

Konzeption kosteneffizienter, unbemannter Hochleistungsflugsysteme

IB-M28-2024-20
Bachelorarbeit

Technische Universität Hamburg
Institut für Lufttransportsysteme

Anton Graf von und zu Westerholt
Matrikel-Nr.: 493398

Erstprüfer
Zweitprüfer
Betreuung

Prof. Dr.-Ing Volker Gollnick
Jens Thöben
Prof. Dr.-Ing Volker Gollnick
Daniel Braune-Krickau
Alexander Hillebrecht

Bearbeitungszeitraum 15.07.2024 bis 16.09.2024

Hamburg, September 2024

Aufgabenstellung

Aufgabenstellung für Anton Graf von und zu Westerholt

Matrikel Nr. 493398

Konzeption kostengünstiger, unbemannter Hochleistungsflugsysteme

IB-M28-2024-20

Bachelorarbeit

Einleitung

Unbemannte Flugsysteme gewinnen in militärischen Anwendungen eine sehr große Bedeutung. Dabei besteht der Trend zu immer größeren Fluggeräten, die als Unmanned Combat Air Vehicle (UCAV) bezeichnet werden und bis auf das fehlende Cockpit bemannten Flugzeugen ähneln. Auch bei diesen neuartigen Flugsystemen ist ein starker Trend zu immer höheren Kosten und Systemleistungen zu beobachten, die nicht im Einklang mit erwartbaren höheren Verlusten stehen.

Aufgabe

Auf diesem Hintergrund sollen im Rahmen dieser Arbeit Konzepte für UCAV recherchiert und entwickelt werden, die auf vorhandenen, eingeführten Technologien und Systemen basieren. Mit diesem Ansatz sollen wünschenswerte und wirtschaftlich mögliche Systemleistungen balanciert werden und eine bestmögliche Missionserfüllung gewährleistet werden. Kosten sind dafür der treibende Designfaktor.

Arbeitsschritte

Im Einzelnen sind die folgenden Arbeitsschritte zu vollziehen:

- Eingehende Einarbeitung und Literaturrecherche zu UCAV-Systemen und Dokumentation und Bewertung der gesammelten Daten
- Recherche und Analyse wichtiger kosten- und leistungsrelevanter Systemkomponenten z.B. Radarsysteme, Fahrwerke, Triebwerke, ggf. Flügel
- Einarbeiten in des Konzeptentwurfsprogramm PaceLab/SysArch durch Nachempfinden eines bestehenden Entwurfs eines militärischen Luftfahrzeugs
- Entwickeln einer groben Kostenabschätzung auf Basis einfacher Konzeptentwurfsanalysen
- Erstellen eines ersten Konzeptentwurfs vor dem Hintergrund der Kostenabschätzung
- Umfassende und strukturierte Dokumentation der entwickelten Entwurfsmethode, der Anwendungserfahrungen von Pacelab und kritische Diskussion von Vorgehen und Ergebnissen

Die Arbeit soll, sofern möglich, von vertraulichen Inhalten frei sein, so dass eine Veröffentlichung nach Abgabe nicht behindert wird.

Ausgabedatum: 15.7.2024 _____

Abgabedatum: 22.09.2024 _____

Volke Gollnick

Prof. Dr.-Ing. V. Gollnick

Anton Graf von und zu Westerholt

Betreuer

Eidesstattliche Versicherung

Ich, Anton Graf von und zu Westerholt (Matrikel-Nr.: 493398), versichere hiermit an Eides Statt, dass ich die vorliegende Bachelorarbeit mit dem Titel *Konzeption kosteneffizienter, unbemannter Hochleistungsflugsysteme* selbständig (bis auf die durch den/die Betreuer/in geleistete Hilfestellung) und ohne unzulässige fremde Hilfe erbracht habe. Ich habe keine anderen als die angegebenen Quellen und Hilfsmittel benutzt. Für den Fall, dass die Arbeit zusätzlich auf einem Datenträger eingereicht wird, erkläre ich, dass die schriftliche und die elektronische Form vollständig übereinstimmen. Die Arbeit hat in gleicher oder ähnlicher Form noch keiner Prüfungsbehörde vorgelegen.

.....
Ort, Datum

.....
Anton Graf von und zu Westerholt

Danksagung

Die vorliegende Bachelorarbeit ist als Abschlussarbeit des Studiums der Allgemeinen Ingenieurwissenschaften in der Vertiefungsrichtung Maschinenbau und Flugzeug-Systemtechnik an der *Technischen Universität Hamburg* in Kooperation mit dem *Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt Hamburg* entstanden.

An dieser Stelle gilt mein Dank allen Personen, die zum Gelingen dieser Arbeit beigetragen haben.

Zuallererst möchte ich mich bei Prof. Dr.-Ing. Gollnick für die konstruktive Kritik, hilfreiche Anregungen und das Bereitstellen von Fachliteratur und Zusatzmaterial bedanken.

Ein weiterer großer Dank gilt Daniel Braune-Krickau und Alexander Hillebrecht vom *Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt*, die maßgeblich bei der Betreuung unterstützten und mir zusätzliche Datensätzen, wertvolle Denkanstöße und außerordentlich schnelles Feedback zur Verfügung stellten.

Letztlich richte ich meinen Dank an meine Familie für die ständige Unterstützung und das Korrekturlesen.

Vielen Dank!

Anton Graf von und zu Westerholt
Hamburg, 16.09.2024

Kurzfassung

Ziel dieser Arbeit ist der Konzeptentwurf eines kostengünstigen, unbemannten Flugsystems, welches Geschwindigkeiten im Überschallbereich erreicht. Dazu wird eine Kostenschätzung erstellt.

Die Anforderungen ergeben sich aus dem Einsatzszenario innerhalb eines System of Systems und der Überschall-Abfangmission. Der Lösungsansatz resultiert aus der Entwurfsdiskussion und wird in der Auslegungssoftware *Pacelab* implementiert. Der Konzeptentwurf basiert aus Kostengründen auf bestehenden Systemen. Diese werden anhand von Recherchedaten ausgewählt.

Das erste Ergebnis ist ein Konzeptentwurf mit überdimensioniertem Triebwerk. Die Auswahl eines neuen Triebwerks und die Anpassung der Struktur ergeben das zweite Ergebnis. Dieser Konzeptentwurf entspricht zum Großteil den gestellten Anforderungen. Das Ziel der Kosteneffizienz wird erreicht.

Schlagwörter: Unbemannte Systeme, UAV, UCAV, SUCAV, System of Systems, FCAS, kostengünstig, Konzeptentwurf, Kostenschätzung, Pacelab

Abstract

The goal of this thesis is a conceptual design of an low-cost, unmanned aerial vehicle, which reaches supersonic speed. Therefore the costs are estimated.

The requirements arise from the operational scenario within a system of systems and the primary mission supersonic intercept. The solution approach results from the design discussion and is implemented in the design software *Pacelab*. The conceptual design is based on existing systems for cost reasons. These are selected based on research data.

The first result is a conceptual design with an oversized engine. Selecting a new engine and adapting the structure gives the second result. This conceptual design largely corresponds to the requirements. The goal of cost efficiency is achieved.

Keywords: Unmanned Systems, UAV, UCAV, SUCAV, System of Systems, FCAS, low cost, conceptual design, cost estimation, Pacelab

Inhaltsverzeichnis

1	Einleitung	1
1.1	Ziel der Arbeit	1
1.2	Vorgehen zum Erreichen des Ziels	2
1.3	Ethische Reflexion hochautomatisierter Waffensysteme	3
2	Unmanned Aerial Vehicles	4
2.1	Klassifikation unbemannter militärischer Flugsysteme	4
2.1.1	Unmanned Reconnaissance Aerial Vehicle (URAV)	5
2.1.2	Marschflugkörper	5
2.1.3	Unmanned Combat Aerial Vehicle (UCAV)	6
2.1.3.1	<i>General Atomics MQ-1 Predator</i>	7
2.1.3.2	<i>Dassault nEUROn</i>	7
2.1.3.3	<i>Boeing Phantom Ray</i>	7
2.1.3.4	<i>Boeing MQ-28A Ghost Bat</i>	8
2.1.3.5	<i>Suchoi S-70</i>	8
2.1.3.6	<i>Bayraktar Kizilelma</i>	8
2.1.3.7	<i>Kratos XQ-58A Valkyrie</i>	9
2.2	Eigenschaften und Besonderheiten von UCAV	10
2.2.1	Vorteile	10
2.2.1.1	Technische Vorteile	10
2.2.1.2	Psychologische Vorteile	11
2.2.1.3	Kostenvorteile	11
2.2.2	Bedrohungen und Gegenmaßnahmen	12
3	Grundlagen zum Einsatz unbemannter Luftfahrzeuge im Systemverbund	14
3.1	Prinzip „System of Systems“	15
3.1.1	Next Generation Fighter	15
3.1.2	Remote Carrier	16
3.1.3	Combat Cloud	16
3.1.4	Überblick über das <i>Future Combat Air System</i>	16
3.2	Rolle unbemannter Systeme im Verbund	17
3.2.1	Einsatz als Jagdbomber	18
3.2.2	Einsatz als Luftüberlegenheitsjäger	18
4	Missionsbeschreibung	19
4.1	Auslegungsmission: Überschall-Abfangmission	19
4.2	Sekundärmissionen	21
4.2.1	Patrouille mit Kampfauftrag	21
4.2.2	Unterdrückung feindlicher Luftabwehr	22
5	Entwurfdiskussion	24
5.1	Anforderungen	24
5.1.1	Flugleistungsbereiche	24
5.1.2	Manövrierfähigkeit	25
5.1.3	Ausrüstung und Nutzlast	25

5.2	Konfiguration	26
5.2.1	Flügelkonfiguration	26
5.2.2	Heckkonfiguration	27
5.2.3	Nutzlast und Treibstoff	28
5.2.4	Sensormodul und Nasentank	29
5.2.5	Selbstschutz	29
5.3	Systeme	31
5.3.1	Triebwerk	32
5.3.2	Avionik	32
5.3.3	Fahrwerk	32
5.3.4	Sensormodul	33
	5.3.4.1 Radarsystem	33
	5.3.4.2 Infrarotzielsystem	33
5.4	Konzeptüberlegung	34
6	Auslegungssoftware <i>Pacelab Desmo</i>	35
6.1	Vorstellung der Software	35
6.1.1	Pacelab SysArc Engineering Workbench	36
6.2	Vorgehen beim Konzeptentwurf	37
6.2.1	Erstellen des Projekts	38
6.2.2	Verändern der Vorlage	38
6.2.3	Definition der Mission	38
6.2.4	Analyse der Ergebnisse	39
6.2.5	Optimierung des Entwurfs	40
6.2.6	Implementierung der Konzeptüberlegung	40
7	Konzeptentwurf Turmfalke	43
7.1	Auswahl der Komponenten	43
7.1.1	Triebwerk	43
7.1.2	Avionik	44
7.1.3	Fahrwerk	45
7.1.4	Sensormodul und Nasentank	46
	7.1.4.1 Radarsystem	46
	7.1.4.2 Infrarotzielsystem	49
	7.1.4.3 Sensormodul	49
	7.1.4.4 Nasentank	50
7.1.5	Effektoren	51
	7.1.5.1 Luft-Luft-Lenkflugkörper	51
	7.1.5.2 Luft-Boden-Lenkflugkörper	52
7.2	Auswertung des Konzeptentwurfs Turmfalke	52
7.2.1	Einbau des Triebwerks <i>Snecma M88-2</i>	52
	7.2.1.1 Massenaufbruch	53
	7.2.1.2 Flügelkonfiguration	54
	7.2.1.3 Treibstoff	55
	7.2.1.4 Leitwerkskonfiguration	55
	7.2.1.5 Fahrwerk	56
	7.2.1.6 Flugeigenschaften	56

7.2.2	Einbau <i>Rolls-Royce Turbomeca Adour Mk 811</i>	59
7.2.2.1	Auswahl des Triebwerks	60
7.2.2.2	Massenaufbruch	61
7.2.2.3	Flügelkonfiguration	62
7.2.2.4	Treibstoff	62
7.2.2.5	Leitwerkskonfiguration	63
7.2.2.6	Fahrwerk	63
7.2.2.7	Flugeigenschaften	64
7.2.3	Vergleich	66
7.3	Entwurfsüberprüfung anhand der Auslegungsmision	68
7.3.1	Beladungszustände	69
7.3.2	Überschall-Abfangmission	69
7.3.3	Überblick über Missionsradien	71
8	Kostenschätzung des Konzeptentwurfs	73
8.1	Gesamtkostenrechnung	73
8.1.1	Kosten nach <i>DAPCA</i> -Modell	74
8.1.2	Kosten der Zukaufteile	76
8.2	Gesamtkosten und Einordnung	77
9	Zusammenfassung und Ausblick	78
	Literatur	I
A	Anhang: Datenblätter der verwendeten Systeme	XI
B	Anhang: Rendering des Konzeptentwurfs <i>Turmfalke V2</i>	XVI
C	Anhang: Massenaufbruch <i>Turmfalke</i>	XVII
D	Anhang: Massenaufbruch <i>Turmfalke V2</i>	XIX
E	Anhang: Missionsauswertungen des <i>Rottenführers</i>	XXI
F	Anhang: Missionsauswertungen des <i>Operators</i>	XXVII

Abbildungsverzeichnis

2.1	Bedeutende Vertreter der UCAV	9
3.1	Prinzip „System of Systems (SoS)“ am Beispiel <i>FCAS</i> ; <i>Quelle</i> : Bundeswehr [41]	15
4.1	Auslegungsmision Überschall-Abfangmission; <i>Quelle</i> : MIL-STD-3013A [43]	19
4.2	Sekundärmission Patrouille mit Kampfauftrag; <i>Quelle</i> : MIL-STD-3013A [43]	21
4.3	Sekundärmission Unterdrückung feindlicher Luftabwehr; <i>Quelle</i> : MIL-STD-3013A [43]	22
5.1	Prinzipskizze der Abstandsfähigkeit als Selbstschutz	30
5.2	Konzeptskizze für ein kostengünstiges SUCAV	34
6.1	Der Aufbau von <i>Pacelab</i>	35
6.2	<i>Pacelab</i> Menüband	36
6.3	Überblick über die Arbeitsoberfläche von <i>Pacelab</i>	37
6.4	Arbeitsablauf beim Erstellen eines Konzeptentwurfs	38
6.5	Überblick über die Arbeitsoberfläche von <i>Pacelab</i>	39
6.6	Darstellung der „Überschall-Abfangmission“ in <i>Pacelab</i>	39
6.7	Überblick über die Auswertungsmöglichkeiten von <i>Pacelab</i>	40
6.8	Überblick über Variante 1 und 2	42
7.1	Diagramme zur Abschätzung von Masse und Reichweite anhand von Sendeleistung	48
7.2	Das Sensormodul des <i>Eurofighter Typhoon</i>	50
7.3	Nachbildung des Sensormoduls in CAD	50
7.4	Konzeptentwurf <i>Turmfalke V1</i>	53
7.5	Höhen-Machzahl-Diagramm des <i>Turmfalken V1</i>	57
7.6	Flugenveloppe und Schubüberschuss des <i>Turmfalken V1</i>	58
7.7	Wenderate des <i>Turmfalken V1</i>	59
7.8	Konzeptentwurf <i>Turmfalke V2</i>	60
7.9	Höhen-Machzahl-Diagramm des <i>Turmfalken V2</i>	64
7.10	Flugenveloppe und Schubüberschuss des <i>Turmfalken V2</i>	66
7.11	Wenderate des <i>Turmfalken V2</i>	67
7.12	Überschall-Abfangmission im Höhen-Reichweiten-Diagramm	70

Tabellenverzeichnis

2.1	Klassifikation nach NATO-Standard; <i>Quelle</i> : NATO Standardization Office [17]	5
2.2	Vergleich bedeutender Vertreter der UCAV	6
4.1	Flugphasen der Überschall-Abfangmission	20
4.2	Flugphasen der Patrouille mit Kampfauftrag; <i>Quelle</i> : MIL-STD-3013A [43]	21
4.3	Flugphasen der Unterdrückung feindlicher Luftabwehr; <i>Quelle</i> : MIL-STD-3013A [43]	22
5.1	Übersicht der Anforderungen an ein SUCAV	25
5.2	Überblick über Flügelkonfiguration	27
5.3	Überblick über Höhenleitwerk (links) und Seitenleitwerk (rechts)	28
6.1	Vergleich einiger Anforderungen mit dem <i>Modell Grünwald</i> und der <i>F-16</i>	41
6.2	Vergleich <i>Variante 1</i> und <i>Variante 2</i>	42
7.1	Übersicht über Turbofan-Triebwerke mit Nachbrenner der Schubklasse 70 - 130 kN	44
7.2	Auslegung der Avionik	45
7.3	Auswahl leichter Kampfflugzeuge und UCAVs mit Leergewicht und maximaler Startmasse	46
7.4	Auslegung der Räder des Fahrwerks	46
7.5	Übersicht über militärische Radarsysteme	47
7.6	Technische Daten des Infrarotzielsystems <i>PIRATE</i>	49
7.7	Technische Daten des Sensormoduls	51
7.8	Vergleich von Luft-Luft-Lenkflugkörpern	51
7.9	Vergleich von Luft-Boden-Lenkflugkörpern	52
7.10	Massenaufbruch des <i>Turmfalken V1</i>	53
7.11	Flügelkonfiguration des <i>Turmfalken V1</i>	55
7.12	Treibstoffvolumen des <i>Turmfalken V1</i>	55
7.13	Überblick über das Höhenleitwerk des <i>Turmfalken V1</i>	56
7.14	Überblick über das Seitenleitwerk des <i>Turmfalken V1</i>	56
7.15	Fahrwerk des <i>Turmfalken V1</i>	57
7.16	Start- und Landebahnlänge des <i>Turmfalken V1</i>	59
7.17	Übersicht über Turbofan-Triebwerke der Schubklasse 25 - 50 kN	60
7.18	Massenaufbruch des <i>Turmfalken V2</i>	61
7.19	Flügelkonfiguration des <i>Turmfalken V2</i>	62
7.20	Treibstoffvolumen des <i>Turmfalken V2</i>	62
7.21	Überblick über das Höhenleitwerk des <i>Turmfalken V2</i>	63
7.22	Überblick über das Seitenleitwerk des <i>Turmfalken V2</i>	63
7.23	Fahrwerk des <i>Turmfalken V2</i>	64
7.24	Start- und Landebahnlänge des <i>Turmfalken V2</i>	66
7.25	Vergleich technischer Daten des <i>Turmfalken V1</i> und <i>Turmfalken V2</i>	68
7.26	Beladungszustände des <i>Turmfalken V2</i>	69
7.27	Vergleich der Auslegungsmission von <i>Rottenführer</i> und <i>Operator</i>	71

7.28	Missionsradien des <i>Turmfalke</i> V2 für verschiedene Beladungszustände	72
8.1	Gesamtkostenschätzung des <i>Turmfalke</i> V2	74
8.2	Kosten des <i>Turmfalke</i> V2 (<i>DAPCA</i> -Modell)	75
8.3	Kosten des <i>Turmfalke</i> V2 nach Arbeitsstunden (<i>DAPCA</i> -Modell) . . .	75

Abkürzungsverzeichnis

UCAV	Unmanned Combat Aerial Vehicle
SUCAV	Supersonic Unmanned Combat Aerial Vehicle
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
LAWS	Lethal Autonomous Weapon System
FBW	Fly-By-Wire-Prinzip
SoS	System of Systems
FCAS	Future Combat Air System
NGWS	Next Generation Weapon System
NGF	Next Generation Fighter
RC	Remote Carrier
CC	Combat Cloud
CAS	Close Air Support
SEAD	Suppression of Enemy Air Defenses
CAP	Combat Air Patrol
MRCA	Multi Role Combat Aircraft
URAV	Unmanned Reconnaissance Aerial Vehicle
HALE	High Altitude Long Endurance
MALE	Medium Altitude Long Endurance
TUAV	Tactical Unmanned Aerial Vehicle
MUAV	Mini Unmanned Aerial Vehicle
TAURUS	Target Adaptive Unitary and Dispenser Robotic Ubiquity System
RCS	Radar Cross Section
SUCAP	Surface combat air patrol
SEAD	Suppression of enemy air defenses
LEX	Leading Edge Extensions
RF	Rottenführer
OP	Operator
AESA	Active Electronically Scanned Array
SRAAM	Short-Range Air-to-Air Missile
MRAAM	Medium-Range Air-to-Air Missile
LRAAM	Long-Range Air-to-Air Missile
PIRATE	Passive InfraRed Airborne Track Equipment
A2A	Luft-Luft-Beladung
A2G	Luft-Boden-Beladung
LR	Beladung für große Reichweite

Symbolverzeichnis

η_{TRM}	Wirkungsgrad der Transmit-/Receive-Module	
Λ	Flügelstreckung	
$\Lambda_{horizontal}$	Streckung des Seitenleitwerks	
$\lambda_{horizontal}$	Verhältnis von von maximaler zu minimaler Tiefe des Seitenleitwerks	
$\Lambda_{vertical}$	Streckung des Höhenleitwerks	
$\lambda_{vertical}$	Verhältnis von von maximaler zu minimaler Tiefe des Höhenleitwerks	
φ_0	Pfeilungswinkel der Flügelvorderkante	[°]
$\varphi_{0,horizontal}$	Pfeilungswinkel der Höhenleitwerks	[°]
$\varphi_{0,vertical}$	Pfeilungswinkel der Seitenleitwerks	[°]
b_{front}	Radbreite des Bugfahrwerks	[cm]
b_{main}	Radbreite des Hauptfahrwerks	[cm]
$C_{Antrieb}$	Triebwerkskosten	[\$]
$C_{Avionik}$	Kosten der Avionik	[\$]
C_{DAPCA}	Kosten nach <i>DAPCA-IV</i> -Modell	[\$]
C_{Eng}	Ingenieurskosten	[\$]
C_{Entw}	Kosten durch Entwicklungsunterstützung	[\$]
$C_{Fahrwerk}$	Fahrwerkskosten	[\$]
C_{Gesamt}	Gesamtkosten des Konzeptentwurfs	[\$]

C_{Mat}	Materialkosten	[\$]
C_{Prod}	Produktionskosten	[\$]
C_{Qu}	Kosten durch Qualitätskontrolle	[\$]
C_{Sensor}	Kosten des Sensormoduls	[\$]
C_{Test}	Kosten durch Flugtests	[\$]
C_{Tool}	Bearbeitungskosten	[\$]
C_{Zukauf}	Kosten der Zukaufteile	[\$]
d_{front}	Raddurchmesser des Bugfahrwerks	[cm]
d_{main}	Raddurchmesser des Hauptfahrwerks	[cm]
M_{max}	Maximale Machzahl	[Mach]
n_{TRM}	Anzahl Transmit-/Receive-Module	
$P_{Avionics}$	Leistungsbedarf der Avionik	[W]
$P_{IRST,in}$	Eingangsleistung des Infrarotzielsystems	[W]
$P_{Radar,max}$	Maximale Sendeleistung des Radars	[W]
P_{TRM}	Maximale Sendeleistung eines Transmit-/Receive-Moduls	[W]
Q	Stückzahl des Konzeptentwurfs	
$R_{instr.}$	Instrumentierte Reichweite	[NM]
R_{RCS}	Reichweite gegen eine RCS von 1 m^3	[NM]
T/W	Schub-Gewichtsverhältnis	

Symbolverzeichnis

T_{Inlet}	Turbineneintrittstemperatur	[K]
T_{max}	Maximaler Schub	[N]
V	Maximalgeschwindigkeit	[km/h]
$V_{Avionics}$	Volumen der Avionik	[m ³]
V_{Gesamt}	Fassungsvermögen für Treibstoff	[l]
W/S	Tragflächenbelastung	[kg/m ²]
$W_{Avionics}$	Masse der Avionik	[kg]
$W_{Cooling}$	Masse des Kühlsystems im Sensormodul	[kg]
W_{Empty}	Leermasse	[kg]
W_{IRST}	Masse des Infrarotzielsystems	[kg]
W_{MTO}	Maximale Startmasse	[kg]
W_{Radar}	Masse des Radarsystems	[kg]
W_{Ramp}	Rampengewicht	[kg]
W_{TO}	Startmasse	[kg]
$W_{W,front}$	Gewicht auf Bugfahrwerk	[kg]
$W_{W,main}$	Gewicht je Hauptfahrwerk	[kg]
W_{ZF}	Treibstoff-Nullgewicht	[kg]
FTA	Anzahl der Testflugzeuge	
A	Tragfläche	[m ²]

1 Einleitung

Die sicherheitspolitische Lage Europas hat sich seit der Annexion der Krim 2014 verschlechtert. Spätestens seit dem Einfall russischer Streitkräfte in ukrainisches Staatsgebiet 2022 kann man von einer gefährdeten Sicherheitslage in Europa sprechen [1]. Laut einem im November 2023 erschienenen Bericht der Deutsche Gesellschaft für Auswärtige Politik bleiben den NATO-Staaten nach einem möglichen Ende der Kämpfe zwischen Russland und der Ukraine sechs bis zehn Jahre zur militärischen Aufrüstung, um das Risiko eines weiteren Krieges in Europa zu reduzieren. Dabei wird die frühestmögliche Abschreckung als einzig mögliche und effektive Strategie aufgeführt, Russland von weiteren militärischen Handlungen abzuhalten. [2]

Für die Bundesregierung besteht indes noch großer Handlungsbedarf. Trotz Aufstockung des Verteidigungshaushalts um 100 Mrd. € Anfang 2022 [3], konnten bis zum Erscheinen des jährlichen Berichtes der Wehrbeauftragten Högl 2024 noch keine signifikanten Änderungen festgestellt werden. Laut Jahresbericht befindet sich die Bundeswehr nach wie vor sowohl personell, als auch das Material betreffend in keinem guten Zustand [4]. Um die von Bundeskanzler Scholz betitelte „Zeitenwende“ mit dem „Ziel [...] eine[r] leistungsfähige[n], hochmoderne[n], fortschrittliche[n] Bundeswehr, die uns zuverlässig schützt.“ [5] einzuläuten, formulierte Bundesverteidigungsminister Pistorius in den *Verteidigungspolitischen Richtlinien 2023* die Schwerpunkte der zukünftigen Verteidigungspolitik: Herstellen der Verteidigungsfähigkeit, Stärken der europäischen Stabilität und Erhalt der internationalen Ordnung [6]. Damit steht vor allem die Aufrüstung zur Landes- und Bündnisverteidigung im Fokus der nächsten Jahre. Zur Realisierung dieser Modernisierung befindet sich Future Combat Air System (FCAS) momentan in der Konzeptphase: Ziel des Projekts ist ein hochmoderner Kampffjet, der im Kampf durch unbemannte Flugsysteme begleitet wird. Unterstützt wird Deutschland bei diesem Projekt durch Frankreich und Spanien [7].

Aktuell betreibt die Bundeswehr 29 verschiedene fliegende Systeme. Die Flotte umfasst neben Helikoptern und Flugzeugen auch unbemannte Aufklärungssysteme. Das Mehrzweckkampfflugzeug *PA-200 Tornado* und der Kampffjet *Eurofighter Typhoon* bilden als kampffähige Flugsysteme den Kern der deutschen Flotte und werden im Auftrag der Aufklärung durch unbemannte Systeme unterstützt [8].

1.1 Ziel der Arbeit

Vor allem durch die (Weiter-)Entwicklung von künstlicher Intelligenz (KI) entstehen auch im Bereich der Luftfahrtsysteme viele neue Möglichkeiten. Damit einher geht

die steigende Anzahl, sich -sowohl zivil als auch militärisch- im Einsatz befindlicher Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) [9] und die sinkende Anzahl militärischer bemannter Systeme. Dabei zeigt der aktuelle Trend, dass nicht nur die Kosten, sondern auch die Komplexität von Hochleistungsluftfahrzeugen weiter steigen [10].

Unbemannte Luftsysteme mit der Fähigkeit Effektoren einsetzen zu können, werden als UCAV bezeichnet. Ein Großteil dieser sich aktuell im Einsatz befindlichen UCAVs ist für den Flug im Trans- und Unterschallbereich ausgelegt und nicht dazu befähigt, Effektoren gegen feindliche Luftziele einsetzen zu können (siehe Kapitel 2.1.3). Abgesehen davon wird für unbemannte Systeme momentan in den meisten Fällen eine hohe Verlustwahrscheinlichkeit akzeptiert.

Supersonic Unmanned Combat Aerial Vehicle (SUCAV), das bedeutet UCAV, die bei Geschwindigkeiten im Überschallbereich operieren können, mit der Fähigkeit, Lenkflugkörper gegen Luftziele einsetzen zu können, sind bislang nicht verbreitet und könnten eine Forschungslücke darstellen. Das Ziel dieser wissenschaftlichen Arbeit besteht in Entwurf, Auslegung und Kostenschätzung eines SUCAV, welches in der Lage ist, im Verbund mit anderen bemannten und unbemannten Luftfahrzeugen zu operieren.

1.2 Vorgehen zum Erreichen des Ziels

Das Erstellen eines Konzeptentwurfs ist ein vielschichtiger, komplizierter Prozess. Im Rahmen dieser Arbeit wird zuerst eine theoretische Grundlage gebildet, auf der mithilfe geeigneter Software und Literatur der Entwurf erstellt werden kann. Anschließend erfolgt eine Analyse und Überprüfung der Ergebnisse.

In Kapitel 2 erfolgt ein Überblick über die Klassen, Fähigkeiten und Besonderheiten unbemannter, militärischer Flugsysteme. Der Vergleich moderner UCAV dient dazu herauszufinden, inwiefern für den Konzeptentwurf dieser Arbeit auf dem aktuellen Stand der Technik aufgebaut werden kann. Das dritte Kapitel setzt die im zweiten Kapitel beschriebenen Besonderheiten in den militärischen Kontext. Dazu erfolgt zuerst ein geschichtlicher Exkurs zu Kampfflugzeuggenerationen, um nachvollziehen zu können, inwiefern sich moderne Kampfflugzeuge in technischen Möglichkeiten und Einsatzszenarios von früheren Generationen unterscheiden. Mit diesem Wissen folgt die Einordnung von UCAV in das zukünftige Einsatzszenario. Die daraus entstehenden Missionsprofile (Kapitel 4) bilden ein Geflecht aus Anforderungen, die in Kapitel 5 aufgeführt sind. Die anschließende Entwurfsdiskussion in Kapitel 5 zeigt die theoretischen Lösungsansätze mit dem Ergebnis der Konzeptüberlegung in Form einer Skizze auf. Zur Umsetzung dieser wird die Auslegungssoftware *Pacelab Desmo* verwendet, die in Kapitel 6 vorgestellt wird.

Das Ergebnis der praktischen Umsetzung des Konzeptentwurfs wird in Kapitel 7 beschrieben und analysiert. Zur Überprüfung werden die Ergebnisse anhand der Anforderungen und der Auslegungsmission ausgewertet. Abschließend erfolgt die Kostenschätzung (Kapitel 8), bevor im letzten Kapitel die Zusammenfassung der Ergebnisse sowie der Ausblick in die Zukunft folgt.

1.3 Ethische Reflexion hochautomatisierter Waffensysteme

Die Reflexion der ethischen Grundsätze dieser Arbeit erfolgt in zwei separaten Schritten: Zuerst erfolgt die moralische Beurteilung der Entwicklung beziehungsweise des Baus von Kampffjets, die über Effektoren verfügen, anschließend wird die Verwendung unbemannter Systeme, verbunden mit der Frage der Entscheidungsgewalt betrachtet. Der Einsatz und damit einhergehend auch die Entwicklung beziehungsweise der Bau von Kampffjets erfolgt nie mit dem primären Ziel, die gegnerischen Kräfte zu eliminieren, sondern zielt stets darauf ab, den Gegner kampff- und funktionsunfähig zu machen. Dabei wird jedoch Personenschaden in Kauf genommen [11]. Diese Prämisse gilt für die in dieser Arbeit entworfenen Luftfahrzeuge, die zur Landes- und Bündnisverteidigung eingesetzt werden sollen und deshalb vor allem darauf abzielen, Frieden zu sichern und damit die Sicherheit und Freiheit der Bevölkerung und Bündnispartner erhalten und gewährleisten zu können [12].

Beim Einsatz unbemannter Systeme unterscheidet man zwischen vollautonomen Systemen und Lethal Autonomous Weapon Systems (LAWSs). Das Internationale Komitee vom Roten Kreuz definiert vollautonome Systeme als Systeme, die den gesamten *targeting cycle* (d.h. von der Entdeckung bis zur Wirkung auf das Ziel) durchlaufen, ohne dass menschliches Einschreiten notwendig ist [13].

Im Gegensatz dazu sind LAWS, Systeme, die garantieren, dass „die menschliche Verfügungsgewalt durch das Design des Waffensystems und seine Nutzung gewahrt bleibt, sodass jede Zielbekämpfung von Menschen entschieden und verantwortet wird“ [14]. Alle in dieser Arbeit konzipierten Systeme sind als letal autonome Systeme zu verstehen.

2 Unmanned Aerial Vehicles

Der Trend zeigt, dass die Anzahl von Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) immer weiter steigt: Laut der Prognose der Federal Aviation Administration wird neben dem stetigen Wachstum der Anzahl neu registrierter kleinerer UAV vor allem ein zahlenmäßiges Wachstum größerer unbemannter Luftfahrzeuge (schwerer als 25 kg) erwartet [9].

UAV sind durch das Fortschreiten von Technik und Software sowie den Einsatz von KI immer leichter zu bedienen und bieten im Gegensatz zu bemannten Systemen deutliche Kostenvorteile (siehe Kapitel 2.2.1). Unbemannte Luftfahrzeuge können mehr als nur ein Ersatz sein und bieten vor allem durch ihre vergrößerte Einsatzdauer, verminderte Größe und erhöhte Manövrierfähigkeit Vorteile und neue Einsatzmöglichkeiten [15].

Zur Klassifikation der UAV gibt es keine einheitliche Regelung, in dieser wissenschaftlichen Arbeit werde ich unbemannte Luftfahrzeuge aufgrund ihrer Anwendung angelehnt an Tachinina [15] einteilen. Die große Menge an UAVs lässt sich aufspalten in Flugkörper für private Nutzung (z.B. Videodrohnen), für kommerzielle Nutzung (z.B. zur Verwendung in der Landwirtschaft oder Logistik) und für militärische Nutzung.

Diese Arbeit wird sich auf UAV im militärischen Bereich beschränken.

2.1 Klassifikation unbemannter militärischer Flugsysteme

Aufbauend auf den Definitionen der Vereinigten Staaten und des Vereinigten Königreichs für UAV werden in diesem Kapitel Luftfahrzeuge nach der Definition von Sering betrachtet [16]. Demnach bestehen unbemannte Flugsysteme aus „einem ferngesteuerten Fluggerät, das keinen Piloten trägt [...], einer Bodensteuerungseinheit, Sensoren und - optional - einem Wirkmittel zur Anwendung von Gewalt. Das Fluggerät bewegt sich durch die Luft gemäß den Gesetzen der Aerodynamik.“[16].

Die Klassifikation erfolgt nach dem primären militärischen Auftrag. Luftfahrzeuge, die unterschiedliche Aufträge erfüllen können, werden anhand ihrer Auslegungsmision zugeordnet. Außerdem folgt eine Einordnung in das Klassifizierungssystem der NATO (siehe Tabelle 2.1), welches primär auf das Gewicht und sekundär auf Einsatzhöhe und -radius ausgerichtet ist.

Class	Category	Normal Employment	Normal Operating Altitude	Normal Mission Radius	Primary Supported Commander	Example Platform
Class III (>600 kg)	Strike/ Combat	Strategic/ National	Up to 20.000 m	Unlimited (BLOS)	Theatre	<i>Reaper</i>
	HALE	Strategic/ National	Up to 20.000 m	Unlimited (BLOS)	Theatre	<i>Global Hawk</i>
	MALE	Operational/ Theatre	Up to 14.000 m	Unlimited (BLOS)	JTF	<i>Heron</i>
Class II (150-600 kg)	Tactical	Tactical Formation	Up to 5.500 m	200 km	Brigade	<i>Hermes 450</i>
Class I (<150 kg)	Small (>15 kg)	Tactical Unit	Up to 1.500 m	50 km	Battalion, Regiment	<i>Scan Eagle PD-2</i>
	Mini (<15 kg)	Tactical Sub-Unit	Up to 900 m	Up to 25 km	Company, Platoon, Squad	<i>Skylark</i>
	Micro (<66 J)	Tactical Sub-Unit	Up to 60 m	Up to 5 km	Platoon, Squad	<i>Black Widow</i>

Tabelle 2.1: Klassifikation nach NATO-Standard; *Quelle:* NATO Standardization Office [17]

2.1.1 Unmanned Reconnaissance Aerial Vehicle (URAV)

Zur Beschreibung der Missionen von URAVs eignet sich der Begriff ISTAR. Gemeint ist damit die intelligente Überwachung, Aufklärung und Zielerfassung (Intelligence, surveillance, target acquisition, and reconnaissance) feindlicher Ziele. Dabei steht die intelligente Verarbeitung und Übermittlung von Informationen ebenso im Fokus, wie das Erfassen von Daten und Zielen zum Erfüllen von Aufklärungsmissionen. Die Ausrüstung der URAV besteht im Schwerpunkt aus Sensorik, Effektoren werden normalerweise nicht mitgeführt.

Eine weitere Unterteilung ist anhand von Operationszeit und Einsatzhöhe möglich. Man unterscheidet zwischen High Altitude Long Endurance (HALE), Medium Altitude Long Endurance (MALE), Tactical Unmanned Aerial Vehicle (TUAV) und Mini Unmanned Aerial Vehicle (MUAV) [18].

2.1.2 Marschflugkörper

Marschflugkörper oder auch Loiterung Munitions bezeichnen unbemannte Flugkörper, die sich während der Durchführung der Mission selbst zerstören. Die Mission besteht aus dem Flug zum Einsatzort, der Zielsuche (die mehrere Stunden andauern kann) und dem Attackieren des Ziels durch die mitgeführte Sprengladung unter Zerstörung des Flugkörpers auf Befehl.

Um den Missionsradius ausführen zu können, müssen Loitering Munitions mit Sensoren und Radaren ausgestattet sein, um das Ziel identifizieren und verfolgen zu können. Außerdem müssen sie über einen Sprengkopf verfügen, der dem Missionsumfang gerecht wird. Der entscheidende Unterschied im Vergleich zu antriebslosen

Raketen oder anderen Lenkflugkörpern besteht in der langen Verweildauer in der Luft unter permanentem Antrieb, sodass das Ziel nicht vor Abflug feststehen muss, sondern auch spontan festgelegt werden kann. [16].

2.1.3 Unmanned Combat Aerial Vehicle (UCAV)

Die Klasse der Unmanned Combat Aerial Vehicle beschreibt unbemannte Kampffjets, die sich dadurch auszeichnen, über Kampfkraft in Form von Effektoren zu verfügen. Die Flugeigenschaften von UCAVs sollten, ebenso wie die Ausrüstung, denen von bemannten Kampffjets ähneln. Die Anforderungen an Flugprofil und Ausrüstung können abhängig von der Mission sehr variabel sein und Missionen als Jagdbomber, als Luftüberlegenheitsjäger oder Missionen von seegestützten Systemen umfassen (siehe Kapitel 3.2).

Der Schwerpunkt dieser Arbeit liegt im Bereich der UCAV. Um eine Grundlage zur Konzeptionierung eines SUCAV zu erlangen, folgt anschließend ein Vergleich ausgewählter Projekte im Bereich unbemannter Flugsysteme, die nach NATO-Standard als Klasse III, Kategorie Strike/Combat klassifiziert werden (siehe Tabelle 2.1).

Tabelle 2.2 vergleicht die folgend aufgeführten UCAV (siehe Abbildung 2.1) anhand von maximaler Startmasse, Reichweite, Höchstgeschwindigkeit und Nutzlast, außerdem ist der aktuelle Stand der Projekte dokumentiert.

Vertreter	Max. Startmasse	Reichweite	Höchstgeschwindigkeit	Nutzlast	Aktueller Stand
<i>MQ-1 Predator</i> [19]	1.020 kg	3.704 km	222 km/h	204 kg	nicht mehr in Produktion
<i>nEUROn</i> [20]	7.000 kg	-	980 km/h	460 kg	Demonstrator
<i>Phantom Ray</i> [21]	16.556 kg	-	988 km/h	-	Demonstrator
<i>MQ-28A</i> [22]	-	>3.700 km	-	-	in Entwicklung
<i>S-70</i> [23]	25.000 kg	6.000 km	1.400 km/h	2.800 kg	kurz vor Serienproduktion
<i>Kızılelma</i> [24]	8.500 kg	>1.800 km	982 km/h	1.500 kg	kurz vor Serienproduktion
<i>XQ-58A Valkyrie</i> [25]	2.722 kg	5.556 km	1.050 km/h	544 kg	in Entwicklung

Tabelle 2.2: Vergleich bedeutender Vertreter der UCAV

2.1.3.1 *General Atomics MQ-1 Predator*

Die *General Atomics (GA) MQ-1 Predator* wurde konzipiert als ein URAV, das zusätzlich zur Überwachungsfähigkeit noch über Effektoren verfügt. Anfangs noch unter dem Namen [*RQ-1*] ("R" für "reconnaissance aircraft") erfolgte 2002 die Umbenennung in *MQ-1*, wobei das "M" für „multi-role aircraft“ steht. Mit dem Erstflug 1995 gilt der *Predator* als das erste UCAV, wird aber seit 2018 nicht mehr produziert [26].

Optisch ist die *Predator* der *Global Hawk* ähnlich, sie verfügt über schmale Flügel mit großer Flügelspanne (16,8 m) und hoher Streckung. Der Antrieb erfolgt über einen durch einen Kolbenmotor angetriebenen Druckpropeller, der sich am hinteren Ende des Rumpfes befindet. Die Flugcharakteristik entspricht einem URAV: Bei niedrigem Leergewicht (512 kg) verfügt die *MQ-1 Predator* über einen hohen Einsatzradius (675 NM) bei moderater Geschwindigkeit (135 km/h Reisegeschwindigkeit) und einer Flugdauer von ca. 40 h [19].

Die *Predator* kann eine Nutzlast von 204 kg tragen und verfügt über zwei *AGM-114 Hellfire missiles* [19].

Aufbauend auf diesem Modell entwickelte die USA außerdem sowohl die *MQ-9 Reaper* und den *MQ-1C Gray Eagle* als auch den *Predator C* (mittlerweile *General Atomics Avenger*), die über eine erhöhte Leistungsfähigkeit und Traglast verfügen.

2.1.3.2 *Dassault nEUROn*

Bereits 2003 startete das durch die französische Regierung ins Leben gerufene *nEUROn*-Programm mit dem Ziel des „Nachweis[es] der Reife und Wirksamkeit technischer Lösungen, nicht jedoch [...] [der] Durchführung militärischer Missionen“ [27].

Nach dem Erstflug im Dezember 2012 hat der Demonstrator bis heute über 170 Flüge absolviert und unter anderem Missionen mit dem Ziel der Lokalisierung und autonomen Aufklärung von Bodenzielen, ohne entdeckt zu werden, absolviert [28].

Der *Dassault nEUROn* ist ein Nurflügler und ist angetrieben durch ein *Rolls Royce Turbomeca Adour MK951*-Triebwerk, der Einlass befindet sich zentral über den Flügeln. Der Demonstrator verfügt über einen Waffenschacht, der Platz für zwei Lenkflugkörper mit einer Nutzlast von 460 kg bietet [20].

2.1.3.3 *Boeing Phantom Ray*

Das Projekt *Boeing Phantom Ray*, das 2008 startete, ist ebenso wie der *nEUROn* ein Demonstrator, der dazu dienen soll Technologie für die Zukunft zu entwickeln und zu erproben [21].

Der *Phantom Ray* ist als Nurflügler mit einem Triebwerk (*General Electric F404-GE-102D*) und zentralem Einlass konzipiert, doch mit 15,2 m Flügelspanne und einer

maximalen Startmasse von knapp 17 t deutlich größer und schwerer als der Demonstrator von *Dassault*.

2.1.3.4 Boeing MQ-28A Ghost Bat

Die *Ghost Bat*, auch als „Loyal Wingman“ bezeichnet, ist ein 2019 vorgestelltes Konzept eines unbemannten Kampffjets, der im Februar 2021 zusammen mit der Royal Australian Air Force (RAAF) seinen ersten Flug absolvierte [29].

Der *MQ-28A Ghost Bat* soll die Flugeigenschaften eines Kampffjets besitzen und bei einer Länge von 11,7 m eine Reichweite von über 2.000 NM überfliegen können [22]. Angetrieben durch ein Strahltriebwerk mit zwei Einläufen, besitzt der *Ghost Bat* ein V-Leitwerk. Der relativ breite Rumpf wird ergänzt durch verhältnismäßig kleine Flügel mit kleinem Pfeilungswinkel.

Durch die Nutzung von KI soll es möglich sein, dass der „Loyal Wingman“ sowohl unabhängig als auch in Zusammenarbeit mit bemannten Flugsystemen operiert [22].

2.1.3.5 Suchoi S-70

Das russische Projekt für einen unbemannten Kampffjet, die *Sukhoi S-70*, startete 2011 und soll in der Zukunft als Begleitung der *Su-57* fungieren, der Erstflug fand 2019 statt [30]. Die *S-70* ist ein Nurflügler mit einer Spannweite von 20 m, angetrieben durch ein *Saturn AL-41*-Mantelstromtriebwerk ohne Nachbrenner. Mit einem Leergewicht von ca. 20 t bei einer Nutzlast von bis zu 2.800 kg ist dieses Flugsystem deutlich schwerer als andere Konzepte und sogar schwerer als viele bemannte Kampffjets, wie z.B. der *Eurofighter Typhoon* oder die *Lockheed Martin F-35*. Die Reichweite soll dennoch bei bis zu 6.000 km liegen [30].

Dabei wird vermutet, dass Russland bereits dieses Jahr die Serienproduktion starten könnte [30]. Die recherchierten Daten stammen alle ursprünglich aus Angaben der russischen Regierung und sind daher schwer zu überprüfen und gelten als Orientierung.

