

AUTOMATISIERTE AUSLEGUNG EINES ROBUSTEN AUTOPILOTENSYSTEMS

H.-D. Joos, G. Looye, D. Willemsen*, W. Mönnich*, M. Bauschat*

DLR Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
Institut für Robotik und Mechatronik, Oberpfaffenhofen
*Institut für Flugsystemtechnik, Braunschweig

ÜBERSICHT

Der gängige Entwicklungsprozess für die elektronische Flugsteuerung und -regelung ist charakterisiert durch zahlreiche iterative, experimentelle Entwicklungsschleifen. Für bestehende, bewährte Reglerstrukturen erfolgt die Parametereinstellung („Tuning“) manuell und ohne explizite Berücksichtigung der Bandbreite der flugmechanischen Auslegungsparameter und der Aerodynamik. Diese Vorgehensweise erfordert damit im Entwicklungsfortschritt ein laufendes, aufwendiges Neubearbeiten, sobald neue 'bessere' Daten vorliegen, wobei aufwendige Flugsimulationen eingesetzt werden. Die Integration unterschiedlicher Betriebsarten und Flugfälle wird durch eine „add-on“-Reglerstruktur gelöst, die im Laufe des Entwicklungsprozesses zunehmend komplexer wird und zuletzt für eine Parametereinstellung extrem unübersichtlich werden kann.

Ein solcher Entwurfsprozess ließe sich erheblich effizienter gestalten, wenn alle Forderungen, insbesondere die Parameterbandbreiten, direkt in der Entwurfsmethode berücksichtigt werden könnten. Im Rahmen des EU-Projektes REAL (Robust and Efficient Autopilot control Law design) wird das Potential des Einsatzes neuartiger Verfahren untersucht und bewertet. Die in diesem Konsortium vereinten 6 Partner aus 3 Ländern sind angetreten, die Frage zu klären, ob und in welchem Umfang der Einsatz moderner Entwurfsverfahren dazu beitragen kann, den Entwurfsprozess eines robusten, automatischen Cat III Landesystems effizienter zu gestalten.

Zur Beantwortung dieser Frage wird in einem ersten Schritt ein „Autoland“-System für ein generisches Flugzeug entworfen, dessen Leistungsfähigkeit mit Hilfe einer Monte-Carlo Analyse nachzuweisen ist. Die Leistungsfähigkeit des dabei entwickelten Entwurfsprozesses wird dann in einem zweiten Schritt überprüft: In einem schnellen „Re-design“ wird der Regler für die automatische Landung an ein reales Flugzeug angepasst. Als Zielsystem wurde ein Forschungsflugzeug des DLR, die VFW614 ATTAS gewählt. Die Brauchbarkeit des Prozesses und die daraus resultierende Qualität des Reglers wird im Flugversuch demonstriert.

Der hier vorgeschlagene Ansatz für den Entwurfsprozess besteht

- in der Bereitstellung von wiederverwendbaren Flugzeugmodellen in der relevanten Komplexität, d.h. mit frühzeitiger Berücksichtigung von parametrischen Systemunsicherheiten durch systemdynamische Toleranzbandbreiten sowie von äußeren Störungen.

- in einer physikalisch interpretierbaren Reglerstruktur, in der die Methode der „dynamischen Inversion“ (DI) zur Stabilisierung und Verbesserung des Führungsverhaltens eingesetzt wird. Der DI-Regler wird dabei automatisch aus dem Flugzeugdynamikmodell erzeugt. Robustheit gegenüber unsicheren Parametern wird durch geeignete Wahl der Syntheseparameter erreicht.
- in der Verwendung objektiver Bewertungs- und Auslegungskriterien in einem mehrzieligen, transparent steuerbaren Auslegungsprozess, der viele Einstellparameter gleichzeitig optimieren kann. Dabei können Robustheitsmaße und statistische Bewertungsanalysen, wie Risikowahrscheinlichkeiten, direkt berücksichtigt werden.
- in einem nahtlosen Übergang von Modellen und Regler von der Entwurfssimulation und Optimierung zum Piloten-Flugsimulator, zur zulassungsrelevanten Bewertungsanalyse und zum Flugtest mit ATTAS, durch Einsatz von Werkzeugen zur automatischen Codeerstellung.

Im Beitrag werden das REAL-Projekt selbst, die eingeschlagene Entwurfsvorgehensweise, der aktuelle Stand der Arbeiten sowie die bisher erzielten Ergebnisse vorgestellt.

1. DAS REAL-PROJEKT

REAL (Robust and Efficient Autopilot control Laws design) ist ein BRITE/EURAM-Projekt mit Partnern aus Frankreich, Deutschland und den Niederlanden [1]. Zwei Entwurfsteams sind aufgefordert einen Entwurfsprozess vorzuschlagen, der auf modernen Entwurfsverfahren beruht. Die Hauptanforderungen an den Entwurfsprozess selbst sind:

- Systematische Übertragbarkeit der Spezifikationen in den Entwurf,
- Einbeziehung von Unsicherheiten und Parametervariationen von Beginn an,
- Verständliche, physikalisch interpretierbare Reglerstruktur,
- Die Möglichkeit, den Prozess des Entwerfens zu automatisieren.

Mit diesem vorgeschlagenen Entwurfsprozess ist zunächst ein robuster CAT III Autoland Regler für ein typisches ziviles Transportflugzeug zu entwerfen. Die Anforderungen dabei sind im wesentlichen die der Joint Aviation Requirements – All Weather Operations (JAR-AWO) [2]. Diese Anforderungen werden von den industriellen

Partnern mit Hilfe von Monte-Carlo Simulationen überprüft. Für die Entwurfsteams wird im Laufe des Projekts eine Matlab-basierte vereinfachte Version dieses Assessmentwerkzeuges zur Verfügung gestellt.

Um die Flexibilität der vorgeschlagenen Entwurfsvorgehensweisen zu demonstrieren, ist in einer anschließenden Projektphase der entworfene Regler auf ein anderes Flugzeug anzupassen. Hier handelt es sich um den DLR-Flugversuchsträger ATTAS. Diese Phase entspricht der typischen industriellen Vorgehensweise einer Anpassung bestehender Reglerstrukturen auf neue Flugzeugtypen. Der so entstandene Reglercode ist auf den Experimentalrechner von ATTAS zu übertragen, damit der Regler auch in Flugversuchen am Institut für Flugsystemtechnik erprobt werden kann.

