

Eine integrierte optimierungsbasierte Entwurfsumgebung für Flugregelungsaufgaben

An Integrated Optimisation Based Environment for Flight Control Law Design

Herrn Prof. Dr.-Ing. Georg Grübel zum 60. Geburtstag gewidmet

H.-D. Joos¹, A. Varga¹, R. Finsterwalder², J. Bals¹

Beim Entwurf von Flugregelgesetzen für elektronische Flugsteuerungen sind alle Aspekte zu berücksichtigen, die in Wechselwirkung mit der Gesamtdynamik stehen. Es werden Stabilität, Flatterfreiheit, gute Fliegeigenschaften, geringe Belastung von Struktur und Stellsystemen sowie adäquater Passagierkomfort im jeweiligen Betriebsbereich verlangt. Dieser Beitrag beschreibt einen modell- und optimierungsbasierten Entwurfsprozeß, der aufgrund seines ganzheitlichen Ansatzes eine nach Zeit und Kosten effiziente Auslegung von Flugregelgesetzen erlaubt. Zur Demonstration des Entwurfsprozesses wurde ein Prototyp einer integrierten Entwurfsumgebung entwickelt, der alle notwendigen Elemente für die Auslegung robuster Flugregelgesetze umfaßt: parametrische und physikalische Modellbildung, Analyse, Entwurfsmodell- und Kriterienauswahl, Tuning und Kompromißfindung sowie Assessment bezüglich unsicherer Modellparameter. In einer Fallstudie wird die Vorgehensweise zur quantitativen Bewertung und Kompromißfindung exemplarisch beschrieben.

In the design of control laws for electronic flight control systems all aspects interacting with the closed-loop aircraft dynamics must be explicitly addressed. Requirements for stability, flutter-free operation, good handling qualities, reduced structural and actuator loads as well as adequate passenger comfort in all operating modes are therefore imposed as design criteria. This paper describes a model and optimisation based design process, which allows a time and cost effective design of flight control laws. To demonstrate the feasibility of the new approach a prototype of an integrated design environment has been developed, which provides all necessary tools for designing robust flight control laws: parametric model building, analysis, model and criteria selection, tuning and compromising as well as assessment with respect to uncertain model parameters. The design approach with emphasis on compromising aspects is illustrated by a case study example.

1 Einführende Übersicht

Moderne Flugzeuge sind so ausgelegt, daß sie bezüglich ihrer aerodynamischen Konfiguration und Triebwerksleistungen, ihrer Strukturlasten und aerodynamischer Flattereigenschaften, nahe an den physikalischen Leistungsgrenzen arbeiten. Für diese Flugzeuge ist eine moderne elektronische Flugsteuerung und -regelung die Schlüsseltechnologie für sichere Fliegebarkeit in Grenzsituationen oder bei Systemausfällen.

¹ Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), Oberpfaffenhofen, Institut für Robotik und Systemdynamik, D-82234 Weßling.

² Universität der Bundeswehr, München, Wissenschaftliche Einrichtung Mathematik und Informatik, D-85579 Neubiberg.

Dies gilt in gleicher Weise für zivile Großflugzeuge wie für militärische Hochleistungsflugzeuge. Die optimale Auslegung einer modernen Flugsteuerung muß in Zukunft als integrierter mechatronischer Auslegungsprozeß gestaltet werden, bei dem Flugmechanik, Strukturmechanik, Aeroelastik, Antriebstechnik, Elektronik und Softwaretechnik in der Steuerungs- und Regelungstechnik ganzheitlich zusammenspielen.

Neue Entwicklungstechnologien zur Auslegungsoptimierung der modernen Flugsteuerung sind notwendig, um die gesamte Entwicklungszeit eines Flugzeuges deutlich zu verkürzen, sowie die Entwicklungskosten nachhaltig zu beeinflussen. Die großen methodischen Herausforderungen sind dabei die Entwicklung und Anwendbarmachung neuartiger Verfahren, die eine schnelle numerische Systemsimulation ermöglichen und die es erlauben, große, mathematisch unstrukturierte Optimierungsprobleme bezüglich vieler Parameter effizient zu lösen. Voraussetzung dafür ist vor allem die Bestimmung adäquater regelungstechnischer Streckenmodelle aus den fachdisziplinären Teilmodellen der Flugmechanik, Strukturmechanik und Aeroelastik. Eine weitere Herausforderung in diesem Problemkreis ist die Entwicklung aussagefähiger Bewertungskriterien für Flugeigenschaften, so daß diese direkt in einer mehrzieligen numerischen Optimierung verwendet werden können.

Der bisherige Entwicklungsprozeß für die elektronische Flugsteuerung und -regelung ist charakterisiert durch zahlreiche iterative, experimentelle Entwicklungsschleifen, die mit rein flugmechanischen Modellen und erst sehr spät Strukturbelastungsgrenzen und aeroelastische Wechselwirkungen berücksichtigen. Die Parametereinstellung („Tuning“) erfolgt in der Regel manuell und ohne Berücksichtigung des zu Entwicklungsbeginn typischerweise begrenzten Datenwissens bezüglich der flugmechanischen Auslegungsparameter, Aerodynamik und entsprechender Toleranzbandbreiten. Das Tuning erfolgt ohne Anwendung objektiver, quantitativer Bewertungs- und Auslegungskriterien - zumindest bei zivilen Flugzeugen - auf der Basis ausgedehnter Tests im Flugsimulator.

Der in dieser Arbeit vorgeschlagene Entwurfsprozeß für Flugregelgesetze basiert auf der objektorientierten Modellierungstechnik Modelica zur multidisziplinären Regelstreckenmodellbildung [23] und auf der Methode des mehrzieligen, optimierungsbasierten Entwurfs [9] [16] [26] [29]. Der mehrzielige Entwurfsansatz wurde bei zahlreichen anspruchsvollen Reglerauslegungsaufgaben erfolgreich eingesetzt [2] [10] [15] [17]. Insbesondere schnitt dieser Ansatz sowohl beim zivilen als auch beim militärischen Benchmarkproblem der „GARTEUR³ design challenge on robust flight control“ [19] im Vergleich zu allen übrigen Entwurfsmethoden bezüglich Robustheit ausgezeichnet ab [13]. In der industriellen GARTEUR-Evaluierung [6] erhielt der Ansatz bezüglich Reglerleistung, Robustheit und industrieller Einsetzbarkeit der Methode die höchsten Bewertungen.

Die Auslegungen für die „GARTEUR design challenge“ wurden mit Hilfe des objektorientierten Modellbildungswerkzeugs Dymola [4] und der allgemeinen optimierungsgestützten Reglerentwurfsumgebung ANDECS [12] durchgeführt. Zur Demonstration und besseren Unterstützung des Entwurfsprozesses wurde ein Prototyp einer dedizierten Entwurfsumgebung für die Auslegung von Flugregelgesetzen geschaffen, die auf Dymola und ANDECS basiert und die notwendigen Prozeßschritte in einer speziellen graphischen Benutzeroberfläche integriert. Ein ähnlicher, ebenfalls optimierungsgestützter Ansatz für Auslegungsaufgaben aus der Flugregelung ist in [24] zu finden. Dieser Ansatz unterstützt jedoch nur das Entwerfen für einzelne Arbeitspunkte, nicht jedoch die Idee der

³ Group for Aeronautical Research and Technology in EuRope

„worst-case Multimodell-Robustheit“. Des weiteren ist in dieser Umgebung keine physikalische Modellbildung und keine systematische Entwurfsdatenhaltung integriert.