2.1.3.6 Bayraktar Kızılelma

2013 startete die Entwicklung der *Bayraktar Kızılelma*, im Dezember 2022 erfolgte der Erstflug eines Prototyps und bereits dieses Jahr soll der Start der Massenproduktion erfolgen [31].

Laut Hersteller soll dasUCAV sich besonders durch Manövrierfähigkeit und guten Tarnereigenschaften auszeichnen und über autonome Kurzstart- und Landefähigkeit verfügen. Angetrieben durch ein *AI-322F Turbofan*-Triebwerk erreicht die *Kızılelma* eine Höchstgeschwindigkeit von Mach 0,9. Neben zwei Triebwerkseinläufen sind so-

wohl Leading-Edge-Extensions, als auch Canards und ein V-Leitwerk verbaut. Durch den internen Waffenschacht sollen bis zu 1,5 t Nutzlast möglich sein [24].

2.1.3.7 Kratos XQ-58A Valkyrie

Die *Kratos XQ-58A Valkyrie* ist das Ergebnis des US-amerikanischen LCAAT (Low-Cost-Attritable-Aircraft-Technology)-Programms, das mit dem Ziel formuliert wurde, die stetig steigenden Kosten von Kampffjets zu brechen [32].

Die *Valkyrie* fliegt seit 2019 und kann laut Hersteller Operationen sowohl als "Loyal Wingman" an der Seite eines bemannten Flugsystems, als auch in einem Schwarm oder alleine ausführen. Dabei zeichnet sich das verhältnismäßig leichte UCAV (< 2.800 kg) durch hohe Reichweiten (3.000 NM) bei hohen Geschwindigkeiten im Unterschallbereich aus. Ausgestattet mit einem V-Leitwerk und dem Triebwerkseinlauf oberhalb des Rumpfes wird die *Valkyrie* mit einem Turbofan-Triebwerk angetrieben. Effektoren können im internen Waffenschacht und extern an der Flügelunterseite angebracht werden [32, 25].

Weitere Konzepte bzw. Projekte, wie der *Kelley Aerospace Arrow* oder der indische *DRDO Ghatak* werden hier nicht aufgeführt, da die Datenlage bzw. der Stand des Projekts keine Grundlage für einen aussagekräftigen Vergleich bieten.

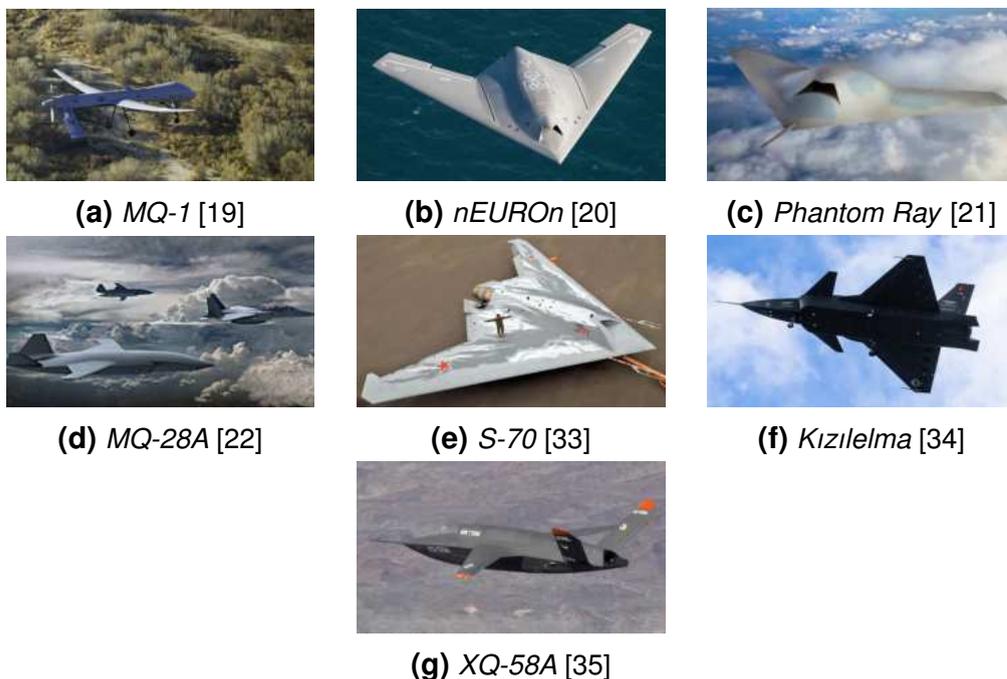


Abbildung 2.1: Bedeutende Vertreter der UCAV

2.2 Eigenschaften und Besonderheiten von UCAV

Unmanned Combat Aerial Vehicle sind nicht nur dazu in der Lage, Kampffjets zu ersetzen, das Fehlen eines Piloten versetzt sie durchaus in die Lage, bestimmte Missionen besser ausführen zu können. In diesem Kapitel erfolgt eine Übersicht über wirtschaftliche, technische und psychologische Vorteile unbemannter Kampffjets.

Außerdem folgt eine Auflistung der Bedrohungen im Kampfeinsatz verbunden mit Gegenmaßnahmen und Selbstschutz, um eine möglichst lange Lebensdauer gewährleisten zu können.

2.2.1 Vorteile

2.2.1.1 Technische Vorteile

Der Missionsumfang von UCAV kann im Gegensatz zu bemannten Missionen ganz anders geplant werden. Vor allem für Aufklärungsmissionen ist eine extreme Verweildauer möglich, da eine Ermüdung des Piloten nicht mit einbezogen werden muss. Wenn außerdem noch die Möglichkeit einer Luftbetankung besteht, ist die Missionsdauer außerdem unabhängig von der maximal mitgeführten Treibstoffmenge.

Unbemannte Systeme verfügen außerdem über eine ständige Einsatzbereitschaft: Für jede Weiterentwicklung sind lediglich die entsprechenden Softwareupdates und die Weiterbildung des Bodenpersonals auszuführen, ein Training von Piloten ist dabei nicht notwendig. Deshalb kann unter ständiger Einsatzbereitschaft eine kontinuierliche Weiterentwicklung stattfinden.

Es ist keine Berücksichtigung von einem Cockpit, beziehungsweise Platz und Komfort eines Piloten notwendig, sodass UCAV gegenüber bemannten Systemen einen Größenvorteil besitzen. Die kleineren Abmessungen sorgen für ein niedrigeres Startgewicht und damit verbunden für ein höheres Schub-/Gewichtsverhältnis. Darüber hinaus sorgt ein kleineres, leichteres Flugzeug für eine kleinere Trefferfläche, geringeren Kraftstoffverbrauch und verminderte Signaturen, was wiederum dafür sorgt, dass UCAV für den Feind schlechter aufzuklären sind.

Bei der Entwicklung muss der Faktor Mensch nicht mit einbezogen werden, sodass die Grenze der Manövrierbarkeit nicht von der physiologischen Belastungsgrenze der Piloten, sondern allein von den technischen Komponenten abhängig ist. Deshalb sind Lastvielfache möglich, die über den für bemannte Kampffjets üblichen 9 g liegen [18].

2.2.1.2 Psychologische Vorteile

Die psychologischen Vorteile bestehen auf eigener Seite in der Risikovermeidung, auf feindlicher Seite kann durch das Nutzen von UCAV eine erhöhte Abnutzung und ständige Präsenz erzielt werden.

UCAV eignen sich für Hochrisiko- und menschenlebengefährdende Missionen, da ein Verlust rein finanziellen Schaden anrichtet, Menschenleben aber nicht gefährdet werden und ein Verlust daher in Kauf genommen werden kann.

Laut einem Experiment der U.S. Marines vermittelt der Einsatz unbemannter Systeme bei feindlichen Truppen den Eindruck ständiger Präsenz. Bodentruppen gehen beim Auftauchen von UAV grundlegend davon aus, dass sie entdeckt wurden und wechselten daher häufiger ihre Stellung, was eine Abnutzung der Kampfkraft zur Folge hat [18].

2.2.1.3 Kostenvorteile

Kostenvorteile sind ein entscheidender Faktor von UCAVs. Es können sowohl bei der Entwicklung, als auch beim Betrieb im Gegensatz zu bemannten Kampfflugzeugen zahlreiche Kosten eingespart werden. Die DARPA schätzt das Einsparpotenzial einer Drohnenstaffel auf bis zu 75% [18] und laut einer Studie vom ZASBw (Zentrum für Analysen und Studien der Bundeswehr) belaufen sich die Gesamtkosten von In- bis Außerdienststellung eines UCAVs auf circa 30% der Kosten eines bemannten Pendants [36].

Durch die Größen- und Gewichtsvorteile ergeben sich automatisch günstigere Fertigungs- beziehungsweise Anschaffungskosten, außerdem kann auf einen verhältnismäßig sparsameren Antrieb zurückgegriffen werden, was die Betriebskosten senkt.

Die Personal- und Betriebsmittel von UCAVs liegen deutlich unter denen bemannter Flugzeuge, es ist keine Ausbildung und kein Training von Piloten nötig und die Ausbildung von Flugoperatoren kann kostengünstig als Computersimulation erfolgen, um grundlegende Kommandos übermitteln zu können. Die Aufgabe ist dann eher mit der eines Fluglotsen zu vergleichen und ein Lotse könnte gegebenenfalls mehrere UAVs gleichzeitig führen [18].

Für UCAVs sind keine oder kaum Trainingsflüge notwendig, die Betriebsstunden beschränken sich großteils auf Einsätze. Durch diese Effektivität kann man bei unbemannten Luftfahrzeugen in der Regel von einer längeren Dienstzeit ausgehen, als bei ihren bemannten Pendants. Des Weiteren gibt es erhebliche Einsparungen durch den Wegfall von Trainingsflügen und dementsprechend kleinem Wartungsaufwand. Außerdem könnte durch den Austausch von bemannten Flugsystemen bei Patrouillen-Einsätzen das Operationstempo und gleichzeitig der Verschleiß dieser gesenkt wer-

den, was weitere Einsparungen zur Folge hätte [18].

Der logistische Aufwand im Betrieb von UCAVs ist geringer und birgt damit auch ein Einsparpotenzial, durch die globale Vernetzung können die Kampfdrohnen mit Einschränkungen aus dem Heimatland gesteuert werden. Gegebenenfalls können vor Ort noch Operatoren für die Durchführung von Start und Landung notwendig sein.

2.2.2 Bedrohungen und Gegenmaßnahmen

UCAVs sind im Einsatz den gleichen Gefahren ausgesetzt wie Kampffjets, dabei kann es zu Bedrohungen aus der Luft oder vom Boden kommen. Um sich zu schützen, gibt es dabei aktive und passive Gegenmaßnahmen.

Passiver Schutz beschreibt alle Maßnahmen, um es dem Feind so schwer wie möglich zu machen, den Flugkörper zu detektieren und wird auch als Stealth bezeichnet. Jedes Flugobjekt hinterlässt eine optische, akustische, elektromagnetische und thermische Signatur. Um nicht entdeckt zu werden, sollten diese Signaturen so minimal wie möglich sein.

Die optische Signatur kann durch kleinere Abmaße und Wahl einer passenden Tarnbemalung verkleinert werden. Bei Tag gilt es, die Reflektion von Sonnenlicht zu vermeiden, was mittels matter Oberfläche geschehen kann. Bei Nacht ist der Abgasstrahl besonders leicht zu erkennen, dies kann durch Abschirmen des Strahls durch einen verlängerten Rumpf oder Seitenleitwerke reduziert werden.

Zur Reduktion der thermischen Signatur müssen die thermischen Quellen genauer betrachtet werden. Infrarotsensoren können bereits Temperaturunterschiede von 0,1 bis 0,5°C vor dem Hintergrund erkennen [11]. Der Abgasstrahl als größte Wärmequelle kann, wie im vorherigen Abschnitt beschrieben, abgekühlt oder teilweise verdeckt werden. Außerdem wird die Außenhaut der Flügel durch die Reibung mit der Luft stark erhitzt. Dies kann durch einen entsprechenden Lack reduziert werden. Insgesamt ist es sehr schwierig, die Infrarotsignatur eines Kampfflugzeugs effektiv zu reduzieren, sodass aktive Gegenmaßnahmen gegen Infrarot-Suchkörper notwendig sind. Das Verwenden eines Triebwerks mit hohem Nebenstromverhältnis sorgt für einen verhältnismäßig kühleren Abgasstrahl mit kleinerer thermischer Signatur.

Die elektromagnetische Signatur lässt sich anhand der Radar Cross Section (RCS) messen, diese beschreibt die Rückstrahlfläche eines Ziels und ist abhängig von der Geometrie, der Oberflächenstruktur, der Signalfrequenz und Ein- beziehungsweise Abstrahlwinkel. Um eine möglichst geringe RCS zu erreichen, sollten die Konturen so gestaltet werden, dass die einfallenden Radarstrahlen so diffus reflektiert werden, dass eine Auswertung des reflektierten Signals schwer möglich ist. Dazu sollten die Strahlen in möglichst unterschiedliche Richtungen reflektiert werden, Diskontinuitäten sollten vermieden werden. UCAVs haben den Vorteil, dass kein Cockpit existiert, wel-

ches die RCS vergrößert. Um Kosten und Gewicht zu sparen, sollte ein UCAV nur begrenzt über aktive Selbstschutzmaßnahmen verfügen. Außerdem ist ein Verlust eines UAV nicht direkt mit menschlichen Verlusten verbunden, sodass ein Absturz in Kauf genommen werden kann.

Die Bedrohungen, ob aus der Luft oder vom Boden abgefeuert, zeichnen sich als Lenkflugkörper aus, die zielgerichtet und mit hoher Geschwindigkeit das Luftfahrzeug verfolgen.

Die verschiedenen Möglichkeiten von Selbstschutz, die bis zu einem gewissen Grad Schutz vor den aufgeführten Bedrohungen bieten können, lassen sich gliedern in: Stealth, erhöhte Agilität, große Abstandsfähigkeit und aktive Selbstschutzsysteme. Dementsprechend muss, je nach Anforderungen im Designprozess, abgewogen werden, wo der Schwerpunkt gesetzt wird, um einen effektiven Schutz gegen feindliche Angriffe gewährleisten zu können (siehe Kapitel 5.2.5).

3 Grundlagen zum Einsatz unbemannter Luftfahrzeuge im Systemverbund

Strahlgetriebene Kampfflugzeuge lassen sich nach ihrer historischen Entwicklung und dem technischen Stand bis dato in sechs Generationen einteilen. Im folgenden Abschnitt folgt eine kurze Einordnung der Definition von *Martinic* aus dem *Naval Engineers Journal* [37], die keinen Anspruch auf Vollständigkeit erhebt. Sie soll lediglich die Entwicklung bis zum heutigen Zeitpunkt darstellen, um das Einsatzszenario und die Anforderungen moderner Flugsysteme nachvollziehen zu können.

Angefangen mit der ersten Generation Kampffjets (1942 bis Mitte der 1950er), wie zum Beispiel die deutsche *Messerschmidt Me 262* als erstes Turboluftstrahl-getriebenes Serienflugzeug 1942 [38], entwickelte sich das militärische Fluggerät immer weiter. Die zweite Generation (Mitte 1950er bis frühe 1960er) brachte erstmals Flugsysteme, wie den *North American F-100 Super Sabre*, mit Überschallgeschwindigkeit hervor, bevor die Kampfflugzeuge der dritten Generation (ca. 1960 bis 1970) mit Effektoren ausgerüstet wurden, die Ziele aufgrund verbesserter Radartechnik über das Sichtfeld hinaus bekämpfen konnten. Ein bedeutender Vertreter ist die *Mikojan-Gurewitsch MiG-25* der Sowjetunion. Die vierte Generation (ca. 1970 bis 1990) konnte unter anderem durch die Entwicklung des Fly-By-Wire-Prinzips (FBWs) deutliche Fortschritte im Bereich Avionik erzielen, die Generation 4,5 (ca. 1990 bis 2000) besteht aus technischen Weiterentwicklungen der vierten Generation. Zur 4,5 Generation zählt unter anderem der *Eurofighter Typhoon*, der bis heute für die Bundeswehr im Einsatz ist [8]. Die fünfte und momentan modernste, sich im Einsatz befindliche, Generation (seit ca. 2000) zeichnet sich besonders durch die Verwendung zahlreicher vernetzter Software-Systeme und die deutliche Verbesserung der Stealth-Eigenschaften aus. „Stealth“ bezeichnet dabei die Fähigkeit, den Radarquerschnitt durch Nutzung von Tarnkappeneigenschaften deutlich zu verringern. Beispiele für Kampffjets der fünften Generation sind unter anderem der chinesische *Chengdu J-20* oder der US-amerikanische *Lockheed Martin F-35*.

Die sechste Generation, die in den 2030er Jahren in Serienproduktion gehen soll [39], unterscheidet sich deutlich von allen bisherigen Generationen. Mit einem hohen Grad an Automatisierung sowie Dezentralisierung und dem Einsatz von KI sollen die Luftfahrzeuge der nächsten Generation in einem „System of Systems“ aus bemannten, unbemannten und optional bemannten Kampfflugzeugen operieren. Beispiele für sich aktuell in der Entwicklung befindliche Projekte sind das *Future Combat Air System* oder das *Global Combat Air Programme* (ehemals *Team Tempest*)[39].

3.1 Prinzip „System of Systems“

„Ein System of Systems (SoS) ist ein System, bestehend aus einer Menge interagierender Systeme, von denen jedes einzelne System in sich selbst als System betrachtet werden kann.“ [40], so die Definition des Instituts für Produktentwicklung am Karlsruher Institut für Technologie (KIT). Dabei ist jedes System unabhängig organisiert und in der Lage selbstständig zu agieren, mit dem übergeordneten Ziel, im Verbund Aufgaben zu lösen, die von den einzelnen Komponenten alleine nicht bewältigt werden können [40].

Bezogen auf die Kampfflugzeuge der sechsten Generation bedeutet dies, dass ein Next Generation Weapon System (NGWS) entsteht: Ein Verbund von Luftfahrzeugen, angeführt durch ein Mutterschiff, begleitet von kleineren Fluggeräten und verbunden durch ein Informations- und Managementsystem, welches in der Lage ist, innerhalb des Verbunds und nach außen zu kommunizieren. Dieses SoS soll sich neben neuester Technologie, vor allem durch einen hohen Grad an Autonomie auszeichnen.

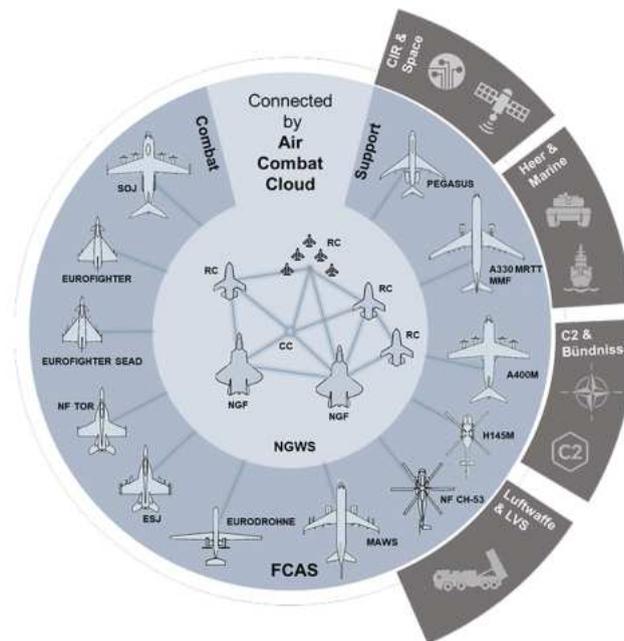


Abbildung 3.1: Prinzip „SoS“ am Beispiel FCAS; *Quelle:* Bundeswehr [41]

Anhand der Abbildung 3.1, die ein Schema der Bundeswehr zeigt, das dem Projekt FCAS zugrunde liegt, lassen sich die einzelnen Systeme sowie deren Anforderungen im Verbund ableiten.

3.1.1 Next Generation Fighter

Das Herzstück des SoS bildet das Mutterschiff, im Projekt FCAS als Next Generation Fighter bezeichnet. Dieses bemannte oder optional bemannte Mehrzweckkampfflug-

zeug führt den Verbund an und dient als Kommando- und Entscheidungszentrale. Dieser Jet der neusten Generation soll neben einer Verbesserung der aerodynamischen Eigenschaften vor allem eine deutliche Verbesserung der Stealth-Eigenschaften aufweisen. Außerdem soll es, sowohl zur Selbstverteidigung, als auch zum Bekämpfen feindlicher Ziele, erstmals zum Einsatz von Energiewaffen kommen [37].

3.1.2 Remote Carrier

Die Remote Carrier bezeichnen die unbemannten Luftfahrzeuge, die den Next Generation Fighter (NGF) begleiten. Ihre Ausführung, Anzahl sowie Ausrüstung hängt stark von der Mission ab, die das NGWS ausführen muss. Eine Möglichkeit zur Kommunikation mit dem Mutterschiff sollte stets möglich sein, um eine Berechtigung zum Abfeuern von Effektoren erteilen zu können. Aufgrund des Autonomiegrads ist eine ständige Verbindung jedoch nicht zwingend notwendig.

Die Aufgaben reichen dabei vom Sammeln von Daten über die Funktion als Zielhilfe bis zum Einsatz von Effektoren gegen Luft- und Bodenziele, wobei die Entscheidungsgewalt bei letzterem stets in menschlicher Hand liegt. Abgesehen davon sollen die Remote Carrier (RC) durch den Einsatz von KI in der Lage sein selbstständig Entscheidungen zu treffen und somit als LAWS eingesetzt werden.

3.1.3 Combat Cloud

Um eine sichere Kommunikation und Datenübertragung in Echtzeit innerhalb des NGWS zu gewährleisten, sind alle Systeme des Verbunds mit einer Combat Cloud verbunden, die ebenfalls durch Einsatz von KI auch in der Lage sein soll, Datenanalysen auszuführen, um als Entscheidungshilfe zu dienen. Die Combat Cloud (CC) ist außerdem die Schnittstelle zum Combat Support, um eine Kommunikation und Zusammenarbeit mit Luft- und Bodentruppen außerhalb des SoS zu ermöglichen.

3.1.4 Überblick über das *Future Combat Air System*

Der Konzeptentwurf dieser Arbeit stellt den Lösungsansatz einer im Rahmen von *FCAS* identifizierten Forschungslücke für die Remote Carrier dar. *Future Combat Air System* ist ein Projekt von Deutschland, Frankreich und Spanien, welches 2019 startete, 2027 plant erste flugfähige Demonstratoren zu präsentieren, um bis 2040 einsatzfähig zu sein [7]. Die Kosten der Entwicklung werden für Deutschland (ca. ein Drittel der Gesamtkosten) auf 100 Mrd. € geschätzt [42].

Die Entwicklung des Gesamtprojekts ist eingeteilt in sieben Pillars, in denen Hersteller aller drei Nationen unter Führung eines Unternehmens zusammenarbeiten. Das

federführende Unternehmen für das Kampfflugzeug ist *Dassault Aviation*, *Airbus Defence and Space* leitet die Entwicklung der unbemannten Komponenten, der Tarnfähigkeit und der Combat Cloud und das spanische Unternehmen *Indra Sistemas* dirigiert die Entwicklung der Sensoren. Für die Leitung der Triebwerksentwicklung wurde das EUMET (European Military Engine Team) bestehend aus *MTU* und *Safran* gegründet. Die Bereiche Sensoren und Querschnittsthemen werden gemeinschaftlich von den benannten Industriekoordinatoren *Airbus Defence and Space* (Deutschland), *Dassault Aviation* (Frankreich) und *Indra Sistemas* (Spanien) geleitet [7].

Ziel des Programms ist es, „neben der Sicherheits- und Verteidigungsfähigkeit auch die europäische Wettbewerbsfähigkeit und Souveränität in Zeiten geopolitischer Unsicherheit nachhaltig [zu] stärken“ [7].

3.2 Rolle unbemannter Systeme im Verbund

Durch die in Kapitel 4.2 diskutierten Besonderheiten und Vorteile ergänzen die unbemannten Luftfahrzeuge, im folgenden als Unmanned Combat Aerial Vehicle (UCAV) bezeichnet, das Mutterschiff, nachfolgend Next Generation Fighter (NGF) genannt, im Systemverbund und übernehmen spezielle Aufgaben. Sie unterscheiden sich je nach Auftrag beziehungsweise Mission in Anzahl und Ausrüstung, um stets ihre beiden Hauptaufgaben erfüllen zu können: Unterstützung und Schutz des Mutterschiffs. Um gemeinsam operieren zu können, sollten die UCAV vor allem einen ähnlichen Missionsradius bei einem ähnlichen Geschwindigkeitsprofil wie der NGF aufweisen. Manövrierfähigkeit und Agilität, die dem Mutterschiff nahekommen, sind von Vorteil, aber nicht zwingend notwendig. Die Missionsausrüstung wird stets dem jeweiligen Ziel angepasst, vor allem um die Kampfkraft des SoS zu erhöhen, aber auch um Ausrüstung zu transportieren, die die Fähigkeiten und Eigenschaften der Ausrüstung des NGF ergänzen kann. Zum Einsatz von Effektoren durch den NGF und/oder die UCAVs und vor allem auch zum Schutz des Mutterschiffs und dessen Piloten ist ein möglichst vollständiges Lagebild essenziell, sodass die UCAVs durch ihre Ausrüstung, wie zum Beispiel erweiterte Sensorik und Aufklärungsmittel, stets dazu beitragen sollen, die Qualität dieses Lagebildes zu erhöhen, um möglichst effiziente Entscheidungen zu ermöglichen.

Außerdem liegt ein entscheidender Unterschied zwischen NGF und UCAV darin, dass der Verlust des unbemannten Fluggeräts im Notfall und vor allem zum Schutz des Piloten, aber auch aus finanzieller Sicht eher in Kauf genommen werden kann.

Von den elf, nach *MIL-STD-3013A* definierten, „Mission Categories“ [43], kommen sieben für den Einsatz eines System of Systems mit UCAVs infrage, die sich in zwei Gruppen aufteilen lassen: Einsatz als Jagdbomber und Einsatz als Luftüberlegen-

heitsjäger. Je nach Einsatz lassen sich unterschiedliche Anforderungen und daraus folgende Konfigurationen bestimmen. Die genaue Anzahl an UCAVs lässt sich dabei pauschal nur schwer bestimmen, da dies immer von Umfang und Ziel der spezifischen Mission abhängt.

Aufgrund der Vielfalt an möglichen Missionen sollten die unbemannten Kampfflugzeuge, ähnlich wie der Next Generation Fighter als Multi Role Combat Aircraft (MRCA) ausgelegt werden, was ebenfalls zu einer Ersparnis von Entwicklungs-, Beschaffungs- und Betriebskosten führt [44].

Zusätzlich sind Einsätze als seegestütztes System vorstellbar. Dazu sollten die UCAVs, neben einer erhöhten Reichweite, eine Kurzstart- und Kurzlandefähigkeit besitzen, um aus eigener Kraft von einem Flugzeugträger starten zu können. Je nach Missionsziel entspricht die Konfiguration dann einem Luftüberlegenheitsjäger beziehungsweise einem Jagdbomber.

3.2.1 Einsatz als Jagdbomber

Unter Einsatz als Jagdbomber fallen alle Missionen, die laut MIL-STD-3013A in „TABLE B-I. Mission profiles specific to air vehicle type“ unter die Kategorie „Attack“ oder „Bomber“ fallen, dazu gehören unter anderem Close Air Support (CAS), Suppression of enemy air defenses (SEAD) und verschiedene Grade der Penetration [43].

Der Kern dieser Missionen besteht darin, Bodenziele aus der Luft mit den Bordwaffen zu bekämpfen, dabei könnten die UCAVs sowohl als Zielhilfe dienen, als auch selber Effektoren abfeuern. Daher wäre eine Konfiguration mit mehreren unbemannten Flugobjekten denkbar, wobei einige schwere Lenkflugkörper tragen müssten und andere mit entsprechender Sensorik ausgestattet sein müssten, um dem NGF als Zielhilfe zu dienen.

3.2.2 Einsatz als Luftüberlegenheitsjäger

Der Einsatz als Luftüberlegenheitsjäger umfasst alle in Tabelle B-I. des MIL-STD-3013A aufgeführten Missionen des „Fighters“, wie zum Beispiel Combat Air Patrol (CAP) oder Abfangmissionen in Über- und Unterschallgeschwindigkeit [43].

Im Fokus steht dabei der Kampf gegen feindliche Ziele in der Luft, sodass die UCAVs über Luft-Luft-Lenkflugkörper und erhöhte Agilität und Manövrierbarkeit verfügen sollten.

4 Missionsbeschreibung

Die Auslegungsmission ist ein wichtiger Grundstein der Konzeptionierung eines Flugsystems, sie beschreibt die Mission, für die das zu konzipierende Flugzeug primär vorgesehen ist. Durch die vorgegebenen Flugphasen- und Leistungen werden zahlreiche Anforderungen gestellt, die den Designprozess entscheidend beeinflussen.

Der Auftraggeber eines Entwicklungsprozesses sieht eine bestimmte Einsatzmöglichkeit, für die ihm kein Flugsystem zur Verfügung steht und startet ein Projekt, um diese identifizierte Lücke zu schließen. Der Designer erhält die gestellten Anforderungen, die unter anderem das gewünschte Flugprofil in Form einer Mission enthalten. Diese Anforderungen inklusive der Auslegungsmission (siehe Kapitel 5.1) sind die Eckpfeiler des Designprozesses [45]. Die Auslegungsmission ist außerdem elementar, um den Erfolg festzustellen. Ist ein Konzept abgeschlossen, wird es anhand der Auslegungsmission ausgewertet, um zu überprüfen, inwiefern die gestellten Anforderungen erzielt oder sogar übertroffen werden konnten (siehe Kapitel 7.3).

Neben der Auslegungsmission werden ebenfalls noch Sekundärmissionen formuliert, um festzustellen, wie gut sich das entwickelte Konzept für Missionen eignet, die ebenfalls zum Aufgabenprofil des Flugzeugs gehören könnten.

Für diese Arbeit besteht die Einsatzmöglichkeit in der identifizierten Forschungslücke, als SUCAV in einem System of Systems mit der Fähigkeit Lenkflugkörper gegen feindliche Luftziele einzusetzen.

4.1 Auslegungsmission: Überschall-Abfangmission

Als Auslegungsmission ergibt sich die Überschall-Abfangmission (siehe Abbildung 4.1). Das Missionsprofil ist angelehnt an die Mission „Supersonic Intercept“ nach MIL-STD-3013A [43] und in einigen Flugphasen gemäß dem Projekt angepasst.

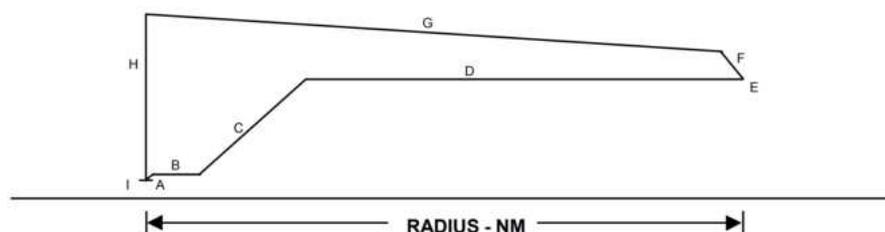


Abbildung 4.1: Auslegungsmission Überschall-Abfangmission; *Quelle:* MIL-STD-3013A [43]

4. Missionsbeschreibung

Phase A der Mission besteht aus dem Aufwärmen von mindestens 2 min und dem konventionellen Start mit maximal möglichem Treibstoff aus der Ruhe bis zum Überfliegen einer Höhe von 50 ft. Der Start erfolgt mit maximalem Schub und soll eine Dauer von 30 Sekunden nicht überschreiten.

Anschließend folgt das schnellstmögliche Beschleunigen bis zur optimalen Steiggeschwindigkeit (Phase B) mit dem Steigflug mit optimaler Steiggeschwindigkeit bis zu einer Höhe, bei der die Maximalgeschwindigkeit erreicht werden kann (Phase C). Sobald diese Höhe erreicht ist, wird in Phase D auf die maximale Geschwindigkeit im gegebenen Beladungszustand beschleunigt. Diese soll zwingend über Mach 1,2 liegen, um alle transsonischen Effekte auszuschließen.

In Phase E erfolgt eine Drehung um 180° bei maximalem Dauerlastfaktor, bevor die Hälfte der Lenkflugkörper abgefeuert wird. Hier ist eine Geschwindigkeit im Überschall auf einer Höhe zwischen 36.000 - 40.000 ft gewünscht.

Darauf folgt ein Steigflug in schnellstmöglicher Zeit bis die optimale Reiseflughöhe erreicht ist (Phase F), um in den Reiseflug überzugehen (Phase G). Phase H beschreibt den Sinkflug inklusive der Landung von der Reiseflughöhe bis zum Boden (Höhe 0 ft). Für diese Mission soll sowohl Reservekraftstoff von 5% des Starttreibstoffs, als auch genügend Kraftstoff für 20 min Warteflug mitgeführt werden (Phase I).

Für die gesamte Mission leisten nur die Steig- und Reiseflugphasen einen Beitrag zum Missionsradius.

	Flugphase	Treibstoff	Zeit	Distanz	Geschwindigkeit	Höhe
A	Start	max. möglich	> 2 min Aufwärmen	kein Beitrag		0 - 50 ft
B	Beschleunigung				bis opt. Steiggeschwindigkeit	50 ft
C	Steigflug				optimale Steiggeschwindigkeit	bis Höhe für max. Geschwindigkeit
D	Reiseflug				maximale Geschwindigkeit (\geq Mach 1,2)	Höhe für max. Geschwindigkeit
E	Luftkampf			kein Beitrag	Geschwindigkeit für max. Dauerlastfaktor	im Bereich 36.000 - 40.000 ft
F	Steigflug		minimal		für schnellstes Steigen	bis optimale Reiseflughöhe
G	Reiseflug				optimale Reisegeschwindigkeit	optimale Reiseflughöhe
H	Sinkflug, Landung			kein Beitrag		Reiseflughöhe bis 0 ft
I	Reserve	20 min Warteflug + 5 % Starttreibstoff		kein Beitrag	für maximale Warteflughöhe	0 ft

Tabelle 4.1: Flugphasen der Überschall-Abfangmission

Tabelle 4.1 zeigt eine Übersicht über Zeit, Distanz, Geschwindigkeit und Höhe der Flugphasen A-I. Für die Felder ohne Eintrag sind keine expliziten Vorgaben gegeben.

4.2 Sekundärmissionen

Als Sekundärmissionen werden jeweils eine Mission der Luftverteidigung und eine Angriffsmission aus dem MIL-STD-3013A gewählt. Außerdem sollen diese Missionen überprüfen, inwiefern die Fähigkeit besteht, neben dem Luftkampf auch feindliche Ziele am Boden als Jagdbomber zu neutralisieren.

4.2.1 Patrouille mit Kampfauftrag

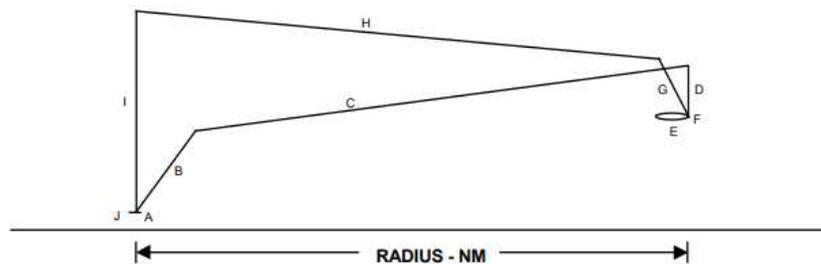


Abbildung 4.2: Sekundärmission Patrouille mit Kampfauftrag; *Quelle:* MIL-STD-3013A [43]

	Flugphase	Treibstoff	Zeit	Distanz	Geschwindigkeit	Höhe
A	Start		> 2 min Aufwärmen	kein Beitrag		0 - 50 ft
B	Steigflug		minimal		für schnellstes Steigen	bis optimale Reiseflughöhe
C	Reiseflug				optimale Reisegeschwindigkeit	optimale Reiseflughöhe
D	Sinkflug			kein Beitrag		bis Luftkampfhöhe
E	Warteflug	60 min (für Luft-Luft-Konfiguration)		kein Beitrag	Geschwindigkeit für längste Dauer	Luftkampfhöhe
F	Luftkampf (Luft-Luft) Luftkampf (Luft-Boden)			kein Beitrag kein Beitrag	360° bei Mach 1,2, 2x 360° bei 0,9 Mach	35.000 ft 20.000 ft
G	Steigflug		minimal		für schnellstes Steigen	bis optimale Reiseflughöhe
H	Reiseflug				optimale Reisefluggeschwindigkeit	optimale Reiseflughöhe
I	Sinkflug, Landung			kein Beitrag		Reiseflughöhe bis 0 ft
J	Reserve	20 min Warteflug + 5 % Starttreibstoff		kein Beitrag	für maximale Warteflughöhe	0 ft

Tabelle 4.2: Flugphasen der Patrouille mit Kampfauftrag; *Quelle:* MIL-STD-3013A [43]

Die Patrouille mit Kampfauftrag ist, wie die Überschall-Abfangmission, eine Defensivmission mit dem Auftrag, ein bestimmtes Gebiet gegen Gefahren aus dem Luftraum abzusichern.

4. Missionsbeschreibung

Nach dem MIL-STD-3013A kann die Mission dabei Luft in Luft-Luft-Konfiguration als „CAP“ oder in Luft-Boden-Konfiguration als „Surface combat air patrol (SUCAP)“ geflogen werden. Die Flugphasen beider Missionen sind bis auf den Luftkampf identisch. Bei der Luft-Luft-Konfiguration erfolgt das Abfeuern der Hälfte der Lenkflugkörper nach den Drehungen, für die Luft-Boden-Konfiguration entfällt die Drehung und die gesamten Effektoren werden abgefeuert.

Abbildung 4.2 zeigt das Missionsprofil, Tabelle 4.2 beschreibt die zugehörigen Flugphasen, dabei ist entsprechend der Missionsausrüstung für den Luftkampf mit Luft-Luft-Lenkflugkörpern und mit Luft-Boden-Lenkflugkörpern unterschieden.

Die Startphase (A) ist aus der Auslegungsmision (siehe Tabelle 4.1) übernommen.

4.2.2 Unterdrückung feindlicher Luftabwehr

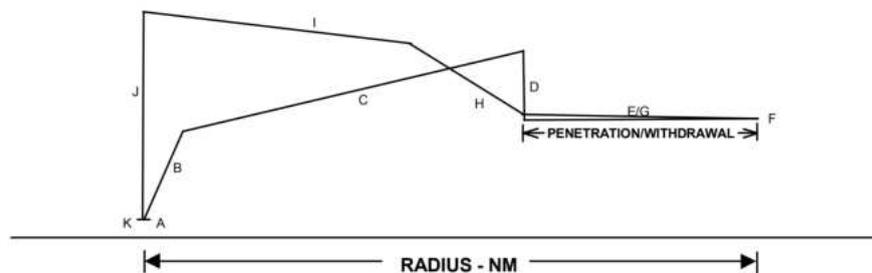


Abbildung 4.3: Sekundärmission Unterdrückung feindlicher Luftabwehr; *Quelle:* MIL-STD-3013A [43]

	Flugphase	Treibstoff	Zeit	Distanz	Geschwindigkeit	Höhe
A	Start		> 2 min Aufwärmen	kein Beitrag		0 - 50 ft
B	Steigflug		minimal		für schnellstes Steigen	bis optimale Reiseflughöhe
C	Reiseflug				optimale Reisegeschwindigkeit	optimale Reiseflughöhe
D	Sinkflug			kein Beitrag		bis 20.000 ft
E	Durchbrechen			50 NM	540 KTAS	20.000 ft
F	Luftkampf			kein Beitrag	180°-Drehung bei max. Dauerlastfaktor	20.000 ft
G	Rückzug			50 NM	540 KTAS	20.000 ft
H	Steigflug				optimale Steiggeschwindigkeit	bis Höhe für max. Geschwindigkeit
I	Reiseflug				optimale Reisefluggeschwindigkeit	optimale Reiseflughöhe
J	Sinkflug, Landung			kein Beitrag		Reiseflughöhe bis 0 ft
K	Reserve	20 min Warteflug + 5 % Starttreibstoff		kein Beitrag	für maximale Warteflughöhe	0 ft

Tabelle 4.3: Flugphasen der Unterdrückung feindlicher Luftabwehr; *Quelle:* MIL-STD-3013A [43]

Die Unterdrückung feindlicher Luftabwehr (engl. SEAD) bezeichnet eine Angriffsmission mit dem primären Ziel, die feindliche Luftabwehr zu unterdrücken oder zu neutralisieren. Durch diesen Auftrag ist eine Beladung mit Luft-Boden-Lenkflugkörpern zwingend notwendig. Alle Lenkflugkörper werden während des Luftkampfes (Phase F) abgefeuert.

Tabelle 4.3 beschreibt die Flugphasen des in Abbildung 4.3 beschriebenen Flugprofils nach MIL-STD-3013A [43]. Dabei ist die Startphase (A) aus der Auslegungsmission (siehe Tabelle 4.1) übernommen.

5 Entwurfsdiskussion

Den Grundstein des Flugzeugvorentwurfs bilden in erster Linie die Erstanforderungen des Auftraggebers. Die Aufgabe des Designers besteht darin, ein Konzept zu entwickeln, welches die Anforderungen erfüllt. Es ist notwendig eine Entwurfsdiskussion zu führen, bevor ein Entwurf erstellt, analysiert und anhand der Anforderungen ausgewertet und überprüft werden kann. [45]

Die Entwurfsdiskussion dient der Überführung der gestellten Anforderungen in konstruktive Gedanken. Sie beantwortet die Frage, welche Baugruppen und Systeme verbaut werden, um die gestellte Aufgabe zu erfüllen. Das Ergebnis dieser Diskussion ist eine Auswahl an Komponenten und Systemen, die in der Konzeptüberlegung erstmals in einer Skizze zusammengefügt werden.

5.1 Anforderungen

Die Anforderungen entstehen aus der Aufgabe, für die das SUCAV vorgesehen ist: Ein unbemanntes Flugsystem mit dem Auftrag, Lenkflugkörper in Überschallgeschwindigkeit gegen Luftziele einsetzen zu können, mit der Prämisse möglichst kosteneffektiv zu arbeiten. Der Einsatz kann autark, soll aber vor allem im Systemverbund unter Leitung eines Mutterschiffs erfolgen.

Daraus ergeben sich zahlreiche konkrete Mindestanforderungen an Flugleistungsbereiche, Missionsprofile, Manövrierfähigkeit und Nutzlast. Abgesehen davon soll der Konzeptentwurf eine Startmasse von 5.000 kg nicht deutlich übersteigen, je größer und schwerer der Entwurf wird, desto teurer ist er in Anschaffung, Produktion und Betrieb [10]. Sollte die Masse von 5.000 kg unterschritten werden, besteht außerdem die Möglichkeit anstelle eines konventionellen Starts, den Start über ein automatisches Start- und Landesystem zu realisieren [46].

Eine Auflistung der Anforderungen findet sich in Tabelle 5.1.

5.1.1 Flugleistungsbereiche

Das Erreichen von Geschwindigkeiten im Überschallbereich ist zwingend notwendig, dabei soll die Dienstgipfelhöhe mindestens 36.000 ft betragen.

Aus dem Missionsprofil der Auslegungsmission (siehe Kapitel 4.1) ergibt sich außerdem ein Einsatzradius von mindestens 150 NM ohne Luftbetankung.

Zur Missionserfüllung muss das zu konzeptionierende SUCAV in der Lage sein, die Flugphasen Steig, Sink- und Streckenflug sowie Warteflug und Luftkampf auszuführen. Außerdem ist das Starten aus eigener Kraft auf 0 ft Druckhöhe nach der *Standard*

Day Atmosphere erforderlich. Die maximale Start- und Landebahnstrecke beträgt 800 m.

Kategorie	Anforderung	Anforderung	Einheit
Flugleistungsbereiche	Dienstgipfelhöhe	≥ 36.000	ft
	Maximalgeschwindigkeit	$\geq 1,2$	Mach
	Missionsradius	≥ 150	NM
	Startbahnlänge	≤ 800	m
	Landebahnlänge	≤ 800	m
Längsbewegung	Erreichen von 36.000 ft	≤ 2	min
Seitenbewegung	Schubüberschuss	≥ 200	ft/s
	Rollrate ¹	≥ 25	%/s
	Momentaner Lastfaktor ²	$\geq 1,9$	g
	Momentaner Lastfaktor ³	$\geq 1,9$	g
Festinstallierte Ausrüstung	Avionik	100	kg
	Selbstschutzsystem	60	kg
Modulare Ausrüstung	Sensormodul	530	kg
	Nasentank	530	kg
Effektoren	Luft-Luft-Lenkflugkörper	4x 150	kg
	Schwere Lenkflugkörper	2x 1.360	kg
Gesamtmasse		5.000	kg

Tabelle 5.1: Übersicht der Anforderungen an ein SUCAV

5.1.2 Manövrierfähigkeit

Besonders für den Luftkampf sind hohe Agilität und Manövrierfähigkeit von entscheidender Bedeutung. Die nachfolgend aufgeführten Anforderungen sind mit maximaler Betankung und mitgeführter Nutzlast zu erfüllen.

Um die Anforderungen an die Seitenbewegung zu erfüllen, soll eine Rollrate bei Anstellwinkeln zwischen -5 und 5° von mindestens $25\%/s$ (bei 380 KEAS und 0 ft) erfüllt werden. Der momentane Lastfaktor für einen breiten Höhenbereich bei hohen Geschwindigkeiten beträgt mindestens 2 g.

5.1.3 Ausrüstung und Nutzlast

Die Missionsausrüstung lässt sich gliedern in Nutzlast, fest installierte und austauschbare Ausrüstung.

