

ERMITTLUNG DER LEITWERKSFLÄCHEN IM FLUGZEUGVORENTWURF UNTER EINSATZ DES FALLBASIERTEN SCHLIESSENS

S. Balluff, J. Pfaff, S. Rudolph¹, R. Voit-Nitschmann
Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart
Pfaffenwaldring 31, 70569 Stuttgart

Zusammenfassung

Der Flugzeugvorentwurf ist sowohl eine der frühesten als auch eine der wichtigsten Phasen der Flugzeugentwicklung, da eine spätere Änderung wichtiger Entwurfsentscheidungen in einer der nachgelagerten Entwurfsphasen erfahrungsgemäß besonders zeit- und kostenintensiv wird, weshalb man bereits einen möglichst realistischen Vorentwurf anstrebt. Es besteht daher ein ständiges Interesse an neuen, verbesserten Auslegungsverfahren, um die aktuell verwendeten empirischen und statistischen Methoden weiter zu verbessern, auszubauen und zu ergänzen oder ggfs. auch durch deterministische Verfahren zu ersetzen. Die Statistiken wurden teilweise vor Jahrzehnten aufgestellt und sind somit nicht mehr problemlos ohne weitere Einschränkungen auf Flugzeugentwürfe heutigen Technologiestandes anwendbar bzw. übertragbar.

Demgegenüber werden bei der fallbasierten Prognose von Leitwerksflächen, ausgehend von den Randbedingungen im relevanten Auslegungsfall zur Dimensionierung der jeweiligen Fläche, zunächst in einem ersten Schritt die Variablen der Relevanzliste bestimmt, um aus diesen dann die geltenden dimensionslosen Kennzahlen herzuleiten. Es folgt daran anschließend die fallbasierte Prognose der Fläche(n). Zudem wird nachfolgend ein Vergleich mit den realen Flächendaten zur Ermittlung der Abweichung und zur quantitativen Validierung des Verfahrens durchgeführt. Abgeschlossen wird die Darstellung der neuartigen Vorgehensweise durch diverse Modifikationen zur Herausarbeitung der entsprechenden Sensitivitäten, die die noch verbleibenden Abweichungen qualitativ erklären und mindern helfen sollen.

1. GRUNDLAGEN

Eine neue Vorgehensweise zur Prognose von Leitwerksflächen im Flugzeugvorentwurf ist die Anwendung des fallbasierten Schließens, dessen Schlussfolgerungsmechanismus mittels des Ähnlichkeitsmechanischen Ansatzes des Pi-Theorems (Buckingham 1914) zusätzlich verschärft werden kann. In der Ähnlichkeitsmechanik steht die erkenntnistheoretisch vorgegebene Dimensionshomogenität physikalischer Zusammenhänge und die daraus folgende Existenz dimensionsloser Kennzahlen im Zentrum der Betrachtungsweise. Zur Bestimmung der jeweiligen dimensionslosen Kennzahlen nutzt man als mathematisches Werkzeug die Dimensionsanalyse. Bei der Abschätzung von Spoilerflächen sowie von Slat- und Flapflächen hat sich dieses Verfahren im Flugzeugvorentwurf bereits bewährt [5].

Zur weiteren Überprüfung der Eignung dieses Verfahrens für den Flugzeugvorentwurf wird das fallbasierte Schließen in dieser Arbeit auf die Prognose der Höhen- und Seitenleitwerksfläche angewandt und soll damit die bekannten klassischen Ansätze der Volumenkoeffizienten erweitern, kritisch hinterfragen und ggfs. ersetzen.

1.1. Fallbasiertes Schließen

Versucht der Mensch Lösungsvorschläge für ein Problem zu erhalten, indem auf bereits gesammelte Erfahrungen und schon gelöste Probleme zurückgegriffen wird, so bezeichnet man dies als fallbasiertes Schließen (englisch:

cased-based reasoning, CBR). Das fallbasierte Schließen bildet demnach ein weitverbreitetes Verhaltensmuster nach, dass sich alle Menschen von der Kindheit an zunutze machen: Der Mensch besinnt sich bei neuen Problemen auf seine Erfahrungen, vergleicht das aktuelle Problem mit schon gemeisterten und versucht die neue Herausforderung auf ähnliche Art und Weise zu bewältigen.