Die hier vorgestellte Entwurfsumgebung umfaßt parametrische, Modellbildung, Analyse, Modell- und Kriterienauswahl, Tuning und Kompromißfindung sowie Assessment. Diese Entwurfsschritte sind im Abschnitt 2 beschrieben. In Abschnitt 3 wird in einer Fallstudie die Auslegung eines Längsbewegungsreglers beschrieben. Dabei wird untersucht, wie sich die Leistungsfähigkeit des Höhenruderaktuators auf die Flugeigenschaften auswirkt. Die dargestellten Aspekte dieser Fallstudie beschränken sich hierbei auf die Möglichkeit, gezielt nach Auslegungskompromissen zu suchen. Die softwaretechnischen Aspekte dieser Entwurfsumgebung sind in Abschnitt 4 dargestellt.

2 Der Entwurfsprozeß

Die Grundelemente eines Entwurfsprozesses sind parametrische Modellbildung, Analyse, Modell- und Kriterienauswahl, Tuning und Kompromißfindung sowie Assessment, siehe Abbildung 1, und werden in den folgenden Abschnitten beschrieben.

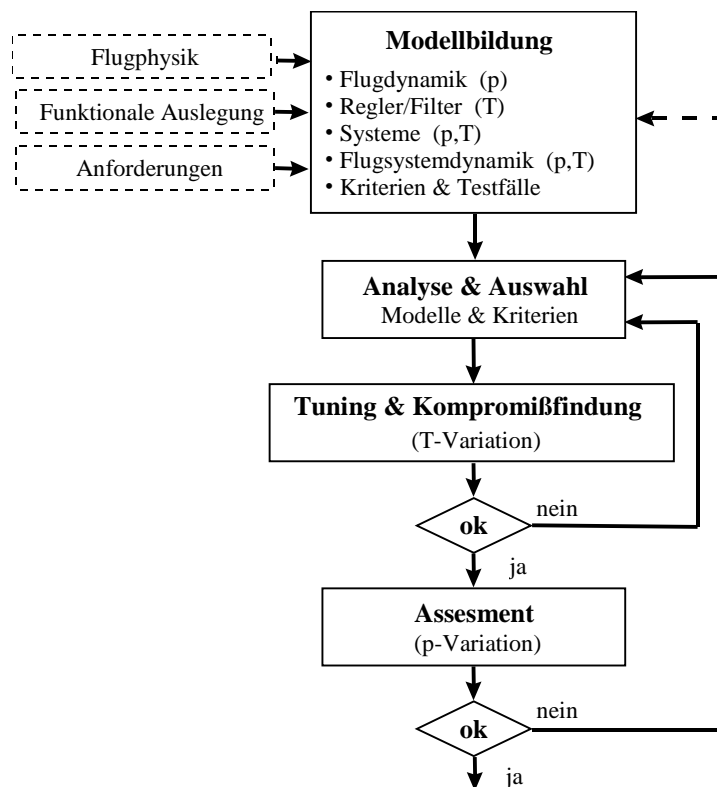


Abbildung 1: Entwurfsprozeß zur Flugsteuerungsauslegung.

2.1 Parametrische Modellbildung

Die ganzheitliche Betrachtung der Flugsystemdynamik ist Voraussetzung für die fachübergreifende Auslegung der Flugsteuerung. Dazu wurde für die GARTEUR Design Challenge [19] auf Basis der multidisziplinären Modellierungstechnik Dymola ein erster Kern für eine wiederverwendbare Flugsystemdynamik-Bibliothek entwickelt. Darauf aufbauend wurden weitere verifizierte Komponentenbibliotheken für Sensorik, Systeme (Klappen, Ruder, Triebwerke) und Aeroelastik erstellt. Je nach Anwendung können diese

Modellkomponenten dann zu geeigneten Regelstreckenmodellen kombiniert werden, um daraus mittels automatischer Codegenerierung effizienten Simulationscode zu erzeugen. Abbildung 2 zeigt die Anwendung des graphischen Objekteditors für die Verschaltung flugmechanischer und aerodynamischer Komponenten.

Ein wichtiger Aspekt sind explizite parametrische Abhängigkeiten in den Entwurfsmodellen. Die Parameter p der Streckenmodelle sind entweder unbestimmt, mit Werten in gegebenen Toleranzbandbreiten, oder sie sind variabel, mit veränderlichen Werten während des Fluges. Die Parameter T der Regler- und Filtermodelle sind die freien, einzustellenden „Tuningparameter“.

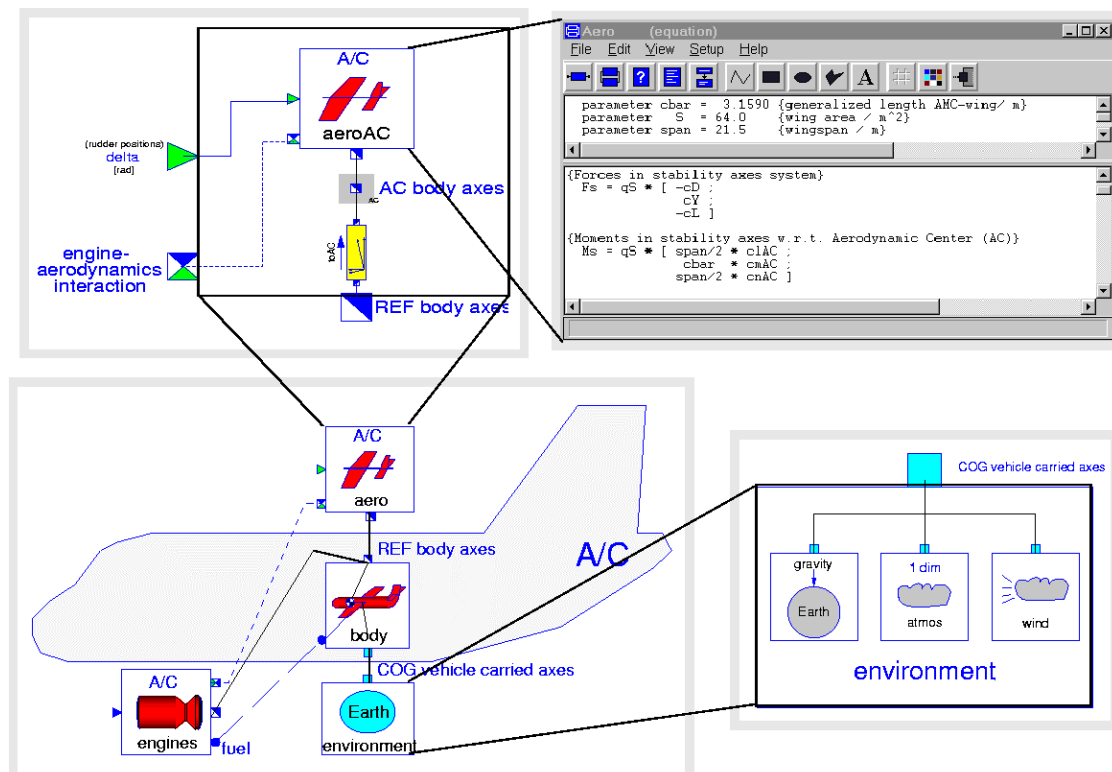


Abbildung 2: Modellierung und Verschaltung von Flugmechanik- und Aerodynamikmodellkomponenten in Dymola nach Moormann [20].