¹Anstellwinkel -5 bis 5° bei 380 KEAS auf 0 ft

²bei einer Geschwindigkeit von Mach 0,6 auf 0 ft

³bei einer Geschwindigkeit von Mach 0,9 auf 30.000 ft

Unter die fest installierte Ausrüstung fallen Avionik inklusive fester Missionsausrüstung (100 kg bei einem Leistungsbedarf von 20 kW) und Selbstschutzsystem (60 kg). Die Nase des SUCAV soll so gestaltet werden, dass ein Austausch zwischen Nasentank und Sensormodul möglich ist. Das Sensormodul soll alle notwendigen Sensor- und Radarsysteme enthalten. Eine Masse von 530 kg wird angenommen, der Nasentank orientiert sich an diesem Gewicht.

Als primäre Effektoren sollen vier Luft-Luft-Lenkflugkörper (jeweils 150 kg) ausgerüstet werden, außerdem soll eine Möglichkeit vorgesehen werden, zwei schwere Lenkflugkörper (je 1360 kg) zu transportieren.

Damit beträgt das geforderte Gesamtgewicht der Missionsausrüstung inklusive Nutzlast 1.290 kg für die Primärbeladung und 3.410 kg bei schwerer Beladung.

Von den Anforderungen an Nutzlast und Ausrüstung darf begründet abgewichen werden.

5.2 Konfiguration

Um die genannten Anforderungen zu erreichen und den Konzeptentwurf eines kosteneffektiven unbemannten Hochleistungsflugsystems erstellen zu können, wird in diesem Abschnitt die Konfiguration der Komponenten eines Kampfflugzeugs diskutiert. Dazu gehören Flügel- und Heckkonfiguration, die Art und Weise der Lagerung von Nutzlast und Treibstoff sowie die Umsetzung des Selbstschutzes und der modularen Bauweise der Nase des SUCAV.

5.2.1 Flügelkonfiguration

Das SUCAV soll gute Schnellflugeigenschaften und möglichst gute Manövrierfähigkeit besitzen, um sowohl Reiseflug als auch Luftkampf im Überschallbereich realisieren zu können.

Die Tragflächenbelastung W/S beim Start soll sich an dem für Kampfflugzeuge üblichen Erfahrungswert orientieren und im Bereich von 342 kg/m^2 liegen [45].

Als Flügelform ist die Wahl eines Deltaflügels mit Leading Edge Extensions (LEX) erstrebenswert, um die Nachteile der reinen Pfeil- und Trapezflügel zu minimieren und gute Langsam- und Schnellflugeigenschaften zu kombinieren [11]. Die verhältnismäßig großen Tragflächen können außerdem zur Unterbringung einer größeren Menge Treibstoff genutzt werden. Die LEX erhöhen die Pfeilung der Flügelvorderkante und erzeugen dadurch einen Zusatzauftrieb. Um eine Lagerung der Effektoren an der Flügelunterseite zu ermöglichen, befinden die Flügel sich oberhalb des Rumpfes.

Für die anschließenden Berechnungen und Vorgaben wird eine maximale Machzahl

M_{max} von 1,6 angenommen. Ein Reiseflug im Überschallbereich soll dadurch in einem breiten Höhenspektrum möglich sein. Der Pfeilungswinkel φ_0 für Flugzeuge mit Flugphasen im Überschallbereich soll laut *Raymer* [45] im Bereich zwischen 40 und 50° liegen.

Die exakte Form und Größe des Flügels orientiert sich an der Tragflächenbelastung und dem Vorgabewert der Flügelstreckung Λ (siehe Gleichung (5.1)) für Kampfflugzeuge nach *Raymer* [45].

$$\Lambda = 4,110 \cdot M_{max}^{-0,622} = 3,068 \quad (5.1)$$

Die V-Stellung des Flügels für Überschallflügel liegt zwischen 0 und -5° [45].

Um eine möglichst große Menge an Treibstoff in den Flügeln unterbringen zu können, wird die Profildicke, die für Kampfflugzeuge im Bereich von 3-6% liegt [11], auf 6% bestimmt.

Tabelle 5.2 zeigt eine Übersicht über die Flügelkonfiguration.

Parameter		Wert
Flügelform		Deltaflügel mit LEX
Pfeilungswinkel	φ_0	40 - 50°
Tragflächenbelastung	W/S	342 kg/m ²
Flügelstreckung	Λ	3,068
V-Stellung		0 - -5°
Profildicke		6 %

Tabelle 5.2: Überblick über Flügelkonfiguration

5.2.2 Heckkonfiguration

Die Heckkonfiguration besteht aus der Bestimmung von Form und Größe des Höhen- und Seitenleitwerks. Das konventionelle Heck, bestehend aus einem vertikalen Seitenleitwerk und waagerechtem Höhenleitwerk, liefert bei leichtestem Gewicht eine gute Stabilität und Kontrolle und ist daher gut für das SUCAV geeignet. Außerdem ist die Verwendung eines V-Leitwerks vorstellbar, um sowohl die benetzte Oberfläche, als auch den induzierten Strömungswiderstand zu reduzieren. [45]

Der Pfeilungswinkel des Höhenleitwerks $\varphi_{0,vertical}$ soll zwischen 35 und 55° liegen, um sicherzustellen, dass die kritische Machzahl des Leitwerks die des Flügels übersteigt. Die Streckung des Höhenleitwerks $\Lambda_{vertical}$ liegt für Kampfflugzeuge zwischen 0,6 und 1,4, das Verhältnis von maximaler zu minimaler Tiefe des Höhenleitwerks $\lambda_{vertical}$ zwischen 0,2 und 0,4 [45]. Um das Seitenleitwerk, verglichen mit dem Flügel, mit einer

höheren kritischen Machzahl zu konstruieren, liegt der Pfeilungswinkel des Seitenleitwerks $\varphi_{0,horizontal}$ 5° über dem des Flügels.

Nach Raymer beträgt der Wert der Streckung $\varphi_{0,horizontal}$ beziehungsweise das Verhältnis von minimaler zu maximaler Tiefe des Seitenleitwerks $\Lambda_{horizontal}$ 3 bis 4 beziehungsweise 0,2 bis 0,4 [45].

Tabelle 5.3 zeigt links eine Übersicht über die Werte des Höhenleitwerks, auf der rechten Seite sind die Werte für das Seitenleitwerk dargestellt.

Parameter		Wert	Parameter		Wert
Pfeilungswinkel	$\varphi_{0,horizontal}$	45 - 55°	Pfeilungswinkel	$\varphi_{0,vertical}$	35 - 55°
Streckung	$\Lambda_{horizontal}$	0,6 - 1,4	Streckung	$\Lambda_{vertical}$	0,6 - 1,4
Tiefenverhältnis	$\lambda_{horizontal}$	0,2 - 0,4	Tiefenverhältnis	$\lambda_{vertical}$	0,2 - 0,4

Tabelle 5.3: Überblick über Höhenleitwerk (links) und Seitenleitwerk (rechts)

5.2.3 Nutzlast und Treibstoff

Die Lagerung von Nutzlast und Treibstoff kann entweder intern oder extern erfolgen. Die externe Lagerung bringt neben schlechteren Tarneigenschaften einen zusätzlichen Widerstand und daraus resultierend einen höheren Kraftstoffverbrauch mit sich. Eine interne Lagerung ist immer mit größeren Abmaßen und begrenzten Kapazitäten verbunden.

Die vorgesehene Nutzlast in Form von Effektoren soll extern transportiert werden, dazu werden unterhalb der Tragflächen insgesamt vier Aufhängungen vorgesehen, um Luft-Luft-Lenkflugkörper zu tragen. Wobei die Aufhängungen, die dem Rumpf näher sind ebenso die Traglast der schweren Lenkflugkörper bewältigen können.

Durch die externe Lagerung können Abmaße, Leergewicht und damit auch die Kosten des SUCAV möglichst gering gehalten werden. Die mitgeführten externen Lasten sind nur begrenzt durch das maximale Auslegungsgewicht und können in Größe, Gewicht und Ausführung variieren, was die Einsatzmöglichkeiten des SUCAV erweitert. Dafür werden eine leichtere Detektierbarkeit und ein kleinerer Missionsradius infolge des erhöhten Kraftstoffverbrauchs in Kauf genommen.

Die Lagerung des Treibstoffs erfolgt innerhalb des Rumpfes und innerhalb der Tragflächen und ist dadurch eindeutig begrenzt. Durch die externe Lagerung der Effektoren sollte genügend Platz vorhanden sein, um den geforderten Missionsradius zu erfüllen. Für Missionen mit größerer Reichweite und geringerer Kampfkraft ist außerdem das Mitführen von zwei externen Treibstofftanks und zwei Luft-Luft-Lenkflugkörpern vorstellbar.

5.2.4 Sensormodul und Nasentank

Die Nase des Entwurfs ist in modularer Bauweise vorgesehen, das heißt das SUCAV kann je nach Missionsziel angepasst werden.

In der Konfiguration als *Rottenführer (RF)* ist das Flugzeug mit einem Sensormodul (siehe Kapitel 5.3.4) ausgestattet, um feindliche Objekte aufzuklären, die Zielführung und -zuweisung zu übernehmen oder Gefahren aufzuklären. In der Konfiguration als *Operator (OP)* ist anstatt des Sensormoduls der Nasentank ausgerüstet. Die Zielzuweisung und Aufklärung erfolgt über die Kommunikation mit dem *Rottenführer* und der *Operator* besitzt durch den zusätzlichen Nasentank eine vergrößerte Reichweite. Der Nasentank ist in Anschaffung und Betrieb deutlich günstiger als das Sensormodul, sodass durch diese modulare Bauweise massiv Kosten gespart werden können. Die Größe einer Rotte ist abhängig von der Mission, jedoch kann von einem Verhältnis der *RF* zu *OP* von 1:3 ausgegangen werden.

Um *RF* und *OP* mit gleichen Flugeigenschaften auszustatten, müssen sich Nasentank und Sensormodul sowohl im Schwerpunkt, als auch der Gesamtmasse ähnlich sein. Dazu gibt es zwei verschiedene Lösungsansätze: Entweder kann der Nasentank dem Sensormodul angepasst werden oder das Sensormodul wird nach dem Vorbild des Nasentanks konstruiert. Da davon ausgegangen werden kann, dass das Sensormodul leichter ist als ein Nasentank mit größtmöglichem Volumen, erscheint die erste Variante sinnvoller. So muss nicht mit einem Zusatzgewicht gearbeitet werden, was dem Konzeptansatz eines möglichst leichten Flugzeugs widerspricht, und die Änderung der Schwerpunktlage eines größeren Tanks ist drastischer und wirkt sich mehr auf die Flugeigenschaften aus. Bei der Annahme von 530 kg für das Sensormodul (siehe Anforderungen Kapitel 5.1) und 20% für zusätzliches Strukturgewicht würde der Nasentank Platz für ungefähr 340 l Treibstoff bieten.

5.2.5 Selbstschutz

Die Möglichkeiten des Selbstschutzes können in aktive und passive Maßnahmen gegliedert werden. Aktive Maßnahmen bezeichnen technische Systeme zum Täuschen, Stören und Neutralisieren feindlicher Aufklärungstechnik, während passive Maßnahmen konstruktive und operative Ansätze darstellen, um Schutz vor dem Feind gewährleisten zu können. Dazu gehören eine große Abstandsfähigkeit, erhöhte Agilität und verbesserte Stealth-Eigenschaften.

Das Selbstschutzsystem des SUCAV soll nicht nur dazu dienen das Flugzeug selber zu schützen, viel mehr geht es um den Schutz der gesamten Rotte und des gesamten SoS, wobei der Schutz des bemannten Mutterschiffs immer von priorisierter Ordnung ist.

Aktive Systeme sind in ihrer Effektivität sehr beschränkt. Durch die ständige Weiterentwicklung von Waffen- und Radarsystemen wird es immer schwieriger eine zuverlässige Abwehr feindlicher Effektoren durch Selbstschutzsysteme zu garantieren [47], außerdem können Systeme wie Chaff und Flare Dispenser durch ihre Signatur zu einer erhöhten Aufklärung beitragen. Für alle aktiven Selbstschutzsysteme, vor allem für hochkomplexe Systeme, wie elektronische Gegenmaßnahmen gilt, dass sie neben zusätzlichem Gewicht vor allem auch ein entscheidender Kostenfaktor sind. Das gesamte aktive Selbstschutzsystem des *Eurofighter*-Programms *Praetorian DASS*, bestehend aus elektronischen Gegenmaßnahmen inklusive Radarköder, einem Radar-Warnsystem, Warnsystem für Raketenanflug und Laser-Warnsystem, hat in der Ent-

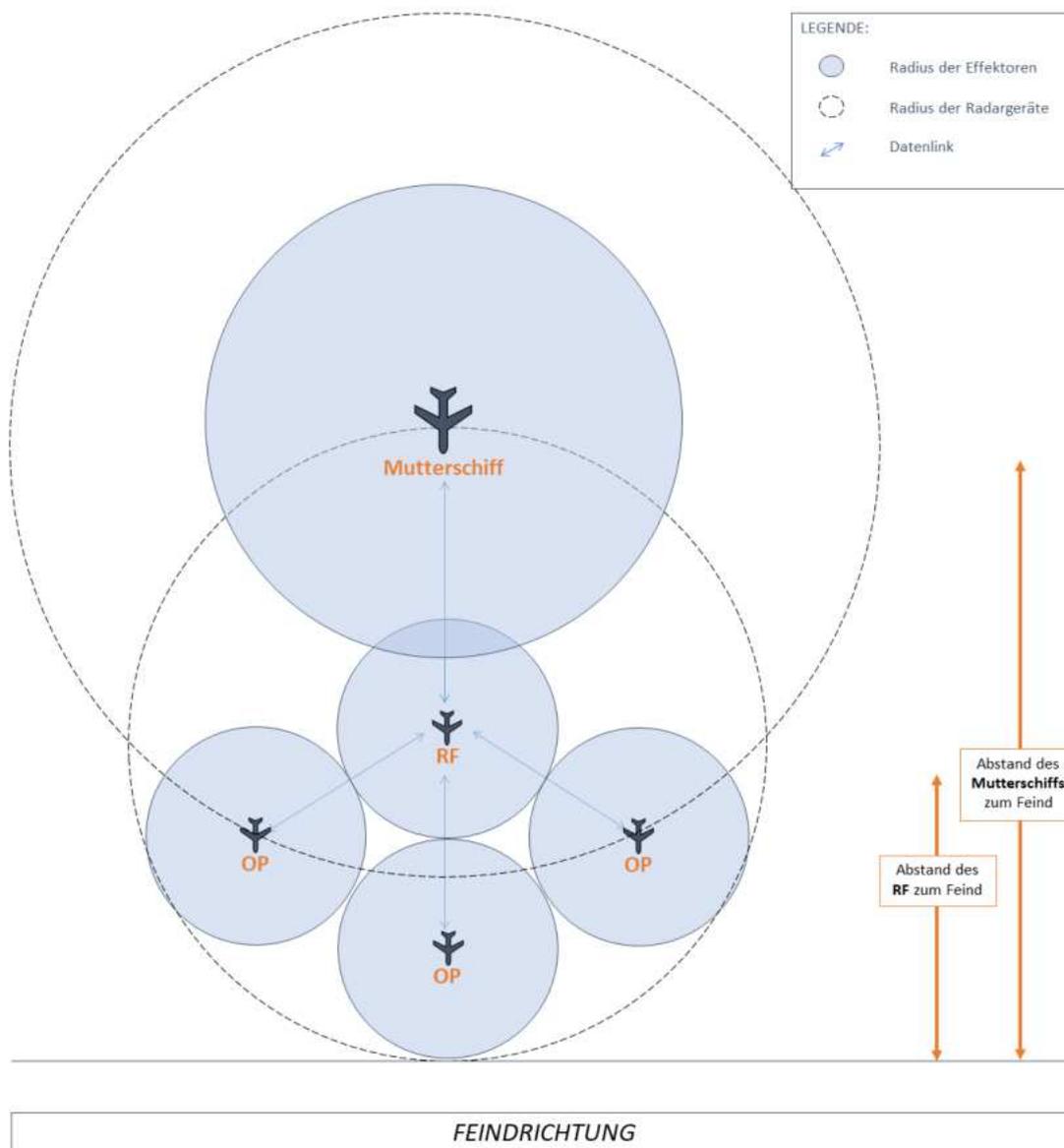


Abbildung 5.1: Prinzipskizze der Abstandsfähigkeit als Selbstschutz

wicklung 1,5 Mrd. € gekostet [48].

Aufgrund dessen verfügt das SUCAV über keine aktiven Selbstschutzsysteme, sondern wird rein durch passive Systeme geschützt.

Insbesondere die Abstandsfähigkeit (siehe Abbildung 5.1) sorgt für einen Schutz der Rotte und des Mutterschiffs. Begleitet eine Rotte, bestehend aus einem RF und drei OP, das Mutterschiff, wird der Abstand vom Mutterschiff zum Feind deutlich erhöht und auch der Abstand vom RF, der aufgrund der Ausstattung mit dem Sensormodul erhöhten Schutz gegenüber den Operatoren erfährt, ist vergrößert. Dazu kommt, dass die SUCAVs mit jeweils vier Luft-Luft-Lenkflugkörpern ausgestattet sind und dadurch 12 Effektoren zwischen Feind und Mutterschiff liegen. Der Verlust eines unbemannten Luftfahrzeugs, besonders eines Operators, kann vor allem zum Schutz des gesamten Systems in Kauf genommen werden.

Abbildung 5.1 stellt eine Prinzipskizze dar und ist nicht maßstabsgetreu.

Die Stealth-Eigenschaften des SUCAV sind nur begrenzt umsetzbar, da aufgrund der externen Lagerung der Effektoren die Radarquerschnittsfläche bereits durch die hervorstehenden Elemente deutlich erhöht wird [11]. Bei der Konstruktion des Entwurfs wird nichtsdestotrotz darauf geachtet, Diskontinuitäten zu vermeiden und einfallende Strahlung nicht zum Sender zu reflektieren. Coating mit Speziallacken zur verbesserten visuellen und thermischen Tarnung ist vorstellbar [11].

Zu gute Stealth-Eigenschaften widersprechen außerdem dem SoS-Ansatz, da eine Aufklärung des Mutterschiffs wahrscheinlicher wird, wenn die unbemannten Flugsysteme über bessere Tarneigenschaften verfügen, als die bemannten Flugzeuge des Systems.

Die Agilität der SUCAVs sollte einem modernen Kampfflugzeug entsprechen, daher wird der Entwurf mit einem Lastvielfachen von 9g ausgelegt [45]. Höhere Lastvielfache sind vorstellbar, da die Belastungsgrenze eines Piloten nicht berücksichtigt werden muss, würden aber zu deutlich erhöhtem Gewicht und Kosten aufgrund von verstärkter Struktur führen und sind daher für den Entwurf nicht erstrebenswert.

5.3 Systeme

Damit ein flugfähiges Konzept entsteht, müssen die diskutierten Konfigurationen durch zahlreiche Systeme ergänzt werden, dazu gehören Triebwerk, Avionik und Fahrwerk. Außerdem folgt eine Aufschlüsselung und Diskussion sinnvoller Systeme für das Sensormodul.

Die Auslegung und Analyse von Hydrauliksystem, Kühlsystem und Elektrik übersteigen den Umfang des ersten Konzeptentwurfs und dieser Arbeit und werden daher in diesem Kapitel nicht näher betrachtet.

5.3.1 Triebwerk

Um möglichst kosteneffizient zu arbeiten, soll das SUCAV mit einem Triebwerk angetrieben werden, ein Notfalltriebwerk ist nicht notwendig, da ein Absturz in Kauf genommen werden kann.

Da Flugphasen im Überschallbereich und ein gewisses Level an Manövrierfähigkeit gefordert sind, wird der Entwurf mit einem Turbofan-Triebwerk mit Nachbrenner ausgerüstet. Der zusätzliche Schub durch den Nachbrenner sorgt ebenfalls für eine Verkürzung der Start- und Landebahnlänge. Ein geringes Nebenstromverhältnis begünstigt dabei den Reiseflug in Überschallgeschwindigkeit, während ein hohes Nebenstromverhältnis im Unterschallbereich treibstoffeffizient arbeitet und damit die Reichweite erhöhen kann [45]. Für den Entwurf ist daher ein geringes Nebenstromverhältnis wünschenswert, dennoch ist ein hohes Nebenstromverhältnis ebenso vorstellbar. Der Triebwerkseinlauf erfolgt zentral unterhalb des Rumpfes.

Das Triebwerk stellt einen entscheidenden Kostenfaktor in der Entwicklung eines Flugsystems dar [11] (siehe Kapitel 8), aufgrund dessen soll für diesen Entwurf auf ein bestehendes Triebwerk zurückgegriffen werden. Um den logistischen Aufwand zu minimieren sind Triebwerke, die bereits Verwendung innerhalb der Entwicklungsländer von FCAS finden, zu favorisieren.

5.3.2 Avionik

Die Avionik setzt sich aus vielen verschiedenen Systemen zusammen, eine einzelne Betrachtung ist für den ersten Konzeptentwurf nicht erforderlich. Im Rahmen dieser Arbeit erfolgt lediglich eine Abschätzung von Masse und Volumen der gesamten Avionik (siehe Kapitel 7.1.2).

Für nachfolgende Arbeiten könnte die Auslegung von Gewicht und Leistungsaufnahme der Teilsysteme ein Thema darstellen. Zu den Systemen der Avionik gehören unter anderem Navigationssysteme, Kommunikationssysteme inklusive Datenlink und Bordcomputer. Die besondere Herausforderung bei unbemannten Flugsystemen besteht darin, dass die gesamte Flugsteuerung von der Avionik übernommen werden muss.

5.3.3 Fahrwerk

Als Fahrwerk des SUCAVs wird ein Bugradfahrwerk verwendet. Dieses für moderne Kampfflugzeuge übliche Fahrwerk besteht aus einem vorderen Bugrad und zwei Hauptfahrwerken [45].

Nach *Raymer* sollte das vordere Bugrad 10% der Masse tragen, während die Haupt-

fahrwerke 90% der Last tragen [45].

Um die Kosten der Entwicklung eines Fahrwerks zu sparen, soll für das SUCAV ein bestehendes Fahrwerk verwendet werden, welches gegebenenfalls durch eine Anpassentwicklung an Lasten und Struktur des Konzepts angepasst werden kann.

5.3.4 Sensormodul

Das Sensormodul besitzt die primäre Aufgabe, den Feind in der Luft und am Boden aufzuklären und Gefahren, wie feindliche Lenkflugkörper zu erkennen, die in den Luftraum eindringen.

Für den Entwurf sollen so viele Systeme und Sensoren wie nötig, jedoch so wenig wie möglich eingebaut werden, um ein umfassendes Lagebild darzustellen. Auch hier stehen Kosteneffektivität und Gewichtsreduktion im Vordergrund. Um dieses Ziel zu erfüllen, wird das Sensormodul mit der Kombination von Radar- und Infrarotzielsystem ausgestattet. Um Entwicklungskosten zu sparen, soll auch hier auf bereits bestehende Systeme zurückgegriffen werden.

5.3.4.1 Radarsystem

Für das SUCAV wird ein Active Electronically Scanned Array (AESA)-Radar, auch als Phased-Array-Radar bezeichnet, vorgesehen. Radare dieser Bauart gelten mittlerweile als Standard für moderne Kampfflugzeuge und werden zum Beispiel im *Eurofighter Typhoon*, in der *Dassault Rafale* oder in der *Boeing F/A-18E/F* verbaut [49].

Die Antenne besteht aus zahlreichen TRM (Transmit-/Receive-Modulen), die die Sendenergie erzeugen. Durch das Speisen der Module mit einer unterschiedlichen Phasenlage kann die Antenne elektronisch innerhalb von Millisekunden geschwenkt werden, um mehrere Ziele nahezu zeitgleich zu verfolgen. Weitere Vorteile liegen in der hohen Reichweite und einer erhöhten Ausfallsicherheit, da der Ausfall einzelner Module die Funktionsfähigkeit kaum bzw. nicht beeinträchtigt. [50, 49]

5.3.4.2 Infrarotzielsystem

Neben dem AESA-Radar wird ein Infrarotzielsystem verbaut, um Aktivitäten aufgrund ihrer thermischen Signatur erfassen zu können. Moderne Infrarot-Sensoren detektieren Temperaturunterschiede von 0,1 bis 0,5° gegenüber dem Hintergrund [11] und können sowohl annähernde Lenkflugkörper, als auch feindliche Flugsysteme erkennen. Damit kann das Infrarotzielsystem defensiv und offensiv eingesetzt werden. Im Gegensatz zu Radarsystemen sind Infrarotzielsysteme passive Systeme, sie senden keine elektromagnetische Strahlung aus und können nicht aufgeklärt werden. Außerdem ist eine zeitgleiche Erfassung multipler Ziele möglich [51].

5.4 Konzeptüberlegung

Die Konzeptüberlegung vereint alle in diesem Kapitel diskutierten Baugruppen und Systeme zu einer Konzeptskizze (siehe Abbildung 5.2).

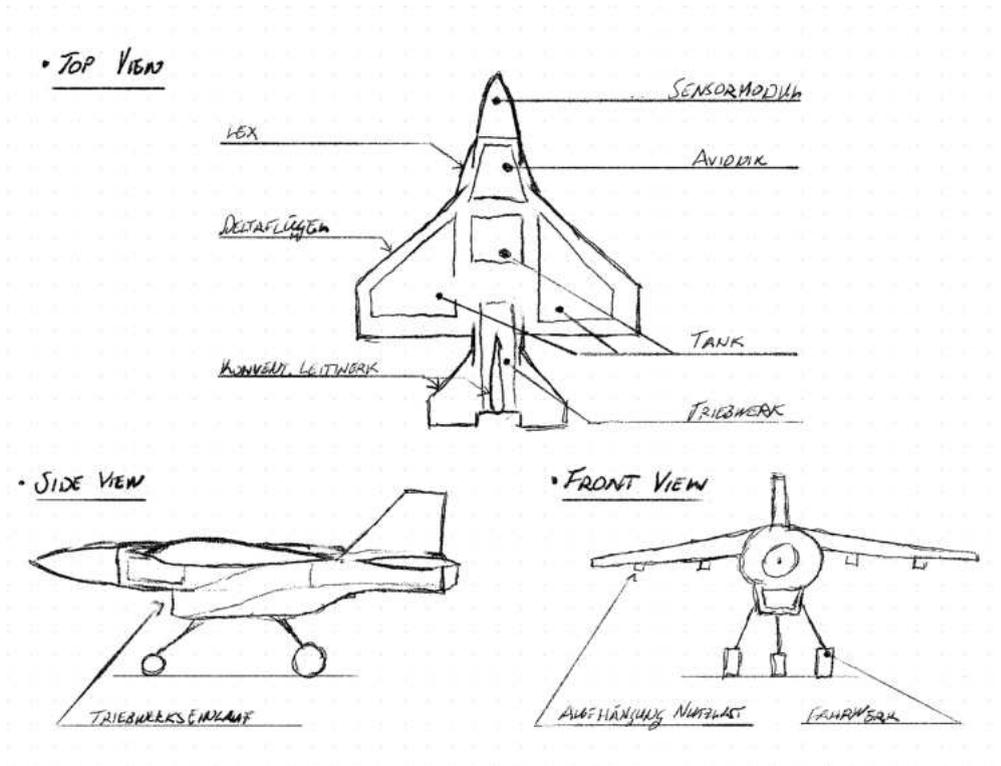


Abbildung 5.2: Konzeptskizze für ein kostengünstiges SUCAV

6 Auslegungssoftware *Pacelab Desmo*

In diesem Kapitel wird der Aufbau und die Arbeitsweise der verwendeten Auslegungssoftware *Pacelab Desmo* (ehemals *Pacelab APD & SysArc*) erläutert. Dieses Programm wurde von der *Pace Aerospace Engineering & Information Technology GmbH* für den Vorentwurf von Flugzeugen entwickelt. Mit dem multidisziplinären Analyse- und Optimierungsansatz können Flugzeuge und deren Subsysteme konzipiert und designt werden, um anschließend anhand der Analysedaten ausgewertet und optimiert zu werden [52].

Anhand der Nachprojektierungen in den Ausarbeitungen von Grünewald [53], Muth [54], Scheibe [55] und Weber [56] zur Analyse und Projektierung von Hochleistungsflugsystemen der 6. Generation erfolgte bereits eine Validierung des Programms. Auf die dabei gewonnenen Erfahrungswerte baut diese Arbeit weiter auf.

Die Ergebnisse innerhalb dieser Arbeit werden stets kritisch hinterfragt und auf Plausibilität überprüft.

6.1 Vorstellung der Software



Abbildung 6.1: Der Aufbau von *Pacelab*

Die Software *Pacelab Desmo*, nachfolgend als *Pacelab* bezeichnet, besteht aus drei Bereichen: *Pacelab Suite*, *Pacelab APD* und *Pacelab SysArc*. Abbildung 6.1 zeigt die Bereiche und ihre Hauptfunktionen.

Die *Pacelab Suite* bildet mit den grundlegenden Berechnungsformeln der Werke von Raymer [45], Torenbeek [57] und weiteren Autoren die theoretische Grundlage der

Software. Diese Formeln, u.a. zur Berechnung von Flugleistung, Aerodynamik und Gewichtsmethoden, bilden ein kohärentes Gleichungssystem mit definierbaren Ein- und Ausgabeparametern. Die Eingabeparameter können vom Nutzer bestimmt werden, jedoch muss jederzeit ein Gleichungssystem mit gleicher Anzahl an Variablen (Eingabeparametern) und unabhängigen Gleichungen vorliegen. Durch diese theoretische Grundlage lassen sich ebenfalls Optimierungen anhand der Eingabeparameter berechnen.

Pacelab APD enthält eine Datenbank des Herstellers mit vorgefertigten Templates bestehender Flugsysteme, die sich nach den Wünschen des Nutzers verändern und anpassen lassen. Dies geschieht unter anderem durch den sogenannten Flugzeug-Konfigurator, mit dem sich Komponenten, wie z. B. Cockpit oder Leitwerke ergänzen, und Konfigurationen, z.B. von Fahr- oder Triebwerk, verändern lassen. Außerdem stellt *Pacelab APD* Tools zur Verfügung, um visuell an der Formgebung des Flugzeugs zu arbeiten.

Pacelab SysArc bezeichnet den dritten und letzten Bereich, mit dem der Nutzer in der Lage ist den Entwurf durch interne Systemarchitektur, wie elektrische oder hydraulische Systeme zu erweitern. Da sich diese Arbeit mit dem ersten Konzeptentwurf beschäftigt, würde eine Auslegung von Hydraulik oder Elektrik den Umfang übersteigen. Die einzige Funktion von *Pacelab SysArc*, die für diesen Konzeptentwurf von Bedeutung ist, ist das Erstellen einzelner Abteile zur visuellen Kennzeichnung verbauter Systeme.

6.1.1 Pacelab SysArc Engineering Workbench



Abbildung 6.2: Pacelab Menüband

Die *Engineering Workbench* bezeichnet die grafische Oberfläche, um mit *Pacelab* in den genannten drei Schichten (siehe Abbildung 6.1) zu arbeiten. Die Navigation durch die Funktionen erfolgt durch das Menüband am oberen Bildschirmrand (siehe Abbildung 6.2).

Die Arbeitsoberfläche ist eingeteilt in vier verschiedene Bereiche: *Structure View*, *Properties View*, *Output View* und *3D-View*.

Die *Structure View* (siehe Abbildung 6.3a) besteht aus einem Strukturbaum, der die sogenannten Engineering Objects (EO) des Flugzeugs auflistet, dazu gehören u.a. Komponenten wie Flügel oder Triebwerk, aber auch Missionsbeschreibungen, Berichte oder Studien. In der *Properties View* (siehe Abbildung 6.3b) werden die Parameter des ausgewählten EOs angezeigt. Die konfigurierbaren Eingabeparameter sind

in schwarzer Schrift dargestellt, die Ausgabeparameter werden in Grau angezeigt. Die Ergebnisse werden in der *3D-View* (siehe Abbildung 6.3c) visualisiert, dies kann in Form eines 3D-Modells des Flugzeugs sein, aber auch Diagramme oder Berichte werden hier angezeigt. Die *Output View* zeigt an, ob Berechnungen und Veränderungen erfolgreich waren oder ob Fehlermeldungen vorliegen.

Eine Erweiterung der Oberfläche durch zusätzliche Ansichten ist möglich.

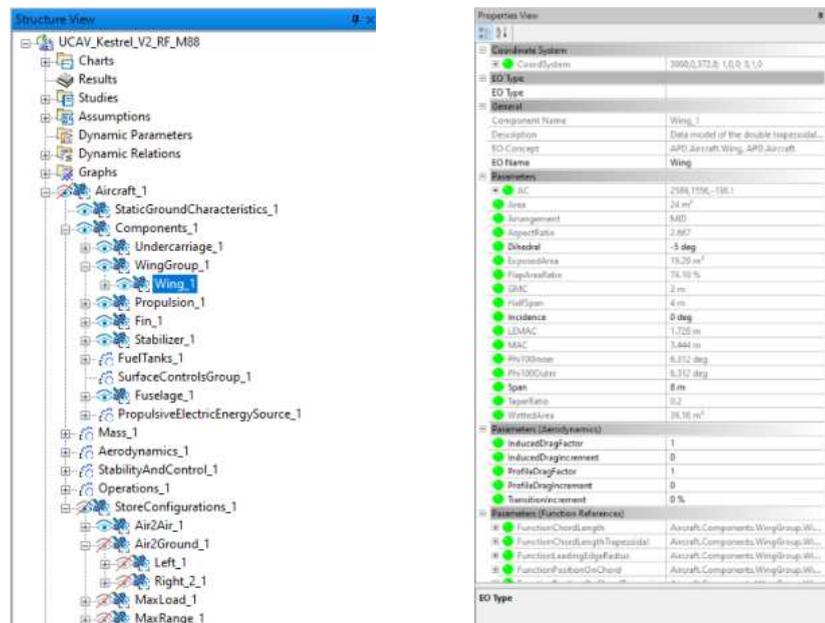
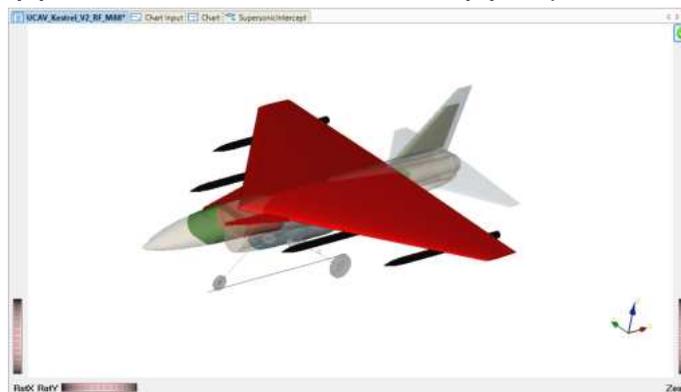
(a) *Structure View*(b) *Properties View*(c) *3D View*

Abbildung 6.3: Überblick über die Arbeitsoberfläche von *Pacelab*

6.2 Vorgehen beim Konzeptentwurf

Um einen Konzeptentwurf mit *Pacelab* zu erarbeiten, kann man das Vorgehen grundlegend in fünf Arbeitsschritte einteilen (siehe Abbildung 6.4). Anschließend wird detailliert auf das Vorgehen im Rahmen dieser Arbeit eingegangen.

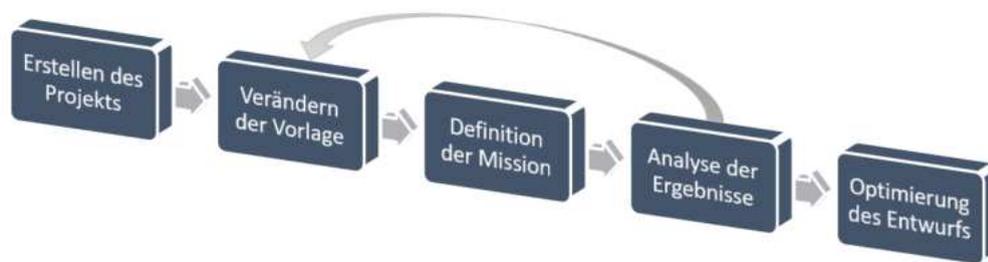


Abbildung 6.4: Arbeitsablauf beim Erstellen eines Konzeptentwurfs

6.2.1 Erstellen des Projekts

Um einen möglichst effektiven Konzeptentwurf zu erstellen, empfiehlt es sich im Rahmen der Erstellung eines Projekts auf ein vorhandenes Template als Grundlage zurückzugreifen. In der Datenbank befinden sich zahlreiche Templates unterschiedlicher Flugzeuge, die als Startpunkt für ein neues Projekt genutzt werden können. Dabei zeigen die Erfahrungswerte, dass die Ergebnisse länger etablierter Vorlagen bessere und robustere Ergebnisse liefern, als die neuerer Kampfflugzeuge [56]. Die Auswahl des Templates erfolgt so, dass möglichst wenig Veränderungen notwendig sind, deshalb wird eine Vorlage ausgewählt, die dem Ziel des Konzepts relativ nahe liegt.

6.2.2 Verändern der Vorlage

Im zweiten Schritt wird die Vorlage so angepasst, dass das gewünschte Zieldesign erreicht wird. Dazu kann im Konfigurator die Bauweise verändert werden und beispielsweise entschieden werden, ob ein oder zwei Triebwerke verbaut werden (siehe Abbildung 6.5a) oder welche Flügelform verbaut wird.

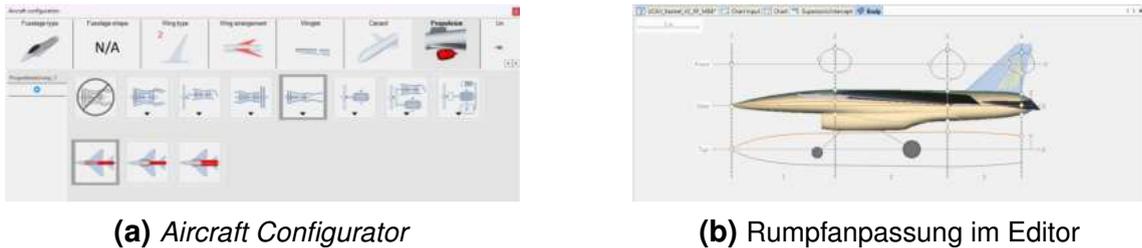
Die gewählte Konfiguration kann in der *Properties View* durch die Eingabeparameter weiter angepasst werden, wobei die *3D-View* stets zur optischen Kontrolle dient.

Eine Besonderheit liegt in der Anpassung der Rumpfstruktur: Diese lässt sich im *Body-Editor* anpassen (siehe Abbildung 6.5b). Dazu kann ein Hintergrundbild eingefügt, oder das 3D Modell angezeigt werden, um die Kontur anzupassen.

6.2.3 Definition der Mission

Ist der visuelle Konzeptentwurf durch das Ändern der Vorlage abgeschlossen, ist es notwendig mindestens eine Mission zu erstellen, auf dessen Grundlage die Flugleistung berechnet werden kann.

Dazu kann durch das Auswählen der in *Pacelab* implementierten Flugsegmente in der



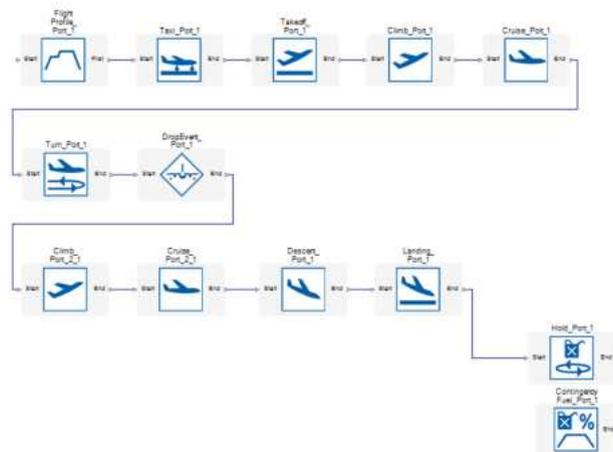
(a) Aircraft Configurator

(b) Rumpfanpassung im Editor

Abbildung 6.5: Überblick über die Arbeitsoberfläche von *Pacelab*

korrekten Reihenfolge das Flugprofil erstellt werden. In der *Properties View* lassen sich die Segmente durch Eingabe von Höhe, Distanz und Geschwindigkeit anpassen. Zur Missionsdefinition gehört auch das Auswählen der *Ramp Configuration*. Diese Konfiguration lässt sich im *Storage Configurator* erstellen und definiert die Nutzlast, die transportiert wird. Mit dem Einfügen eines *Drop Events* als Flugsegment lässt sich so das Abfeuern von Effektoren im Verlauf der Mission darstellen.

Abbildung 6.6 zeigt die in *Pacelab* implementierte „Überschall-Abfangmission“.

**Abbildung 6.6:** Darstellung der „Überschall-Abfangmission“ in *Pacelab*

6.2.4 Analyse der Ergebnisse

Nach der Lösung des Gleichungssystems können verschiedene Analyseergebnisse via *APD Report* (siehe Abbildung 6.7a) oder Diagramm (siehe Abbildung 6.7b) ausgeleitet werden.

Vor allem Berichte wie der Massenaufbruch oder die Missionsübersicht eignen sich in Kombination mit Diagrammen wie der Flugenveloppe (Flight envelope) oder dem Nutzlast-Reichweiten-Diagramm (Payload vs. range) zur Überprüfung und Analyse der Flugfähigkeiten des Konzeptentwurfs. Eine Ausleitung der Berichte im *.x/sx*-Format ist möglich.

Mit den Ergebnissen der Analyse besteht die Option, die Vorlage anzupassen (Schritt

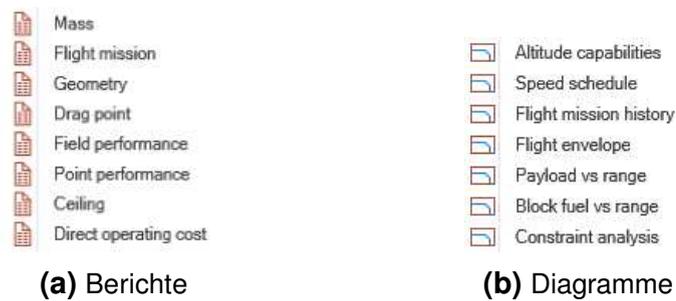


Abbildung 6.7: Überblick über die Auswertungsmöglichkeiten von *Pacelab*

2) und den Arbeitsablauf erneut durchzulaufen, um den Konzeptentwurf entsprechend der Anforderungen weiter zu verbessern, bis ein zufriedenstellendes Ergebnis vorliegt.

6.2.5 Optimierung des Entwurfs

Pacelab bietet die Möglichkeit, den Entwurf mit Variationsrechnungen und Kompromissstudien zu optimieren. Dies übersteigt den Aufwand dieser Arbeit und könnte die Aufgabe einer weiterführenden Arbeit darstellen.

6.2.6 Implementierung der Konzeptüberlegung

Um eine möglichst breit gefächerte Grundlage für den Konzeptentwurf zu erhalten, wurden die genannten Schritte im Rahmen dieser Arbeit für zwei verschiedene Templates ausgeführt, sodass zwei verschiedene Modelle vorliegen. Ziel dabei ist es, die Konzeptüberlegung auf das Template zu übertragen.

Grundlage des ersten Modells ist das Konzept eines unbemannten Luftfahrzeugs der sechsten Generation, Ergebnis der Arbeit von Grünewald [53]. Dieses Modell muss vor allem deutlich um Gewicht und Größe reduziert werden, um den Anforderungen (siehe Kapitel 5.1) dieses Projekts zu genügen. Außerdem ist in diesem Modell die Forderung der Kosteneffektivität noch nicht berücksichtigt. Das zweite Modell basiert auf dem Template der *General Dynamics F-16* aus der Datenbank des Herstellers. Die *F-16* kommt in ihrer ursprünglichen Zielsetzung dem Projekt dieser Arbeit nahe: Bei der Konstruktion wurde mit dem Ziel von Gewichts- und Größenreduktion bei Senkung der Kosten auf bewährte Systeme zurückgegriffen [58]. Außerdem ist die *F-16* ebenfalls als Mehrzweckkampfflugzeug mit einem Triebwerk ausgelegt. Bis heute ist die *F-16*, die ihren Erstflug 1974 absolvierte, in 25 Ländern Teil der militärischen Flotte und das zahlenmäßig meist verwendete Kampfflugzeug (2.767 aktive Exemplare, Stand 2024) [59]. Trotzdem muss neben dem Entfernen des Cockpits das Gewicht noch deutlich reduziert werden.

Tabelle 6.1 vergleicht die Anforderungen an Masse, Dienstgipfelhöhe, Einsatzradius und Nutzlast mit den technischen Daten des Modells von Grünewald und der *General Dynamics F-16 C*.

Eine bestimmte Startmasse für das Konzept ist nicht gefordert, jedoch sollte die Gesamtmasse des SUCAV deutlich unter den Massen der *F-16 C* und des Modells von Grünewald liegen. Die Beladung mit der maximalen Nutzlast (schwere Lenkflugkörpern, 2.720 kg) sollte eine maximale Startmasse von 7.500 kg nicht übersteigen.

	SUCAV	Grünewald [53]	F-16 C [58]
Höchstgeschwindigkeit	$\geq 1,2$ Mach	1,9 Mach	2 Mach
Dienstgipfelhöhe	≥ 36.000 ft	59.000 ft	≥ 50.000 ft
Max. Startmasse	7.500 kg	12.500 kg	16.900 kg
Missionsradius Abfangmission	≥ 150 NM	108 NM	-
Max. Nutzlast	2.720 kg	2.566 kg	ca. 9.000 kg

Tabelle 6.1: Vergleich einiger Anforderungen mit dem *Modell Grünewald* und der *F-16*

In den folgenden Abschnitten wird das Modell, welches aus der Vorlage des Modells von Grünewald entstanden ist, als *Variante 1* (siehe Abbildung 6.8a) bezeichnet, basierend auf der Vorlage des *F-16* ist *Variante 2* (siehe Abbildung 6.8b) entstanden. Beachtlich ist, dass sich *Variante 1* und *Variante 2* trotz analogem Vorgehen (siehe Abbildung 6.4) zum Teil deutliche Differenzen aufweisen. Die Varianten unterscheiden sich vor allem durch die Flügel- und Leitwerkskonfiguration, die von der Vorlage beibehalten wurde, jedoch sind trotz Verwendung des gleichen Triebwerks auch signifikante Unterschiede bei Masse und Tankvolumen erkennbar.