Der Prozess des fallbasierten Schließens lässt sich zum besseren Verständnis als Kreisprozess veranschaulichen. Das zentrale Element des fallbasierten Schließens ist die Fallbasis (general knowledge), die man auch als Erfahrungsschatz bezeichnen kann. In ihr werden die gelösten Probleme und die dazugehörigen Lösungen abgespeichert. Ebenso ist in Bild 1 zu erkennen, dass sich der Ablauf in insgesamt 4 Phasen unterteilen lässt.

- 1) RETRIEVE: In der Fallbasis wird nach einem oder mehreren Problemen gesucht, die schon gelöst worden sind, und dem neuen Problem möglichst nahe kommen.
- 2) REUSE: Basierend auf den Lösungen erhält man für das neue Problem einen ersten Lösungsvorschlag.
- 3) REVISE: Die so erhaltene Lösung wird in der Realität überprüft. Ist das Ergebnis nicht zufriedenstellend, muss man die Lösung überarbeiten. Dies könnte zum Beispiel der Fall sein, wenn aufgrund eines Technologiefortschritts das aktuelle Problem nicht mehr genauso gelöst werden kann wie die früheren.

¹ Institut für Statik und Dynamik der Luft- und Raumfahrtkonstruktionen, Universität Stuttgart

- 4) RETAIN: Hat man eine Lösung für das Problem gefunden, werden der Fall und seine Lösung in der Fallbasis abgespeichert. Somit stehen die neu gewonnenen Erkenntnisse wiederum zur Bearbeitung von neuen Problemen zur Verfügung.

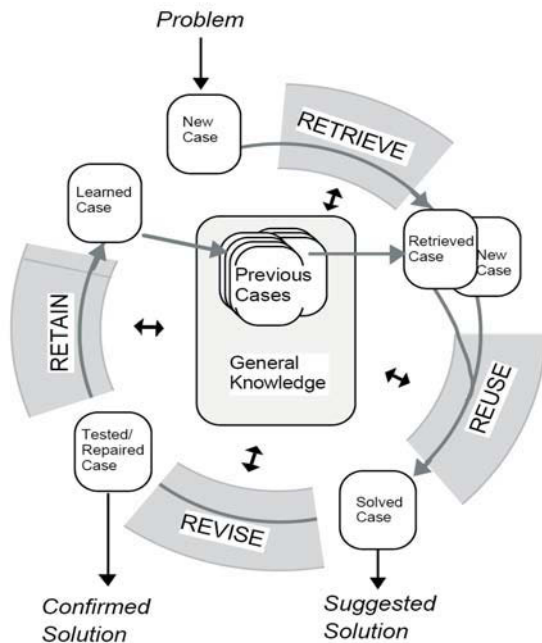


BILD 1. Kreislaufmodell des fallbasierten Schließens nach [1]

Aus methodischer Sicht erscheint das Verfahren des fallbasierten Schließens sehr gut für den Flugzeugentwurfprozess geeignet, da es nach [1] als vorteilhaft gilt, dass das fallbasierte Schließen auch bei schlecht strukturierten und unvollständig beschriebenen Problemen angewendet werden kann und für erste Abschätzungen schon eine geringere Anzahl von Referenzfällen in der Fallbasis ausreichend ist.

Allerdings ist darauf zu achten, dass die in der Fallbasis abgespeicherten Fälle und der neue Fall zueinander passend, d.h. „ähnlich“ zueinander sind. Gerade dieser Begriff der „Ähnlichkeit“ wird uns im Folgenden noch ausführlicher beschäftigen. Es kann jedoch für eine Prognose im Flugzeugentwurf sicher kein gutes Ergebnis erwartet werden, wenn die Fallbasis lediglich militärische Hochleistungsjets enthält, man aber Lösungsvorschläge für eine Segelflugzeugentwicklung erhalten will.