2. DER ENTWURFSPROZESS

Der hier angewandte, am Institut für Robotik und Mechatronik entwickelte, Entwurfsprozess besteht aus den

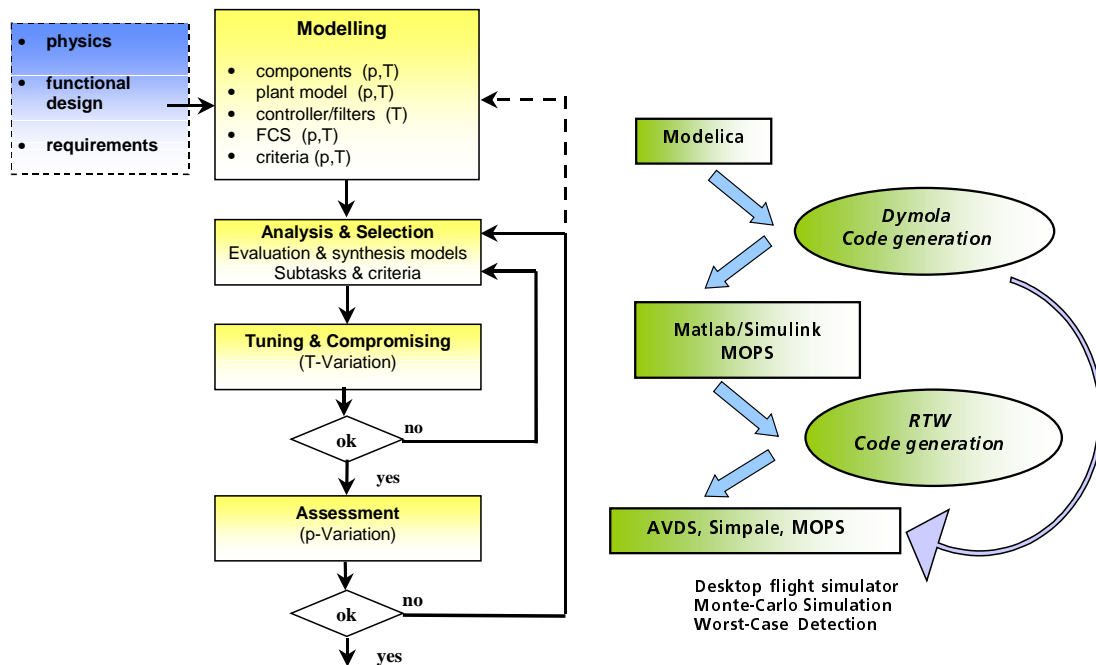


BILD 1. Der Gesamtentwurfsprozess sowie die Unterstützung durch Analyse-, Synthese- und Codeerzeugungswerkzeuge.

Die einzelnen Schritte des Entwurfsprozesses werden im folgenden näher beschrieben.

2.1 Modellierung

Als Grundlage für die Entwurfsberechnungen werden parametrische Modelle der Flugzeugdynamik (Parameter p) und des Flugregelsystems, d.h. Regler, Sensoren, Aktuatoren, Strukturfilter, etc., (Parameter T) benötigt.

folgenden Schritten:

- 1) Flugzeugmodellierung, Spezifikation der Reglerstruktur und Implementierung in der Entwurfsumgebung, Definition der Entwurfskriterien entsprechend den Spezifikationen,
- 2) Analyse der Systemeigenschaften, Festlegen der Teilentwurfsaufgaben, Festlegen der jeweiligen Synthesemodelle und Entwurfskriterien
- 3) Einstellen der Reglerparameter,
- 4) Bewertung und Assessment.

Diese an sich konventionelle Vorgehensweise wird jedoch durch eine Reihe von Werkzeugen unterstützt, um die Anforderungen an den Entwurfsprozess im Projekt zu genügen. Bild 1 illustriert die iterative Entwurfsschleife, sowie die verwendeten Werkzeuge.

2.1.1 Flugzeugdynamikmodell

Das Modellierungswerkzeug Dymola¹ [3] erlaubt es, die Flugzeugdynamik entsprechend den physikalischen Komponenten auf symbolische gleichungsbasierte Art in der Modellierungssprache Modelica [4] zu beschreiben, und daraus, je nach Anforderung, automatisch effizienten Code für Simulation, Trimmen oder dynamische Inversion zu erzeugen [5]. Dabei wird die Flugdynamik-Klassenbibliothek FlightDynamicsLib² verwendet. Die Tatsache, dass dieser Code in verschiedene

¹ Dymola (Dynamic Modelling Laboratory) ist ein Produkt der Firma Dynasim AB, Schweden.

² FlightDynamicsLib ist eine Entwicklung des Instituts für Robotik und Mechatronik.

Analyse- und Simulationswerkzeuge, wie z. B. Matlab/Simulink³, AVDS⁴, Simpale⁵ exportiert werden kann, erlaubt es, das Modelica/Dymola-Modell als einzige Modellquelle in der gesamten Entwurfsumgebung zu verwenden.

2.1.2 Reglermodell

Die Reglersynthese geschieht in zwei Schritten: i) Festlegung der Reglerarchitektur und ii) Festlegen der Parameter innerhalb der gewählten Struktur. Die Reglerarchitektur wird in Matlab/Simulink spezifiziert. Das Einstellen der Parameter erfolgt mit Hilfe des optimierungsbasierten mehrzieligen Parametersynthesetools MOPS⁶. Diese Vorgehensweise erfordert zusätzlich, dass die Entwurfsspezifikationen als quantitative mathematische Kriterien formuliert werden.

Der vorgestellte Entwurfsprozess ist prinzipiell unabhängig von der gewählten Reglerstruktur. Um die komplexe Autoland-Entwurfsaufgabe handhabbar zu machen, wird der Regler klassischerweise in Komponenten zerlegt, welche dann im Prinzip unabhängig voneinander entworfen werden. Diese Zerlegung ist in Bild 2 gezeigt.