2.2 Analyse und Auswahl von Modellen und Kriterien: der Multimodell- Multikriterienentwurf

Robustheit der zu entwerfenden Flugsteuerung gegenüber Änderungen im Betriebszustand oder gegenüber Parameterunsicherheiten wird dadurch erreicht, daß der Regler gleichzeitig für eine Menge von Flugsystemdynamikmodellen ausgelegt wird, welche die Parameterunsicherheiten sowie den Betriebsbereich repräsentieren. In der Regel genügt es neben einem „nominalen“ Flugfall die „extremen“ Flugfälle zu betrachten. Systematische Anwendungen dieses „Multimodell-Prinzips“ für einen robusten Reglerentwurf sind in [2], [10], [15], [17] beschrieben. Abbildung 3 zeigt eine der nichtlinearen Analysen für verschiedene Betriebspunkte im Flugleistungsbereich, wie sie in der Entwurfsumgebung durchführbar sind.

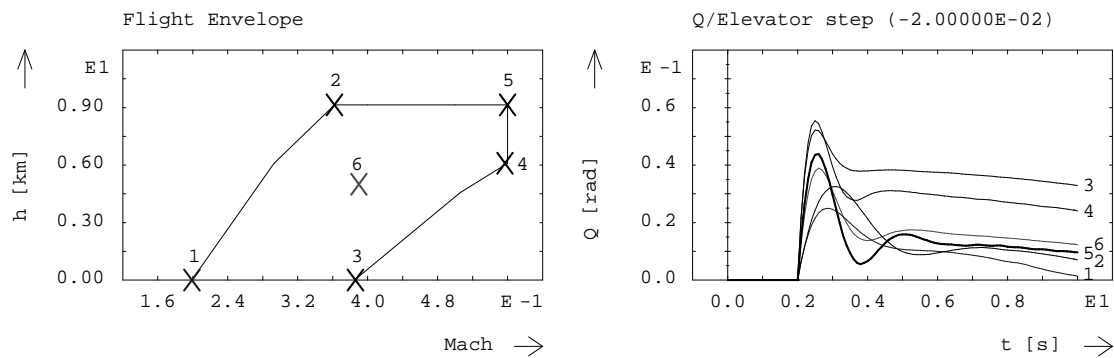


Abbildung 3: Extreme Betriebszustände im Flugleistungsbereich und die dazugehörige nichtlineare Analyse des unregelten Flugzeugs (Q = Nickgeschwindigkeit nach Höhenrudersprung).

In der Entwurfsumgebung ist es möglich, durch einfaches Anklicken der dargestellten Trajektorien oder der entsprechenden Punkte im Flugleistungsbereich relevante Flugfälle für den Multimodellentwurf auszuwählen. Die dazugehörigen Daten, z.B. Parameterwerte, Trimmzustände und Analyseergebnisse werden vollständig auf einer Datenbasis abgelegt.

Ein weiteres Ziel der Entwurfsumgebung ist es, anerkannte Auslegungskriterien standardmäßig dem Entwerfer zur Verfügung zu stellen. Dieser wählt die für seinen Entwurf notwendigen Kriterien und legt das zugehörige Anforderungsniveau fest. Die Liste der in der Entwurfsumgebung bereitgestellten Kriterien ist derzeit auf Auslegungsaufgaben für die Längsbewegung eines Flugzeuges beschränkt. Sie umfaßt 18 Kriterien für die quantitative Bewertung von Stabilität, Flugeigenschaften [28], APC (Aircraft Pilot Coupling) [3], Komfort, Lasten und aeroelastischen Effekten. Abbildung 4 zeigt einen Ausschnitt dieser Liste, wie sie sich dem Entwerfer in der graphischen Bedienoberfläche darbietet.

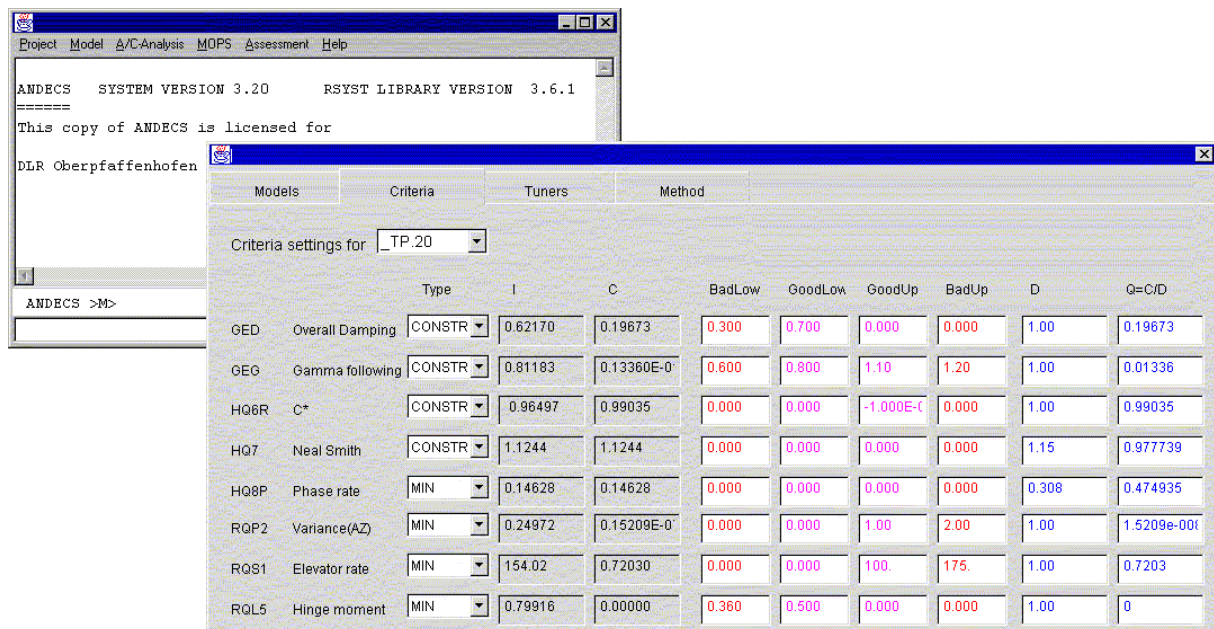


Abbildung 4: Ausschnitt aus der graphischen Bedienoberfläche für Kriterien der Entwurfsumgebung.

2.3 Parametertuning und Kompromißfindung

Parametertuning und Kompromißfindung gehen zurück auf die mehrzielige Min/max-Optimierungsstrategie von Kreisselmeier und Steinhauser [16]. Diese Entwurfsmethodik ist in ANDECS/MOPS realisiert und ist ergänzt um Hilfsmittel zur Kriterienformulierung, Entscheidungsfindung und entwurfsbegleitender Datenhaltung [11]. Voraussetzung ist die mathematische Formulierung der verschiedenen Auslegungsziele als „Qualitätsfunktionen“ und deren systematische Anwendung zur Kompromißfindung und Auslegungsoptimierung.

a) Qualitätsfunktionen

Qualitätsfunktionen ermöglichen es, Entwurfsalternativen quantitativ zu vergleichen und ihren Erfüllungsgrad zu bewerten, sowie Konflikte in den Entwurfszielen zu entdecken und Kompromisse auszuhandeln. Unter einer Qualitätsfunktion verstehen wir den Quotienten $q(I) := c(I)/d$, gebildet aus einem Bewertungskriterium $c(I)$ und einer dazugehörigen Anforderung d . Ein Bewertungskriterium $c(I)$ ist eine Funktion eines Indikators I , d.h. einer Kenngröße des zu entwerfenden Systems. Die Anforderung $d > 0$ dient zur Bewertung des Erfüllungsgrades des Kriteriums. Wie unten gezeigt, können Bewertungskriterien immer, ohne Einschränkung der Allgemeinheit, als positive, reellwertige Funktionen formuliert werden, wobei kleinere Werte eine bessere Erfüllung der Anforderung bedeuten. Die Anforderung d an den Erfüllungsgrad eines Kriteriums ist dann eine obere Schranke für c . Für die Bewertung eines Kriteriums gelten folgende einfache Beziehungen:

$$\begin{aligned} q \leq 1: & \quad \text{Die Anforderung an } c \text{ ist erfüllt,} \\ q > 1: & \quad \text{Die Anforderung an } c \text{ ist nicht erfüllt.} \end{aligned} \tag{1}$$