1.2. Pi-Theorem und Dimensionsanalyse

Wie im vorherigen Absatz bereits angesprochen, ist der zentrale Bestandteil des fallbasierten Schließens die Fallbasis, in der die bereits behandelten Fragestellungen und ihre Lösungen abgespeichert sind. Jedoch müssen die relevanten Größen bzw. Variablen so hinterlegt werden, dass ein geschickter Zugriff auf ähnliche Fälle und eine einfache Verarbeitung machbar sind. Um dies in der vorliegenden Arbeit zu gewährleisten, bedient man sich der Dimensionsanalyse und verwendet für die Speicherung und Indexierung der Daten dimensionslose Kennzahlen.

Grundlage für die Anwendung der Dimensionsanalyse ist das Pi-Theorem, auch bekannt als Buckingham'sches Pi-Theorem, nach Edgar Buckingham (1867 - 1940) [2]:

Aus der Existenz einer beliebigen vollständig dimensionshomogenen Beziehung f von n dimensionsbehafteten Größen $x_i \in R$ folgt auch die Existenz einer dimensionslosen Beziehung F von m dimensionslosen Größen $\pi_j \in R$ mit

$$(1) \quad f(x_1, x_2, \dots, x_n) = 0$$

$$(2) \quad F(\pi_1, \pi_2, \dots, \pi_m) = 0$$

wobei gilt: $m = n - r$, „ r “ stellt dabei den Rang der durch die n physikalischen Größen gebildete Dimensionsmatrix dar [4].

In [3] ist detailliert dargestellt, dass das Pi-Theorem als eine Art „allgemeines Ähnlichkeitsprinzip“ verstanden werden kann, wonach messbare physikalische Geschehnisse in einem vollständig vergrößerten oder verkleinerten System unter der Wirkung gleicher physikalischer Ursachen in einer dimensionslosen Darstellung identisch zusammenfallen, d.h. physikalisch vollständig ablaufen. Eine Anwendung sind z.B. Untersuchungen an einem geometrisch ähnlichen Modell, wodurch man sich so Rückschlüsse auf die Lösung des Ursprungsproblems erhofft. In der Praxis macht man sich dieses Vorgehen bei komplizierten realitätsnahen Problemen zunutze, da hier oft komplexe Randbedingungen auftreten, die ein analytisches oder numerisches Lösen der zugrunde liegenden mathematischen Gleichungen verhindern [3] und man deshalb auf in Falldatenbasen implizit enthaltenes Wissen zurückgreift.

Dabei erfolgt die Transformation der Fallbasis und des neuen Falls aus dem realen Raum X in den dimensionslosen Raum Π durch eine Ähnlichkeitsabbildung $\pi: X \rightarrow \Pi$, die wie folgt definiert ist:

$$(3) \quad \pi_j = x_j \cdot \prod_{i=1}^r x_i^{-\alpha_{ij}} \quad \text{mit } j = 1, \dots, m$$

Dabei bedeutet die Dimensionsreduktion, dass verschiedene Urbilder identische Bilder haben können [4]. Die konstanten Koeffizienten α_{ij} werden über das Verfahren der Dimensionsmatrix [3] in der Dimensionsanalyse bestimmt.

Die Rücktransformation π^{-1} aus Π in den dimensionsbehafteten Raum X , also der eigentliche Schritt des fallbasierten Schließens, erfolgt durch die inverse Ähnlichkeitsabbildung:

$$(4) \quad x_j = \pi_j \cdot \prod_{i=1}^r x_i^{\alpha_{ij}}$$

Aufgrund der Dimensionsexpansion können identische Bilder auf verschiedene Urbilder zurück abgebildet werden [4].

Die genaue Vorgehensweise für die Erstellung der Dimensionsmatrix zur Gewinnung der dimensionslosen Kennzahlen kann der entsprechenden Literatur entnommen werden (z. B. [3], [4] und [5]).