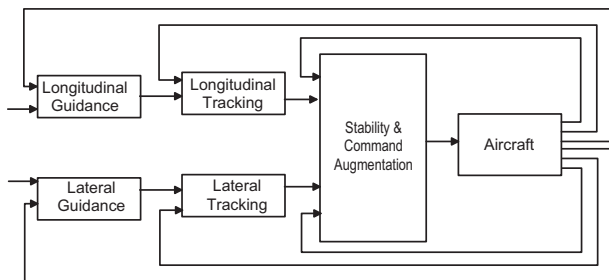


BILD 2. Allgemeine Struktur des Autoland-Reglers.

Die innerste Schleife dient der Stabilisierung und Verbesserung des Führungsverhaltens für die äußeren Tracking-Schleifen. Die inneren Schleifen sind in starkem Maße flugzeugabhängig, während die Tracking-Regler weniger flugzeugspezifisch sind. Ihre Aufgabe ist vielmehr die Pfad- und Geschwindigkeitshaltung sowie die Unterdrückung äußerer Störungen, wie Turbulenzen oder nicht nominaler atmosphärischer Bedingungen. Schließlich haben die Regler der Führungsschleifen die Aufgabe, die entsprechenden Kommandos für die Tracking-Regler aus den ILS-Signalen zu generieren.

Der innere stabilisierende Regler wird mit Hilfe der dynamischen Inversion [6] ausgelegt. Die inversen Beziehungen der Momentengleichungen können dabei direkt aus dem vorhandenen Flugzeugmodell in Modelica/Dymola erstellt werden. Dieser in starkem Maße flugzeugabhängige Teil des Reglers kann demnach automatisch generiert werden. Es bleibt lediglich die

Einstellung der gewünschten Dynamik im Rahmen der physikalischen Möglichkeiten sowie unter Berücksichtigung der erforderlichen Robustheit.

Die Struktur des Längsbewegungstracking-Reglers ist die von Lambregts entwickelte TECS-Struktur [7] im Landeanflug sowie die Variable Tau Architektur [8] im Flare-Mode. In der Seitenbewegung werden konventionelle PID Reglerstrukturen angesetzt. Die Strukturen der äußeren Schleifen beruhen im wesentlichen auf kinematischen Beziehungen. Daneben kommen diverse Komplementär- und Schätzfilter zur Signalaufbereitung und –gewinnung zum Einsatz.

2.1.3 Definition der Entwurfskriterien

Die verschiedenartigen Entwurfsspezifikationen müssen auf mathematische Kriterien abgebildet werden, wobei ohne Beschränkung der Allgemeinheit kleinere Kriterienwerte einem besseren Entwurfsergebnis entsprechen sollen. Oft sind die Entwurfsspezifikationen bereits in mathematischer Form als Kenngrößen gegeben, so dass eine Umsetzung in mathematische Kriterien einfach ist. Diese Umsetzung wird zudem durch die in MOPS enthaltene Technik der Gut/Schlecht-Werte [9] unterstützt.

2.2 Analyse und Definition der Teilaufgaben

Der Zweck dieses Schrittes ist die Analyse der Dynamik des unregulierten Flugzeuges für verschiedene Flugzustände und Parametervariationen. Die Analyseergebnisse werden hauptsächlich benötigt, um repräsentative Entwurfsmodelle auszuwählen, welche dann im Multi-Modell-Ansatz [10] der folgenden Reglereinstellung mit MOPS verwendet werden.

Die Analyse wird weiterhin zeigen, welche Teilaufgaben möglichst unabhängig voneinander entworfen werden können. Für den Autoland-Regler wurden folgende Teilaufgaben definiert:

Längsbewegung :	innerer Regelkreis Tracking-Regler, Anflug Tracking-Regler, Flare Gleitpfad-Führungsregler
Seitenbewegung:	innerer Regelkreis Tracking-Regler, Anflug Align mode Localizer mode

Diese 8 Teilaufgaben werden in einem ersten Ansatz von innen nach außen unabhängig voneinander ausgelegt. Eine wichtige Eigenschaft der MOPS-Entwurfsumgebung ist es jedoch, dass mehrere Teilaufgaben auch gleichzeitig betrachtet werden können. So können etwa die bereits ausgelegten Parameter der inneren Regelschleife beim Entwurf der Tracking-Regler ebenfalls freigegeben werden und der Einfluss etwaiger Änderungen dieser Parameter auf die „inneren“ Auslegungskriterien berücksichtigt werden. Entsprechendes gilt für die äußeren Schleifen. Diese Auslegungsstrategie ist in Tab. 1 verdeutlicht.

³ Matlab/Simulink ist ein Produkt der Firma The MathWorks Inc.

⁴ AVDS (Aviator Visual Design Simulator) ist ein Produkt der Firma RasSimTech Ltd. [11].

⁵ Simpale ist das im REAL-Projekt entstandene Monte-Carlo Simulationswerkzeug.

⁶ MOPS (Multi Objective Parameter Synthesis) ist eine Entwicklung des DLR, Institut für Robotik und Mechatronik.

Aktive Auslegungsparameter:	Entwurfsaufgabe		
	Innerer Regler	Tracking-Regler	Führungsregler
Innerer Regler	✓	(✓)	(✓)
Tracking-Regler		✓	(✓)
Führungsregler			✓

TAB 1. Sequentielle Auslegungsstrategie. Die Parameter einer Teilaufgabe mit (✓) können, falls notwendig, nachgestellt werden.

2.3 Reglereinstellung

Das verwendete Parameterauslegungstool MOPS erlaubt es, die vielfältigen Entwurfsanforderungen auf direkte Art und Weise gleichzeitig zu berücksichtigen und bestmögliche Lösungen zu finden. Die exakte Formulierung der Entwurfsanforderungen als Kriterien führt zu einer quantitativen Information über die Entwurfsgüte, die dem Entwerfer zu jedem Zeitpunkt des Entwurfs zur Verfügung steht. Dadurch werden Entwurfsalternativen direkt vergleichbar und bewertbar.