Anforderungen werden in der Regel nicht in Form von scharfen Grenzen gestellt, welche „gut“ und „schlecht“ streng trennen. Vielmehr werden Eigenschaften, die als „gut“, „akzeptabel“ oder als „schlecht“ bezeichnet werden, durch Intervalle von Indikatorwerten charakterisiert. Bei der Klassifizierung von Flugeigenschaften werden dazu auch die Bezeichnungen „Level 1“, „Level 2“ bzw. „Level 3“ verwendet. Diese unscharfe Art der Beschreibung einer Anforderung kann mathematisch durch eine geeignete Transformation des Indikatorwertes erfaßt werden.

Ist der Indikator I ein skalarer Wert, so kann er mit Hilfe von vier „Gut/schlecht“-Werten, $s_U < g_U < g_O < s_O$, zu einer Kriterium mit natürlicher Obergrenze „1“ transformiert werden:

$$\begin{aligned} c(I) &= \max(U(I), 0, O(I)), \\ U(I) &= (I - g_U)/(s_U - g_U), \\ O(I) &= (I - g_O)/(s_O - g_O). \end{aligned} \tag{2}$$

Diese Transformation eines Indikators in ein Kriterium ist in Abbildung 5 veranschaulicht.

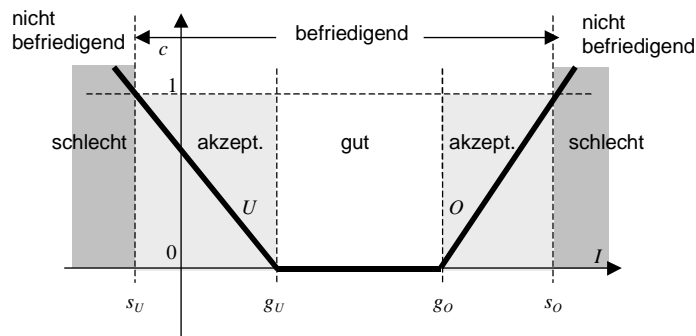


Abbildung 5: Transformation eines Indikatorwertes I in ein Kriterium c mit unscharfen Bewertungsintervallen.

Die durch diese Transformation induzierte Grenze $d=1$ trennt „befriedigend“ von „nicht befriedigend“. Wählt man nachträglich einen Anforderungswert $d \neq 1$, dann werden die Steigungen der in Abbildung 5 eingetragenen Geraden $U(I)$ und $O(I)$ entsprechend verändert. Damit wird der befriedigende Bereich eingeschränkt oder erweitert; dies ist äquivalent zu einer gleichseitig geänderten Wahl von s_U und s_O .

Die Transformation läßt sich auch einseitig anwenden, entweder durch

$$c(I) = \max \{U(I), 0\} \text{ oder } c(I) = \max \{0, O(I)\}. \quad (3)$$

Im ersten Fall erstreckt sich der „gute Bereich“ über $I \in [g_U, \infty]$, im zweiten Fall über $I \in [-\infty, g_O]$.

Eine weitere wichtige Eigenschaft dieser Transformation ist, daß alle guten Werte gleichmäßig auf Null abgebildet werden, d.h. auf den kleinsten möglichen Kriterienwert. Alle „guten“ Entwurfsalternativen sind daher gleich bewertet.

Ist ein Indikator $I(x)$ eine skalare Funktion einer Veränderlichen x im Zeit- oder Frequenzbereich, und sind für diese Indikatorfunktion entsprechende „Gut/schlecht“-Funktionen $s_u(x) < g_u(x) < g_o(x) < s_o(x)$ gegeben, dann erhält man, entsprechend zu Gleichung (2), eine x -veränderliche Kriteriumsfunktion

$$\begin{aligned} C(x) &= \max (U(x), 0, O(x)), \\ U(x) &= (I(x) - g_u(x)) / (s_u(x) - g_u(x)), \\ O(x) &= (I(x) - g_o(x)) / (s_o(x) - g_o(x)), \end{aligned} \quad (4)$$

wobei wiederum mit $d=1$ die Trennung zwischen „befriedigend“ und „nicht befriedigend“ erfolgt. Zur Beurteilung der Qualität wird der schlechteste Fall bezüglich x herangezogen, d.h. ein Kriteriumwert c wird mit Hilfe des Maximumoperators

$$c = \max_x \{C(x)\} \quad (5)$$

gebildet, wobei üblicherweise bei numerischer Berechnung des Indikators nur diskrete Werte vorliegen.

Ein Beispiel für eine beim Flugreglerentwurf verwendete zeitabhängige Indikatorfunktion ist die sogenannte C^* -Flugeigenschaftsfunktion [25]:

$$C^*(t) = n_z(t) + \dot{q}(t) \frac{X_\rho}{g} + q(t) \frac{U_m}{g}, \quad (6)$$

eine Linearkombination aus Lastfaktor n_z , Nickgeschwindigkeit q und Nickbeschleunigung \dot{q} ; X_ρ ist der Abstand zwischen Pilotensitz und Schwerpunktslage und U_m ist eine mittlere Geschwindigkeit. Abbildung 6 zeigt den Verlauf einer solchen C^* -Indikatorfunktion, welche die Level 2-Grenzen tangiert. Daher wird mit den Berechnungsvorschriften (4) gerade der Wert 1 für das C^* -Kriterium erreicht.

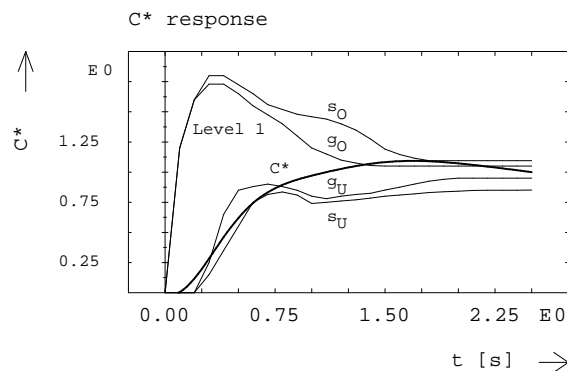


Abbildung 6: C^* -Indikator mit Level 1/Level 2 Begrenzungsfunktionen.

b) Vergleichende Bewertung mehrerer Qualitätsfunktionen und Kompromißfindung durch Min-max Optimierung

