoffe, organische Abfälle sowie Überschüsse aus der Forstwirtschaft und Energiepflanzen) unterteilt. Hierbei wird den Energiepflanzen das größte Potenzial zugeschrieben, zumal Reststoffe in Forst- und Landwirtschaft auch eine Bedeutung für den Erhalt der Bodenqualität, den Erosionsschutz und das Ökosystem spielen. Aufgrund der Konkurrenz zur Nahrungsmittelproduktion und dem begrenzten Potenzial zur Emissionsminderung weisen die Autoren darauf hin, dass die Erwartungen insbesondere auf Energiepflanzen der zweiten Generation liegen. Das Potenzial für Energiepflanzen in 2050 wird mit 52 EJ/a bis 274 EJ/a angegeben, wobei die dafür benötigte Ausweitung der landwirtschaftlichen Fläche im Bereich von 142 Mha bis 454 Mha liegt<sup>17</sup>. In der Studie von [Smeets et al., 2007] wird ein bottom-up Ansatz verfolgt, basierend auf Daten und Studien bzgl. Bevölkerungswachstum, Pro-Kopf Ernährung und der Effizienz der Nahrungsmittelproduktion. Das verwendete Modell berücksichtigt hierbei die drei unterschiedlichen Biomassetypen Energiepflanzen, land- und forstwirtschaftliche Reste und Abfälle sowie den Zuwachs an Holz. Ein besonderer Schwerpunkt der Studie widmet sich der Steigerung der Nahrungsmittelerträge und somit der Reduzierung der für die Nahrungsmittelproduktion benötigten landwirtschaftlichen Fläche. Diese kann in der Folge für den Anbau von Energiepflanzen verwendet werden. Daher werden vier verschiedene Effizienzsznarien betrachtet, welche von einer Steigerung der Produktivität zwischen 1998 und 2050 von

---

<sup>17</sup>Etwa 10 % bis 30 % über der heutigen landwirtschaftlich genutzten Fläche.

2.9 bis 4.6 reichen<sup>18</sup>. Vor allem die Nutzung von Dauerweideland für Energiepflanzen und die Effizienz in der Herstellung von tierischen Produkten spielen eine zentrale Rolle. Für das Jahr 2050 ermittelt die Studie ein globales Biomassepotenzial von insgesamt 365 EJ/a bis 1442 EJ/a. Es entfallen in den jeweiligen Szenarien etwa 215 EJ/a bis 1272 EJ/a auf die Energiepflanzen<sup>19</sup>, ca. 74 EJ/a auf Forstprodukte sowie 76 EJ/a bis 96 EJ/a auf Reststoffe und Abfälle. In einer Studie des wissenschaftlichen Beirats der Bundesregierung globale Umweltveränderungen (WBGU) wird das technische Potenzial in 2050 mit etwa 80 EJ/a bis 170 EJ/a angegeben, wobei Energiepflanzen mit ca. 30 EJ/a bis 120 EJ/a und biogene Abfälle und Reste mit etwa 50 EJ/a quantifiziert werden [Schubert et al., 2009]. Die Studie geht von einer wachsenden Nachfrage nach forstwirtschaftlichen Produkten aus, so dass das Potenzial für zusätzlich produziertes Holz für die Energieproduktion mit 0 EJ/a abgeschätzt wird. Die Studie basiert auf einem geographischen Modell für die terrestrische Landnutzung und untersucht verschiedene Szenarien für die zur Bioenergie zur Verfügung stehende Landfläche. Die Analysen von [Hoogwijk et al., 2005] untersuchen die Potenziale für Energiepflanzen basierend auf KUP für die drei Landtypen „verlassene Agrarflächen“, „Flächen mit geringer Produktivität“ und „sonstige Landflächen“. Es wird ein geographisches Potenzial von ca. 3500 EJ/a ermittelt. Anhand der Szenarien des IPCC SRES wird ein technisches Potenzial für die Produktion von Bioenergie in 2050 im Bereich von 311 EJ/a bis 657 EJ/a angegeben. Es zeigt sich, dass das technische Potenzial auf den verlassenen Agrarflächen in 2050 am größten ist (ca. 130 EJ/a bis 410 EJ/a), während die nur gering produktiven Flächen lediglich vernachlässigbare Mengen beisteuern. In der Modellierung von [Fischer u. Schrattenholzer, 2001] werden fünf Kategorien der Bioenergie unterschieden (Agrarreststoffe, Energiepflanzen, Holz und Waldresthölzer, tierische Abfälle sowie Hausmüll). Diese werden vier betrachteten Landkategorien zugeordnet, mit Ausnahme der tierischen Abfälle und des Hausmülls. Für die Untersuchungen werden die beiden Fälle einer niedrigen und einer höheren Potenzialabschätzung betrachtet. Für das Jahr 2050 wird das globale technische Potenzial auf etwa 370 EJ/a bis 450 EJ/a geschätzt. Auch hierbei entfallen auf die Energiepflanzen mit etwa 40 % bis 45 % die größten Anteile, gefolgt von der Waldholzproduktion mit ca. 25 %. In der SWAFEA Studie wird ein technisches Biomassepotenzial von etwa 180 EJ/a bis 255 EJ/a [Novelli, 2011b] ermittelt. Hierbei wurden die Reststoffe und Abfälle in einer detaillierten Abschätzung quantifiziert, wohingegen die Potenziale für Energiepflanzen (162 EJ/a) und Waldholz (ca. 5 EJ/a bis 48 EJ/a) auf einer Literaturstudie basieren. In der Technologie Roadmap für Biotreibstoffe der IEA [IEA, 2011] werden Potenziale von 265 EJ/a bis 475 EJ/a angegeben, basierend auf der Studie von [Dornburg et al., 2008]. Hier beträgt der Anteil der Energiepflanzen in etwa 45 % bis 70 %. Die unterschiedlichen Potenzialabschätzungen sind in Abbildung 6.11 auf der nächsten Seite dargestellt. Darüber hinaus werden der totale Primärenergiebedarf im Jahr 2014 sowie der Anteil der Biomasse an der Primärenergieerzeugung als Orientierung gezeigt. Die Balkenränder symbolisieren hierbei die konservativste und optimistischste Angabe der jeweiligen Literaturquelle.

Nahezu allen Studien ist gemein, dass der größte Anteil durch Energiepflanzen be-

---

<sup>18</sup>Die größten Steigerungspotenziale entfallen auf die Regionen Sub-Sahara Afrika, GUS und Baltikum sowie Süd-Asien.

<sup>19</sup>Die durch die Produktionssteigerungen zusätzlich zur Verfügung stehende landwirtschaftliche Fläche reicht von ca. 729 Mha bis 3585 Mha in 2050.

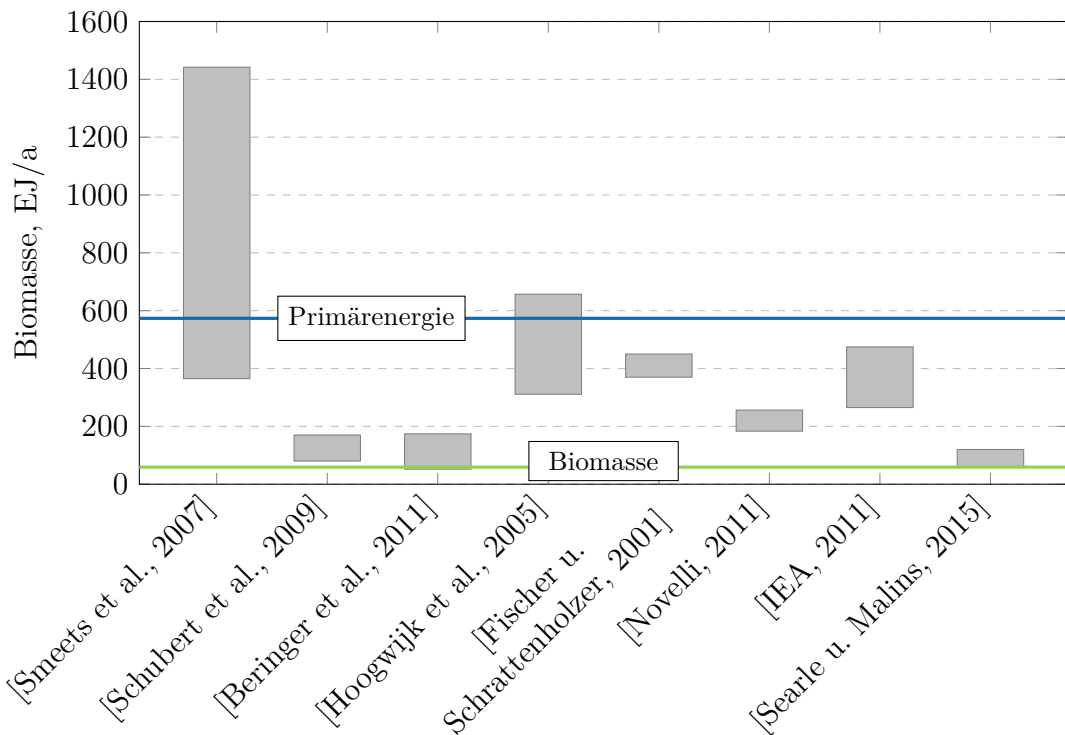


Abbildung 6.11.: Technisches Biomassepotenzial in 2050 sowie Primärenergieverbrauch und Biomasse in 2014

reitgestellt werden kann. Daher untersuchen in [Searle u. Malins, 2015] die Autoren 10 Studienergebnisse mit dem besonderen Fokus auf die jeweils zugrunde liegenden Annahmen, mit dem Ziel, Korrekturfaktoren für die jeweiligen Abschätzungen zu berechnen und die Ergebnisse somit neu zu bewerten. Demnach wird sich die verfügbare Landfläche für den Anbau von Energiepflanzen (entgegen den Annahmen in anderen Studien) unter Berücksichtigung der wachsenden Weltbevölkerung und Essgewohnheiten zukünftig weiter verkleinern (als Folge einer Ausdehnung der benötigten landwirtschaftlichen Fläche für die Nahrungsmittelproduktion). Eine weitere Produktivitätssteigerung durch zusätzliche Maßnahmen zur Intensivierung der Landwirtschaft bewerten die Autoren vor dem Hintergrund der bereits erzielten Erfolge in der Vergangenheit für die Zukunft deutlich konservativer. Schließlich versuchen die Autoren auf der Grundlage vereinfachter Annahmen auch das ökonomische Potenzial zu berücksichtigen, wodurch sich die letztendlich verfügbare Biomasse nochmal ein wenig reduziert. Diese Effekte wirken sich unterschiedlich auf die betrachteten Studien aus, so dass vereinzelt die Potenziale größer werden, die optimistischen Abschätzungen jedoch deutlich reduziert werden. Im Ergebnis schwanken die korrigierten Potenziale zwischen 40 EJ bis 110 EJ p.a. für Energiepflanzen bzw. 60 EJ bis 120 EJ p.a. unter Berücksichtigung von Resten und Abfällen. Da es sich bei den Potenzialen um Primärenergie handelt, quantifiziert die Studie darüber hinaus, basierend auf aktuellen politischen Trends und unter Berücksichtigung der jeweiligen Transformationseffizienzen<sup>20</sup> den Anteil für Biotreibstoff (10 EJ bis 20 EJ p.a.) sowie Elektrizität und Wärme (30 EJ bis 70 EJ p.a.). Die Potenziale stimmen recht gut mit den Prognosen der IEA für 2050 überein (32 EJ und 60 EJ für

<sup>20</sup>60 % für Biotreibstoff und 87 % für Kraft-Wärme Wandlung in 2050.

Biotreibstoff bzw. Elektrizität und Wärme) [IEA, 2011]. Das BLUE Map Scenario der IEA geht davon aus, dass von den ca. 32 EJ an Biotreibstoffen in 2050 etwa ein Anteil von 26 % (8.32 EJ) für die Luftfahrt zur Verfügung steht<sup>21</sup> [IEA, 2011].

Eine Auswertung nach den Mittelwerten der Literaturdaten ergibt die in Tabelle 6.5 dargestellten Werte. Eine statistische Analyse zeigt, dass der Median mit 322 EJ/a

| Kategorie         | Mittelwert | Anteil  |
|-------------------|------------|---------|
| Energiepflanzen   | 253 EJ/a   | 67.0 %  |
| Waldholz          | 44 EJ/a    | 12.0 %  |
| Reste und Abfälle | 80 EJ/a    | 21.0 %  |
| Total             | 377 EJ/a   | 100.0 % |

Tabelle 6.5.: Auswertung der Literaturdaten zum Biomassepotenzial in 2050

etwas unterhalb des Mittelwertes für die gesamte Biomasse liegt. Daher wird im Hinblick auf einzelne Ausreißer für das Jahr 2050 in dieser Studie ein Biomassepotenzial zwischen dem arithmetischen Mittel und dem Median von 350 EJ/a angenommen. Um das technische Potenzial auch ökonomisch nutzbar zu machen und dem Weltmarkt zur Verfügung zu stellen, sind zusätzliche Investitionen und die Umsetzung weiterer Maßnahmen notwendig [Smeets et al., 2007].

Auf Basis der Literaturdaten zum Biomassepotenzial in 2050 können entsprechende alternative Flugturbinenkraftstoffpotenziale abgeschätzt werden. Hierzu wird zunächst der in dieser Arbeit zugrunde gelegte Wert von 350 MJ/a mit einer mittleren spezifischen Energie<sup>22</sup> von 17 MJ/kg in ein Biomassepotenzial von ca. 20.6 Gt umgerechnet. Diese Menge wird gemäß den in Tabelle 6.5 dargestellten Anteilen nach den Rohstoffpotenzialen für die HEFA-SPK Produktion (Energiepflanzen) und die FT-SPK Produktion (Waldholz sowie Reste und Abfälle) aufgeteilt. Für die Produktion von HEFA-SPK kann nach [Novelli, 2011b] eine massenbezogene Effizienz von ca. 50 % bezogen auf den pflanzlichen Rohstoffanteil angesetzt werden. Bei [Zschocke, 2014] wird dieser Anteil mit 30 % bis 70 % angegeben. In dieser Arbeit wird der Mittelwert von 50 % verwendet, so dass aus 1 t pflanzlichen Rohöls 500 kg HEFA-SPK entstehen<sup>23</sup>. Darüber hinaus beträgt der massenbezogene Anteil des Pflanzenöls an der Pflanze nach [Zschocke, 2014] etwa 34 %. Insgesamt ergibt sich somit eine Menge von etwa 2345 Mt HEFA-SPK. Folglich könnte alleine hiermit bereits der gesamte Kraftstoffbedarf des Luftverkehrs in allen Technologieszenarien gedeckt werden. FT-SPK hat nach [Zschocke, 2014] einen massenbezogenen Anteil von 10 %, wobei [Novelli, 2011b] einen Anteil von 25 % veranschlagt. Mit dem Mittelwert von 17.5 % ergibt sich eine Menge von etwa 475 Mt FT-SPK<sup>24</sup>. Zusammen stehen demnach insgesamt 2820 Mt alternative Flugturbinenkraftstoffe zur Verfügung, was selbst im schwächsten Technologieszenario (TS1) nahezu dem 1.5-fachen des Kraftstoffbedarfs in 2050 entspricht. Zum Vergleich wurde im Rahmen der burnFAIR Studie ein SPK-Potenzial von über 4000 Mt für HEFA-SPK aus *Jatropha* und FT-SPK aus KUP ermittelt,

<sup>21</sup>Schiffsverkehr 11 %, Autoverkehr 37 % und LKW 26 %.

<sup>22</sup>In den meisten Studien wird eine spezifische Energie der Biomasse von 15 MJ/kg bis 19 MJ/kg zugrunde gelegt [Searle u. Malins, 2015].

<sup>23</sup>Es werden noch weitere Produkte, wie bspw. Naphta, Diesel, Brenngas etc. produziert.

<sup>24</sup>Es werden zusätzliche noch weitere Produkte, wie bspw. Diesel, Naphta, Nassdampf etc. produziert.

basierend auf einer technischen Biomassepotenzialanalyse [Zschocke, 2014]. Es kann daher festgehalten werden, dass das technische Biomassepotenzial in 2050 prinzipiell eine vollständige Substitution des konventionellen Flugturbinenkraftstoffs ermöglichen würde.

Es gilt allerdings zu beachten, dass hierfür zum einen das gesamte Biomassepotenzial für die Produktion flüssiger Kohlenwasserstoffe veranschlagt wurde. Eine etwaige stoffliche Nutzung oder direkte Nutzung zur Erzeugung von Wärme oder Energie wurde hierbei nicht berücksichtigt. Zum anderen entspricht das hier zugrunde gelegte Biomassepotenzial dem technischen Potenzial. Welcher Anteil hiervon ökonomisch und nachhaltig bereitgestellt bzw. darüber hinaus auch tatsächlich akquiriert werden kann (implementiertes Potenzial), bleibt offen.

## 6.4. Ergebnisse

Aufgrund der in Kapitel 5 ermittelten Einsparungen im Kraftstoffverbrauch erfolgt durch den Einsatz alternativer Kraftstoffe nicht nur eine Substitution von konventionellem (fossilem) Kerosin, sondern darüber hinaus auch eine (geringe) Reduzierung des Kraftstoffbedarfs insgesamt. Für eine Analyse der Auswirkungen auf den Luftverkehr können verschiedene Systemgrenzen gezogen und somit verschiedene Effekte

| Fall | Effekt              | Parameter                         | Randbedingung   | Erläuterung   |
|------|---------------------|-----------------------------------|---|---|
| A    | direkt              | Kraftstoffverbrauch               | $w_{fuel,spk100} = 0.98 \cdot w_{fuel,ref}$   | Spezifische Energie und Schneeballeffekt  |
| B    | direkt              | CO <sub>2</sub>                   | $EICO_{2,ref} = 3.15 \text{ kg/kg}$<br>$EICO_{2,spk100} = 3.08 \text{ kg/kg}$               | Kohlenstoffanteil und Kraftstoffverbrauch   |
| C    | direkt/<br>indirekt | Netto CO <sub>2</sub>             | $EICO_{2,net,ref} = 3.15 \text{ kg/kg}$<br>$EICO_{2,net,spk100} = 0 \text{ kg/kg}$          | Kohlenstoffanteil und Kraftstoffverbrauch sowie CO <sub>2</sub> Aufnahme während Kultivierung |
| D    | indirekt            | LCA CO <sub>2</sub>               | $EICO_{2,LCA,ref} < 87 \text{ g/MJ}$<br>$EICO_{2,LCA,spk100} < 25 \text{ g/MJ}$             | CO <sub>2</sub> -Emissionen während Bereitstellung und Nutzung                                |
| E    | indirekt            | LCA CO <sub>2</sub><br>äquivalent | $EICO_{2\ddot{a}q,ref} = 87 \text{ g/MJ}$<br>$EICO_{2\ddot{a}q,spk100}^* = 25 \text{ g/MJ}$ | Treibhausgas- und CO <sub>2</sub> -Emissionen während Bereitstellung bzw. Nutzung             |

\* nur zur Illustration, entspricht dem Mittelwert aller in dieser Studie untersuchten Kraftstoffen.

Tabelle 6.6.: Systemgrenzen bei der Betrachtung alternativer Flugturbinenkraftstoffe

unterschieden werden. Die unterschiedlichen Betrachtungsweisen und daraus resultierenden Annahmen sind nach Fällen gruppiert zusammenfassend in Tabelle 6.6 auf der vorherigen Seite aufgeführt.

Die reine Betrachtung des Kraftstoffverbrauchs hebt auf die direkten Einflussgrößen des Flugbetriebs ab. Wenn auch nur in geringem Maße, so reduziert sich der Kraftstoffbedarf aufgrund der unterschiedlichen spezifischen Energien auf der Flugmission und somit auch global im Luftverkehr (Fall A). Darüber hinaus kann eine Betrachtung der Emissionen vorgenommen werden. Hierbei kann zwischen den direkten und indirekten Emissionen unterschieden werden. Bei den direkten Emissionen handelt es sich um die während der Kraftstoffnutzung freigesetzten Emissionen, hier auf  $\text{CO}_2$  beschränkt. Bedingt durch den reduzierten Kraftstoffbedarf und den geringeren Kohlenstoffanteil im alternativen Kraftstoff ist die emittierte  $\text{CO}_2$ -Menge reduziert (Fall B). Unter der Annahme, dass alternative Kraftstoffe auf nachhaltiger Rohstoffbasis ihren Kohlenstoff zuvor aus der Umgebung aufgenommen haben, können bei der Betrachtung der direkten Netto-Emissionen die während der Nutzung freigesetzten  $\text{CO}_2$ -Emissionen damit verrechnet werden, so dass die Bilanzierung besonders günstig für die alternativen Kraftstoffe ausfällt (Fall C). Diese Betrachtungsweise ist besonders brisant, da hier direkte ( $\text{CO}_2$ -Emissionen während der Nutzung) mit indirekten Effekten ( $\text{CO}_2$ -Aufnahme während der Kultivierung der Rohstoffe) vermischt werden. Daher müssen bei der Berücksichtigung der indirekten Emissionen auch die  $\text{CO}_2$ -Emissionen der vorgelagerten Prozessschritte für die Kraftstoffbereitstellung berücksichtigt werden. Hierbei ist darauf zu achten, dass bei der Bilanzierung der indirekten Effekte auch der  $\text{CO}_2$ -Ausstoß des Referenzfalles mit konventionellem Kerosin berücksichtigt werden muss und sich entsprechend erhöht (Fall D). Schließlich können über die  $\text{CO}_2$ -Emissionen hinaus bei der Betrachtung der indirekten Effekte auch noch weitere Treibhausgasemissionen berücksichtigt und in Form von äquivalenten  $\text{CO}_2$ -Emissionen (siehe Kapitel 3) in die Bilanzierung mit aufgenommen werden (Fall E).

In der Literatur findet sich, trotz der bereits beschriebenen Problematik der inkonsistenten Systemgrenzen, häufig der Fall C (z.B. [ICAO, 2016]). Die Ergebnisauswertung dieser Studie bezieht sich konsequenterweise jedoch auf die Fälle A, B und E<sup>25</sup>, so dass im Weiteren die direkten Effekte des Kraftstoffverbrauchs und der  $\text{CO}_2$ -Emissionen sowie die indirekten Effekte der äquivalenten  $\text{CO}_2$ -Emissionen über den gesamten Lebenszyklus näher betrachtet werden.

### 6.4.1. Direkte Verbrennungseffekte

Der Einfluss alternativer Kraftstoffe wird zunächst als Auswirkung auf die direkten Verbrennungseffekte betrachtet. Die Entwicklung des Kraftstoffverbrauchs des globalen Luftverkehrs ist in Abbildung 6.12 auf der nächsten Seite gezeigt anhand des Technologieszenarios TS2 und den entsprechenden Szenarien zum Anteil alternativer Kraftstoffe. Dargestellt ist in schwarz das Referenzszenario mit dem größten Kraftstoffbedarf. Eine signifikante Reduktion ist durch die technologische Verbesserung zu erzielen (hier TS2), durch die graue Linie dargestellt. Die bunten Linien für den Kraftstoffbedarf unter Berücksichtigung von alternativen Kraftstoffen fallen alle nahezu in einer Linie zusammen, weshalb exemplarisch der Zeitraum 2029 bis 2031 nochmal gesondert hervorgehoben

---

<sup>25</sup>Fall C entfällt aufgrund der indifferenten Effektbetrachtung und Fall D weist im Ergebnis keine große Signifikanz gegenüber Fall E auf.



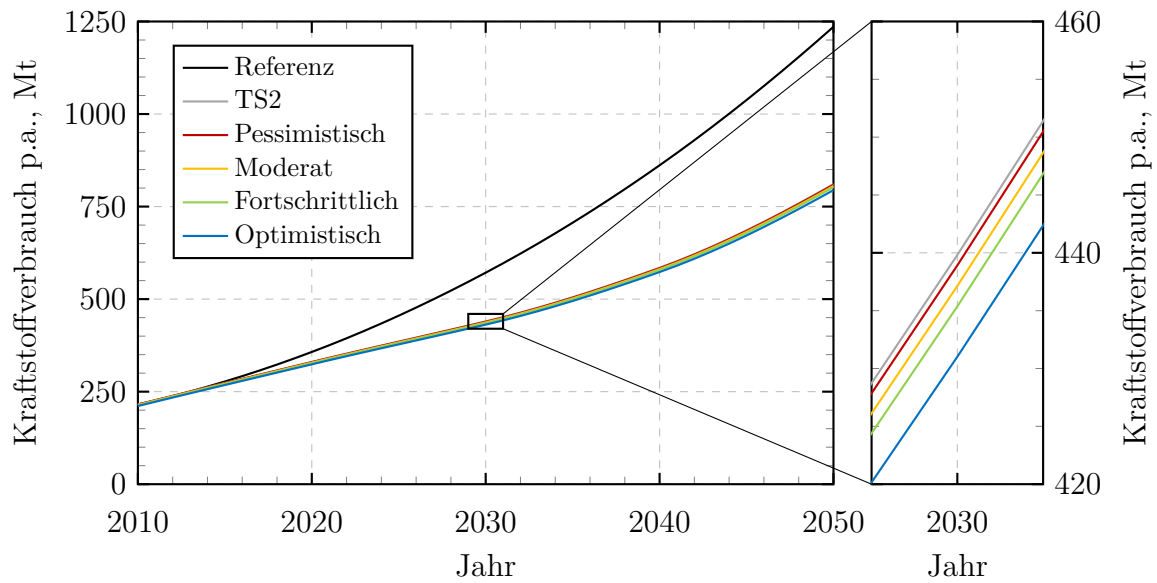


Abbildung 6.12.: Einfluss alternativer Kraftstoffe auf den Kraftstoffverbrauch des mittleren Technologieszenarios TS2

ist. Im Jahr 2030 bewegen sich die erzielbaren Einsparungen im Bereich von 0.9 Mt bis 9.7 Mt und steigen in 2050 auf 1.7 Mt bis 17.8 Mt an. Vor dem Hintergrund des globalen Verkehrsaufkommens fallen diese Zahlen nicht signifikant ins Gewicht. Daher können die zusätzlichen Einspareffekte aufgrund eines reduzierten Kraftstoffverbrauchs durch die Verwendung alternativer Kraftstoffe bei Betrachtung des globalen Luftverkehrs vernachlässigt werden.

Bezüglich der direkten  $\text{CO}_2$ -Emissionen zeigt sich ein ähnliches Bild. Abbildung 6.13 stellt den Verlauf der direkten  $\text{CO}_2$ -Emission dar, erneut am Beispiel des mittleren

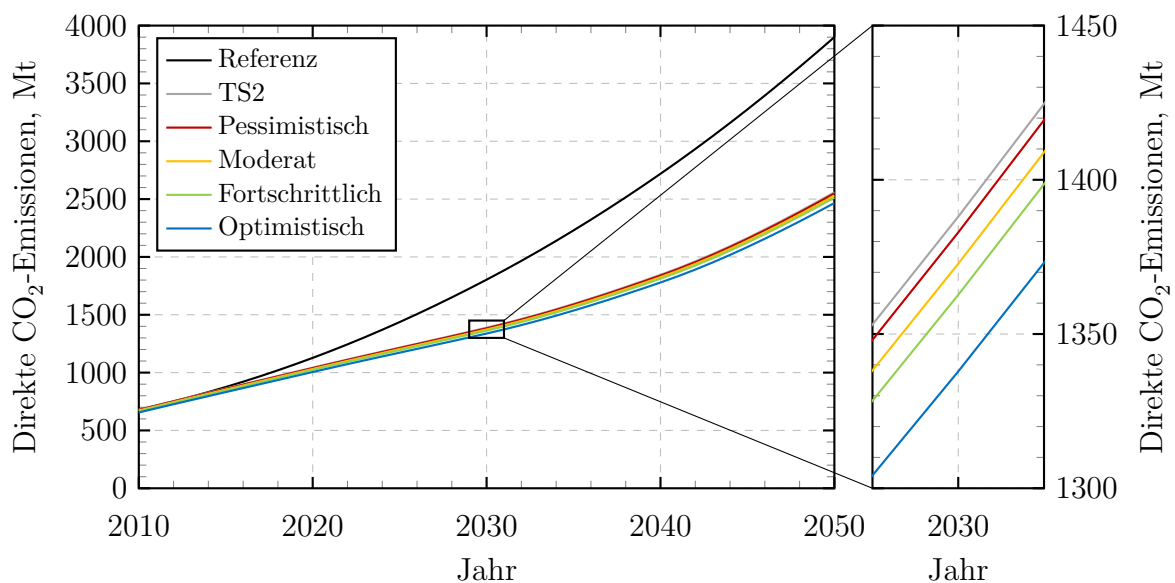


Abbildung 6.13.: Einfluss alternativer Kraftstoffe auf die direkten  $\text{CO}_2$ -Emissionen des mittleren Technologieszenarios TS2

Technologieszenarios TS2. Während im Vergleich zur Referenz eine deutliche Reduzierung der direkten CO<sub>2</sub>-Emissionen durch das Technologieszenario zu erkennen ist, können alternative Kraftstoffe darüber hinaus keinen signifikanten Anteil leisten.

Aufgrund der maximalen Reduktion des Kraftstoffverbrauchs und der direkten CO<sub>2</sub>-Emissionen von 2 % bzw. 4 % durch die Verwendung alternativer Kraftstoffe sind die dadurch erzielten Einsparungen im globalen Luftverkehr nicht signifikant. Die Reduktionen in diesen Bereichen werden durch die technologische Entwicklung dominiert. In den hier betrachteten Technologieszenarien (TS1 bis TS3) können Reduktionen von 23 % bis 55 % gegenüber dem Referenzszenario für den Kraftstoffverbrauch und folglich auch die CO<sub>2</sub>-Emissionen in 2050 erzielt werden.

### 6.4.2. Ökobilanzeffekte

Bei Betrachtung der indirekten Effekte in Form der äquivalenten CO<sub>2</sub>-Emissionen über den gesamten Lebenszyklus der Kraftstoffe fallen die Potenziale alternativer Kraftstoffe wesentlich stärker ins Gewicht. Für das mittlere Technologieszenario TS2 ist die Entwicklung der CO<sub>2äq</sub>-Emissionen über den Lebenszyklus exemplarisch in Abbildung 6.14 dargestellt. Farblich hervorgehoben sind die Bereiche mit unterschiedlichen Anteilen alternativer Kraftstoffe, wobei das MID Reduktionsszenario (mit einer Einsparung von –70 %) jeweils in der Mitte durch die durchgezogene Linie repräsentiert wird. Die gestrichelten Linien an den oberen bzw. unteren Rändern der Bereiche entsprechen dem LOW (–50 %) bzw. HIGH (–90 %) Szenario zum Reduktionspotenzial. Zur Orientierung ist das Level von 2010 durch die gepunktete Linie bis zum Jahr 2050 dargestellt.

Verbesserte Technologie reduziert die CO<sub>2äq</sub>-Emissionen über den Lebenszyklus erheblich. Darüber hinaus ist eine weitere deutliche Reduzierung durch die Einführung alternativer Kraftstoffe möglich. Ungeachtet der beträchtlichen Potenziale sei jedoch angemerkt, dass selbst unter dem günstigsten Szenario Optimistisch MID, d.h. 100 %

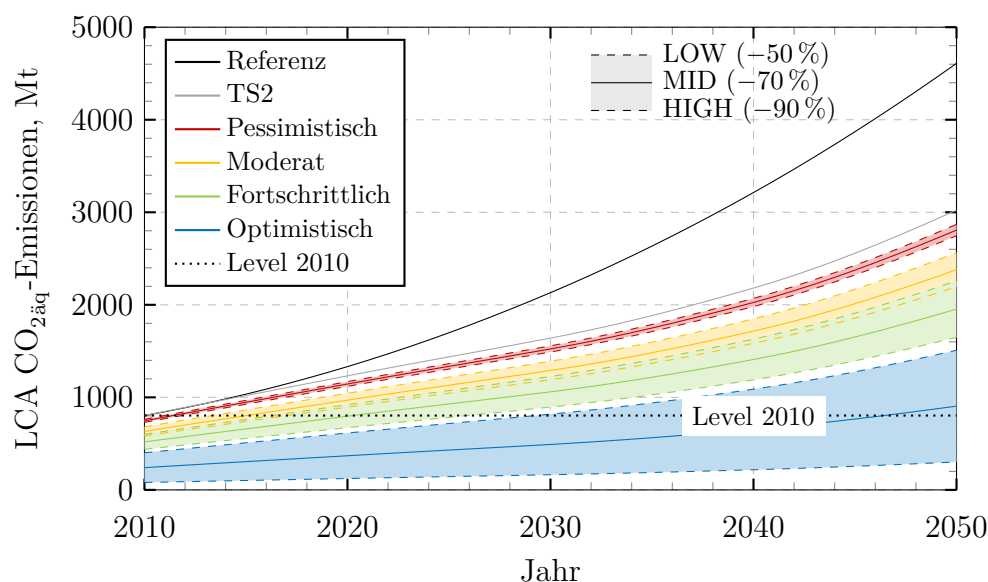


Abbildung 6.14.: Einfluss alternativer Kraftstoffe auf die äquivalenten CO<sub>2</sub>-Emissionen des Lebenszyklus für die drei Reduktionspotenziale LOW, MID und HIGH des mittleren Technologieszenarios TS2

alternative Kraftstoffe mit einem Reduktionspotenzial von  $-70\%$ , die Emissionen im Jahr 2050 nicht unter das Niveau von 2010 fallen (Level 2010).