Tabelle 6.2 zeigt den Vergleich von *Variante 1* mit *Variante 2* bezüglich Größe, Gewicht und Treibstoffvolumen inklusive der prozentualen Abweichung. Beide Varianten weiter zu konzeptionieren würde den Aufwand der Arbeit übersteigen, daher muss das vielversprechendere Modell ausgewählt werden, um gemäß dem genannten Arbeitsablauf weiter verbessert zu werden. Die Entscheidung fällt dabei aufgrund der Gewichts- und Größenvorteile auf *Variante 2*.

7 Konzeptentwurf Turmfalke

In diesem Kapitel erfolgt die Auswahl der in Kapitel 5.3 diskutierten Systeme anhand von Abschätzungsformeln und Recherchedaten. Anschließend wird der Konzeptentwurf mittels der Ausgabedaten von *Pacelab* ausgewertet. Die Überprüfung der Auslegungsmission zeigt, inwiefern der Konzeptentwurf *Turmfalke* den Anforderungen (siehe Kapitel 5.1) entspricht.

7.1 Auswahl der Komponenten

Die Recherche der verschiedenen Komponenten beschränkt sich jeweils auf Hersteller, die ihren Sitz in den Staaten der NATO haben und auf Komponenten, die noch produziert werden. Aufgrund logistischer Faktoren sind Hersteller aus Spanien, Frankreich oder Deutschland im Rahmen von FCAS zu bevorzugen. Dies gilt auch für Komponenten, die sich bereits im Einsatz innerhalb der Streitkräfte der drei Länder befinden.

In den Tabellen 7.1, 7.3, 7.5, 7.6 und 7.8 sind die recherchierten Ergebnisse der jeweiligen Komponente dargestellt, das ausgewählte System für diesen Konzeptentwurf ist dabei fett gedruckt.

Die Datenblätter der ausgewählten Systeme für den Konzeptentwurf befinden sich im Anhang A. Das Kühlungssystem ist kein Bestandteil dieser Arbeit und wird daher nicht separat ausgelegt.

7.1.1 Triebwerk

Das Triebwerk muss ausreichen, um für den *Turmfalke* als Single-Engine Flugsystem einen Reiseflug im Überschallbereich zu ermöglichen. Dazu erfolgte die Recherche für eine Schubklasse zwischen 70 und 130 kN (Schub mit Nachbrenner).

In Tabelle 7.1 sind die recherchierten Triebwerksdaten nach geometrischen Daten (Länge, Durchmesser), Schub (mit und ohne Nachbrenner), Nebenstromverhältnis (BPR) und Trockenmasse aufgeführt. Die Wahl für das Triebwerk fällt auf das *Snecma M88-2*. Dieses Triebwerk wurde für die *Dassault Rafale* entwickelt und 1996 das erste Mal ausgeliefert [66]. Im Vergleich zu den anderen Triebwerken überzeugt das *M88-2* vor allem durch die geringste Masse und den kleinsten Bauraum. Das Nebenstromverhältnis von 0,3 sorgt für einen verhältnismäßig hohen Treibstoffverbrauch. Ein Reiseflug im Überschallbereich ohne Einsatz des Nachbrenners (Supercruise) liegt dafür im Bereich des Möglichen. Das Schub-Gewichtsverhältnis für den Schub mit Nachbrenner beträgt 8,52 und liegt damit hinter Schub-/Gewichtsverhältnis des

Hersteller	Name	Länge	Durchmesser	Schub mit/ohne Nachbrenner	BPR	Trockenmasse
Eurojet [60]	EJ200 Mk101	3,993 m	0,85 m	90 kN / 60 kN	0,40	1.000 kg
General Electric [61]	F414-GE-400	3,19 m	0,89 m	98 kN / 58 kN	0,25	1.120 kg
General Electric [62]	F110-GE-129	4,63 m	1,18 m	131 kN / 76 kN	0,76	1.805 kg
General Electric [63]	F404-GE-402	3,91 m	0,89 m	79 kN / 48 kN	0,34	1.035 kg
Pratt & Whitney [64]	F100-PW-220	4,86 m	1,18 m	105 kN / 64 kN	0,60	1.467 kg
Pratt & Whitney [65]	F100-PW-229	4,85 m	1,18 m	130 kN / 79 kN	0,36	1.735 kg
Snecma[66]	M88-2	3,53 m	0,9 m	75 kN / 50 kN	0,30	897 kg
Turbo-Union	RB199-104 [67]	3,61 m	0,72 m	73 kN / 41 kN	1,10	975 kg
Volvo	RM12 [68]	4,04 m	0,87 m	81 kN / 54 kN	0,31	1.054 kg

Tabelle 7.1: Übersicht über Turbofan-Triebwerke mit Nachbrenner der Schubklasse 70 - 130 kN

EJ200 Mk101 (9,17) und des *F414-GE-400* (8,92). Diese beiden Triebwerke stellen jedoch deutlich mehr Schub zur Verfügung und wären für den *Turmfalke* überdimensioniert und würden neben erhöhter Masse sowohl in Betrieb, als auch Anschaffung deutliche Kostennachteile mit sich bringen.

7.1.2 Avionik

Die Auslegung der Masse und des Bauraums der gesamten Avionik erfolgt nach *Raymer* [45]. Es gilt die Annahme, dass das Kühlsystem bereits in Masse und Bauraum inbegriffen ist.

Laut *Raymer* beträgt die Gesamtmasse der Avionik $W_{Avionics}$ zwischen 3 und 8% der Leermasse W_{Empty} eines Flugzeugs. Da es sich um ein unbemanntes Flugsystem handelt, welches über zusätzliche Systeme zur autarken Steuerung verfügen muss, erfolgt die Abschätzung mit der Obergrenze von 8%. Die Leermasse des *Turmfalke* wird zunächst mit 80 % der vorgesehenen Startmasse W_{TO} von 5.000 kg angenommen.

$$W_{Avionics} = 0,8 \cdot W_{TO} \cdot 0,08 = W_{Empty} \cdot 0,08 = 0,8 \cdot 5.000 \text{ kg} \cdot 0,08 = 320 \text{ kg} \quad (7.1)$$

Für die Abschätzung des Bauraums $V_{Avionics}$ wird aufgrund der hohen Dichte fortschrittlicher Avionik ebenfalls die Obergrenze der von *Raymer* aufgeführten Abschätzungswerte von $480 - 720 \text{ kg/m}^3$ gewählt [45].

$$V_{Avionics} = \frac{320kg}{720kg/m^3} = 0,4444m^3 \quad (7.2)$$

Der Leistungsbedarf $P_{Avionics}$ wird aus dem Verhältnis der in den Anforderungen geforderten Masse und Leistung berechnet.

$$P_{Avionics} = \frac{20.000W}{100kg} \cdot 320kg = 64.000W \quad (7.3)$$

Die Abschätzungen in Masse, Bauraum und Leistungsbedarf sind in Tabelle 7.2 zusammengefasst.

Parameter		Wert
Masse	$W_{Avionics}$	320 kg
Volumen	$V_{Avionics}$	0,4444 m ³
Leistungsbedarf	$P_{Avionics}$	64 kW

Tabelle 7.2: Auslegung der Avionik

7.1.3 Fahrwerk

Um Entwicklungskosten zu sparen, soll das Fahrwerk eines Kampfflugzeugs übernommen werden, welches dem Konzeptentwurf in Landeanflug und Gewicht ähnlich ist. Die Recherche zu Fahrwerken bezüglich Modell und Preis ist zu keinem aussagekräftigen Ergebnis gekommen.

In Tabelle 7.3 erfolgt eine Auflistung von Flugsystemen, deren Fahrwerke für den *Turmfalke* infrage kommen. Vor allem die Verwendung des Fahrwerks des *Dassault nEUROn* ist vorstellbar. Dieser unbemannte Demonstrator (siehe Kapitel 2.1.3) wird zur Erprobung von Technologien in Frankreich verwendet und ist den Massen des Konzeptentwurfs ähnlich, befindet sich aber nicht in Massenproduktion. Für die Abschätzung der Räder des Fahrwerks nach *Raymer* ist eine Annahme des maximalen Gewichts auf den entsprechenden Reifen notwendig.

Bei einer Lastverteilung von 10 % auf das Bugfahrwerk und 90 % auf das Hauptfahrwerk bei der Annahme eines maximalen Startgewichts von $W_{MTO} = 7.500kg$ ergibt sich das Gewicht auf das Bugfahrwerk $W_{W,front}$ zu 750 kg, während das Gewicht auf die beiden Hauptfahrwerke $W_{W,main}$ jeweils 3.375 kg beträgt. Das maximale Startgewicht wird dabei mit 150 % der angenommenen Startmasse (siehe Kapitel 5.1) abgeschätzt, um das Mitführen schwerer Luft-Boden-Lenkflugkörper zu ermöglichen.

Flugzeug	Leergewicht	Maximale Startmasse
Annahme <i>Turmfalke</i>	4.000 kg	7.500 kg
Dassault nEUROn [69]	4.500 kg	6.500 kg
<i>General Atomics MQ-20 [69]</i>	-	8.255 kg
<i>General Atomics MQ-9 B [70]</i>	2.223 kg	5.307 kg
<i>General Dynamics F-16C [71]</i>	8.580 kg	19.000 kg
<i>KAI T-50 [72]</i>	6.470 kg	12.300 kg
<i>Leonardo Alenia Aermacchi M-346 [73]</i>	-	9.600 kg
<i>Saab JAS 39 Gripen C/D [74]</i>	6.800 kg	14.000 kg

Tabelle 7.3: Auswahl leichter Kampfflugzeuge und UCAVs mit Leergewicht und maximaler Startmasse

Nach der Abschätzungsformel von *Raymer* für Kampffjets [45] ergeben sich Durchmesser und Breite der Räder des Bugfahrwerks zu:

$$d_{front} = 5,1 \cdot W_{W,front}^{0,302} = 5,1 \cdot 750kg^{0,302} = 37,66cm \quad (7.4)$$

$$b_{front} = 0,36 \cdot W_{W,front}^{0,467} = 0,36 \cdot 750kg^{0,467} = 7,92cm \quad (7.5)$$

Die Werte für die Hauptfahrwerke berechnen sich analog. Die Abmessungen von Bug- und Hauptfahrwerk sind in Tabelle 7.4 dargestellt. Entsprechend der dargestellten Mindestanforderungen kann die nächste Größe in entsprechenden Katalogen ausgewählt werden.

Baugruppe	Parameter		Wert
Bugfahrwerk	Raddurchmesser	d_{front}	37,66 cm
	Radbreite	b_{front}	7,92 cm
Hauptfahrwerk	Raddurchmesser Hauptfahrwerk	d_{main}	59,31 cm
	Raddurchmesser Hauptfahrwerk	b_{main}	16,00 cm

Tabelle 7.4: Auslegung der Räder des Fahrwerks

7.1.4 Sensormodul und Nasentank

7.1.4.1 Radarsystem

Die Recherche bestehender militärischer Radarsysteme ist aufgrund militärischer Geheimhaltung nur teilweise erfolgreich verlaufen. Auf Grundlage der recherchierten Daten werden die fehlenden Werte abgeschätzt.

Für AESA Radare wird die maximale Sendeleistung $P_{Radar,max}$ anhand von Anzahl

n_{TRM} und Leistung der einzelnen Transmit-/Receive-Modulen P_{TRM} abgeschätzt. Die Eingangsleistung $P_{Radar,in}$ ergibt sich aus dem Wirkungsgrad η_{TRM} von 0,2 und einer durchschnittlichen Leistung von 4,43 W pro Modul [75, 55].

$$P_{Radar,max} = n_{TRM} \cdot P_{TRM} \quad (7.6)$$

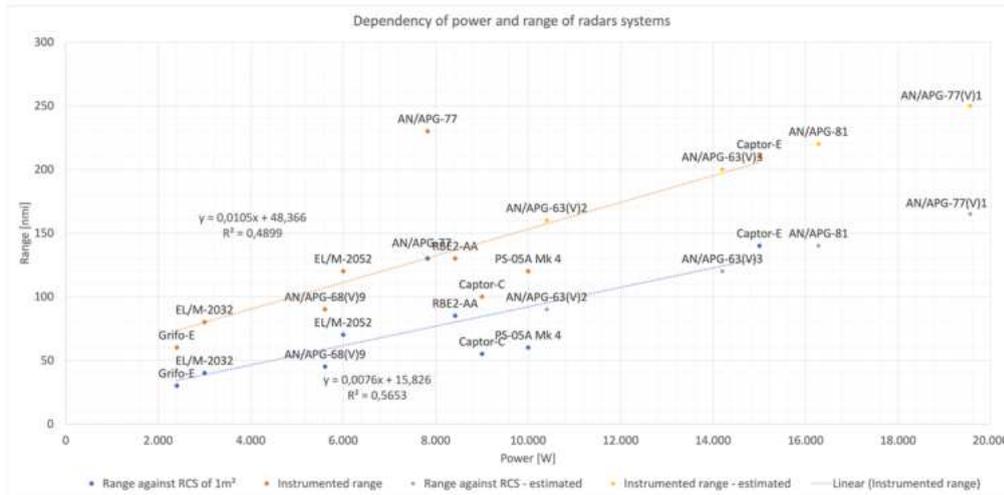
$$P_{Radar,in} = \frac{1}{\eta_{TRM}} \cdot n_{TRM} \cdot 4,43W \quad (7.7)$$

Die Abschätzung der instrumentierten Reichweite und der Reichweite gegen eine RCS von 1 m^2 erfolgt anhand des Diagramms der Abhängigkeit von Reichweite zu maximaler Sendeleistung (siehe Abbildung 7.1a). Die Abschätzung der Masse erfolgt mittels der Abhängigkeit von Masse zu maximaler Sendeleistung (siehe Abbildung 7.1b). Tabelle 7.5 zeigt Masse, Eingangs-, Sendeleistung und Anzahl der Module sowie instrumentierte Reichweite ($R_{instr.}$) und Reichweite gegen eine RCS von 1 m^3 (R_{RCS}) militärischer Radarsysteme. Abschätzungen aus den Diagrammen sind mit einem Stern (*) gekennzeichnet. Die Entscheidung für das Radarsystem des *Turmfal-*

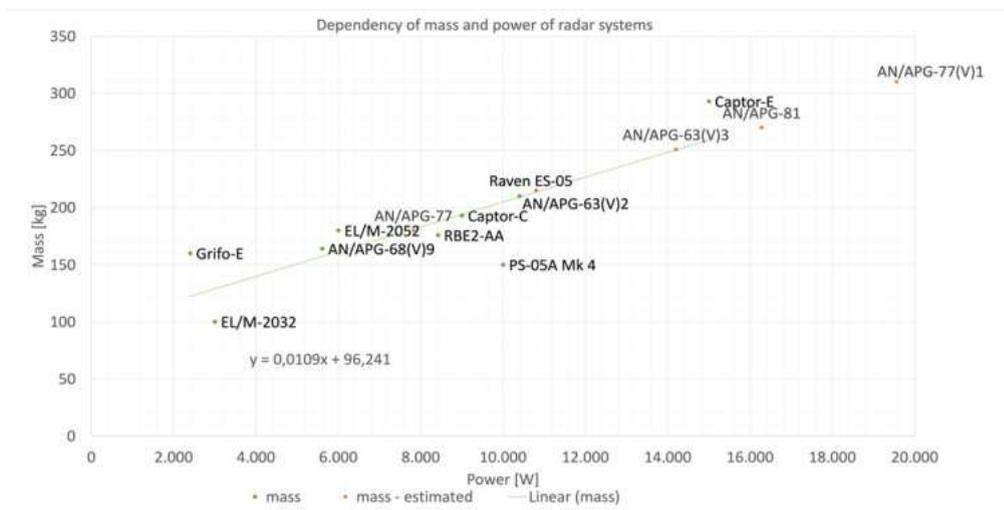
Name	Typ	Masse	$P_{Radar,in}$	$P_{Radar,max}$	n_{TRM} / P_{TRM}	R_{RCS}	$R_{instr.}$
<i>AN/APG-63(V)2</i> [76]	AESA	*210 kg	23.036 W	*10.400 W	-	90 NM	160 NM
<i>AN/APG-63(V)3</i> [77],[76]	AESA	*251 kg	31.453 W	*14.200 W	-	120 NM	200 NM
<i>AN/APG-68(V)9</i> [78],[79]	Pulse Doppler	164 kg	12.417 W	5.606 W	-	45 NM	90 NM
<i>AN/APG-77</i> [77]	AESA	*180 kg	17.330 W	7.824 W	1.956 / 4 W	130 NM	230 NM
<i>AN/APG-77(V)1</i> [77]	AESA	*310 kg	43.325 W	19.560 W	1.956 / 10 W	*165 NM	*250 NM
<i>AN/APG-81</i> [77]	AESA	*270 kg	36.060 W	16.280 W	1.628 / 10 W	*140 NM	*220 NM
<i>CAPTOR-C</i> [77]	Pulse Doppler	193 kg	19.935 W	9.000 W	-	55 NM	100 NM
<i>CAPTOR-E</i> [77],[80],[81]	AESA	293 kg	33.225 W	15.000 W	1.500 / 10 W	140 NM	210 NM
<i>EL/M-2032</i> [77],[82]	Pulse Doppler	100 kg	6.645 W	3.000 W	-	40 NM	80 NM
<i>EL/M-2052</i> [77],[83]	AESA	180 kg	13.290 W	6.000 W	1.500 / 4 W	70 NM	120 NM
<i>Grifo-E</i> [77]	AESA	160 kg	5.316 W	2.400 W	600 / 4 W	30 NM	60 NM
<i>PS-05A Mk4</i> [77],[84]	AESA	150 kg	22.150 W	10.000 W	-	60 NM	120 NM
<i>Raven ES-05</i> [85]	Pulse Doppler	215 kg	23.922 W	*10.800 W	-	60 NM	120 NM
<i>RBE2-AA</i> [77]	AESA	176 kg	18.650 W	8.420 W	842 / 10 W	85 NM	130 NM

Tabelle 7.5: Übersicht über militärische Radarsysteme

ken fällt auf das *CAPTOR-E*. Dieses System wurde im Zusammenschluss von *Indra Sistemas*, *Airbus Defence & Space* und *Selex ES* unter dem Namen *Euro radar* für den *Eurofighter Typhoon* entwickelt. Mit *Indra* und *Airbus* sind bereits zwei Unternehmen beteiligt, die im Rahmen von FCAS zu den Industriekoordinatoren gehören. Dies bringt genauso logistische und finanzielle Vorteile, wie Erfahrungswerte aus der Ver-



(a) Reichweite in Abhängigkeit von Sendeleistung



(b) Masse in Abhängigkeit von Sendeleistung

Abbildung 7.1: Diagramme zur Abschätzung von Masse und Reichweite anhand von Sendeleistung

wendung im *Eurofighter Typhoon*.

Abgesehen davon gehört das *CAPTOR-E* zu den modernsten Radarsystemen und ist in der Lage mehrere Ziele innerhalb eines Sichtfeldes mit einer instrumentierten Reichweite von bis zu 210 NM zu erfassen [80, 81].

Das Radarsystem des *Turmfalken* muss in der Lage sein, die Luftraumüberwachung und Zielführung für eine gesamte Rotte zu übernehmen, aufgrund dessen wird ein System mit größerem Gewicht und höherem Preis in Kauf genommen. Das Funktionieren des SoS-Ansatzes ist maßgeblich davon abhängig, inwiefern die unbemannten Systeme zu einem vollständigen Lagebild beitragen können.

7.1.4.2 Infrarotzielsystem

Die Suche nach Infrarotzielsystemen ergab kaum quantitative Ergebnisse. Eine Abschätzung von technischen Daten ist aufgrund mangelnder Datenlage kaum zu leisten, daher ist ein Vergleich bestehender Systeme nicht darstellbar.

Neben US-amerikanischen Systemen, wie dem *AN/AAS-42 IRST* oder dem *AN/ASG-34 IRST21*, kommt auch das *Skyward-G* von *Leonardo* infrage. Die Entscheidung für den *Turmfalken* fällt dennoch auf das *Passive InfraRed Airborne Track Equipment (PIRATE)* von *Leonardo*, das, wie das *CAPTOR-E* für den *Eurofighter Typhoon* entwickelt wurde. Das *PIRATE* ist in der Lage, in verschiedenen Modi unter anderem verschiedene Ziele zu erfassen oder zu verfolgen [86]. In Tabelle 7.6 sind die bekannten Daten des Systems aufgeführt, die Reichweite bezieht sich auf das Erfassen eines typischen Kampffjets mit Unterschallgeschwindigkeit von hinten [87]. Für die elektrische Leistung, die das Infrarotzielsystem beansprucht, konnten keine Daten gefunden werden. Um eine Annahme treffen zu können, wird für das Infrarotzielsystem das Verhältnis von Eingangsleistung zu Gewicht des Radarsystems übernommen. Für nachfolgende Rechnungen wird das Ergebnis auf 1.000 W gerundet.

$$P_{IRST,in} = \frac{P_{Radar,in}}{293 \text{ kg}} \cdot 8 \text{ kg} = \frac{33.225 \text{ W}}{293 \text{ kg}} \cdot 8 \text{ kg} = 907 \text{ W} \approx 1.000 \text{ W} \quad (7.8)$$

Name	Bauraum	Masse	$P_{IRST,in}$	Reichweite
<i>PIRATE</i> [86, 87]	680 x 591 x 300 mm	8 kg	1.000 W	80 NM

Tabelle 7.6: Technische Daten des Infrarotzielsystems *PIRATE*

7.1.4.3 Sensormodul

Das Sensormodul, ausgestattet mit *CAPTURE-E* und *PIRATE*, entspricht dem Sensormodul in der Nase des *Eurofighter Typhoon*.

Um den Bauraum zu erschließen, folgt eine Nachprojektierung des Sensormoduls. Die Maße des Infrarotzielsystems sind bekannt (siehe Tabelle 7.6). Die Maße des Radarsystems werden mithilfe von Beispielbildern (siehe Abbildung 7.2) und den Angaben des Templates des *Eurofighter* aus *Pacelab* rekonstruiert.



(a) CAPTOR-E und PIRATE [88]



(b) Konzeptbild des Einbaus [89]

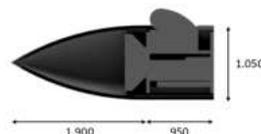
Abbildung 7.2: Das Sensormodul des *Eurofighter Typhoon*

Pacelab gibt die Fläche am Ende des Kegels mit $0,7085 \text{ m}^2$ an, bei der Annahme eines Kreises ergibt sich daraus ein Radius von $0,4749 \text{ m}$. Die Tiefe vom *CAPTOR-E* wird anhand von Bildmaterial wie Abbildung 7.2a auf den doppelten Radius geschätzt und ergibt $0,95 \text{ m}$.

Das Ergebnis der Rekonstruktion ist in Abbildung 7.3a dargestellt, die Maße sind aus Abbildung 7.3b zu entnehmen. Die Masse des Sensormoduls ergibt sich aus der



(a) Sensormodul als CAD-Modell rekonstruiert



(b) Halbschnitt des Sensormoduls mit Bemessung

Abbildung 7.3: Nachbildung des Sensormoduls in CAD

Masse von Radarsystem W_{Radar} , Infrarotzielsystem W_{IRST} und Kühlung W_{Cooling} . Die Masse der Kühlung ist mit 40 kg abgeschätzt, dies entspricht circa 12% der resultierenden Gesamtmasse des Sensormoduls von 341 kg .

Die relevanten Daten für den Konzeptentwurf sind in Tabelle 7.7 dargestellt. Die Eingangsleistung ergibt sich aus der Summe von $P_{\text{Radar},in}$ und $P_{\text{IRST},in}$.

7.1.4.4 Nasentank

Die Dimensionen des Nasentanks ergeben sich aus den technischen Daten des Sensormoduls. Der Tank inklusive der Masse der zusätzlichen Struktur sollte eine maxi-

	Bauraum	Masse	Eingangsleistung
Sensormodul	0,8603 m ³	341 kg	34.225 W

Tabelle 7.7: Technische Daten des Sensormoduls

male Masse von 341 kg besitzen und dem Schwerpunkt des Sensormoduls, der im geometrischen Zentrum angenommen wird, entsprechen.

Beim Implementieren in *Pacelab* mit dem Ziel des gleichen Startgewichts und Schwerpunkts wie bei dem Modell mit dem Sensormodul, ergibt sich ein Nasentank mit einem zusätzlichen Treibstoffvolumen von 207 l.

207 l Treibstoff entsprechen etwa 166 kg, *Pacelab* berechnet etwa 174 kg zusätzliches Gewicht für Treibstoffsystem (8 kg) und Struktur (166 kg). Eine präzise Nachbildung eines Nasentanks sollte für die Weiterentwicklung des Konzeptentwurfs in Betracht gezogen werden.

7.1.5 Effektoren

7.1.5.1 Luft-Luft-Lenkflugkörper

Die Klassifizierung von Luft-Luft-Lenkflugkörpern erfolgt nach ihrer Reichweite in Short-Range Air-to-Air Missile (SRAAM), Medium-Range Air-to-Air Missile (MRAAM) und Long-Range Air-to-Air Missile (LRAAM). Tabelle 7.8 vergleicht Luft-Luft-Lenkflugkörper, die interessant für den Konzeptentwurf sind, anhand von Klasse, Länge, Masse und Reichweite.

Hersteller	Name	Klasse	Länge	Masse	Reichweite
<i>Raytheon</i>	<i>AIM-120 D</i> [90, 91]	MRAAM	3,66 m	151 kg	160 km
<i>MBDA</i>	<i>SRAAM</i> [92]	SRAAM	2,90 m	88 kg	25 km
<i>Diehl Defense</i>	<i>IRIS-T</i> [93, 94]	SRAAM	2,94 m	88 kg	25 km
MBDA	METEOR [95],[96]	LRAAM	3,7 m	185 kg	≥ 100 km
<i>MBDA</i>	<i>MICA RF/IR</i> [97],[98]	LRAAM	3,10 m	112 kg	60 km

Tabelle 7.8: Vergleich von Luft-Luft-Lenkflugkörpern

Die Auswahl fällt auf die *METEOR*, hergestellt von *MBDA*. Sie ist mit Baujahr 2016 der modernste und schwerste der aufgeführten Lenkflugkörper. Durch die externe Lagerung der Effektoren können nach Auslegung des Konzepts mit dem Gewicht der *METEOR* alle Lenkflugkörper mit weniger Masse ebenfalls verwendet werden.

Die *METEOR* kommt außerdem bereits in den Streitkräften aller Entwicklungsländern von FCAS zum Einsatz, verbaut ist sie bereits auf dem *Eurofighter Typhoon* und der

Dassault Rafale [95]. Diese Auswahl stellt daher die größte Verfügbarkeit bei niedrigem logistischen Aufwand sicher.

7.1.5.2 Luft-Boden-Lenkflugkörper

Die sekundäre Beladung erfolgt mit Luft-Boden-Lenkflugkörpern, um das SUCAV zum Attackieren feindlicher Ziele auf dem Boden zu befähigen. Tabelle 7.9 listet verschiedene Luft-Boden-Lenkflugkörper, die für den Konzeptentwurf infrage kommen.

Hersteller	Name	Länge	Masse	Reichweite
<i>Lockheed Martin</i>	<i>JASSM</i> [99]	4,26 m	ca. 1.000 kg	≥ 926 km
<i>MBDA</i>	<i>Storm Shadow</i> [100]	5,10 m	1.300 kg	560 km
<i>Taurus Systems</i>	<i>TAURUS</i> [101]	5,00 m	1.400 kg	≥ 500 km

Tabelle 7.9: Vergleich von Luft-Boden-Lenkflugkörpern

Die Gründe für die Auswahl der *Target Adaptive Unitary and Dispenser Robotic Ubiquity System (TAURUS)* sind kongruent zu den Auswahlgründen der *METEOR*. Der *TAURUS* ist der schwerste der aufgeführten Lenkflugkörper und kommt bereits in den Streitkräften von Deutschland und Spanien zum Einsatz [102].

7.2 Auswertung des Konzeptentwurfs Turmfalke

Die Auswertung des Konzeptentwurfs *Turmfalke* erfolgt anhand des *Rottenführers* mit einer Nutzlast von vier Luft-Luft-Lenkflugkörpern. Die Auswertung der Flugeigenschaften zeigt, dass das *Snecma M88-2* für den Konzeptentwurf überdimensioniert ist. Aufgrund dessen erfolgt in Kapitel 7.2.2 die Auswahl eines neuen Triebwerks verminderter Schubklasse. Ein Rendering des finalen Konzeptentwurfs befindet sich in Anhang B.

7.2.1 Einbau des Triebwerks *Snecma M88-2*

Abbildung 7.4 zeigt den Konzeptentwurf *Turmfalke V1*, die erste Variante des Konzeptentwurfs. Das Sensormodul befindet sich in der Nase des SUCAV: Das Radarsystem ist grün eingefärbt, das Infrarotzielsystem trägt die Farbe leuchtend grün. Aus Frontalsicht dahinter befindet sich in Rot dargestellt die Avionik. Blau dargestellt befindet sich das eingefahrene Bugfahrwerk zentral unter dem Triebwerkseinlauf, die Hauptfahrwerke werden links und rechts vom Einlauf verstaute. Das Tankvolumen (Khaki) ist auf Flügel, Rumpf und Seitenleitwerk aufgeteilt.

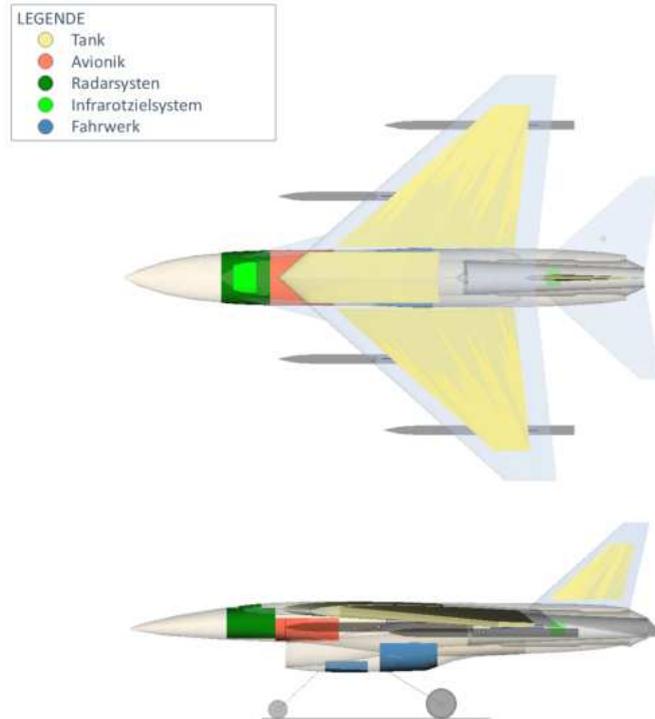


Abbildung 7.4: Konzeptentwurf *Turmfalke V1*

Der Konzeptentwurf hat eine Länge von 9,8 m und bei einem eingefahrenen Fahrwerk eine Höhe von 3 m, die Flügelspannweite beträgt 8 m.

7.2.1.1 Massenaufbruch

Die Leermasse des Konzeptentwurfs W_{Empty} lässt sich aufteilen in die Massen der Systeme, des Antriebs und der Struktur. Der gesamte Massenaufbruch ist in Tabelle 7.10 aufgeführt.

		Masse	Anteil an W_{Ramp}
Systeme		1.500 kg	19,11 %
Antrieb		1.145 kg	14,59 %
Struktur		2.415 kg	30,78 %
Leermasse	W_{Empty}	5.060 kg	64,48 %
Nutzlast		740 kg	9,43 %
Treibstoff-Nullgewicht	W_{ZF}	5.828 kg	74,27 %
Treibstoff		2.019 kg	25,73 %
Rampengewicht	W_{Ramp}	7.847 kg	
Startgewicht	W_{TO}	7.841 kg	99,92 %

Tabelle 7.10: Massenaufbruch des *Turmfalken V1*

Die Systemmasse setzt sich zusammen aus der Masse der Avionik (395 kg), des Sensormoduls (341 kg), der Hydraulik (78 kg) und der Elektrik (303 kg) sowie den Aufhängungen der Effektoren (4x 65 kg). 123 kg sind für zusätzliche Systeme eingeplant.

Die Avionik muss im Vergleich zu Kapitel 7.1.2 aufgrund des höheren Leergewichts neu abgeschätzt werden. Bei einer Leermasse von 5.060 kg und 7,8 % Avionik ergeben sich 395 kg. Der Bauraum ergibt sich bei einer Dichte von 720 kg/m^3 zu $0,5486 \text{ m}^3$.

Hydraulik und Elektrik schätzt *Pacelab* nach *Raymer, Gleichung (15.20)*, (15.20) ab [45].

Die Trockenmasse des Triebwerks (897 kg) wird ergänzt durch installierte Systeme (*Raymer (15.12-15)*) und Treibstoffsystem (*Raymer (15.16)*). Die Masse der Struktur berechnet *Pacelab* aus der Geometrie. Eine detaillierte Aufschlüsselung der Massen befindet sich im Anhang (siehe Anhang C).

Das Treibstoff-Nullgewicht W_{ZF} ergibt sich durch Addition der Nutzlast von vier *ME-TEOR*-Lenkflugkörpern mit jeweils 185 kg und des nicht nutzbaren Treibstoffs (28 kg), abgeschätzt nach *Torenbeek Tab.8-13* [57].

Durch die Masse des Treibstoffs (2.019 kg) ergibt sich ein Rampengewicht W_{Ramp} von 7.847 kg. Abzüglich der Treibstoffmasse für das Aufwärmen bleibt ein Startgewicht W_{TO} von 7.841 kg.

Dadurch ergibt sich für den *Turmfalke V1* ein Schub-Gewichtsverhältnis von 0,9751. Dies liegt im Bereich von Kampffjets, die für den Kurvenkampf ausgelegt sind [45].

7.2.1.2 Flügelkonfiguration

Die Flügel sind mit einer Flügelspanne S von 8 m und einem Pfeilungswinkel φ_0 von 48° bei einer Profildicke von 6% konstruiert. Die V-Stellung beträgt 0° . Daraus ergibt sich eine Flügelfläche A von 24 m^2 . Außerdem sind LEX verbaut.

Der Orientierungswert der Flügelstreckung berechnet sich analog zu Gleichung (5.1) mit einer maximalen Machzahl von 1,8 zu 2,851. Die Flügelstreckung beträgt 2,667 und liegt damit leicht unter dem Orientierungswert.

$$\Lambda = \frac{S^2}{A} = \frac{8\text{m}^2}{24\text{m}^2} = 2,667 \quad (7.9)$$

Die Tragflächenbelastung W/S bei Startgewicht beträgt 327 kg/m^2 und liegt damit nahe an dem Orientierungswert (O.-Wert) von 342 m^2 für Kampfflugzeuge nach *Raymer* [45]. In Kombination mit dem Schub-Gewichtsverhältnis T/W befindet sich der

Turmfalke V1 nach *Gollnick* [11] im Bereich der Mehrzweckkampfflugzeuge.

Tabelle 7.11 zeigt die charakteristischen Werte der Flügelkonfiguration.

Parameter		Wert	O.-Wert
Flügelspanne	S	8 m	-
Pfeilungswinkel	φ_0	48°	40 - 50°
Flügelfläche	A	24 m ²	-
Profildicke		6 %	6 %
V-Stellung		-5°	0 - -5°
Flügelstreckung	Λ	2,667	2,851
Tragflächenbelastung	W/S	327 kg/m ²	342 kg/m ²
Schub-Gewichtsverhältnis	T/W	0,9751	0,9

Tabelle 7.11: Flügelkonfiguration des *Turmfalken V1*

7.2.1.3 Treibstoff

Von dem gesamten Fassungsvermögen V_{Gesamt} befindet sich der Großteil des Treibstoffvolumens in den Tragflächen (1874 l), im Rumpf ist Raum für 699 l. Zusätzlich bietet das Seitenleitwerk Platz für 73 l.

Der Raum für Treibstoff im Rumpf des Konzeptentwurfs ist begrenzt durch den Abstand, der aufgrund der Temperatur zum Triebwerk eingehalten werden muss.

Das gesamte Fassungsvermögen beträgt 2.619 l. Bei der Annahme eines maximalen Füllstandes von 96 %, um Ausdehnung bei Hitze zu ermöglichen, ergibt sich das nutzbare Treibstoffvolumen zu 2.514 l [45]. In Tabelle 7.12 sind die Treibstoffvolumina der unterschiedlichen Baugruppen und deren Anteil am gesamten Fassungsvermögen ersichtlich.

Baugruppe	Volumen	Anteil an V_{Gesamt}
Tragflächen	1.874 l	71,55 %
Rumpf	699 l	26,69 %
Seitenleitwerk	73 l	2,79 %
Gesamtes Fassungsvermögen	2.619 l	
Treibstoffvolumen	2.514 l	96,00 %

Tabelle 7.12: Treibstoffvolumen des *Turmfalken V1*

Der nicht nutzbare Treibstoff berechnet sich nach *Torenbeek Tab. 8-13* [57] zu 28 kg, dies entspricht ca. 35 l Treibstoffvolumen.

7.2.1.4 Leitwerkskonfiguration

Der *Turmfalke V1* ist mit einer konventionellen Leitwerkskonfiguration ausgestattet. Die Tabellen 7.13 und 7.14 stellen Pfeilungswinkel, Streckung und Tiefenverhältnis

von Höhen- und Seitenleitwerk im Vergleich zu den Orientierungswerten aus Kapitel 5.2.2 dar.

Die Streckung berechnet sich analog zu Gleichung (7.9), das Tiefenverhältnis ergibt sich aus dem Verhältnis von der Tiefe der Flügelspitze zur Tiefe der Flügelwurzel.

Parameter		Wert	O.-Wert
Pfeilungswinkel	$\varphi_{0,horizontal}$	48°	45 - 55°
Streckung	$\Lambda_{horizontal}$	2,936	3 - 4
Tiefenverhältnis	$\lambda_{horizontal}$	0,1739	0,2 - 0,4

Tabelle 7.13: Überblick über das Höhenleitwerk des *Turmfalken V1*

Parameter		Wert	O.-Wert
Pfeilungswinkel	$\varphi_{0,vertical}$	48°	35 - 55°
Streckung	$\Lambda_{vertical}$	1,36	0,6 - 1,4
Tiefenverhältnis	$\lambda_{vertical}$	0,25	0,2 - 0,4

Tabelle 7.14: Überblick über das Seitenleitwerk des *Turmfalken V1*

Für die Weiterentwicklung des Konzeptentwurfs könnte das Höhenleitwerk angepasst werden, die Werte von Streckung und Tiefenverhältnis liegen leicht unter den Orientierungswerten von *Raymer*. Das Seitenleitwerk liegt in allen Parametern im Bereich der Orientierungswerte.

7.2.1.5 Fahrwerk

Die Reifen des Fahrwerks werden analog zu Kapitel 7.1.3 mit den neuen Werten für das maximale Startgewicht ausgelegt, da das Startgewicht bei einer Beladung mit schweren Lenkflugkörpern deutlich über 7.500 kg liegt. Als neues maximales Startgewicht wird 10.000 kg gewählt. Die Ergebnisse sind in Tabelle 7.15 aufgeführt.

Das Ergebnis eines Momentengleichgewichts, bei Masse und Schwerpunkt zum Startzeitpunkt, liefert eine Kraft von 8.152 N auf dem Bugfahrwerk, die Hauptfahrwerke tragen insgesamt 68.837 N. Dies entspricht anteilig 11,83 beziehungsweise 88,17 % und damit den Orientierungswerten.

7.2.1.6 Flugeigenschaften

Zum Auswerten der Flugeigenschaften werden das Höhen-Machzahl-Diagramm und die Wenderate in Abhängigkeit von der Machzahl betrachtet. Außerdem erfolgt die Berechnung von Start- und Landebahn.

Baugruppe	Parameter		Wert	O.-Wert
Bugfahrwerk	Raddurchmesser	d_{front}	41,07 cm	
	Radbreite	b_{front}	9,06 cm	
	Last		10,59 %	10 %
Hauptfahrwerk	Raddurchmesser Hauptfahrwerk	d_{main}	64,69 cm	
	Raddurchmesser Hauptfahrwerk	b_{main}	18,30 cm	
	Last		89,41 %	90 %

Tabelle 7.15: Fahrwerk des *Turmfalken V1*

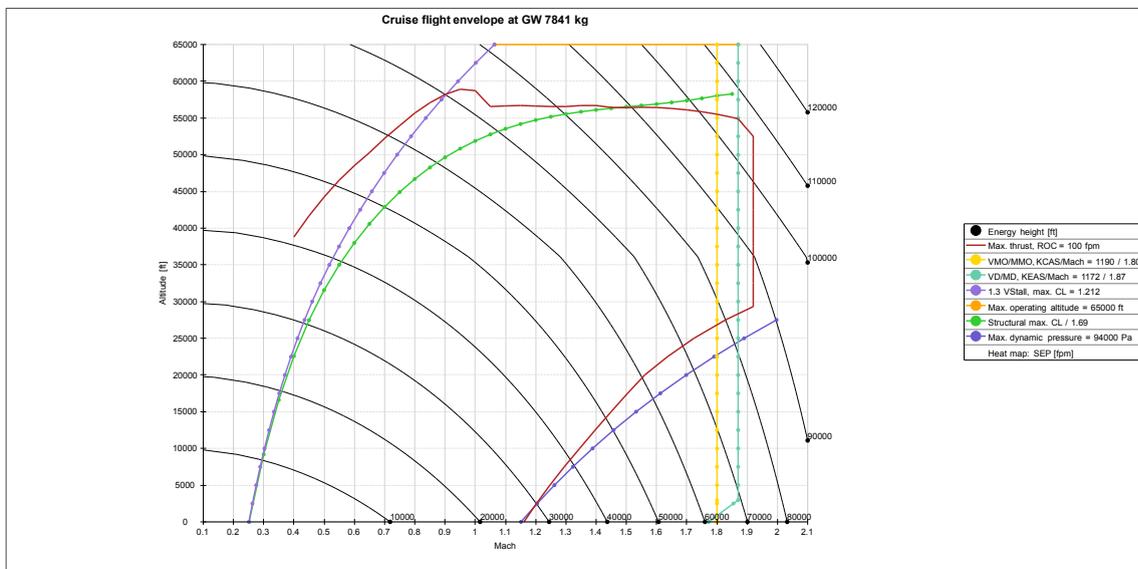


Abbildung 7.5: Höhen-Machzahl-Diagramm des *Turmfalken V1*

Abbildung 7.5 zeigt das Höhen-Machzahl-Diagramm des Konzeptentwurfs bei Startgewicht bei einer Steigrate von $100 \text{ ft}/\text{min}$.

Begrenzt ist das Diagramm durch die maximale Höhe von 65.000 ft (orange) und die Höchstgeschwindigkeit von 1,8 Mach beziehungsweise 1190 KCAS (gelb). Der Flugbereich des *Turmfalken V1* ist begrenzt durch die strukturelle Auftriebsgrenze (grün) bis zur Grenze der Steiggeschwindigkeit bei maximalem Schub (rot). Diese bezeichnet die Bereiche, bei denen der Schubüberschuss auf 0 sinkt und weiteres Steigen nicht mehr möglich ist. Diese Grenze fällt in Bodennähe mit der Staudruckgrenze (violett) zusammen.

Die Dienstgipfelhöhe liegt für den Konzeptentwurf bei 56.500 ft und 1,55 Mach. Die Höchstgeschwindigkeit liegt bei dem vorgegebenen Maximum von 1,8 Mach und wird in einem Bereich von 27.000 bis 55.500 ft erzielt. Die erreichbare Geschwindigkeit in Bodennähe (bis 2.500 ft) beträgt 1,2 Mach.

Abbildung 7.6 zeigt ausgewählte Werte des Schubüberschusses (SEP) in einer Tabelle und rechts die Flugenveloppe mit Schubüberschuss als Heatmap. Die Fläche

innerhalb des roten Graphen stellt den Flugbereich des *Turmfalke V1* dar. Selbst bei der Höchstgeschwindigkeit von 1,8 Mach bleibt ein Schubüberschuss von 174 ft/s auf einer Höhe von 39.000 ft. Der Triebwerksschub ist für höhere Geschwindigkeiten ausreichend, ein Triebwerk geringerer Schubklasse reicht, um die vorgesehenen 1,6 Mach Maximalgeschwindigkeit (siehe Kapitel 5.2.1) zu erzielen.

Mach	Höhe	SEP
0,5	0 ft	534 ft/s
0,5	20.000 ft	215 ft/s
0,5	39.000 ft	47 ft/s
1,0	0 ft	355 ft/s
1,0	20.000 ft	390 ft/s
1,0	39.000 ft	179 ft/s
1,5	20.000 ft	105 ft/s
1,5	39.000 ft	222 ft/s



Abbildung 7.6: Flugumhüllung und Schubüberschuss des *Turmfalke V1*

Abbildung 7.7 zeigt die Wenderate in Abhängigkeit der Machzahl auf einer Höhe von 0 ft bei einem Gefechtsgewicht von 6.385 kg.

Das strukturelle Limit von 9g ist in Rot dargestellt, die Überziehlinie ist gelb gekennzeichnet und das Schublimit ist türkis markiert. Das schwarze Gitter stellt den Wenderadius (schwarze Punkte) und das Lastvielfache (weiße Punkte) dar.

Der minimale Kurvenradius (grün) beträgt 381,1 m bei einer Geschwindigkeit von 0,38 Mach. Der Schnittpunkt von strukturellem Limit und der Überziehlinie kennzeichnet die maximale Wenderate von 26,52 $^{\circ}/s$ bei 0,556 Mach. Die maximal kontinuierliche Wenderate geht aus dem Maximum des Schublimits hervor und beträgt 23,9 $^{\circ}/s$ bei 0,576 Mach.

Auch hier fällt auf, dass der Schub des Triebwerks für den Konzeptentwurf deutlich überdimensioniert ist. Sowohl das Schublimit, als auch die Überziehlinie liegen über dem strukturellen Limit. Die Erhöhung des strukturellen Limits kommt nicht infrage, da es das Gewicht und damit auch die Kosten des Entwurfs deutlich steigern würde. Aufgrund dessen erfolgt in Kapitel 7.2.3 die Recherche und Auswahl eines neuen Triebwerks niedrigerer Schubklasse mit dem Ziel, Startgewicht und Kosten bei ähnlicher Leistung weiter reduzieren zu können.