Im Falle von mehreren verschiedenen Entwurfszielen muß der Entwerfer in der Lage sein, verschiedene Entwürfe zu vergleichen und widersprüchliche Anforderungen zu entdecken. Mit Hilfe von Qualitätsfunktionen, die durch die Indikatoren von den freien Tuningparametern T abhängig sind, lassen sich Entwurfalternativen objektiv vergleichen und quantifizieren. Dafür definiert man ein globales Bewertungsmaß α als

$$\alpha(T) := \max_k \{q_k(T)\}, \quad k = 1, \dots, l, \quad (7)$$

für diejenigen Kriterien, die so klein wie möglich sein sollen. Dann wird eine Entwurfalternative (I) „besser“ als eine Alternative (II) genannt, wenn für die entsprechenden Bewertungsmaße $\alpha^{(I)}$ und $\alpha^{(II)}$ gilt: $\alpha^{(I)} < \alpha^{(II)}$. Insbesondere ist eine „bestmögliche“ Entwurfalternative α^* dann gegeben, wenn

$$\alpha^* = \min_T \{\alpha(T)\}. \quad (8)$$

Zwei Qualitätsfunktionen q_i und q_k stehen im Konflikt miteinander, wenn $q_i = q_k = \alpha^*$. Ist $\alpha^* > 1$, so lassen sich die gesetzten Anforderungen d_i und d_k nicht befriedigend erfüllen. Ist dagegen $\alpha^* < 1$, so lassen sich zwischen den im Konflikt stehenden Anforderungen verschiedene befriedigende Kompromisse finden. Diese Entwurfsalternativen gehören zu der Menge der Pareto-optimalen Lösungen [26]. Abbildung 7 veranschaulicht an Hand von zwei Kriterien befriedigende Lösungen und mögliche Kompromisse. Innerhalb der Menge aller möglichen Kriterienwerte wird durch die Anforderungen d_1 und d_2 die Menge aller befriedigenden Entwurfsalternativen abgegrenzt. Der dick eingezeichnete Teil des Randes der Wertemenge ist die Menge aller Pareto-optimalen Lösungen. Ein Element dieser Menge ist eine Kompromißlösung in dem Sinne, daß eine Verbesserung in einem Kriterium eine Verschlechterung in mindestens einem anderen Kriterium bewirkt.

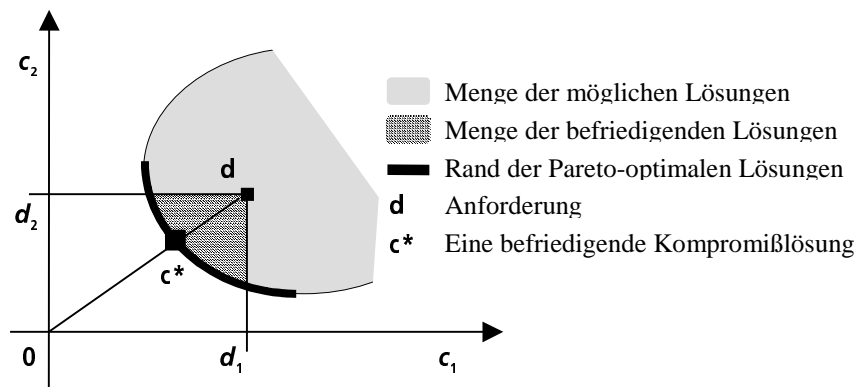


Abbildung 7: Befriedigende Kriterienwerte und Kompromißlösungen im zweidimensionalen Kriterienraum.

Ziel eines auf Qualitätsfunktionen basierten Entwurfs ist es, Pareto-optimale Entwurfsalternativen zu finden und Kompromißlösungen entsprechend den Prioritäten auszuhandeln.

Um mehrere Qualitätsfunktionen gleichzeitig darzustellen, können die Punkte einer solchen mehrdimensionalen Menge in parallelen Koordinaten aufgetragen werden [14], [5], siehe dazu Abbildung 9. Jede Qualitätsfunktion ist darin durch eine der parallel angeordneten Koordinatenachsen repräsentiert. Eine Entwurfsalternative, d.h. ein Punkt des mehrdimensionalen Raumes, wird durch einen Polygonzug, der die einzelnen Achsen miteinander verbindet, dargestellt. Befriedigende Entwurfsalternativen sind durch Koordinatenwerte kleiner eins sofort erkennbar. Konflikte zwischen einzelnen Anforderungen drücken sich durch sich kreuzende Polygonzüge aus. In Abbildung 9 kann ein solcher Konflikt zwischen „Stellgeschwindigkeit“ (ETA RATE) und der Erfüllung des C*-Kriteriums (CSTAR) ausgemacht werden.

Wir unterscheiden Qualitätsfunktionen, die minimiert werden sollen, d.h. für welche ein Kompromiß gesucht wird, und Qualitätsfunktionen, die eine obere Anforderungsschranke nicht überschreiten dürfen, d.h. Beschränkungen. Tuningparameter T , die dieses leisten, können durch Lösen eines beschränkten Parameteroptimierungsproblems gefunden werden:

$$\min_{T, \alpha} \{\alpha\} \tag{9}$$

NB: $q_k(T) \leq \alpha, k = 1, \dots, l,$ – zu minimierende Qualitätsfunktionen
 $q_j(T) \leq 1, j = l + 1, \dots, l + m.$ – Beschränkungen

Dabei ist α eine zusätzliche Optimierungsvariable, welche im Optimum den Wert $\max_k \{q_k\}$ annimmt. Wird α durch $T = T^*$ minimiert, dann ist T^* eine Pareto-optimale Lösung [9]. Dieses ungleichungsbeschränkte Parameteroptimierungsproblem ist zu dem Problem aus Gleichung (8) mit zusätzlichen Nebenbedingungen $q_j(T) \leq 1, j = l + 1, \dots, l + m$, äquivalent, hat jedoch den Vorteil einer differenzierbaren, sogar linearen Zielfunktion. Es kann daher mit Standardverfahren der nichtlinearen Programmierung gelöst werden, siehe etwa [1], [7], [27], [29].

2.4 Assessment

Aufgabe des Assessments ist es, Mängel in der bisherigen Reglerauslegung zu entdecken. Eine übliche Methode hierfür ist die Parameterstudie, bei der möglichst viele Parameterkombinationen und Betriebsfälle analysiert und bewertet werden. Die in diesem Beitrag eingeführten Qualitätsfunktionen sind ein wichtiges Hilfsmittel, die Bewertung von Parameterstudien zu automatisieren. Darüber hinaus bietet die Entwurfsumgebung die Möglichkeit, gezielt sogenannte „Worst-Case“-Parameterkombinationen oder -Betriebsfälle mit Hilfe der Parameteroptimierung zu suchen [2]. Für einen gefundenen optimalen Entwurf T^* wird diejenige Worst-Case-Parameterkombination p^* ausfindig gemacht, durch die eine ausgewählte Eigenschaft des geregelten Flugzeugs, wie etwa die Stabilität, so schlecht wie möglich gemacht wird. Dazu wird für eine bestimmte Qualitätsfunktion q_i das Optimierungsproblem

$$\max_{p \in P} \{q_i(T^*, p)\} \quad (10)$$

gelöst, dabei ist P die Wertemenge, welche die Toleranzbandbreite für die Modellparameter beschreibt. Ergibt die Optimierung $q_i(T^*, p^*) > 1$, dann ist die Robustheitsanforderung nicht erfüllt. Die so gefundene Parameterkombination kann dann zu der Menge der bereits in „Analyse und Auswahl“ bestimmten Menge von Entwurfsmodellen hinzugefügt werden. Danach muß der Auslegungsprozeß für dieses erweiterte Multimodellentwurfsproblem erneut durchgeführt werden.

3 Fallstudie zu Tuning und Kompromißfindung: Einfluß der Aktuatordynamik auf einen Längsbewegungsregler

Aus Gründen der Gewichtersparnis und des Energieverbrauchs sollten Aktuatoren im Flugzeug nicht überdimensioniert sein. Insbesondere ist der Einfluß der begrenzten Stellgeschwindigkeit ein bestimmender Faktor auf Flugleistung und Flugeigenschaften. Eine kritische Betriebsphase ist dabei der Landeanflug, da hier große Stellaktivitäten erforderlich sind. In dieser Fallstudie an einem Versuchsflugzeug werden für eine gegebene Reglerstruktur Kompromisse ausgelotet zwischen dem Erfüllungsgrad des Flugeigenschaftskriteriums C^* und der notwendigen Stellrate des Höhenruderaktuator unter Einhaltung anderer, bereits erfüllter Anforderungen.