Für das optimistischste Technologieszenario TS3 ist eine entsprechende Darstellung in Abbildung 6.15 gezeigt. Auch hier stellt die durchgezogene Linie das MID und die

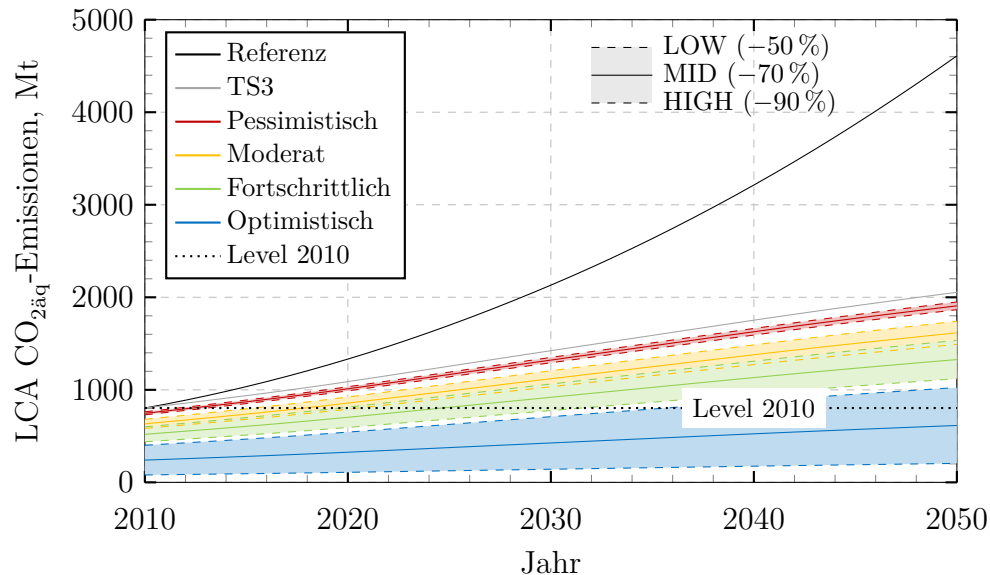


Abbildung 6.15.: Einfluss alternativer Kraftstoffe auf die äquivalenten  $\text{CO}_2$ -Emissionen des Lebenszyklus für die drei Reduktionspotenziale LOW, MID und HIGH des mittleren Technologieszenarios TS3

gestrichelten Linien das LOW bzw. HIGH Szenario dar. In diesem hoch innovativen Technologieszenario sind die Einsparungen der äquivalenten  $\text{CO}_2$ -Emissionen über den Lebenszyklus bedeutend. Die beiden Szenarien Optimistisch-MID und Optimistisch-HIGH unterschreiten das Level von 2010. Es wird jedoch auch deutlich, dass selbst in diesem Szenario die Verfügbarkeit von 100 % alternativen Kraftstoffen mit einem Reduktionspotenzial von 50 % (Optimistisch-LOW) nicht ausreicht, um das Wachstum des Luftverkehrs, trotz erheblichen technischen Verbesserungen, bis 2050 zu kompensieren.

Die möglichen Beiträge technologischer Entwicklung und alternativer Kraftstoffe zur Reduktion der  $\text{LCA CO}_{2\text{äq}}$ -Emissionen sind zusammenfassend für das Jahr 2050 in Abbildung 6.16 auf der nächsten Seite in Form der relativen Einsparpotenziale bzgl. des Referenzszenarios aufbereitet. Die Abbildung zeigt die drei Technologieszenarien TS1 bis TS3 (graue Balken) sowie die entsprechenden Anteile alternativer Kraftstoffe im MID Szenario (bunte Balken). Die beiden Reduktionspotenziale LOW und HIGH sind durch die Fehlerbalken angedeutet. Zur Verdeutlichung der kumulierten Einsparungen aus Technologie und alternativen Kraftstoffen sind den jeweiligen MID Szenarien alternativer Kraftstoffe die Einsparungen durch das entsprechende Technologieszenario überlagert (gestrichelte Balken). Aus der Darstellung lassen sich die relativen Einsparpotenziale und deren Abhängigkeit von der zugrunde gelegten Technologieentwicklung ableiten. Die Einsparpotenziale (relativ und absolut) alternativer Kraftstoffen reduzieren sich mit besser werdendem Technologieszenario. Im TS1 werden durch die verbesserte Technologie Reduktionen von fast 25 % erzielt. Darüber hinaus können weitere Einsparungen von ca. 40 % bis 70 % durch das optimistische Szenario alternativer Kraftstoffe erreicht werden. Im Gegensatz zum dominierenden alternati-

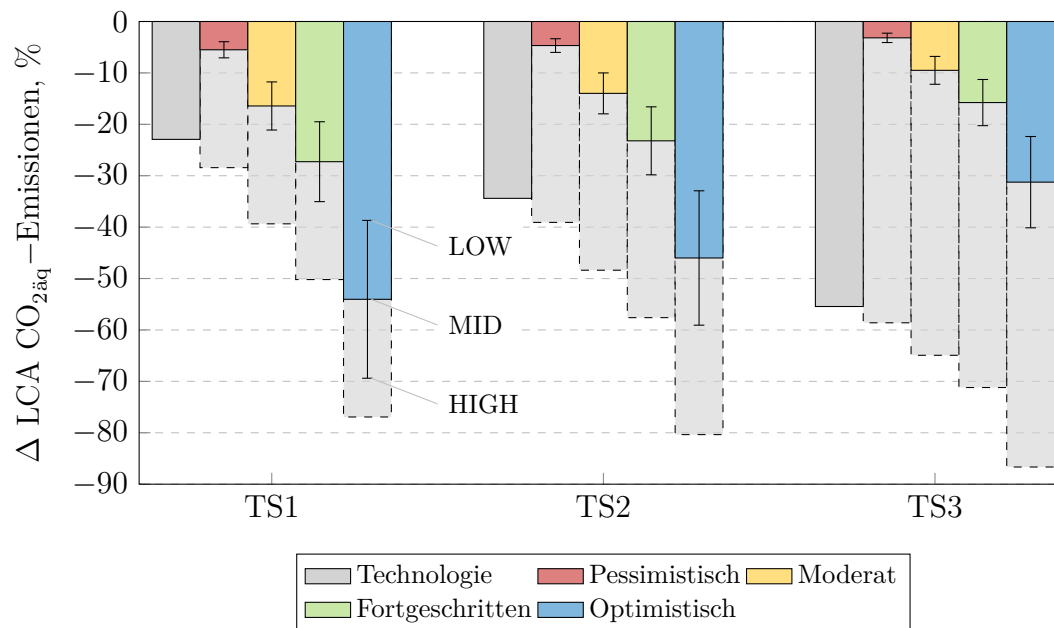


Abbildung 6.16.: Einfluss der Technologieentwicklung und alternativer Kraftstoffe auf die LCA äquivalenten CO<sub>2</sub>-Emissionen in 2050 relativ zum Referenzszenario

ven Kraftstoffszenario im TS1 verschieben sich die Einsparpotenziale in den anderen Technologieszenarien, so dass für das hoch innovative Technologieszenario TS3 die Technologieentwicklung den größten Anteil zur Reduktion der LCA CO<sub>2äq</sub>-Emissionen beisteuert (ca. 55 % Reduktion durch Technologie). Im Technologieszenario TS2 haben die Technologie sowie das optimistisch-LOW Szenario alternativer Kraftstoffe in etwa gleich große Einsparpotenziale (34 % bzw. 33 %).

# 7. Diskussion

## 7.1. Szenarien

Um die potenziellen Umweltwirkungen des wachsenden Luftverkehrs zu kompensieren, hat die IATA im Jahr 2009 ein mittel- und ein langfristiges Reduktionsziel für die Luftverkehrsemissionen definiert (vgl. [IATA, 2009]):

- CO<sub>2</sub>-neutrales Wachstum ab 2020 (engl. carbon-neutral growth, CNG) und
- Reduktion der CO<sub>2</sub>-Emissionen um 50 % in 2050, relativ zum Level in 2005 (50 bei 50)

Um diese Ziele zu erreichen sieht die IATA im Wesentlichen die vier möglichen Handlungsfelder Technologieverbesserung, Steigerung der operationalen Effizienz, Einführung alternativer Kraftstoffe und marktbasierter Maßnahmen (engl. market-based measures, MBM) [IATA, 2009] vor. MBM umfassen alle Maßnahmen in den Bereichen Emissionshandel, Gebühren und Steuern sowie Klimakompensation (engl. offset mechanism). Diesen Maßnahmen wird ökonomisch großes Potential zugemessen, da hierin ein kostengünstiger und sehr flexibler regulatorischer Handlungsspielraum zur Vermeidung von CO<sub>2</sub>-Emissionen gesehen wird [ICAO, 2013b]. Da der Fokus dieser Arbeit jedoch auf alternativen Kraftstoffen im Zusammenhang mit technologischen Szenarien liegt, werden im Folgenden die Ziele ohne die Einbeziehung von MBM diskutiert (siehe auch Kapitel 1.1). Die in Kapitel 6 beschriebenen Szenarien werden im Weiteren auf die beiden Ziele CNG und 50 bei 50 bezogen und diskutiert. Eine zusammenfassende Übersicht zu den Technologieszenarien TS1, TS2 und TS3 sowie den vier Durchdringungsszenarien alternativer Kraftstoffe (Pessimistisch, Moderat, Fortschrittlich und Optimistisch) mit den drei Reduktionspotenzialen LOW, MID und HIGH findet sich in Anhang T.

### 7.1.1. Carbon-Neutral Growth

Das CO<sub>2</sub>-neutrale Wachstum soll ab 2020 die Emissionen des Luftverkehrs deckeln. Hierdurch soll eine erste Trendwende bzgl. der Emissionsentwicklung im Vergleich zum Wachstum der Verkehrsleistung herbeigeführt werden. Demnach sollen die Emissionen ab 2020 keinen Aufwuchs mehr erfahren, sondern auf dem Level von 2020 zunächst perpetuiert werden. In dieser Arbeit werden hierfür die äquivalenten CO<sub>2</sub>-Emissionen im Jahr 2030 auf das Jahr 2020 bezogen. Ein Zuwachs der Emissionen in diesem Zeitraum entspricht einer Zielverletzung, wohingegen gleichbleibende oder sogar abnehmende Emissionen eine Zielerreichung darstellen<sup>1</sup>. Abbildung 7.1 zeigt die Änderungsraten der CO<sub>2äq</sub>-Emissionen zwischen 2020 und 2030 für das MID Szenario

---

<sup>1</sup>Bei dieser komprimierten Betrachtung werden etwaige Überschreitungen des Levels von 2020 im Zeitraum zwischen 2020 und 2030 nicht erfasst und der Übersicht halber vernachlässigt.

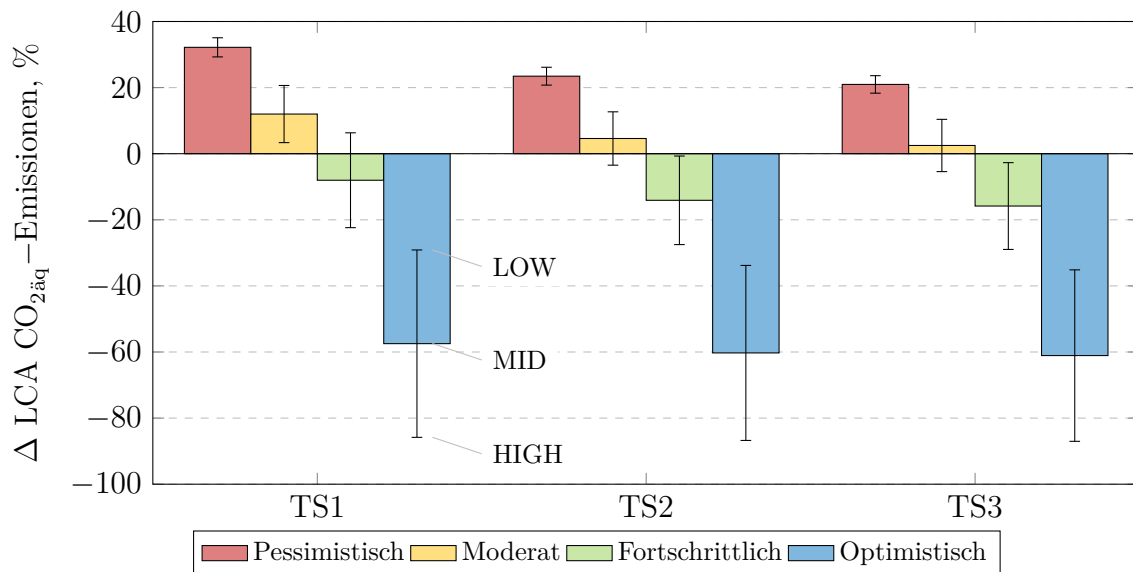


Abbildung 7.1.: Änderungsrate der LCA CO<sub>2äq</sub>-Emissionen zwischen 2020 und 2030

alternativer Kraftstoffanteile, wobei die Fehlerbalken das LOW und das HIGH Szenario repräsentieren. Aufgrund der Bezugnahme zu den Emissionen im Jahr 2020 und damit bereits inkludierten Technologieverbesserungen gemäß dem jeweiligen Szenario, erfolgt die vergleichende Gegenüberstellung ausschließlich für die Szenarien alternativer Kraftstoffe. Hierbei stellen positive Werte einen Mehrausstoß an Emissionen dar und negative Werte entsprechend eine Einsparung. Daher wird das Ziel CNG bis 2030 erreicht bzw. übertroffen, wenn die Änderungsraten bei 0% bzw. darunter liegen. Es werden jeweils die vier Szenarien zur Verfügbarkeit alternativer Kraftstoffe in den drei Technologieszenarien (TS1 bis TS3) dargestellt. Es ist klar zu erkennen, dass das pessimistische Szenario unter keinem der untersuchten Reduktionspotenziale und in keinem Technologieszenario die LCA CO<sub>2äq</sub>-Emissionen in 2030 auf das Niveau von 2020 reduzieren kann. Ebenso erreicht das Szenario Moderat mit Kraftstoffanteilen von 30% und einem MID Reduktionspotenzial in keinem Technologieszenario die erforderlichen Reduktionen für CNG. Für das TS1 mit dem Szenario Moderat reicht nicht mal das HIGH Szenario für die Erfüllung des CNG Kriteriums in 2030. Für einen Anteil alternativer Kraftstoffe im fortschrittlichen und optimistischen Szenario können die zusätzlichen Emissionen im Zeitraum 2020 bis 2030, mit Ausnahme des Fortschrittlich-LOW Szenario, überkompensiert werden. Tatsächlich benötigt das hochinnovations-Szenario TS3 lediglich einen Anteil von ca. 33% bzw. 124 Mt alternative Kraftstoffe im MID Szenario um das Ziel CNG zu erreichen (bzw. 46% und 25% in dem LOW und HIGH Szenario). Das Technologieszenario TS2 benötigt etwa ca. 45% bzw. 214 Mt alternative Kraftstoffe im Szenario MID in 2030. Im Szenario TS1 steigt die benötigte Menge alternativer Kraftstoffe in 2030 auf etwa 324 Mt, was einem Anteil von ca. 57% entspricht.

### 7.1.2. 50 bei 50

Das langfristige Reduktionsziel erfordert einen Rückgang der CO<sub>2</sub>-Emissionen in 2050 auf die Hälfte des Levels von 2005. Es werden für das Bezugsjahr 2005 die Daten

nach [GIACC, 2009] für den Kraftstoffverbrauch des globalen Luftverkehrs verwendet. Hiernach wird der Kraftstoffverbrauch im Luftverkehr im Jahre 2005 mit etwa 185 Mt angegeben. Bezogen auf diesen Kraftstoffverbrauch können nun die Berechnungen der direkten Emissionen und jene über den Lebenszyklus der Kraftstoffe für das Jahr 2005 durchgeführt werden. Die Ergebnisse sind in Tabelle 7.1 aufgezeigt.

| Jahr | Kraftstoffverbrauch | Direkte CO <sub>2</sub> -Emissionen | LCA CO <sub>2äq</sub> -Emissionen |
|------|---------------------|-------------------------------------|-----------------------------------|
| 2005 | 185 Mt              | 583.86 Mt                           | 690.03 Mt                         |

Tabelle 7.1.: Kraftstoffverbrauch und Emissionen im Referenzjahr 2005

Im Folgenden wird die Entwicklung der äquivalenten CO<sub>2</sub>-Emissionen des Luftverkehrs basierend auf den Szenarien von 2005 (Referenzjahr) bis 2050 analysiert. Die Ergebnisse in Form der Änderungsrate der LCA CO<sub>2äq</sub>-Emissionen sind in Abbildung 7.2 dargestellt. Es sind die drei Technologieszenarien TS1 bis TS3 (graue Balken) sowie die jeweiligen Kraftstoffszenarien für das MID Szenario (bunte Balken) dargestellt. LOW und HIGH werden wiederum durch die Fehlerbalken repräsentiert. Positive Änderungsraten stellen eine Steigerung der Emissionen von 2005 bis 2050 dar, wohingegen negative Werte eine Reduktion bedeuten. Im Gegensatz zum CNG Ziel ist zur Erfüllung des langfristigen Reduktionsziel jedoch eine reine Kompensation des Luftverkehrswachstums nicht ausreichend. Vielmehr muss eine Reduktion von (mindestens) 50 % erreicht werden (Ziel). Nahezu alle Szenarien zeigen einen deutlichen Anstieg der äquivalenten CO<sub>2</sub>-Emissionen bis zum Jahr 2050. Mit Ausnahme des hoch innovativen Szenario TS3 (hier reicht auch das MID Szenario), erwirkt lediglich das optimistischste Szenario alternativer Kraftstoffe, d.h. 100 % Substitution des konventionellen Kerosins, zusammen mit dem höchsten Reduktionspotenzial von 90 %, eine Reduktion der absoluten Emissionen in 2050 unter die Mengen von 2005. In diesem Fall wird sogar eine Einsparung von in etwa 50 % gegenüber 2005 erreicht und somit das Reduktionsziel

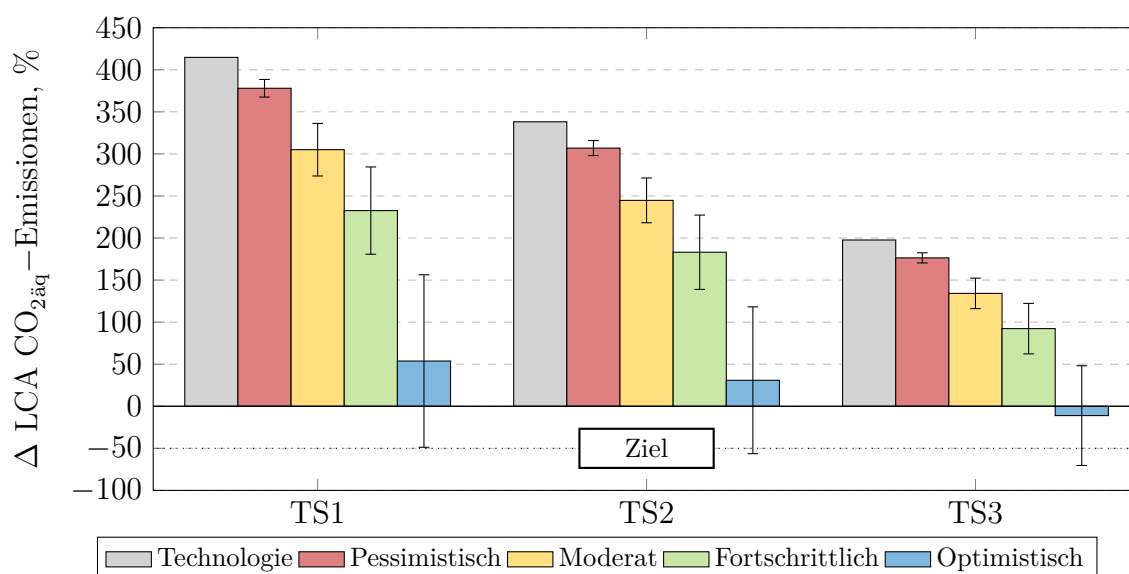


Abbildung 7.2.: Änderungsrate der LCA CO<sub>2äq</sub>-Emissionen zwischen 2005 und 2050

erfüllt. Selbst bei einer Verfügbarkeit von 50 % alternative Kraftstoffe (Fortschrittlich) werden sich im MID Szenario bis 2050 die Emissionen in allen Technologieszenarien mindestens in etwa verdoppeln.

### 7.2. Hochfahrtszenarien alternativer Flugturbinenkraftstoffe

Um die Entwicklung der Emissionen des zukünftigen Luftverkehrs über der Zeit quantifizieren zu können, ist über die abstrakten Szenarien hinaus eine Berücksichtigung konkreter Hochfahrtszenarien für die Einführung alternativer Kraftstoffe erforderlich. In dieser Studie werden keine relativen Anteile alternativer Kraftstoffe verwendet, sondern die absoluten Mengen zu Grunde gelegt. Es wird davon ausgegangen, dass die Verfügbarkeit alternativer Kraftstoffe primär von der Bereitstellung, d.h. der Möglichkeit zur Produktion zu konkurrenzfähigen Preisen und der vorhandenen Anlagen- und Rohstoffkapazitäten, abhängt und weniger von der Nachfrage nach Kraftstoff. Folglich sind die beiden Hochfahrtszenarien absolut und in ihrer Ausprägung nicht durch die Technologieszenarien beeinflusst.

Basierend auf den in Abschnitt 6.3.2 dargelegten Literaturdaten und Erkenntnissen werden zwei konkrete Szenarien zur Einführung alternativer Kraftstoffe betrachtet. Hierbei werden für die Jahre 2020, 2030 und 2050 jeweils verfügbaren Kraftstoffmengen abgeschätzt. Die beiden alternativen Flugturbinenkraftstoff-Szenarien (AS) werden im Folgenden kurz erläutert:

- **AS1:** Das Szenario orientiert sich für das Jahr 2020 an den bereits heute schon vorgehaltenen Produktionskapazitäten nach [E4tech, 2014], [IRENA, 2017], [Mawhood et al., 2016] und [Karatzos et al., 2014]. Aufgrund der ökonomischen Rahmenbedingungen ist die Produktion von alternativen Kraftstoffen für die Luftfahrt noch nicht sonderlich attraktiv, so dass diese lediglich bei einem Anteil von 20 % der Produktionskapazität liegen. Es werden die bereits operativen Anlagen sowie die bis 2020 geplanten Anlagen berücksichtigt und der Mittelwert der Literaturdaten zugrunde gelegt (1 Mt). Basierend auf den Daten von [Mawhood et al., 2016] werden jedoch bei den geplanten Anlagen nur die Hälfte zur Produktion von Flugturbinenkraftstoffen beitragen, so dass insgesamt 0.75 Mt in 2020 für die Luftfahrt zur Verfügung stehen. Bis 2030 folgt der Aufbau der Produktionskapazitäten den optimistischen Produktivitätsraten nach [E4tech, 2014]. Die Anlagen werden zudem für eine maximale Produktionsmenge von Flugturbinenkraftstoff betrieben (50 % bis 60 %). Folglich verzehnfachen sich die Produktionskapazitäten nahezu und erreichen 13 Mt in 2030 (vgl. [E4tech, 2014]). Im Jahr 2050 stehen schließlich, gemäß dem IEA Blue Map Szenario [IEA, 2009], ca. 188.6 Mt alternativer Flugturbinenkraftstoffe zur Verfügung<sup>2</sup>.
- **AS2:** Dieses optimistische Szenario repräsentiert eine schnellere Einführung alternativer Kraftstoffe. Hierbei handelt es sich um ein sehr optimistisches Szenario, welches eher als hypothetisch anzusehen ist. Im Jahr 2020 werden alle projektierten Anlagen planmäßig zur Verfügung stehen (ohne Einschränkung). Zudem liegt

---

<sup>2</sup>Umrechnung mit einer spezifischen Energie von 44 MJ/kg aus der Literaturangabe zum Blue Map Szenario von 8.3 EJ an alternativen Kraftstoffen für die Luftfahrt.



der Anteil von Flugturbinenkraftstoff an den Produkten aufgrund von finanziellen Anreizen bei 40 %. Der sich ergebene Mittelwert liegt bei 1.6 Mt für 2020. Bis 2030 folgt der Aufbau der Produktionskapazitäten doppelt so schnell wie die optimistischen Produktivitätsraten nach [E4tech, 2014] verlaufen. Die Anlagen werden zudem für die maximale Produktionsmenge von Luftfahrtkraftstoff betrieben (50 % bis 60 %). Folglich erweitern sich die Produktionskapazitäten sehr drastisch und erreichen 26 Mt in 2030. Anschließend erfährt die bereitgestellte Menge an alternativen Kraftstoffen eine rasante Steigerung bis 2050. Hier wird angenommen, dass im Szenario TS3 eine vollständige Substitution des konventionellen Kraftstoffs vorgenommen werden kann, so dass ca. 540 Mt alternative Flugturbinenkraftstoffe zur Verfügung stehen.

Eine grafische Darstellung der Hochfahrtszenarien alternativer Kraftstoffe ist in Abbildung 7.3 gezeigt. Die Bereiche zwischen den Stützstellen wurden jeweils mit einem Polynom 3-Ordnung approximiert. Die absoluten Mengen alternativer Kraftstoffe

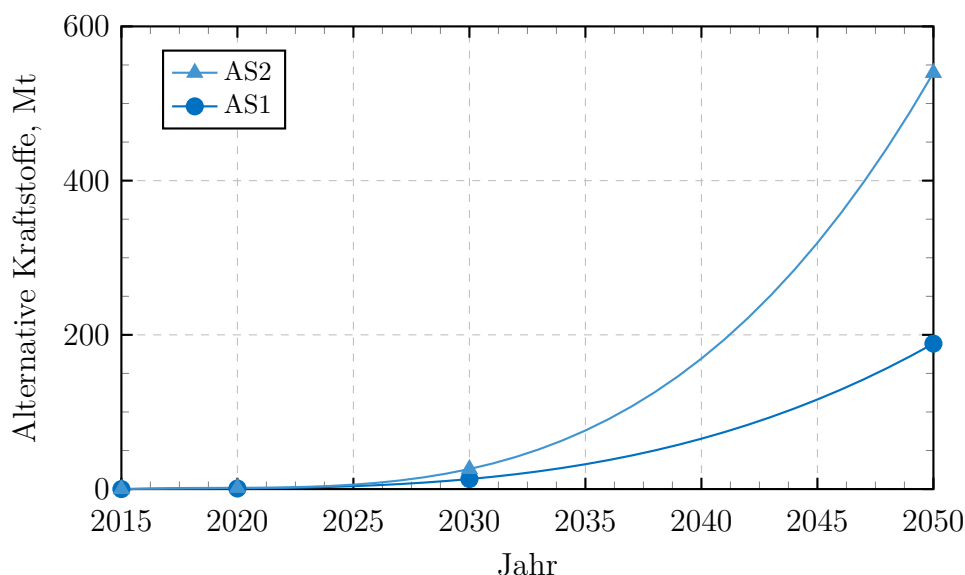


Abbildung 7.3.: Hochfahrtszenarien zur Verfügbarkeit alternativer Kraftstoffe in der Luftfahrt

sowie die resultierenden relativen Anteile am Gesamtkraftstoffbedarf der jeweiligen Technologieszenarien (TS1 bis TS3) sind in der Tabelle 7.2 auf der nächsten Seite zusammengefasst.

Für die Jahre 2020 und 2030 liegen die relativen Anteile der beiden Hochfahrtszenarien ungefähr im Bereich der E4tech Szenarien. Für 2050 entspricht AS1 der IEA Prognose und liegt damit am unteren Rand der in Abbildung 6.8 auf Seite 105 aufgeführten Literaturszenarien, wohingegen AS2 den E4tech Szenarien Central-high und high entspricht<sup>3</sup>. Neben den in Abbildung 6.8 dargestellten relativen Anteilen existieren in der Literatur noch weitere Szenarien mit Abschätzungen zu absoluten Mengen alternativer Kraftstoffe, die im weiteren zum Vergleich kurz diskutiert werden. Die Sustainable Aviation Fuel Roadmap der ICAO zeigt drei potenzielle Szenarien mit Kraftstoffmengen im Bereich von 30 Mt bis 170 Mt [ICAO, 2013-2015] in 2050. Während

<sup>3</sup>Diese erreichen bereits vor 2050 eine Verfügbarkeit von 100 % alternativer Kraftstoffe.

| Jahr | AS1                |        |        |        | AS2                |        |        |       |
|------|--------------------|--------|--------|--------|--------------------|--------|--------|-------|
|      | Alt.<br>Kraftstoff | Anteil |        |        | Alt.<br>Kraftstoff | Anteil |        |       |
|      |                    | TS1    | TS2    | TS3    |                    | TS1    | TS2    | TS3   |
| 2015 | 0 Mt               | 0 %    | 0 %    | 0 %    | 0 Mt               | 0 %    | 0 %    | 0 %   |
| 2020 | 0.75 Mt            | 0.2 %  | 0.2 %  | 0.3 %  | 1.6 Mt             | 0.5 %  | 0.5 %  | 0.6 % |
| 2030 | 13.0 Mt            | 2.7 %  | 3.0 %  | 3.4 %  | 26 Mt              | 5.4 %  | 5.9 %  | 6.8 % |
| 2050 | 188.6 Mt           | 19.9 % | 20.4 % | 34.5 % | 539.8 Mt           | 57.4 % | 67.5 % | 100 % |

Tabelle 7.2.: Szenarien zur Verfügbarkeit alternativer Kraftstoffe in den Jahren bis 2050, sowie der daraus resultierende relative Anteil am Gesamtkraftstoffbedarf in den verschiedenen Technologieszenarien

in 2020 die absoluten Mengen jene dieser Studie übertreffen, entsprechen die Mengen für 2030 in etwa dem mean und high Szenario. In 2050 liegt das AS1 leicht über dem high Szenario. Das AS2 hingegen überschreitet die potenziellen Kraftstoffmengen deutlich in 2050. Die SWAFEA Studie veranschlagt für 2050 etwa 315 Mt/a [Novelli, 2011a] und liegt damit etwa zwischen AS1 und AS2 dieser Studie.

Werden diese Szenarien mit den Technologieszenarien überlagert, kann für den Zeitraum 2010 bis 2050 der Verlauf der LCA  $\text{CO}_{2\text{äq}}$ -Emissionen dargestellt werden. Für die beiden Hochfahrtszenarien wird jeweils das Reduktionspotenzial MID angenommen, so dass eine Reduzierung der LCA  $\text{CO}_{2\text{äq}}$ -Emissionen der alternativen Kraftstoffe von bis zu  $-70\%$  möglich ist. In Anlehnung an die Darstellung der Emissionsroadmap des Luftverkehrs in Abbildung 1.2 auf Seite 6 werden die jeweiligen Reduktionen als Fläche farblich hervorgehoben, um somit den integralen Charakter über der Zeit zu verdeutlichen. Hierdurch können die Gesamtemissionen sowie die einzelnen Bereiche quantifiziert werden. Im Gegensatz zur lediglich schematischen Emissionsroadmap werden somit die potenziellen Emissionen in maßstabsgetreuen Proportionen dargestellt. Die jeweiligen Verläufe der Technologieszenarien TS1, TS2 und TS3 sind in den Abbildungen 7.4 bis 7.6 gezeigt.