1.3. Datenbanken und Interpolationsverfahren

Bevor man nun mit der Berechnung der gesuchten Flächen beginnen kann, müssen die benötigten Daten in der erforderlichen Genauigkeit ermittelt werden, was sich jedoch als relativ schwierig erweist. So kann zum Beispiel die Bestimmung des maximalen Startgewichts (MTOW) problematisch sein, da es auch von den verwendeten Triebwerken bzw. Triebwerksherstellern abhängt. Außerdem existieren bei manchen Flugzeugtypen zusätzlich sogenannte High Gross Weight Varianten (Varianten mit einem höheren MTOW). Auch bei anderen Größen und Abmessungen tauchen solche Probleme auf, sodass man für eine gewisse Einheitlichkeit der Datenbank Festlegungen treffen muss. Im Rahmen dieser Arbeit wird:

- das höchste MTOW verwendet
- bei der Spannweite der größte Wert angesetzt, auch wenn Winglets vorhanden sind
- die maximale Länge des Flugzeugs über alles gewählt
- der maximale Außendurchmesser des Rumpfes verwendet (z.B. wird bei der Boeing 747-400 der maximale Außendurchmesser vorne im zweistöckigen Bereich gemessen).

Neben solchen „Vereinbarungen“ sollten zur Absicherung der Korrektheit der Daten mehrere Quellen herangezogen werden. Im Rahmen dieser Arbeit fanden Verwendung:

- Fachliteratur (z. B. [6])
- Internetdatenbanken (z. B. [7])
- Dreiseitenansichten der Flugzeuge mit Bemaßungen

Die nach dem oben beschriebenen Vorgehen aufgebauten Datenbanken beinhalten im Rahmen dieser Untersuchungen Verkehrsflugzeuge der Firmen Airbus und Boeing. Dabei besteht die Fallbasis aus den Airbusflugzeugen A300-600, A310-300, der kompletten A320-Familie und der kompletten Longe-Range-Flotte A330 und A340, sodass die Fallbasis insgesamt 12 Flugzeuge umfasst. Die Fallbasis wird im Rahmen dieser Arbeit auch als „Grundlagendatenbank“ bezeichnet. Allerdings ist das Ziel hier nicht die Abschätzung der Flächen für neu zu entwickelnde Flugzeuge, sondern für schon Existierende, da nur ein Vergleich mit den realen Flächen zeigt, ob die Prognose mittels dimensionsloser Kennzahlen realistische Ergebnisse erbringt und somit das Verfahren an sich validiert werden kann.

Deshalb geschieht die Überprüfung nicht nur anhand eines Flugzeugs, sondern mit mehreren, die in einer „Validierungsdatenbank“ abgelegt sind. Diese Validierungsdatenbank besteht aus dem Airbus 380-800 sowie Boeing Flugzeugen (717-200, 737-300 bis -900, 757-200/300, 767-200/300/400, 777-300 und 747-400). Die Trennung der Flugzeuge begründet sich in dem von den Herstellern praktizierten Familienkonzept. Beim Verfahren des fallbasierten Schließens wird in der Fallbasis nach dem ähnlichsten Flugzeug gesucht. Wären in der Fallbasis zum Beispiel die Airbus 318, 319 und 321 hinterlegt, und es soll die Fläche für die A320 berechnet werden, wird das Ergebnis auf jeden Fall recht gut ausfallen. Nur wenn es möglich ist, über die Airbus Flugzeuge (Grundlagendatenbank) die Flächen der Boeing Flugzeuge (Validierungsdatenbank) gut abzuschätzen, weist dies, wie oben angesprochen, auf eine gelungene Auswahl der Variablen und dimensionslosen Kennzahlen sowie eine gewisse Robustheit des Verfahrens hin.

Stehen wenige Falldaten zur Verfügung, kann zwischen diesen Punkten interpoliert werden, um auch für nicht voll-ähnlichen Fälle Prognosen zu treffen. Gesucht ist also ein Verfahren zur Interpolation zwischen variabel gestreuten Datenpunkten in einem multidimensionalen Raum. Angewandt wird hier eine Erweiterung des Interpolationsverfahrens nach Shepard, welches auf einer Gewichtung der umliegenden Funktionswerte in Abhängigkeit von deren Abstandsquadrat zum Interpolationspunkt beruht [5].

2. BESTIMMUNG DER SEITENLEITWERKSFLÄCHE

Das kommende Teilkapitel stellt die verschiedenen Vorgehensweisen bei der Bestimmung der Seitenleitwerksfläche dar.

2.1. Aufgaben des Seitenleitwerks und Auslegungsfälle

Das Seitenleitwerk dient zur Steuerung des Flugzeugs um die Hochachse (gieren). Das notwendige Giermoment um den Schwerpunkt erzeugt die am Leitwerk hervorgerufene Luftkraft in Verbindung mit einem Hebelarm (Abstand Seitenleitwerksneutralpunkt – Schwerpunkt).