Die 7 in dieser Fallstudie gleichzeitig betrachteten Kriterien sind im Einzelnen:

- | | |
|------------|---|
| 1 DAMPING | Minimale Eigenwertdämpfung, |
| 2 GAMMACMD | Abweichung von der Bahnwinkelreferenzvorgabe, |
| 3 ETA RATE | Maximale Höhenruderstellgeschwindigkeit, |

4	CSTAR	C*-Kriterium [25],
5	NEAL SMITH	Neal-Smith Flugeigenschaftskriterium [28],
6	PHASE RATE	Phasenrate APC-Kriterium [28],
7	OLOP	Open Loop Onset Point APC-Kriterium [3].

Durch unterschiedliche Vorgabe von Anforderungswerten ist es möglich, verschiedene Kompromisse aus der Menge der Pareto-optimalen Lösungen zu finden. Dazu wird das Anforderungsniveau an ein Kriterium verringert, indem die entsprechende obere Schranke auf einen neuen, höchstens zulässigen Wert gesetzt wird. Eine erneuter Optimierungslauf ergibt dann einen weiteren Kompromißpunkt.

Eine Analyse der gegebenen Reglerstruktur mit Startparametern T^0 zeigt, daß das C*-Kriterium nicht erfüllt ist, das APC-Kriterium „Phasenrate“ Level 2 erreicht, während das Flugeigenschaftskriterium „Neal-Smith“ sowie das weitere APC-Kriterium „OLOP“ bereits Level 1 erreicht haben.

Die Vorgehensweise in der Entwurfsumgebung zur Kompromißfindung ist wie folgt:

- Zuerst wird, ausgehend von den gegebenen Startparametern T^0 , eine Pareto-optimale Lösung T^1 bezüglich der Kriterien „C*“ und „Stellrate“ gesucht, indem beide so klein wie möglich gemacht werden, während die anderen Kriterien durch ihren bereits erreichten Erfüllungsgrad nach oben beschränkt werden. In Abbildung 8 ist die so erzielte Lösung mit „1“ gekennzeichnet. Sowohl „C*“ als auch die Stellrate sind beide gegenüber den Ausgangswerten „0“ verbessert.

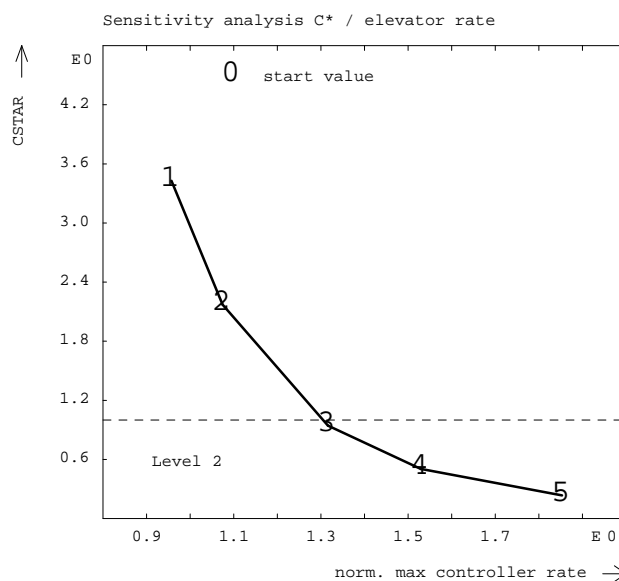


Abbildung 8: Punkte der Pareto-optimalen Lösungsmenge in der Kriterienebene C*/Stellrate. Die Stellrate ist auf den Betrag des Kommandos normiert.

- Ein weiterer Kompromißpunkt „2“ wird nun gesucht, indem für den nächsten Optimierungsschritt die Anforderung an die Stellrate bis zu dem Maße zurückgenommen wird, wie es durch die Parameterwerte T^0 gegeben ist. Dieser Wert dient nun als obere Schranke. Das Ergebnis ist eine Reduzierung von C* um 25% gegenüber T^1 und um 40% gegenüber T^0 .

- Durch sukzessives Anheben der oberen Schranke für die Stellrate werden die übrigen Kompromißpunkte in Abbildung 8 gefunden. Alle Qualitätsfunktionen der 5 Entwurfsalternativen sind in Abbildung 9 in parallelen Koordinaten aufgetragen.

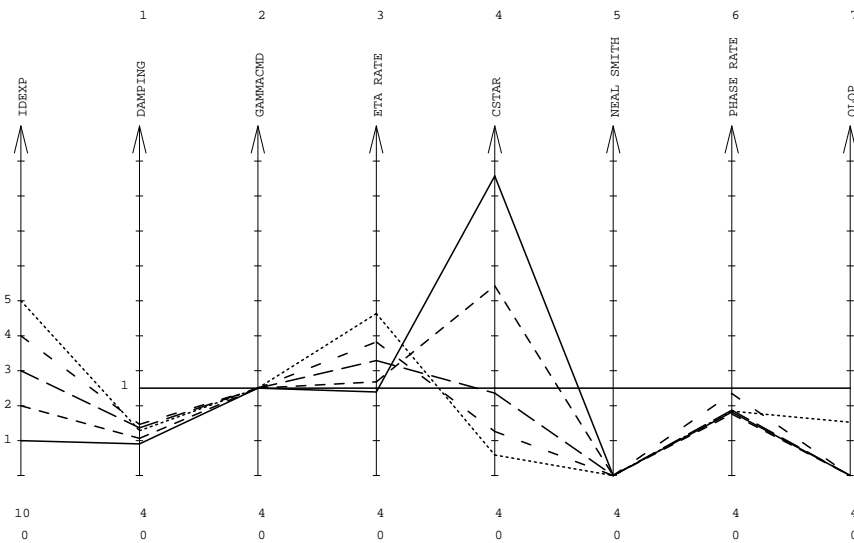


Abbildung 9: Parallele Koordinatendarstellung für fünf Reglerparameteralternativen. Diese werden durch sieben Qualitätsfunktionen bewertet. Die erste Achse ist die Ordnungssachse der Entwurfsalternativen.

Die Indikatoren können in der Entwurfsumgebung simultan und korreliert zu den Qualitätsfunktionen angezeigt werden. Abbildung 10 zeigt die Indikatoren zu den Qualitätsfunktionen der 5 untersuchten Kompromißalternativen.