Im Referenzjahr 2005 betragen die Emissionen ca. 690 Mt  $\text{CO}_{2\text{äq}}$ . Folglich entspricht das langfristige Reduktionsziel in 2050 etwa 345 Mt  $\text{CO}_{2\text{äq}}$ . Im hypothetischen Referenzszenario, d.h. mit einer eingefrorenen Flugzeugflotte ohne technologische Verbesserung und somit im Einklang mit dem Luftverkehrswachstum, steigen die äquivalenten  $\text{CO}_2$ -Emissionen über den Lebenszyklus bis zum Jahr 2050 auf etwa 4610 Mt an. Die Technologieszenarien TS1 bis TS3, unter Berücksichtigung technischer Innovationen und operationeller Maßnahmen, reduzieren diese Emissionen auf etwa 3550 Mt bis 2050 Mt  $\text{CO}_{2\text{äq}}$ . Zur Zielerreichung fehlen demnach noch Einsparung in Höhe von 3200 Mt bis 1700 Mt  $\text{CO}_{2\text{äq}}$ . Die beiden hier betrachteten Hochfahrtszenarien (AS1 und AS2) können die Emissionen zusammen mit den jeweiligen Technologieszenarien weiter reduzieren. Für das AS1 erreichen die Emissionen ein Level von 1550 Mt bis 3050 Mt  $\text{CO}_{2\text{äq}}$  und für die Verfügbarkeit nach AS2 615 Mt bis 2110 Mt  $\text{CO}_{2\text{äq}}$ . Diese Mengen übersteigen in den Technologieszenarien TS1 und TS2 die Emissionen aus dem Jahr 2030 (1639 bzw. 1800 Mt  $\text{CO}_{2\text{äq}}$ ). Im hoch innovativen Szenario TS3 können die Emissionen im optimistischen Hochfahrtszenario AS2 zwar unter den Wert von 2005 reduziert werden (615 Mt), erreichen eine Halbierung der Emissionen jedoch nicht. Im AS1 wird in 2050 etwa das 2.25-fache des Niveaus von 2005 erreicht. Das Ziel CNG ist in allen Szenarien

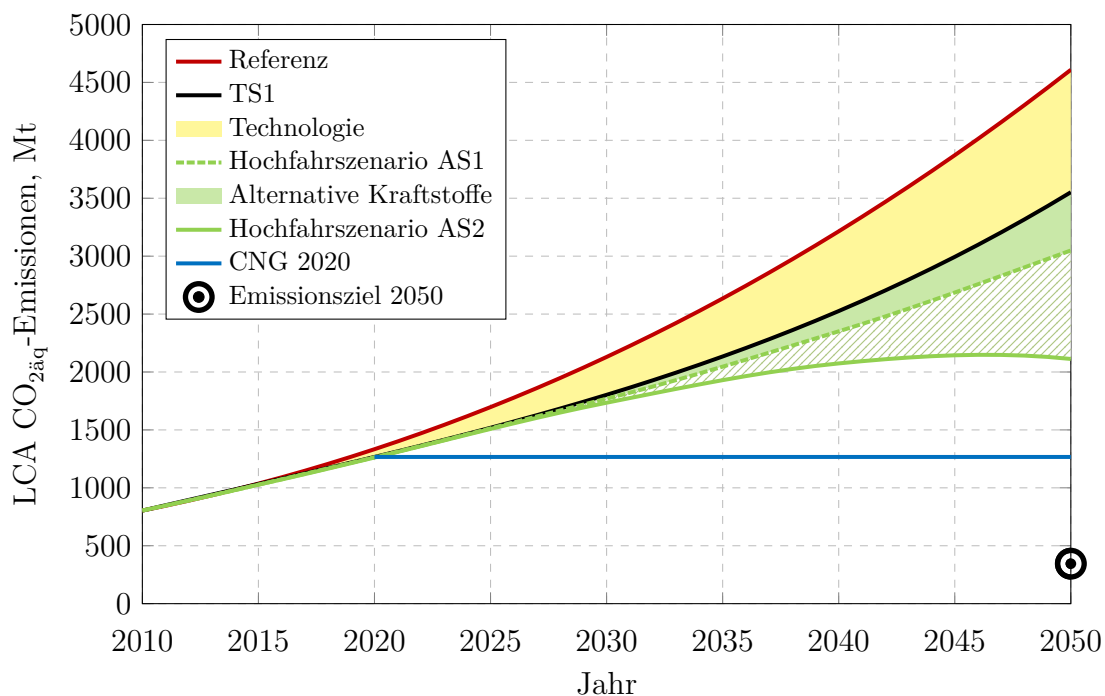


Abbildung 7.4.: Emissionsroadmap des globalen Luftverkehrs maßstabsgerecht für das Technologieszenario TS1 sowie die Hochfahrtszenarien alternativer Kraftstoffe AS1 und AS2 mit dem MID Reduktionspotenzial

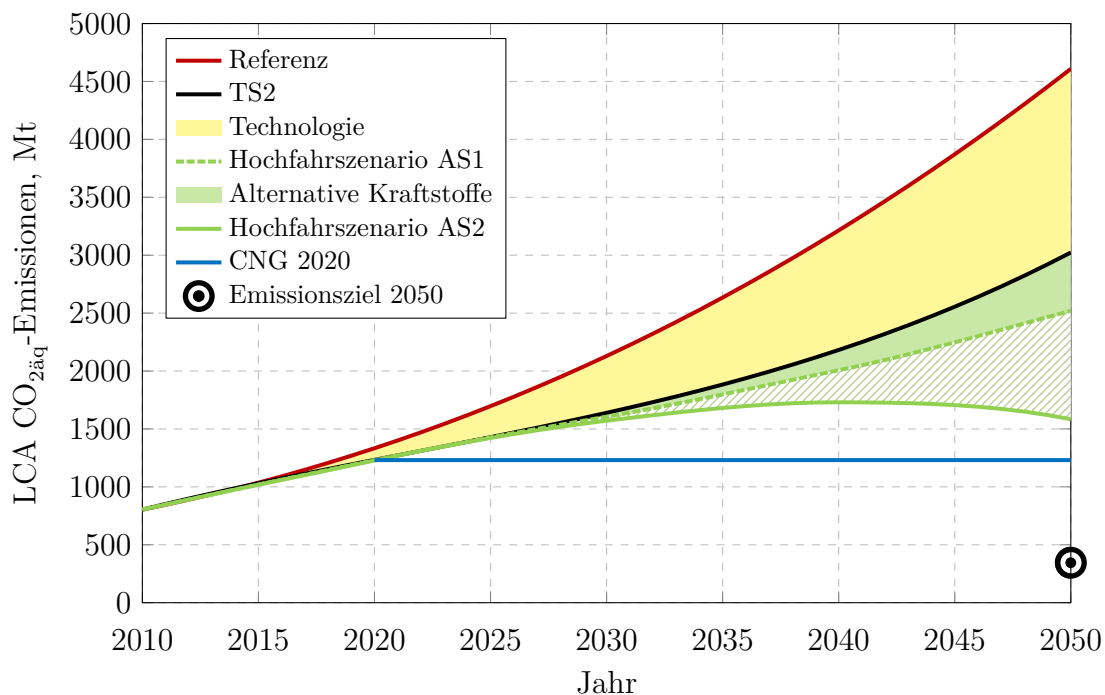


Abbildung 7.5.: Emissionsroadmap des globalen Luftverkehrs maßstabsgerecht für das Technologieszenario TS2 sowie die Hochfahrtszenarien alternativer Kraftstoffe AS1 und AS2 mit dem MID Reduktionspotenzial

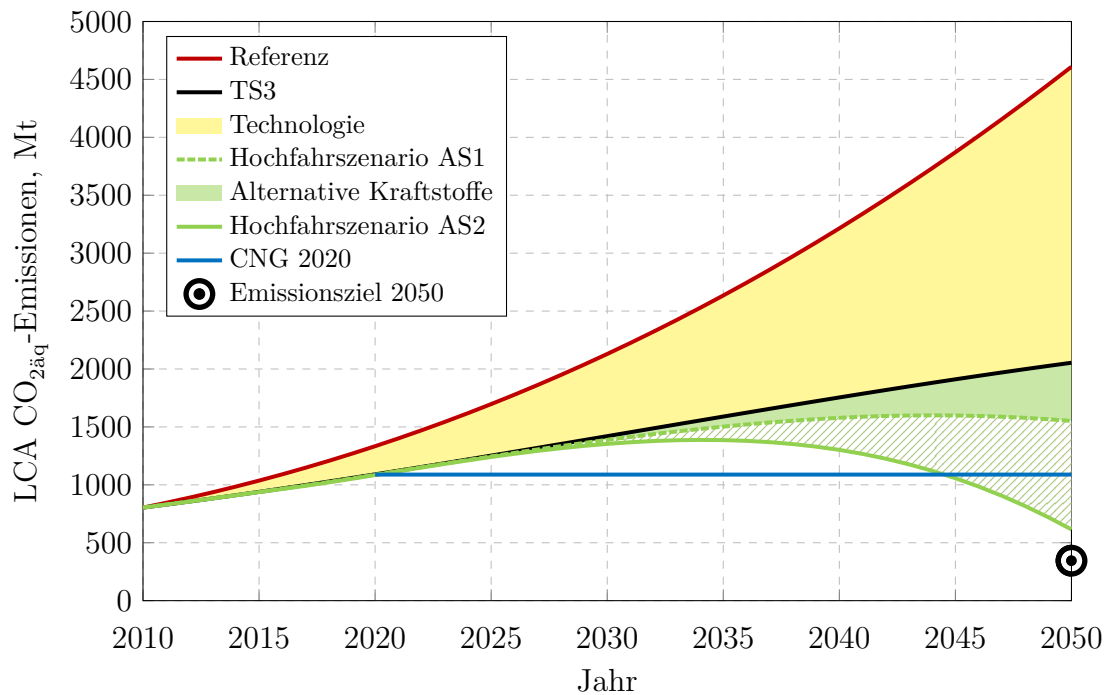


Abbildung 7.6.: Emissionsroadmap des globalen Luftverkehrs maßstabsgerecht für das Technologieszenario TS3 sowie die Hochfahrtszenarien alternativer Kraftstoffe AS1 und AS2 mit dem MID Reduktionspotenzial

lediglich durch die Einführung von alternativen Kraftstoffen und mit den angenommenen Technologieverbesserungen nicht erreichbar. Hier unterschreiten das AS2 im TS3 die Emissionen aus 2020 erst um das Jahr 2045.

### 7.3. Ökobilanz und Ökonomie

Für die im vorangegangenen Kapitel betrachteten Hochfahrtszenarien können die entsprechenden Flächenbedarfe gemäß der Angaben in Kapitel 3.3 ermittelt werden. Für die beiden Szenarien ergeben sich für die Jahre 2030 und 2050 für die verschiedenen Bereitstellungspfade überschlagsmäßig die in Tabelle 7.3 angegebenen Flächenbedarfe. Die im Kapitel 6.4 sowie den Kapiteln 7.1 und 7.2 dargestellten Ergebnisse basieren u.a. auf den in Kapitel 3 hergeleiteten Daten. Die hier angenommenen Reduktionspotenziale beziehen sich dabei auf die in der Literatur ausgewiesenen Daten zur Bereitstellung der Kraftstoffe ohne die Landnutzungsänderungen miteinzubeziehen. Vor dem Hintergrund der ermittelten Bedarfe an alternativen Kraftstoffen, um die anvisierten Ziele im Luftverkehr zu erreichen, dürften die direkten und indirekten Landnutzungsänderungen jedoch erheblich an Bedeutung gewinnen. Zum einen fällt das Reduktionspotenzial alternativer Kraftstoffe mit zunehmender Verfügbarkeit stärker ins Gewicht. Zum anderen wird das Phänomen der Landnutzungsänderung mit steigender Rohstoffnachfrage verstärkt auftreten und im Hinblick auf die begrenzten landwirtschaftlich attraktiven Flächen zudem potenziell auch vermehrt sensiblere Landflächen betreffen. Daher ist bei der Analyse etwaiger Rohstoffe und Einsparpotenziale davon auszugehen, dass die derzeit bestehende Unsicherheit bzgl. der (i)LUC-Effekte und deren Quantifizie-

| Kraftstoff    | Jahr | AS1         | AS2         |
|---------------|------|-------------|-------------|
|               |      | Fläche, Mha | Fläche, Mha |
| FT-SPK, KUP   | 2030 | 6.1         | 12.3        |
|               | 2050 | 88.9        | 259.6       |
| FT-SPK, SWG   | 2030 | 5.6         | 11.2        |
|               | 2050 | 81.6        | 238.2       |
| FT-SPK, WRH   | 2030 | 61.3        | 122.6       |
|               | 2050 | 889.3       | 2596.0      |
| HEFA-SPK, JAT | 2030 | 56.9        | 113.8       |
|               | 2050 | 825.4       | 2409.4      |
| HEFA-SPK, CAM | 2030 | 67.7        | 135.4       |
|               | 2050 | 982.0       | 2866.7      |
| HEFA-SPK, ALG | 2030 | 3.1         | 6.1         |
|               | 2050 | 44.3        | 129.5       |

Tabelle 7.3.: Flächenbedarf für die Kultivierung alternativer Kraftstoffe

zung auch zukünftig bestehen bleibt. Eine Alternative hierzu könnte die Kultivierung von Aquakulturen darstellen. Können diese in offenen Gewässern kultiviert werden, müssten keine landwirtschaftlichen Flächen umgewandelt werden. Auch Aquakulturen in Reaktoren bieten die Möglichkeit, Landflächen zu akquirieren, die nicht für eine landwirtschaftliche Nutzung bereit stehen.

Ein weiterer Aspekt betrifft die Rentabilität alternativer Kraftstoffe für die Luftfahrt, nicht nur aus ökonomischer, sondern auch aus ökologischer Sicht. Auf Basis der ermittelten Reduktionspotenziale und geschätzten Kosten alternativer Kraftstoffe können die beiden Aspekte in Form von CO<sub>2</sub>-Vermeidungskosten ( $k_v$ ) zusammengefasst werden (vgl. [FfE, 2009]). Hierbei werden die CO<sub>2</sub>-Emissionen einer Maßnahme ( $e_M$ ) gegenüber der Referenz (hier Kerosin Jet A-1,  $e_{ref}$ ) und die voraussichtlich benötigten Kosten der Maßnahme ( $k_M$ ) denen der Referenz ( $k_{ref}$ ) gegenübergestellt (siehe Gleichung 7.1). So lassen sich die erwarteten Umweltwirkungen verglichen mit dem Status Quo monetarisieren<sup>4</sup>.

$$k_v = \frac{k_M - k_{ref}}{e_{ref} - e_M} \quad (7.1)$$

In dieser Arbeit werden die CO<sub>2</sub>-Vermeidungskosten auf die CO<sub>2äq</sub>-Emissionen des Lebenszyklus der Flugturbinenkraftstoffe bezogen. Hierfür werden die in Kapitel 3.6 ermittelten Zusatzkosten für FT- und HEFA-SPK durch die LCA CO<sub>2äq</sub>-Einsparpotenziale aus Kapitel 4.3.3 dividiert. Um konsistente Daten zu erhalten, wird die funktionelle Einheit der Lebenszyklusanalyse durch Multiplikation mit der spezifischen Energie (44.04 MJ/kg für SPK100) in CO<sub>2äq</sub>-Einsparungen pro Kraftstoffmasse transformiert. Die resultierenden Daten sind in Tabelle 7.4 dargestellt.

Die Zusatzkosten für FT- und HEFA-SPK gemäß den verschiedenen Szenarien aus

<sup>4</sup>Die Definition setzt eine tatsächliche Emissionsminderung voraus (positiver Nenner), so dass eine Maßnahme mit negativen Vermeidungskosten mehr Kosten einspart als die Referenz.

| Kraftstoffe   | Einsparung zu Jet A-1   |                          |
|---------------|-------------------------|--------------------------|
|               | g CO <sub>2</sub> äq/MJ | kg CO <sub>2</sub> äq/kg |
| FT-SPK, KUP   | 67.0                    | 2.951                    |
| FT-SPK, SWG   | 70.6                    | 3.109                    |
| FT-SPK, WRH   | 76.6                    | 3.373                    |
| HEFA-SPK, JAT | 38.6                    | 1.700                    |
| HEFA-SPK, CAM | 58.4                    | 2.572                    |
| HEFA-SPK, ALG | 59.9                    | 2.638                    |

Tabelle 7.4.: Einsparung der LCA CO<sub>2</sub>äq-Emissionen alternativer Kraftstoffe im Vergleich zu Jet A-1 in einer energetischen und einer gravimetrischen Bilanzierung

Tabelle 3.10 können nun mit den Einsparpotenzialen verrechnet werden. Hier bilden lediglich die Algen eine Ausnahme (FT-SPK, ALG), da diese bei der Preisbildung für alternative Kraftstoffe in Kapitel 3.6 aufgrund der unsicheren Datenlage nicht berücksichtigt werden konnten. Die Ergebnisse sind in Tabelle 7.5 zusammengefasst.

| Parameter                               | Low-oil      | Mid-oil     | High-oil    |
|---|--------------|-------------|-------------|
| Kerosin, USD/t                          | 500          | 750         | 1000        |
| CO <sub>2</sub> -Kosten FT-SPK, USD/t   | 296 bis 593  | 222 bis 508 | 148 bis 424 |
| CO <sub>2</sub> -Kosten HEFA-SPK, USD/t | 165 bis 1029 | 159 bis 882 | 155 bis 735 |

Tabelle 7.5.: CO<sub>2</sub>-Vermeidungskosten alternativer Kraftstoffen (ohne FT-SPK, ALG) im Vergleich zu Kerosin

Die Vermeidungskosten lassen sich mit anderen Technologien branchenübergreifend vergleichen. Bspw. werden in den Studien nach [Jochem et al., 2008] CO<sub>2</sub>-Vermeidungskosten für unterschiedliche Maßnahmen in Deutschland von –470 EUR/t (für Umstellung der KFZ-Steuer auf CO<sub>2</sub> Basis) bis 170 EUR/t (für den Ausbau von Biokraftstoffen) angegeben. In der Zusammenstellung zu Klimaschutzmaßnahmen nach [Lehr et al., 2013] werden Maßnahmen mit Vermeidungskosten von –50 EUR/t (für Photovoltaik-Gebäude) bis 100 EUR/t (für Geothermie) aufgeführt.

Aus den Vermeidungskosten lässt sich unmittelbar ein Preis für etwaige CO<sub>2</sub>-Zertifikate ableiten, der einen vollständigen Kostenausgleich alternativer Kraftstoffe zu konventionellem Kerosin bewirken würde. Demnach müssten die Kosten für CO<sub>2</sub>-Zertifikate selbst unter den günstigsten Bedingungen bei mindestens knapp 150 USD/t liegen<sup>5</sup>. In den letzten Jahren bewegte sich der CO<sub>2</sub>-Preis<sup>6</sup> überwiegend im Bereich von etwa 5.5 USD/t bis 16.6 USD/t [DEHSt, 2015]. Aus einer Analyse der DOC der Airlines können die Zusatzkosten für alternative Kraftstoffe auch auf einen durchschnittlichen Ticketpreis aufgeschlagen werden. Aus den Daten der IATA wird für das Jahr 2017 nach vorläufiger Schätzung ein mittlerer Ticketpreis von ca. 353 USD/PAX erzielt, bei einer Passagierzahl von insgesamt etwa 4085 Mio. [IATA, 2014-2017]. Die Kosten für den Flugturbinenkraftstoff werden mit 129 Mrd.USD ausgewiesen. Demnach ergeben

<sup>5</sup>Hier FT-SPK, WRH im High-oil Szenario.

<sup>6</sup>Unter Berücksichtigung eines mittleren Wechselkurses in 2016 von etwa EUR = 1.1069 USD.

sich pro Ticket Kraftstoffkosten in Höhe von 31.58 USD. Das entspricht einem Anteil von ca. 8.95 % an den Ticketkosten. Müssen nun für alternative Kraftstoffe gemäß den Daten in Tabelle 3.10 auf Seite 43 das 1.4 bis 4.5-fache des Kerosinpreises bezahlt werden, so würde dies die Ticketpreise im Durchschnitt um 3.5 % bis 30 % bzw. ca. 12.6 USD bis 110.5 USD verteuern.

Es kann daher festgehalten werden, dass eine politisch motivierte finanzielle Unterstützung zumindest in Form einer Anschubfinanzierung erforderlich sein wird, um die derzeitige Lücke zwischen dem konventionellen Kerosinpreis und den Aufwendungen für alternative Kraftstoffe zu schließen. Zudem sieht sich die Luftfahrtindustrie, auch durch ihre hohen Anforderung an die Spezifikation der Kraftstoffe und dadurch erhöhtem Produktionsaufwand, der Konkurrenz anderer Biokraftstoffe ausgesetzt. Es ist darüber hinaus zu beachten, dass die Luftfahrtindustrie, als global agierende Branche, nur schwer durch einzelne nationale Maßnahmen zu steuern ist und die Eingriffsmöglichkeit über Steueranreize aufgrund der Steuerbefreiung für Kerosin auf internationalen Flugstrecken hier nicht gegeben ist.

Eine andere Möglichkeit stellt, neben direkten finanziellen Hilfen für die Nutzung alternativer Kraftstoffe, die Anrechnung des CO<sub>2</sub>-Minderungspotenzials über die Erfassung der CO<sub>2</sub>-Emissionen des Luftverkehrs dar. Dies könnte entweder in Form von Start- und Landegebühren oder durch den Handel mit CO<sub>2</sub>-Zertifikaten erfolgen. Der im Rahmen des Europäischen Emissionshandels angedachte Handel mit CO<sub>2</sub>-Zertifikaten und daraus folgende Preisaufschlag für konventionelles Kerosin wurde jedoch zunächst bis 2020 ausgesetzt [IRENA, 2017]. Marktbasierende Maßnahmen im Allgemeinen könnten dafür genutzt werden, die Einführung alternativer Kraftstoffe zu beschleunigen. Allerdings wird in der Literatur darauf verwiesen, dass ggf. zwar die Treibhausgasemissionen über ein derartiges Instrument reduziert werden können, aber, aufgrund der Kostenstruktur, die Produktion von alternativen Kraftstoffe nicht zwingend stimuliert wird [IRENA, 2017].

Bleiben Kompensationen jedoch aus oder werden nur unzureichend ausgestaltet, so könnten die erforderlichen finanziellen Mehraufwendungen für die Nutzung alternativer Flugturbinenkraftstoffe das Luftverkehrswachstum beeinträchtigen. Allerdings würde hierdurch auch der Anstieg im Kraftstoffbedarf gedämpft. Somit würde eine quantitative Entwicklung der Emissionen gemäß dem ambitionierten Technologieszenario (TS3) wahrscheinlicher, da folglich weniger große Einsparungen bei einem geringeren Referenzniveau bereits zu gleichen absoluten Werten führen. Zugleich reduziert sich die Anforderung an die absolute Menge alternativer Flugturbinenkraftstoffe, um einen entsprechenden Anteil am Kraftstoffverbrauch des Luftverkehrs zur repräsentieren. Demnach könnten von der Nutzung alternativer Flugturbinenkraftstoffe, neben den unmittelbaren Auswirkungen, positive Schneeballeffekte in Bezug auf das Emissionsverhalten des Luftverkehrs ausgehen und die Erreichung der Reduktionsziele begünstigen, auf Kosten der Luftverkehrskapazität.

## 8. Fazit und Ausblick

In der vorliegenden Arbeit wurde der Einfluss alternativer Kraftstoffe auf das Emissionsverhalten des Luftverkehrs erstmals in einer ganzheitlichen Betrachtungsweise untersucht.

Im Rahmen dieser Arbeit wurden die alternativen Kraftstoffe FT-SPK und HEFA-SPK basierend auf verschiedenen nachhaltigen Rohstoffen betrachtet und entsprechende Kraftstoffmodelle in Form eines reinen SPK, eines 50 Vol.-% Gemisch aus konventionellem Kerosin und SPK sowie eines konventionellen Kerosins des Typs Jet A-1 als Referenz erstellt. Nach den grundlegenden Analysen auf Triebwerksebene wurden die Modelle auf Flugmissionslevel übertragen, um den Einfluss auf unterschiedlichen Flugstrecken zu untersuchen. Hierbei wurden, neben den Einflüssen auf den Kraftstoffverbrauch, die direkten Emissionen von  $\text{CO}_2$ ,  $\text{H}_2\text{O}$  sowie in einem Szenario die Auswirkungen auf  $\text{NO}_x$ - und nvPM-Emissionen quantifiziert. Darüber hinaus wurden die Einsparpotenziale über den Lebenszyklus in Form von äquivalenten  $\text{CO}_2$ -Emissionen unterschiedlicher Rohstoffe und Herstellungspfade, basierend auf Literaturdaten, analysiert. Es kann festgehalten werden, dass FT-SPK bzw. HEFA-SPK sowie entsprechende Mischungen mit konventionellem Kerosin einen positiven Einfluss auf die Triebwerksperformance (Reduktion des Kraftstoffverbrauchs von 0.9 % bis 2.2 %) haben. Darüber hinaus wirkt sich die geänderte Komposition in Form eines höheren H/C-Verhältnisses günstig auf die  $\text{CO}_2$ -Emissionen aus (−2 % bis −4 %). Die  $\text{H}_2\text{O}$ -Emissionen hingegen steigen um bis zu 4 bzw. 8 %. Die  $\text{NO}_x$ -Emissionen und emittierten nvPM-Massen könnten ersten Daten zur Folge um über 10 % bzw. über 60 % auf Flugmissionslevel reduziert werden. Allerdings bedarf eine abschließende Aussage zum Reduktionspotenzial der  $\text{NO}_x$ - und nvPM-Emissionen einer erweiterten Datenbasis, so dass die hier quantifizierten Einsparungen auf Szenarien beruhen.

Für die Klimawirkung sind hauptsächlich die äquivalenten  $\text{CO}_2$ -Emissionen über den Lebenszyklus von Relevanz. Es ist zu beachten, dass für die Verwendung alternativer Kraftstoffe der  $\text{CO}_2$ -Ausstoß nicht ohne Weiteres mit Verweis auf die  $\text{CO}_2$ -Absorption während der Kultivierung marginalisiert werden kann. Vielmehr übersteigt in den meisten Fällen der Treibhausgasausstoß für die Bereitstellung der alternativen Kraftstoffe denjenigen von konventionellem Kerosin. Daher sind für eine Quantifizierung der Potenziale alternativer Kraftstoffe die Systemgrenzen von besonderer Bedeutung. Es können in Bezug auf die  $\text{CO}_{2\text{äq}}$ -Emissionen Reduktion von bis zu 45 % (SPK50) bzw. knapp 90 % (SPK100) für die in dieser Arbeit betrachteten Rohstoffe und Herstellungspfade erzielt werden.

Aus der Analyse der Flugmissionsergebnisse lässt sich folgern, dass es keine signifikante, generell gültige Abhängigkeit der Auswirkungen alternativer Kraftstoffe von der Flugzeugtechnologie bzw. -klasse gibt. Demnach lassen sich hierfür auch keine dezidierten Handlungsempfehlungen oder Maßnahmen ableiten. Im Allgemeinen kann jedoch festgehalten werden, dass der Einsatz alternativer Kraftstoffe im Langstreckenbetrieb aufgrund der Schneeballeffekte durch den höheren gravimetrischen Energiegehalt leichte



---

Vorteile hat, sofern hier die leicht geringere Dichte keine Einschränkung darstellt.

Zur Quantifizierung des Einflusses auf den globalen Luftverkehr wurden schließlich die Erkenntnisse auf Szenarien zur Entwicklung des Luftverkehrs übertragen. Hierbei wurden unterschiedliche Szenarien anhand verschiedener Technologieentwicklungen und Verfügbarkeiten sowie Einsparpotenziale alternativer Kraftstoffe bis zum Jahr 2050 betrachtet. Unter der Randbedingung einer begrenzten Verfügbarkeit alternativer Kraftstoffe unterstützt eine Verbesserung der technologischen Entwicklung den möglichen Anteil alternativer Kraftstoffe. Gleiches Luftverkehrswachstum vorausgesetzt ist die Reduzierung des erforderlichen Kraftstoffbedarfs hier entscheidend.

Trotz der höheren gravimetrischen Energiedichte und eines höheren H/C-Verhältnisses von SPK Kraftstoffen ist der resultierende Effekt auf den globalen Kraftstoffverbrauch und auf die direkten CO<sub>2</sub>-Emissionen auf Luftverkehrsebene kaum signifikant. Allerdings könnten die nicht-CO<sub>2</sub>-Emissionen in Form von NO<sub>x</sub>, insbesondere jedoch die nvPM-Emissionen durch den Einsatz von SPK in den in dieser Arbeit angenommenen Szenarien erheblich reduziert werden. Dies hat neben der positiven Auswirkung auf die Luftqualität in Bodennähe an Flughäfen insbesondere in Bezug auf die Metrik der Strahlungsbilanz einen positiven Effekt auf die Klimawirkung des Luftverkehrs. Es sei jedoch darauf hingewiesen, dass im Hinblick auf die Charakterisierung von Kondensstreifen, und somit über deren Einfluss auf die Strahlungsbilanz, über die nvPM-Masse hinaus der Änderung der Partikelanzahl eine bedeutende Rolle zukommt, die in dieser Arbeit aufgrund der Datenlage - insbesondere auf Reiseflughöhen - nicht berücksichtigt werden konnte. Die Kriterien zur Kondensstreifenbildung werden nur marginal durch alternative Kraftstoffe in Richtung geringerer Höhen beeinflusst. Die Betrachtung der Emissionen alternativer Kraftstoffe auf Luftverkehrsebene unter Einbeziehung der äquivalenten CO<sub>2</sub>-Emissionen über den Lebenszyklus zeigt, dass diese über den Beitrag der Technologieentwicklung hinaus durch den Einsatz alternativer Kraftstoffe signifikant reduziert werden können. Die Reduzierung ist hierbei von der Kraftstoffbereitstellung abhängig, im Wesentlichen vom Rohstoff und der Prozesstechnologie. Hierbei spielt u.a. der Einsatz regenerativer Energien in der gesamten Prozesskette bzw. die lokale Energieinfrastruktur eine Rolle. Eine bessere technologische Entwicklung reduziert jedoch den potenziellen relativen Einfluss alternativer Kraftstoffe.

Die ökonomische Analyse alternativer Kraftstoffe zeigt, dass die Minderung von Umweltwirkungen gewisse finanzielle Aufwendungen, insbesondere in der Einführungsphase, erfordert. Auch die umgekehrte Perspektive, dass Umwelt- bzw. Klimawirkungen in unserem aktuellen Wirtschaftssystem noch nicht überall eingepreist sind, führen letztlich zu einer Verteuerung gegenüber dem Status Quo. Es resultiert allerdings auch ein gesellschaftlicher Mehrwert, schließlich weist der langfristige und nachhaltige Erhalt der Umwelt keine Alternativen auf. Anhand des ökologischen Nutzens für die erforderlichen ökonomischen Aufwendungen in Form der CO<sub>2</sub>-Vermeidungskosten wird allerdings auch deutlich, dass Art und Weise der Maßnahmen zur Reduktion der Umweltwirkungen durchaus nicht ohne Alternativen sind und auch aus ökonomischen Erwägungen als gesamtgesellschaftliche Herausforderung über den Luftverkehr hinaus verstanden werden müssen. Daher ist - neben einer möglichen Einführung alternativer Kraftstoffe - die Analyse weiterer Maßnahmen zur Minderung der Emissionen und der Klimawirkung innerhalb und außerhalb des Luftverkehrs sinnvoll, um hier den größtmöglichen gesellschaftlichen Nutzen zu erzielen.

Für die Eingangs dargestellten Motive für die Einführung alternativer Kraftstoffe

kann festgehalten werden, dass die Aspekte der Nachhaltigkeit und Energiediversität maßgeblich durch die Einführung alternativer Kraftstoffe verbessert werden können. In Bezug auf die Kostenstabilität ist zunächst keine wesentliche Verbesserung zu erwarten, da mindestens kurz- bis mittelfristig (und bei entsprechender Menge auch langfristig) die Rohstoffbasis nicht frei von Preisvolatilitäten ist. Ob Kostenstabilität tatsächlich erreicht werden kann, muss zumindest für die Rohstoffe der ersten Generation stark bezweifelt werden. Aufgrund der Koppelung der Rohstoffpreise an die Ölpreisentwicklung können keine signifikanten Dämpfungen der Preisvolatilität erwartet werden.

Die vorgestellte Methodik zur ganzheitlichen Bewertung von FT-SPK und HEFA-SPK lässt sich zukünftig auch auf andere alternative Kraftstoffe übertragen. Ebenso können die in dieser Arbeit zugrunde gelegten Annahmen und Szenarien zur Luftverkehrsentwicklung bei einer Ausweitung der Datenbasis aktualisiert und evaluiert werden. Somit weist die Methodik über den hier gezeigten Anwendungsfall hinaus eine generelle Anwendbarkeit im Bereich alternativer Kraftstoffe auf.

Aus der Diskussion zu den Szenarien des globalen Luftverkehrs muss konstatiert werden, dass die mittel- und langfristigen Reduktionsziele der Luftfahrt, wie bspw. Carbon Neutral Growth oder die Halbierung der CO<sub>2</sub>-Emissionen in 2050 relativ zum Niveau in 2005, sehr ambitioniert sind und durch eine reine Fortführung der bisherigen Maßnahmen, auch unter Einbeziehung alternativer Kraftstoffe nicht erreicht bzw. langfristig nur unter den optimistischsten Randbedingungen erreicht werden können. Dennoch könnten alternative Kraftstoffe vor dem Hintergrund der in dieser Arbeit aufgezeigten Potenziale und Randbedingungen als Brückentechnologie (und sogar darüber hinaus) eine Transformation in ein post-fossiles Zeitalter im Luftverkehr einleiten. Es gilt jedoch zu beachten, dass alternative Kraftstoffe für eine Kompensation des erwarteten Luftverkehrswachstums alleine nicht ausreichen werden und schlimmstenfalls sogar in anderen Bereichen ökologische Risiken verstärken können, wie bspw. die Analyse zur Landnutzungsänderung zeigt. Daher ist eine Flankierung zur Einführung alternativer Kraftstoffe mit weiteren Maßnahmen, vor allem im Bereich der technologischen Entwicklung bis hin zu disruptiven Technologien, aber auch im operationellen Bereich (Flugrouten, Auslastung, Verwendung des Fluggeräts etc.) zwingend erforderlich. Zudem gilt zu beachten, dass alternative drop-in Kraftstoffe zukünftig durch andere Energieträger auch wieder substituiert werden können (und somit eine Investition in Rohstoffe und Produktionskapazitäten ggf. begrenzt ist). Insbesondere der Bereich der turbo- und hybrid-elektrischen Antriebssysteme erfährt in jüngster Zeit große Aufmerksamkeit in der Luftfahrt. Aufgrund der technologischen Limitierung sind diese Technologien allerdings auf absehbare Zeit nicht für den zivilen Luftverkehr geeignet. Hier könnten jedoch alternative Kraftstoffe durchaus supplementär zur Entfaltung kommen und bspw. in Form von kryogenen (nicht drop-in fähigen) Kraftstoffen zur Kühlung elektrischer Systeme bis hin zu supraleitenden Technologien genau diese Transformation ins elektrische Luftfahrtzeitalter synergetisch begleiten und weitere Potenziale heben. So könnte beispielsweise der Kraftstoff anschließend im Triebwerk bzw. in der Gasturbine verbrannt werden und die Verlustwärme der elektrischen Komponenten in Form eines bereits vorgewärmten Kraftstoffes dem Verbrennungsprozess wieder zugeführt werden.

Ob allerdings irgendwann tatsächlich eine Entkoppelung von Wachstum und Emissionen herbeigeführt werden kann, bleibt offen. Ungeachtet aller bereits erzielten Erfolge zeigt die historische Entwicklung, dass bisher den Erwartungen in dieser Hinsicht nicht entsprochen werden konnte. Zwar konnte der Emissionsausstoß gegenüber dem

---

Wachstum oftmals verlangsamt werden, eine echte Entkoppelung bleibt jedoch bisher eine Utopie. Daher gilt es, die Maxime des unbegrenzten Wachstumsdrangs in den vorherrschenden Wirtschaftssystemen vor dem Hintergrund der endlichen Ressourcen und Klimarisiken auch in Bezug auf den Luftverkehr als oberste Zielsetzung zu prüfen.

Welchen Weg die Luftfahrt zukünftig tatsächlich einschlagen wird bleibt offen. Die hier gezeigten Szenarien sind keine Prophezeiungen. Vielmehr verstehen sich die dargelegten Zusammenhänge, quantifizierten Einflüsse und möglichen Konsequenzen als Einladung die Zukunft zu gestalten. Sollten dem Luftverkehr zukünftig heute noch unbekannt Lösungen zur Verfügung stehen, könnten die Emissionen gegebenenfalls wesentlich schneller reduziert werden. Bis dahin jedoch gilt es alle Handlungsoptionen für einen sicheren und umweltfreundlichen Luftverkehr zu prüfen und entsprechend schnell umzusetzen. Hier könnte ein möglicher Beitrag auf dem Weg in Richtung einer Dekarbonisierung des Luftverkehrs in einer schrittweisen Abkehr von fossilen Energieträgern und einer nachhaltigen Nutzung regenerativer alternativer Kraftstoffe liegen.