Für die Auslegung des Seitenleitwerks sind zwei Anforderungen von Bedeutung: die Forderungen nach Stabilität und Steuerbarkeit. Als Stabilität bezeichnet man die Eigenschaft des Flugzeugs, nach einer Störung von außen oder einer kurzen Steuereingabe wieder in die ursprüngliche Fluglage zurückzukehren [8]. Mit der Forderung nach Steuerbarkeit wird den Vorschriften JAR 25.143 (Controllability and Manoeuvrability), JAR 25.147 (Directional and lateral control) und JAR 25.149 (Minimum control speed) [9] Rechnung getragen, die eine ausreichende Steuerbarkeit in allen kritischen Fluglagen vorschreiben. Derartige kritische Fluglagen für die Auslegung des Seitenleitwerks sind:

- Triebwerksausfall im Reiseflug
- Triebwerksausfall bei Start und Landung
- Landung mit Seitenwind
- Trudeln

2.2. Bestimmung der Seitenleitwerksfläche mittels Volumenkoeffizienten

Da das fallbasierte Schließen erstmalig für die Bestimmung der Seitenleitwerksfläche verwendet werden soll, ist es sinnvoll, sich zuerst einen Überblick über die gängigen Auslegungsphilosophien zu verschaffen. Jedoch zeigt ein Studium einiger Fachbücher und Unterlagen [z. B. 8, 10], dass für die Bestimmung der Leitwerksflächen im Flugzeugvorentwurf das Volumenkoeffizienten-Verfahren [11, 12, 13] herangezogen wird. Der Leitwerksvolumenkoeffizient für das Seitenleitwerk \overline{V}_S ist wie folgt definiert:

$$(5) \quad \overline{V}_S = \frac{S_{SLW} \cdot r_S}{S_F \cdot b_F}$$

Dabei bezeichnet S_{SLW} die Seitenleitwerksfläche, r_S den Abstand zwischen Flügelneutral- und Seitenleitwerksneutralpunkt und S_F die Flügelfläche. Zusätzlich wird die

Spannweite b_F aufgegriffen, da die größten Störmomente um die Hochachse durch den Flügel hervorgerufen werden. Um die Güte der Berechnung mit dem fallbasierten Schließen besser bewerten zu können, werden für die folgenden Betrachtungen zum Vergleich die Leitwerksvolumenbeiwerte nach Raymer [11] herangezogen, weshalb im weiteren allgemein vom Volumenkoeffizienten nach Raymer gesprochen wird. Für die Bestimmung der Seitenleitwerksfläche beträgt der Volumenkoeffizient für Transportflugzeuge 0,09.

Da der Neutralpunktabstand r_S für existierende Flugzeuge nicht zuverlässig zu bestimmen ist, wird stattdessen in guter Näherung der Abstand der 25%-Punkte auf der mittleren aerodynamischen Profilsehne verwendet [8].

Flugzeugtyp	Berechnung der Seitenleitwerksfläche nach Raymer [m^2]	Abweichung Seitenleitwerksflächenberechnung nach Raymer
A 300-600	44,37	1,83%
A 310-300	43,11	4,62%
A 318	28,54	-23,57%
A 319	25,75	-19,75%
A 320	22,47	-4,50%
A 321	19,37	9,89%
A 330-200	76,86	-45,40%
A 330-300	71,97	-59,10%
A 340-200	78,05	-72,52%
A 340-300	71,97	-59,10%
A 340-500	85,02	-65,47%
A 340-600	79,27	-54,28%
A 380-800	199,96	-63,50%
B 717-200	18,06	-0,35%
B 737-300	19,94	4,13%
B 737-400	17,31	16,77%
B 737-500	20,38	2,00%
B 737-600	33,45	-25,74%
B 737-700	30,03	-12,88%
B 737-800	24,53	7,77%
B 737-900	23,47	11,79%
B 757-200	32,51	5,50%
B 757-300	27,49	20,08%
B 767-200	61,16	-32,68%
B 767-300	52,32	-13,50%
B 767-400	50,43	-9,39%
B 777-300	74,20	-39,47%
B 747-400	102,27	-32,63%