Zur Formulierung einer Entwurfsaufgabe in MOPS muss im wesentlichen nur die gewünschte Berechnungskette in Form eines Makros beschrieben werden. Eine typische Berechnungskette, wie sie etwa für die Auslegung der inneren Regelschleife Anwendung findet, ist etwa wie folgt:

- 1) Trimme das Flugzeug für bestimmte Parameter und einen bestimmten Flugzustand,
- 2) Initialisiere den Regler mit den aktuellen Parameterwerten,
- 3) Analyse und Simulation
 - a) Zeitantworten aus nichtlinearer Simulation,
 - b) Linearisierung und Frequenzgänge,
- 4) Kriterien- und Kenngrößenberechnung
 - a) Überschwingen, Anstellzeit, etc.,
 - b) Phasen-, Verstärkungsrand, etc..

Andere Berechnungsketten, wie z.B. die zur Auslegung des Flare-Reglers, enthalten als Analyse eine komplette Monte-Carlo Simulation und als Kriterien die daraus resultierenden Risikowahrscheinlichkeiten.

Die einzelnen Kriterien oder Kenngrößen müssen noch so skaliert werden, dass ihre Werte die Entwurfspräferenzen widerspiegeln: ein gut erfülltes Entwurfskriterium muss dem Wert nach kleiner sein als ein schlecht erfülltes. Diese Skalierung erfolgt in MOPS mit Hilfe der Gut/Schlecht-Werte sowie mit den Anforderungswerten [9]. In Bild 3 ist z.B. die Entfernung des Aufsetzpunktes von der Landebahnschwelle die zu skalierende Kenngröße. Ihr Wert (C) beträgt ca. 257m. Durch die Angabe, dass der anzustrebende Bereich zwischen 350 und 450m liegen soll und dass Werte unter 300 bzw. über 500m als schlecht angesehen werden, ergibt sich der skalierte Wert (map. C) zu 1.84.

In MOPS wird noch für jedes definierte Kriterium unterschieden, ob es in einer Optimierung möglichst klein gemacht werden (Typ: min) oder ob es als Nebenbedingung (Typ: Beschränkung) behandelt werden soll. Eine Beschränkung ist in MOPS erfüllt, wenn der skalierte Wert kleiner 1 ist.

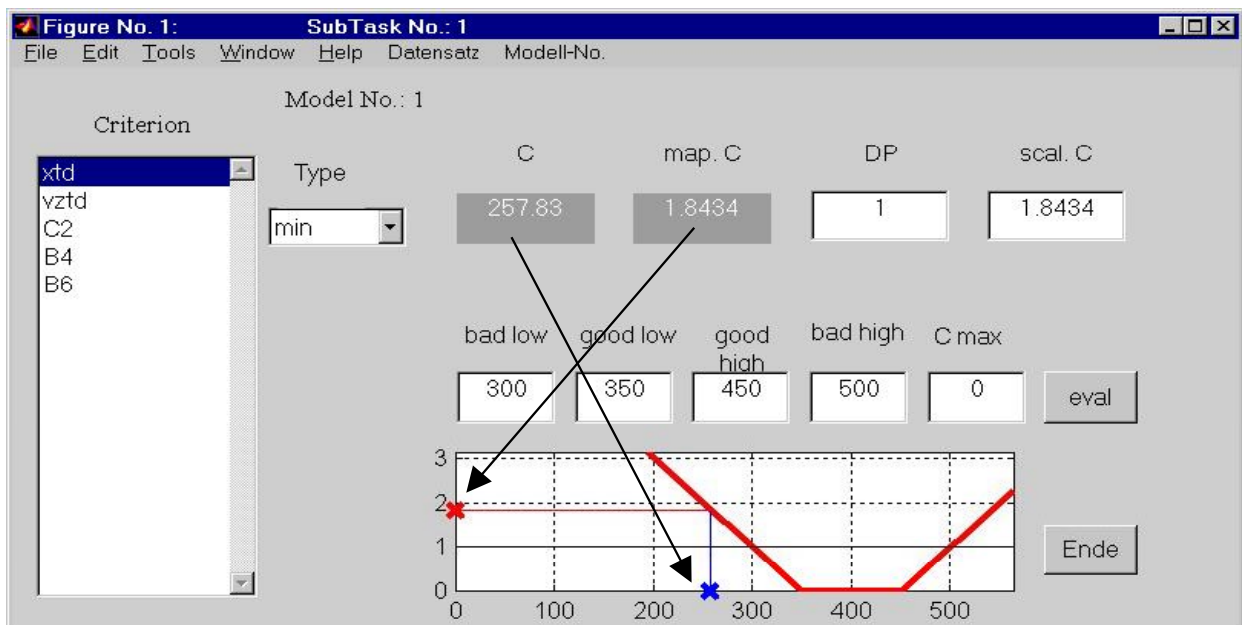


BILD 3. Skalierung der Kenngröße „Aufsetzpunkt“ durch Gut/Schlecht-Werte. Alle Kenngrößen (C), die innerhalb des Intervalls der „Gut-Werte“ liegen, werden auf 0 abgebildet und werden daher in der Optimierung als gleich gut angesehen. Alle Kenngrößen innerhalb des Intervalls der „Schlecht-Werte“ werden auf Werte kleiner 1 skaliert. Die Grenzen des „Schlecht-Intervalls“ sind so zu wählen, dass Kenngrößen, die innerhalb liegen, noch als befriedigend angesehen werden können. Werte außerhalb gelten als unbefriedigend. Der Übergang ist jedoch fließend.