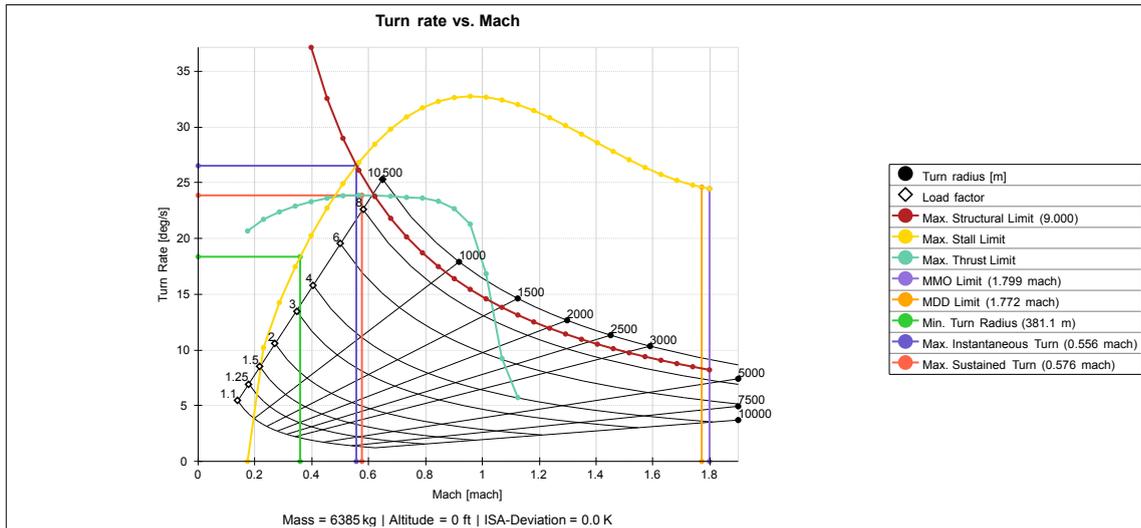


Abbildung 7.7: Wenderate des *Turmfalke V1*

Tabelle 7.16 zeigt die Ergebnisse der von *Pacelab* berechneten Start- und Landebahnlängen. Diese liegen unter den maximal geforderten 800 m, trotz dessen sollte für den Entwurf mit neuem Triebwerk eine Start- und Landebahnlänge von 450 m angestrebt werden.

Die Werte für die Startbahnlänge werden als „Balanced Field Length“ ausgegeben, das heißt, dass die Länge der Startbahn ausreicht, um nach Erreichen der kritischen Geschwindigkeit den Start noch abbrechen zu können. Die Distanz für den Start beträgt laut *Pacelab* 295 m und befähigt den *Turmfalke V1* somit zur Kurzstartfähigkeit.

Parameter	Strecke
Startbahnlänge TOFL	499 m
Landebahnlänge LFL	683 m

Tabelle 7.16: Start- und Landebahnlänge des *Turmfalke V1*

7.2.2 Einbau *Rolls-Royce Turbomeca Adour Mk 811*

Für diesen Entwurf werden ebenfalls die in Kapitel 7.1 ausgewählten Systeme verwendet. Aufgrund der Ergebnisse des ersten Konzeptentwurfs ist die Auswahl eines neuen Triebwerks geringerer Schubklasse notwendig. Ziel dieses überarbeiteten Konzeptentwurfs, im Folgenden als *Turmfalke V2* bezeichnet, ist es Gewicht und Größe weiter zu reduzieren und trotzdem die Anforderungen (siehe Kapitel 5.1) zu erfüllen.

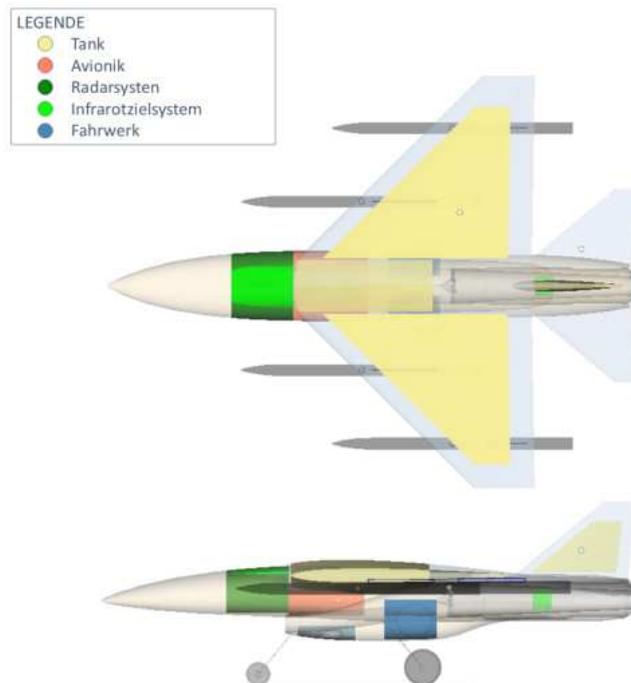


Abbildung 7.8: Konzeptentwurf *Turmfalke V2*

7.2.2.1 Auswahl des Triebwerks

Für den *Turmfalke V2* werden Triebwerke mit einer Schubklasse zwischen 20 und 50 kN (Schub mit Nachbrenner) recherchiert. Tabelle 7.17 zeigt die Ergebnisse der ausgewählten Triebwerke bezogen auf geometrische Daten, Schub mit und ohne Nachbrenner, Nebenstromverhältnis (BPR) und Trockenmasse.

Hersteller	Name	Länge	Durchm.	Schub mit/ohne Nachbrenner	BPR	Masse
<i>Rolls-Royce Turbomeca</i>	<i>Adour Mk 106</i> [103]	2,90 m	0,57 m	37,5 kN / 27 kN	0,80	809 kg
<i>Rolls-Royce Turbomeca</i>	<i>Adour Mk 811</i> [103]	2,90 m	0,57 m	37,5 kN / 27 kN	0,75	741 kg
<i>Rolls-Royce Turbomeca</i>	<i>Adour Mk 951</i> [103]	1,96 m	0,58 m	29 kN	0,80	610 kg
<i>IHI Corporation</i>	<i>XF5-1</i> [104]	3,00 m	0,61 m	49 kN / -	-	644 kg
<i>Honeywell</i>	<i>F124-GA-100/200</i> [105, 106]	2,59 m	0,91 m	28 kN	0,49	522 kg
<i>General Electric</i>	<i>J85-GE-21A</i> [107]	2,86 m	0,53 m	22 kN / 16 kN	-	310 kg

Tabelle 7.17: Übersicht über Turbofan-Triebwerke der Schubklasse 25 - 50 kN

Die Auswahl fällt auf das *Rolls-Royce Turbomeca Adour Mk 811*. Dieses Triebwerk ist eine Weiterentwicklung des *Adour Mk 106* und liefert den gleichen Schub bei einer deutlichen Gewichtsersparnis. Das *Adour 951* wird bereits im *Dassault nEUROn* oder der neusten Variante der *BAE SYSTEMS Hawk* verwendet, ist aber eine Variante ohne Nachbrenner [66] und daher für den Konzeptentwurf nicht geeignet.

Gegenüber dem Triebwerk des *Turmfalke V1* können somit 156 kg an Gewicht und

1 m an Länge gespart werden. Für den Schub mit Nachbrenner besitzt das *Adour Mk 811* ein Schub-Gewichtsverhältnis von 5,32.

Eine weitere Möglichkeit wäre die Verwendung eines Triebwerks höherer Schubklasse, welches durch eine Anpassentwicklung in Leistung, Gewicht und Größe reduziert wird, hier könnte zum Beispiel das *Eurojet EJ200* infrage kommen. Dies könnte jedoch zu deutlich höheren Kosten führen und wird daher für diesen Konzeptentwurf nicht weiter in Betracht gezogen.

Abbildung 7.8 zeigt den zweiten Konzeptentwurf *Turmfalke V2*. Die Einfärbungen der Baugruppen sind oben links in der Legende erläutert. Nach Einbau des *Rolls-Royce Turbomeca Adour Mk 811* und Anpassung der Struktur ergibt sich für den *Turmfalke V2* eine Länge von 8 m und eine Höhe von 2,56 m bei eingefahrenem Fahrwerk, die Flügelspanne beträgt 6,5 m.

7.2.2.2 Massenaufbruch

Der Massenaufbruch ist analog zum ersten Konzeptentwurf gestaltet. Die Leermasse gliedert sich in die Massen von System, Antrieb und Struktur. Das Treibstoff-Nullgewicht ergibt sich durch Addieren der Nutzlast. Das Rampengewicht wird durch Hinzufügen der Masse des Treibstoffs erreicht.

Die Massen von Hydraulik (78 kg) und Elektrik (296 kg) sind ebenso wie zusätzlich installierte Systeme (71 kg) und das Treibstoffsystem (102 kg) nach *Raymer* [45] abgeschätzt und aus *Pacelab* übernommen. Die Masse der Avionik (320 kg) wird aus der Abschätzung aus Kapitel 7.1.2 übernommen. Tabelle 7.18 zeigt eine Übersicht über den Massenaufbruch des *Turmfalke V2* und den jeweiligen Anteil am Rampengewicht, eine detaillierte Aufschlüsselung der Massen befindet sich im Anhang D.

		Masse	Anteil an W_{Ramp}
Systeme		1.295 kg	22,92 %
Antrieb		914 kg	16,18 %
Struktur		1.450 kg	25,67 %
Leermasse	W_{Empty}	3.659 kg	64,77 %
Nutzlast		740 kg	13,10 %
Treibstoff-Nullgewicht	W_{ZF}	4.419 kg	78,23 %
Treibstoff		1.230 kg	21,77 %
Rampengewicht	W_{Ramp}	5.649 kg	
Startgewicht	W_{TO}	5.646 kg	99,94 %

Tabelle 7.18: Massenaufbruch des *Turmfalke V2*

7.2.2.3 Flügelkonfiguration

Bei einer V-Stellung von 0° und einem Pfeilungswinkel φ_0 von 45° beträgt die Flügelspanne S des *Turmfalken V2* 6,5 m. Die Profildicke ist auf 6 % festgelegt.

Analog zu Gleichung (7.9) errechnet sich die Flügelstreckung Λ bei einer Flügelfläche A von $15,58 \text{ m}^2$ zu 2,712 und liegt damit unter dem Orientierungswert von 3,068 (siehe Kapitel 5.2.1).

Für das Startgewicht beträgt die Tragflächenbelastung W/S 362 kg/m^2 , dies kommt dem Orientierungswert nach *Raymer* von 342 kg/m^2 sehr nahe. Das Schubgewichtsverhältnis T/W für den Schub mit Nachbrenner liegt beim Start bei 0,677.

In Tabelle 7.19 sind die charakteristischen Parameter der Flügelkonfiguration mit den Orientierungswerten nach *Raymer* verglichen.

Parameter		Wert	O.-Wert
Flügelspanne	S	6,5 m	-
Pfeilungswinkel	φ_0	45°	40 - 50°
Flügelfläche	A	$15,58 \text{ m}^2$	-
Profildicke		6%	6%
V-Stellung		0°	0 - -5°
Flügelstreckung	Λ	2,712	3,068
Tragflächenbelastung	W/S	362 kg/m^2	342 kg/m^2
Schub-Gewichtsverhältnis	T/W	0,677	0,9

Tabelle 7.19: Flügelkonfiguration des *Turmfalken V2*

7.2.2.4 Treibstoff

Für den *Turmfalken V2* teilt sich das gesamte Fassungsvermögen V_{Gesamt} auf Rumpf, Tragflächen und Seitenleitwerk auf. Mit der Annahme von 96 % des gesamten Fassungsvermögens [45] von 1.595 l ergibt sich das Treibstoffvolumen zu 1.531 l. Der Großteil des Treibstoffs befindet sich in den Tragflächen (1.004 l) und dem Rumpf (524 l), während das Seitenleitwerk Platz für 67 l bietet.

Tabelle 7.20 führt die Volumina der einzelnen Baugruppen und deren Anteil am gesamten Fassungsvermögen auf. Der nicht nutzbare Treibstoff berechnet sich nach

Baugruppe	Volumen	Anteil an V_{Gesamt}
Tragflächen	1.004 l	62,95 %
Rumpf	524 l	32,85 %
Seitenleitwerk	67 l	4,20 %
Gesamtes Fassungsvermögen	1.595 l	
Treibstoffvolumen	1.531 l	95,99 %

Tabelle 7.20: Treibstoffvolumen des *Turmfalken V2*

Torenbeek Tab. 8-13 [57] zu 20 kg, dies entspricht ca. 25 l Treibstoffvolumen.

7.2.2.5 Leitwerkskonfiguration

Die Leitwerkskonfiguration des *Turmfalke V2* entspricht der des ersten Konzeptentwurfs und wurde den Dimensionen des neuen Rumpfes angepasst.

Die Pfeilungswinkel von Höhen- und Seitenleitwerk wurden 5° höher gewählt, als der Pfeilungswinkel φ_0 des Flügels, damit die kritische Machzahl von der Flügelkonfiguration bestimmt wird [45]. Streckung und Tiefenverhältnis werden analog zu Kapitel 7.2.1 berechnet.

Parameter		Wert	O.-Wert
Pfeilungswinkel	$\varphi_{0,horizontal}$	50°	$45 - 55^\circ$
Streckung	$\Lambda_{horizontal}$	2,5	3 - 4
Tiefenverhältnis	$\lambda_{horizontal}$	0,2	0,2 - 0,4

Tabelle 7.21: Überblick über das Höhenleitwerk des *Turmfalke V2*

Parameter		Wert	O.-Wert
Pfeilungswinkel	$\varphi_{0,vertical}$	50°	$35 - 55^\circ$
Streckung	$\Lambda_{vertical}$	1,043	0,6 - 1,4
Tiefenverhältnis	$\lambda_{vertical}$	0,278	0,2 - 0,4

Tabelle 7.22: Überblick über das Seitenleitwerk des *Turmfalke V2*

Die Tabellen 7.21 und 7.22 zeigen die Übersicht über Pfeilungswinkel, Streckung und Tiefenverhältnis von Höhen- und Seitenleitwerk im Vergleich zu den Orientierungswerten von *Raymer* [45].

Alle Parameter bis auf die Streckung des Höhenleitwerks entsprechen den Orientierungswerten.

7.2.2.6 Fahrwerk

Analog zu Kapitel 7.1.3 wird die Größe der Reifen nach *Raymer* ausgelegt. Für den *Turmfalke V2* wird 7.650 kg als maximales Startgewicht gewählt, dies entspricht einer Beladung mit zwei schweren Lenkflugkörpern (siehe Anhang E). Die Ergebnisse sind in Tabelle 7.23 aufgeführt.

Beim Bilden eines Momentengleichgewichts ergibt sich eine Last von 4.988 N auf das Bugfahrwerk, die Hauptfahrwerke tragen jeweils 25.215 N. Dies entspricht einer Lastverteilung von 91:9 und liegt nahezu bei dem Orientierungswert für Kampfflugzeuge

Baugruppe	Parameter		Wert	O.-Wert
Bugfahrwerk	Raddurchmesser	d_{front}	37,88 cm	
	Radbreite	b_{front}	8,00 cm	
	Last		9,00 %	10 %
Hauptfahrwerk	Raddurchmesser Hauptfahrwerk	d_{main}	59,66 cm	
	Raddurchmesser Hauptfahrwerk	b_{main}	16,14 cm	
	Last		91,00 %	90 %

Tabelle 7.23: Fahrwerk des *Turmfalke V2*

nach *Raymer* [45].

Für zukünftige Arbeiten könnte eine Betrachtung einer Variante ohne Fahrwerk von Interesse sein: Für unbemannte Flugsysteme mit einem Startgewicht von maximal 5.000 kg existiert das Patent eines automatischen Start- und Landesystems [46]. Das Einsparen der Masse des Fahrwerks (318 kg) würde das von *Pacelab* ausgegebene Startgewicht bereits auf 5.328 kg senken. Weitere Einsparpotenziale müssten zusätzlich erörtert werden.

7.2.2.7 Flugeigenschaften

Die Flugeigenschaften des *Turmfalke V2* werden analog zum ersten Konzeptentwurf ausgewertet: Dazu werden das Höhen-Machzahl-Diagramm und das Wenderaten-Machzahl-Diagramm ausgewertet. Außerdem erfolgt die Bestimmung der Start- und Landebahn.

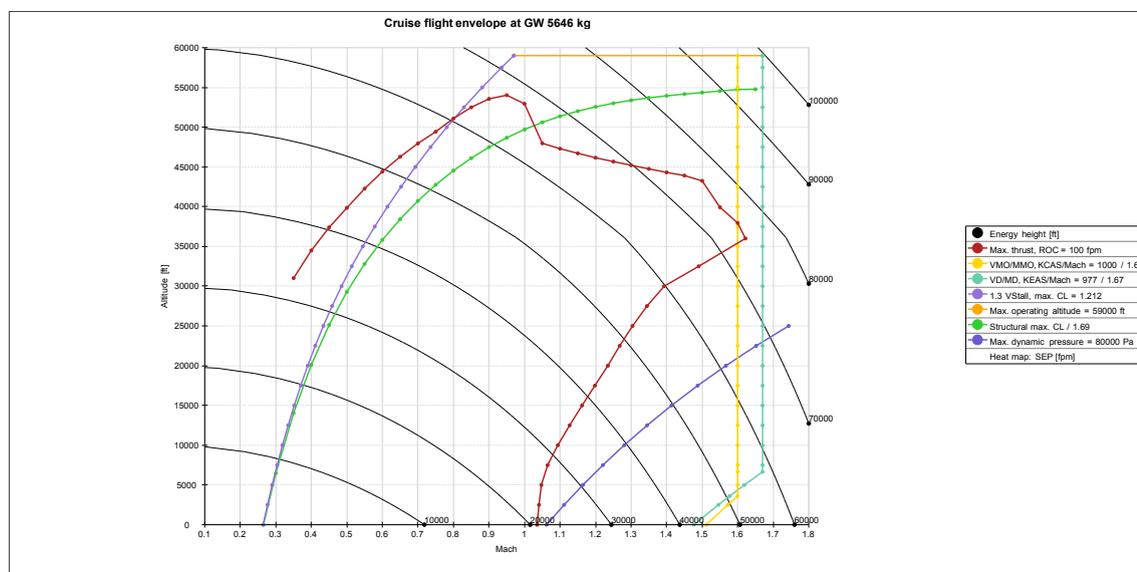


Abbildung 7.9: Höhen-Machzahl-Diagramm des *Turmfalke V2*

Im Höhen-Machzahl-Diagramm (Abbildung 7.9) sind die Begrenzungen des Flugbereichs des *Turmfalken V2* bei dem Startgewicht von 5.646 kg und einer Steigrate von 100 *ft/min* dargestellt.

Das Diagramm ist limitiert durch die maximal eingestellte Höhe von 58.000 ft (orange) und die maximale Geschwindigkeit von 1,6 Mach (gelb). Der Flugbereich wird bei niedriger Höhe und Geschwindigkeit durch die strukturelle Auftriebsgrenze (grün) beziehungsweise die Auftriebsgrenze durch die Überziehggeschwindigkeit (violett, hell) begrenzt. Bei einer Geschwindigkeit von 1,05 Mach kommt es dann zum Schnittpunkt mit der Grenze der Steiggeschwindigkeit bei maximalem Schub (rot). Diese fällt bei steigenden Geschwindigkeiten weiter ab und schneidet auf einer Höhe von 38.000 und 35.500 ft die Maximalgeschwindigkeit von 1,6 Mach. Der Bereich für hohe Geschwindigkeiten bei niedriger Höhe ist weiter durch die Grenze der Steiggeschwindigkeit begrenzt und fällt in Bodennähe mit der Staudruckgrenze (violett) zusammen.

Die Dienstgipfelhöhe bei einer Geschwindigkeit von 1,025 Mach beträgt 50.000 ft. Für Geschwindigkeiten zwischen 1,05 und 1,5 Mach liegt der Flugbereich zwischen 33.000 und 43.000 ft. In Bodennähe (bis 2.500 ft) können Geschwindigkeiten bis zu 1,04 Mach erreicht werden.

In Abbildung 7.10 ist links eine Tabelle mit dem Schubüberschuss (SEP) in verschiedenen Höhen und Geschwindigkeiten aufgeführt, rechts ist der Schubüberschuss anhand einer Heatmap im Höhen-Machzahl-Diagramm zu sehen. Der Flugbereich ist dabei durch den roten Graphen begrenzt.

Für hohe Geschwindigkeiten und Höhen ist kaum Schubüberschuss vorhanden, sodass der Flugbereich für hohe Geschwindigkeiten durch den maximalen Schub begrenzt wird. Infolge dessen ist der Flugbereich für die Maximalgeschwindigkeit von 1,6 Mach relativ klein (35.500 bis 38.000 ft).

Abbildung 7.11 zeigt die Wenderate des *Turmfalken V2* in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit bei einem Gefechtsgewicht von 4.813 kg auf einer Höhe von 0 ft.

Die maximale Geschwindigkeit ist orange, das strukturelle Limit rot eingefärbt. Der türkise Graph beschreibt das Limit durch den Schub, die gelbe Kurve die Grenze der Überziehggeschwindigkeit. Das schwarze Gitter stellt den Wenderadius (schwarze Punkte) und das Lastvielfache (weiße Punkte) dar.

Der minimale Wenderadius von 447 m (grün) ergibt sich bei 0,38 Mach und einer Wenderate von 16,41 $^{\circ}/s$. Der Schnittpunkt von Überziehlinie und strukturellem Limit stellt die maximale Wenderate (violett, hell) dar und liegt bei 0,61 Mach und 24,18 $^{\circ}/s$ Wenderate. Das Maximum des Schublimits kennzeichnet die maximal kontinuierliche Wenderate (rot, hell) und beträgt 18,64 $^{\circ}/s$ bei einer Geschwindigkeit von 0,55 Mach. Die Überziehlinie geht deutlich über das strukturelle Limit hinaus, eine Erhöhung die-

Mach	Höhe	SEP
0,5	0 ft	355 ft/s
0,5	20.000 ft	147 ft/s
0,5	38.000 ft	14 ft/s
1,0	0 ft	254 ft/s
1,0	20.000 ft	275 ft/s
1,0	40.000 ft	46 ft/s
1,5	34.000 ft	12 ft/s
1,5	40.000 ft	9 ft/s

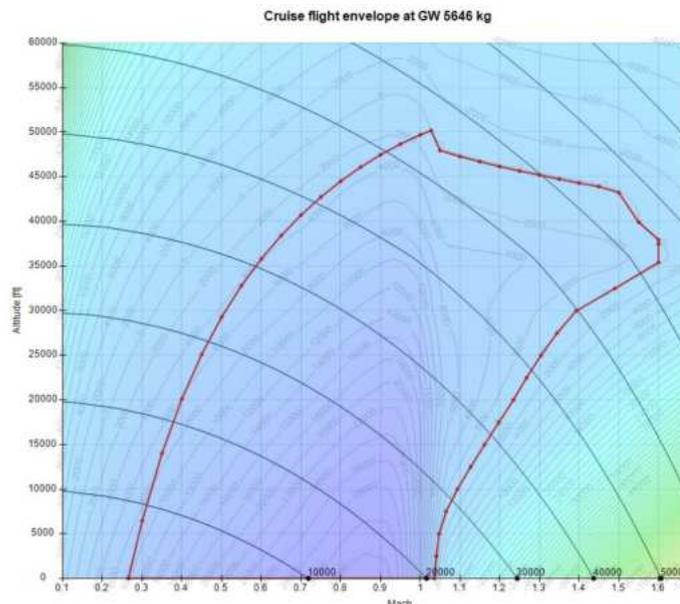


Abbildung 7.10: Flugenveloppe und Schubüberschuss des *Turmfalken V2*

ses Limits würde jedoch eine deutlich Gewichts- und Kostensteigerung zur Folge haben und kommt daher nicht infrage. Das Schublimit fällt für Geschwindigkeiten von 0,8 bis 1 Mach mit dem strukturellen Limit zusammen. Daraus lässt sich schließen, dass das neu ausgewählte Triebwerk gut für den Konzeptentwurf geeignet ist.

In Tabelle 7.24 werden die von *Pacelab* berechneten Start- und Landebahnlängen dargestellt. Die Ergebnisse liegen unterhalb der geforderten maximalen Start- und Landebahnstrecke von 800 m. Eine Kurzstart- und Landefähigkeit kann aber nicht erreicht werden. Die effektive Distanz zum Starten beträgt 499 m, in Tabelle 7.24 ist die „Balanced Field Length“ als TOFL aufgeführt.

Parameter	Strecke
Startbahnlänge TOFL	695 m
Landebahnlänge LFL	787 m

Tabelle 7.24: Start- und Landebahnlänge des *Turmfalken V2*

7.2.3 Vergleich

In Tabelle 7.25 erfolgt ein Vergleich der technischen Daten des *Turmfalken V1* und des *Turmfalken V2* in Luft-Luft-Konfiguration, das heißt mit einer Nutzlast von vier *METEOR*-Lenkflugkörpern bei maximalem Treibstoff. Zusätzlich ist die prozentuale Abweichung aufgeführt.

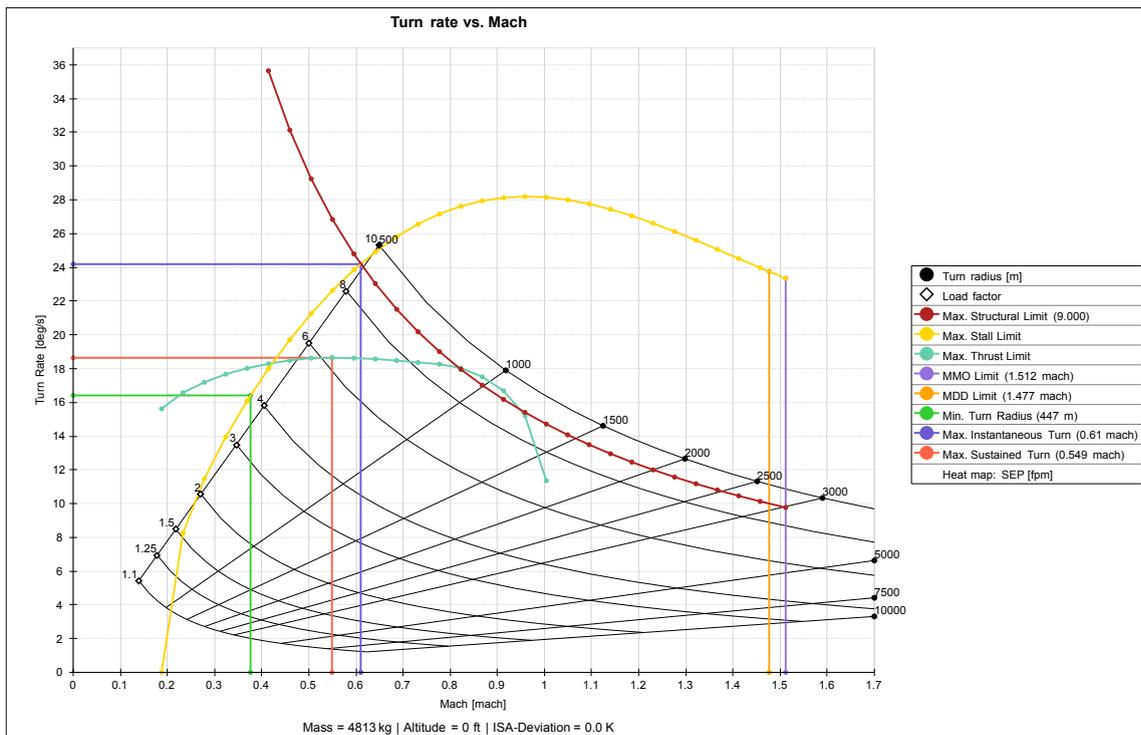


Abbildung 7.11: Wenderate des *Turmfalken V2*

Insgesamt können durch das Austauschen des Triebwerks und das Anpassen der Struktur fast 30 % Masse und über 18 % der Länge und Flügelspannweite eingespart werden. Die Flügelfläche wird um ca. 35 % verringert, was zu einer Erhöhung der Tragflächenbelastung um 10,7 % führt. Die Reduktion des Schubs um 46 % (Trockenschub) beziehungsweise 50 % (Schub mit Nachbrenner) führt zu einer Abnahme des Schub-/Gewichtsverhältnisses von 30,56 %.

Der Flugbereich des *Turmfalken V2* ist bei verringerter Höchstgeschwindigkeit um 11 % um einiges schmaler, als beim ersten Konzeptentwurf. Die Dienststüpfelhöhe nimmt um 11,5 % ab.

Die Wenderaten des zweiten Konzeptentwurfs liegen unterhalb der Wenderaten des *Turmfalken V1*, wobei auffällt, dass die maximale Wenderate nur um circa 8 % abgenommen hat, während minimaler Wenderadius und kontinuierliche Wenderate um mehr als 20 % fallen.

Die Startbahnlänge (als Balanced Field Length) steigt um knapp 40 % an und ist damit der Parameter mit dem größten Wachstum. Dies resultiert aus dem deutlich verminderten Schub und dem geringeren Schub-/Gewichtsverhältnis. Die Landebahnlänge steigt mit weniger als 15 % verhältnismäßig gering.

Insgesamt fällt auf, dass die Flugleistung im Vergleich zum Schub verhältnismäßig wenig fällt, vor allem die maximale Wenderate liegt bei einer Senkung des maximalen Schubs um 50 % lediglich knapp 9 % über dem vorherigen Wert. Das grundlegen-

Kategorie	Parameter	Turmfalke V1	Turmfalke V2	Abweichung
Geometrie	Länge	9,8 m	8,0 m	- 18,37 %
	Höhe	3,0 m	2,6 m	- 13,33 %
Flügel	Spanne	8,0 m	6,5 m	- 18,75 %
	Fläche	24,00 m ²	15,58 m ²	- 35,08 %
	Tragflächenbelastung	327 kg/m ²	362 kg/m ²	+ 10,70 %
Massen	Leergewicht	5.060 kg	3.659 kg	- 27,69 %
	Treibstoff	2.019 kg	1.230 kg	- 39,01 %
	Startgewicht	7.841 kg	5.649 kg	- 27,96 %
	Schub/Gewicht	0,975	0,677	- 30,56 %
Triebwerk	Trockenschub	50.000 N	27.000 N	- 46,00 %
	Nassschub	75.000 N	37.500 N	- 50,00 %
Flugbereich	Gipfelhöhe	56.500 ft	50.000 ft	- 11,50 %
	Maximalgeschw.	1,8 Mach	1,6 Mach	- 11,11 %
	Bereich MaxGeschw.	27 - 55,5 kft	35,5 - 38 kft	
Wenderaten	Min. Wenderadius	381 m	477 m	+ 25,20 %
	Max. Wenderate	26,52 °/s	24,18 °/s	- 8,82 %
	Kont. Wenderate	23,90 °/s	18,64 °/s	- 22,01 %
Bahn	Startbahnlänge	499 m	695 m	+ 39,28 %
	Landebahnlänge	683 m	787 m	+ 13,21 %

Tabelle 7.25: Vergleich technischer Daten des *Turmfalken V1* und *Turmfalken V2*

de Ziel, ein überdimensioniertes Triebwerk zu vermeiden, um Gewicht und Größe zu reduzieren und Kosten zu sparen wurde erreicht. Der *Turmfalke V2* ist für die gestellten Anforderungen und die Zielsetzung, trotz geringerer Flugleistung und längerer Start- und Landebahnstrecken, deutlich besser geeignet als der *Turmfalke V1*. Aufgrund dessen erfolgt die Entwurfsüberprüfung (siehe Kapitel 7.3) anhand des zweiten Konzeptentwurfs.

7.3 Entwurfsüberprüfung anhand der Auslegungsmission

Zum Überprüfen des Konzeptentwurfs *Turmfalke V2* erfolgt die detaillierte Auswertung der Auslegungsmission in der Konfiguration als *Rottenführer (RF)* und als *Operator (OP)* mit Luft-Luft-Beladung. Anschließend folgt die tabellarische Auswertung der Sekundärmissionen in den verschiedenen Beladungszuständen (siehe Tabelle 7.26).

	Konfiguration	Nutzlast	Startgewicht	Treibstoff
<i>RF</i>	Sensormodul	-	4.724 kg	1.531 l
<i>OP</i>	Nasentank	-	4.724 kg	1.738 l
<i>RF, A2A</i>	Sensormodul	4x <i>METEOR</i>	5.646 kg	1.531 l
<i>OP, A2A</i>	Nasentank	4x <i>METEOR</i>	5.646 kg	1.738 l
<i>RF, A2G</i>	Sensormodul	2x <i>TAURUS</i>	7.496 kg	1.531 l
<i>OP, A2G</i>	Nasentank	2x <i>TAURUS</i>	7.496 kg	1.738 l
<i>RF, LR</i>	Sensormodul	2x <i>METEOR</i> , 2x Tank	7.023 kg	3.458 l
<i>OP, LR</i>	Nasentank	2x <i>METEOR</i> , 2x Tank	7.023 kg	3.665 l

Tabelle 7.26: Beladungszustände des *Turmfalken V2*

7.3.1 Beladungszustände

Die möglichen Beladungszustände unterscheiden sich in der Konfiguration des Nasenmoduls und der Art der Nutzlast.

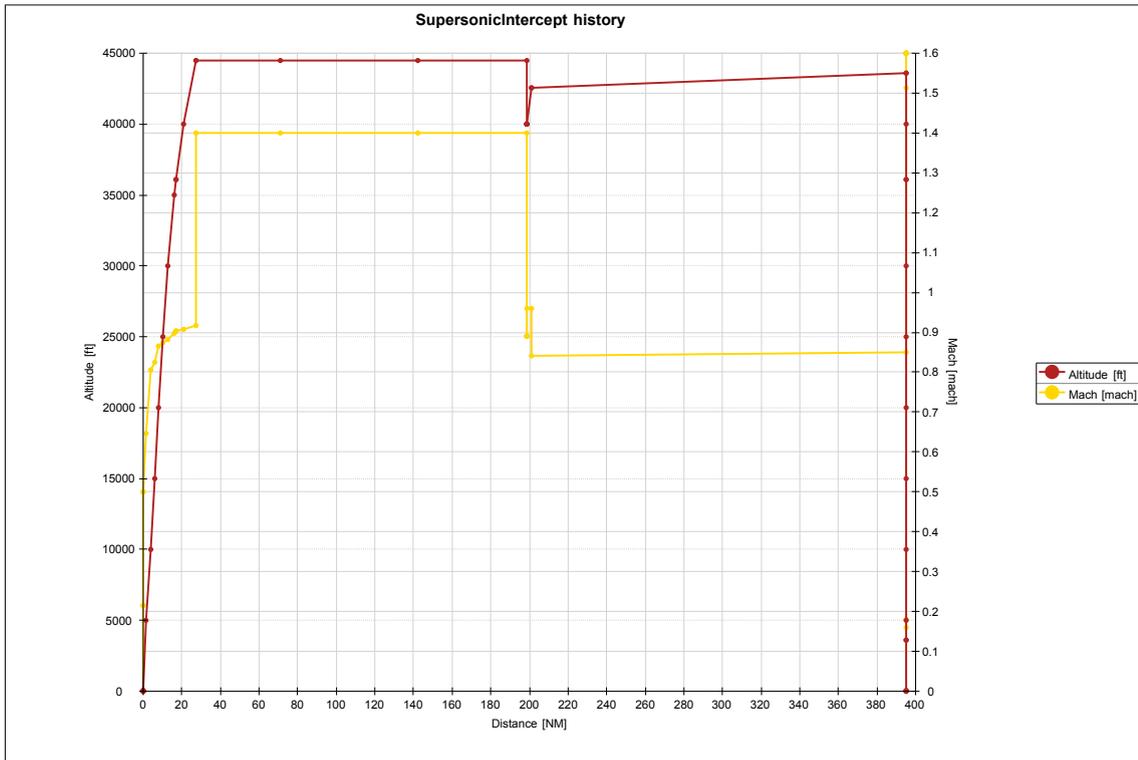
Die Nasenkonfiguration (siehe Kapitel 7.1.4) besteht entweder in dem Sensormodul mit Radar- und Infrarotzielsystem als *Rottenführer* oder in dem Nasentank als *Operator*. Für die Nutzlast gibt es insgesamt vier unterschiedliche Beladungszustände: keine Nutzlast, Luft-Luft-Beladung (A2A), Luft-Boden-Beladung (A2G) und Beladung für große Reichweite (LR).

Die Luft-Luft-Beladung dient Missionen mit dem Ziel der Bekämpfung feindlicher Luftfahrzeuge, die Beladung mit Zusatztanks soll die Möglichkeit für Missionen erhöhter Reichweite bieten. Dabei werden zwei Zusatztanks mit je 1.000 l zusätzlichem Treibstoffvolumen genutzt. Die Luft-Boden-Beladung ist für Missionen vorgesehen, die die Bekämpfung des Feindes am Boden beinhalten.

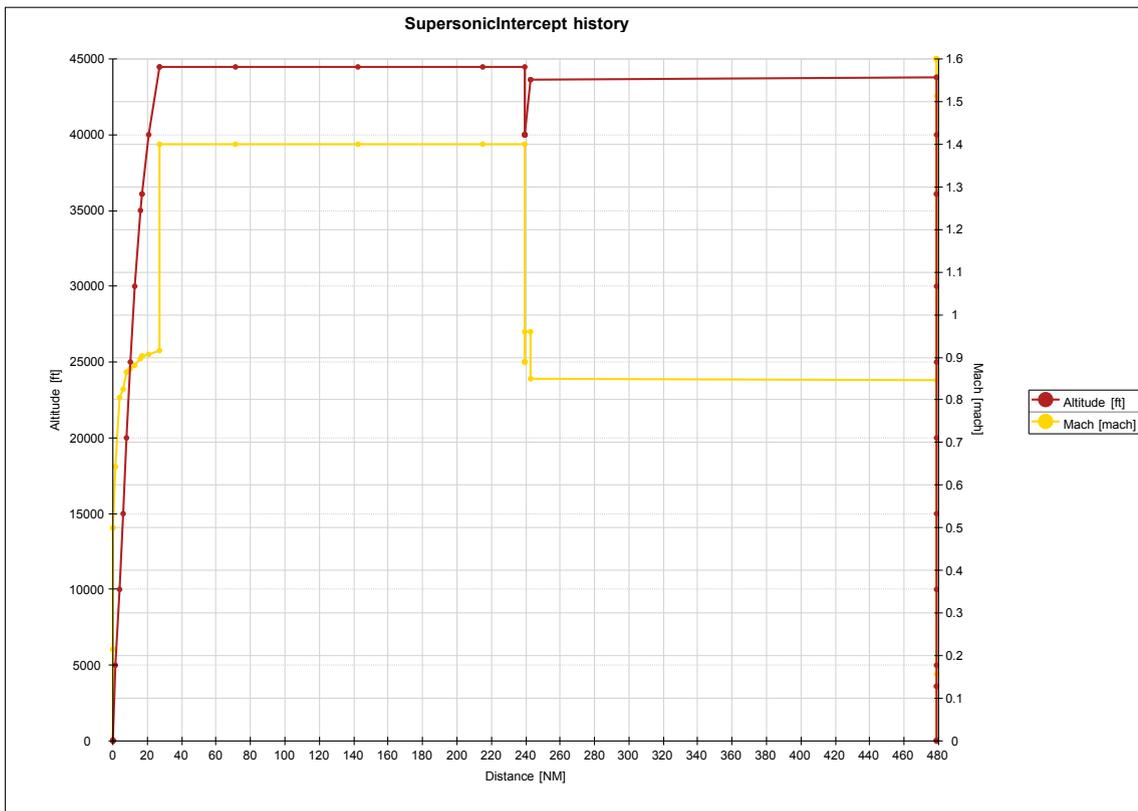
Tabelle 7.26 führt die unterschiedlichen Beladungszustände inklusive Startgewicht und verfügbarem Treibstoffvolumen auf. Die Bezeichnungen und Abkürzungen der Tabelle werden in den anschließenden Kapiteln weiter verwendet.

7.3.2 Überschall-Abfangmission

Die Auswertung der Überschall-Abfangmission (siehe Kapitel 4.1) als RF ergibt einen Missionsradius von 198,5 NM. Nach dem Start erfolgt ein Steigflug auf die optimale Reishöhe von 44.485 ft mit einer Steiggeschwindigkeit von bis zu 0,917 Mach. Der Reiseflug erfolgt bei 1,4 Mach über eine Distanz von 171 NM. Die Höchstgeschwindigkeit von 1,6 Mach wird hier nicht erreicht, da diese für die optimale Reishöhe nicht im Flugbereich liegt (siehe Höhen-Machzahl-Diagramm, Abbildung 7.9). Anschließend erfolgt die Wendung auf 40.000 ft bei maximal kontinuierlicher Wenderate (0,891 Mach, 4,266 °/s) bevor zwei Luft-Luft-Lenkflugkörper abgefeuert werden.



(a) Konfiguration: RF, A2A



(b) Konfiguration: OP, A2A

Abbildung 7.12: Überschall-Abfangmission im Höhen-Reichweiten-Diagramm

Die gewünschte Geschwindigkeit von 1,2 Mach kann bei der Drehung nicht erreicht werden. Der Rückflug wird durch einen Steigflug auf die optimale Reiseflughöhe von 42.599 ft eingeleitet, bevor ein erneuter Reiseflug bei optimaler Reisefluggeschwindigkeit von 0,85 Mach über eine Distanz von 196 NM erfolgt. Die Höhe zum Ende des Reiseflugs beträgt 43.596 ft. Abbildung 7.12 zeigt die Überschall-Abfangmission im Höhen-Reichweiten-Diagramm, wobei die rote Linie die Höhe in ft anzeigt und der gelbe Graph die Geschwindigkeit in Mach angibt. Auf der linken Seite ist der Missionsablauf des *Rottenführers* dargestellt (Abbildung 7.12a), während rechts der Ablauf des *Operators* gezeigt wird.

In Tabelle 7.27 erfolgt der Vergleich der beiden Missionen anhand von Distanz, Höhe und Geschwindigkeit. Die Abschnitte Start, Sinkflug und Landung tragen nicht zum Missionsradius bei und sind deshalb nicht aufgeführt. In der Fluggeschwindigkeit und -höhe liegen keine nennenswerten Unterschiede vor, die Ausstattung mit zusätzlichem Nasantank anstelle des Sensormoduls befähigt den *OP* jedoch zu einem 20,6 % höherem Missionradius, der vor allem durch längere Phasen im Reiseflug realisiert wird.

Abschnitt	Parameter	RF, A2A	OP, A2A	Abweichung
Steigflug	Distanz	27,3 NM	27,1 NM	- 0,01 %
	Geschwindigkeit	0,917 Mach	0,916 Mach	- 0,11 %
Reiseflug	Distanz	171,3 NM	212,3 NM	+23,93 %
	Höhe	44.485 ft	44.473 ft	- 0,03 %
	Geschwindigkeit	1,400 Mach	1,400 Mach	-
Luftkampf	Höhe	40.000 ft	40.000 ft	-
	Geschwindigkeit	0,891 Mach	0,889 Mach	- 0,22 %
	Wenderate	4,266 °/s	4,523 °/s	+ 6,02 %
Steigflug	Distanz	2,4 NM	3,4 NM	+ 41,67 %
	Geschwindigkeit	0,904 Mach	0,904 Mach	-
Reiseflug	Distanz	196,0 NM	236,0 NM	+ 20,41 %
	Höhe	43.596 ft	43.786 ft	+ 0,44 %
	Geschwindigkeit	0,850 Mach	0,846 Mach	- 0,47 %
Gesamt	Distanz	397,0 NM	478,8 NM	+ 20,60 %

Tabelle 7.27: Vergleich der Auslegungsmission von *Rottenführer* und *Operator*

7.3.3 Überblick über Missionsradien

Tabelle 7.28 zeigt die Missionsradien der Überschall-Abfangmission und der Sekundärmissionen CAP beziehungsweise SUCAP und SEAD (siehe Kapitel 4.2) für die unterschiedlichen Beladungszustände (siehe Tabelle 7.26). Der Missionsradius bezeichnet dabei die Distanz zwischen Startpunkt und dem Ort des Luftkampfes und liegt auf halber Strecke der gesamt geflogenen Distanz. Eine detaillierte Auswertung

der Missionen inklusive des Höhen-Reichweiten-Diagramms befindet sich in Anhang E (*Rottenführer*) und Anhang F (*Operator*).

Die Überführungsreichweite wird anhand der Konfiguration ohne Nutzlast bestimmt und beträgt für den *Rottenführer* 1.133 NM. Die des *Operators* liegt etwa 23 % darüber bei 1.395 NM. Die Konfigurationen ohne Nutzlast werden für die militärischen Missionen nicht weiter betrachtet.

Bezeichnung	Überschall-Abfangmission	CAP	SUCAP	SEAD
<i>RF, A2A</i>	199 NM	45 NM	-	-
<i>OP, A2A</i>	239 NM	155 NM	-	-
<i>RF, LR</i>	514 NM	761 NM	-	-
<i>OP, LR</i>	565 NM	852 NM	-	-
<i>RF, A2G</i>	-	-	252 NM	357 NM
<i>OP, A2G</i>	-	-	345 NM	452 NM

Tabelle 7.28: Missionsradien des *Turmfalken V2* für verschiedene Beladungszustände

Es fällt auf, dass der *Turmfalke V2* ohne externe Tanks aufgrund des geringen Einsatzradius nicht für die Mission der Patrouille mit Kampfauftrag geeignet ist. Bei der Ausrüstung mit zwei externen Tanks (LR) steigt der Einsatzradius deutlich, was auch daran liegt, dass die maximale Geschwindigkeit durch die zusätzliche Last und den zusätzlichen Widerstand auf 1 Mach fällt. Dies gilt auch für die Überschall-Abfangmission, sodass die Anforderungen für die Beladung mit zusätzlichen Tanks nicht mehr erfüllt sind.