# Literatur

- Aigner, M. et al.: *Klimafreundlich fliegen, Zehn Prozent alternative Kraftstoffe bis 2025*, aireg e.V., Berlin, 2012
- Air France KLM: *Committed: 2012 CSR Report*, 2013
- Air Transport Action Group (ATAG): *Aviation Benefits Beyond Borders*, Geneva, Oktober 2018
- Air Transport Association (ATA): *Traffic and Operations Statistics 1929-Present (based on ICAO data)*, abgerufen am 25.02.2013 von <http://www.airlines.org/Pages/Annual-Results-World-Airlines.aspx>, Stand 2013
- Airbus S.A.S.: *Delivering the Future - Global Market Forecast 2011-2030*, Blagnac Cedex, September 2011
- Airbus S.A.S.: *Global Networks, Global Citizens - Global Market Forecast 2018-2037*, Blagnac Cedex, August 2018
- Alexiou, A. et al.: *Assessing Alternative Fuels for Helicopter Operation*, Volume 1: Aircraft Engine; Ceramics; Coal, Biomass and Alternative Fuels; Controls, Diagnostics and Instrumentation, S. 293-300, 2012
- Alfermann, K.: *Untersuchungen zur Anpassung des Photosyntheseapparates Höherer Pflanzen bei Wachstum unter einem erhöhten CO<sub>2</sub>-Partialdruck von 700 ppm*, Dissertation, Universität Bielefeld, 2001
- Allen, D. T. et al.: *Framework and Guidance for Estimating Greenhouse Gas Footprints of Aviation Fuels*, The Aviation Fuel Life Cycle Assessment Working Group, Propulsion and Power Rapid Response Research and Development (R&D) Support Delivery Order 0011: Advanced Propulsion Fuels Research and Development, April 2009
- American Airlines Inc.: *Form 10-K Annual Report*, American Airlines, verschiedene Ausgaben, 2004-2013
- Anderson, B. et al.: *Alternative Aviation Fuel Experiment (AAFEX)*, NASA/TM-2011-217059, Februar 2011
- ASTM: *ASTM D1655-17, Standard Specification for Aviation Turbine Fuels*, ASTM International, West Conshohocken, PA, 2017
- ASTM: *ASTM D7566-18, Standard Specification for Aviation Turbine Fuel Containing Synthesized Hydrocarbons*, ASTM International, West Conshohocken, PA, 2018
- Bauen, A., Howes, J., Bertuccioli, L. und Chudziak, C.: *Review of the Potential for Biofuel in Aviation*, E4tech, Final Report, August 2009
- Becker, R.-G., Wolters, F., Otten, T. und Nauroz, M.: *Development of a Gas Turbine Performance Code and its Application to Preliminary Design*, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Bremen, 2011

- Becker, R.-G., Bolemant, M., Krause, D. und Peitsch, D.: *An Automated Process to Create Start Values for Gas Turbine Performance Simulations Using Neural Networks and Evolutionary Algorithms*, International Gas Turbine Congress, Tokyo, Japan, 2015
- Berghof, R. et al.: *CONSAVE 2050 - Constrained Scenarios on Aviation and Emissions*, Final Technical Report, G4MA-CT-2002-04013, 2005
- Beringer, T., Lucht, W. und Schaphoff, S.: *Bioenergy Production potential of Global Biomass Plantations under Environmental and Agricultural Constraints*, Global Change Biology Bioenergy, 2011
- Berndes, G., Hoogwijk, M. und van den Broek, R.: *The Contribution of Biomass in the Future Global Energy Supply: A Review of 17 Studies*, Biomass and Bioenergy, 2003
- Bester, N. und Yates, A.: *Assessment of the Operational Performance of Fischer-Tropsch Synthetic-Paraffinic Kerosene in a T63 Gas Turbine Compared to Conventional Jet A-1 fuel*, Proceedings of ASME Turbo Expo, GT2009-60333, 2009
- Bielefeldt, J. et al.: *Energieholzproduktion in der Landwirtschaft - Chancen und Risiken aus Sicht des Natur- und Umweltschutzes*, Naturschutzbund Deutschland (NABU) e.V. 2008
- Blakey, S., Rye, L. und Wilson, C. W.: *Aviation Gas Turbine Alternative Fuels: A Review*, Proceedings of the Combustion Institute, 2010
- Boeing: *Commercial Market Outlook*, Seattle, Juli 2018
- BP Europe SE: *Erdöl bewegt die Welt - Von der Quelle bis zum Verbraucher*, 2013
- Brem, B. T. et al.: *Effects of Fuel Aromatic Content on Nonvolatile Particulate Emissions of an In-Production Aircraft Gas Turbine*, Environmental Science & Technology, Vol. 49, No. 22, S.13149-13157, PMID: 26495879, 2015
- Bulzan, D. et al.: *Gaseous and Particulate Emissions Results of the NASA Alternative Aviation Fuel Experiment (AAFEX)*, Proceedings of ASME Turbo Expo, GT2010-23524, 2010
- Cain, J. et al.: *Characterization of Gaseous and Particulate Emissions From a Turboshaft Engine Burning Conventional, Alternative, and Surrogate Fuels*, Energy & Fuels, Vol. 27, No. 4, S. 2290-2302, 2013
- Canals, M. i et al.: *Key Elements in a Framework for Land Use Impact Assessment Within LCA*, The International Journal of Life Cycle Assessment, 2007
- Carter, N., Stratton, R., Bredehoeft, M. und Hileman, J.: *Energy and Environmental Viability of Select Alternative Jet Fuel Pathways*, 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Juli 2011
- Chishty, W. A. et al.: *Emissions Assessment of Alternative Aviation Fuel at Simulated Altitudes*, Proceedings of ASME Turbo Expo, GT2011-45133, 2011
- Christie, S., Lobo, P., Lee, D. und Raper, D.: *Gas Turbine Engine Nonvolatile Particulate Matter Mass Emissions: Correlation with Smoke Number for Conventional and Alternative Fuel Blends*, PMID: 28055198, 2017

- Commercial Aviation Alternative Fuel Initiative (CAAFI): *Fuel Readiness Level (FRL)*, abgerufen am 21.12.2017 von [http://www.caafi.org/information/pdf/FRL\\_CAAFI\\_Jan\\_2010\\_V16.pdf](http://www.caafi.org/information/pdf/FRL_CAAFI_Jan_2010_V16.pdf), Stand 2010
- Corporan, E., DeWitt, M. J. und Klingshirn, C.: *Appendix G: Gaseous and Non-Volatile Particulate Matter Emissions Measurements in CFM56 Engine - AAFEX Project*, Appendix G in: B.E. Anderson et al., *Alternative Aviation Fuel Experiment (AAFEX)*, NASA/TM-2011-217059, Februar 2011
- Corporan, E., DeWitt, M. J., Klingshirn, C. D. et al.: *Comparisons of Emissions Characteristics of Several Turbine Engine Burning Fischer-Tropsch and Hydroprocessed Esters and Fatty Acids Alternative Jet Fuels*, Proceedings of ASME Turbo Expo, GT2012-68656, 2012
- David, G. G., K. Moffat, H. und Speth, R.: *Cantera: An Object-oriented Software Toolkit for Chemical Kinetics, Thermodynamics, and Transport Processes, Version 2.2.0*, Januar 2015
- de Jong, S. et al.: *Renewable Jet Fuel in the European Union - Scenarios and Preconditions for Renewable Jet Fuel Deployment towards 2030*, 2017
- Defense Logistic Agency (DLA): *PQIS 2010 Annual Report*, Petroleum Quality Information System (PQIS), 2010
- Deidewig, F., Döpelheuer, A. und M. Lecht: *Methods to Assess Aircraft Engine Emissions in Flight*, ICAS Proceedings, Volume 1, ICAS-96-4.1.2, 1996
- Delta Air Lines Inc.: *Form 10-K Annual Report*, Delta Air Lines, verschiedene Ausgaben, 2008-2013
- Deutsche Bundesbank: *Devisenkursstatistik : Euro-Referenzkurse der Europäischen Zentralbank, Jahresendstände und -durchschnitte*, Januar 2017
- Deutsche Emissionshandelsstelle (DEHSt) im Umweltbundesamt: *Emissionshandel in Zahlen*, Mai 2015
- Deutsche Lufthansa AG: *Balance Issue 2013*, 2013a
- Deutsche Lufthansa AG: *Shaping the Future Together*, Annual Report, 2013b
- DIN EN 16760:2016-02: *Biobasierte Produkte - Ökobilanzen*, Deutsche Fassung EN 16760:2015, 2016
- DIN EN ISO 14040: *Umweltmanagement - Ökobilanz - Grundsätze und Rahmenbedingungen (ISO 14040:2006)*, Deutsche und Englische Fassung EN ISO 14040:2006, 2006a
- DIN EN ISO 14044: *Umweltmanagement - Ökobilanz - Anforderungen und Anleitung (ISO 14044:2006)*, Deutsche und Englische Fassung EN ISO 14044:2006, 2006b
- Döpelheuer, A.: *Anwendungsorientierte Verfahren zur Bestimmung von CO, HC und Ruß aus Luftfahrttriebwerken*, Dissertation, DLR-Forschungsbericht FB-2002-10, Institut für Antriebstechnik, DLR, Köln, 2002
- Dornburg, V. et al.: *Biomass Assessment - Assessment of Global Biomass Potentials and Their Links to Food, Water, Biodiversity, Energy Demand and Economy*, Netherlands Environment Assessment Agency MNP, 2008

- Dossart, I. und Mühlenhoff, J.: *Holzenergie - Bedeutung, Potenziale, Herausforderungen*, Agentur für Erneuerbare Energien e.V., Berlin, 2013
- DuBois, D. und Paynter, G.: *'Fuel Flow Method 2' for Estimating Aircraft Emissions*, Society of Automotive Engineers (SAE), 2006-01-1987, 2006
- E4tech: *Sustainable Aviation Fuels*, Sustainable Aviation, 2014
- Edwards, R., Larivé, J., Mathieu, V. und Rouveïrolles, P.: *Well-to-Wheels Analysis of Future Automotive Fuels and Powertrains in the European Context*, EUCAR, CONCAWE, JRC, Tank-to-Wake Report Version 3c, 2011
- Edwards, R., Larive, J.-F., Rickeard, D. und Weindorf, W.: *Well-to-Tank Report Version 4.a - JEC Well-to-Wheels Analysis*, JRC Technical Reports, 2014a
- Edwards, R., Larive, J.-F., Rickeard, D. und Weindorf, W.: *Well-to-Tank Appendix 4 - Version 4a, Description, Results and Input Data per Pathway*, JRC Technical Reports, 2014b
- Edwards, T.: *Advancements in Gas Turbine Fuels From 1943 to 2005*, Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, Vol. 129, S. 13-20, 2007
- Elbersen, H.: *Switchgrass (Panicum virgatum L.) as an Alternative Energy Crop in Europe - Initiation of a Productivity Network*, Final Report, 2001
- European Aviation Safety Agency (EASA): *Type Certificate Data Sheet (TCDS)*, abgerufen am 01.02.2019 von <https://easa.europa.eu/document-library/type-certificates>, Stand 2019
- European Commission (EC): *Flightpath 2050 Europe's Vision for Aviation*, Report of the High Level Group on Aviation Research, 2011
- European Commission (EC): *European Aviation Environmental Report 2016*, 2016
- European Commission (EC): *Durchführungsrichtlinie (EU) 2018/1581 der Kommission vom 19. Oktober 2018 zur Änderung der Richtlinie 2009/119/EG des Rates in Bezug auf die Methoden zur Berechnung der Bevorratungsverpflichtungen*, Amtsblatt der Europäischen Union, 2018
- European Union (EU): *Verordnung (EG) Nr. 261/2004 des Europäischen Parlaments und des Rates vom 11. Februar 2004 über eine gemeinsame Regelung für Ausgleichs- und Unterstützungsleistungen für Fluggäste im Fall der Nichtbeförderung und bei Annullierung oder großer Verspätung*, Amtsblatt der Europäischen Union, 2004
- European Union (EU): *Richtlinie (2009/28/EG) des Europäischen Parlaments und des Rates zur Förderung der Nutzung von Energie aus erneuerbaren Quellen und zur Änderung und anschließenden Aufhebung der Richtlinien 2001/77/EG und 2003/30/EG*, Amtsblatt der Europäischen Union, 2009
- Fachagentur Nachwachsende Rohstoffe e.V. (FNR): *Basisdaten Bioenergie Deutschland 2015*, 2015
- Fargione, J., Hill, J., Tilmann, D., Polasky, S. und Hawthorne, P.: *Land Clearing and the Biofuel Carbon Debt*, Science Express Report, 2008
- Fischer, G. und Schrattenholzer, L.: *Global Bioenergy Potentials Through 2050*, Biomass and Bioenergy. Vol. 20, Issue 3, S. 151-159, 2001

- Food and Agriculture Organization of the United Nations (FOA): *Global agriculture towards 2050*, High Level Expert Forum - How to Feed the World in 2050, Rom, 2009
- Forschungsstelle für Energiewirtschaft e.V. (FfE): *CO<sub>2</sub>-Verminderung in Deutschland, Teil I – Methodik und Zusammenfassung*, Endbericht, 2009
- Forster, P. et al.: *Changes in Atmospheric Constituents and in Radiative Forcing*, In: Climate Change 2007: The Physical Science Basis. Contribution of Working Group I to the Fourth Assessment Report of the Intergovernmental Panel on Climate Change, 2007
- General Aviation Manufacturers Association (GAMA): *Business Aviation Guide - To the Use of Sustainable Alternative Jet Fuel (SAJF)*, Mai 2018
- Gierens, K. et al.: *Condensation Trails from Biofuels/Kerosene Blends Scoping Study*, ENER/C2/2013-627, Final Report, Februar 2016
- Glaude, P.-A., Fournet, R., Bounaceur, R. und Molière, M.: *Adiabatic flame temperature from biofuels and fossil fuels and derived effect on NO<sub>x</sub> emissions*, Fuel Processing Technology, Vol 2, S. 229-235, Elsevier (BV), Februar 2010
- Grieb, H.: *Projektiertung von Turboflugtriebwerken*, Birkhauser Verlag, 2004
- Grimsby, L. K., Aune, J. B. und Johnson, F. H.: *Human Energy Requirements in Jatropha Oil Production for Rural Electrification in Tansania*, Energy for Sustainable Development, 2012
- Group on International Aviation and Climate Change (GIACC): *Global aviation CO<sub>2</sub> Emissions Projections to 2050*, ICAO Information Paper, 2009
- Guha, A.: *Performance and optimization of gas turbine with real gas effects*, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part A, Vol 215, 2001
- Haller, J.: *Switchgrass (Panicum virgatum)*, Bayerische Landesanstalt für Landwirtschaft (LfL), 2014
- Heminghaus, G. et al.: *Aviation Fuels Technical Review*, Chevron, 2006
- Hileman, J. I., Stratton, R. W. und Donohoo, P. E.: *Energy Content and Alternative Jet Fuel Viability*, Journal of Propulsion and Power, Vol. 26, No. 6, 2010
- Hoogwijk, M.: *On the Global and Regional Potential of Renewable Energy Sources*, Dissertation, Universiteit Utrecht, 2004
- Hoogwijk, M., Faaji, A., Eickhout, B., de Vries, B. und Turkenburg, W.: *Potential of Biomass Energy out to 2100, for Four IPCC SRES Land-use Scenarios*, Biomass and Bioenergy, S. 225-257, 2005
- Horlock, J., Watson, D. und Jones, T.: *Limitations on Gas Turbine Performance Imposed by Large Turbine Cooling Flows*, Journal of engineering for gas turbines and power, Vol 123, S. 487-494, 2001
- IndexMundi: *Rohstoffpreise*, abgerufen am 21.12.2017 von <http://www.indexmundi.com/de/rohstoffpreise/>, Stand 2017
- Intergovernmental Panel on Climate Change (IPCC): *Aviation and the Global Atmosphere*, Cambridge University Press, 1999



- Intergovernmental Panel on Climate Change (IPCC): *Climate Change 2007. The Physical Science Basis*, Cambridge University Press, UK, 2007
- Intergovernmental Panel on Climate Change (IPCC): *Climate Change 2014: Synthesis Report*, Geneva, Switzerland, 2014
- Intergovernmental Panel on Climate Change (IPCC): *Global Warming of 1.5 °C an IPCC special report on the impacts of global warming of 1.5 °C above pre-industrial levels and related global greenhouse gas emission pathways, in the context of strengthening the global response to the threat of climate change, sustainable development, and efforts to eradicate poverty*, in press, 2018
- International Air Transport Association (IATA): *Aviation and Climate Change: Pathway to Carbon-neutral Growth in 2020*, Juli 2009
- International Air Transport Association (IATA): *IATA Annual Report 2010*, Berlin, 2010
- International Air Transport Association (IATA): *Economic Performance of the Airline Industry*, IATA Economics Report, verschiedene Ausgaben, 2014-2017
- International Air Transport Association (IATA): *IATA Sustainable Aviation Fuel Roadmap*, 1st Edition, 2015
- International Civil Aviation Organization (ICAO): *ICAO Engine Exhaust Emissions Databank*, Doc 9646- AN/943, abgerufen am 01.02.2019 von <https://www.easa.europa.eu/node/15672>, Erste Fassung, 1995
- International Civil Aviation Organization (ICAO): *Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation, Volume II Aircraft Engine Emissions*, Dritte Ausgabe, 2008
- International Civil Aviation Organization (ICAO): *ICAO Environmental Report 2010*, Montreal, 2010
- International Civil Aviation Organization (ICAO): *Airport Air Quality Manual. Doc 9889*, Montreal, 2011
- International Civil Aviation Organization (ICAO): *Environmental Report 2013*, Montreal, 2013a
- International Civil Aviation Organization (ICAO): *Report of the Executive Committee on Agenda Item 17*, Assembly-38th Session, A83-WP/430, 2013b
- International Civil Aviation Organization (ICAO): *Environmental Report 2016*, Montreal, 2016
- International Civil Aviation Organization (ICAO), abgerufen am 21.12.2017 von <https://www.icao.int/environmental-protection/GFAAF/Pages/FAQs.aspx>, 2017
- International Civil Aviation Organization (ICAO): *Annual Report of the Council, Appendix 1 Tables Relating to the World of Air Transport*, verschiedene Ausgaben, 2013-2015
- International Energy Agency (IEA): *Key World Energy Statistics*, Paris, Cedex, verschiedene Ausgaben, 2006-2016
- International Energy Agency (IEA): *World Energy Outlook 2009*, 2009

- International Energy Agency (IEA): *Technology Roadmap: Biofuels for Transportation*, 2011
- International Energy Agency (IEA): *Key World Energy Statistics*, Paris, Cedex, 2016
- International Renewable Energy Agency (IRENA): *Biofuels for Aviation*, Abu Dhabi, 2017
- Isfort, J., Nittinger, N. und Gollnick, V.: *Auswirkung von HVO-Kraftstoffeigenschaften auf das Nutzlast-Reichweiten-Verhalten*, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Berlin, 2012
- ISO DIN 2533: *Normatmosphäre*, Normstelle Luftfahrt (NL) im DIN Deutsches Institut für Normung e.V., Internationale Norm (ISO), 1975
- Jochem, E. et al.: *Investitionen für ein klimafreundliches Deutschland*, Studie im Auftrag des Bundesministeriums für Umwelt, Naturschutz und Reaktorsicherheit, 2008
- Joint Inspection Group (JIG): *Aviation Fuel Quality Requirements for jointly operated systems (AFQRJOS)*, Product Specification Bulletin 96 Aviation Fuel Quality Requirements, Joint Inspection Group (JIG), 2016
- Joint Inspection Group (JIG), abgerufen am 21.12.2017 von <http://www.jigonline.com/about/>, Stand 2017
- Kaltschmitt, M., Hartmann, H. und Hofbauer, H.: *Energie aus Biomasse - Grundlagen, Techniken und Verfahren*, 2016
- Karatzos, S., McMillan, J. D. und Saddler, J. N.: *The Potential and Challenges of Drop-in Biofuels*, A Report by IEA Bioenergy Task 39, 2014
- Kärcher, B. und Yu, F.: *Role of Aircraft Soot Emissions in Contrail Formation*, Geophysical Research Letters, Vol. 36, S. 1-5, Januar 2009
- Kinder, J. und Rahmes, T.: *Evaluation of Bio-Derived Synthetic Paraffinic Kerosene (BIO-SPK)*, Juni 2009
- Klein, C., Reitenbach, S., Schoenweitz, D. und Wolters, F.: *A Fully Coupled Approach for the Integration of 3D-CFD Component Simulation in Overall Engine Performance Analysis*, Proceedings of ASME Turbo Expo, GT2017-63591, 2017
- Kugele, A., Jelinek, F. und Gaffal, R.: *Aircraft Particulate Matter Emission Estimation through all Phases of Flight*, Eurocontrol Experimental Centre, EEC/SEE/2005/014, 2005
- Kurzke, J.: *GasTurb 12 Design and Off-Design Performance of Gas Turbines*, Webseite unter <http://www.gasturb.de/index.html>, 2015
- Le Quéré, C. et al.: *Global Carbon Budget 2018*, Earth System Science Data, Vol 10, No. 4, S. 2141-2194, 2018
- Lee, C.-M., Kundu, K. und Ghorashi, B.: *Simplified Jet-A Kinetic Mechanism for Combustion Application*, NASA Technical Memorandum 105940, AIAA-93-0021, 1993
- Lee, D. S. et al.: *Aviation and Global Climate Change in the 21st Century*, Atmospheric Environment, 2009

- Lefebvre, A. H. und Ballal, D. R.: *Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions*, 3rd edition, CRC Press, Boca Raton, 2010
- Lehr, U., Lutz, C. und Ulrich, P.: *Bestandsaufnahme und Analyse von Studien zur Schätzung von Klimaschutznutzen und -kosten*, Im Auftrag des Umweltbundesamtes, 2013
- Lobo, P., Hagen, D. E. und Whitefield, P. D.: *Comparison of PM Emissions from a Commercial Jet Engine Burning Conventional, Biomass, and Fischer-Tropsch Fuels*, Environmental Science & Technology, 2011
- Lokesh, K., Sethi, V., Nikolaidis, T., Goodger, E. und Nalianda, D.: *Life Cycle Greenhouse Gas Analysis of Biojet Fuels with a Technical Investigation into their Impact on Jet Engine Performance*, Biomass and Bioenergy, Vol. 77, S. 26-44, April 2015
- Maniatis, K., Weitz, M. und Zschocke, A.: *2 Million Tons per year: A Performing Biofuels Supply Chain for EU Aviation*, European Commission, 2011
- Mathews, J. A.: *Biofuels: What a Biopact between North and South could achieve*, Energy Policy 35, 2007
- Mawhood, R., Gazis, E., de Jong, S., Hoefnagels, R. und Slade, R.: *Production Pathway for Renewable Jet Fuel: A Review of Commercial Status and Future Prospects*, Biofuels, Bioproducts & Biorefining, Society of Chemical Industry and John Wiley & Sons, Ltd, 2016
- McBride, B. J., Gordon, S. und Reno, M. A.: *Coefficients for Calculating Thermodynamic and Transport Properties of Individual Species*, NASA Technical Memorandum 4513, 1993
- Meinshausen, M. et al.: *Greenhouse-gas Emission Targets for Limiting Global Warming to 2C*, Nature, April 2009
- Mineralölwirtschaftsverband (MWV): *Aus der Sprache des Öls*, Hamburg, 2001
- Ministry of Defence United Kingdom (MODUK): *Defence Standard 91-091, Turbine Fuel, Aviation Kerosine Type, Jet A-1, NATO Code: F-35, Joint Service Designation: AVTUR, Issue 09*, Ministry of Defence, 2016
- Mohr, P. J., Newell, D. B. und Taylor, B. N.: *CODATA Recommended Values of the Fundamental Physical Constants: 2014*, Revise of Modern Physics, Vol. 88, Issue 3, 2016
- Moore, R. H., Shook, M. et al.: *Influence of Jet Fuel Composition on Aircraft Engine Emissions: A Synthesis of Aerosol Emissions Data from the NASA APEX, AAFEX, and ACCESS Missions*, Energy & Fuels, Vol. 29, No. 4, S. 2591-2600, 2015
- Moore, R. H., Thornhill, K. L. et al.: *Biofuel Blending Reduces Particle Emissions from Aircraft Engines at Cruise Conditions*, Nature, Vol. 543, No. 411, 2017
- Moses, C.: *Comparative Evaluation of of Semi-synthetic Jet Fuels*, CRC Project No. AV-2-04a, September 2008
- Moses, C. A. und Roets, P. N. J.: *Properties, Characteristics, and Combustion Performance of Sasol Fully Synthetic Jet Fuel*, ASME International, J. Eng. Gas Turbines Power, Vol. 131, No. 4, 2009

- Noleppa, S. und von Witzke, H.: *Die gesellschaftliche Bedeutung der Pflanzen in Deutschland - Einfluss auf soziale Wohlfahrt, Ernährungssicherung, Klima- und Ressourcenschutz*, Humboldt Forum for Food and Agriculture e.V. (HFFA), 2013
- Novelli, P.: *Sustainable Way for Alternative Fuels and Energy in Aviation*, Final Report, 2011a
- Novelli, P.: *Environmental Impact Analysis Report*, SWAFEA formal Report D.6.2, 2011b
- OAG Aviation Solutions: *OAG MAX Flight Schedules on CD-ROM*, Monatsausgabe, September 2010
- Offermann, R. et al.: *Assessment of Global Bioenergy Potentials*, Mitigation and Adaptation Strategies for Global Change 16(1):103-115, Januar 2011
- Olivier, J., Janssens-Maenhout, G., Muntean, M. und Peters, J.: *Trends in Global CO<sub>2</sub> Emissions: 2015 Report*, PBL Netherlands Environmental Assessment Agency, The Hague; European Commission, Joint Research Centre (JRC), Institute for Environment and Sustainability (IES), JRC98184, PBL1803, November 2011
- Overmars, K., Edwards, R., Padella, M., Prins, A. G. und Marelli, L.: *Estimates of indirect Land Use Change from Biofuels Based on Historical Data*, JRC Science and Policy Reports, European Commission, 2015
- Owen, B., Lee, D. S. und Lim, L.: *Flying into the Future: Aviation Emissions Scenarios to 2050*, Environmental Science & Technology, Vol. 44, No. 7, S. 2255-2260, 2010
- Paech, N.: *Befreiung vom Überfluss - Plädoyer für eine Postwachstumsökonomie*, Münchner Forum Nachhaltigkeit, Präsentation, Juli 2013
- Petzold, A. und Schröder, F.: *Jet Engine Exhaust Aerosol Characterization*, Aerosol Science and Technology, 28:1, S. 62-76, 1998
- Plevin, R. J., O'Hare, M., Jones, A. D., Torn, M. S. und Gibbs, H. K.: *Greenhouse Gas Emissions from Biofuels' Indirect Land Use Change Are Uncertain but May Be Much Greater than Previously Estimated*, Environmental Science & Technology, 2010
- Rachner, M.: *Die Stoffeigenschaften von Kerosin Jet A-1*, DLR-Mitteilung 98-01, 1998
- Repo, A., Tuomi, M. und Liski, J.: *Indirect Carbon Dioxide Emissions from Production Bioenergy from Forest Harvest Residues*, Global Change Biology Bioenergy, 2011
- Röhricht, C., Grunert, M. und Ruscher, K.: *Etablierung einer Energieholzanlage im Lehr- und Versuchsgut Köllitsch des Sächsischen Landesamts für Umwelt, Landwirtschaft und Geologie*, Schriftenreihe des LfULG, Heft 33/2011, 2011
- Rolls-Royce: *Market Outlook 2009 - Forecast 2009-2028*, 2009
- Rosillo-Calle, F., Teelucksingh, S., Thrän, D. und Seiffert, M.: *The Potential and Role of Biofuels in Commercial Air Transport - Biojetfuel*, IEA Bioenergy, Task40: Sustainable International Bioenergy trade, 2012
- Rumizen, M.: *ASTM D4054 Users' Guide*, Commercial Aviation Alternative Fuels Initiative (CAAFI), 2013
- Sabre Airline Solutions: *Aviation Data Intelligence*, September 2014

- SAE International: *Aircraft Gas Turbine Engine Exhaust Smoke Measurement*, ARP1179D, 2011
- Sansonetti, J. und Martin, W.: *Handbook of Basic Atomic Spectroscopic Data*, Journal of Physical Chemistry Reference Data, Vol. 34, No. 4, S. 1559-2259, 2005
- Saxena, N. T. et al.: *Alternate-fueled Combustor-sector Emissions*, 14th International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery ISROMAC, 2012
- Schaefer, M.: *Development of a Forecast Model for Global Air Traffic Emissions*, Dissertation, Forschungsbericht FB-2012-08, Institut für Antriebstechnik, DLR, Köln, 2012
- Schaefer, M. und Bartosch, S.: *Overview on fuel flow correlation methods for the calculation of  $NO_x$ , CO and HC emissions and their implementation into aircraft performance software*, Interner Bericht IB-325-11-13, Institut für Antriebstechnik, DLR, Köln, Juli 2013
- Schlesinger, W.: *Biogeochemistry: An Analysis of Global Change*, Academic Press, 1998
- Schripp, T. et al.: *Impact of Alternative Jet Fuels on Engine Exhaust Composition During the 2015 ECLIF Ground-Based Measurements Campaign*, Environmental Science & Technology, Vol. 52, Nr. 8, S. 4969-4978, 2018
- Schubert, R. et al.: *Future Bioenergy and Sustainable Land Use*, German Advisory Council on Global Change (WBGU), 2009
- Schumann, U.: *Formation, Properties and Climate Effects of Contrails*, Comptes Rendus Physique, Vol. 6, S. 549-565, 2005
- Searle, S. und Malins, C. A.: *A Reassessment of Global Bioenergy Potential in 2050*, GCB Bioenerg, 2015
- Shafer, L., Striebich, R., Gomach, J. und Edwards, T.: *Chemical Class Composition of Commercial Jet Fuels and Other Specialty Kerosene Fuels*, 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2006
- Skone, T. J. und Gerdes, K.: *Development of Baseline Data and Analysis of Life Cycle Greenhouse Gas Emissions of Petroleum-Based Fuels*, DOE/NETL-2009/1346, National Energy and Technology Laboratory, 2008
- Smeets, E. M., Faaij, A. P., Lewandowski, I. M. und Turkenburg, W. C.: *A Bottom-up Assessment and Review of Global Bio-energy Potential to 2050*, Progress in Energy and Combustion Science, 56-106, 2007
- Southwest: *2012 Southwest Airlines One Report*, 2013
- Speight, J.: *Synthetic Fuels Handbook - Properties, Process and Performance*, McGraw-Hill Handbooks, 2008
- Stettler, M. E., Swanson, J. J., Barrett, S. R. H. und Boies, A. M.: *Update Correlation Between Aircraft Smoke Number and Black Carbon Concentration*, Aerosol Science and Technology, Vol 47:11, S. 1205-1214, 2013
- Stratton, R., Wong, H. und Hileman, J.: *Life Cycle Greenhouse Gas Emissions from Alternative Jet Fuels*, PARTNER Project 28 Report, 2010

- Sutkus, D., Baughcum, S. L. und DuBois, D. P.: *Schedules Civil Aircraft Emission Inventories for 1999: Database Development and Analysis*, NASA, 2001
- Timko, M. et al.: *Particulate Emissions of Gas Turbine Engine Combustion of a Fischer-Tropsch Synthetic Fuel*, American Chemical Society (ACS), Energy Fuels, Vol. 24, No. 11, S. 5883-5896, November 2010
- Timko, M. T., Herndon, S. C., Wood, E. C., Knighton, W. B. und Miake-Lye, R. C.: *Appendix B: Effects of Alternative Fuels on CO and NOX Emissions Performance - A Summary of AAFEX Field Mission Data*, Appendix B in: B.E. Anderson et al., *Alternative Aviation Fuel Experiment (AAFEX)*, NASA/TM-2011-217059, February, 2011
- Toncea, I. et al.: *The Seed's and Oil Composition of Camelia - First Romanian Cultivar of Camelina (Camelina sativa, L. Crantz)*, Romanian Biotechnological Letters, 2013
- U.S. Energy Information Administration (EIA): *Weekly Cushing, OK WTI Spot Price FOB (Dollars per Barrel)*, abgerufen am 21.12.2017 von <http://tonto.eia.gov/dnav/pet/hist/LeafHandler.ashx?n=PET&s=RWTC&f=W>, 2017a
- U.S. Energy Information Administration (EIA): *Weekly U.S. Gulf Coast Kerosene-Type Jet Fuel Spot Price FOB (Dollars per Gallon)*, abgerufen am 21.12.2017 von [http://tonto.eia.gov/dnav/pet/hist/LeafHandler.ashx?n=PET&s=EER\\_EPJK\\_PF4\\_RGC\\_DPG&f=W](http://tonto.eia.gov/dnav/pet/hist/LeafHandler.ashx?n=PET&s=EER_EPJK_PF4_RGC_DPG&f=W), 2017b
- U.S. Environmental Protection Agency (EPA): *Evaluation of Air Pollutant Emissions from Subsonic Commercial Jet Aircraft*, 1999
- UNFCCC: *Decision 1/CP.16: The Cancun Agreements: Outcome of the work of the Ad Hoc Working Group on Long-term Cooperative Action under the Convention*, Report of the Conference of the Parties on its sixteenth session, held in Cancun from 29 November to 10 December 2010, März 2011
- UNFCCC: *Decision 1/CP.21: Adoption of the Paris Agreement*, Report of the Conference of the Parties on its twenty-first session, held in Paris from 30 November to 13 December 2015, Januar 2016
- United Continental Holding: *Form 10-K Annual Report*, United Continental, verschiedene Ausgaben, 2008-2013
- United Nations (UN): *World Population Prospects: The 2017 Revision, Key Findings and Advance Tables*, United Nations Department of Economic and Social Affairs/Population Division, 2017
- Valin, H. et al.: *The Land Use Change Impact of Biofuels Consumed in the EU - Quantification of Area and Greenhouse Gas Impacts*, European Commission, 2015
- Verein Deutscher Ingenieure (VDI): *Stoffeigenschaften von feuchter Luft und Verbrennungsgasen VDI 4670*, 2016
- Visser, W. und Kluiters, S.: *Modelling the effects of operating conditions and alternative fuels on gas turbine performance and emissions*, NLR-TP-98629, Dezember 1998
- von Behr, W. et al.: *Kurzumtriebsplantagen - Anlage, Pflege, Ernte und Wertschöpfung*, DLG-Merkblatt 371, 2012