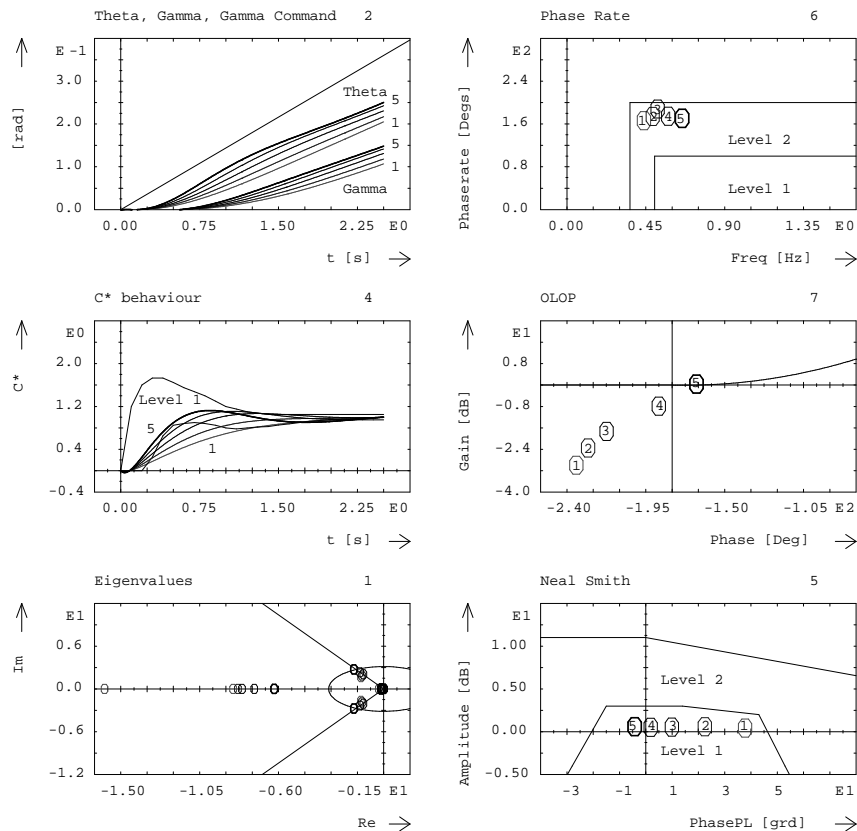


Abbildung 10: Indikatoren der 5 Entwurfalternativen zu den Werten der Qualitätsfunktionen in parallelen Koordinaten aus Abbildung 9. Die Diagrammkennziffern korrespondieren zu den Nummern der dazugehörigen Qualitätsfunktionen.

4 Integrierte Entwurfsumgebung

Interaktives rechnerisches Experimentieren zur Systemanalyse und zur systemdynamischen Auslegungsoptimierung erfordert es, Berechnungsketten modular konfigurieren zu können. Die für das Experimentieren notwendige Flexibilität moderner CAE-Entwurfspakete wird erzielt durch eine funktionale Modularisierung. Methoden wie Simulation, Stationärwertberechnung (Trimmen), Linearisierung oder Eigenwertberechnung werden in Form von unabhängigen Programmbausteinen (Modulen) angeboten. Makros (Kommandosequenzen) ermöglichen es dem Anwender, komplexe Experimente mittels Modulfolgen zu realisieren.

Die hier beschriebene Entwurfsumgebung ist realisiert auf der Basis der CACSD⁴-Software ANDECS und der Modellierungsumgebung Dymola. ANDECS ist ein datenbankgestütztes, offenes Softwaresystem für die integrative Bearbeitung regelungstechnisch/systemdynamischer Aufgabenstellungen [12]. Dymola ist eine Entwicklung der Dynasim AB [4] für die multidisziplinäre, objektorientierte Modellbildung. Dymola erzeugt ein mathematisches Gesamtmodell. Der daraus automatisch generierte C-Code im DSblock-Format [22] ist die Grundlage für die parametrische Auslegungsoptimierung in ANDECS. Dazu werden dem Entwerfer vordefinierte, problemangepasste Berechnungsketten, wie z.B. Trimmen, Linearisieren und spezielle Flugeigenschaftsanalysen, einschließlich graphischer Darstellung, zur Verfügung gestellt.

⁴ CACSD = Computer Aided Control System Design

Weiterhin ist die graphische Benutzeroberfläche angepaßt an die Bedürfnisse des oben beschriebenen Entwurfsprozesses. Die einzelnen Prozessschritte, Modellierung, Analyse und Auswahl, Tuning und Kompromißfindung (MOPS) sowie Assessment, finden sich wieder in der Leiste des Hauptmenüs der Entwurfsumgebung, vergleiche Abbildung 4.

Die graphische Benutzeroberfläche ist realisiert in der Programmiersprache JAVA [8] und ist damit sowohl auf Unix-Workstations als auch auf PCs lauffähig. Abbildung 11 zeigt die softwaretechnische Gesamtarchitektur der Entwurfsumgebung. Oberfläche und Basismaschine ANDECS sind getrennte Prozesse. Sie kommunizieren über TCP/IP-Sockets. Dies ermöglicht die verteilte Ausführung der Entwurfsumgebung nach dem Client-Server-Prinzip. Die graphische Ausgabe erfolgt mit dem unabhängigen Plotmodul AVIEWER. Neben diversen Interaktionsmöglichkeiten unterstützt AVIEWER die gleichzeitige Darstellung mehrerer Diagramme aufgeteilt in mehrere Fenster. Diese Eigenschaft wird verwendet, um parallele Koordinaten, Analyseergebnisse und Indikatoren auch im Multimodellfall übersichtlich anzuzeigen und miteinander zu korrelieren.

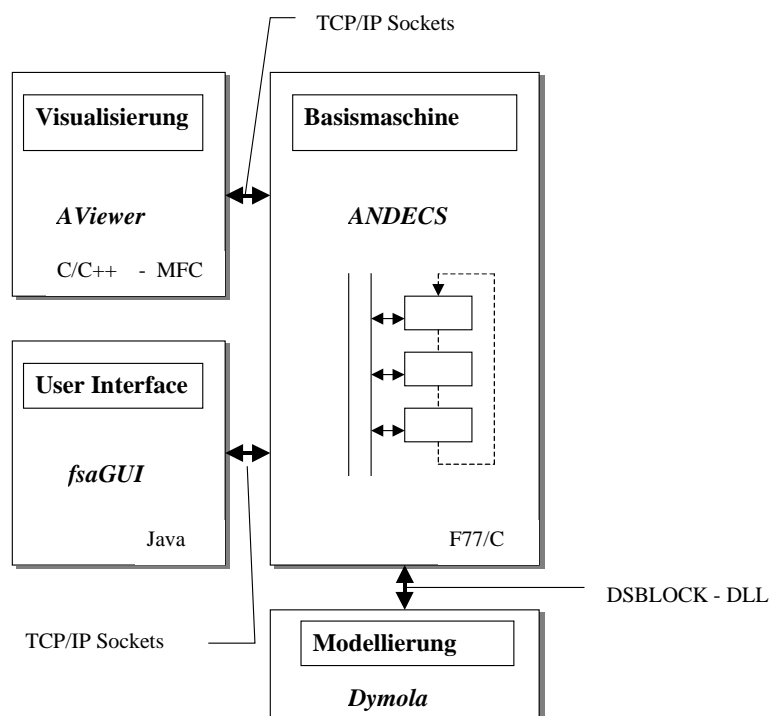


Abbildung 11: Software-Architektur der Entwurfsumgebung

5 Zusammenfassung

In der hier vorgestellten Entwurfsumgebung ist die ganzheitliche Betrachtung der Flugsystemdynamik ein wesentlicher Bestandteil für die fachübergreifende Auslegung der Flugsteuerung. Angepaßt an die Aufgabenstellung können Modellkomponenten unterschiedlicher Fachdisziplinen zu geeigneten Regelstreckenmodellen kombiniert werden. Kriterien für die Beurteilung der Flugdynamik sind weitgehend standardisiert und stehen dem Entwerfer, ähnlich wie die Modellkomponenten, in Form von Bibliotheken zur Verfügung.