Die Missionsradien für Missionen mit Luft-Boden-Beladung (A2G) sind größer als die Radien der Luft-Luft-Beladung (A2A), was daran liegt, dass in dem Missionsprofil kein Flug in Überschallgeschwindigkeit gefordert ist. Der Reiseflug für große Distanzen liegt im Unterschallbereich und ist deutlich sparsamer und sorgt deshalb für eine größere Reichweite.

Je nach Mission ist der Einfluss des beim Operator ausgerüsteten Nasentanks, mit einem zusätzlichen Treibstoffvolumen von 207 l (siehe Kapitel 7.1.4) unterschiedlich erkennbar. Für die Beladung mit externen Tanks sorgt die Ausstattung mit Nasentank (OP) für eine Steigerung der Reichweite um 10 bis 12 %. Für die Luft-Boden-Beladung steigt die Reichweite um bis zu 37 %. Am größten ist der Einfluss des Nasentanks für die Patrouille mit Kampfauftrag, dort steigert er den Missionsradius von 45 auf 155 NM um über 240 %. Daraus lässt sich schlussfolgern, dass der Operator diese Mission ausführen könnte, sobald er durch ein alternatives Führungsfahrzeug begleitet wird, welches über eine ähnliche Reichweite verfügt.

8 Kostenschätzung des Konzeptentwurfs

Die Kostenschätzung beschäftigt sich ausschließlich mit den Entwicklungs- und Produktionskosten des SUCAV. Lebenszykluskosten wie Wartung, Treibstoff oder Kosten der Effektoren werden ebenso wie Bodenunterstützungsausrüstung und Erstersatzteile nicht betrachtet.

Die recherchierten Zahlen, angewandten Abschätzungen und statistischen Erfahrungswerte sind als Orientierungswerte zu verstehen. Aufgrund militärischer Geheimhaltung und schwer überprüfbarer Quellen sind genaue Angaben kaum zu tätigen, dieses Kapitel soll jedoch einen ersten qualitativen Überblick über die Gesamtkosten eines kostengünstigen SUCAV geben.

Der Einsatz des *Turmfalken V2* in einem System of Systems dient der Herstellung von Kriegstüchtigkeit, es gilt die Annahme einer großen Stückzahl bei Einsatz von einfachem, kostengünstigem Material. Der Konzeptentwurf soll außerdem nur auf geringe Betriebsstunden ausgelegt werden, da sich die Flugzeit auf effektive Einsätze beschränkt und keine Trainingsflüge notwendig sind.

8.1 Gesamtkostenrechnung

Die Abschätzung der Kosten des *Turmfalken V2* geschieht nach dem *DAPCA IV*-Modell der *Rand Corporation* mit Ergänzungen von *Raymer* [108, 109, 45]. Dieses Modell schätzt die Kosten der Forschung, der Entwicklung, des Testens und der Produktion auf der Grundlage von Leergewicht, Maximalgeschwindigkeit sowie Produktionsrate anhand von statistischen Erfahrungswerten ab.

Um diesen Konzeptentwurf besonders kosteneffizient zu gestalten, wurde bei einem Großteil der Systeme auf Zukaufteile zurückgegriffen. Um die Gesamtkosten zu bestimmen, werden die Kosten nach dem *DAPCA*-Modell durch die Kosten der Zukaufteile ergänzt (siehe Tabelle 8.1). Die Anpassungsentwicklung für die Zukaufteile wird im Rahmen dieser Arbeit nicht extra berechnet, da es sich um eine erste Kostenschätzung handelt. Die Kosten des *DAPCA*-Modells bestehen aus den Kosten für Ingenieure, Bearbeitung, Produktion, Qualitätskontrolle, Entwicklungsunterstützung, Flugtests und Material. Als Zukaufteile gelten das Triebwerk, das Fahrwerk, das Sensormodul und die Avionik.

Die Bezeichnungen der jeweiligen Kosten sind Tabelle 8.1 zu entnehmen.

8. Kostenschätzung des Konzeptentwurfs

DAPCA	C_{DAPCA}		Ingenieurskosten	C_{Eng}
		+	Bearbeitungskosten	C_{Tool}
		+	Produktionskosten	C_{Prod}
		+	Qualitätskontrolle	C_{Qu}
		+	Entwicklungsunterstützung	C_{Entw}
		+	Flugtests	C_{Test}
Zukaufteile	C_{Zukauf}	+	Materialkosten	C_{Mat}
		+	Triebwerk	$C_{Antrieb}$
		+	Fahrwerk	$C_{Fahrwerk}$
		+	Sensor	C_{Sensor}
		+	Avionik	$C_{Avionik}$
		=	Gesamtkosten	C_{Gesamt}

Tabelle 8.1: Gesamtkostenschätzung des *Turmfalke V2*

8.1.1 Kosten nach DAPCA-Modell

Für Material, Flugtests und Entwicklungsunterstützung berechnet das Modell die Kosten in 2012 US-Dollar (USD), diese müssen anschließend anhand des Verbraucherpreisindex an das Jahr 2024 angepasst werden.

Die Umrechnung ergibt sich aus dem Verbraucherpreisindex (CPI) der USA [110].

$$USD_{2024} = \frac{CPI_{2024}}{CPI_{2012}} USD_{2012} = \frac{314,4}{229,6} USD_{2012} = 1,369 \cdot USD_{2012} \quad (8.1)$$

Zur Berechnung müssen außerdem das Leergewicht W_{Empty} , die maximale Geschwindigkeit V , die Stückzahl Q und die Anzahl der Testflugzeuge FTA bestimmt werden: Das Leergewicht ergibt sich aus dem Massenaufbruch (siehe Kapitel 7.2.2) zu 3.659 kg. Die maximale Geschwindigkeit von 1,6 Mach fliegt der *Turmfalke V2* auf einer Höhe von 35.500 ft. Daraus ergibt sich eine Geschwindigkeit gegenüber der Luft von 1.704 km/h. Für die Produktionszahl gilt die Annahme, dass die Streitkräfte der Entwicklungsländer die Hälfte ihrer bestehenden Mehrzweckkampfflugzeuge in den ersten 10 Jahren durch einen Next Generation Fighter ersetzen und dieser von einer Rotte mit vier SUCAVs begleitet wird. Deutschland verfügt über 138 *Eurofighter* und 83 *PA200-Tornado* [111, 112], Spaniens aktive Flotte beherbergt 90 *Eurofighter* und 85 *F/A-18 Hornet* [113]. In Frankreich befinden sich insgesamt 140 *Rafale* in Betrieb [114]. Das ergibt insgesamt 536 Mehrzweckkampfflugzeuge, 268 NGF und 1.072 SUCAV. Für die Berechnung wird die zu produzierende Menge Q auf 1.000 Flugsysteme gerundet. Die Anzahl der Testflugzeuge liegt laut *Raymer* zwischen 2 und 6 und wird für die Berechnungen auf 2 gesetzt [45].

Die Formeln zur Berechnung und die Ergebnisse der einzelnen Kosten sind in Tabelle 8.2 aufgeführt.

Kosten	Formel	USD_{2012}	USD_{2024}
C_{Entw}	$67,4W_{Empty}^{0,630} \cdot V^{1,3}$	= 188.143.268	= 257.568.133,21
C_{Test}	$1947W_{Empty}^{0,325} \cdot V^{0,822} \cdot FTA^{1,21}$	= 29.374.672,56	= 40.213.927
C_{Mat}	$31,2W_{Empty}^{0,921} \cdot V^{0,621} \cdot Q^{0,799}$	= 1.512.704.117,00	= 2.070.891.936

Tabelle 8.2: Kosten des *Turmfalke V2* (DAPCA-Modell)

Für Ingenieurs-, Bearbeitungs- und Produktionskosten sowie für die Kosten der Qualitätskontrolle werden die benötigten Arbeitsstunden berechnet und mit den heutigen Arbeitskosten pro Stunde multipliziert. Für die Berechnung werden die Werte der Arbeitskosten von *Raymer* aus 2012 [45] analog zu Gleichung (8.1) in 2024 USD umgerechnet.

Tabelle 8.3 führt die Formeln für die Berechnung der Arbeitsstunden, die berechneten Arbeitskosten pro Stunde und die Gesamtkosten für Ingenieure, Bearbeitung, Qualitätskontrolle und Produktion in 2024 USD auf.

Kosten	Arbeitsstunden [h]	Arbeitskosten	Ergebnis [USD]
C_{Eng}	$5,18W_{Empty}^{0,777} \cdot V^{0,894} \cdot Q^{0,163}$	$\cdot 156,44 \text{ USD/h}$	= 1.143.128.524
C_{Tool}	$7,22W_{Empty}^{0,777} \cdot V^{0,696} \cdot Q^{0,263}$	$\cdot 161,54 \text{ USD/h}$	= 747.580.699
C_{Prod}	$10,5W_{Empty}^{0,82} \cdot V^{0,484} \cdot Q^{0,641}$	$\cdot 147,85 \text{ USD/h}$	= 3.981.117.175
C_{Qu}	$0,133 \cdot C_{Prod}/147,85$	$\cdot 134,16$	= 516.685.604

Tabelle 8.3: Kosten des *Turmfalke V2* nach Arbeitsstunden (DAPCA-Modell)

Da einfache Materialien verwendet werden und die Anzahl der Betriebsstunden des *Turmfalke V2* deutlich geringer als für herkömmliche Kampfflugzeuge ist, werden die Produktions-, Bearbeitungs- und Materialkosten mit einem Faktor von 0,7 versehen. Die Entwicklungsunterstützungskosten fallen ebenfalls deutlich geringer aus, als im DAPCA-Modell angenommen, da zum Großteil auf bestehende Systeme zurückgegriffen wird, die bereits in den Streitkräften der Entwicklungsländer erprobt wurden. Deshalb wird ein Korrekturfaktor von 0,3 verwendet.

$$\begin{aligned}
 C_{DAPCA} &= 0,7 \cdot (C_{Tool} + C_{Prod} + C_{Mat}) + 0,3 \cdot C_{Entw} + C_{Test} + C_{Eng} + C_{Qu} \\
 &= 6.537.011.363 \text{ USD}_{2024}
 \end{aligned}
 \tag{8.2}$$

Die Kosten nach dem *DAPCA*-Modell berechnen sich zu circa 6,54 Mrd. USD für eine Marge von 1.000 SUCAV, dies entspricht ungefähr 6.540.000 USD pro Flugsystem.

8.1.2 Kosten der Zukaufteile

Die Kosten der Zukaufteile bestehen aus Triebwerk, Fahrwerk, Avionik und Sensormodul. Eine Recherche der Kosten für die bestehenden Systeme gestaltet sich aufgrund der begrenzten Datenlage als schwierig.

Für den *Turmfalke V2* soll das Fahrwerk des *Dassault nEUROn* genutzt werden, ein genaues Modell konnte nicht ermittelt werden. Da das Fahrwerk im *DAPCA*-Modell nicht extra aufgeführt wird, gilt die Annahme, dass die Kosten für ein Fahrwerk bereits in den Material- und Produktionskosten mit enthalten sind.

Für die Avionik erfolgte im Rahmen dieser Arbeit keine genaue Auswahl bestimmter Systeme, es wurde lediglich Masse, Bauraum und Leistung abgeschätzt. Auf dieser Basis werden die Schätzung der Kosten der Avionik nach *Raymer* vollzogen. Als Orientierungswert gelten 9.000 - 18.000 2012 USD pro Kilogramm [45]. Da auf bestehende Komponenten zurückgegriffen werden soll, wird hier mit dem günstigsten Wert gerechnet. Umgerechnet in 2024 USD ergeben sich Kosten von 3,94 Mio. USD pro Flugsystem.

$$\begin{aligned} C_{Avionik} &= 18.000 \frac{USD_{2012}}{kg} \cdot W_{Avionics} = 9.000 \frac{USD_{2012}}{kg} \cdot 320kg \\ &= 2.880.000.000 USD_{2012} \end{aligned} \quad (8.3)$$

Das Triebwerk gehört zu den entscheidenden Kostentreibern des Konzeptentwurfs, doch für das ausgewählte *Rolls-Royce Turbomeca Adour Mk811* ergaben die Recherchen keine Ergebnisse. Die Kosten der Produktion eines Triebwerks lassen sich nach *Raymer* mit der maximalen Machzahl M_{max} , dem maximalen Schub T_{max} und der Turbineneintrittstemperatur T_{Inlet} abschätzen [45]. Die maximale Machzahl des *Turmfalke* beträgt 1,6 Mach bei einem maximalen Schub von 37,5 kN. Die Turbineneintrittstemperatur dieses Triebwerks konnte nicht ermittelt werden, die des *F124-GE-100* von *Honeywell* beträgt 1.617 K bei ähnlichem Schub [115] und wird daher verwendet.

$$\begin{aligned} C_{Antrieb} &= 3.112(9,66 \cdot T_{max} + 243,25 \cdot M_{max} + 1,74 \cdot T_{Inlet} - 2.228) \\ &= 4.160.837 USD_{2012} \end{aligned} \quad (8.4)$$

Die Kosten des Triebwerks, abgeschätzt nach *Raymer*, umgerechnet in 2024 USD liegen bei ungefähr 5,7 Mio. USD je Einheit.

Die Sensorsysteme sind ein ähnlich starker Kostentreiber, wie das Triebwerk, doch

vor allem für Infrarotzielsysteme sind so gut wie keine öffentlichen Daten verfügbar. Für das *CAPTOR-E* konnten keine Kosten ermittelt werden, aber die Kosten für US-amerikanische AESA-Radarsysteme liegen zwischen 2,04 und 4,80 Mio. USD bei einer Bestellmenge von maximal 372 Geräten [116, 117, 118]. Für eine Bestellmenge von 1.000 Geräten werden die Kosten des Radarsystems auf 2 Mio. USD geschätzt. Für das Infrarotzielsystem liegen keine Anhaltspunkte vor, daher wird die Annahme getroffen, dass der Preis ähnlich dem Preis des Radarsystems ist.

Die Kosten für ein Sensormodul C_{Sensor} werden insgesamt mit 4 Mio. USD angenommen. Bei einem Verhältnis von Rottenführern zu Operatoren von 1:3 belaufen sich die Kosten der Zukaufteile pro Einheit insgesamt auf circa 10,64 Mio. USD.

$$\begin{aligned} C_{Zukauf} &= C_{Antrieb} + C_{Avionik} + \frac{1}{4} \cdot C_{Sensor} = (3,94 + 5,70 + 4,00) \text{ Mio. USD}_{2024} \\ &= 10,64 \text{ Mio USD}_{2024} \end{aligned} \tag{8.5}$$

8.2 Gesamtkosten und Einordnung

Die Gesamtkosten eines SUCAV bei einer Bestellmenge von 1.000 Flugsystemen ergeben sich aus der Abschätzung des *DAPCA*-Modells und der Kostenschätzung der Zukaufteile:

$$\begin{aligned} C_{Gesamt} &= C_{DAPCA} + C_{Zukauf} = (6,54 + 10,64) \text{ Mio USD}_{2024} \\ &= 17,18 \text{ Mio USD}_{2024} \end{aligned} \tag{8.6}$$

Die Kosten von 17,18 Mio. USD sind dabei als Programm-Stückkosten zu betrachten, das heißt die Kosten für Entwicklung, Prototypen und Tests sind inbegriffen. Der reine Beschaffungspreis einer Einheit liegt in der Regel bei 45 bis 80 % der Programm-Stückkosten [10].

Um einen Vergleich zu anderen Kampffjets zu ermöglichen, werden die Kosten pro Kilogramm bestimmt. Diese liegen für den *Turmfalken V2* für ein Startgewicht von 5.646 kg bei 3.043 USD/kg und damit deutlich unter den Kosten des *F-15 E* (8.272 USD/kg), des *F-18 E* (11.093 USD/kg), der *Rafale* (22.536 USD/kg) oder des *Eurofighter Typhoon* (23.007 USD/kg) [10](Werte der Quelle nach CPI umgerechnet in 2024 USD).

9 Zusammenfassung und Ausblick

Die Zielstellung dieser Arbeit lag darin, ein Konzeptentwurf für ein kosteneffizientes, unbemanntes Hochleistungsflugsystem zu erstellen, welches in der Lage ist im Rahmen des *Future Combat Air System* in einem System of Systems zu operieren. Wesentliche Anforderungen sind das Erreichen von Geschwindigkeiten im Überschallbereich sowie die Fähigkeit, Lenkflugkörper gegen Luftziele einzusetzen.

In der Entwurfsdiskussion wurden aufbauend auf den Anforderungen und der Prämisse der Kosteneffizienz Konfigurationen und Systeme festgelegt. Ein zentraler Punkt war dabei auf aktive Selbstschutzsysteme zu verzichten und den Schutz des gesamten Verbundes über die Abstandshaltung und Flugkonfiguration herzustellen.

Die Implementierung der Lösungsidee erfolgte in der Auslegungssoftware *Pacelab*, in welcher auf der Grundlage von zwei verschiedenen Modellen jeweils ein Vorentwurf erarbeitet wurde. Der vielversprechendere Entwurf wurde ausgewählt und anhand der Werkzeuge, welche die Software zur Verfügung stellt, weiter konkretisiert.

Die Auswahl der Zukaufteile erfolgte anhand der Leistung und der geschätzten Kosten, wobei priorisiert auf Komponenten zurückgegriffen wurde, die sich bereits im Einsatz der Streitkräfte der Entwicklungsländer von *FCAS* befinden, um die Kosten für Logistik und Ersatzteile zu senken.

Die Ergebnisse des ersten Konzeptentwurfs zeigten, dass das verwendete Triebwerk über deutlich zu viel Schub verfügt, sodass ein zweiter Konzeptentwurf mit einem Triebwerk verminderter Schubklasse erstellt wurde. Die Ergebnisse dieses Konzeptentwurfs sind insgesamt zufriedenstellend. Der Konzeptentwurf erfüllt einen Großteil der gestellten Anforderungen und ist in der Lage, die Auslegungsmision auszuführen. Die Auswertung ergab, dass der Entwurf ebenfalls für Missionen mit schweren Lenkflugkörpern geeignet ist. Für die Patrouille mit Kampfauftrag (CAP) stellte sich der Konzeptentwurf aufgrund zu geringer Reichweite als nicht geeignet heraus.

Die erste Kostenschätzung ergab, dass die Kosten pro Kilogramm liegen deutlich unterhalb der Kosten moderner Kampfflugzeuge liegen. Insgesamt kann der Konzeptentwurf als vielversprechende Lösung für die Zielstellung erachtet werden.

Die Ergebnisse, die *Pacelab* generierte, wurden als plausibel erachtet, es konnten keine entscheidenden Fehler oder Unstimmigkeiten entdeckt werden. Jedoch handelt es sich um Werte für den Flugzeugvorentwurf und nicht um exakte Berechnungen eines existierenden Modells.

In der Zukunft könnte der Konzeptentwurf weiterentwickelt werden, dazu gehören die exakte Nachbildung des Sensormoduls und des Nasentanks sowie die Aufschlüsselung und Auslegung der Avionik. Außerdem sollten Elektrik, Hydraulik und das Kühl-

system für die nächste Iteration des Konzeptentwurfs ausgelegt werden. Eine Betrachtung eines Entwurfs ohne Fahrwerk, mit automatischer Start- und Landevorrichtung könnte ebenfalls interessant sein.

Literatur

- [1] Landeszentrale für pol. Bildung BW. *Ukraine-Krieg Aktuell – Russland-Ukraine-Konflikt Erklärt*. URL: <https://www.lpb-bw.de/ukrainekonflikt#c83017> (besucht am 13.09.2024).
- [2] Christian Mölling und Torben Schütz. "Den Nächsten Krieg Verhindern (EDINA III)". In: (8. Nov. 2023). URL: <https://dgap.org/de/forschung/publikationen/den-naechsten-krieg-verhindern-edina-iii> (besucht am 13.03.2024).
- [3] Alexandra Möckel. *Mehr als 100 Milliarden Euro für die Bundeswehr – für unsere Sicherheit*. 27. Feb. 2022. URL: <https://www.bmvg.de/de/aktuelles/mehr-als-100-milliarden-euro-bundeswehr-sicherheit-5362112> (besucht am 13.09.2024).
- [4] *Jahresbericht 2023 (65. Bericht)*. 65. 12. März 2024, 30 ff. URL: <https://dserver.bundestag.de/btd/20/105/2010500.pdf> (besucht am 13.03.2024).
- [5] Olaf Scholz. "Sondersitzung Des Deutschen Bundestags". 27. Feb. 2022. URL: <https://www.youtube.com/watch?v=KeyAhCw8y34> (besucht am 13.03.2024).
- [6] Bundesministerium der Verteidigung (BMVg). *Verteidigungspolitische Richtlinien 2023*. <https://www.bmvg.de/resource/blob/5701724/eacb54dfc428b68-08c9088402de91836/broschuere-verteidigungspolitische-richtlinien-2023-data.pdf>. Nov. 2023. (Besucht am 13.03.2024).
- [7] Bundesverband der Deutschen Luft- und Raumfahrtindustrie e.V. *Das Future Combat Air System*. Mai 2021. URL: <https://www.bdli.de/sites/default/files/2021-06/%C3%9Cbersicht%20FCAS.pdf>.
- [8] Bundeswehr. *Luftsysteme Der Bundeswehr*. Bundeswehr. URL: <https://www.bundeswehr.de/de/ausruestung-technik-bundeswehr/luftsysteme-bundeswehr> (besucht am 15.03.2024).
- [9] Federal Aviation Administration. *FAA Aerospace Forecast Fiscal Years 2024–2044*. <https://www.faa.gov/dataresearch/aviation/aerospaceforecasts/uas-and-aam>. 2024. (Besucht am 07.05.2024).
- [10] Defense Aerospace. *Estimating the Real Cost of Modern Fighter Aircraft*. 2006.
- [11] Volker Gollnick. *Vorlesung: Luftfahrzeugentwurf II - Kapitel 2 Hochleistungsflugzeuge*. Technische Universität Hamburg, Apr. 2024.

- [12] Bundesministerium der Verteidigung (BMVg) und Generalinspekteur der Bundeswehr. *Auftrag: Landes- Und Bündnisverteidigung*. <https://www.bundeswehr.de/resource/blob/2338734/8bcff03f523a3962a028ef20484f3f0b/download-broschuere-de-data.pdf>. Juni 2020. (Besucht am 15.03.2024).
- [13] ICRC. *Views of the International Committee of the Red Cross (ICRC) on Autonomous Weapon System*. 11. Apr. 2016. URL: <https://www.icrc.org/en/document/views-icrc-autonomous-weapon-system> (besucht am 19.03.2024).
- [14] Frank Sauer. *Stellungnahme Zur Öffentlichen Sitzung Des Unterausschusses Rüstungskontrolle, Nichtverbreitung Und Rüstungskontrolle Des Deutschen Bundestages Am 6. November 20*. <https://www.bundestag.de/resource/blob/687218/1704487a46ed9a6b7088fc05f5095780/Stellungnahme-Dr-Frank-Sauer-Universitaet-der-Bundeswehr-Muenchen-data.pdf>. 6. Nov. 2019. (Besucht am 19.03.2024).
- [15] Olena Tachinina, Alexander Lysenko und Vladyslav Kutieпов. "Classification of Modern Unmanned Aerial Vehicles". In: *Electronics and Control Systems* 4.74 (74 29. Dez. 2022), S. 79–86. ISSN: 1990-5548. DOI: 10.18372/1990-5548.74.17354. URL: <https://jrn1.nau.edu.ua/index.php/ESU/article/view/17354> (besucht am 29.04.2024).
- [16] Olaf Seiring. *Der Einsatz unbemannter Flugsysteme in nicht internationalen bewaffneten Konflikten*. BWV Verlag, 6. Okt. 2016. 306 S. ISBN: 978-3-8305-3702-1.
- [17] NATO STANDARDIZATION OFFICE (NSO). *NATO Standard AJP-3.3*. 8. Apr. 2016. URL: https://www.coemed.org/files/stanags/01_AJP/AJP-3.3_EDB_V1_E_3700.pdf (besucht am 07.05.2024).
- [18] Sascha Lange. "Flugroboter statt bemannter Militärflugzeuge?" In: *Deutsches Institut für Internationale Politik und Sicherheit* (Juli 2003). ISSN: 1611-6372.
- [19] U.S. Air Force. *MQ-1B Predator*. Air Force. URL: <https://www.af.mil/About-Us/Fact-Sheets/Display/Article/104469/mq-1b-predator/> [https%3A%2F%2Fwww.af.mil%2FAbout-Us%2FFact-Sheets%2FDisplay%2FArticle%2F104469%2Fmq-1b-predator%2F](https://www.af.mil/About-Us/Fact-Sheets/Display/Article/104469/mq-1b-predator/) (besucht am 15.07.2024).
- [20] Setonndji Nahum. *The Dassault nEUROn: Analysis of Design Characteristics & Enabling Technologies*. (Besucht am 24.07.2024).
- [21] Boeing Backgrounder. *Phantom Ray*. 6. März 2010. (Besucht am 24.07.2024).
- [22] Boeing. *MQ-28*. URL: <https://www.boeing.com/defense/mq28#reimagined> (besucht am 15.07.2024).

- [23] globalsecurity.org. *Sukhoi S-70 Okhotnik-B*. globalsecurity. URL: <https://www.globalsecurity.org/military/world/russia/su-70-specs.htm> (besucht am 15.07.2024).
- [24] Bayraktar. *Bayraktar KIZILELMA*. URL: <http://baykartech.com/en/uav/bayraktar-kizilelma/> (besucht am 24.07.2024).
- [25] Kratos. *XQ-58 A - Datasheet*. URL: <https://www.kratosdefense.com/-/media/k/pdf/usd/xq-58a- Valkyrie.pdf> (besucht am 24.07.2024).
- [26] David Donald. *U.S. Air Force Ends Predator Operations | AIN*. Aviation International News. URL: <https://www.ainonline.com/aviation-news/defense/2018-03-13/us-air-force-ends-predator-operations> (besucht am 15.07.2024).
- [27] Dassault Aviation. *Aim of the nEUROn Program*. Dassault Aviation, a major player to aeronautics. URL: <https://www.dassault-aviation.com/en/defense/neuron/aim-of-the-programme/> (besucht am 24.07.2024).
- [28] Dassault Aviation. *nEUROn Program Milestones*. Dassault Aviation, a major player to aeronautics. URL: <https://www.dassault-aviation.com/en/defense/neuron/programme-milestones/> (besucht am 24.07.2024).
- [29] Boeing. *Boeing Loyal Wingman Uncrewed Aircraft Completes First Flight*. MediaRoom. (Besucht am 15.07.2024).
- [30] Gabriel Centeno. *Russlands Stealth-Drohne könnte dieses Jahr mit der Produktion beginnen*. Aeroflap. 1. Feb. 2024. URL: <https://www.aeroflap.com.br/de/Russlands-Stealth-Drohne-k%C3%B6nnte-noch-in-diesem-Jahr-mit-der-Produktion-beginnen/> (besucht am 15.07.2024).
- [31] Airforce Technology. *Bayraktar Kizilelma Fighter UAV, Turkey*. Airforce Technology. URL: <https://www.airforce-technology.com/projects/bayraktar-kizilelma-fighter-uav-turkey/> (besucht am 24.07.2024).
- [32] Kratos Defense & Security Solutions. *Tactical UAVs*. URL: <https://www.kratosdefense.com/systems-and-platforms/unmanned-systems/aerial/tactical-uavs> (besucht am 26.07.2024).
- [33] Joseph Trevithick. *This Is Our Most Detailed Look At Russia's S-70 Unmanned Combat Air Vehicle To Date (Updated)*. The War Zone. 5. Okt. 2021. URL: <https://www.twz.com/42627/this-is-our-most-detailed-look-at-russias-s-70-unmanned-combat-air-vehicle-to-date> (besucht am 19.08.2024).

- [34] *Turkish Envoy: KIZILELMA Drone to Also Fly in Azerbaijan's Skies*. Xalqqazeti.az. URL: <https://xalqqazeti.az/en/siyaset/151917-turkish-envoy-kizilelma-drone-also> (besucht am 20.08.2024).
- [35] Gabriel Centeno. *Die US Air Force erhält „unsichtbare“ Luftkampfdrohnen*. Aeroflap. 14. Nov. 2022. URL: <https://www.aeroflap.com.br/de/Die-US-Luftwaffe-erh%C3%A4lt-unsichtbare-Luftkampfdrohnen/> (besucht am 19.08.2024).
- [36] Team GlobDef. *Allgemein - U(C)AV - Waffensystem der Zukunft - Seite 2 - GlobalDefence.net -Streitkräfte der Welt*. 24. Apr. 2007. URL: <https://www.globaldefence.net/technologie/luftsysteme/allgemein-ucav-waffensystem-der-zukunft/2> (besucht am 13.05.2024).
- [37] Gary Martinic. "Jet Fighter Aircraft - Five 'generations' Later, and Still Counting.." In: *Naval Engineers Journal* (1. Apr. 2015).
- [38] Volker Gollnick. *Vorlesung: Lufttransportsysteme, Kapitel 4 - Das Fluggerät*. Technische Universität Hamburg, Okt. 2023.
- [39] Amos Dossi und Niklas Masuhr. "Europäische Kampfflugzeug-Programme". In: (Okt. 2021). Unter Mitarb. von Schepers, Névine, 4 p. DOI: 10.3929/ETHZ-B-000507898. URL: <http://hdl.handle.net/20.500.11850/507898> (besucht am 05.04.2024).
- [40] Fabian Kohnle. *IPEK - System of Systems*. 18. Aug. 2023. URL: <https://www.ipek.kit.edu/11604.php> (besucht am 03.04.2024).
- [41] Bundeswehr. *FCAS – Future Combat Air System*. 29. Nov. 2019. URL: <https://www.bundeswehr.de/de/organisation/luftwaffe/aktuelles/fcas-future-combat-air-system> (besucht am 09.04.2024).
- [42] "Europäischer Kampfjet FCAS: Kein Blankoscheck für Kramp-Karrenbauer". In: *Der Tagesspiegel Online* (). ISSN: 1865-2263. (Besucht am 03.04.2024).
- [43] USA Department of Defense. *MIL-STD-3013A*. 9. Sep. 2008.
- [44] Thomas Skiba. *Mehrzweckkampfflugzeuge: Vielseitigkeit und Effizienz in der Luftkriegsführung*. Bundeswehr. 4. Juni 2023. URL: <https://www.bundeswehr.de/de/organisation/luftwaffe/aktuelles/mehrzweck-kampfflugzeuge-in-der-luftkriegsfuehrung-5630338> (besucht am 18.04.2024).
- [45] Daniel P. Raymer. *Aircraft Design*. 5. ed. AIAA Education Series. AIAA, American Inst. of Aeronautics and Astronautics, 2012. ISBN: 978-1-60086-911-2.
- [46] Eduardo Zegarra-Berodt und Volker Gollnick. "Mobiles, Automatisches Start-Landesystem Für Unbemannte Flugsysteme". Pat. (Deutschland).

- [47] Husheng Wang u. a. "Chaff Identification Method Based on Range-Doppler Imaging Feature". In: *IET Radar, Sonar & Navigation* 16.11 (2022), S. 1861–1871. ISSN: 1751-8792. DOI: 10.1049/rsn2.12302. (Besucht am 13. 09. 2024).
- [48] "Marconi's Team Wins EFA DASS". In: *Flight International* (4. Feb. 1992), S. 15. URL: <https://web.archive.org/web/20131006194757/http://www.flightglobal.com/FlightPDFArchive/1992/1992%20-%200181.PDF#expand> (besucht am 19. 08. 2024).
- [49] Astrid Kuzia. *Unverzichtbar im Gefecht: Technik erklärt: So arbeitet ein AESA-Radar*. 10. Juni 2019. URL: <https://www.flugrevue.de/unverzichtbar-im-gefecht-technik-erklart-so-arbeitet-ein-aesa-radar/> (besucht am 19. 08. 2024).
- [50] Christian Wolff. *Phased Array Antennen - Radar Basics*. URL: <https://www.radartutorial.eu/06.antennas/Phased%20Array%20Antennen.de.html> (besucht am 19. 08. 2024).
- [51] Grupo Oesia. *IRST: Infrared Search and Tracking Systems*. Grupo Oesía. URL: <https://grupooesia.com/en/insight/irst-the-revolution-in-infrared-search-and-tracking-systems/> (besucht am 19. 08. 2024).
- [52] Pace GmbH. *Pacelab APD & SysArc - Aircraft Preliminary Design Software Solution*. (Besucht am 12. 08. 2024).
- [53] Mathias Grünewald. *Analyse Und Projektierung von Unbemannten Flugsystemen Für Luftverteidigung Der 6. Generation*.
- [54] Bjarne Muth. *Analysis and Conceptual Design of a 6th Generation High Performance Air System for Carrier Based Operations*. 27. Nov. 2021.
- [55] Kevin Scheibe. *Analyse Und Projektierung Eines Hochleistungsflugsystems Der 6. Generation Für Agile Lufteinsätze*. 15. Jan. 2022.
- [56] Thomas Weber. *Analyse Und Projektierung Eines Hochleistungsflugsystems Der 6. Generation Für Abstandsoperationen*.
- [57] Egbert Torenbeek. *Advanced Aircraft Design*. 1. Aufl. John Wiley & Sons, Ltd, 2013. DOI: 10.1002/9781118568101.
- [58] Spangdahlem Air Base. *F-16*. URL: <https://www.spangdahlem.af.mil/About-Us/German-Guests/F-16/> (besucht am 13. 08. 2024).
- [59] Georg Mader. *Lockheed: 50 Jahre F-16 und kein Ende in Sicht*. 1. Feb. 2024. URL: <https://militaeraktuell.at/lockheed-50-jahre-f-16-und-kein-ende-in-sicht/> (besucht am 13. 08. 2024).

- [60] MBDA. *Datasheet EJ200*. URL: <https://www.mtu.de/engines/military-aircraft-engines/fighter-aircraft/ej200/> (besucht am 10.09.2024).
- [61] GE Aviation. *Datasheet GE F414*. 2014. URL: <https://www.geaerospace.com/sites/default/files/2022-01/F414-Datasheet.pdf> (besucht am 10.09.2024).
- [62] GE Aviation. *Datasheet GE F110*. 2023. URL: https://www.geaerospace.com/sites/default/files/2023_ge_aero_f110_datasheet_digital.pdf (besucht am 10.09.2024).
- [63] GE Aviation. *Datasheet GE F404*. 2020. URL: https://www.geaerospace.com/sites/default/files/2022-01/F404%20Family%20Data%20Sheet_UPDATED.pdf (besucht am 10.09.2024).
- [64] National Museum of the United States Air Force. *Pratt & Whitney F100-PW-220*. National Museum of the United States Air Force™. URL: <https://www.nationalmuseum.af.mil/Visit/Museum-Exhibits/Fact-Sheets/Display/Article/196437/pratt-whitney-f100-pw-220/https%3A%2F%2Fwww.nationalmuseum.af.mil%2FVisit%2FMuseum-Exhibits%2FFact-Sheets%2FDisplay%2FArticle%2F196437%2Fpratt-whitney-f100-pw-220%2F> (besucht am 10.09.2024).
- [65] Pratt & Wittney. *Datasheet PW F100-229*. <https://prd-sc102-cdn.rtx.com/-/media/pw/newsroom/collateral/documents/military-engines/f100-pw-229-product-card.pdf?rev=0eeacad7f5f84719973a61331df7e27f&hash=750235C595BF263A085686E70F41562A>. 2024. (Besucht am 10.09.2024).
- [66] Snecma. *Datasheet M88-2*. 16. Juli 2011. URL: https://web.archive.org/web/20110716162103/http://www.snecma.com/IMG/pdf/M88-2_ang-2.pdf (besucht am 21.08.2024).
- [67] Rolls-Royce. *Datasheet RB199*. 5. Juni 2011. URL: https://web.archive.org/web/20110605222639/http://www.rolls-royce.com/Images/rb199_tcm92-6699.pdf (besucht am 10.09.2024).
- [68] GE Aviation. *Datasheet RM12*. 6. Okt. 2014. URL: <https://web.archive.org/web/20141006135739/http://www.geaviation.com/engines/docs/military/datasheet-RM12.pdf> (besucht am 10.09.2024).
- [69] Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt Hamburg. *Datenbank UxAV*. 2024.
- [70] Air Force. *MQ-9 Reaper*. Air Force. 2021. URL: <https://www.af.mil/About-Us/Fact-Sheets/Display/Article/104470/mq-9-reaper/https%3A%2F%2Fwww.af.mil%2FAbout-Us%2FFact-Sheets%2FDisplay%2FArticle%2F104470%2Fmq-9-reaper%2F> (besucht am 10.09.2024).

- [71] Flugzeug Lexikon. *F-16 C - Kampfflugzeug*. URL: https://www.flugzeuglexikon.de/ILA_2000/Military/F-16_C/f-16_c.html (besucht am 10.09.2024).
- [72] Korea Aerospace Industries. *KAI T-50*. 19. Juli 2012. URL: https://web.archive.org/web/20120719220955/http://www.koreaaero.com/english/product/fixedwing_t-50.asp (besucht am 10.09.2024).
- [73] Leonardo. *Datasheet Aermacchi M-346AJT*. 2020. URL: https://aircraft.leonardo.com/documents/16114715/17989163/Aermacchi+M-346+AJT_datasheet_AU.pdf?t=1602499701743 (besucht am 10.09.2024).
- [74] Saab. *Datasheet Gripen*. 30. Okt. 2013. URL: https://web.archive.org/web/20131030102632/http://www.saabgroup.com/Global/Documents%20and%20Images/Air/Gripen/Gripen%20product%20sheet/Gripen_Dimensions.pdf (besucht am 10.09.2024).
- [75] Dhimas Afihandarin und Konstantinos Zikidis. *AESA Radar Calculator Ver.2*. Mai 2020.
- [76] Dipl.-Ing (FH) Christian Wolff. *AN/APG-63 - Radar Basics*. URL: <https://www.radartutorial.eu/19.kartei/08.airborne/karte030.de.html> (besucht am 10.09.2024).
- [77] Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt Hamburg. *Datenbank Radarsysteme*. 2024.
- [78] Dipl.-Ing (FH) Christian Wolff. *AN/APG-68 - Radartutorial*. URL: <https://www.radartutorial.eu/19.kartei/08.airborne/karte024.en.html> (besucht am 10.09.2024).
- [79] Northrop Grumman. *Datashett AN/APG-68(V)9*. 26. Mai 2011. URL: <https://web.archive.org/web/20110526024024/http://www.es.northropgrumman.com/solutions/apg68/assets/APG68.pdf> (besucht am 10.09.2024).
- [80] Hensoldt. *Datasheet CAPTOR-E*.
- [81] Lee Tae-hoon. *F-35: A Game Changer in Modern Warfare*. koreatimes. 24. Okt. 2011. URL: https://www.koreatimes.co.kr/www/nation/2024/08/205_97236.html (besucht am 21.08.2024).
- [82] IAI. *Datasheet ELM-2032*. 17. Mai 2017. URL: https://web.archive.org/web/20170517044140/http://www.iai.co.il/Sip_Storage/FILES/0/38030.pdf (besucht am 10.09.2024).
- [83] Dipl.-Ing (FH) Christian Wolff. *ELM-2052 - Radartutorial*. URL: <https://www.radartutorial.eu/19.kartei/08.airborne/karte039.en.html> (besucht am 10.09.2024).

- [84] Saab. *Datasheet PS-05/A MK4*. URL: <https://www.saab.com/globalassets/products/surveillance/ps-05a-fighter-radar/ps-05-a-mk4.pdf> (besucht am 10.09.2024).
- [85] Leonardo. *Datasheet Raven ES-05*. 2017. URL: https://electronics.leonardo.com/documents/16277707/18405906/Raven_ES05_LQ_mm07819_.pdf?t=1538987505704 (besucht am 10.09.2024).
- [86] Leonardo. *Datasheet PIRATE*.
- [87] Picard. *PIRATE IRST*. Defense Issues. 30. Okt. 2012. (Besucht am 21.08.2024).
- [88] Wikipedia. *EuroRADAR CAPTOR*. In: *Wikipedia*. 16. März 2024. URL: https://de.wikipedia.org/w/index.php?title=EuroRADAR_CAPTOR&oldid=243159764 (besucht am 21.08.2024).
- [89] Karl Schwarz. *Hensoldt-AESA-Radar: Ein Fighter, Drei Radare | FLUG REVUE*. URL: <https://www.flugrevue.de/militaer/hensoldt-aesa-radar-fuer-den-eurofighter-ein-fighter-drei-radare/> (besucht am 21.08.2024).
- [90] Bundeswehr. *Luft-Luft-Rakete AIM-120 AMRAAM*. (Besucht am 20.08.2024).
- [91] FutureZone. *Ukraine Bekommt AMRAAM: Luft-Luft-Raketen Mit 160 Km Reichweite*. URL: <https://futurezone.at/digital-life/ukraine-aim-120-amraam-d3-c8-luft-luft-raketen-160-km-reichweite-nasams/402496162> (besucht am 20.08.2024).
- [92] MBDA. *ASRAAM | Air Dominance, AIR SUPERIORITY*. MBDA. URL: <https://www.mbda-systems.com/product/asraam/> (besucht am 20.08.2024).
- [93] Bundeswehr. *Luft-Luft-Rakete IRIS-T AIM-2000*. URL: <https://www.bundeswehr.de/de/ausruestung-technik-bundeswehr/ausruestung-bewaffnung/iris-t-aim-2000> (besucht am 20.08.2024).
- [94] Saab. *IRIS-T | Saab*. Start. URL: <https://www.saab.com/products/iris-t> (besucht am 20.08.2024).
- [95] MBDA. *METEOR | Air Dominance, AIR SUPERIORITY*. MBDA. URL: <https://www.mbda-systems.com/product/meteor/> (besucht am 20.08.2024).
- [96] Gotech Austria. *Meteor BVRAAM*. URL: https://www.gotech.at/meteor_bvraam.htm (besucht am 20.08.2024).
- [97] MBDA. *MICA | Air Dominance, AIR SUPERIORITY*. MBDA. URL: <https://www.mbda-systems.com/product/mica/> (besucht am 20.08.2024).

- [98] Airforce Technology. *MICA Air-to-Air Missile System*. Airforce Technology. URL: <https://www.airforce-technology.com/projects/mica-air-to-air-missile-system/> (besucht am 20. 08. 2024).
- [99] Lockheed Martin. *Datasheet JASSM*. 2022. URL: https://www.lockheedmartin.com/content/dam/lockheed-martin/mfc/pc/jassm/22-14207-ADSW_JASSM_Product%20Card%20Updates.pdf (besucht am 10. 09. 2022).
- [100] MBDA. *Datasheet MBDA Storm Shadow*. 2019. URL: <https://www.mbdasystems.com/product/storm-shadow-scalp/> (besucht am 10. 09. 2024).
- [101] TAURUS Systems GmbH. *TAURUS KEPD 350E – The Modular Stand-Off Missile System*. URL: https://taurus-systems.de/wp-content/uploads/2016/10/TAURUS_KEPD_350E-EN-Aug2014.pdf (besucht am 11. 07. 2024).
- [102] Deagle.com. *TAURUS KEPD*. URL: <https://www.deagle.com/Weapons/Taurus%20KEPD/a001100> (besucht am 13. 09. 2024).
- [103] Rolls-Royce. *Datasheet Adour Turbofan*. 5. Juni 2011. URL: https://web.archive.org/web/20110605222457/http://www.rolls-royce.com/Images/Adour_tcm92-6701.pdf (besucht am 27. 08. 2024).
- [104] Ministry of Defense Japan. *Datasheet XF5-1*. 3. Feb. 2013. URL: <https://web.archive.org/web/20130203085726/http://www.mod.go.jp/trdi/research/R3-2p.pdf> (besucht am 10. 09. 2024).
- [105] Honeywell Aerospace. *Datasheet F124*. 2017. URL: <https://aerospace.honeywell.com/content/dam/aerobt/en/documents/learn/products/engines/brochures/N61-1646-000-000-F124TurbofanEngine-bro.pdf> (besucht am 10. 09. 2024).
- [106] Honeywell Aerospace. *Turbofan Engines: F124*. 8. Jan. 2015. URL: <https://web.archive.org/web/20150108133318/http://aerospace.honeywell.com/en/products/engines/f124> (besucht am 10. 09. 2024).
- [107] Aero Turbine. *J85-21*. AeroTurbine. URL: <https://www.aeroturbineinc.com/mro-services/j85/j85-21/> (besucht am 10. 09. 2024).
- [108] Ron Hess und H. P. Romanoff. *Aircraft Airframe Cost Estimating Relationships: Study Approach and Conclusions*. RAND Corporation, 1. Jan. 1987. URL: <https://www.rand.org/pubs/reports/R3255.html> (besucht am 29. 08. 2024).
- [109] John Birkler, Jeffrey B. Garfinkle und Kenneth E. Marks. *Development and Production Cost Estimating Relationships for Aircraft Turbine Engines*. RAND Corporation, 1. Jan. 1982. URL: <https://www.rand.org/pubs/notes/N1882.html> (besucht am 29. 08. 2024).

- [110] Federal Reserve Bank of Minneapolis. *Consumer Price Index, 1913- | Federal Reserve Bank of Minneapolis*. URL: <https://www.minneapolisfed.org/about-us/monetary-policy/inflation-calculator/consumer-price-index-1913-> (besucht am 30.08.2024).
- [111] Bundeswehr. *Eurofighter*. (Besucht am 30.08.2024).
- [112] Bundeswehr. *Tornado*. URL: <https://www.bundeswehr.de/de/ausruistung-technik-bundeswehr/luftsysteme-bundeswehr/pa-200-tornado> (besucht am 30.08.2024).
- [113] MilAvia Press.com. *OrBat Spain - MilAvia Press.Com: Military Aviation Publications*. 13. Juli 2011. URL: <https://web.archive.org/web/20110713215215/http://www.milaviapress.com/orbat/spain/index.php> (besucht am 30.08.2024).
- [114] Ministry of the Armed Forces. *Defence Key Figures 2021*. 4. Jan. 2022. URL: <https://www.defense.gouv.fr/chiffres-cles-defense-2021> (besucht am 30.08.2024).
- [115] P Samuel und J.E. Lenertz. *DEVELOPMENT OF A DRY LOW EMISSION COMBUSTOR FOR THE ASE1 20 INDUSTRIAL GAS TURBINE ENGINE*. 5. Juli 1995.
- [116] Airborne Electronics Forecast. *ARCHIVED REPORT APG-77(V)*. Okt. 2012. URL: https://www.forecastinternational.com/archive/disp_pdf.cfm?DACH_RECNO=941 (besucht am 02.09.2024).
- [117] DefenseDaily. *Northrop Grumman Awarded \$88 Million FMS Sale For APG-68(V)9 Radars*. Defense Daily. 21. Juni 2012. URL: <https://www.defensedaily.com/northropgrumman-awarded-88-million-fmssale-for-apg-68v9-radars/air-force/> (besucht am 02.09.2024).
- [118] Dylan Malyasov. *Pentagon Announce \$1 Billion F-16's AESA Radars Order*. 21. Dez. 2019. URL: <https://defence-blog.com/pentagon-announce-1-billion-f-16s-aesa-radars-order/> (besucht am 02.09.2024).