- Wang, D., Lebauer, D. S. und Dietze, M. C.: *A Quantitative Review Comparing the Yield of Switchgrass in Monocultures and Mixtures in Relation to Climate and Management Factors*, Global Change Biology Bioenergy, Vol. 2, S. 16-25, 2010
- Wey, C. und Bulzan, D.: *Appendix A: Engine Performance and Gaseous Emissions*, Appendix A in: B.E. Anderson et al., Alternative Aviation Fuel Experiment (AAFEX), NASA/TM-2011-217059, Februar 2011
- Wicke, B., Verweij, P., van Meijl, H., van Vuuren, D. P. und Faaji, A. P.: *Indirect Land Use Change: Review of Existing Model and Strategies for Mitigation*, Biofuels, 2012
- Wilcock, R., Young, J. und Horlock, J.: *Gas Properties As Limit To Gas Turbine Performance*, Proceedings of ASME Turbo Expo, GT2002-30517, 2002
- Williams, P. J. le B. und Laurens, L. M. L.: *Microalgae as Biodiesel & Biomass Feedstocks: Review & Analysis of the Biochemistry, Energetics & Economics*, Energy & Environmental Science, 2010
- Wirkner, R.: *Schnellwachsende Baumarten in Deutschland und deren Einsatz zur Wärmebereitstellung*, Deutsches Biomasseforschungszentrum DBFZ, 2015
- Wirtschaftsverband Erdöl- und Erdgasgewinnung e.V. (WEG): *Erdgas - Erdöl: Entstehung, Suche, Förderung*, 2008
- Wolters, F., Becker, R. und Schaefer, M.: *Impact of Alternative Fuels on Engine Performance and CO<sub>2</sub>-Emissions*, 28th International Congress of the Aeronautical Sciences, Brisbane, Australien, 2012
- Wolters, F.: *Alternative und nachhaltige Treibstoffe für den internationalen Luftverkehr*, Forschungsvorhaben LR22/6153.1/2-L-5/2011 Nr. 50.0343/2010, Abschlussbericht, April 2013
- Wolters, F., von der Bank, R. und Schaefer, M.: *Sustainable Air Traffic Growth - Potential Contribution of Renewable Fuels Using Scenario-like Emission Prediction*, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Stuttgart, 2013
- Wolters, F., von der Bank, R. und Schaefer, M.: *Potential Impact of Renewable Fuels and Technology Innovations on Global Air Traffic Emissions Development by 2050*, Proceedings of ASME Turbo Expo, GT2014-25087, 2014
- Wolters, F., Becker, R., Schnell, R. und Ebel, P.-B.: *Engine Performance Simulation of the Integrated V2527-Engine-Fan*, 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech, 2016
- World Bank: *World Development Indicators*, abgerufen am 02.09.2017 von <https://data.worldbank.org/indicator/EN.ATM.CO2E.KT>, Stand 2014
- Wullschleger, S., Davis, E., Borsuk, M., Gunderson, C. und Lynd, L.: *Biomass Production in Switchgrass across the United States: Database Description and Determinants of Yield*, Agronomy Journal, 2010
- Zschocke, A.: *Projekt BurnFAIR*, Abschlussbericht, Deutsche Lufthansa, 2014

# Anhang



# A. Flüge mit alternativen Flugturbinenkraftstoffen

Seit dem ersten Flug einer kommerziellen Airline mit nachhaltigem alternativem Flugturbinenkraftstoff, am 24. Februar 2008 durch Virgin Atlantic mit einer Boeing B747, hat die Verwendung alternativer Kraftstoffe in der Luftfahrt deutlich zugenommen. Auch wenn noch nicht dauerhaft im Einsatz, werden nachhaltige alternative Kraftstoffe auf kommerziellen Passagierflügen eingesetzt. Eine Übersicht der erfolgten Flüge zwischen 2011 und 2014 zeigt die aus [IATA, 2015] entnommen Darstellung A.1.

| Airline         | Flugzeug | Strecke                       | Datum      | Rohstoff | Hersteller |
|-----------------|----------|-------------------------------|------------|----------|------------|
| KLM             | B737     | Amsterdam - Paris             | 22.06.2011 | UCO      | SkyNRG     |
| Lufthansa       | A321     | Hamburg - Frankfurt           | 15.07.2011 | Mix      | Neste Oil  |
| Finnair         | A321     | Amsterdam - Helsinki          | 18.07.2011 | UCO      | SkyNRG     |
| Interjet        | A320     | Mexiko Stadt - Tula Gutiérrez | 21.07.2011 | Jatropha | ASA        |
| Aero Mexico     | B777     | Mexiko Stadt - Madrid         | 01.08.2011 | Jatropha | ASA        |
| Iberia          | A320     | Madrid - Barcelona            | 03.10.2011 | Camelina | ASA        |
| Thomson Airways | B757     | Birmingham - Arrece           | 06.10.2011 | UCO      | SkyNRG     |
| Air France      | A321     | Toulouse - Paris              | 13.10.2011 | UCO      | SkyNRG     |
| United          | B737     | Houston - Chicago             | 07.11.2011 | Algae    | Solazyme   |
| Alaska Airlines | B737     | Seattle - Portland            | 09.11.2011 | UCO      | SkyNRG     |
| Alaska Airlines | Q400     | Seattle - Washington          | 09.11.2011 | UCO      | SkyNRG     |
| Thai            | B777     | Bangkok - Chiang Mai          | 23.12.2011 | UCO      | SkyNRG     |
| Lufthansa       | B747     | Frankfurt - Washington DC     | 12.01.2012 | Mix      | Neste Oil  |
| LAN             | A320     | Santiago - Concepcion         | 07.03.2012 | UCO      | SkyNRG     |
| Quantas         | A330     | Sydney - Adelaide             | 13.04.2012 | UCO      | SkyNRG     |

*Fortsetzung auf nächster Seite*

Tabelle A.1 – Fortsetzung von vorheriger Seite

| Airline               | Flugzeug | Strecke                    | Datum          | Rohstoff     | Hersteller         |
|-----------------------|----------|----------------------------|----------------|--------------|--------------------|
| Porter                | Q400     | Toronto - Ottawa           | 18.04.2012     | UCO          | Honeywell / SkyNRG |
| Jetstar               | A320     | Melbourne - Hobart         | 19.04.2012     | UCO          | SkyNRG             |
| Porter                | Q400     | Montreal - Toronto         | 18.06.2012     | Camelina     |                    |
| Air Canada            | A319     | Toronto - Mexiko Stadt     | 18.06.2012     | UCO          | SkyNRG             |
| Aero Mexico           | B777     | Mexiko Stadt - Sao Paulo   | 18.06.2012     | Mix          | ASA                |
| KLM                   | B777     | Amsterdam - Rio de Janeiro | 19.06.2012     | UCO          | SkyNRG             |
| KLM                   | B777     | New York - Amsterdam       | 08.03.2013     | UCO          | SkyNRG             |
| LAN                   | A320     | Bogota - Cali              | 21.08.2013     | Camelina     |                    |
| KLM                   | A330     | Amsterdam - Aruba          | 16.05.2014     | UCO          | SkyNRG             |
| GOL                   | B737     | Verschiedene               | Juni/Juli 2014 | Maisöl & UCO | Honeywell UOP      |
| Lufthansa             | A320     | Frankfurt - Berlin         | 15.09.2014     | Farnesane    | Amyris Total       |
| Finnair               | A330     | Helsinki - New York        | 23.09.2014     | UCO          | SkyNRG             |
| Scandinavian Airlines | B737     | Stockholm - Oslo           | 07.10.2014     | UCO          | SkyNRG Nordic      |
| Scandinavian Airlines | B737     | Trondheim - Oslo           | 11.11.2014     | UCO          | SkyNRG Nordic      |
| Norwegian             | B737     | Bergen - Oslo              | 11.11.2014     | UCO          | SkyNRG Nordic      |

Tabelle A.1.: Kommerzielle Flüge mit nachhaltigen alternativen Kraftstoffen nach [IATA, 2015]

## B. Flugturbinenkraftstoffspezifikation

Nach eigenen Angaben wurde die JIG von Ölgesellschaften gegründet mit dem Ziel, Standards zu entwickeln, um den Betrieb von gemeinsamen Kraftstoffanlagen an den wichtigsten Flughäfen der Welt für die eigenen Mitglieder zu regeln. Seit Anfang der 1970er Jahre nutzen Kraftstoffversorgungsunternehmen auf den großen internationalen Flughäfen gemeinsame Kraftstofftanks und Betankungssysteme, um unnötige und teure Duplikationen der Kraftstoffinfrastruktur zu vermeiden und den Flächenbedarf vor Ort zu minimieren [JIG, 2017].

Die Abbildung B.1 auf der nächsten Seite zeigt einen Auszug aus dem Dokument „Aviation Fuel Quality Requirements for Jointly Operated Systems (AFQRJOS): Issue 29 – Oct 2016“. In diesem Dokument sind die Anforderungen des JIG-Standards an die Kraftstoffqualität für die Versorgung an gemeinsam betriebenen Kraftstoffanlagen (engl. Jointly Operated Fuelling Systems) aufgelistet. Die AFQRJOS für Jet A-1 basieren auf den Spezifikationen:

- British Ministry of Defence Standard DEF STAN 91-091/Issue 9 03. Oktober 2016 für Turbinenkraftstoff, Kerosintyp, Jet A-1, NATO Code F-35, Joint Service Designation: AVTUR.
- ASTM-Standardspezifikation D 1655-16a für Flugturbinenkraftstoff „Jet A-1“.

Üblicherweise wird Flugturbinenkraftstoff nach AFQRJOS als „Jet A-1 to Check List“ oder „Check List Jet A-1“ bezeichnet und entspricht per Definition den beiden oben genannten Spezifikationen.

B. Flugturbinenkraftstoffspezifikation

| PROPERTY  | LIMITS   | TEST METHOD                       |  |
|---|--|-----------------------------------|--|
|   |  | IP                                | ASTM                                       |
| <b>APPEARANCE</b><br>Visual appearance  | Clear, bright and visually free from solid matter and un-dissolved water at ambient fuel temperature |                                   |  |
| Colour  | Report   |                                   | D 156 or D 6045                            |
| Particulate contamination mg/L max  | 1.0  | 423                               | D 5452                                     |
| Particulate, cumulative channel particle counts, ISO Code & Individual Channel Counts |  | 564 or 565 or 577                 |  |
| ≥ 4 µm(c)   | Report   |                                   |  |
| ≥ 6 µm(c)   | Report   |                                   |  |
| ≥ 14 µm(c)  | Report   |                                   |  |
| ≥ 21 µm(c)  | Report   |                                   |  |
| ≥ 25 µm(c)  | Report   |                                   |  |
| ≥ 30 µm(c)  | Report   |                                   |  |
| <b>COMPOSITION</b>  |  |                                   |  |
| Total Acidity, mg KOH/g max   | 0.015  | 354                               | D 3242                                     |
| Aromatics, % v/v max  | 25.0   | 156                               | D 1319                                     |
| OR Total Aromatics, % v/v max   | 26.5   | 436                               | D 6379                                     |
| Sulphur, Total, % m/m max   | 0.30   | 336                               | D 1266 or D 2622                           |
| Sulphur, Mercaptan, % m/m max   | 0.0030   | 342                               | D 3227                                     |
| OR Doctor Test  | Negative   | 30                                | D 4952                                     |
| <b>Refinery Components at point of manufacture:</b>                                   |  |                                   |  |
| Non Hydroprocessed Components, %v/v   | Report (incl. 'nil' or '100%')   |                                   |  |
| Mildly Hydroprocessed Components, % v/v   | Report (incl. 'nil' or '100%')   |                                   |  |
| Severely Hydroprocessed Components, % v/v   | Report (incl. 'nil' or '100%')   |                                   |  |
| Synthetic Components, %v/v  | Report (incl. 'nil' or '50%')  |                                   |  |
| <b>INCIDENTAL MATERIALS</b>   |  |                                   |  |
| Fatty Acid Methyl Ester (FAME), mg/kg max   | 50   | 585<br>583<br>590<br>599          | ASTM D7797                                 |
| <b>VOLATILITY</b>   |  |                                   |  |
| Distillation  |  | 123                               | D 86                                       |
| Initial Boiling Point, °C   | Report   |                                   |  |
| Fuel Recovered  |  |                                   |  |
| 10% v/v at °C max   | 205.0  |                                   |  |
| 50% v/v at °C   | Report   |                                   |  |
| 90% v/v at °C   | Report   |                                   |  |
| End Point, °C max   | 300.0  |                                   |  |
| Residue, % v/v max  | 1.5  |                                   |  |
| Loss, % v/v max   | 1.5  |                                   |  |
| Flash Point, °C min   | 38.0   | 170 or 523                        | D 56 or D 3828                             |
| Density at 15°C, kg/m³  | 775.0 min to 840.0 max   | 160 or 365                        | D 1298 or D 4052                           |
| <b>FLUIDITY</b>   |  |                                   |  |
| Freezing Point, °C max  | - 47.0   | 16 or 435 or 528 or 529 or 529 71 | D 2386 or D 5972 or D 7153 or D 7154 D 445 |
| Viscosity at -20°C, mm²/s(cSt) max  | 8.000  |                                   |  |
| <b>COMBUSTION</b>   |  |                                   |  |
| Specific Energy, net, MJ/kg min   | 42.80  | 12 or 355                         | D 3338 or D 4809                           |
| Smoke Point, mm min   | 25.0   | 598                               | D 1322                                     |
| OR  |  |                                   |  |
| Smoke Point, mm min   | 18.0   | 598                               | D 1322                                     |
| AND Naphthalenes, % vol. max  | 3.00   |                                   | D 1840                                     |
| <b>CORROSION</b>  |  |                                   |  |
| Corrosion, Copper strip, classification (2 hours +/- 5 min. at 100 °C +/- 1°C) max    | 1  | 154                               | D 130                                      |
| <b>STABILITY</b>  |  |                                   |  |
| Thermal Stability (JFTOT)   |  | 323                               | D 3241                                     |
| Control temperature, °C min   | 260  |                                   |  |
| Filter Pressure Differential, mm Hg max   | 25   |                                   |  |
| One of the following requirements shall be met:<br>(1) Annex B VTR                    | Less than 3, no 'Peacock' or 'Abnormal' colour deposits  |                                   |  |
| (2) Annex C ITR or Annex D ETR, average over area of 2.5mm² nm max                    | 85   |                                   |  |

Abbildung B.1.: Auszug aus der Flugturbinenkraftstoffspezifikation [JIG, 2016]

## C. Alternative Flugturbinenkraftstoffe im Zertifizierungsprozess

Derzeit befinden sich weitere alternative Kraftstoffoptionen im Zertifizierungsprozess. Abbildung C.1 ist [ICAO, 2017] entnommen und zeigt den Status vom August 2017. Im April 2018 wurde der maximale Anteil für ATJ-SPK auf 50 Vol.-% angehoben und die Rohstoffbasis um Ethanol erweitert.

| Name          | Konversionsprozess                                    | Rohstoffe  |
|---------------|---|--|
| CHJ/HFP-HEFA  | Catalytic Hydrothermolysis Jet/High Freeze Point HEFA | Bio-oils, animal fat, recycled oils  |
| Co-processing | Co-processing bio-oils in existing refineries         | Bio-oils   |
| ATJ-SKA       | Alcohol-to-jet-synthetic kerosene with aromatics      | Biomass used for starch and sugar production and cellulosic biomass for alcohol production |
| Green Diesel  | HEFA Plus   | Bio-oils, animal fat, recycled oils  |

Tabelle C.1.: Alternative Kraftstoffe im Zertifizierungsprozess nach [ICAO, 2017]

## D. Fuel Readiness Level (FRL)

In Anlehnung an das Technology Readiness Level (TRL) zur Einordnung von Technologien hat die amerikanische Initiative für alternative Kraftstoffe im kommerziellen Luftverkehr (CAAFI) das Fuel Readiness Level (FRL) zur Klassifizierung von alternativen Kraftstoffen definiert. Die Kriterien sind in Abbildung D.1 aufgelistet.

| FRL   | Description                            | Toll Gate   | Fuel Quantity+  |
|---|--|---|---|
| 1   | Basic Principles Observed and Reported | Feedstock /process <i>principles</i> identified.  |   |
| 2   | Technology Concept Formulated          | Feedstock / <i>complete</i> process identified.   |   |
| 3   | Proof of Concept                       | Lab scale fuel sample produced from realistic production feedstock. Energy balance analysis executed for initial environmental assessment. Basic fuel properties validated.   | 0.13 US gallons (500 ml)  |
| 4.1 Preliminary Technical<br>4.2 Evaluation |  | System performance and integration studies entry criteria/specification properties evaluated (MSDS/D1655/MIL 83133)   | 10 US gallons (37.8 litres)   |
| 5   | Process Validation                     | Sequential scaling from laboratory to pilot plant   | 80 US gallons (302.8 litres) to 225,000 US gallons (851,718 litres) |
| 6   | Full-Scale Technical Evaluation        | Fitness, fuel properties, rig testing, and engine testing *   | 80 US gallons (302.8 litres) to 225,000 US gallons (851,718 litres) |
| 7   | Fuel Approval                          | Fuel class/type listed in international fuel standards**  |   |
| 8   | Commercialization Validated            | Business model validated for production airline/military purchase agreements – Facility specific GHG assessment conducted to internationally accepted independent methodology |   |
| 9   | Production Capability Established      | Full scale plant operational++  |   |

+ Quantities required for risk mitigation reference

\* As referenced in ASTM approved protocols

\*\* As listed in original equipment manufacturers' manuals for aircraft and engines

++ color coding reference Phase of development green (technology phase), yellow (qualification phase), blue (deployment phase)

Abbildung D.1.: Kriterien des FRL-Schemas zur Klassifizierung alternativer Kraftstoffe [CAAFI, 2010]

## E. Zertifizierung von Triebwerksemissionen

Für die Zertifizierung von Triebwerksemissionen wird ein sogenannter Landing and Take-off (LTO) Zyklus zugrunde gelegt und der Schadstoffausstoß der Triebwerke an vier verschiedenen Laststufen vermessen (siehe Abbildung E.1).

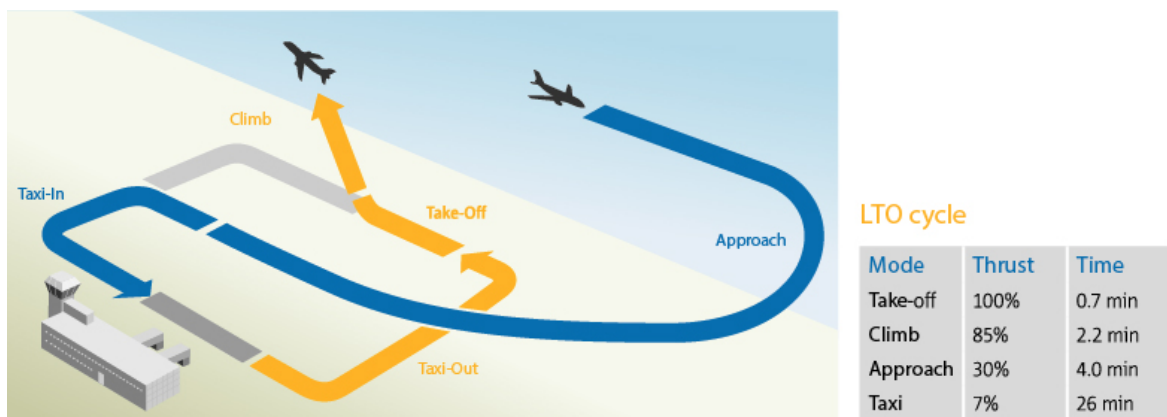


Abbildung E.1.: ICAO LTO-Zyklus mit Lastpunkten und Betriebszeiten [EC, 2016]

Die Emissionsmessungen an den Triebwerken finden hierbei im Prüfstand statt und betreffen die folgenden Messgrößen

- Rauchzahl (engl. Smoke Number, SN),
- Unverbrannte Kohlenwasserstoffe (engl. unburned hydrocarbons, HC),
- Kohlenmonoxid (engl. carbon monoxide, CO) und
- Stickoxide (engl. oxides of nitrogen, NO<sub>x</sub>).

Die gemessenen Emissionen werden auf Standardbedingungen korrigiert. Für die gasförmigen Emissionen (HC, CO und NO<sub>x</sub>) werden die gemessenen Massen ( $D_p$ ) mit den Betriebszeiten in den entsprechenden Lastpunkten des LTO-Zyklus multipliziert und addiert und jeweils in einem auf den Startschub ( $F_{00}$ ) bezogenen Grenzwert ( $D_p/F_{00}$ ) zusammengefasst. Um mögliche Fertigungstoleranzen und daraus resultierende Variationen im Betriebsverhalten verschiedener Flugtriebwerke gleicher Baureihe zu berücksichtigen, werden die Messwerte ggf. mit einem emissionsabhängigen Faktor beaufschlagt. Das Verfahren zur Bestimmung der Emissionswerte sowie die aktuell zulässigen Grenzwerte sind im Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation, Volume II, reguliert [ICAO, 2008]. Seit 1995 werden die Emissionsmessungen der ICAO in einer Datenbank veröffentlicht [ICAO, 1995].

# F. Phasen der Ökobilanz

Die Ökobilanz gliedert sich in vier Phasen:

1. Festlegung von Ziel und Untersuchungsrahmen,
2. Sachbilanz,
3. Wirkabschätzung und
4. Auswertung.

Zunächst gilt es in der ersten Phase das Ziel und den Untersuchungsrahmen der Studie festzulegen. Hierbei sind die Systemgrenzen und der Detaillierungsgrad vom Untersuchungsgegenstand und der Anwendung abhängig. So können sich Ökobilanzen in ihrem Umfang erheblich unterscheiden. Die Sachbilanz umfasst die Zusammenstellung und Quantifizierung der In- und Outputdaten des untersuchten Produktsystems im Verlauf seines Lebensweges und stellt somit die Bestandsaufnahme dar.

In der Wirkabschätzung werden darüber hinaus zusätzliche Daten bereitgestellt, welche der Identifikation und Bewertung von potenziellen Umweltwirkungen dienen und somit die Einschätzung der Umweltrelevanz verbessern. Die abschließende Phase der Auswertung beinhaltet die Diskussion und Zusammenfassung der Ergebnisse der Sachbilanz und Wirkabschätzung als Grundlage für Schlussfolgerungen und Empfehlungen. Der Zusammenhang der verschiedenen Phasen ist in F.1 dargestellt.

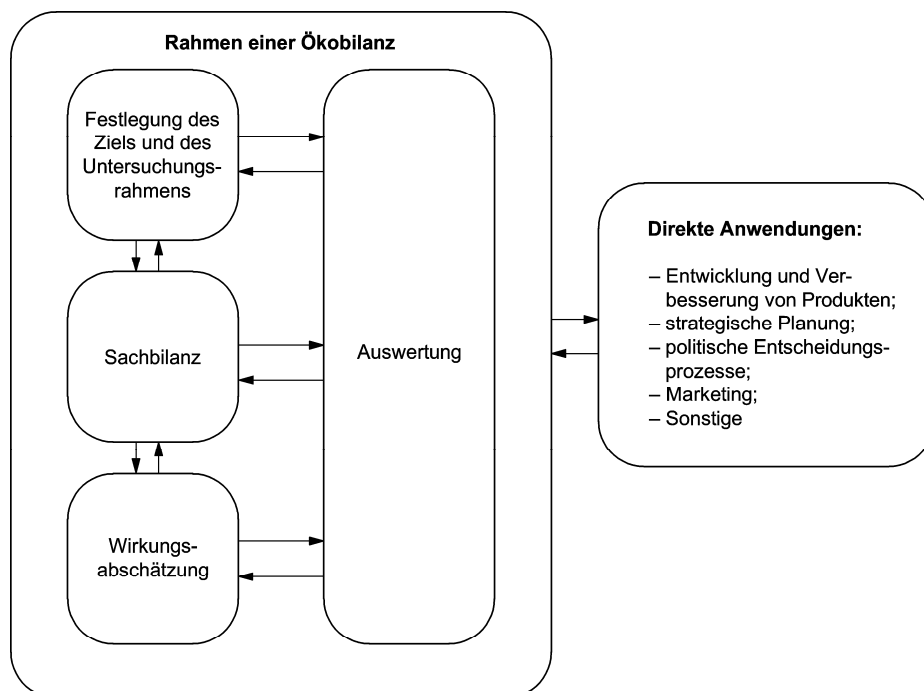


Abbildung F.1.: Phasen und Zusammenhänge in der Ökobilanz [DIN, 2006a].



# G. Berechnung der Gaseigenschaften auf Basis von NASA-Polynomen

Die thermodynamischen Eigenschaften von Spezies lassen sich für die Berechnung in Computerprogrammen aus Datenbanken auslesen. Hierzu eignen sich insbesondere die sogenannten NASA-Polynome [McBride et al., 1993]. Es werden Datensätze für die isobare Wärmekapazität  $c_p^0(T)$ , Enthalpie  $h^0(T)$  sowie den isobaren Anteil der Entropie  $s^0(T)$  in Form von Polynomkoeffizienten einer Ausgleichsfunktion nach dem Verfahren der kleinsten Fehlerquadrate bereitgestellt. In dieser Arbeit wurden entsprechende Datensätze verwendet (siehe Tabelle G.1), welche auf einem Ausgleichspolynom vierter Ordnung basieren. Mit den Koeffizienten  $a_1$  bis  $a_5$  für  $c_p^0(T)$  sowie den beiden Integrationskonstanten  $b_1$  für  $h^0(T)$  und  $b_2$  für  $s^0(T)$  wird diese Beschreibung auch als NASA-7-Polynomkoeffizienten bezeichnet. Die Eigenschaften sind für einen Temperaturbereich von 200 K bis 1000 K sowie 1000 K bis 6000 K durch jeweils ein Ausgleichspolynom definiert. Die Gaseigenschaften liegen in folgender dimensionsloser Beschreibungen vor:

$$\begin{aligned}\frac{c_p^0(T)}{R} &= \sum_{i=0}^r a_i T^{qi} \\ \frac{h^0(T)}{RT} &= \frac{\int c_p^0(T) dT}{RT} + \frac{b_1}{T} \\ \frac{s^0(T)}{R} &= \int \left( \frac{c_p^0(T)}{RT} \right) dT + b_2\end{aligned}\quad (\text{G.1})$$

Mit der universellen Gaskonstante  $R = 8.314\,51 \text{ J}/(\text{mol K})$ ,  $r = 5$  und  $qi = [0, 1, 2, 3, 4]$  ergeben sich die Ausgleichspolynome zu:

$$\begin{aligned}\frac{c_p^0(T)}{R} &= a_1 + a_2 T + a_3 T^2 + a_4 T^3 + a_5 T^4 \\ \frac{h^0(T)}{RT} &= a_1 + a_2 \frac{T}{2} + a_3 \frac{T^2}{3} + a_4 \frac{T^3}{4} + a_5 \frac{T^4}{5} + \frac{b_1}{T} \\ \frac{s^0(T)}{R} &= a_1 \ln T + a_2 T + a_3 \frac{T^2}{2} + a_4 \frac{T^3}{3} + a_5 \frac{T^4}{4} + b_2\end{aligned}\quad (\text{G.2})$$

Im Rahmen von GTlab-Performance erfolgt bei Bedarf eine Korrektur der Gaseigenschaften zu einer Referenztemperatur  $T_{ref}$ . Darüber hinaus wird bei der Berechnung der Entropie eine Druckkorrektur bezogen auf den Referenzdruck  $P_{ref}$  vorgenommen.

$$\begin{aligned}h(T) &= h^0(T) - h^0(T_{ref}) \\ s(T, P) &= \left( s^0(T) - s^0(T_{ref}) \right) - \ln \left( \frac{P}{P_{ref}} \right)\end{aligned}\quad (\text{G.3})$$

| H <sub>2</sub>   |                  |                |                       |                        |                        |                         |                     |                       |
|------------------|------------------|----------------|-----------------------|------------------------|------------------------|-------------------------|---------------------|-----------------------|
| T <sub>min</sub> | T <sub>max</sub> | a <sub>1</sub> | a <sub>2</sub>        | a <sub>3</sub>         | a <sub>4</sub>         | a <sub>5</sub>          | b <sub>1</sub>      | b <sub>2</sub>        |
| 200              | 1000             | 2.344          | $7.980 \cdot 10^{-3}$ | $-1.948 \cdot 10^{-5}$ | $2.016 \cdot 10^{-8}$  | $-7.376 \cdot 10^{-12}$ | $-9.179 \cdot 10^2$ | $6.830 \cdot 10^{-1}$ |
| 1000             | 6000             | 2.933          | $8.266 \cdot 10^{-4}$ | $-1.464 \cdot 10^{-7}$ | $1.541 \cdot 10^{-11}$ | $-6.888 \cdot 10^{-16}$ | $-8.131 \cdot 10^2$ | -1.024                |

| O <sub>2</sub>   |                  |                |                        |                        |                        |                         |                     |                |
|------------------|------------------|----------------|------------------------|------------------------|------------------------|-------------------------|---------------------|----------------|
| T <sub>min</sub> | T <sub>max</sub> | a <sub>1</sub> | a <sub>2</sub>         | a <sub>3</sub>         | a <sub>4</sub>         | a <sub>5</sub>          | b <sub>1</sub>      | b <sub>2</sub> |
| 200              | 1000             | 3.782          | $-2.997 \cdot 10^{-3}$ | $9.847 \cdot 10^{-6}$  | $-9.681 \cdot 10^{-9}$ | $3.244 \cdot 10^{-12}$  | $-1.064 \cdot 10^3$ | 3.658          |
| 1000             | 6000             | 3.661          | $6.564 \cdot 10^{-4}$  | $-1.411 \cdot 10^{-7}$ | $2.058 \cdot 10^{-11}$ | $-1.299 \cdot 10^{-15}$ | $-1.216 \cdot 10^3$ | 3.415          |

| H <sub>2</sub> O |                  |                |                        |                        |                        |                         |                     |                        |
|------------------|------------------|----------------|------------------------|------------------------|------------------------|-------------------------|---------------------|------------------------|
| T <sub>min</sub> | T <sub>max</sub> | a <sub>1</sub> | a <sub>2</sub>         | a <sub>3</sub>         | a <sub>4</sub>         | a <sub>5</sub>          | b <sub>1</sub>      | b <sub>2</sub>         |
| 200              | 1000             | 4.199          | $-2.036 \cdot 10^{-3}$ | $6.520 \cdot 10^{-6}$  | $-5.488 \cdot 10^{-9}$ | $1.772 \cdot 10^{-12}$  | $-3.029 \cdot 10^4$ | $-8.490 \cdot 10^{-1}$ |
| 1000             | 6000             | 2.677          | $2.973 \cdot 10^{-3}$  | $-7.738 \cdot 10^{-7}$ | $9.443 \cdot 10^{-11}$ | $-4.269 \cdot 10^{-15}$ | $-2.989 \cdot 10^4$ | 6.883                  |

| CO               |                  |                |                        |                        |                        |                         |                     |                |
|------------------|------------------|----------------|------------------------|------------------------|------------------------|-------------------------|---------------------|----------------|
| T <sub>min</sub> | T <sub>max</sub> | a <sub>1</sub> | a <sub>2</sub>         | a <sub>3</sub>         | a <sub>4</sub>         | a <sub>5</sub>          | b <sub>1</sub>      | b <sub>2</sub> |
| 200              | 1000             | 3.580          | $-6.104 \cdot 10^{-4}$ | $1.017 \cdot 10^{-6}$  | $9.070 \cdot 10^{-10}$ | $-9.044 \cdot 10^{-13}$ | $-1.434 \cdot 10^4$ | 3.508          |
| 1000             | 6000             | 3.048          | $1.352 \cdot 10^{-3}$  | $-4.858 \cdot 10^{-7}$ | $7.885 \cdot 10^{-11}$ | $-4.698 \cdot 10^{-15}$ | $-1.427 \cdot 10^4$ | 6.017          |

*Fortsetzung auf nächster Seite*

Tabelle G.1 – Fortsetzung von vorheriger Seite

| CO <sub>2</sub>                 |                  |                    |                        |                        |                        |                         |                     |                        |
|---------------------------------|------------------|--------------------|------------------------|------------------------|------------------------|-------------------------|---------------------|------------------------|
| T <sub>min</sub>                | T <sub>max</sub> | a <sub>1</sub>     | a <sub>2</sub>         | a <sub>3</sub>         | a <sub>4</sub>         | a <sub>5</sub>          | b <sub>1</sub>      | b <sub>2</sub>         |
| 200                             | 1000             | 2.357              | $8.984 \cdot 10^{-3}$  | $-7.122 \cdot 10^{-6}$ | $2.457 \cdot 10^{-9}$  | $-1.429 \cdot 10^{-13}$ | $-4.837 \cdot 10^4$ | 9.901                  |
| 1000                            | 6000             | 4.637              | $2.741 \cdot 10^{-3}$  | $-9.959 \cdot 10^{-7}$ | $1.604 \cdot 10^{-10}$ | $-9.162 \cdot 10^{-15}$ | $-4.902 \cdot 10^4$ | -1.935                 |
| C <sub>2</sub> H <sub>4</sub>   |                  |                    |                        |                        |                        |                         |                     |                        |
| T <sub>min</sub>                | T <sub>max</sub> | a <sub>1</sub>     | a <sub>2</sub>         | a <sub>3</sub>         | a <sub>4</sub>         | a <sub>5</sub>          | b <sub>1</sub>      | b <sub>2</sub>         |
| 200                             | 1000             | 3.959              | $-7.571 \cdot 10^{-3}$ | $5.710 \cdot 10^{-5}$  | $-6.916 \cdot 10^{-8}$ | $2.699 \cdot 10^{-11}$  | $5.090 \cdot 10^3$  | 4.097                  |
| 1000                            | 6000             | 3.992              | $1.048 \cdot 10^{-2}$  | $-3.717 \cdot 10^{-6}$ | $5.946 \cdot 10^{-10}$ | $-3.536 \cdot 10^{-14}$ | $4.269 \cdot 10^3$  | $-2.691 \cdot 10^{-1}$ |
| C <sub>10</sub> H <sub>18</sub> |                  |                    |                        |                        |                        |                         |                     |                        |
| T <sub>min</sub>                | T <sub>max</sub> | a <sub>1</sub>     | a <sub>2</sub>         | a <sub>3</sub>         | a <sub>4</sub>         | a <sub>5</sub>          | b <sub>1</sub>      | b <sub>2</sub>         |
| 200                             | 1000             | -1.049             | $4.630 \cdot 10^{-2}$  | $7.076 \cdot 10^{-5}$  | $-1.384 \cdot 10^{-7}$ | $6.205 \cdot 10^{-11}$  | $1.598 \cdot 10^4$  | $3.021 \cdot 10^1$     |
| 1000                            | 6000             | $1.861 \cdot 10^1$ | $3.045 \cdot 10^{-2}$  | $-1.112 \cdot 10^{-5}$ | $1.816 \cdot 10^{-9}$  | $-1.096 \cdot 10^{-13}$ | $8.916 \cdot 10^3$  | $-8.000 \cdot 10^1$    |
| C <sub>13</sub> H <sub>28</sub> |                  |                    |                        |                        |                        |                         |                     |                        |
| T <sub>min</sub>                | T <sub>max</sub> | a <sub>1</sub>     | a <sub>2</sub>         | a <sub>3</sub>         | a <sub>4</sub>         | a <sub>5</sub>          | b <sub>1</sub>      | b <sub>2</sub>         |
| 200                             | 1000             | 3.456              | $1.113 \cdot 10^{-1}$  | $2.808 \cdot 10^{-5}$  | $-1.174 \cdot 10^{-7}$ | $5.808 \cdot 10^{-11}$  | $-4.348 \cdot 10^4$ | $2.636 \cdot 10^1$     |
| 1000                            | 6000             | $3.506 \cdot 10^1$ | $6.985 \cdot 10^{-2}$  | $-2.563 \cdot 10^{-5}$ | $4.438 \cdot 10^{-9}$  | $-2.931 \cdot 10^{-13}$ | $-5.525 \cdot 10^4$ | $-1.497 \cdot 10^2$    |