2.4 Bewertung und Assessment

Zweck des Assessments ist es, versteckte Schwächen in dem entworfenen Regler aufzufinden. Bei diesem Entwurf wurden zwei verschiedene Methoden eingesetzt:

- 1) Parameterstudie
Die MOPS-Entwurfsumgebung erlaubt neben optimierungsbasiertem oder manuellem Einstellen der Parameter auch eine Parameterstudie, indem für die einzelnen Parameter Rasterintervalle vorgegeben werden. Die Bewertung der einzelnen Assessmentergebnisse erfolgt damit automatisch auf die gleiche exakte, quantitative Art durch Kriterien, wie bei der Auslegung selbst.
- 2) Monte-Carlo-Simulation
Mit Hilfe der Monte-Carlo Simulationen werden für möglichst viele Parameter die kumulativen Wahrscheinlichkeitsverteilungen berechnet, um daraus die Risikowahrscheinlichkeiten entsprechend den JAR abzuleiten. Es besteht die Möglichkeit, einzelne Parameterkombinationen, die zu einem schlechten Ergebnis geführt haben, herauszugreifen. Diese Parameterkombinationen können dann gezielt im Entwurf mit Hilfe des Multi-Modell Ansatzes berücksichtigt werden.
- 3) Flugsimulator
Die in Bild 1 skizzierten Code-Erzeugungswerkzeuge erlauben es sowohl den Code des aktuellen Flugzeuges als auch den des Regler automatisch zu erzeugen und an den interaktiven Flugsimulator AVDS [11] anzubinden. Der innere Regler kann dann interaktiv geflogen werden. Diese Art von Assessment setzt jedoch entsprechende Erfahrung voraus und führt im allgemeinen nur zu qualitativen Aussagen. Da das Hauptaugenmerk in diesem Projekt den Autopilotenfunktionen gilt, wurde der Desktopsimulator nur zur Demonstration der Werkzeugkette eingebunden.

3. AUSLEGUNG DES FLARE-REGLERS

Am Beispiel der Teilaufgabe „Auslegung des Flare-Reglers“ soll die vorgeschlagene Vorgehensweise bei der Reglereinstellung veranschaulicht werden.

Bild 4 zeigt die Struktur des Flare-Reglers bestehend aus der Variable Tau Struktur nach [8] sowie einer Θ -Vorsteuerung. Die auszulegenden Parameter sind die in dieser Struktur enthaltenen Verstärkungsfaktoren.

Bei den Entwurfsanforderungen lassen sich deterministische und statistische Anforderungen unterscheiden. Die deterministischen Anforderungen richten sich an den Aufsetzpunkt, die (vertikale) Aufsetzgeschwindigkeit sowie die Lage des Flugzeuges während des Flare. Die statistischen Spezifikationen betreffen die Wahrscheinlichkeiten, dass Aufsetzpunkt, Aufsetzgeschwindigkeit sowie Anflughöhe an einer bestimmten Stelle auf der Landebahn gewisse Werte nicht über- oder unterschreiten.

Die mathematische Umsetzung der deterministischen Anforderungen in Kriterien ist in Tab. 2 wiedergegeben. Diese Kriterien werden aus einer nichtlinearen Simulation des Landeanflugs berechnet.

Die zugehörige Skalierung, d.h. die Angabe der gewünschten Größenordnungen zeigt Tab. 3. So bedeutet etwa die 1. Zeile in Tab. 3, dass der Aufsetzpunkt zwischen 350m und 450m liegen soll. Alle Werte zwischen 350 und 450m werden als gleich gut angesehen. Werte, die jedoch kleiner als 300m, bzw. größer als 600m liegen, werden als schlecht betrachtet. Sind keine „Schlecht-Werte“ angegeben, so werden alle Kenngrößenwerte, die kleiner als „Gut-Ober“ sind, auf Null abgebildet, d.h. sie werden im Sinne der Optimierung als gleich gut angesehen.

In Tab. 4 sind die Anforderungen (= „Gut/Schlecht“-Werte) an Erwartungswert, Standardabweichung sowie Risikowahrscheinlichkeiten aufgelistet. Für Erwartungswerte und Standardabweichungen sind im Projekt keine expliziten Spezifikationen gegeben. Ihre Anforderungswerte werden entsprechend den übrigen Anforderungen sinnvoll gewählt. Die Risikokriterien entsprechen jedoch gerade den JAR-Anforderungen. So bewertet etwa das Kriterium *riskXTD* in Zeile 6, Tab. 4, die Wahrscheinlichkeit eines Aufsetzens mehr als 900m nach der Landebahnschwelle:

$$riskXTD = -1 / \log(p(XTD > 900)) .$$

Der obere „Schlecht-Wert“ von 1/6 für *riskXTD*, zusammen mit der Verwendung dieses Kriteriums als Beschränkung, bedeutet also, dass die Wahrscheinlichkeit den Wert 10^{-6} nicht überschreiten darf.

Diese statistischen Kenngrößen werden durch Monte-Carlo Simulation bestimmt. Dazu werden 16 Parameter entsprechend ihren statistischen Eigenschaften variiert und insgesamt 400 Landungen simuliert. Diese Parameter sind unter anderem Masse, Schwerpunktslage, Wind, Temperatur, Landebahnhöhe, -länge und -steigung, Geländeprofile vor der Landebahn und ILS-Eigenschaften.

Mit diesen Angaben ist es möglich, die Berechnungskette für die mehrzielige Parameterauslegung aufzusetzen und eine Optimierung durchzuführen. Die Ergebnisse eines solchen Optimierungslaufes sind in den Bildern 5, 6 und 7 wiedergegeben. Bild 5 zeigt verschiedene Zwischenergebnisse des nominalen Anflugs. Bild 6 verdeutlicht die Entwicklung der statistischen Kenngrößen während der Optimierung und Bild 7 zeigt die dazugehörigen skalierten Kriterienwerte. Das Endresultat der Optimierung ist durch dicke Linien gekennzeichnet. Ihre Verläufe zeigen, dass die gestellten Anforderungen alle erfüllt sind.