A Anhang: Datenblätter der verwendeten Systeme

Triebwerk *Snecma M88-2*

M88-2

MILITARY AIRCRAFT ENGINES

The M88-2 engine, designed for the multirole combat aircraft Rafale, is the first in a family of new-generation engines designed to power the combat and advanced training aircraft of the 21st century.

The first production M88-2 engine was delivered in 1996. Today, it powers the various Rafale versions flown by the French air force and navy. It is particularly suited to low-altitude penetration and high-altitude interception missions.

Light and compact, the M88-2 integrates the latest technologies: single-piece bladed compressor disks (blisks), on-polluting combustion chamber, single crystal high-pressure turbine blades, powder metallurgy disks, ceramic coatings, composite materials, etc.

The use of 3D calculation codes has resulted in global optimization of the aerodynamic design of flowpaths and the thermal and mechanical behavior of parts. Thanks to its fully redundant digital control system, the engine displays exceptional controllability and handling characteristics, making it ideal for the multirole missions of air forces.

Its modular design ensures optimum operational availability and great maintenance flexibility. Furthermore, the M88 incorporates the latest maintenance concepts as failure diagnosis aid or high level of aircraft/engine integration.

Snecma continuously invests in Research & Technology to meet its customers' specific requirements, resulting in regular upgrades to the M88-2, for example based on the ECO demonstrator. In 2008 Snecma offered the "TCO Pack" to decrease the engine's total cost of ownership.

Subsequent improvements could increase the M88's thrust to the 20,000 lb class.

ENGINE FEATURE	M88-2	ECO demonstrator
• A/B thrust (lb)	17,000	20,250
• Dry engine thrust (lb)	11,250	13,500
• A/B specific fuel consumption (kg/daN.h)	1.70	1.70
• Dry engine thrust specific fuel consumption (kg/daN.h)	0.80	0.80
• Air flow rate (kg/s)	65	72
• Turbine Inlet Temperature (K)	1,850 (2,871°F)	1,850 (2,871°F)
• Pressure ratio	24.50	27
• Bypass ratio	0.30	0.30
• Length (in)	139	142
• Inlet diameter (in)	27.50	31
• Weight (lb)	1,977.50	2,171.50

DESCRIPTION

- Twin-shaft, bypass turbofan engine
- 3-stage LP compressor with inlet guide vane
- 6-stage HP compressor (3 stages with variable stator vanes)
- Annular combustion chamber
- Single-stage cooled HP turbine
- Single-stage cooled LP turbine
- Radial A/B chamber
- Variable-section convergent flap-type nozzle
- Full authority digital engine control (FADEC)
- Modular on-condition maintenance (21 modules)

Snecma: 10, allée du Brévent - CE1420 Courcouronnes - 91019 Evry Cedex - France
 Tel.: 33 (0)1 69 87 09 00 - Fax: 33 (0)1 69 87 09 02
www.snecma.com



Snecma - Communications Department - June, 2009

Triebwerk *Rolls-Royce Turbomeca Adour Mk811*

Engine Specification

Engine	Mk951	Mk871/F405	Mk106	Mk811
Thrust lbf (kN)	6,500 (28.9)	6,000 (27.0)	8,430 (37.5)* * (reheated)	8,400 (37.4)* * (reheated)
Bypass ratio	0.8	0.8	0.8	0.75
Pressure ratio	12.2	11.3	10.4	11
Length in (m)	77 (1.96)	77 (1.96)	114 (2.90)	114 (2.90)
Fan diameter in (m)	22.7 (0.58)	22.3 (0.57)	22.3 (0.57)	22.0 (0.56)
Basic weight lb (kg)	1,345 (610)	1,299 (589)	1,784 (809)	1,633 (741)
Compressor	2LP, 5HP	2LP, 5HP	2LP, 5HP	2LP, 5HP
Turbine	1HP, 1LP	1HP, 1LP	1HP, 1LP	1HP, 1LP
Applications	BAE SYSTEMS Hawk, Boeing / BAE SYSTEMS T-45 Goshawk SEPECAT Jaguar			



Rolls-Royce®

© Rolls-Royce plc 2009

The information in this document is the property of Rolls-Royce plc and may not be copied, or communicated to a third party, or used, for any purpose other than that for which it is supplied without the express written consent of Rolls-Royce plc.

Whilst this information is given in good faith based upon the latest information available to Rolls-Royce plc, no warranty or representation is given concerning such information, which must not be taken as establishing any contractual or other commitment binding upon Rolls-Royce plc or any of its subsidiary or associated companies.

VCOMB 0635 March 2009 / Printed on 75% recycled material

Rolls-Royce plc
PO Box 3, Filton,
Bristol, BS34 7QE England
Tel: +44 (0) 117 979 1234
Fax: +44 (0) 117 979 7575

PO Box 420, Indianapolis,
Indiana, 46206-0420 USA
Tel: + 1 317 230 2000
Fax: + 1 317 230 5100

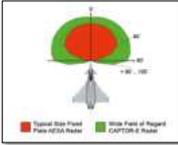
www.rolls-royce.com

Radarsystem CAPTOR-E






Complex Airborne Threats
Multimode E-Scan Operation



The Re-Positioner for Wide Field of Regard provides an advanced angular coverage combined with optimum range performance



AESA Antenna and Re-Positioner



Transmit/Receive Module

Benefits

The Threat

- Complex scenarios with high agile airborne and ground based threats in combination with asymmetric warfare
- Detection of difficult targets with low Radar Cross Section
- Difficult electronic warfare environment

Facing the Challenge

- Active electronic beam steering with nearly instantaneously repositioning of radar beam enables faster detection and increased tracking ranges
- AESA technology with flexible radar resource management will improve tracking performance/track robustness and missile guidance for simultaneous multi target scenarios.
- Fast beam steering and high reliability of AESA will increase the operational effectiveness and mission availability of fighter aircraft
- Fast electronic scanning, combined with slow moving mechanical re-positioning enables Wide Field of Regard operation and high situation awareness

Enhancement in Mission Success

- Optimal multirole capability
- Unsurpassed future advantages due to inherent flexibility for simultaneous additional non radar functions – more than radar
- High weapon system mission availability

Operational Benefits

- Increased operational capabilities for detection/ tracking due to high Effective Radiated Power
- Wide Field of Regard re-positioner
- Improved situational awareness through simultaneous/interleaved Air/ Air and Air/Ground operation
- Reduction of overall radar cross section
- Inherent increased reliability of AESA front-end

Radar System Benefits

- Fully solid state Gallium Arsenide AESA technology with high Mean Time Between critical Failures
- High agile, fast radar beam positioning
- Full digital radar/highly reliable system architecture
- Modular hardware and software
- Enhanced ECCM features
- High overall system reliability
- Reduced Life Cycle Cost due to solid state technology and graceful degradation

Technical Design Features

Available AESA Technology

- The EuroRadar partner companies have over the years developed powerful AESA technologies and demonstrated during the European AMSAR project in several campaigns the design capabilities for Active Electronic Scanned Array radars.
- CAESAR – CAPTOR AESA Radar
- EuroRadar funded demonstrator program 2002-2007
- New AESA front-end with CAPTOR-M backend. Successful flight demonstrations on Eurofighter Typhoon in May 2007
- CECAR
- GE and UK MoD funded program, performed by Airbus Defence and Space and Saes ES to de-risk an E-Scan development based on early analysis of recorded E-Scan radar data.

Series Production of Transmit/Receive Modules

- European sources are the basis for powerful Gallium Arsenide technology and advanced highly reliable front-end designs
- Proven series production for space (TerraSAR), airborne (Vixen E), naval and ground (MEADS, BUR) application in mass quantities

Multiple Radar Modes of Operation

- Simultaneous/interleaved A/A and A/G radar modes
- Air-to-Air search and track/search while track
- Air-to-Ground real beam ground map as well as high resolution modes for surveillance and reconnaissance
- Ground moving target indication search and track
- Sea surface search
- Pilot workload reduction by efficient radar resource management

Integration/ Installation Aspects

- Easy integration in Typhoon
- Highly reliable AESA antenna with graceful degradation
- Sea surface search
- Obsolescence robust design with low life cycle cost

Future Growth Potential

- Non Radar Modes like Data link, ESM and ECM support
- Multi channel adaptive beam forming including Space Time Adaptive Processing (STAP)
- Bistatic operation



CAESAR first flight May 2007



CAESAR integrated in Typhoon



Antenna Power Supply and Control Unit



Advanced Modular Processor



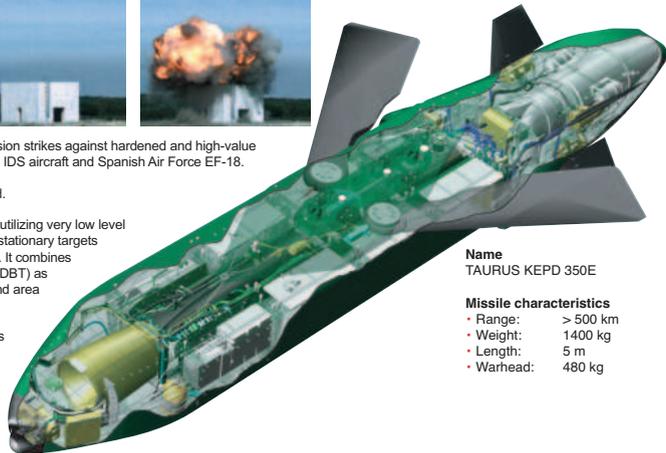
Receiver

Radar Makes The Difference

Luft-Boden-Lenkflugkörper TAURUS



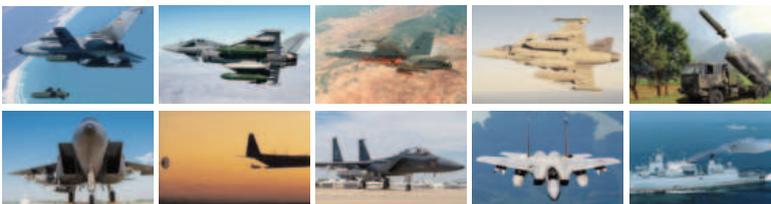
- TAURUS KEPD 350E – the modular stand-off missile system for precision strikes against hardened and high-value point and area targets – is deployed on the German Air Force Tornado IDS aircraft and Spanish Air Force EF-18.
- Integration onto F-15 ongoing. Integration onto e.g. Eurofighter initiated.
- TAURUS KEPD 350E is designed to penetrate dense air defences by utilizing very low level terrain following flight and neutralizing high-value stationary and semi-stationary targets with its highly effective 480 kg dual stage warhead system MEPHISTO. It combines excellent penetration capabilities for hard and deeply buried targets (HDBT) as well as blast and fragmentation capabilities against high-value point and area targets.
- The world's only Programmable Intelligent Multi-Purpose Fuze enables detonation of the penetrator at pre-selected floors within the target structure through layer counting and void sensing technologies.
- TAURUS KEPD 350E is a product of TAURUS Systems GmbH, a joint venture between MBDA Deutschland GmbH and Saab Dynamics AB for the development, production, global marketing and sales of the TAURUS stand-off missile family for precision strike.



Name
TAURUS KEPD 350E

Missile characteristics

- Range: > 500 km
- Weight: 1400 kg
- Length: 5 m
- Warhead: 480 kg



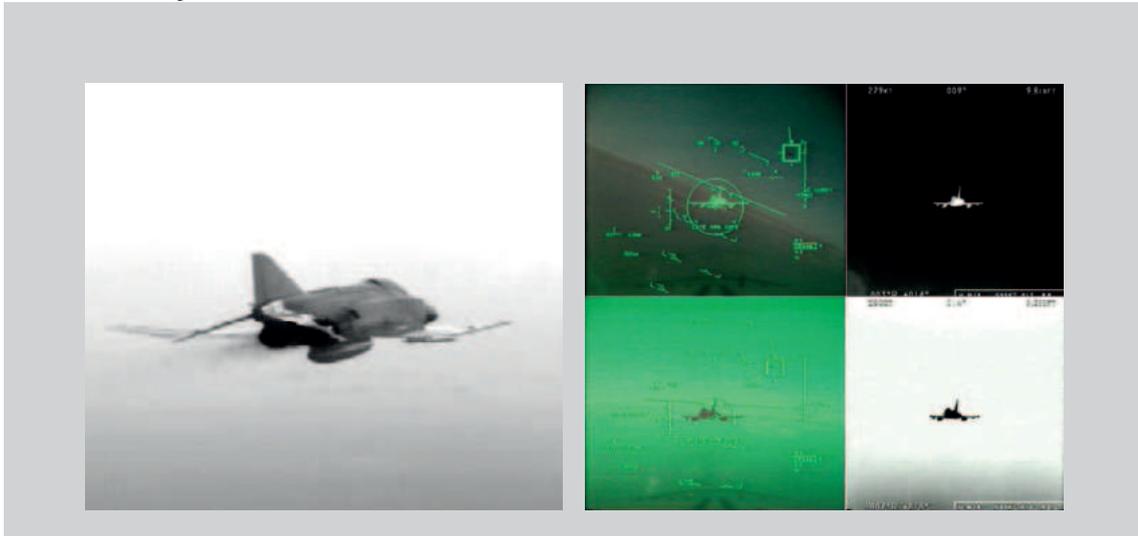
TAURUS Systems GmbH
P.O. Box 13 40
D-86523 Schrobenhausen
Germany

Phone: +49 8252 99-6766
Fax: +49 8252 99-6777
Web: www.taurus-systems.de
E-mail: info@taurus-systems.de



© Published by TSG - August 2014. TORNADO photo courtesy of PDIV, Transport A/C photo courtesy of WTD 61, Gripen photo courtesy of SAAB AB, EF-18 photo courtesy of the Spanish Air Force, F-15 photo courtesy of The Boeing Company

Infrarotzielsystem *PIRATE*



KEY FEATURES

- Automatic detection and multiple target tracking (Track While Scan –IRST mode)
- Provision of IR TV picture for cockpit displays and helmet visors (FLIR mode).

PHYSICAL CHARACTERISTICS

length:	680 mm
Width:	591 mm
Height:	300 mm
Mass:	8 Kg



For more information:
airborneandspace@leonardocompany.com
Leonardo Electronics
Viale Europa snc-20014 Nerviano (MI)-Italy
T +39 0331 567330

This publication is issued to provide outline information only and is supplied without liability for errors or omissions.
No part of it may be reproduced or used unless authorised in writing.
We reserve the right to modify or revise all or part of this document without notice.

2022 © Leonardo S.p.A.

MM07797 01-17



leonardo.com



Luft-Luft-Lenkflugkörper *METEOR*

AIR

MBDA contacts
Sales and Business Development
Six Hills Way, Stevenage, Hertfordshire SG1 2DA
United Kingdom
Tel: +44 (0)1438 312422
salesenquiries@mbda-systems.com
www.mbda-systems.com



Technical characteristics/specifications

Weight: 190kg

Length: 3.7m

Diameter: 178mm

Rail and ejection launch capability

Propulsion

- Solid fuel variable flow ducted rocket (ramjet)

Seeker

- Active RF

Navigation and guidance

- Inertial mid-course with data link
- Autonomous terminal guidance

Warhead

- Blast fragmentation

Fuses

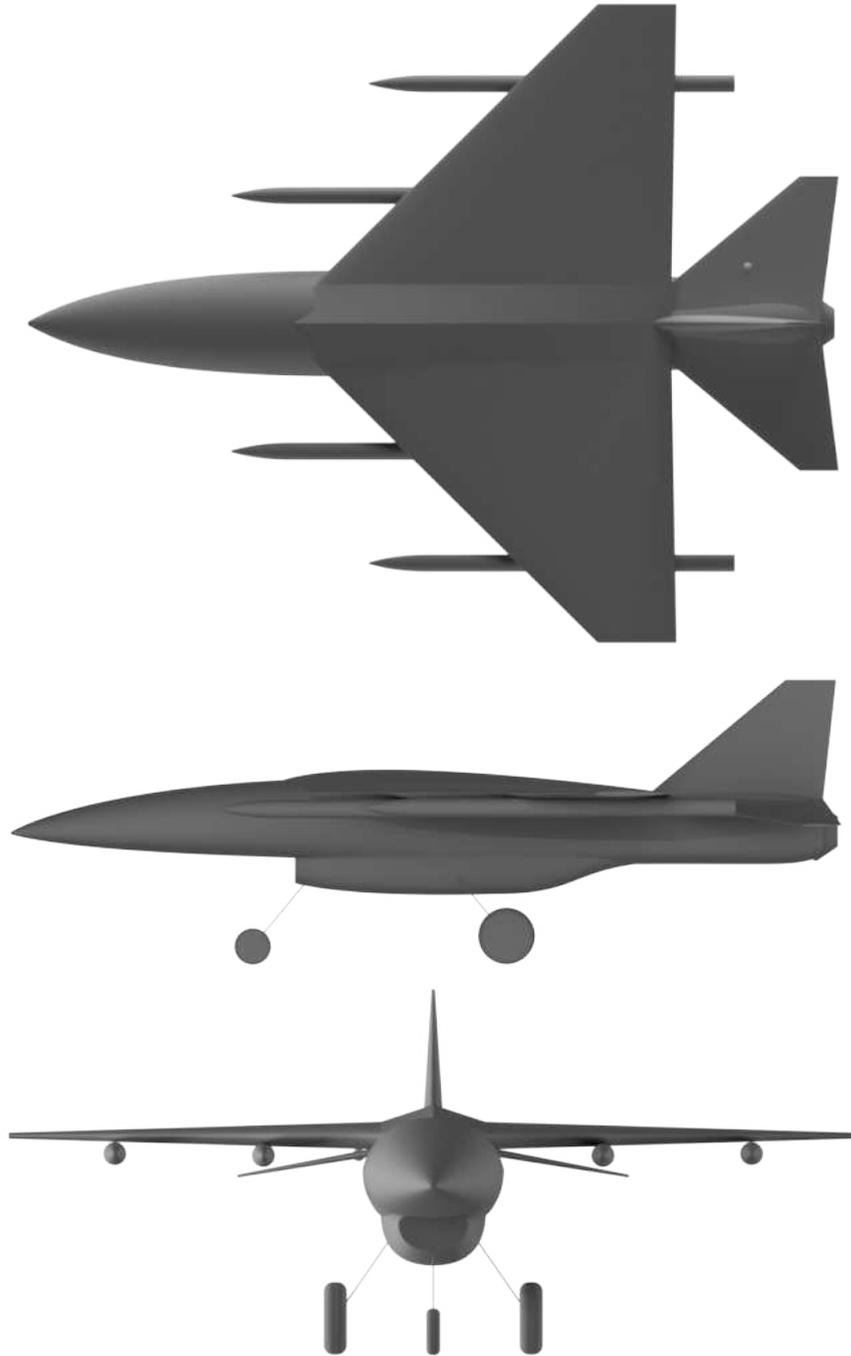
- Impact
- RF proximity



© Copyright MBDA UK Ltd 2018-06-v02. Photo credits: Rafale image © DGA, Typhoon images © Copyright GH Lee/MBDA UK Ltd



B Anhang: Rendering des Konzeptentwurfs *Turmfalke V2*



C Anhang: Massenaufbruch *Turmfalke*

Page 1 of 2

UCAV_Kestrel_V2_RF: APD mass report

Certification / Design Limitations	Mass [kg]	MTOW [%]		
MRW	10500.00	100.48		
MTOW	10450.00	100.00		
MLW	6150.00	58.85		
MZFW	8178.03	78.26		
OEW	5088.03	48.69		
Max. fuel	2018.98	19.32		
Max. payload	3090.00	29.57		
Design mass breakdown			Calibration factor	Calibration increment [kg]
	Mass [kg]	MTOW [%]		
Cabin supplies	0.00	0.00	1.000	0.000
Crew	0.00	0.00	1.000	0.000
Load and handling group	0.00	0.00	1.000	0.000
Potable water and toilet chemicals	0.00	0.00	1.000	0.000
Safety equipment	0.00	0.00	1.000	0.000
Unusable fuel	27.92	0.27	1.000	0.000
Operational items weight	27.92	0.27	1.000	0.000
	--	--	--	--
PropulsionGroup powerplant1 dry engine	897.00	8.58	1.000	0.000
Engine	897.00	8.58	--	--
Fuel system	153.18	1.47	1.000	0.000
PropulsionGroup powerplant1 installed systems	94.55	0.90	1.000	0.000
Installed systems	94.55	0.90	--	--
Propulsion group	1144.74	10.95	--	--
	--	--	--	--
Air induction group	133.45	1.28	1.000	0.000
Aux fuel tanks	0.00	0.00	--	--
Canard	0.00	0.00	--	--
Dorsal	0.00	0.00	--	--
Horizontal stabilizer	158.34	1.52	1.000	0.000
Vertical fin	126.06	1.21	1.000	0.000
Empennage group	284.39	2.72	--	--
Engine section or nacelle group	0.00	0.00	--	--
Fuselage group	657.45	6.29	1.000	0.000
Surface controls group	118.44	1.13	1.000	0.000
Undercarriage aft	436.16	4.17	1.000	0.000
Undercarriage forward	88.94	0.85	1.000	0.000
Undercarriage group	525.10	5.02	--	--
LEX	8.28	0.08	1.000	0.000
Wing	688.35	6.59	1.000	0.000
Winglet	0.00	0.00	--	--
Wing group	696.63	6.67	1.000	0.000
Structure	2415.47	23.11	1.000	0.000
	--	--	--	--
Armament group	260.00	2.49	--	--
Auxiliary power group	0.00	0.00	1.000	0.000
Avionics group	395.00	3.78	1.000	0.000
Electrical group	303.00	2.90	1.000	0.000
Environmental control group	0.00	0.00	1.000	0.000
Furnishings and equipment group	0.00	0.00	1.000	0.000
Hydraulic group	77.90	0.75	1.000	0.000
Sensormodul	341.00	3.26	1.000	0.000
Systems and equipment	1499.90	14.35	1.000	123.000
	--	--	--	--
Total weight empty	5060.11	48.42	1.000	0.000

file:///C:/Users/Studi1/AppData/Local/Temp/UCAV_Kestrel_V2_RF.html

29/07/2024

	--	--	--	--
Operating weight	5088.03	48.69	1.000	0.000
	--	--	--	--
Cargo	0.00	0.00	--	--
Passengers troops	0.00	0.00	--	--
Weapons	740.00	7.08	--	--
Payload	740.00	7.08	1.000	0.000
	--	--	--	--
Zero fuel weight	5828.03	55.77	--	--
	--	--	--	--
Electric energy source	0.00	0.00	--	--
Usable fuel	2018.98	19.32	--	--
Design gross weight	7847.01	75.09	--	--
	--	--	--	--
Design reserve fuel	298.30	2.85	--	--
Design LW	5756.33	55.08	--	--
Design trip fuel	1714.17	16.40	--	--
Design TOW	7840.50	75.03	--	--

D Anhang: Massenaufbruch *Turmfalke V2*

Page 1 of 2

UCAV_Kestrel_V2_RF_AdourMk811: APD mass report

Certification / Design Limitations	Mass [kg]	MTOW [%]		
MRW	7700.00	100.65		
MTOW	7650.00	100.00		
MLW	5000.00	65.36		
MZFW	6399.21	83.65		
OEW	3679.21	48.09		
Max. fuel	1229.68	16.07		
Max. payload	2720.00	35.56		
Design mass breakdown			Mass	MTOW
			[kg]	[%]
			Calibration factor	Calibration increment
				[kg]
Cabin supplies	0.00	0.00	1.000	0.000
Crew	0.00	0.00	1.000	0.000
Load and handling group	0.00	0.00	1.000	0.000
Potable water and toilet chemicals	0.00	0.00	1.000	0.000
Safety equipment	0.00	0.00	1.000	0.000
Unusable fuel	20.06	0.26	1.000	0.000
Operational items weight	20.06	0.26	1.000	0.000
	--	--	--	--
PropulsionGroup powerplant1 dry engine	741.00	9.69	1.000	0.000
Engine	741.00	9.69	--	--
Fuel system	102.01	1.33	1.000	0.000
PropulsionGroup powerplant1 installed systems	70.97	0.93	1.000	0.000
Installed systems	70.97	0.93	--	--
Propulsion group	913.98	11.95	--	--
	--	--	--	--
Air induction group	88.69	1.16	1.000	0.000
Aux fuel tanks	0.00	0.00	--	--
Canard	0.00	0.00	--	--
Dorsal	0.00	0.00	--	--
Horizontal stabilizer	105.46	1.38	1.000	0.000
Vertical fin	90.87	1.19	1.000	0.000
Empennage group	196.33	2.57	--	--
Engine section or nacelle group	0.00	0.00	--	--
Fuselage group	428.33	5.60	1.000	0.000
Surface controls group	95.85	1.25	1.000	0.000
Undercarriage aft	246.51	3.22	1.000	0.000
Undercarriage forward	70.99	0.93	1.000	0.000
Undercarriage group	317.50	4.15	--	--
LEX	0.00	0.00	--	--
Wing	323.51	4.23	1.000	0.000
Winglet	0.00	0.00	--	--
Wing group	323.51	4.23	1.000	0.000
Structure	1450.21	18.96	1.000	0.000
	--	--	--	--
Armament group	260.00	3.40	--	--
Auxiliary power group	0.00	0.00	1.000	0.000
Avionics group	320.00	4.18	1.000	0.000
Electrical group	296.05	3.87	1.000	0.000
Environmental control group	0.00	0.00	1.000	0.000
Furnishings and equipment group	0.00	0.00	1.000	0.000
Hydraulic group	77.90	1.02	1.000	0.000
Sensormodul	341.00	4.46	1.000	0.000
Systems and equipment	1294.96	16.93	1.000	0.000
	--	--	--	--
Total weight empty	3659.14	47.83	1.000	0.000

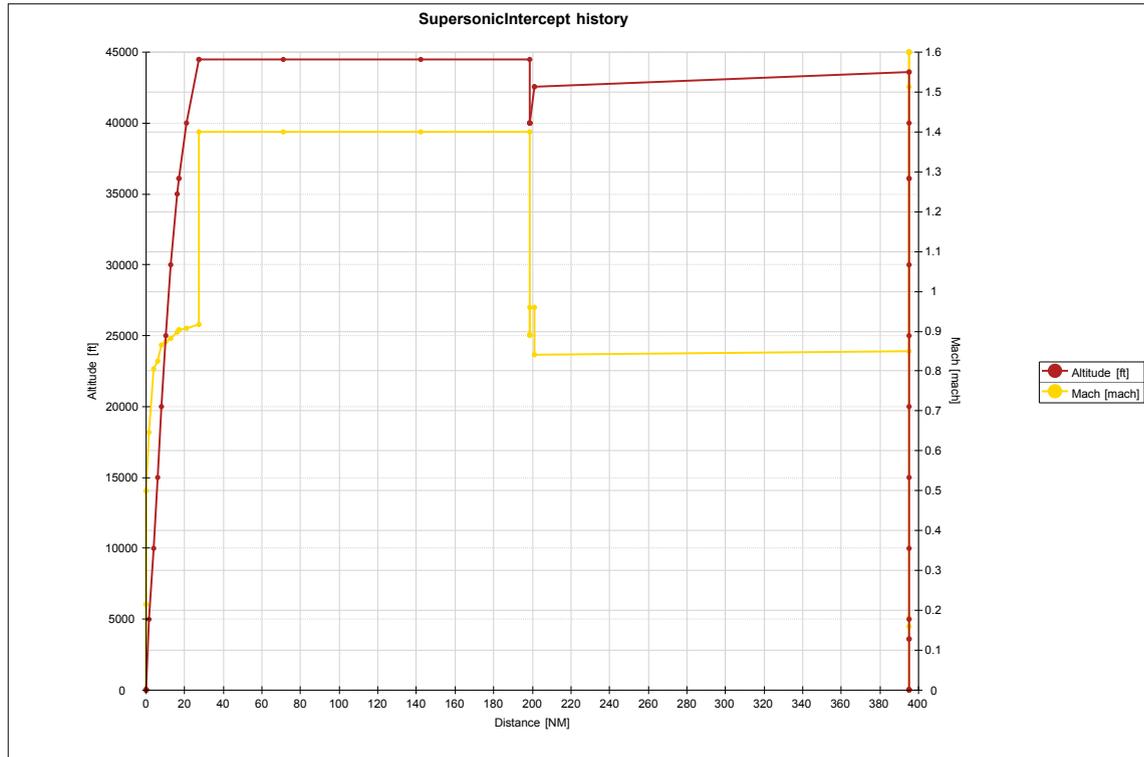
file:///C:/Users/Studi1/AppData/Local/Temp/UCAV_Kestrel_V2_RF_AdourMk811.h... 28/08/2024

Operating weight	--	--	--	--
	3679.21	48.09	1.000	0.000
	--	--	--	--
Cargo	0.00	0.00	--	--
Passengers troops	0.00	0.00	--	--
Weapons	740.00	9.67	--	--
Payload	740.00	9.67	1.000	0.000
	--	--	--	--
Zero fuel weight	4419.21	57.77	--	--
	--	--	--	--
Electric energy source	0.00	0.00	--	--
Usable fuel	1229.68	16.07	--	--
Design gross weight	5648.89	73.84	--	--
	--	--	--	--
Design reserve fuel	190.76	2.49	--	--
Design LW	4239.97	55.42	--	--
Design trip fuel	1035.67	13.54	--	--
Design TOW	5645.64	73.80	--	--

file:///C:/Users/Studi1/AppData/Local/Temp/UCAV_Kestrel_V2_RF_AdourMk811.h... 28/08/2024

E Anhang: Missionsauswertungen des *Rottenführers*

Auswertung der Überschall-Abfangmission in Luft-Luft-Beladung



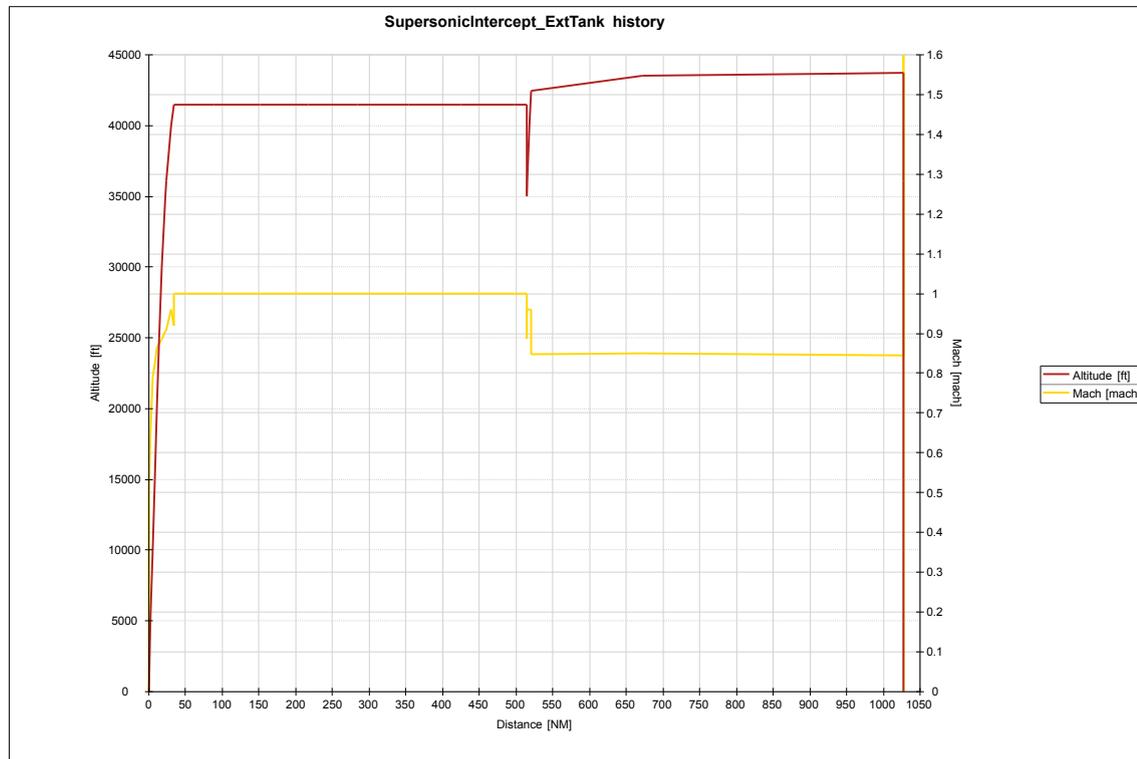
Overview	RW [kg]	TOW [kg]	LW [kg]	OEW [kg]	Fuel [kg]	Payload [kg]	Distance [NM]	Temperature Profile	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]
	5648.89	5645.64	4238.80	3679.21	1229.68	740.00	397.0	ISA Standard Day	2110.59	0.00

Results	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]
Trip	1036.84	43.0	397.0
Block	1040.09	45.0	397.0
Total	1229.68	45.0	397.0

FlightProfile	Segment	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]	Altitude [km]	Mass [kg]	Mach	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]	Comment
	Taxi	3.25	2.0	0.0	0	5648.89		0.00	0.00	Distance not credited
	Takeoff	49.62	0.7	2.6	0	5645.64		50.29	0.00	Distance not credited; TOFL: 694.77 m
	Climb	190.14	3.4	27.3	0	5596.02	Best Gradient	309.17	0.00	Distance credited; Target Strategy: Optimize
	Cruise	600.33	12.8	171.2	14	5405.88	Mach	1351.23	0.00	Distance credited; Mode: FlatCruise
	Turn	27.96	0.7	6.0	12	4805.55	Mach	36.93	0.00	Distance not credited; Turn Angle: 180.00 deg
	DropEvent	0.00	0.0	0.0	12	4777.59		0.00	0.00	
	Climb 2	10.24	0.3	2.4	12	4407.59	Mach	15.49	0.00	Distance credited; Target Strategy: Optimize
	Cruise 2	157.60	24.2	196.0	13	4397.35	MRC	347.49	0.00	Distance credited; Mode: ClimbCruise
	Descent	0.43	0.5	2.3	13	4239.75	MAX Operating	0.00	0.00	Distance not credited
	Landing	0.52	0.3	0.4	0	4239.32		0.00	0.00	Distance not credited; LFL: 786.87 m
	Total	1040.09	45.0	397.0	--	--	--	2110.59	0.00	

Reserves	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]	Altitude [km]	Mass [kg]	Mach	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]	Comment
ContingencyFuel	51.84	--	--	--	--	--	--	--	5% of TripFuel
Hold	137.75	20.0	75.0	0	4238.80	BEN	117.80	0.00	
Extra Fuel	0.00	--	--	--	--	--	--	--	
Total	189.59	--	--	--	--	--	117.80	0.00	Not credited for total mission

Auswertung der Überschall-Abfangmission mit externen Tanks



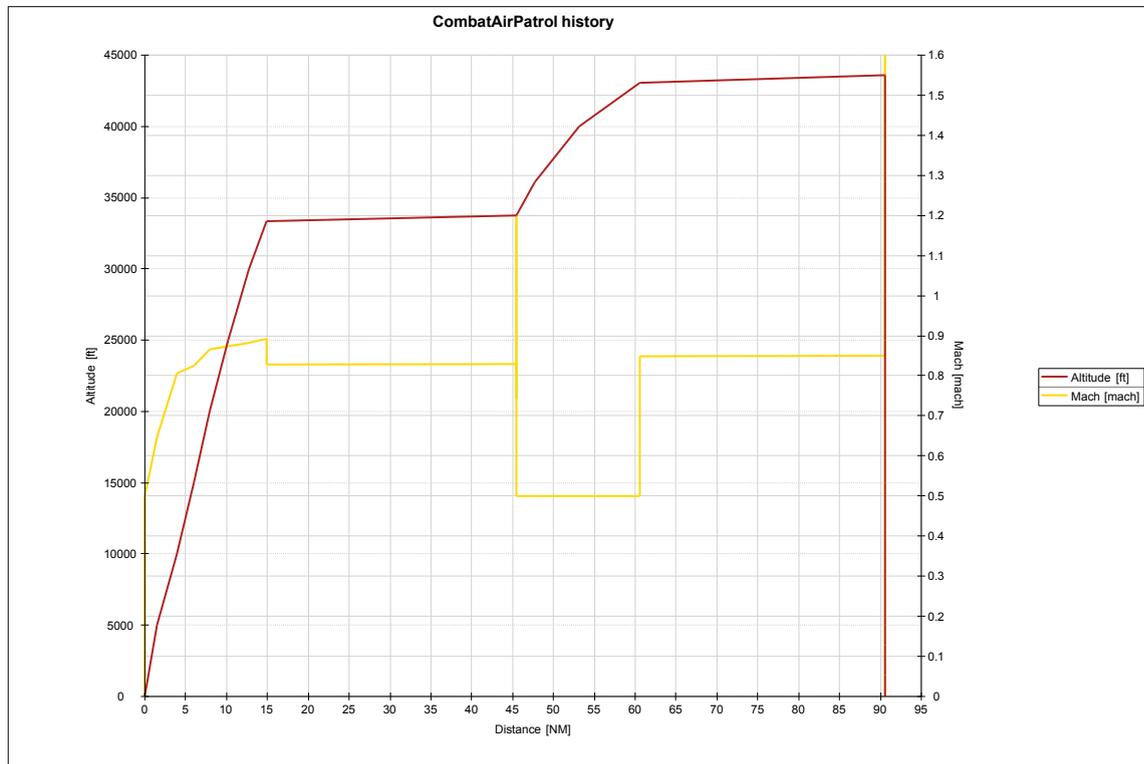
Overview	RW [kg]	TOW [kg]	LW [kg]	OEW [kg]	Fuel [kg]	Payload [kg]	Distance [NM]	Temperature Profile	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]
	7025.90	7022.65	3932.74	3679.21	2776.69	570.00	1027.5	ISA Standard Day	4185.89	0.00

Results	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]
Trip	2519.91	119.9	1027.5
Block	2523.16	121.9	1027.5
Total	2776.69	121.9	1027.5

FlightProfile Segment	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]	Altitude [km]	Mass [kg]	Mach	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]	Comment
Taxi	3.25	2.0	0.0	0	7025.90		0.00	0.00	Distance not credited
Takeoff	62.18	0.9	3.3	0	7022.65		63.59	0.00	Distance not credited; TOFL: 977.42 m
Climb	241.50	4.1	34.0	0	6960.48	Best Gradient	397.35	0.00	Distance credited; Target Strategy: Optimize
Cruise	1775.83	50.3	480.5	13	6718.97	Mach	2802.64	0.00	Distance credited; Mode: FlatCruise
DropEvent 2	0.00	0.0	0.0	13	4943.14		0.00	0.00	
Turn	24.51	0.6	5.0	11	4843.14	Mach	34.53	0.00	Distance not credited; Turn Angle: 180.00 deg
DropEvent	0.00	0.0	0.0	11	4818.64		0.00	0.00	
Climb 2	29.22	0.7	5.9	11	4448.64	Mach	42.59	0.00	Distance credited; Target Strategy: Optimize
DropEvent 3	0.00	0.0	0.0	13	4419.42		0.00	0.00	
Cruise 2	385.75	62.6	507.0	13	4319.42	MRC	845.19	0.00	Distance credited; Mode: ClimbCruise
Descent	0.43	0.5	2.1	13	3933.67	MAX Operating	0.00	0.00	Distance not credited
Landing	0.50	0.3	0.4	0	3933.25		0.00	0.00	Distance not credited; LFL: 730.06 m
Total	2523.16	121.9	1027.5	--	--	--	4185.89	0.00	

Reserves	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]	Altitude [km]	Mass [kg]	Mach	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]	Comment
ContingencyFuel	126.00	--	--	--	--	--	--	--	5% of TripFuel
Hold	127.54	20.0	72.6	0	3932.74	BEN	104.34	0.00	
Extra Fuel	0.00	--	--	--	--	--	--	--	
Total	253.54	--	--	--	--	--	104.34	0.00	Not credited for total mission

Auswertung der Mission Patrouille mit Kampfauftrag in Luft-Luft-Beladung



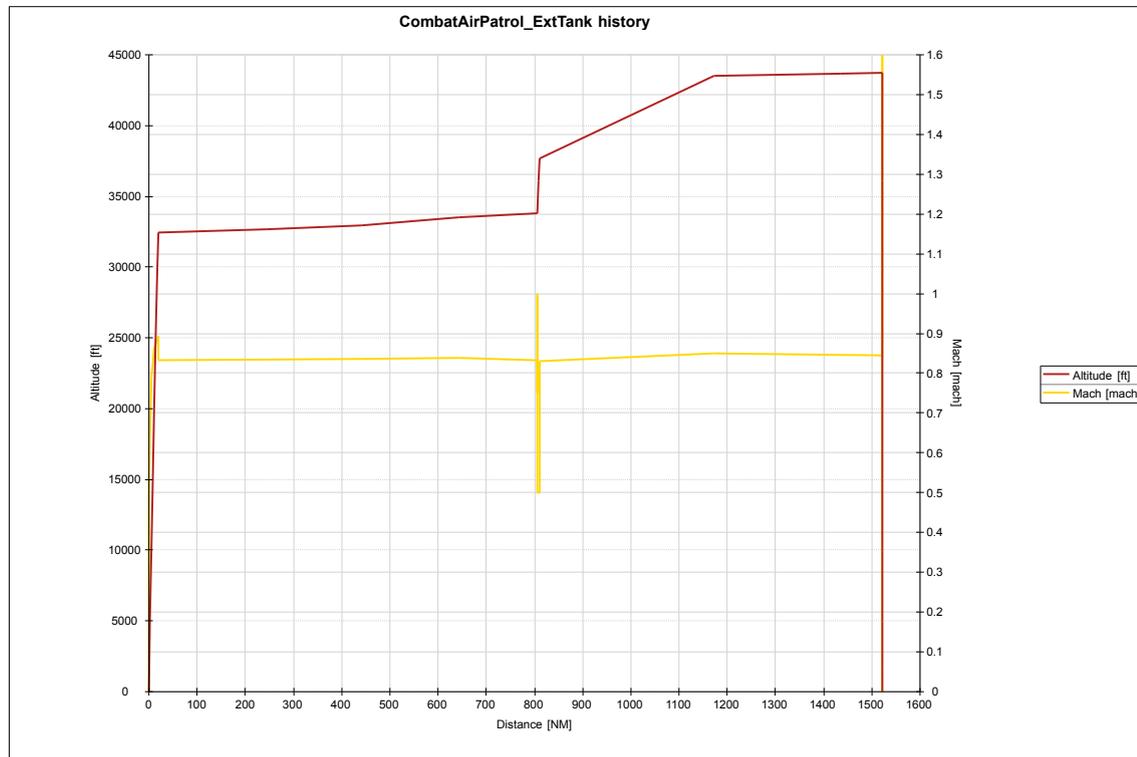
Overview	RW [kg]	TOW [kg]	LW [kg]	OEW [kg]	Fuel [kg]	Payload [kg]	Distance [NM]	Temperature Profile	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]
	5648.89	5645.64	4238.80	3679.21	1229.68	740.00	90.6	ISA Standard Day	1792.74	0.00

Results	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]
Trip	1036.84	80.4	90.6
Block	1040.09	82.4	90.6
Total	1229.68	82.4	90.6

FlightProfile Segment	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]	Altitude [km]	Mass [kg]	Mach	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]	Comment
Taxi	3.25	2.0	0.0	0	5648.89		0.00	0.00	Distance not credited
Takeoff	49.62	0.7	2.6	0	5645.64		50.29	0.00	Distance not credited; TOFL: 694.77 m
Climb	128.09	1.9	14.9	0	5596.02	Best Gradient	226.35	0.00	Distance credited; Target Strategy: Optimize
Cruise	31.92	3.8	30.6	10	5467.93	MRC	65.59	0.00	Distance credited; Mode: ClimbCruise
Loiter	461.00	60.0	443.9	10	5436.01	BEN	896.62	0.00	Distance not credited
Turn	154.02	2.3	26.8	10	4975.01	Mach	291.70	0.00	Distance not credited; Turn Angle: 360.00 deg
Turn 2	85.11	2.4	20.9	10	4820.99	Mach	134.48	0.00	Distance not credited; Turn Angle: 720.00 deg
DropEvent	0.00	0.0	0.0	10	4735.88		0.00	0.00	
Climb 2	99.91	3.2	15.1	10	4365.88	0.500	75.13	0.00	Distance credited; Target Strategy: Optimize
Cruise 2	24.05	3.7	30.0	13	4265.98	MRC	52.59	0.00	Distance credited; Mode: ClimbCruise
Descent	0.41	0.5	2.3	13	4241.93	MAX Operating	0.00	0.00	Distance not credited
Landing	2.71	1.8	5.0	0	4241.51		0.00	0.00	Distance not credited; LFL: 786.87 m
Total	1040.09	82.4	90.6	--	--	--	1792.74	0.00	

Reserves	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]	Altitude [km]	Mass [kg]	Mach	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]	Comment
Hold	137.75	20.0	75.0	0	4238.80	BEN	117.80	0.00	
ContingencyFuel	51.84	--	--	--	--	--	--	--	5% of TripFuel
Extra Fuel	0.00	--	--	--	--	--	--	--	
Total	189.59	--	--	--	--	--	117.80	0.00	Not credited for total mission