Fortsetzung auf nächster Seite

Tabelle G.1 – Fortsetzung von vorheriger Seite

| N <sub>2</sub>   |                  |                |                        |                        |                        |                         |                     |                |
|------------------|------------------|----------------|------------------------|------------------------|------------------------|-------------------------|---------------------|----------------|
| T <sub>min</sub> | T <sub>max</sub> | a <sub>1</sub> | a <sub>2</sub>         | a <sub>3</sub>         | a <sub>4</sub>         | a <sub>5</sub>          | b <sub>1</sub>      | b <sub>2</sub> |
| 200              | 1000             | 3.531          | $-1.237 \cdot 10^{-4}$ | $-5.030 \cdot 10^{-7}$ | $2.435 \cdot 10^{-9}$  | $-1.409 \cdot 10^{-12}$ | $-1.047 \cdot 10^3$ | 2.967          |
| 1000             | 6000             | 2.953          | $1.397 \cdot 10^{-3}$  | $-4.926 \cdot 10^{-7}$ | $7.860 \cdot 10^{-11}$ | $-4.608 \cdot 10^{-15}$ | $-9.239 \cdot 10^2$ | 5.872          |
| Ar               |                  |                |                        |                        |                        |                         |                     |                |
| T <sub>min</sub> | T <sub>max</sub> | a <sub>1</sub> | a <sub>2</sub>         | a <sub>3</sub>         | a <sub>4</sub>         | a <sub>5</sub>          | b <sub>1</sub>      | b <sub>2</sub> |
| 200              | 1000             | 2.500          | 0.                     | 0.                     | 0.                     | 0.                      | $-7.454 \cdot 10^2$ | 4.380          |
| 1000             | 6000             | 2.500          | 0.                     | 0.                     | 0.                     | 0.                      | $-7.454 \cdot 10^2$ | 4.380          |

Tabelle G.1.: NASA-7-Polynomialkoeffizienten für ausgewählte Spezies (gerundet)

## H. Daten der Kraftstoffmodelle

Die Formatierung der von GTlab in dieser Arbeit verwendeten Tabellen für die Gas- und Verbrennungseigenschaften orientiert sich an GasTurb. Die entsprechende Diskretisierung und der Parameterraum mit Start- (Min) und Endwert (Max), der Schrittweite ( $\Delta$ ) sowie der Anzahl der Stützstellen (N) bzw. den diskreten Eintrittsdrücken ( $P_1$  bis  $P_4$ ) ist in Tabelle H.1 dargestellt.

| Parameter              | Gaseigenschaften |            |           |           |
|------------------------|------------------|------------|-----------|-----------|
|                        | Min              | Max        | $\Delta$  | N         |
| T, K                   | 200              | 2600       | 100       | 24        |
| P, Pa                  | 10 000 000       | 10 000 000 | 0         | 1         |
| FAR                    | 0.00             | 0.06       | 0.06      | 2         |
| WAR                    | 0.00             | 0.03       | 0.10      | 3         |
| Verbrennungstemperatur |                  |            |           |           |
|                        | $P_1$            | $P_2$      | $P_3$     | $P_4$     |
| $P_{in}$ , Pa          | 22 370           | 149 570    | 1 000 000 | 6 685 900 |
|                        | Min              | Max        | $\Delta$  | N         |
| $T_{in}$ , K           | 200              | 1200       | 200       | 6         |
| FAR                    | 0.00             | 0.08       | 0.005     | 17        |
| WAR                    | 0.00             | 0.03       | 0.10      | 3         |

Tabelle H.1.: Diskretisierung der Tabellen für Gas- und Verbrennungseigenschaften

Die in dieser Arbeit entwickelten und verwendeten Kraftstoffmodelle sind im Folgenden auszugsweise tabellarisch dargestellt.

| $T$<br>K | $\kappa$<br>- | $c_p$<br>kJ/(kg K) | $M_w$<br>kg/kmol | $h$<br>kJ/kg | $s$<br>kJ/(kg K) |
|----------|---------------|--------------------|------------------|--------------|------------------|
| 200      | 1.4009        | 1.0032             | 28.96            | -98.48       | 5.5434           |
| 300      | 1.4000        | 1.0049             | 28.96            | 1.859        | 5.9502           |
| 400      | 1.3948        | 1.0142             | 28.96            | 102.76       | 6.2404           |
| 500      | 1.3865        | 1.0299             | 28.96            | 204.92       | 6.4683           |
| 600      | 1.3761        | 1.0505             | 28.96            | 308.91       | 6.6579           |
| 700      | 1.3648        | 1.0741             | 28.96            | 415.12       | 6.8215           |
| 800      | 1.3538        | 1.0986             | 28.96            | 523.75       | 6.9666           |
| 900      | 1.3440        | 1.1217             | 28.96            | 634.79       | 7.0973           |
| 1000     | 1.3364        | 1.1406             | 28.96            | 747.95       | 7.2165           |
| 1100     | 1.3302        | 1.1566             | 28.96            | 862.82       | 7.3260           |
| 1200     | 1.3247        | 1.1714             | 28.96            | 979.24       | 7.4273           |
| 1300     | 1.3198        | 1.1849             | 28.96            | 1097.1       | 7.5216           |
| 1400     | 1.3154        | 1.1973             | 28.96            | 1216.2       | 7.6099           |
| 1500     | 1.3116        | 1.2086             | 28.96            | 1336.5       | 7.6929           |
| 1600     | 1.3081        | 1.2189             | 28.96            | 1457.9       | 7.7712           |
| 1700     | 1.3050        | 1.2284             | 28.96            | 1580.2       | 7.8454           |
| 1800     | 1.3023        | 1.2369             | 28.96            | 1703.5       | 7.9158           |
| 1900     | 1.2998        | 1.2448             | 28.96            | 1827.6       | 7.9829           |
| 2000     | 1.2976        | 1.2519             | 28.96            | 1952.4       | 8.0470           |
| 2100     | 1.2956        | 1.2583             | 28.96            | 2077.9       | 8.1082           |
| 2200     | 1.2938        | 1.2642             | 28.96            | 2204.1       | 8.1669           |
| 2300     | 1.2922        | 1.2695             | 28.96            | 2330.8       | 8.2232           |
| 2400     | 1.2908        | 1.2744             | 28.96            | 2458.0       | 8.2773           |
| 2500     | 1.2895        | 1.2788             | 28.96            | 2585.6       | 8.3294           |
| 2600     | 1.2883        | 1.2828             | 28.96            | 2713.7       | 8.3797           |

Tabelle H.2.: Auszug der Gaseigenschaften von trockener Luft.

| $T$<br>K | $\kappa$<br>- | $c_p$<br>kJ/(kg K) | $M_w$<br>kg/kmol | $h$<br>kJ/kg | $s$<br>kJ/(kg K) |
|----------|---------------|--------------------|------------------|--------------|------------------|
| 200      | 1.3851        | 1.0325             | 28.967           | -2640.9      | 5.6026           |
| 300      | 1.3745        | 1.0534             | 28.967           | -2536.6      | 6.0251           |
| 400      | 1.3634        | 1.0769             | 28.967           | -2430.1      | 6.3312           |
| 500      | 1.3517        | 1.1031             | 28.967           | -2321.1      | 6.5743           |
| 600      | 1.3397        | 1.1319             | 28.967           | -2209.4      | 6.7780           |
| 700      | 1.3279        | 1.1624             | 28.967           | -2094.7      | 6.9547           |
| 800      | 1.3167        | 1.1933             | 28.967           | -1976.9      | 7.1120           |
| 900      | 1.3068        | 1.2225             | 28.967           | -1856.1      | 7.2542           |
| 1000     | 1.2987        | 1.2478             | 28.967           | -1732.5      | 7.3844           |
| 1100     | 1.2920        | 1.2700             | 28.967           | -1606.6      | 7.5044           |
| 1200     | 1.2861        | 1.2903             | 28.967           | -1478.6      | 7.6157           |
| 1300     | 1.2809        | 1.3089             | 28.967           | -1348.6      | 7.7198           |
| 1400     | 1.2763        | 1.3260             | 28.967           | -1216.9      | 7.8174           |
| 1500     | 1.2722        | 1.3415             | 28.967           | -1083.5      | 7.9094           |
| 1600     | 1.2686        | 1.3557             | 28.967           | -948.58      | 7.9965           |
| 1700     | 1.2654        | 1.3685             | 28.967           | -812.27      | 8.0791           |
| 1800     | 1.2626        | 1.3802             | 28.967           | -674.58      | 8.1578           |
| 1900     | 1.2601        | 1.3907             | 28.966           | -535.42      | 8.2331           |
| 2000     | 1.2579        | 1.4002             | 28.964           | -394.53      | 8.3053           |
| 2100     | 1.2560        | 1.4088             | 28.960           | -251.36      | 8.3752           |
| 2200     | 1.2543        | 1.4164             | 28.952           | -104.99      | 8.4433           |
| 2300     | 1.2529        | 1.4232             | 28.938           | 45.943       | 8.5103           |
| 2400     | 1.2519        | 1.4293             | 28.916           | 203.15       | 8.5772           |
| 2500     | 1.2511        | 1.4345             | 28.882           | 368.56       | 8.6447           |
| 2600     | 1.2506        | 1.4391             | 28.833           | 543.89       | 8.7135           |

Tabelle H.3.: Auszug der Gaseigenschaften von RefJetA1 (WAR=0 und FAR=0.06)

| $T$<br>K | $\kappa$<br>- | $c_p$<br>kJ/(kg K) | $M_w$<br>kg/kmol | $h$<br>kJ/kg | $s$<br>kJ/(kg K) |
|----------|---------------|--------------------|------------------|--------------|------------------|
| 200      | 1.3817        | 1.0595             | 28.408           | -3048.9      | 5.7121           |
| 300      | 1.3714        | 1.0807             | 28.408           | -2941.9      | 6.1456           |
| 400      | 1.3604        | 1.1049             | 28.408           | -2832.7      | 6.4597           |
| 500      | 1.3487        | 1.1322             | 28.408           | -2720.8      | 6.7091           |
| 600      | 1.3366        | 1.1621             | 28.408           | -2606.1      | 6.9181           |
| 700      | 1.3248        | 1.1939             | 28.408           | -2488.3      | 7.0997           |
| 800      | 1.3136        | 1.2261             | 28.408           | -2367.3      | 7.2612           |
| 900      | 1.3036        | 1.2568             | 28.408           | -2243.2      | 7.4074           |
| 1000     | 1.2953        | 1.2837             | 28.408           | -2116.1      | 7.5413           |
| 1100     | 1.2883        | 1.3077             | 28.408           | -1986.5      | 7.6647           |
| 1200     | 1.2822        | 1.3299             | 28.408           | -1854.6      | 7.7795           |
| 1300     | 1.2768        | 1.3502             | 28.408           | -1720.6      | 7.8868           |
| 1400     | 1.2720        | 1.3688             | 28.408           | -1584.6      | 7.9875           |
| 1500     | 1.2678        | 1.3858             | 28.408           | -1446.9      | 8.0825           |
| 1600     | 1.2640        | 1.4013             | 28.408           | -1307.5      | 8.1725           |
| 1700     | 1.2607        | 1.4155             | 28.407           | -1166.5      | 8.2580           |
| 1800     | 1.2577        | 1.4284             | 28.407           | -1024.0      | 8.3394           |
| 1900     | 1.2551        | 1.4401             | 28.406           | -879.8       | 8.4174           |
| 2000     | 1.2528        | 1.4506             | 28.403           | -733.5       | 8.4924           |
| 2100     | 1.2508        | 1.4602             | 28.398           | -584.5       | 8.5651           |
| 2200     | 1.2491        | 1.4688             | 28.388           | -431.5       | 8.6363           |
| 2300     | 1.2476        | 1.4765             | 28.372           | -273.0       | 8.7067           |
| 2400     | 1.2465        | 1.4833             | 28.345           | -107.2       | 8.7773           |
| 2500     | 1.2457        | 1.4893             | 28.306           | 68.0         | 8.8488           |
| 2600     | 1.2452        | 1.4945             | 28.252           | 253.9        | 8.9217           |

Tabelle H.4.: Auszug der Gaseigenschaften von SPK50 (WAR=0 und FAR=0.06)



---

| $T$<br>K | $\kappa$<br>- | $c_p$<br>kJ/(kg K) | $M_w$<br>kg/kmol | $h$<br>kJ/kg | $s$<br>kJ/(kg K) |
|----------|---------------|--------------------|------------------|--------------|------------------|
| 200      | 1.3814        | 1.0631             | 28.328           | -3083.8      | 5.7248           |
| 300      | 1.3712        | 1.0841             | 28.328           | -2976.5      | 6.1597           |
| 400      | 1.3602        | 1.1083             | 28.328           | -2866.9      | 6.4748           |
| 500      | 1.3485        | 1.1356             | 28.328           | -2754.7      | 6.7250           |
| 600      | 1.3365        | 1.1656             | 28.328           | -2639.7      | 6.9347           |
| 700      | 1.3247        | 1.1975             | 28.328           | -2521.5      | 7.1167           |
| 800      | 1.3135        | 1.2298             | 28.328           | -2400.2      | 7.2788           |
| 900      | 1.3035        | 1.2606             | 28.328           | -2275.6      | 7.4254           |
| 1000     | 1.2952        | 1.2878             | 28.328           | -2148.2      | 7.5597           |
| 1100     | 1.2882        | 1.3120             | 28.328           | -2018.1      | 7.6836           |
| 1200     | 1.2820        | 1.3343             | 28.328           | -1885.8      | 7.7987           |
| 1300     | 1.2765        | 1.3548             | 28.328           | -1751.3      | 7.9063           |
| 1400     | 1.2717        | 1.3736             | 28.328           | -1614.9      | 8.0074           |
| 1500     | 1.2675        | 1.3908             | 28.328           | -1476.7      | 8.1028           |
| 1600     | 1.2637        | 1.4065             | 28.328           | -1336.8      | 8.1931           |
| 1700     | 1.2604        | 1.4208             | 28.328           | -1195.2      | 8.2789           |
| 1800     | 1.2574        | 1.4338             | 28.328           | -1052.2      | 8.3607           |
| 1900     | 1.2548        | 1.4456             | 28.326           | -907.4       | 8.4390           |
| 2000     | 1.2525        | 1.4563             | 28.324           | -760.4       | 8.5143           |
| 2100     | 1.2504        | 1.4660             | 28.318           | -610.5       | 8.5874           |
| 2200     | 1.2487        | 1.4747             | 28.308           | -456.6       | 8.6590           |
| 2300     | 1.2473        | 1.4824             | 28.291           | -297.0       | 8.7300           |
| 2400     | 1.2461        | 1.4893             | 28.263           | -129.7       | 8.8012           |
| 2500     | 1.2453        | 1.4954             | 28.223           | 47.0         | 8.8733           |
| 2600     | 1.2449        | 1.5007             | 28.167           | 234.5        | 8.9468           |

---

Tabelle H.5.: Auszug der Gaseigenschaften von SPK100 (WAR=0 und FAR=0.06)

# I. Berechnung der Kraftstoffmodelleigenschaften

Die Berechnungen zu den Kraftstoffmodelleigenschaften basieren auf der Vereinfachung einer vollständigen Verbrennung (siehe Gleichung 2.4 auf Seite 17) und den Kraftstoffbestandteilen nach [Lee et al., 1993] (siehe Kapitel 4.2).

Die Kraftstoffmodelle setzen sich aus Tridecan ( $C_{13}H_{26}$ ) und Naphtalin ( $C_{10}H_8$ ) mit unterschiedlichen volumetrischen Anteilen ( $u_i$ ) zusammen. Es gilt:

$$\begin{aligned} C_m H_n &= u_1 \cdot C_{13}H_{26} + u_2 \cdot C_{10}H_8 \\ \sum u_i &= 1 \end{aligned} \quad (I.1)$$

Die Kohlenstoff- ( $m$ ) und Wasserstoffanzahl ( $n$ ) berechnen sich jeweils aus der Summe der Anteile über die Komponenten.

$$\begin{aligned} m &= u_1 \cdot 13 + u_2 \cdot 10 \\ n &= u_1 \cdot 26 + u_2 \cdot 8 \end{aligned} \quad (I.2)$$

Hieraus lässt sich direkt das volumetrische H/C-Verhältnis ermitteln.

$$\text{H/C-Verhältnis, volumetrisch} = \frac{n}{m} \quad (I.3)$$

Mit den in Tabelle I.1 aufgeführten molaren Massen ( $M_w$ ) lassen sich das Molekulargewicht des Kraftstoffmodells sowie die massebezogenen Wasserstoff und Kohlenstoffanteile ermitteln.

| Spezies | Molare Masse<br>g/mol |
|---------|-----------------------|
| H       | 1.0079                |
| C       | 12.0110               |
| O       | 15.9994               |

Tabelle I.1.: Molare Masse ausgewählter Spezies nach [Sansonetti u. Martin, 2005]

Für das Molekulargewicht des Kraftstoffs gilt:

$$M_{w,fuel} = m \cdot M_{w,C} + n \cdot M_{w,H} \quad (I.4)$$

Daraus ergibt sich für den massebezogenen Kohlen- bzw. Wasserstoffanteil im Kraftstoff

$$\begin{aligned} y_C &= \frac{m \cdot M_{w,C}}{M_{w,fuel}} \\ y_H &= \frac{n \cdot M_{w,H}}{M_{w,fuel}} \end{aligned} \quad (I.5)$$

---

Hieraus lässt sich direkt das (massenbezogene) H/C-Verhältnis ableiten.

$$\text{H/C-Verhältnis, gravimetrisch} = \frac{y_H}{y_C} \quad (\text{I.6})$$

Die Emissionsindizes für Kohlenstoffdioxid und Wasser können aus den jeweiligen Molanteilen und den molaren Massen berechnet werden. Für die molare Masse gilt

$$\begin{aligned} M_{w,CO_2} &= M_{w,C} + 2 \cdot M_{w,O} \\ M_{w,H_2O} &= 2 \cdot M_{w,H} + M_{w,O} \end{aligned} \quad (\text{I.7})$$

Mit Berücksichtigung der molaren Masse des Kraftstoffs lässt sich der Emissionsindex wie folgt berechnen

$$\begin{aligned} EICO_2 &= \frac{m \cdot M_{w,CO_2}}{M_{w,fuel}} \\ EIH_2O &= \frac{\frac{1}{2} \cdot n \cdot M_{w,H_2O}}{M_{w,fuel}} \end{aligned} \quad (\text{I.8})$$

# J. Referenzfunktionen der $\text{NO}_x$ -Emissionskorrelationsmethode

Die Transformation der  $\text{NO}_x$ -Emissionen von Bodenstandbedingungen auf Reiseflughöhen kann über sogenannte semi-empirische Korrelationsmethoden erfolgen. Diese basieren auf einem vereinfachten physikalischen Zusammenhang für die Berücksichtigung des Betriebspunktes und einer Referenzfunktion für den  $\text{NO}_x$ -Emissionsindex. Bei den sogenannten Fuel Flow Methoden wird der  $\text{NO}_x$ -Emissionsindex als Funktion des Kraftstoffmassenstroms abgebildet, welcher mit den Umgebungsbedingungen korrigiert wird. Für den Bodenstandfall stellt der EI und der Kraftstoffmassenstrom den Referenzfall dar. Typischerweise werden die EIs und Kraftstoffmassenströme für konventionelles Kerosin der ICAO Datenbank entnommen und mit einem quadratischen Funktionsansatz korreliert. Analog zu den in Abbildung 4.6 auf Seite 60 dargestellten Referenzfunktionen für das Kurzstreckentriebwerk, sind die Daten der ICAO sowie die Referenzfunktion für das Mittel- und Langstreckentriebwerk in den Abbildungen J.1 und J.2 gezeigt.

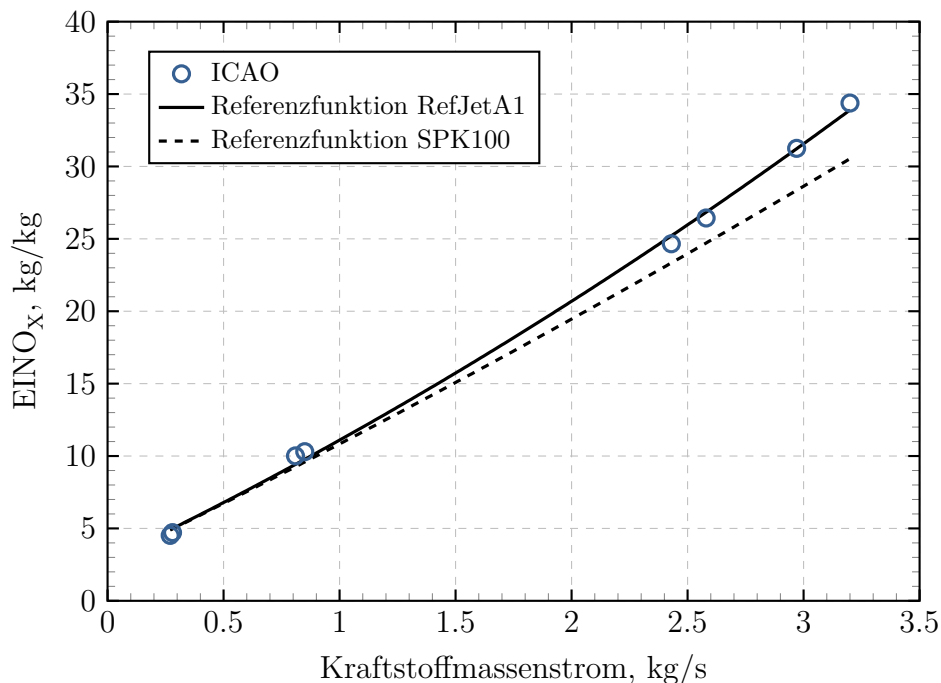


Abbildung J.1.: Referenzfunktionen  $\text{EINO}_x$  des Triebwerks M

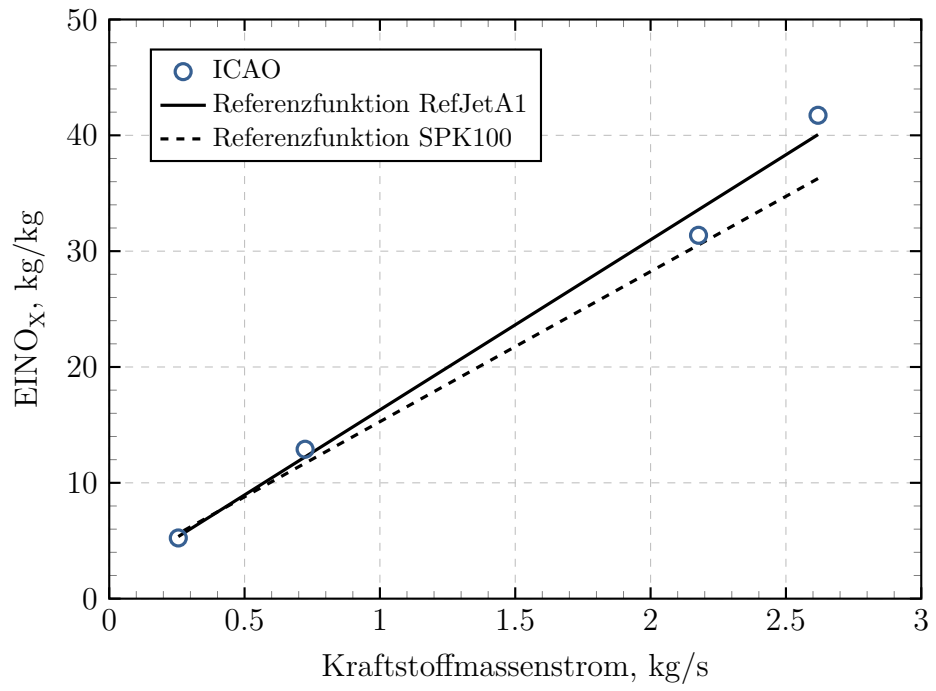


Abbildung J.2.: Referenzfunktionen EINO<sub>x</sub> des Triebwerks L

## K. Bestimmung des nvPM-Emissionsindizes

In [ICAO, 2011] sind die Anwendung der FOA3-Methode und deren Herleitung beschrieben. Darauf basierend sind im Folgenden lediglich die für diese Arbeit relevanten Zusammenhänge dargelegt.

Die FOA3-Methode unterscheidet für die Umrechnung der Smoke Number  $SN$  (aus der ICAO Datenbank) in eine Partikel- oder Ruß-Konzentration (CI) die beiden Bereiche unterhalb und oberhalb einer  $SN$  von 30.

$$SN \leq 30 : CI = 0.06949 \cdot SN^{1.234} \left[ \frac{mg}{m^3} \right]$$

$$SN > 30 : CI = 0.0297 \cdot SN^2 - 1.803 \cdot SN + 31.94 \left[ \frac{mg}{m^3} \right]$$

Nach [Stettler et al., 2013] gilt für diese Korrelation eine Genauigkeit von  $\pm 25\%$ .

Basierend auf den Ausführungen von [Petzold u. Schröder, 1998] kann der Zusammenhang zwischen Volumenkonzentration (CI) und Massenkonzentration (EI) nicht volatiler Partikel-Emissionen nach [Kugele et al., 2005] auf folgende mathematische Zusammenhänge zurückgeführt werden. Für den Emissionsindex gilt

$$EI_{nvPM} = \frac{CI \cdot A \cdot v}{w_{fuel}}$$

Mit dem Volumenstrom am Triebwerksaustritt

$$\dot{V}_{exhaust} = A \cdot v$$

lässt sich das Volumen am Austritt bezogen auf den Kraftstoffverbrauch berechnen

$$Q_{exhaust} = \frac{\dot{V}_{exhaust}}{\dot{w}_{fuel}}$$

Demnach ergibt sich für den Emissionsindex

$$EI_{nvPM} = CI \cdot Q_{exhaust}$$

Das Volumen-Kraftstoff-Verhältnis  $Q$  am Triebwerksaustritt lässt sich für ein gemischtes Triebwerk (mixed) mit dem Luft-Kraftstoffverhältnis (AFR) und den Dichten für Luft  $\rho_{Luft}$ , Sauerstoff  $\rho_{O_2}$ , Kohlendioxid  $\rho_{CO_2}$  sowie Wasserdampf  $\rho_{H_2O}$ , wie folgt berechnen.

$$Q_{exhaust,mixed} = \frac{AFR}{\rho_{Luft}} - \frac{3.37}{\rho_{O_2}} + \frac{3.15}{\rho_{CO_2}} + \frac{1.24}{\rho_{H_2O}}$$

Für ein ungemischtes Turbofan-Triebwerk (unmixed) wird zusätzlich das Nebenstromverhältnis (BPR) wie folgt berücksichtigt.

$$Q_{exhaust,unmixed} = \frac{AFR \cdot (1 + BPR)}{\rho_{Luft}} - \frac{3.37}{\rho_{O_2}} + \frac{3.15}{\rho_{CO_2}} + \frac{1.24}{\rho_{H_2O}}$$

Unter Vernachlässigung der Dichten für die Hauptbestandteile der Luft ergibt sich eine vereinfachte Gleichung zur Bestimmung des Emissionsindizes für gemischte bzw. ungemischte Triebwerke.

$$EI_{nvPM,mixed} = \frac{CI}{\rho_{Luft}} \cdot AFR$$

$$EI_{nvPM,unmixed} = \frac{CI}{\rho_{Luft}} \cdot AFR \cdot (1 + BPR)$$

In dieser Arbeit findet die Umrechnung nach [ICAO, 2011] Anwendung. Für das Volumen-Kraftstoff-Verhältnis am Triebwerksaustritt gilt für Turbofan-Triebwerke die vereinfachte Gleichung

$$Q_{unmixed} = 0.776 \cdot AFR + 0.877 \left[ \frac{m^3}{kg} \right]$$

$$Q_{mixed} = 0.7769 \cdot AFR \cdot (1 + BPR) + 0.877 \left[ \frac{m^3}{kg} \right]$$

Entsprechend ergibt sich für den Emissionsindex in mg/kg

$$EI_{nvPM} = CI \cdot Q_i, \text{ mit } i \in [unmixed, mixed]$$

Für das AFR existieren in [ICAO, 2011] für die vier ICAO-Lastpunkte repräsentative Werte (siehe Tabelle K.1).

| Betriebspunkt    | AFR | FAR     |
|------------------|-----|---------|
| 7 % (idle)       | 106 | 0.00943 |
| 30 % (approach)  | 83  | 0.01205 |
| 85 % (climb out) | 51  | 0.01961 |
| 100 % (take-off) | 45  | 0.02222 |

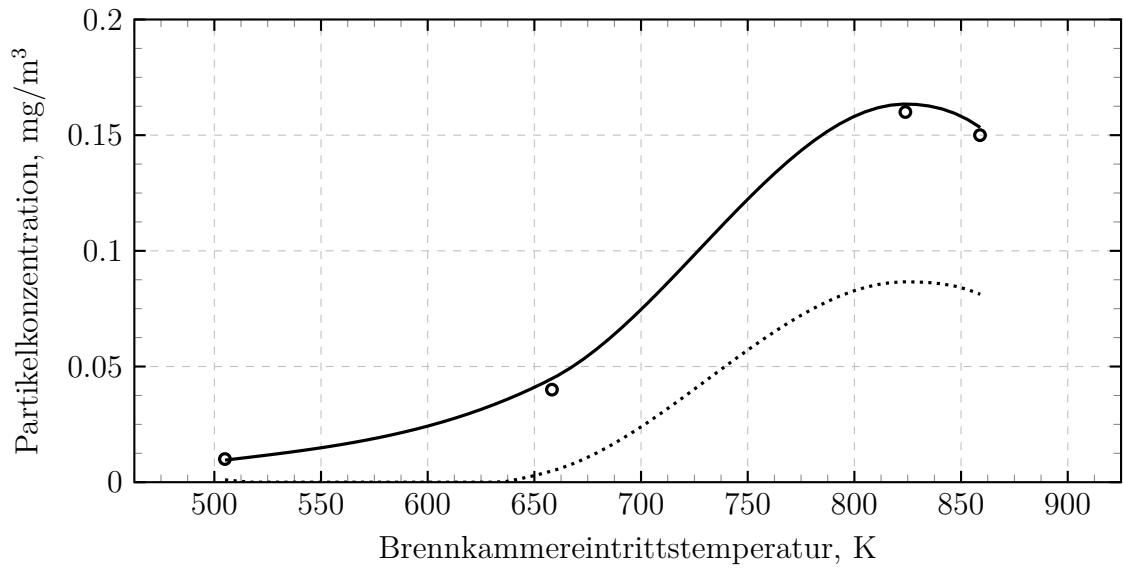
Tabelle K.1.: Repräsentative AFR und FAR für Triebwerke an den ICAO-Punkte nach [ICAO, 2011]

Da für die Untersuchungen in dieser Arbeit entsprechende thermodynamische Triebwerksmodelle vorlagen, wurden für die Umrechnung die Modelldaten für AFR bzw. FAR sowie das BPR an den jeweiligen Betriebspunkten verwendet.

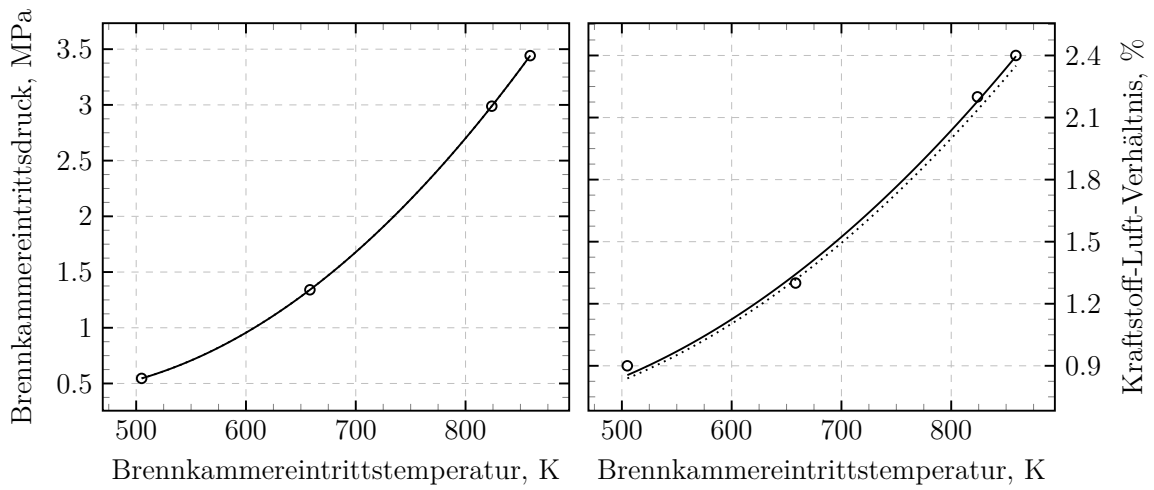
## L. Referenzfunktionen der nvPM-Emissionskorrelationsmethode

Für die Anwendung der nvPM-Korrelationsmethode nach [Döpelheuer, 2002] sind Referenzfunktionen für die Volumenkonzentration (CI), den Brennkammereintrittsdruck ( $P_3$ ), das Kraftstoff-Luft-Verhältnis (FAR) sowie die stöchiometrische Flammtemperatur ( $T_{fl}$ ) über der Brennkammereintrittstemperatur ( $T_3$ ) erforderlich. Diese Referenzfunktionen müssen jeweils für den konventionellen Kraftstoff Jet A-1 sowie den alternativen Kraftstoff SPK ermittelt werden. Des Weiteren sind diese Funktionsverläufe abhängig vom Triebwerk. Im Folgenden sind daher ergänzend zu den Abbildungen 4.8 auf Seite 65 und 4.9 auf Seite 66 die entsprechenden Verläufe für das Mittel- (siehe Abbildung L.1 auf der nächsten Seite) und Langstreckentriebwerk (siehe Abbildung L.2 auf Seite 174) dargestellt. Speziell beim Verlauf der Volumenkonzentration sind deutliche Unterschiede zwischen den Triebwerksmodellen erkennbar.