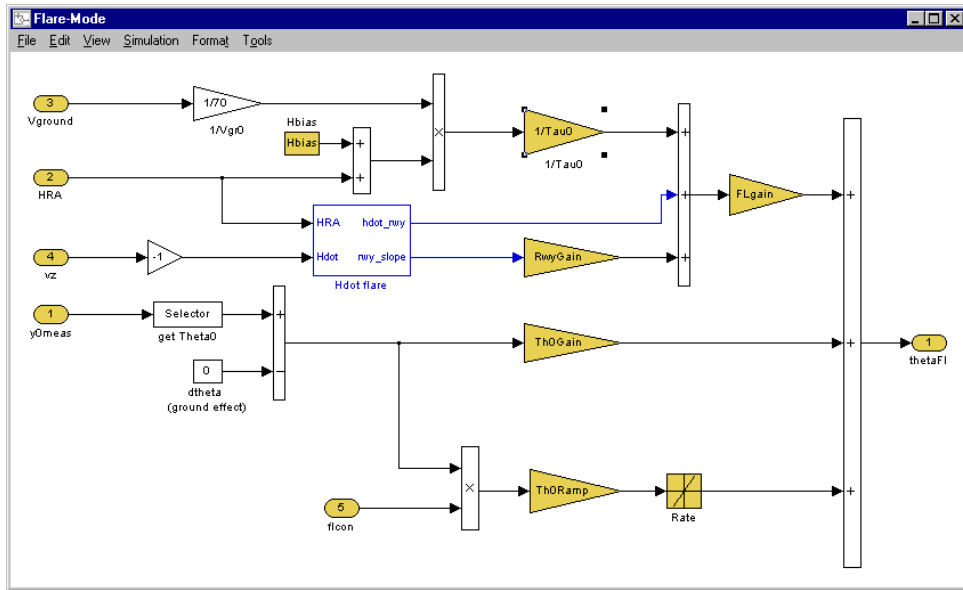


BILD 4. Struktur des Flare-Reglers basierend auf dem Variable Tau Ansatz [8] mit zusätzlicher Theta-Vorsteuerung.

Name	Beschreibung Der Spezifikation	Berechnung
xtd	Aufsetzpunkt	$x_{TD}(t_{id}), \quad t_{id} : H_{ra}(t_{id}) = 0$
vztd	Aufsetzgeschwindigkeit	$\dot{H}_{ra}(t_{id}), \quad t_{id} : H_{ra}(t_{id}) = 0$
B4	Ableitung von Θ darf nicht das Vorzeichen ändern	$1 - \min_{t_1 \leq t \leq t_{id}} \{q(t)\}, \quad t_1 = \text{Flareinitialisierung} + 2s$
B6	Ableitung von V_Z darf nicht das Vorzeichen ändern	$1 + \max_{t_1 \leq t \leq t_{id}} \{\dot{V}_Z(t)\}, \quad t_1 = \text{Flareinitialisierung} + 2s$
C2	$ \Theta_{\min} - \Theta_{\max} \leq 1^\circ$	$\max_{t_{fl} \leq t \leq t_{id}} \{\theta(t)\} - \min_{t_{\max} \leq t \leq t_{id}} \{\theta(t)\}; \text{ falls } t_{\max} = t_{id}, \text{ sonst } 0.$ $t_{fl} = \text{Flareinitialisierungszeit}, \quad t_{\max} = \text{Zeitpunkt mit max } \theta;$

TAB 2. Deterministische Flare-Kriterien.

Name	Schlecht unten	Gut Unten	Gut oben	Schlecht Oben	Typ
Xtd	300	350	450	600	Min
Vztd	-3.5	-3.0	-2.0	-1.5	Min
B4	—	—	0	1.15	Beschränkung
B6	—	—	0	1.15	Beschränkung
C2	—	—	0	1	Beschränkung

TAB 3. Skalierung der deterministischen Kriterien.

Name	Schlecht unten	Gut Unten	Gut oben	Schlecht Oben	Typ
MeanHTP60	4	5	7	8	Min
StdevHTP60	—	—	0	1.3	Min
RiskHTP60	—	—	0	1/6	Beschränkung
MeanXTD	250	350	400	450	Min
StdevXTD	—	—	0	100	Min
RiskXTD	—	—	0	1/6	Beschränkung
MeanVZTD	-6	-4	-2	-1.5	Min
StdevVZTD	—	—	0	1.2	Min
RiskVZTD	—	—	0	1/6	Beschränkung

TAB 4. Statistische Flare-Kriterien: Erwartungswert, Standardabweichung und Risikowahrscheinlichkeit. (HTP60 – Höhe 60m nach der Bahrschwelle, XTD – Aufsetzpunkt, VZTD - Aufsetzgeschwindigkeit)

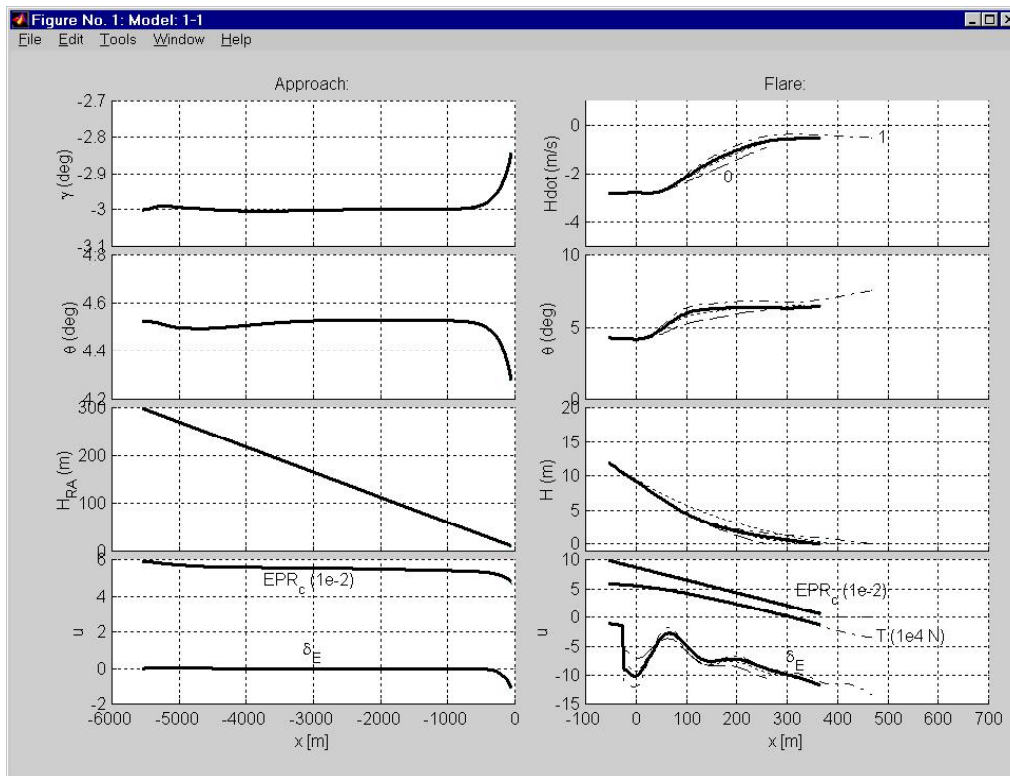


BILD 5. Entwicklung des nominalen Landeanflugs während der Optimierung.