Auswertung der Mission Patrouille mit Kampfauftrag mit externen Tanks



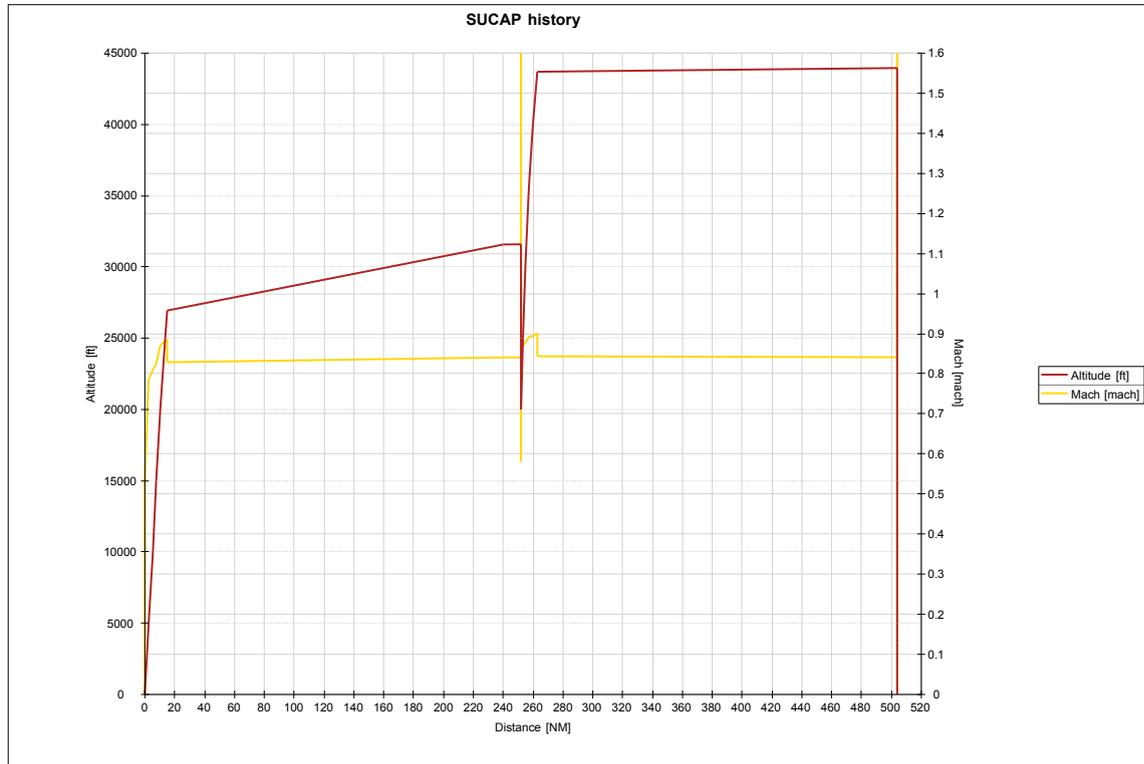
Overview	RW [kg]	TOW [kg]	LW [kg]	OEW [kg]	Fuel [kg]	Payload [kg]	Distance [NM]	Temperature Profile	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]
	7025.90	7022.65	3932.74	3679.21	2776.69	570.00	1521.7	ISA Standard Day	5022.23	0.00

Results	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]
Trip	2519.91	257.4	1521.7
Block	2523.16	259.4	1521.7
Total	2776.69	259.4	1521.7

FlightProfile Segment	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]	Altitude [km]	Mass [kg]	Mach	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]	Comment
Taxi	3.25	2.0	0.0	0	7025.90		0.00	0.00	Distance not credited
Takeoff	62.18	0.9	3.3	0	7022.65		63.59	0.00	Distance not credited; TOFL: 977.42 m
Climb	165.62	2.5	19.7	0	6960.48	Best Gradient	293.16	0.00	Distance credited; Target Strategy: Optimize
Cruise	990.03	97.1	786.2	10	6794.86	MRC	2121.11	0.00	Distance credited; Mode: ClimbCruise
DropEvent 2	0.00	0.0	0.0	10	5804.83		0.00	0.00	
Loiter	497.89	60.0	448.2	10	5704.83	BEN	982.99	0.00	Distance not credited
Turn	102.16	3.0	29.0	10	5206.94	Mach	188.95	0.00	Distance not credited; Turn Angle: 360.00 deg
Turn 2	102.60	2.4	20.9	10	5104.77	Mach	148.77	0.00	Distance not credited; Turn Angle: 720.00 deg
DropEvent	0.00	0.0	0.0	10	5002.17		0.00	0.00	
Climb 2	36.45	1.0	4.8	10	4632.17	0.500	27.80	0.00	Distance credited; Target Strategy: Optimize
DropEvent 3	0.00	0.0	0.0	11	4595.72		0.00	0.00	
Cruise 2	559.85	88.2	711.0	11	4495.72	MRC	1195.85	0.00	Distance credited; Mode: ClimbCruise
Descent	0.41	0.5	2.1	13	3935.87	MAX Operating	0.00	0.00	Distance not credited
Landing	2.72	1.8	4.9	0	3935.46		0.00	0.00	Distance not credited; LFL: 730.06 m
Total	2523.16	259.4	1521.7	--	--	--	5022.23	0.00	

Reserves	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]	Altitude [km]	Mass [kg]	Mach	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]	Comment
Hold	127.54	20.0	72.6	0	3932.74	BEN	104.34	0.00	
ContingencyFuel	126.00	--	--	--	--	--	--	--	5% of TripFuel
Extra Fuel	0.00	--	--	--	--	--	--	--	
Total	253.54	--	--	--	--	--	104.34	0.00	Not credited for total mission

Auswertung der Mission Patrouille mit Kampfauftrag in Luft-Boden-Beladung



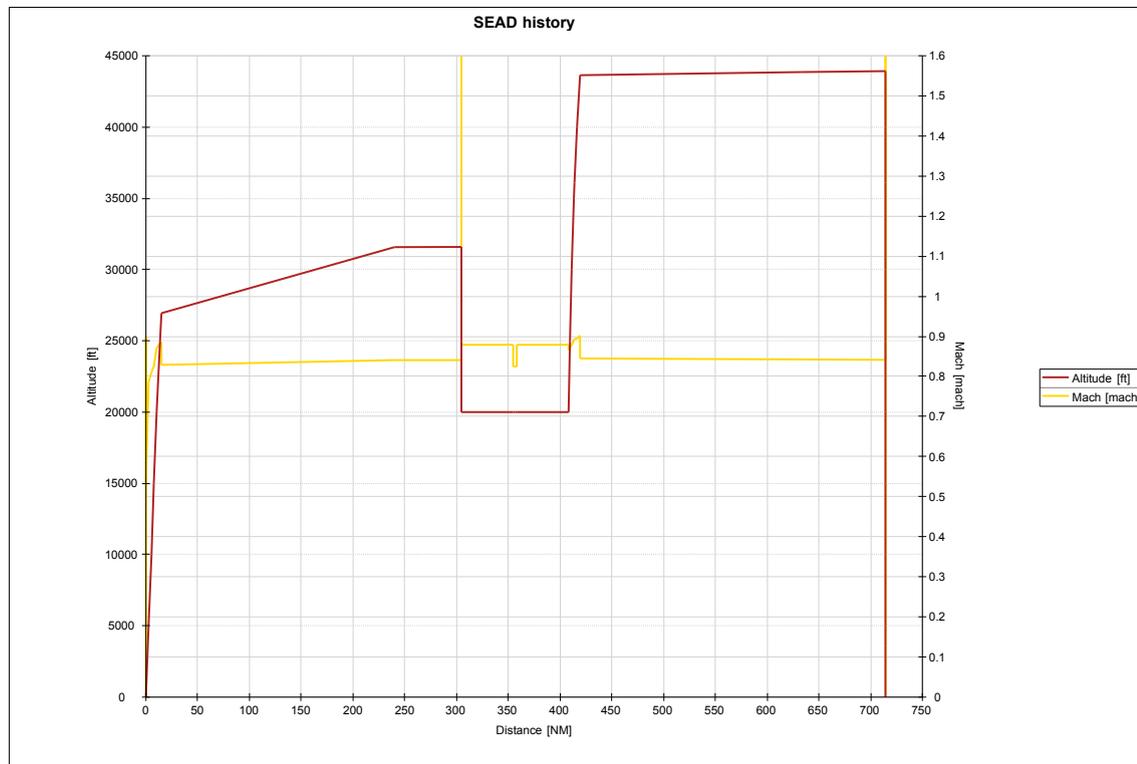
Overview	RW [kg]	TOW [kg]	LW [kg]	OEW [kg]	Fuel [kg]	Payload [kg]	Distance [NM]	Temperature Profile	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]
	7498.89	7495.64	3723.54	3549.21	1229.68	2720.00	503.8	ISA Standard Day	1927.18	0.00

Results	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]
Trip	1052.10	93.9	503.8
Block	1055.35	95.9	503.8
Total	1229.68	95.9	503.8

FlightProfile	Segment	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]	Altitude [km]	Mass [kg]	Mach	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]	Comment
	Taxi	3.25	2.0	0.0	0	7498.89		0.00	0.00	Distance not credited
	Takeoff	66.52	1.0	3.5	0	7495.64		68.21	0.00	Distance not credited; TOFL: 1090.81 m
	Climb	128.84	1.9	15.0	0	7429.12	Best Gradient	248.31	0.00	Distance credited; Target Strategy: Optimize
	Cruise	315.70	28.8	236.9	8	7300.28	MRC	654.98	0.00	Distance credited; Mode: ClimbCruise
	Descent	0.11	0.1	1.0	10	6984.59	MAX Operating	0.00	0.00	Distance not credited
	Loiter	299.11	30.0	179.6	6	6984.48	BEN	490.78	0.00	Distance not credited
	DropEvent	0.00	0.0	0.0	6	6685.36		0.00	0.00	
	Climb 2	71.13	1.4	10.9	6	3965.36	Best Gradient	97.61	0.00	Distance credited; Target Strategy: Optimize
	Cruise 2	169.79	29.9	241.0	13	3894.24	MRC	367.30	0.00	Distance credited; Mode: ClimbCruise
	Descent 2	0.42	0.5	1.9	13	3724.45	MAX Operating	0.00	0.00	Distance not credited
	Landing	0.49	0.3	0.4	0	3724.03		0.00	0.00	Distance not credited; LFL: 691.22 m
	Total	1055.35	95.9	503.8	--	--	--	1927.18	0.00	

Reserves	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]	Altitude [km]	Mass [kg]	Mach	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]	Comment
Hold	121.73	20.0	70.6	0	3723.54	BEN	96.26	0.00	
ContingencyFuel	52.61	--	--	--	--	--	--	--	5% of TripFuel
Extra Fuel	0.00	--	--	--	--	--	--	--	
Total	174.33	--	--	--	--	--	96.26	0.00	Not credited for total mission

Auswertung der Mission Unterdrückung feindlicher Luftabwehr in Luft-Boden-Beladung



Overview

RW [kg]	TOW [kg]	LW [kg]	OEW [kg]	Fuel [kg]	Payload [kg]	Distance [NM]	Temperature Profile	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]
7498.89	7495.64	3742.39	3549.21	1229.68	2720.00	714.3	ISA Standard Day	2054.92	0.00

Results

	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]
Trip	1033.25	88.5	714.3
Block	1036.50	90.5	714.3
Total	1229.68	90.5	714.3

FlightProfile

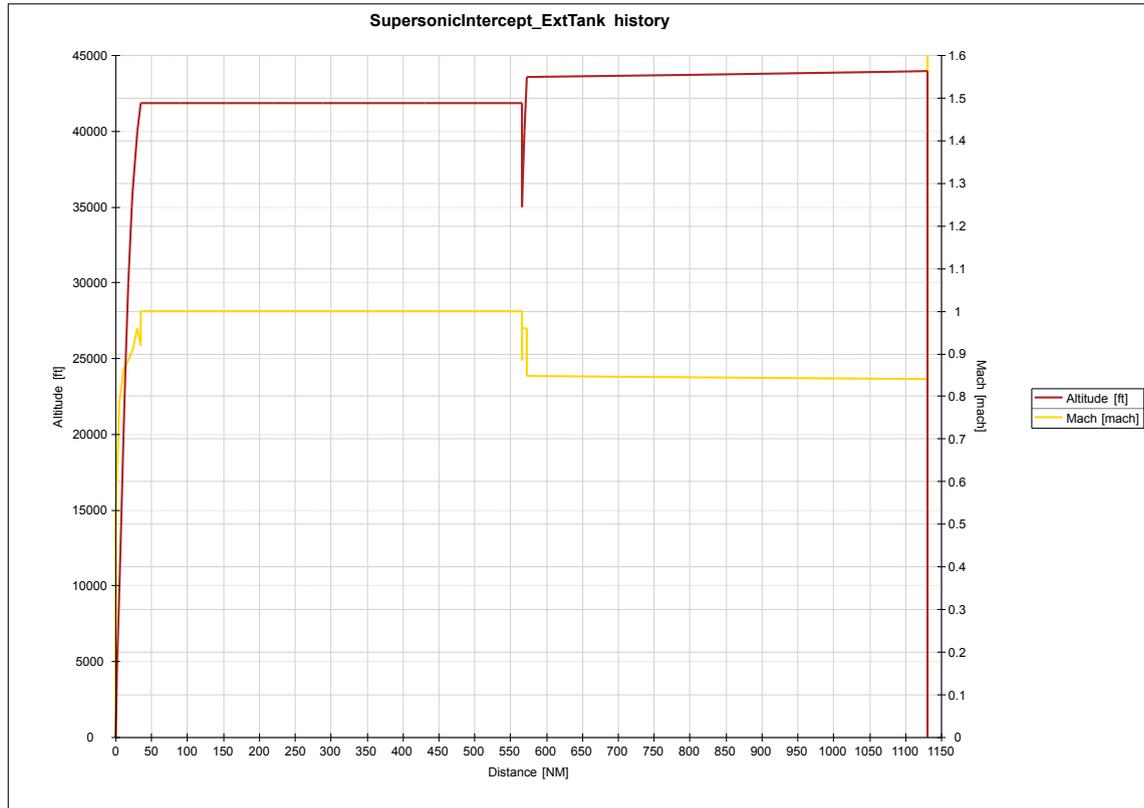
Segment	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]	Altitude [km]	Mass [kg]	Mach	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]	Comment
Taxi	3.25	2.0	0.0	0	7498.89		0.00	0.00	Distance not credited
Takeoff	66.52	1.0	5.1	0	7495.64		106.65	0.00	Distance not credited; TOFL: 1090.81 m
Climb	128.84	1.9	15.0	0	7429.12	Best Gradient	248.31	0.00	Distance credited; Target Strategy: Optimize
Cruise	384.23	35.3	289.7	8	7300.28	MRC	799.06	0.00	Distance credited; Mode: ClimbCruise
Descent	0.11	0.1	1.0	10	6916.06	MAX Operating	0.00	0.00	Distance not credited
Penetration	76.20	5.6	50.0	6	6915.95	TAS	164.89	0.00	Distance credited; Mode: FlatCruise
Turn	30.45	0.4	3.5	6	6839.75	Mach	46.39	0.00	Distance credited; Turn Angle: 180.00 deg; L
DropEvent	0.00	0.0	0.0	6	6809.30		0.00	0.00	
Withdrawal	64.14	5.6	50.0	6	4089.30	TAS	135.84	0.00	Distance credited; Mode: FlatCruise
Climb 2	72.18	1.4	11.1	6	4025.16	Best Gradient	99.10	0.00	Distance credited; Target Strategy: Optimize
Cruise 4	209.67	36.6	295.0	13	3952.97	MRC	454.68	0.00	Distance credited; Mode: ClimbCruise
Descent 2	0.42	0.5	1.9	13	3743.30	MAX Operating	0.00	0.00	Distance not credited
Landing	0.49	0.3	0.4	0	3742.88		0.00	0.00	Distance not credited; LFL: 694.72 m
Total	1036.50	90.5	714.3	--	--	--	2054.92	0.00	

Reserves

	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]	Altitude [km]	Mass [kg]	Mach	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]	Comment
Hold	141.52	20.0	95.0	0	3742.39	MRC	142.81	0.00	
ContingencyFuel	51.66	--	--	--	--	--	--	--	5% of TripFuel
Extra Fuel	0.00	--	--	--	--	--	--	--	
Total	193.18	--	--	--	--	--	142.81	0.00	Not credited for total mission

F Anhang: Missionsauswertungen des Operators

Auswertung der Überschall-Abfangmission in Luft-Luft-Beladung



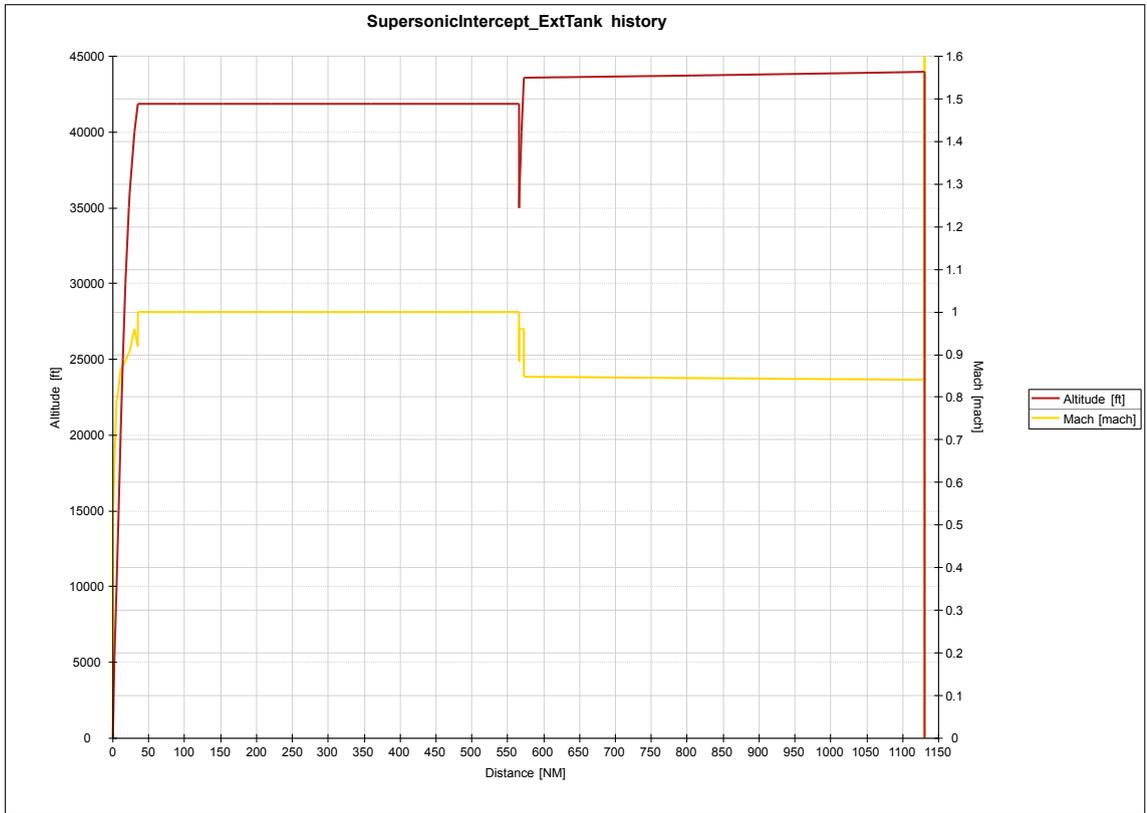
Overview										
RW [kg]	TOW [kg]	LW [kg]	OEW [kg]	Fuel [kg]	Payload [kg]	Distance [NM]	Temperature Profile	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]	
5649.67	5646.42	4075.74	3514.07	1395.59	740.00	478.8	ISA Standard Day	2481.18	0.00	

Results			
	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]
Trip	1200.68	51.0	478.8
Block	1203.93	53.0	478.8
Total	1395.59	53.0	478.8

FlightProfile										
Segment	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]	Altitude [km]	Mass [kg]	Mach	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]	Comment	
Taxi	3.25	2.0	0.0	0	5649.67		0.00	0.00	Distance not credited	
Takeoff	49.63	0.7	2.6	0	5646.42		50.31	0.00	Distance not credited; TOFL: 692.95 m	
Climb	189.14	3.4	27.1	0	5596.79	Best Gradient	307.54	0.00	Distance credited; Target Strategy: Optimize	
Cruise	740.91	15.9	212.3	14	5407.66	Mach	1670.14	0.00	Distance credited; Mode: FlatCruise	
Turn	26.39	0.7	5.6	12	4666.75	Mach	34.79	0.00	Distance not credited; Turn Angle: 180.00 deg	
DropEvent	0.00	0.0	0.0	12	4640.36		0.00	0.00		
Climb 2	14.24	0.4	3.4	12	4270.36	Mach	21.07	0.00	Distance credited; Target Strategy: Optimize	
Cruise 2	179.44	29.1	236.0	13	4256.12	MRC	397.33	0.00	Distance credited; Mode: ClimbCruise	
Descent	0.43	0.5	2.2	13	4076.68	MAX Operating	0.00	0.00	Distance not credited	
Landing	0.51	0.3	0.4	0	4076.25		0.00	0.00	Distance not credited; LFL: 756.60 m	
Total	1203.93	53.0	478.8	--	--	--	2481.18	0.00		

Reserves										
	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]	Altitude [km]	Mass [kg]	Mach	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]	Comment	
ContingencyFuel	60.03	--	--	--	--	--	--	--	5% of TripFuel	
Hold	131.63	20.0	73.0	0	4075.74	BEN	109.10	0.00		
Extra Fuel	0.00	--	--	--	--	--	--	--		
Total	191.67	--	--	--	--	--	109.10	0.00	Not credited for total mission	

Auswertung der Überschall-Abfangmission mit externen Tanks



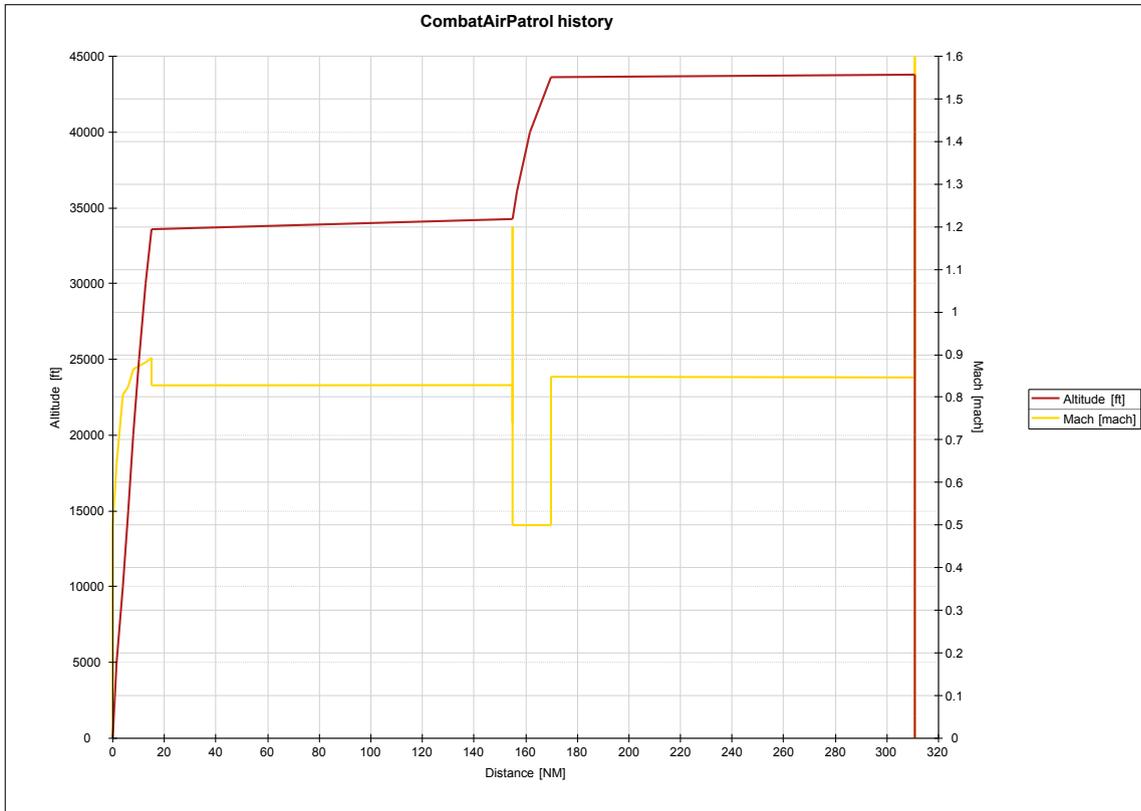
Overview										
RW	TOW	LW	OEW	Fuel	Payload	Distance	Temperature Profile	Propulsive Energy	Electric Energy	
[kg]	[kg]	[kg]	[kg]	[kg]	[kg]	[NM]		[kWh]	[kWh]	
7026.68	7023.43	3769.90	3514.07	2942.61	570.00	1130.5	ISA Standard Day	4448.57	0.00	

Results			
	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]
Trip	2683.54	131.9	1130.5
Block	2686.78	133.9	1130.5
Total	2942.61	133.9	1130.5

FlightProfile										
Segment	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]	Altitude [km]	Mass [kg]	Mach	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]	Comment	
Taxi	3.25	2.0	0.0	0	7026.68		0.00	0.00	Distance not credited	
Takeoff	62.18	0.9	3.3	0	7023.43		63.62	0.00	Distance not credited; TOFL: 974.00 m	
Climb	244.26	4.2	34.8	0	6961.25	Best Gradient	400.97	0.00	Distance credited; Target Strategy: Optimize	
Cruise	1915.87	55.5	531.0	13	6716.99	Mach	3028.60	0.00	Distance credited; Mode: FlatCruise	
DropEvent 2	0.00	0.0	0.0	13	4801.11		0.00	0.00		
Turn	26.29	0.5	4.3	11	4701.11	Mach	33.78	0.00	Distance not credited; Turn Angle: 180.00 deg	
DropEvent	0.00	0.0	0.0	11	4674.82		0.00	0.00		
Climb 2	32.57	0.8	6.7	11	4304.82	Mach	47.27	0.00	Distance credited; Target Strategy: Optimize	
DropEvent 3	0.00	0.0	0.0	13	4272.25		0.00	0.00		
Cruise 2	401.44	69.1	558.0	13	4172.25	MRC	874.32	0.00	Distance credited; Mode: ClimbCruise	
Descent	0.43	0.5	1.9	13	3770.82	MAX Operating	0.00	0.00	Distance not credited	
Landing	0.49	0.3	0.4	0	3770.39		0.00	0.00	Distance not credited; LFL: 699.83 m	
Total	2686.78	133.9	1130.5	--	--	--	4448.57	0.00		

Reserves										
	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]	Altitude [km]	Mass [kg]	Mach	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]	Comment	
ContingencyFuel	134.18	--	--	--	--	--	--	--	5% of TripFuel	
Hold	121.65	20.0	70.6	0	3769.90	BEN	96.19	0.00		
Extra Fuel	0.00	--	--	--	--	--	--	--		
Total	255.83	--	--	--	--	--	96.19	0.00	Not credited for total mission	

Auswertung der Mission Patrouille mit Kampfauftrag in Luft-Luft-Beladung



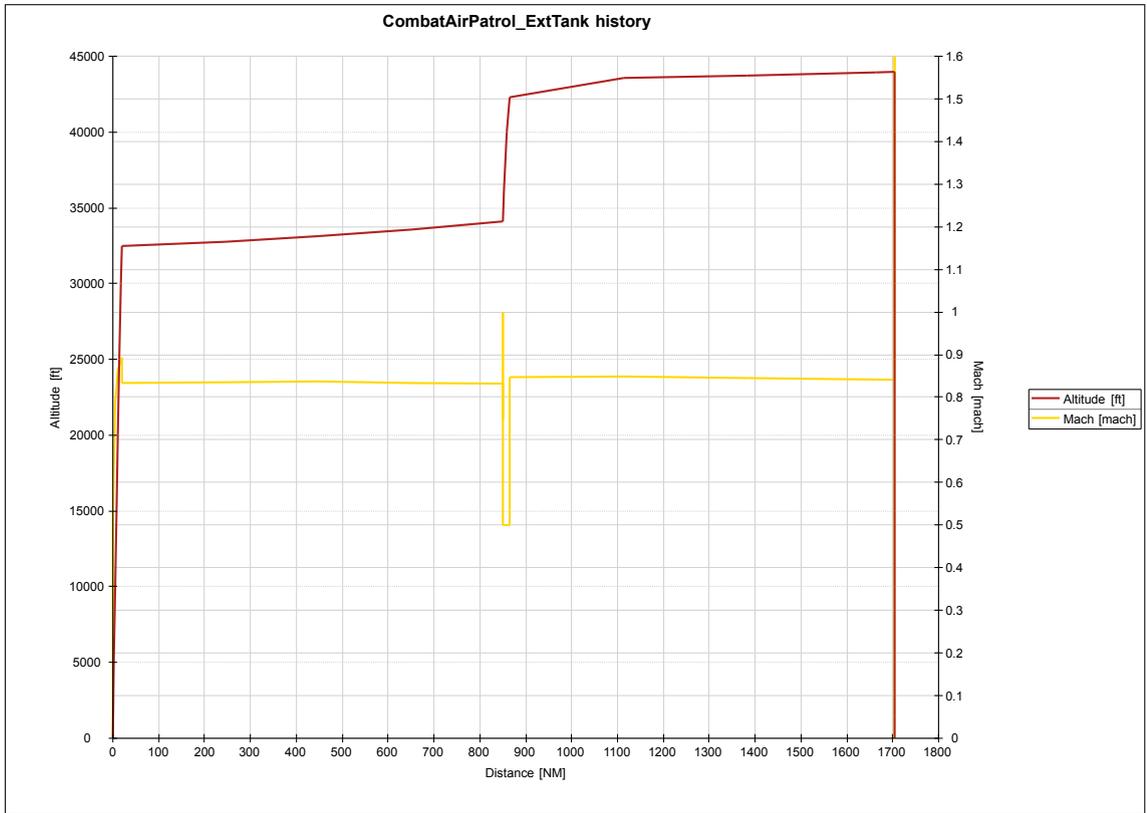
Overview	RW [kg]	TOW [kg]	LW [kg]	OEW [kg]	Fuel [kg]	Payload [kg]	Distance [NM]	Temperature Profile	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]
	5649.67	5646.42	4075.74	3514.07	1395.59	740.00	310.8	ISA Standard Day	2150.20	0.00

Results	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]
Trip	1200.68	107.8	310.8
Block	1203.93	109.8	310.8
Total	1395.59	109.8	310.8

FlightProfile Segment	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]	Altitude [km]	Mass [kg]	Mach	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]	Comment
Taxi	3.25	2.0	0.0	0	5649.67		0.00	0.00	Distance not credited
Takeoff	49.63	0.7	2.6	0	5646.42		50.31	0.00	Distance not credited; TOFL: 692.95 m
Climb	129.00	2.0	15.0	0	5596.79	Best Gradient	227.30	0.00	Distance credited; Target Strategy: Optimize
Cruise	141.30	17.5	139.9	10	5467.79	MRC	292.29	0.00	Distance credited; Mode: ClimbCruise
Loiter	444.69	60.0	441.4	10	5326.50	BEN	860.42	0.00	Distance not credited
Turn	150.37	2.3	26.7	10	4881.81	Mach	283.98	0.00	Distance not credited; Turn Angle: 360.00 deg
Turn 2	79.18	2.4	20.8	10	4731.44	Mach	128.37	0.00	Distance not credited; Turn Angle: 720.00 deg
DropEvent	0.00	0.0	0.0	10	4652.26		0.00	0.00	
Climb 2	96.94	3.1	14.9	10	4282.26	0.500	72.56	0.00	Distance credited; Target Strategy: Optimize
Cruise 2	106.45	17.4	141.0	13	4185.32	MRC	234.97	0.00	Distance credited; Mode: ClimbCruise
Descent	0.41	0.5	2.2	13	4078.87	MAX Operating	0.00	0.00	Distance not credited
Landing	2.72	1.8	5.0	0	4078.46		0.00	0.00	Distance not credited; LFL: 756.60 m
Total	1203.93	109.8	310.8	--	--	--	2150.20	0.00	

Reserves	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]	Altitude [km]	Mass [kg]	Mach	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]	Comment
Hold	131.63	20.0	73.0	0	4075.74	BEN	109.10	0.00	
ContingencyFuel	60.03	--	--	--	--	--	--	--	5% of TripFuel
Extra Fuel	0.00	--	--	--	--	--	--	--	
Total	191.67	--	--	--	--	--	109.10	0.00	Not credited for total mission

Auswertung der Mission Patrouille mit Kampfauftrag mit externen Tanks



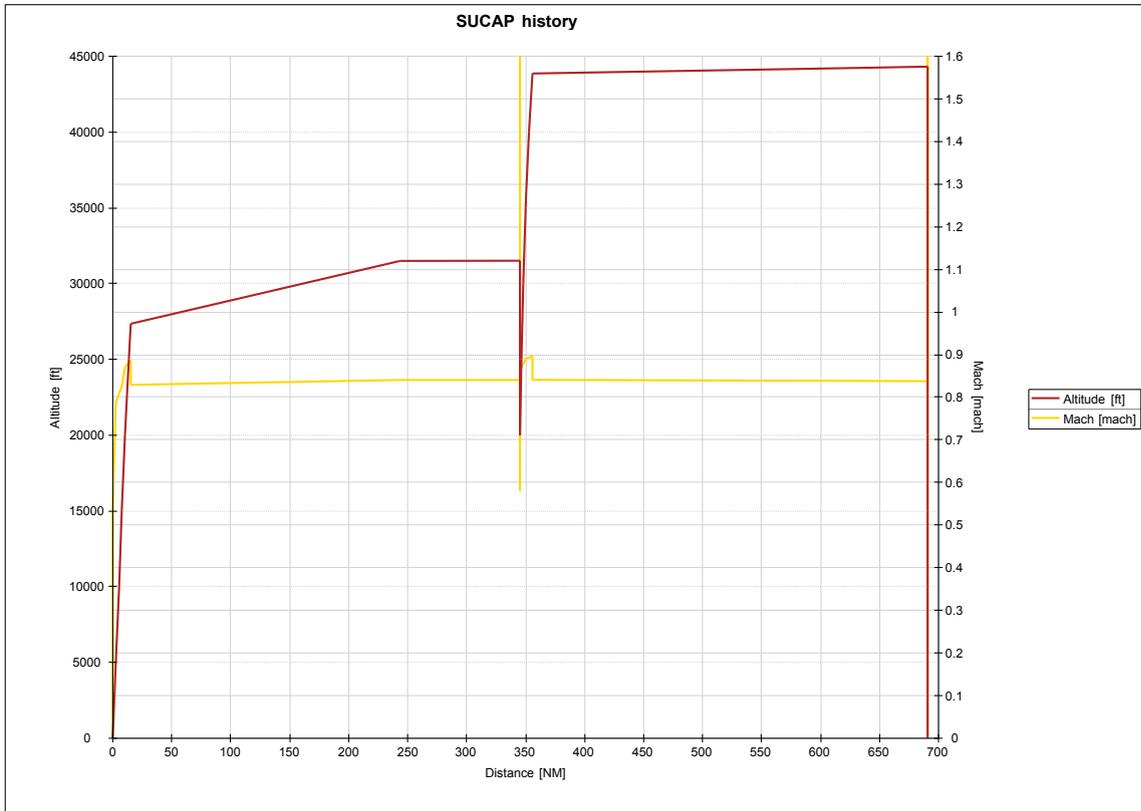
Overview	RW [kg]	TOW [kg]	LW [kg]	OEW [kg]	Fuel [kg]	Payload [kg]	Distance [NM]	Temperature Profile	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]
	7026.68	7023.43	3769.90	3514.07	2942.61	570.00	1704.0	ISA Standard Day	5314.55	0.00

Results	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]
Trip	2683.54	281.8	1704.0
Block	2686.78	283.8	1704.0
Total	2942.61	283.8	1704.0

FlightProfile Segment	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]	Altitude [km]	Mass [kg]	Mach	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]	Comment
Taxi	3.25	2.0	0.0	0	7026.68		0.00	0.00	Distance not credited
Takeoff	62.18	0.9	3.3	0	7023.43		63.62	0.00	Distance not credited; TOFL: 974.00 m
Climb	165.37	2.5	19.7	0	6961.25	Best Gradient	292.44	0.00	Distance credited; Target Strategy: Optimize
Cruise	1028.87	102.7	830.6	10	6795.88	MRC	2194.93	0.00	Distance credited; Mode: ClimbCruise
DropEvent 2	0.00	0.0	0.0	10	5767.01		0.00	0.00	
Loiter	486.78	60.0	447.2	10	5667.01	BEN	958.71	0.00	Distance not credited
Turn	120.58	4.0	38.6	10	5180.23	Mach	234.18	0.00	Distance not credited; Turn Angle: 360.00 deg
Turn 2	97.34	2.4	20.8	10	5059.65	Mach	143.66	0.00	Distance not credited; Turn Angle: 720.00 deg
DropEvent	0.00	0.0	0.0	10	4962.31		0.00	0.00	
Climb 2	98.68	3.1	14.8	10	4592.31	0.500	74.38	0.00	Distance credited; Target Strategy: Optimize
DropEvent 3	0.00	0.0	0.0	13	4493.62		0.00	0.00	
Cruise 2	620.59	103.8	839.0	13	4393.62	MRC	1352.63	0.00	Distance credited; Mode: ClimbCruise
Descent	0.41	0.5	1.9	13	3773.03	MAX Operating	0.00	0.00	Distance not credited
Landing	2.72	1.8	4.9	0	3772.62		0.00	0.00	Distance not credited; LFL: 699.83 m
Total	2686.78	283.8	1704.0	--	--	--	5314.55	0.00	

Reserves	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]	Altitude [km]	Mass [kg]	Mach	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]	Comment
Hold	121.65	20.0	70.6	0	3769.90	BEN	96.19	0.00	
ContingencyFuel	134.18	--	--	--	--	--	--	--	5% of TripFuel
Extra Fuel	0.00	--	--	--	--	--	--	--	
Total	255.83	--	--	--	--	--	96.19	0.00	Not credited for total mission

Auswertung der Mission Patrouille mit Kampfauftrag in Luft-Boden-Beladung



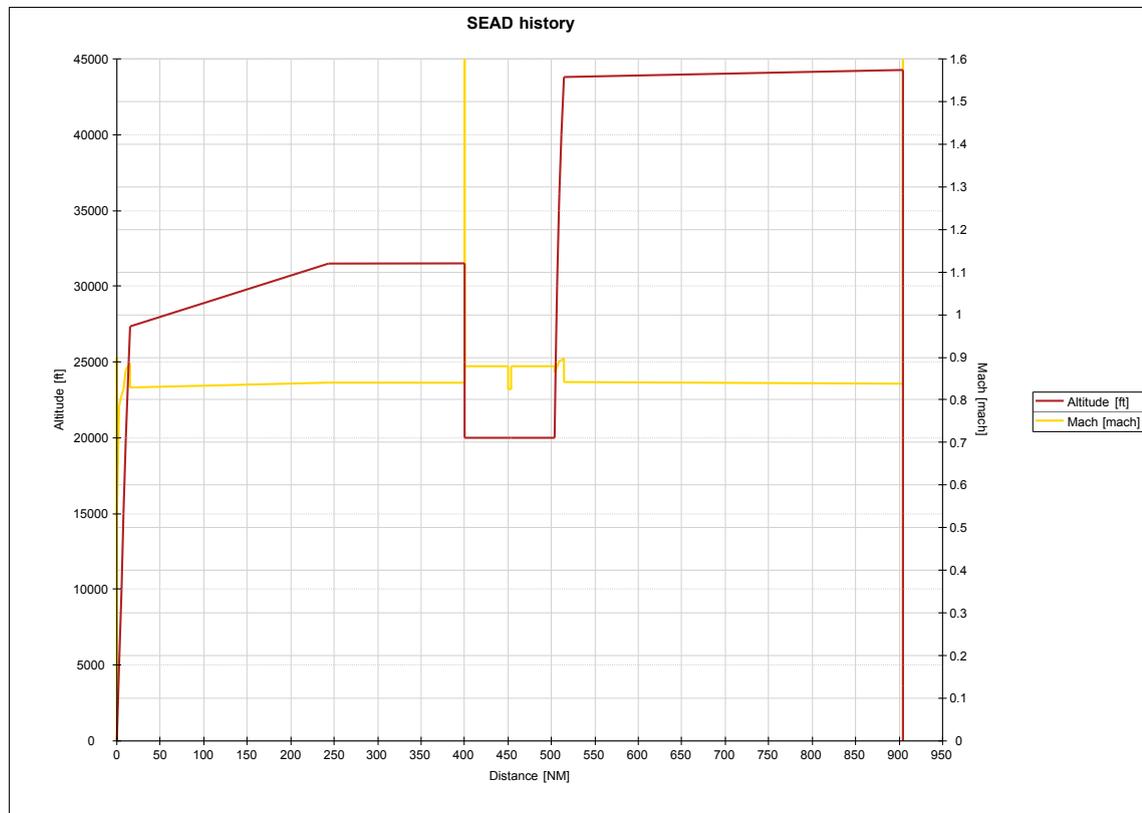
Overview	RW [kg]	TOW [kg]	LW [kg]	OEW [kg]	Fuel [kg]	Payload [kg]	Distance [NM]	Temperature Profile	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]
	7499.67	7496.42	3560.78	3384.07	1395.59	2720.00	690.8	ISA Standard Day	2269.31	0.00

Results	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]
Trip	1215.64	117.1	690.8
Block	1218.89	119.1	690.8
Total	1395.59	119.1	690.8

FlightProfile	Segment	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]	Altitude [km]	Mass [kg]	Mach	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]	Comment
Taxi		3.25	2.0	0.0	0	7499.67		0.00	0.00	Distance not credited
Takeoff		66.53	1.0	3.5	0	7496.42		68.24	0.00	Distance not credited; TOFL: 1086.70 m
Climb		131.05	1.9	15.2	0	7429.90	Best Gradient	251.27	0.00	Distance credited; Target Strategy: Optimize
Cruise		428.12	40.2	329.9	8	7298.85	MRC	891.04	0.00	Distance credited; Mode: ClimbCruise
Descent		0.10	0.1	0.9	10	6870.73	MAX Operating	0.00	0.00	Distance not credited
Loiter		293.95	30.0	187.2	6	6870.62	BEN	482.26	0.00	Distance not credited
DropEvent		0.00	0.0	0.0	6	6576.67		0.00	0.00	
Climb 2		69.23	1.3	10.6	6	3856.67	Best Gradient	94.82	0.00	Distance credited; Target Strategy: Optimize
Cruise 2		225.75	41.8	335.0	13	3787.44	MRC	481.68	0.00	Distance credited; Mode: ClimbCruise
Descent 2		0.43	0.5	1.8	14	3561.69	MAX Operating	0.00	0.00	Distance not credited
Landing		0.48	0.3	0.4	0	3561.26		0.00	0.00	Distance not credited; LFL: 661.01 m
Total		1218.89	119.1	690.8	--	--		2269.31	0.00	

Reserves	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]	Altitude [km]	Mass [kg]	Mach	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]	Comment
Hold	115.93	20.0	68.6	0	3560.78	BEN	88.43	0.00	
ContingencyFuel	60.78	--	--	--	--	--	--	--	5% of TripFuel
Extra Fuel	0.00	--	--	--	--	--	--	--	
Total	176.71	--	--	--	--	--	88.43	0.00	Not credited for total mission

Auswertung der Mission Unterdrückung feindlicher Luftabwehr in Luft-Boden-Beladung



Overview	RW [kg]	TOW [kg]	LW [kg]	OEW [kg]	Fuel [kg]	Payload [kg]	Distance [NM]	Temperature Profile	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]
	7499.67	7496.42	3578.48	3384.07	1395.59	2720.00	904.4	ISA Standard Day	2397.25	0.00

Results	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]
Trip	1197.94	112.1	904.4
Block	1201.19	114.1	904.4
Total	1395.59	114.1	904.4

FlightProfile Segment	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]	Altitude [km]	Mass [kg]	Mach	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]	Comment
Taxi	3.25	2.0	0.0	0	7499.67		0.00	0.00	Distance not credited
Takeoff	66.53	1.0	5.1	0	7496.42		106.73	0.00	Distance not credited; TOFL: 1086.70 m
Climb	131.05	1.9	15.2	0	7429.90	Best Gradient	251.27	0.00	Distance credited; Target Strategy: Optimize
Cruise	497.07	46.9	384.9	8	7298.85	MRC	1035.29	0.00	Distance credited; Mode: ClimbCruise
Descent	0.10	0.1	0.9	10	6801.78	MAX Operating	0.00	0.00	Distance not credited
Penetration	75.06	5.6	50.0	6	6801.67	TAS	162.22	0.00	Distance credited; Mode: FlatCruise
Turn	28.33	0.4	3.5	6	6726.61	Mach	43.74	0.00	Distance credited; Turn Angle: 180.00 deg; l
DropEvent	0.00	0.0	0.0	6	6698.28		0.00	0.00	
Withdrawal	63.68	5.6	50.0	6	3978.28	TAS	134.71	0.00	Distance credited; Mode: FlatCruise
Climb 2	70.24	1.3	10.8	6	3914.61	Best Gradient	96.25	0.00	Distance credited; Target Strategy: Optimize
Cruise 4	264.98	48.6	390.0	13	3844.36	MRC	567.03	0.00	Distance credited; Mode: ClimbCruise
Descent 2	0.43	0.5	1.8	13	3579.39	MAX Operating	0.00	0.00	Distance not credited
Landing	0.48	0.3	0.4	0	3578.96		0.00	0.00	Distance not credited; LFL: 664.29 m
Total	1201.19	114.1	904.4	--	--	--	2397.25	0.00	

Reserves	Fuel [kg]	Time [min]	Distance [NM]	Altitude [km]	Mass [kg]	Mach	Propulsive Energy [kWh]	Electric Energy [kWh]	Comment
Hold	134.51	20.0	92.4	0	3578.48	MRC	131.08	0.00	
ContingencyFuel	59.90	--	--	--	--	--	--	--	5% of TripFuel
Extra Fuel	0.00	--	--	--	--	--	--	--	
Total	194.41	--	--	--	--	--	131.08	0.00	Not credited for total mission