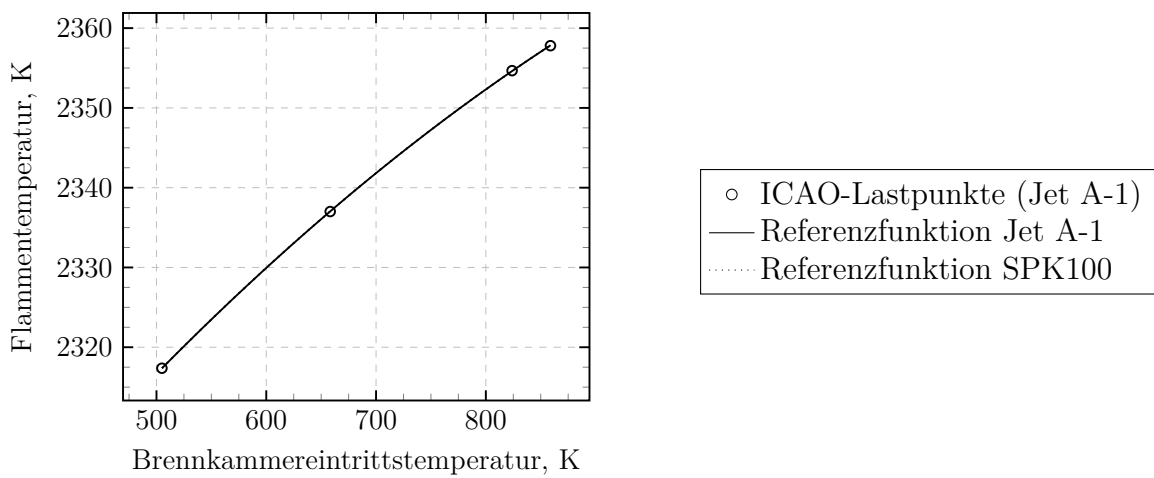


(a)



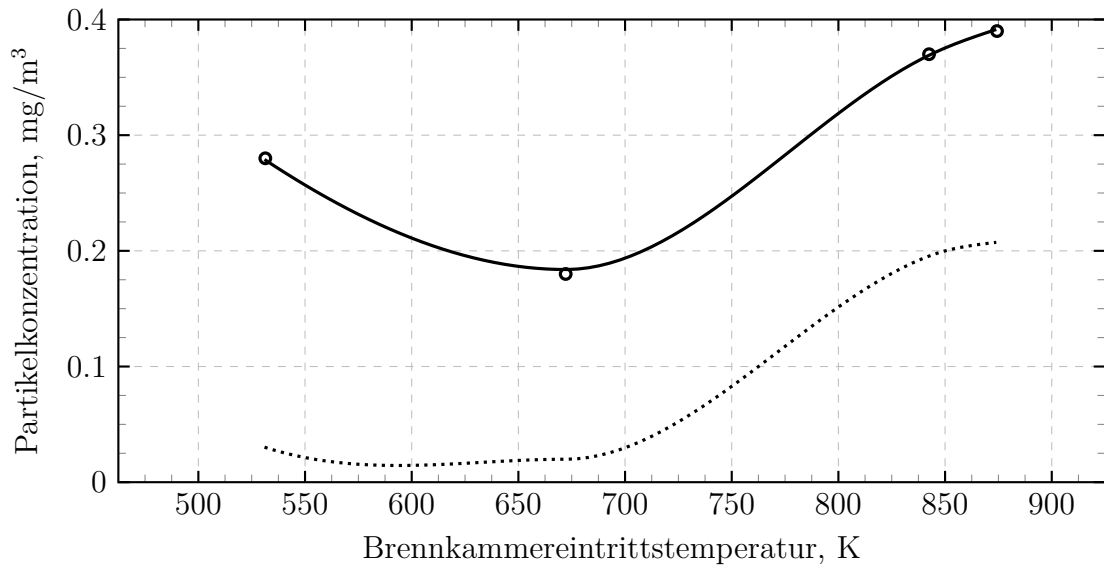
(b)

(c)

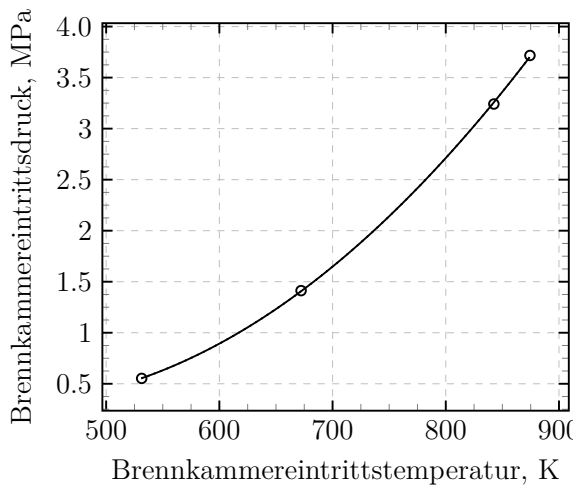


(d)

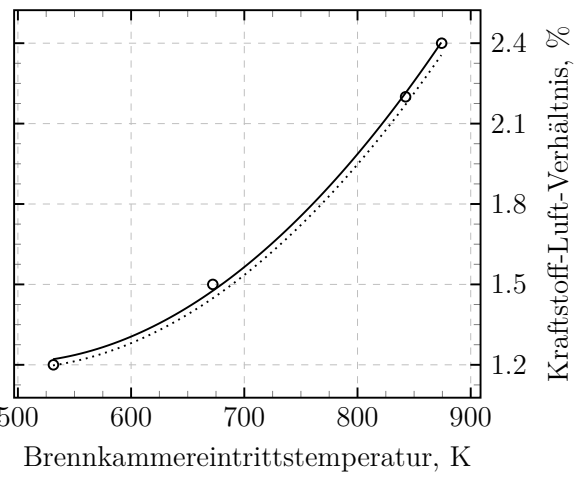
Abbildung L.1.: Referenzfunktionen der Partikelkonzentration (a), des Brennkammereintrittsdrucks (b), des Kraftstoff-Luft-Verhältnisses (c) und der stöchiometrischen Flammentemperatur (d) des Triebwerks M



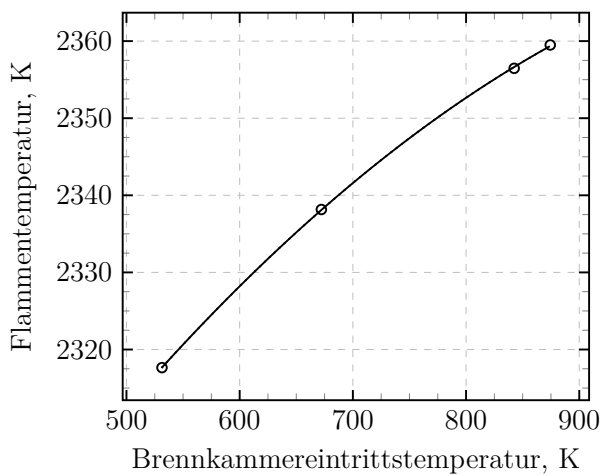
(a)



(b)



(c)



(d)

○ ICAO-Lastpunkt (Jet A-1)  
 — Referenzfunktion Jet A-1  
 ..... Referenzfunktion SPK100

Abbildung L.2.: Referenzfunktionen der Partikelkonzentration (a), des Brennkammereintrittsdrucks (b), des Kraftstoff-Luft-Verhältnisses (c) und der stöchiometrischen Flammentemperatur (d) des Triebwerks L

# M. Validierungsdaten der Triebwerksmodelle

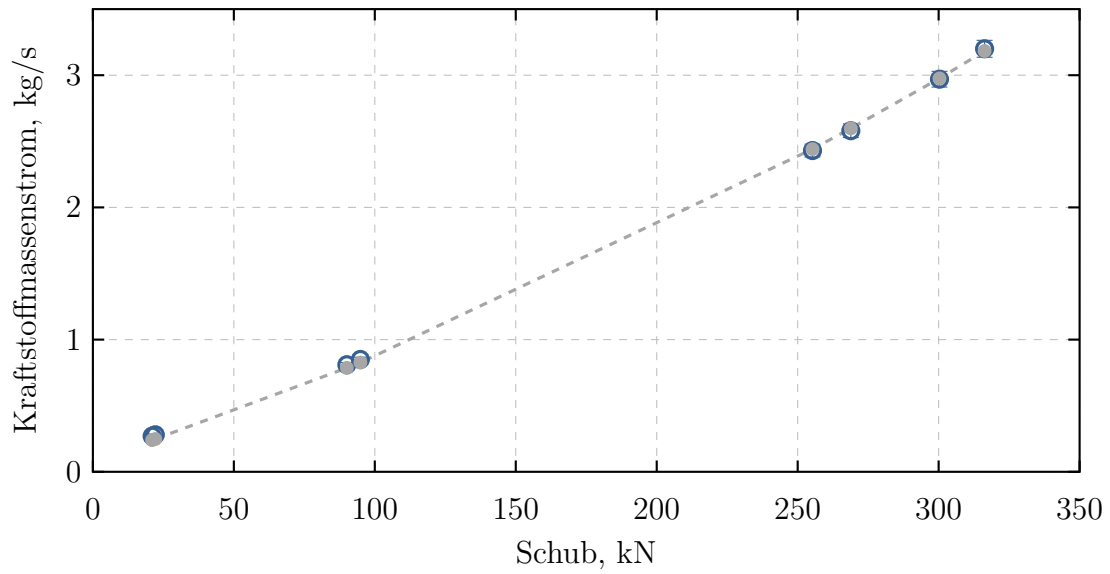
Die Validierung des Mittel- und Langstreckentriebwerks erfolgt analog zum Kurzstreckentriebwerk in Abbildung 4.11 auf Seite 71 anhand der öffentlich zugänglichen Daten der ICAO Datenbank. Für das Mittelstreckentriebwerk repräsentieren die gezeigten Referenzdaten die Trent700-Modellreihe (Trent772 und Trent768)<sup>1</sup>. Die Daten zeigen, dass die generelle Charakteristik des Triebwerks anhand des Kraftstoffmassenstroms sehr gut abgebildet wird. Eine entsprechend gute Übereinstimmung kann auch für das Nebenstromverhältnis und das Druckverhältnis des Triebwerks festgehalten werden (siehe Abbildung M.1).

Der Vergleich des Kraftstoffmassenstroms des Langstreckenmodells mit den ICAO-Daten ist in Abbildung M.2 gezeigt. Hier ist die Referenz das GP7200-Modell, von dem es derzeit allerdings nur die eine Variante GP7270 gibt<sup>2</sup>. Entsprechend kleiner fällt die Anzahl der Referenzdaten aus.

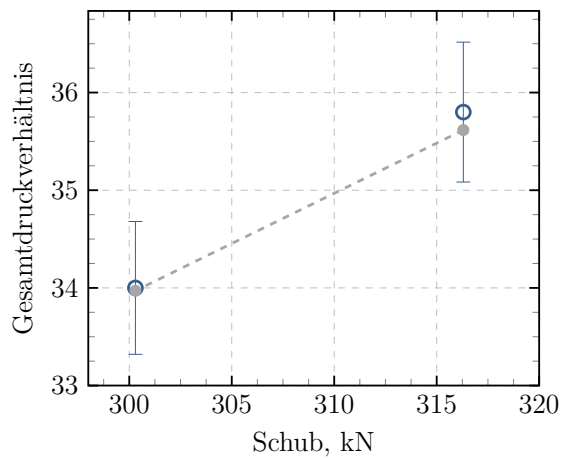
---

<sup>1</sup>UID No 3RR029 und 3RR030

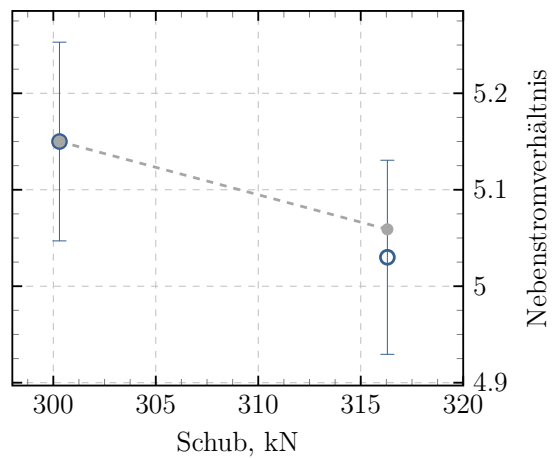
<sup>2</sup>UID No 9EA001



(a)



(b)



(c)

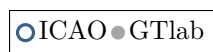
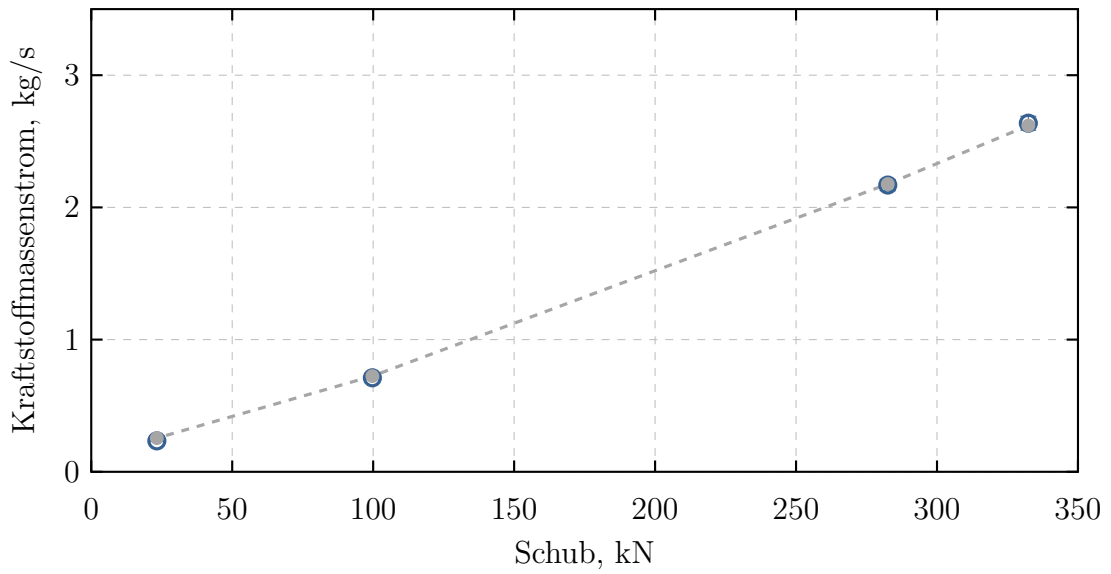
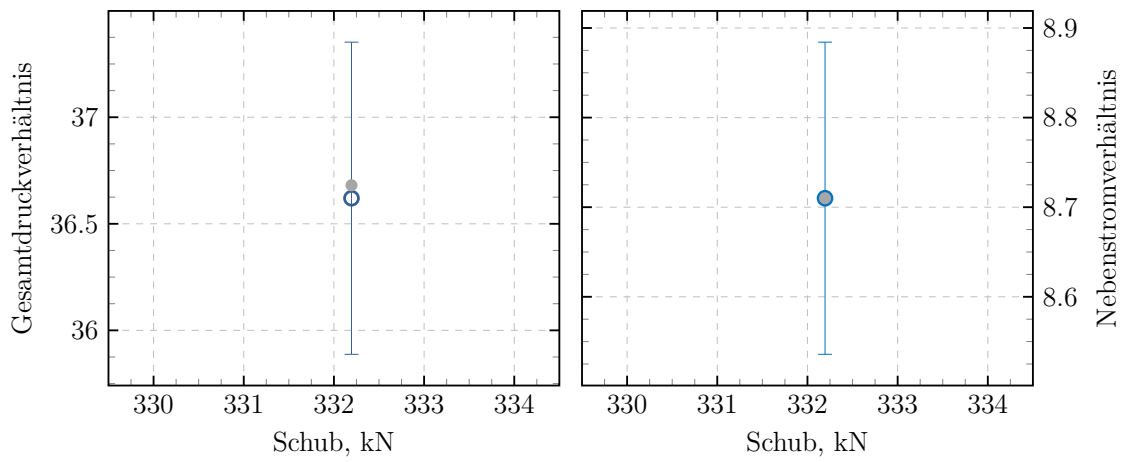


Abbildung M.1.: Kraftstoffmassenstrom (a), Gesamtdruckverhältnis (b) und Nebenstromverhältnis (c) des GTlab-Modells (GTlab-Modell) und der ICAO (ICAO EDB) des Triebwerks M



(a)



(b)

(c)



Abbildung M.2.: Kraftstoffmassenstrom (a), Gesamtdruckverhältnis (b) und Nebenstromverhältnis (c) des GTlab-Modells (GTlab-Modell) und der ICAO (ICAO EDB) des Triebwerks L

## N. Direkte Einflüsse auf Triebwerksebene

Analog zu den in Kapitel 4.5 dargelegten Auswertungen des Kurzstreckentriebwerks sind im Folgenden die direkten Einflüsse alternativer Kraftstoffe auf den Kraftstoffverbrauch und die Emissionen des Mittel- und Langstreckentriebwerks dargestellt. Die Analysen erfolgen für die drei ICAO Betriebspunkte TO, CO und App sowie einen typischen Reiseflug (CR). Die relativen Änderungen im Kraftstoffmassenstrom sind in Abbildung N.1 für das Mittel- und in Abbildung N.2 für das Langstreckentriebwerk gezeigt. Analog zum Kurzstreckentriebwerk unterscheidet sich die Einsparung im Kraftstoffmassenstrom zwischen den Betriebspunkten. Offensichtlicher tritt jedoch der Unterschied zwischen den einzelnen Triebwerken zu tragen. Hier zeigt das Langstreckentriebwerk im Mittel das größte Einsparpotenzial. Sowohl für das Mittel- als auch für das Langstreckentriebwerk liegen die quantifizierten Kraftstoffeinsparungen mit bis zu 1.89 % bzw. 1.91 % für den SPK100 etwas über der Änderung des Energiegehalts von etwa 1.83 %. Hier hat das Re-matching im Triebwerk aufgrund der geänderten Gaseigenschaften keinen negativen Einfluss auf die Performance, stattdessen überwiegen hier die Effekte einer erhöhten spezifischen isobaren Wärmekapazität. Entsprechend zeigt sich hier eine marginale Erhöhung des Gesamtwirkungsgrads im CR (von 33.15 % um ca. 0.01 % für beide Kraftstoffe für das Mittelstreckentriebwerk und 37.24 % um 0.02 % für SPK50 und 0.04 % für SPK100 für das Langstreckentriebwerk).

Für die direkten CO<sub>2</sub>- und H<sub>2</sub>O-Emissionen sind die relativen Änderungen in den Abbildungen N.3 und N.4 für das Mittelstrecken- sowie in den Abbildungen N.5 und N.6 für das Langstreckentriebwerk dargestellt. Hier zeigt sich der Einfluss der unterschiedlichen Kraftstoffverbräuche, so dass die absoluten Emissionen zwischen den Triebwerken eine entsprechende Abweichung aufweisen.

Die NO<sub>x</sub>- und nvPM-Emissionen sind in Abbildung N.7 für das Mittelstrecken- und Abbildung N.8 für das Langstreckentriebwerk dargestellt. Hier zeigen sich vor allem beim CR Betriebspunkt Unterschiede zwischen den Triebwerken. Diese sind auf mehrere Effekte zurückzuführen. Die Emissionsszenarien der Triebwerke wurden basierend auf realen Triebwerksdaten der ICAO EDB erstellt. Das Langstreckentriebwerke ist an die Daten des GP7200 angelehnt. Da es hiervon nur ein Triebwerksmuster gibt, wird der gesamte Schubbereich durch das Langstreckentriebwerksmodell abgedeckt. Damit liegt auch der CR Betriebspunkt in Bezug auf den reduzierten Kraftstoffmassenstrom relativ nah am maximalen Einsparpotenzial für NO<sub>x</sub> (bei 100 % Schub). Das Mittelstreckentriebwerksmodell M hingegen ist an die schubschwächere Variante des Trent700 Musters angelehnt. Daher umfassen die Betriebspunkte nicht den gesamten Schubbereich, welcher für die Emissionsszenarien herangezogen wurde und somit nicht den Teil mit dem . Gleiches gilt für das Kurzstreckentriebwerksmodell, welches an die mittlere Schubvariante des V2500 Musters angelehnt ist.

Zusätzlich spielt noch die relative Lage des CR Betriebspunktes im Vergleich zum

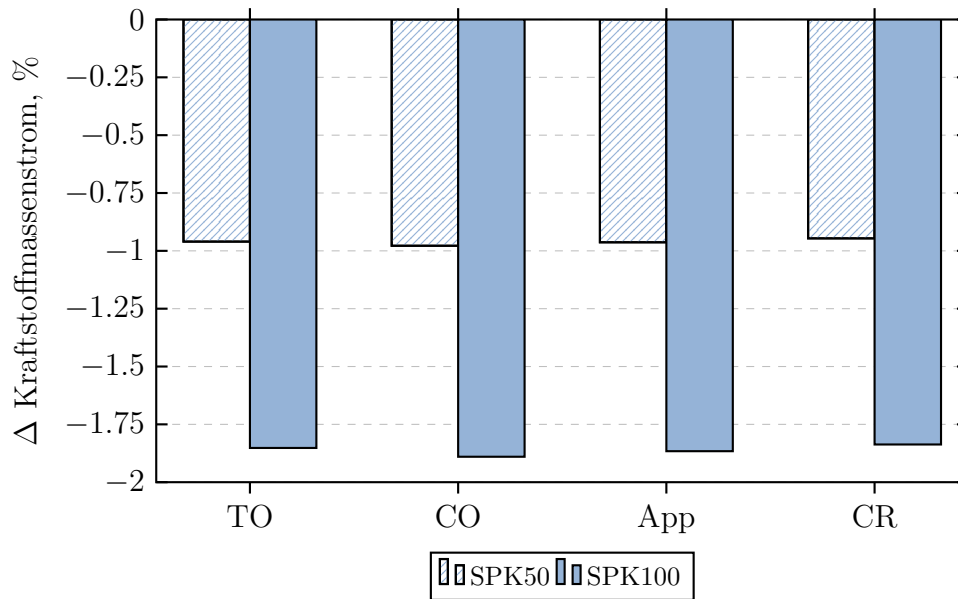


Abbildung N.1.: Relative Abweichung des Kraftstoffmassenstroms bei unterschiedlichen Betriebspunkten des Mittelstreckentriebwerks M

Take-off Betriebspunkt eine Rolle. Dieses Verhalten ist unter anderem Abhängig vom Nebenstromverhältnis, so dass für das Langstreckentriebwerk L, mit einem hohen Nebenstromverhältnis, der CR näher am Takeoff Betriebspunkt liegt. Daher kann beim Langstreckentriebwerk höhere  $\text{NO}_x$ -Reduktionen realisiert werden. Sowohl für das Mittelstreckentriebwerk als auch für das Kurzstreckentriebwerk mit ähnlichen und kleineren Nebenstromverhältnissen trifft dies nicht zu. Bei den nvPM-Emissionen zeigt sich zusätzlich der Effekte der unterschiedlichen nvPM-Emissionscharakteristiken der einzelnen Triebwerke.

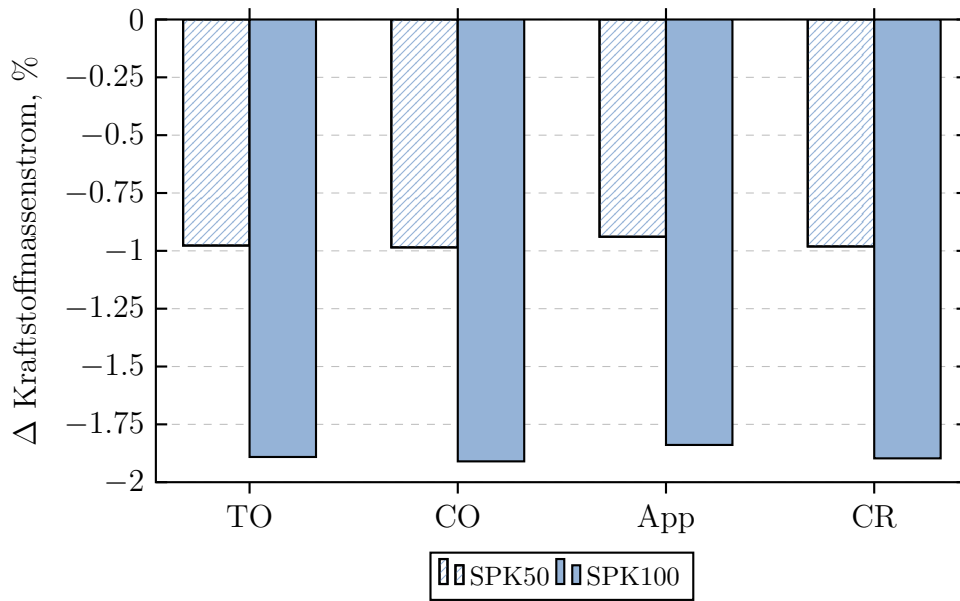


Abbildung N.2.: Relative Abweichung des Kraftstoffmassenstroms bei unterschiedlichen Betriebspunkten des Langstreckentriebwerks L

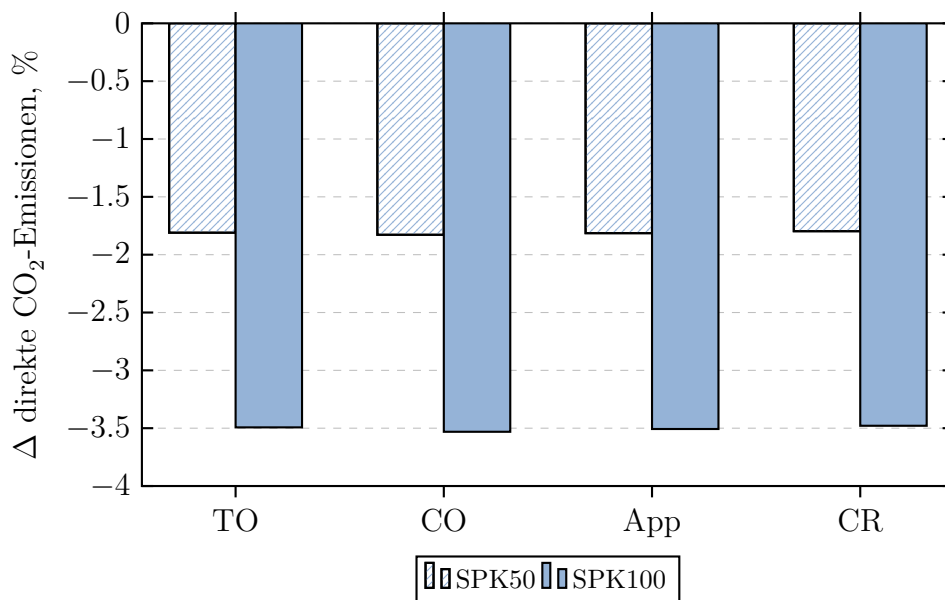


Abbildung N.3.: Relative Abweichung der direkten CO<sub>2</sub>-Emissionen bei unterschiedlichen Betriebspunkten des Mittelstreckentriebwerks M



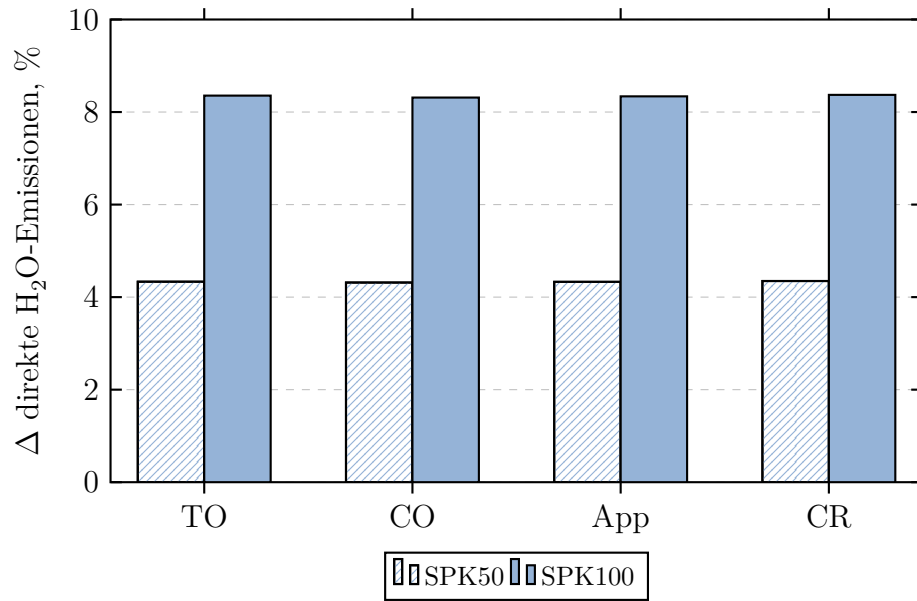


Abbildung N.4.: Relative Abweichung der direkten H<sub>2</sub>O-Emissionen bei unterschiedlichen Betriebspunkten des Mittelstreckentriebwerks M

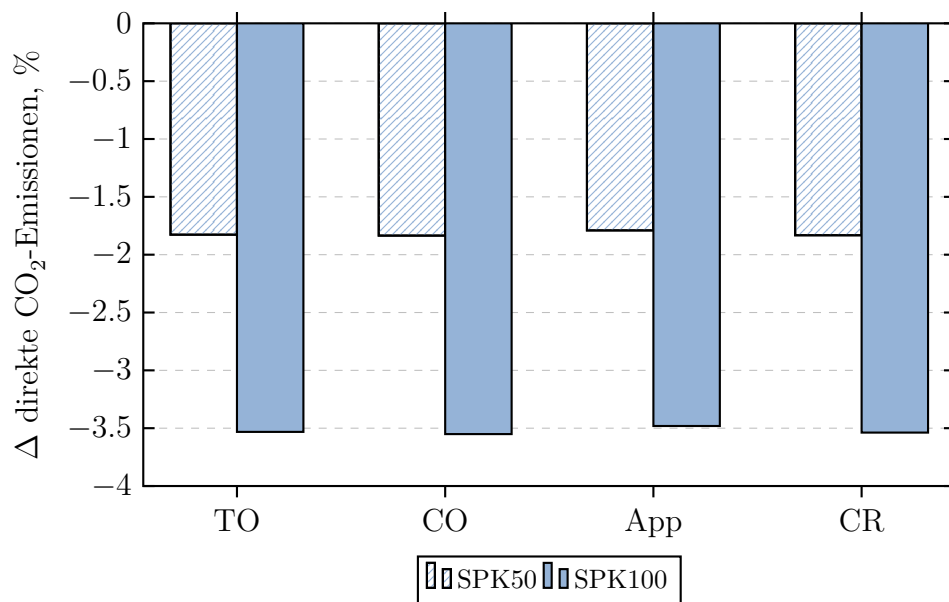


Abbildung N.5.: Relative Abweichung der direkten CO<sub>2</sub>-Emissionen bei unterschiedlichen Betriebspunkten des Langstreckentriebwerks L

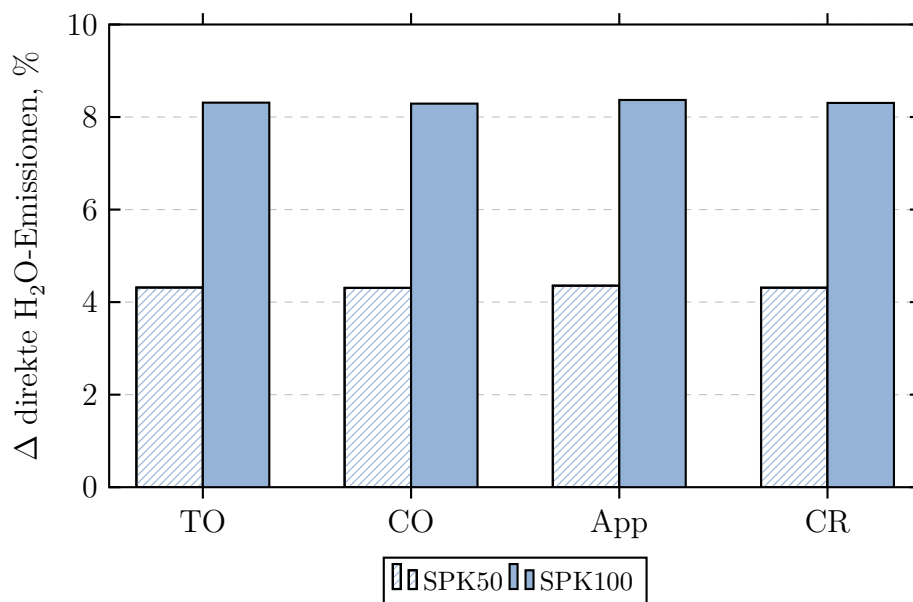


Abbildung N.6.: Relative Abweichung der direkten H<sub>2</sub>O-Emissionen bei unterschiedlichen Betriebspunkten des Langstreckentriebwerks L

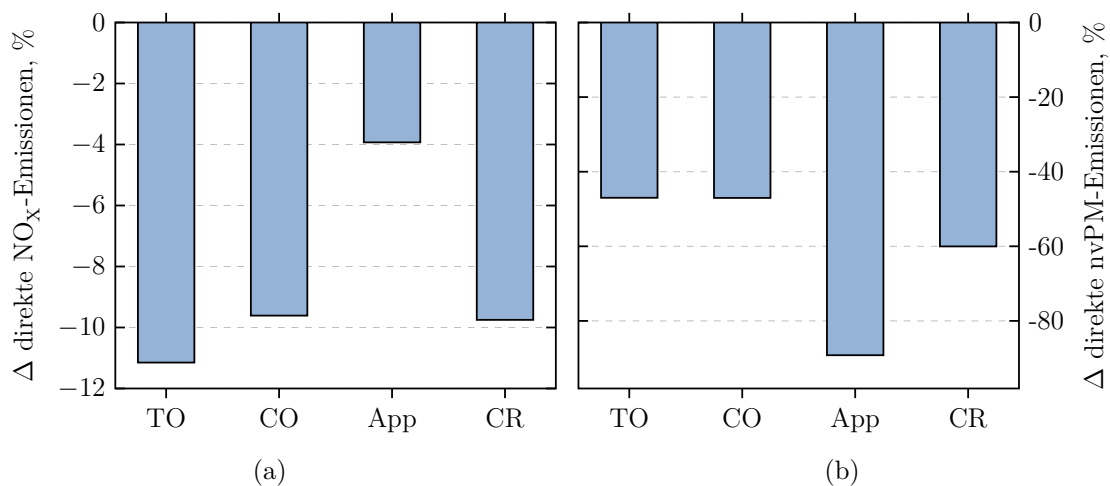


Abbildung N.7.: Relative Abweichung der direkten NO<sub>x</sub>-Emissionen (a) und der direkten nicht-volatilen Partikelmassen (b) bei unterschiedlichen Betriebspunkten des Mittelstreckentriebwerks M

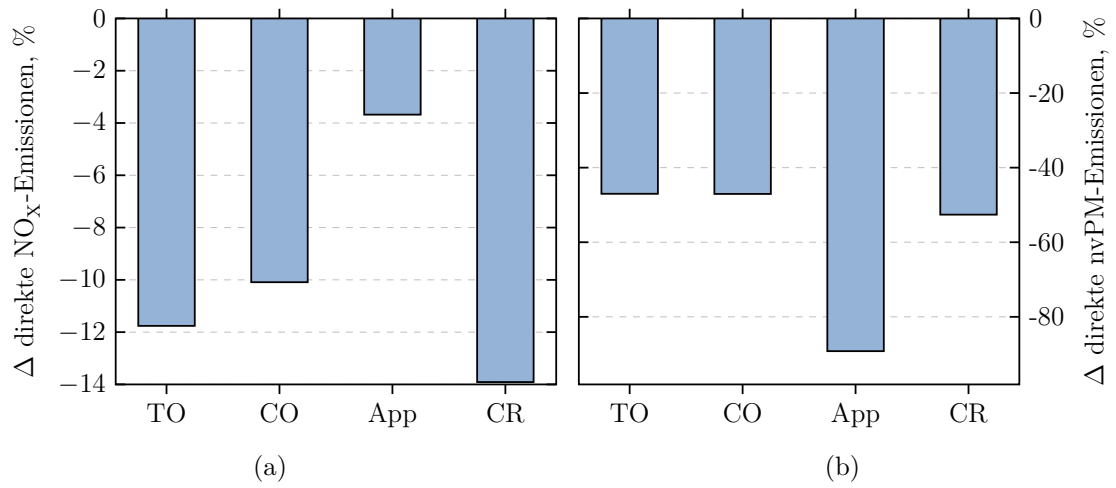


Abbildung N.8.: Relative Abweichung der direkten  $\text{NO}_x$ -Emissionen (a) und der direkten nicht-volatilen Partikelmassen (b) bei unterschiedlichen Betriebspunkten des Langstreckentriebwerks L

# O. Einfluss auf Kondensstreifen

Triebwerksemissionen haben einen Einfluss auf die Entstehung und Eigenschaften von Kondensstreifen. Wie die Ergebnisse in Kapitel 4.3 zeigen, so haben alternative Flugturbinenkraftstoffe das Potenzial zur signifikanten Reduktion der Partikelmasse und -anzahl im Abgasstrahl. Diese führt zu einer Reduktion der initialen Eiskristallkonzentration und kann bei entsprechender Größenordnung (bspw.  $-80\%$ ) zu einem positiven Klimaeffekt führen. Dieser ist darin begründet, dass weniger und größere Eiskristalle zu einer kleineren optischen Dicke, geringem Strahlungsantrieb und kürzeren Lebensdauern von Kondensstreifen führen [Gierens et al., 2016]. Somit können alternative Flugturbinenkraftstoffe zu einer Verringerung des Einflusses von Kondensstreifen auf die Klimawirkung beitragen. Es sei allerdings darauf hingewiesen, dass diese Effekte eine starke Abhängigkeit von den meteorologischen Randbedingungen haben. So können unterschiedliche atmosphärische Bedingungen einen größeren Einfluss auf den Kondensstreifen haben, als alternative Kraftstoffe gegenüber konventionellem Kerosin unter sonst gleichen Bedingungen. Zudem können bei einer zu starken Reduktion der Rußpartikel (ca. Faktor 1000) volatile und Hintergrundpartikel für die Eiskristallbildung sorgen und ggf. den Effekt der reduzierten Rußpartikel bei sehr kleinen Temperaturen überkompensieren [Kärcher u. Yu, 2009].