Die linke Spalte enthält die Diagramme für Bahnwinkel γ , Lagewinkel Θ , Radiohöhe H_{RA} sowie die Stellgrößen Höhenruderausschlag δ_E und Schubhebelstellung vor einsetzen des Flare-Reglers. Die rechte Spalte zeigt die Sinkgeschwindigkeit \dot{H} , Θ , die tatsächliche Höhe H über der Bahn zusammen mit der sich ergebenden idealen Trajektorie, sowie die Stellgrößen während des Ausschwebens. In das Stellgrößen-Diagramm ist zusätzlich noch der Schubverlauf T eingetragen. Die Optimierung beginnt mit Iteration 0 (gestrichelte Linien) und endet mit Iteration 24 (dicke Linien). Die Kurvenverläufe zeigen, dass die gewählten Kriterien aus Tab. 2 das gewünschte Verhalten in sinnvoller Weise bewerten.

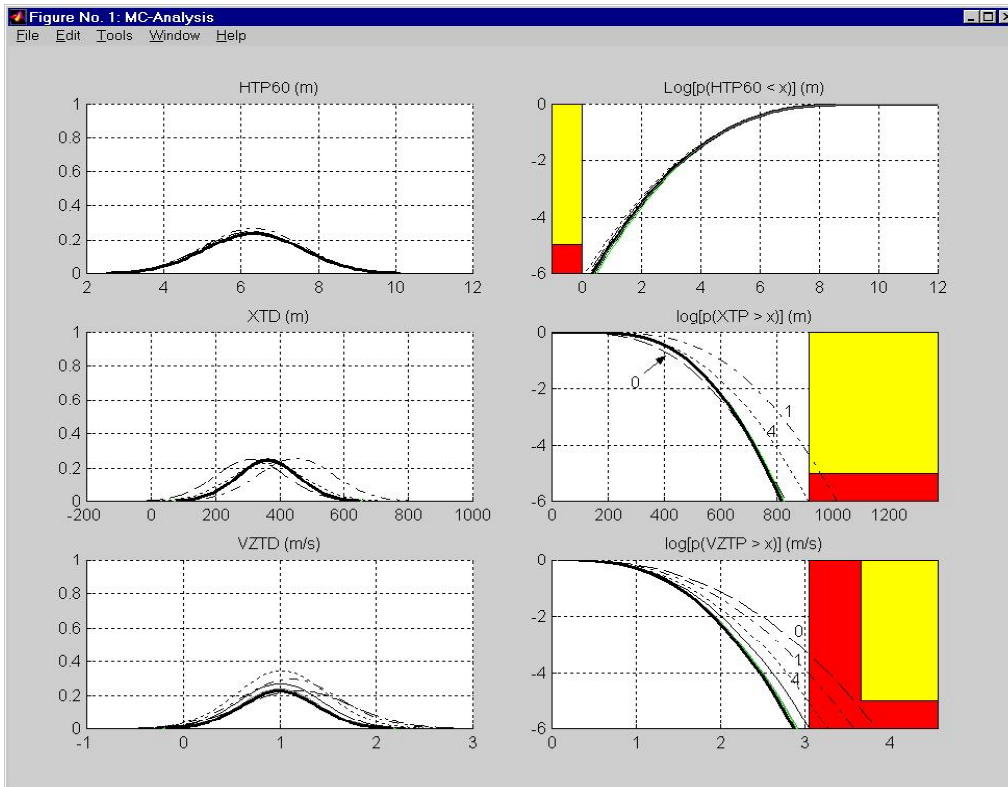


BILD 6. Entwicklung der statistischen Kenngrößen während der Optimierung. Die linke Spalte zeigt die geschätzten Dichtefunktionen für Höhe über der Landebahn 60m nach der Landebahnschwelle, Aufsetzpunkt sowie Aufsetzgeschwindigkeit. Die rechte Spalte zeigt die daraus resultierenden Risikowahrscheinlichkeiten. So ist etwa im mittleren Diagramm abzulesen, dass die Wahrscheinlichkeit eines Aufsetzpunktes weiter als 800m von der Bahnschwelle etwa 10^{-6} beträgt. Schneidet eine Kurve die gefüllte Fläche, dann ist die entsprechende Anforderung nicht erfüllt.

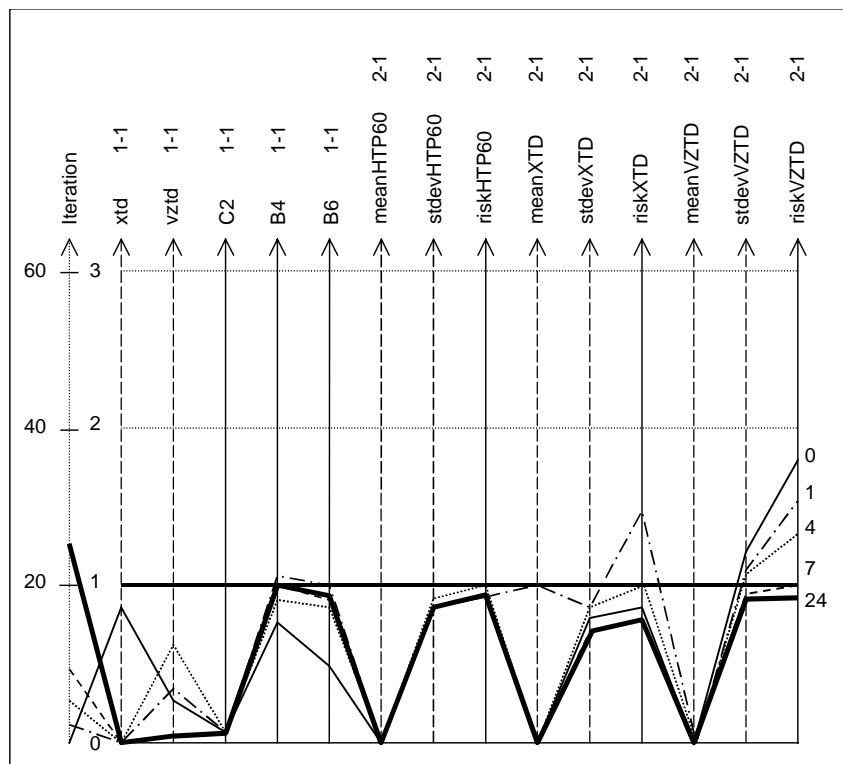


BILD 7. Fortschritt der skalierten Kriterienwerte während einer Optimierung, dargestellt in parallelen Koordinaten.