Mit gutem Grund ist das mehrzielige Parametertuning eine iterative Entwurfstechnik geblieben, da in der Praxis normalerweise keine eindeutige, ideal optimale Lösung existiert. Vielmehr besitzen mehrzielige Entwurfsprobleme unendlich viele Kompromißlösungen. Ein

wesentlicher Aspekt der Entwurfsumgebung ist es, dem Entwerfer eine systematische Methode und eine effiziente Berechnungsmöglichkeit zum Auffinden ausgewogener Produktentwürfe zur Verfügung zu stellen, die dabei anfallenden Daten zu verwalten, und ihn beim Vergleich verschiedener Entwurfsalternativen zu unterstützen. Insbesondere erlaubt es die gekoppelte Darstellung von Indikatoren und Qualitätsfunktionen, Entwurfsexperimente objektiv zu beurteilen und zu vergleichen. Dazu dient auch das in der Entwurfsumgebung integrierte Assessment, wo mit den gleichen Qualitätsfunktionen die Robustheit des Entwurfs über die gesamte Toleranzbandbreite der Parameter und der Betriebszustände quantitativ ausgelotet wird. Die dabei eingesetzte Optimierung erfordert es, ein globales Maximum zu finden. Globale Optimierung ist jedoch noch ein offenes Problem, bei dem verschiedene Ansätze, insbesondere auf dem Gebiet der genetischen Algorithmen erfolgversprechend scheinen.

Dieses interaktive, rechnerische Experimentieren zur Systemanalyse und zur systemdynamischen Auslegungsoptimierung erfordert es, Berechnungsketten und Visualisierung modular konfigurieren zu können. Gleichzeitig soll der Entwerfer durch geeignete problemangepaßte Menüs und Oberflächen unterstützt werden. Anwendungsflexibilität mit geeigneter Benutzerführung zu verbinden, ist in diesem Prototyp einer Entwurfsumgebung nur ansatzweise geschehen und bleibt weiterhin eine Herausforderung bei der Realisierung integrierter Entwurfsumgebungen.

6 Literatur

- [1] M. Avriel. Nonlinear Programming: Analysis and Methods. Prentice-Hall Inc., Series in Automatic Computation, 1976.
- [2] J. Bals, W. Fichter, and M. Surauer. Optimisation of magnetic and angular-momentum control for low earth orbit satellites. 3rd ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, ESTEC, Noordwijk, NL, 1996.
- [3] H. Duda. Flight control system design considering rate saturation. Aerospace Science and Technology, No. 4, pp. 265-275, 1998.
- [4] H. Elmquist. Object Oriented Modeling and Automatic Formula Manipulation in Dymola. Scandinavian Simulation Society SIMS'93, Kongsberg, Norwegen, 1993.
- [5] R. Finsterwalder. Algorithm Animation of Computational Chains. Beiträge zur graphischen Datenverarbeitung, Springer, 1992.
- [6] C. Fielding and R. Luckner. The Industrial View. In [19], pp. 567-602, 1997.
- [7] R. Fletcher. Practical Methods of Optimization. Wiley, 1987.
- [8] J. Gosling, B. Joy and G. Steele. The Java language specification. Sun Microsystems Inc., Addison Wesley, 1996.
- [9] F. W. Gembicki and Y. Y. Haimes. Approach to Performance and Parameter Sensitivity Multiobjective Optimization: The Goal Attainment Method. IEEE Transaction on Automatic Control, AC-20, pp. 769-771, 1975.
- [10] G. Grübel and H.-D. Joos. Performance Robust Design via a Multi-Criteria/Multi-Model Approach – A Flight Control Case Study. Workshop on "Modelling, Robustness and Sensitivity Reduction in Control Systems, R.F. Curtain, NATO ASI Series F, Springer Verlag, vol. 34, pp.173-195, 1986.
- [11] G. Grübel, H.-D. Joos, M. Otter, R. Finsterwalder. The ANDECS Design Environment for Control Engineering. 12th IFAC World Congress, Sydney, Australia, Vol. 6, S. 447-454, 1993.
- [12] G. Grübel. Regelungstechnische Entwurfsautomation. at – Automatisierungstechnik 43, S. 3-13, 1995.

- [13] G. Grübel. An Other View of the Design Challenge Achievements. In [19], pp. 603-609, 1997.
- [14] A. Inselberg. The plane with parallel coordinates. In *The Visual Computer*, pp 69-91, 1985.
- [15] H.-D. Joos. Multi-Objective Parameter Synthesis (MOPS). In [19], pp. 199-217, 1997.
- [16] G. Kreisselmeier and R. Steinhauser. Systematische Auslegung von Reglern durch Optimierung eines vektoriiellen Gütekriteriums. *Regelungstechnik*, Heft 3, S. 76-79, 1979.
- [17] G. Kreisselmeier and R. Steinhauser. Application of Vector Performance Optimization to a Robust Control Loop Design for a Fighter Aircraft. *Intern. J. Control*, vol. 37, No. 2, pp. 251-284, 1983.
- [18] A. G. J. MacFarlane, G. Grübel and J. Ackermann. Future Design Environments for Control Engineering. *Automatica*, Vol. 25, pp. 165-176, 1989.
- [19] J.F.Magni, S.Bennani and J.C. Terlouw. Robust flight control: a design challenge. *Lecture notes in control and information sciences* 224, Springer Verlag, 1997.
- [20] D. Moormann, G. Grübel, Objektorientiert-symbolische Modellierung der Flugdynamik für die GARTEUR Design Challenge on Robust Flight Control. *DGLR-Jahrestagung 1997*.
- [21] W. T. Nye, A. L. Tits. An Application-oriented, optimisation-based methodology for interactive design of engineering systems. *Int. J. Control*, Vol. 43, No. 6, pp 169-1721, 1986.
- [22] M. Otter. DSblock: A neutral description of dynamic systems. *Open CACSD Electronic Newsletters*, 1(3), 1992.
- [23] M. Otter. Objektorientierte Modellierung Physikalischer Systeme. *Theorie für den Anwender. Automatisierungstechnik*, at 1-6/99, 1999.
- [24] M. B. Tischler, J. D. Colbourne, M. R. Morel, D. J. Biezad, W. S. Levine and V. Moldoveanu. CONDUIT – A New Multidisciplinary Integration Environment for Flight Control Development. *AIAA-97-3773*, pp. 1759-1781, 1997.
- [25] H. N. Tobie, E. M. Elliot and L. G. Malcom. A new longitudinal handling qualities criterion. *Proc. Of the National Aerospace Electronics Conference*, pp. 93-99, Dayton, 1966.
- [26] Y. Sawaragi, H. Nakayama and T. Tanino. *Theory of Multiobjective Optimization*. Academic Press Inc., Mathematics in Science and Engineering, Volume 176, Orlando Florida, 1985.
- [27] K. Schittkowski. *Nonlinear Programming Codes*. Springer, Berlin, 1980.
- [28] H. Wünnenberg (Ed.). *Handling qualities of unstable augmented aircraft*. AGARD-AR-279, 1991.
- [29] J. L. Zhou, A. L. Tits, and C. T. Lawrence. *User's Guide for FSQP Version 3.7: A FORTRAN Code for Solving Constrained Nonlinear (Minmax) Optimization Problems, Generating Iterates Satisfying All Inequality and Linear Constraints*. University of Maryland, Systems Research Center, TR-92-107r2, 1992.

Danksagung

Die Autoren danken ihrem ehemaligen Abteilungsleiter Herrn Prof. Georg Grübel für seinen Einsatz bei der Initiierung dieser Aufgabe sowie für seine fortwährende Bereitschaft zu sachdienlichen Diskussionen.

Außerdem danken die Autoren den Gutachtern für die wertvollen Anregungen, die in diesen Beitrag mit aufgenommen werden konnten.