Die Entstehung von Kondensstreifen kann durch das sogenannte Schmidt-Appleman-Kriterium beschrieben werden. Im Nachlauf der Triebwerke vermischt sich der heiße und feuchte Abgasstrahl mit kalter Umgebungsluft. Hier steigt die relative Luftfeuchte und es kann aufgrund von Wassertropfenbildung in wasserübersättigten Regionen zur Kondensstreifenbildung kommen. Die kritische Temperatur unterhalb derer es zur Kondensstreifenbildung kommt, ist nach dem Schmidt-Appleman-Kriterium abhängig von der relativen Luftfeuchte und dem Parameter  $G$  nach Gleichung O.1, wobei  $p$  den Umgebungsdruck und  $\epsilon$  das Verhältnis der molekularen Gewichte von Wasser und Luft beschreiben.

$$G = \frac{EIH_2O \cdot p \cdot c_p}{\epsilon \cdot FHV \cdot (1 - \eta_{ges})} \quad (O.1)$$

Die Gesamtwirkungsgrad  $\eta_{ges}$  des Triebwerks ist hauptsächlich vom Triebwerksdesign abhängig und nur marginal durch den Einsatz alternativer Kraftstoffe beeinflusst (siehe auch Kapitel 4.5 und N). Der Emissionsindex für Wasser ( $EI_{H_2O}$ ) sowie der Heizwert des Kraftstoffs ( $FHV$ ) hingegen ändern sich mit der geänderten chemischen Zusammensetzung von alternativen Kraftstoffen im Vergleich zu konventionellem Kerosin (siehe Tabelle 4.7 auf Seite 54 und Tabelle 4.8 auf Seite 56).

Die kritische Temperatur für 100% relative Luftfeuchte (Wassersättigung) kann nach Gleichung O.2 berechnet werden.

$$T_m = -46.46 + 9.43 \cdot \ln(G - 0.053) + 0.720 \cdot [\ln(G - 0.053)]^2 \quad (O.2)$$

Der Einfluss des  $EI_{H_2O}$  und  $FHV$  auf die kritische Temperatur ist anhand einer Sensitivitätsstudie in Abbildung O.1 relativ zu dem in dieser Arbeit verwendeten

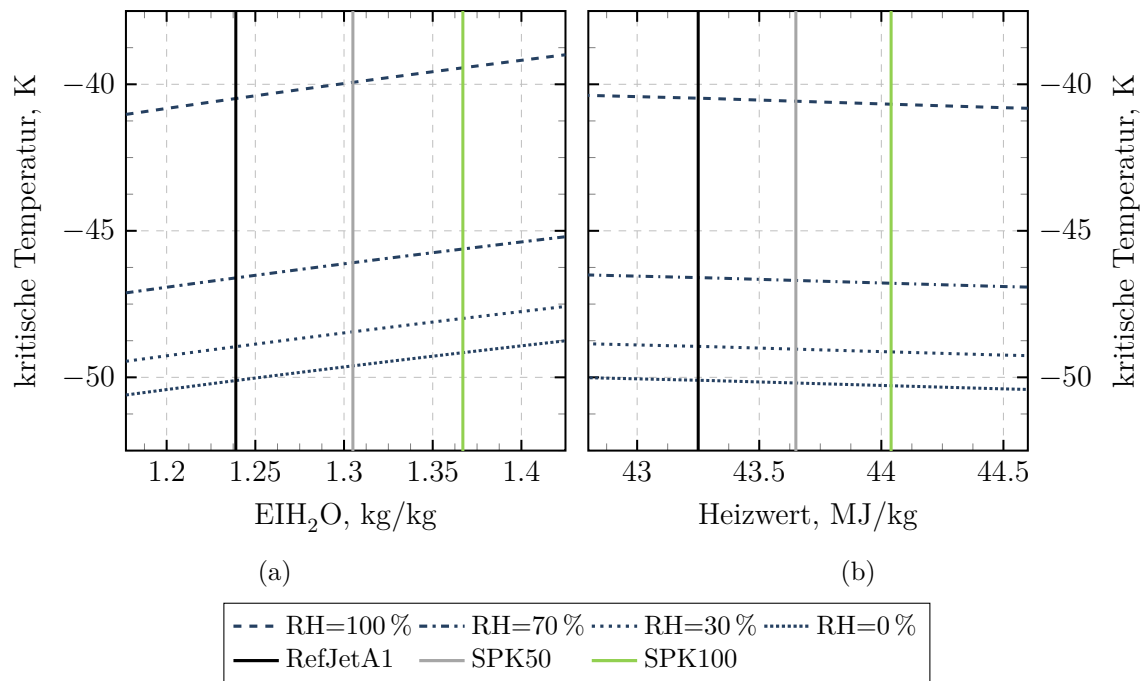


Abbildung O.1.: Sensitivität der kritischen Temperatur bzgl. EIH<sub>2</sub>O (a) und Heizwert (b) für verschiedene relative Luftfeuchten

Referenzkraftstoff (RefJetA1) gezeigt, exemplarisch für eine Flughöhe von 10 000 m. In Anlehnung an die in dieser Arbeit betrachteten Triebwerke mit Gesamtwirkungsgraden von 32.32 % bis 37.24 % wird ein Gesamtwirkungsgrad von 35 % angenommen. Die Werte sind für die diskreten relativen Luftfeuchten von 0, 30, 70 und 100 % dargestellt. Zusätzlich sind die Werte für den Referenzkraftstoff RefJetA1 sowie die alternativen Kraftstoffe SPK50 und SPK100 eingetragen. Es ist zu erkennen, dass sich der Einfluss eines höheren EIH<sub>2</sub>O (siehe Abbildung O.1 a) und eines höheren FHV (siehe Abbildung O.1 b) gegenläufig auf die kritische Temperatur auswirken. Während für zunehmende EIH<sub>2</sub>O, d.h. höhere H/C-Verhältnisse im Kraftstoff, die kritische Temperatur zur Kondensstreifenbildung ansteigt, sinkt diese für steigende Heizwerte. Für den SPK50 und SPK100 zeigt Abbildung O.2 auf der nächsten Seite den resultierenden Effekt auf die kritische Temperatur relativ zu konventionellem Kerosin. Der Einfluss alternativer Kraftstoffe steigt zu höheren relativen Luftfeuchten leicht an. Es zeigt sich, dass ein reiner SPK (SPK100) einen größeren Einfluss auf die Änderung der kritischen Temperatur hat, als ein Gemisch (SPK50). Die kritische Temperaturänderung bewegt sich im Bereich von ca. 0.41 K für SPK50 bei einer relativen Luftfeuchte von 0 % bis zu 0.85 K bei SPK100 und einer relativen Luftfeuchte von 100 %. Unter Berücksichtigung des Temperaturgradienten von  $-0.0065 \text{ K/m}$  in der Troposphäre, beginnt die Bildung von Kondensstreifen bei der Verwendung alternativer Flugturbinenkraftstoffe folglich um bis zu 100 m niedriger, als bei konventionellem Kerosin. Allerdings sind diese Effekte lediglich in der Nähe der kritischen Temperatur relevant, da in größeren Flughöhen und bei niedrigeren Temperaturen immer eine Kondensstreifenbildung stattfindet, unabhängig vom Kraftstoff.

Die Untersuchung zu Partikelemissionen in relevanten Flughöhen von alternativen

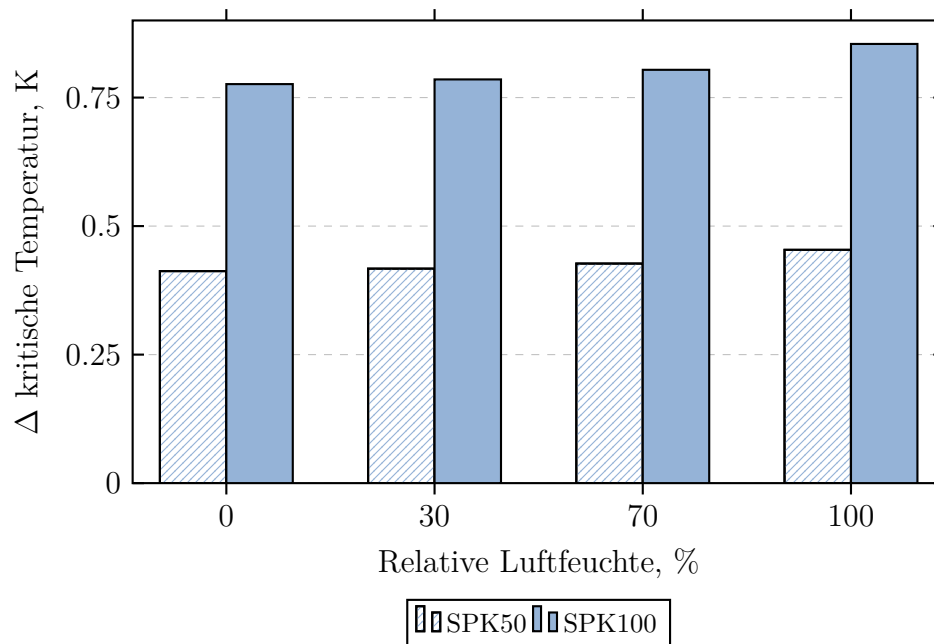


Abbildung O.2.: Änderung der kritischen Temperatur für alternative Kraftstoffe bei unterschiedlichen relativen Luftfeuchten

Kraftstoffen sowie deren quantitative Auswirkungen auf die Eiskristallbildung sind Gegenstand der aktuellen Forschung. Daher werden aufgrund der hohen Sensibilität zu den atmosphärischen Bedingungen und der Abhängigkeit von den tatsächlichen Rußpartikelemissionen und resultierenden Eiskristallkonzentrationen die Einflüsse alternativer Flugturbinenkraftstoffe auf die Kondensstreifen im Folgenden nicht weiter betrachtet.

## P. Weiterführende Daten zu den Flugmissionen

Die Auswertungen zu den Streckenlängen des A380 wurden aufgrund der Datenlage an die Daten von Sabre Market Intelligence [Sabre, 2014] angelehnt. Hier ergibt die Auswertung von knapp 7000 Flügen eine mittlere Distanz von ca. 7260 km. Es zeigt sich jedoch eine deutliche Häufung der Fluganzahl im Bereich 4000 km bis 6000 km sowie in der Kategorie 9000 km bis 10 000 km (siehe Abbildung P.1). Diese könnte bspw. einem Flug von Frankfurt nach Hongkong oder San Francisco repräsentieren und wurde für einen typischen Langstreckenflug in dieser Studie gewählt.

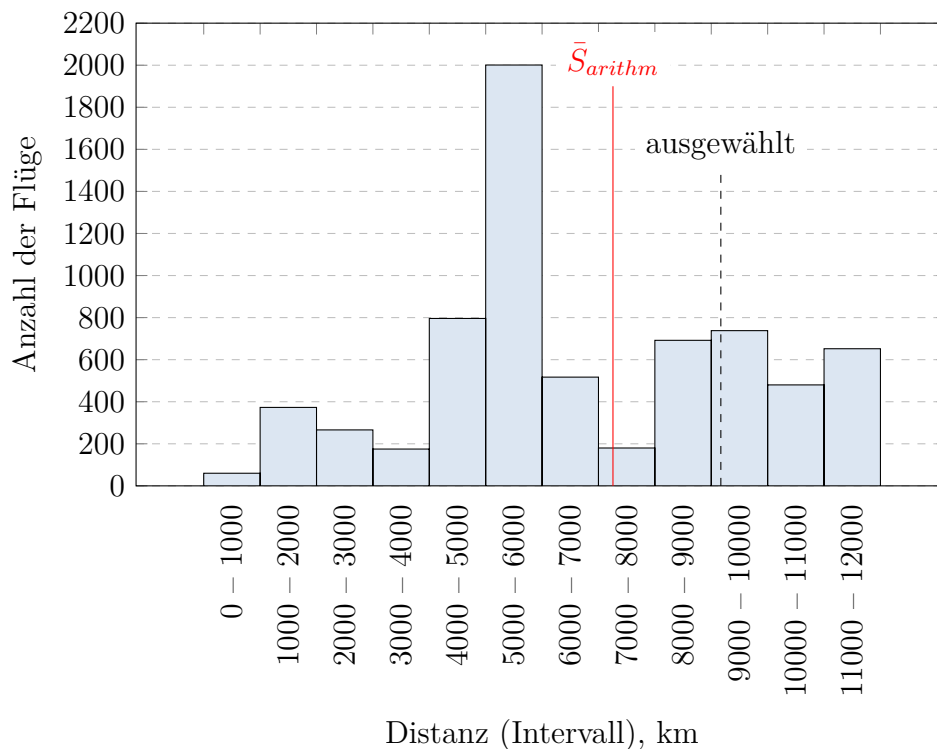


Abbildung P.1.: Verteilung der Flüge nach Streckenlängen für den A380 (gemäß Sabre Market Intelligence Flugdaten).

## Q. Luftverkehrsprognosen

Um die Entwicklung der zukünftigen Luftverkehrsnachfrage abzubilden, finden sich zahlreiche Wachstumsprognosen mit unterschiedlichen Zeithorizonten in der Literatur. So gibt es aus der Luftfahrtindustrie von Seiten der Hersteller die Motivation, das zukünftige Geschäftsfeld zu prognostizieren und entsprechend daran auszurichten. Daneben werden durch internationale Forschungsprojekte und Initiativen Luftverkehrsprognosen angestrebt um die zukünftigen Auswirkungen, insbesondere auf die Emissionen und die Klimawirkung, zu diskutieren. Die in dieser Arbeit in Abbildung 6.2 auf Seite 95 dargestellten Szenarien beruhen auf den in Tabelle Q.1 zusammengefassten Quellen.

| Name        | Beschreibung   | Quelle                 |
|-------------|--|------------------------|
| Airbus      | Industrieprognose Flugzeughersteller   | [Airbus, 2011]         |
| Rolls-Royce | Industrieprognose Triebwerkshersteller   | [Rolls-Royce, 2009]    |
| IPCC        | Szenarien des Klimarats zur Klimawirkung   | [IPCC, 1999]           |
| CONSAVE     | Szenarien zu Entwicklungspässen basierend auf IPCC (EU Projekt)                        | [Berghof et al., 2005] |
| FESG        | ICAO Szenarien   | [GIACC, 2009]          |
| MMU         | Technologie- und Emissionsminderungsszenarien basierend auf IPCC (EU Projekt Quantify) | [Owen et al., 2010]    |
| ICAO        | Historische Daten der ICAO   | [ICAO, 2013-2015]      |

Tabelle Q.1.: Literaturstudien zu Luftverkehrsprognosen



## R. Ermittlung des Kraftstoffverbrauchs auf Basis der ICAO Szenarien

Die ICAO veröffentlicht in regelmäßigen Abständen szenarienbasierte Prognosen u.a. zur Entwicklung des Kraftstoffverbrauchs im Luftverkehr (vgl. [ICAO, 2013a] und [ICAO, 2016]). Allerdings beinhalten die öffentlich zugänglichen Daten nicht alle notwendigen Informationen, um die Szenarien direkt nutzen zu können. Daher wurden in dieser Arbeit ergänzende Annahmen getroffen, um möglichst plausible Szenarien für den Kraftstoffverbrauch des globalen Luftverkehrs zu erhalten und so den Einfluss alternativer Kraftstoffe auf Basis abgestimmter Technologiepfade bewerten zu können. Die ICAO veröffentlicht in ihren jüngsten Ausgaben des Environmental Report (2013 und 2016) ein aktualisiertes Szenarienset zum Kraftstoffverbrauch des Luftverkehrs. In den veröffentlichten Datensätzen beschränkt sich die ICAO jedoch auf die Betrachtung des internationalen Luftverkehrs und lässt somit, nach eigenen Angaben, etwa 30 % bis 35 % des Kraftstoffverbrauchs des Luftverkehrs unberücksichtigt. In dieser Arbeit wurde daher eine Methodik gewählt, um die Angaben zum internationalen Luftverkehr auf den globalen Luftverkehr zu skalieren, um so dem globalen Luftverkehr in den Analysen gerecht zu werden. Für die Jahre 2010, 2020, 2030 und 2040 liegen Daten zum erwarteten Luftverkehrsaufkommen in Form von Tonnenkilometern (RTK) vor [ICAO, 2013a]. Diese sind in Tabelle R.1 zusammen mit den jeweiligen Anteilen des internationalen Luftverkehrs am gesamten Verkehrsaufkommen aufgeführt.

|                                    | 2010    | 2020     | 2030     | 2040     |
|------------------------------------|---------|----------|----------|----------|
| International, 10 <sup>9</sup> RTK | 494.200 | 839.700  | 1371.800 | 2090.600 |
| Global, 10 <sup>9</sup> RTK        | 708.300 | 1174.200 | 1878.300 | 2831.800 |
| <i>International/Global</i>        | 0.698   | 0.715    | 0.730    | 0.738    |

Tabelle R.1.: Entwicklung der Luftverkehrsnachfrage des Central Forecasts [ICAO, 2013a] sowie des Anteils des internationalen am globalen Luftverkehr

Es wird vereinfachend angenommen, dass sich der Anteil des internationalen Luftverkehrs am gesamten Kraftstoffverbrauch proportional zum Anteil an den RTKs ändert. Darüber hinaus wird davon ausgegangen, dass der internationale Luftverkehr nicht langsamer wächst als der globale, so dass sich der Anteil bis 2050 nicht verkleinert.

Für die Dekaden 2010 bis 2020, 2020 bis 2030 und 2030 bis 2040 lassen sich nun die Änderungen des Anteils des internationalen Luftverkehrs am globalen Luftverkehr berechnen und mittels quadratischer Ausgleichsfunktionen eine Extrapolation für die Jahre 2040 bis 2050 vornehmen. Da dieser Wert allerdings unter eins fällt, wird für

das Zeitintervall 2040 bis 2050 eine Änderungsrate von 1.0 festgelegt. Für den Anteil des internationalen Luftverkehrs am globalen Kraftstoffverbrauch des Luftverkehrs sind mit 65 % im Jahr 2010 und 70 % im Jahr 2050 zwei wesentliche Stützstellen der ICAO-Szenarien bekannt [ICAO, 2013a]. Daher werden die Änderungsraten  $a_i$  für die Dekaden aus den RTK-Werten skaliert, so dass damit die Änderung von 65 % im Jahr 2010 bis auf 70 % im Jahr 2050 abgebildet werden kann. Da für die letzte Dekade (2040 bis 2050) keine Änderung des Anteils angenommen wird, kann der Skalierungsfaktor  $f$  für die restlichen drei Dekaden wie folgt ermittelt werden

$$f = \left( \frac{0.7}{\frac{0.65}{\prod a_i}} \right)^{\frac{1}{3}} \approx 1.0769 \quad (\text{R.1})$$

Anschließend werden die zuvor ermittelten Änderungsraten der Jahresintervalle 2010 bis 2020, 2020 bis 2030 und 2030 bis 2040 mit dem Skalierungsfaktor multipliziert. Die Daten sind in Tabelle R.2 gezeigt.

|                               | <b>2010-<br/>2020</b> | <b>2020-<br/>2030</b> | <b>2030-<br/>2040</b> | <b>2040-<br/>2050</b> |
|-------------------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|
| Änderung, inkl. Extrapolation | 1.025                 | 1.021                 | 1.011                 | 0.994                 |
| Änderung bereinigt            | 1.025                 | 1.021                 | 1.011                 | 1.000                 |
| Änderung skaliert             | 1.031                 | 1.027                 | 1.017                 | 1.000                 |

Tabelle R.2.: Änderungsraten und deren Bereinigung sowie Skalierung des Anteils des internationalen Luftverkehrs am globalen Luftverkehr

Der Kraftstoffanteil des internationalen Luftverkehrs am globalen Luftverkehr lässt sich aus den skalierten Änderungsraten für die Jahre 2020, 2030 und 2040 berechnen. Mit den so ermittelten Anteilen kann der globale Kraftstoffverbrauch abgeleitet werden. Tabelle R.3 gibt die Ergebnisse wieder.

|                                    | <b>2010</b> | <b>2020</b> | <b>2030</b> | <b>2040</b> | <b>2050</b> |
|------------------------------------|-------------|-------------|-------------|-------------|-------------|
| S1 internationaler Luftverkehr, Mt | 140.06      | 236.35      | 372.81      | 557.67      | 860.97      |
| Anteil berechnet,-                 | 0.65        | 0.67        | 0.69        | 0.70        | 0.70        |
| S1 globaler Luftverkehr, Mt        | 215.48      | 352.70      | 541.54      | 796.68      | 1229.95     |

Tabelle R.3.: Umrechnung des Kraftstoffverbrauchs des S1 Szenarios vom internationalen auf den globalen Luftverkehr

# S. Ausgleichsfunktionen der Technologieszenarien

Die in dieser Arbeit verwendeten Referenz- und Technologieszenarien sind zunächst lediglich an den Stützstellen für die Jahre 2010, 2020, 2030, 2040 und 2050 definiert. Um für die Zeiträume zwischen den Stützstellen den Verlauf ermitteln zu können, wurden die Daten mit Funktionsverläufen angenähert. Hierfür wurde jeweils ein Ausgleichspolynom 4. Ordnung berechnet. Für die Ermittlung der Polynomkoeffizienten wurde die Methode der kleinsten Fehlerquadrate angewendet. Hierbei werden die Koeffizienten entsprechend angepasst, so dass die Summe der quadratischen Abweichungen des Funktionsverlaufs zu den Stützstellen minimiert wird. Anschließend lässt sich für den Funktionsverlauf das Bestimmtheitsmaß ( $R^2$ ) als statistische Güte für die Wiedergabe der Stützstellen durch das gefundene Ausgleichspolynom ermitteln. Es berechnet sich aus dem Quotienten der Summe der quadrierten Abweichungen an den Stützstellen sowie der Summe der quadratischen Abweichungen bezogen auf den Mittelwert der jeweiligen Funktion. In Abbildung S.1 sind der Verlauf der Ausgleichspolynome und die Stützstellen gezeigt.

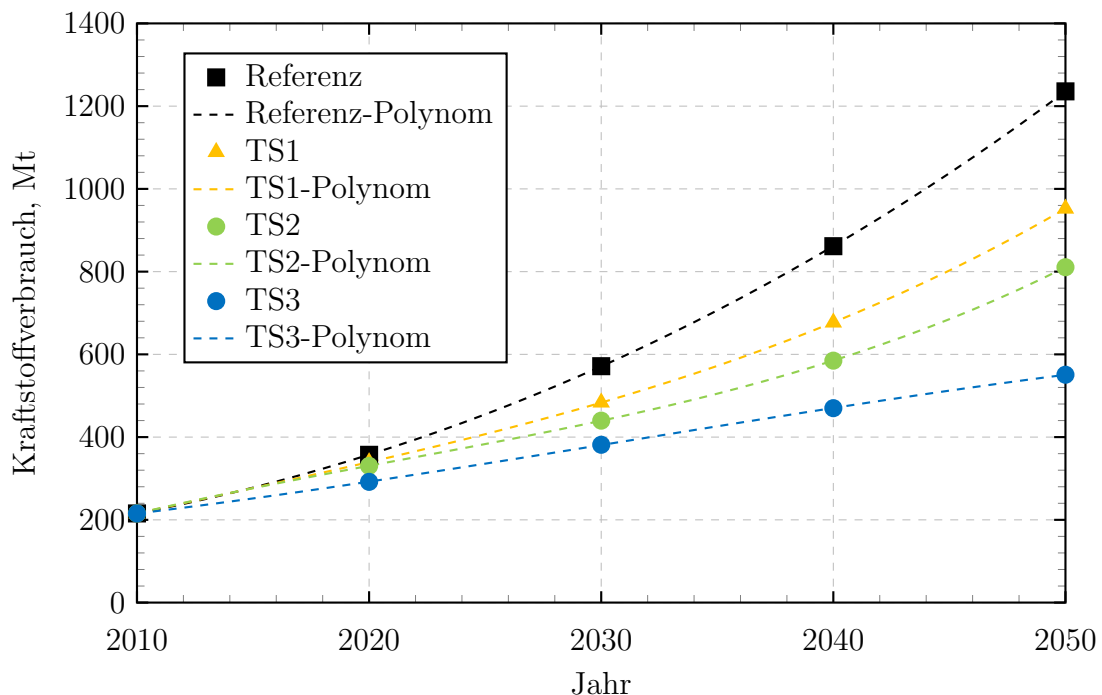


Abbildung S.1.: Ausgleichspolynome 4. Ordnung und Stützstellen der Technologieszenarien

Qualitativ geben die Funktionsverläufe die Daten sehr gut wieder. Das zugehörige Bestimmtheitsmaß der einzelnen Funktionsverläufe ist in Tabelle S.1 aufgeführt.

| Szenario | Bestimmtheitsmaß $R^2$ |
|----------|------------------------|
| Referenz | 0.999 999 50           |
| TS1      | 0.999 999 35           |
| TS2      | 0.999 999 21           |
| TS3      | 0.999 987 01           |

Tabelle S.1.: Bestimmtheitsmaß der Ausgleichspolynome

Zur Überprüfung der Reproduktion der einzelnen Stützstellen ist die relative Abweichung an allen Stützpunkten in Abbildung S.2 gezeigt. Somit kann festgehalten werden, dass die Stützstellen durch die gefundenen Ausgleichspolynome hinreichend genau abgebildet werden.

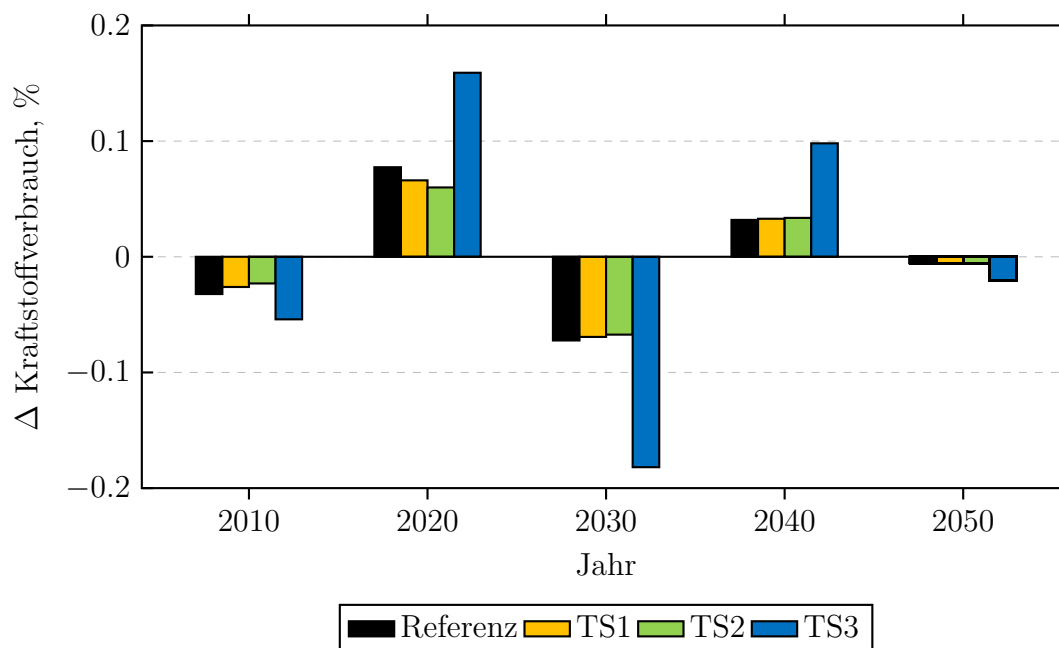


Abbildung S.2.: Relative Abweichung der Ausgleichspolynome an den jeweiligen Stützstellen der Szenarien

# T. Technologie- und alternative Kraftstoffszenarien

Die ausführliche Herleitung der Szenarien zur Analyse alternativer Kraftstoffe findet sich in Kapitel 6. Tabelle T.1 zeigt eine Übersicht.

| Szenario        | Kategorie   | Eigenschaft                     |
|-----------------|---|---------------------------------|
| Referenz        | Luftverkehrswachstum  | 4.46 % Ø Brennstoffzuwachs p.a. |
| TS1             | Moderate Technologie (vgl. ICAO S7)                             | 3.79 % Ø Brennstoffzuwachs p.a. |
| TS2             | Optimistische Technologie (vgl. ICAO S9)                        | 3.37 % Ø Brennstoffzuwachs p.a. |
| TS3             | Technologie 2% Effizienzsteigerung p.a. (vgl. Flight-Path 2050) | 2.37 % Ø Brennstoffzuwachs p.a. |
| Pessimistisch   | Verfügbarkeit alternativer Kraftstoffe                          | 10 % Brennstoffanteil           |
| Moderat         | Verfügbarkeit alternativer Kraftstoffe                          | 30 % Brennstoffanteil           |
| Fortschrittlich | Verfügbarkeit alternativer Kraftstoffe                          | 50 % Brennstoffanteil           |
| Optimistisch    | Vollständige Substitution konventionellen Kerosins              | 100 % Brennstoffanteil          |
| LOW             | CO <sub>2äq</sub> -Emissionen Lebenszyklus                      | 50 % Reduktionspotenzial        |
| MID             | CO <sub>2äq</sub> -Emissionen Lebenszyklus                      | 70 % Reduktionspotenzial        |
| HIGH            | CO <sub>2äq</sub> -Emissionen Lebenszyklus                      | 90 % Reduktionspotenzial        |

Tabelle T.1.: Szenarienübersicht zur Referenz, Technologieentwicklung und alternativen Kraftstoffen