Jedem Kriterium entspricht eine der parallel angeordneten Koordinatenachsen. Eine gestrichelte Achse zeigt an, dass dieses Kriterium minimiert werden soll, während die anderen als Beschränkung agieren. Zu minimierende Kriterien sind um so besser erfüllt, je kleiner ihr Wert ist. Beschränkungen sind erfüllt für alle Werte kleiner als 1.

Zu einem Satz von Auslegungsparametern gehört eine Linie im Diagramm. Die Optimierung beginnt mit der Iteration 0 und endet mit Iteration 24. Mit der letzten Iteration sind alle Beschränkungen eingehalten und die zu minimierenden Kriterien haben ihren bestmöglichen Wert erreicht.

4. ZUSAMMENFASSUNG

Es wurde ein Entwurfsprozess für Flugregler vorgestellt, der es dem Entwerfer erleichtert, mit der vorhandenen Komplexität der Aufgabe fertig zu werden, und der erwarten lässt, dass ein Gesamtentwurf schneller und effizienter möglich ist. Dies wird erreicht durch einen strukturierten, gänzlich computergestützten Ansatz, der Modellierung, Reglerarchitekturdefinition, automatisierte Parametereinstellung und automatisiertes Assessment umfasst.

Die hervorragenden Merkmale der angewandten Modellierungstechnologie sind die Flexibilität durch Strukturierung in physikalische Komponenten und deren Beschreibung durch Gleichungen. Dadurch werden insbesondere multidisziplinäre Modellierungsprobleme unterstützt. Die symbolische Gleichungslösung ermöglicht es, Gleichungen nicht nur für Simulationszwecke aufzustellen, sondern auch für Trimmrechnungen oder dynamische Inversion, und dies ohne Mehraufwand.

Die angewandte Technologie zur Reglerauslegung zeichnet sich dadurch aus, dass sie unabhängig ist von der Wahl der Reglerstruktur und dass die Auslegungskriterien direkt entsprechend den gestellten Spezifikationen definiert werden können. Die quantitativen Entscheidungskriterien ermöglichen auch den objektiven Vergleich alternativer Auslegungen. Die Entwurfsumgebung in der diese Technologie eingebettet ist, unterstützt die automatische Optimierung im gleichen Maße wie die Auslegung durch manuelles Tunen, Parameterstudien sowie Experimente mit Reglerstrukturen.

Das weitgehend computergestützte Vorgehen wird ermöglicht durch die automatische Codeerzeugung und die Bereitstellung der entsprechenden Schnittstellen zur Einbindung des Codes in die verschiedenen Entwurfs- und Assessmentwerkzeuge.

Derzeit ist die Entwicklung des Reglers für das Großtransportflugzeug abgeschlossen. Erste Monte-Carlo Simulationsstudien zeigen, dass die geforderten Risikowahrscheinlichkeiten fast alle eingehalten werden können.

Der Redesign des Reglers für die Flugerprobung mit ATTAS ist noch im Gange. Es hat sich bereits jetzt gezeigt, dass die dabei zusätzlich auftretenden nichtlinearen Implementierungsprobleme im Entwurf mit berücksichtigt werden können, da dieser im wesentlichen auf Simulationen mit nichtlinearen Modellen beruht.

5. SCHRIFTTUM

- [1] S. Bennani, et al., RealCAM Technical Note on the Autoland Mission Requirements, BRPR-CT98-0627/TN-01v01, 1999.
- [2] Joint Aviation Authorities Committee. Joint Aviation Requirements - All Weather Operations. Technical report, JAAC, 1996.
- [3] H. Elmqvist, Object-oriented modeling and automatic formula manipulation in Dymola. In: Scandinavian Simulation Society SIMS, Kongsberg, Norway, 1993.
- [4] S.E. Mattsson, M. Otter und H. Elmqvist, Modelica Hybrid Modeling and Efficient Simulation. In: Proceedings of the 38th IEEE Conference on Decision and Control, CDC'99, Phoenix, Arizona, USA, Dec 7-10, 1999. Also available from <http://www.modelica.org>.
- [5] D. Moormann, P.J. Mosterman und G. Looye, Object-oriented computational model building of aircraft flight dynamics and systems. Aerospace Science and Technology, Volume 3 (3), Elsevier, April 1999.
- [6] D. Enns, D. Bugajski, R. Hendrick und G. Stein, Dynamic Inversion: An Evolving Methodology for Flight Control Design, AGARD Conference Proceedings 560: AGARD, Active Control Technology: Applications and Lessons Learned, pp 7-1 - 7-12, Turin, Italy, May 1994.
- [7] A.A. Lambregts, Integrated system design for flight and propulsion control using total energy principles. AIAA paper 83-2561, 1983.
- [8] A.A. Lambregts, Avoiding the pitfalls in automatic landing control system design, AIAA paper 82-1599, 1982.
- [9] H.-D. Joos, A. Varga, R. Finsterwalder und J. Bals, Eine integrierte optimierungsbasierte Entwurfsumgebung für Flugregelungsaufgaben, Automatisierungstechnik, at 6/99, 1999.
- [10] G. Kreisselmeier, und R. Steinhauser, Systematische Auslegung von Reglern durch Optimierung eines vektoriiellen Gütekriteriums. Regelungstechnik, Heft 3, S. 76-79, 1979.
- [11] S.J. Rasmussen und S.G. Breslin, AVDS: a flight systems design tool for visualization and engineer-in-the-loop simulation. AIAA, 3467(97):135-143, 1997.