TAB 1. Berechnung der Seitenleitwerksfläche nach Raymer

Obwohl der Volumenkoeffizient „nur“ ein statistischer Wert ist, zeigen die Ergebnisse in Tabelle 1, dass die Abweichung bei den Boeingsflugzeugen ziemlich gering ist. Bei den Airbusflugzeugen bildet Raymer jedoch nur die A300-600, die A310-300 und die A320 gut ab, die anderen Airbusflugzeuge weisen größere Abweichungen auf. Betrachtet man zusätzlich noch das Jahr des Erstflugs, so fällt auf, dass die jüngeren Flugzeuge tendenziell die größeren Differenzen aufweisen.

Da im Rahmen dieser Untersuchungen die Abweichung als Differenz aus der realen und der berechneten Fläche im Verhältnis zur realen Fläche festgelegt wurde, bedeuten negative Werte eine zu groß berechnete Fläche.

2.3. Bestimmung der Seitenleitwerksfläche mit dem Verfahren des fallbasierten Schließens

Im Folgenden wird nun die Bestimmung der Seitenleitwerksfläche mit dem Verfahren des fallbasierten Schließens unter Verschärfung der Aussagen durch eine dimensionsanalytische Betrachtung dargestellt.

2.3.1. Variablenauswahl auf Basis des Volumenkoeffizienten

Der Vergleichsfall nach Raymer bietet nicht nur den Vorteil, die Ergebnisse später einander gegenüberstellen und bewerten zu können, sondern ermöglicht auch eine Untersuchung des Einflusses des fallbasierten Schließens. Dazu wird für den ersten Berechnungsversuch auf dieselben Variablen wie in Gleichung (5) zurückgegriffen, und es ergibt sich somit folgende Relevanzliste:

- die Spannweite, b [m]
- der Neutralpunktsabstand, r_S [m]
- die Flügelfläche, S [m^2]
- die Seitenleitwerksfläche, S_{SLW} [m^2]

Aus dieser Relevanzliste erhält man drei dimensionslose Kennzahlen.

$$\left. \begin{matrix} b \\ r_S \\ S \\ S_{SLW} \end{matrix} \right\} \Rightarrow \begin{matrix} \Pi_1 = \frac{S}{b^2} \\ \Pi_2 = \frac{r_S}{b} \\ \Pi_3 = \frac{S_{SLW}}{b^2} \end{matrix}$$

Tabelle 2 zeigt die Ergebnisse der Berechnung mit diesen dimensionslosen Kennzahlen, im weiteren als Pi Set 1 (SLW) bezeichnet. Um die Ergebnisse der Berechnungen besser vergleichbar zu machen, wird die durchschnittliche Abweichung betrachtet. Dabei werden die Beträge der prozentualen Einzelabweichungen aufsummiert und durch die Anzahl der Flugzeuge dividiert, wobei nur die Flugzeuge der Validierungsdatenbank berücksichtigt werden, um eine korrekte Vergleichbarkeit der Ergebnisse zu gewährleisten. In Tabelle 3 ist aufgeführt, dass die Berechnung mittels des fallbasierten Schließens bei Verwendung der gleichen Variablen geringfügig genauer ist.

Flugzeugtyp	berechnete Seitenleitwerksfläche [m^2]	tatsächliche Seitenleitwerksfläche [m^2]	Abweichung
A 380-800	139,71	122,30	-14,24%
B 717-200	14,53	18,00	19,28%
B 737-300	16,87	20,80	18,87%
B 737-400	14,65	20,80	29,59%
B 737-500	14,43	20,80	30,63%
B 737-600	22,07	26,60	17,04%
B 737-700	23,33	26,60	12,30%
B 737-800	17,48	26,60	34,28%
B 737-900	18,13	26,60	31,84%
B 757-200	26,86	34,40	21,91%
B 757-300	29,13	34,40	15,31%
B 767-200	45,41	46,10	1,49%
B 767-300	36,97	46,10	19,80%
B 767-400	42,67	46,10	7,44%
B 777-300	65,49	53,20	-23,09%
B 747-400	85,51	77,11	-10,89%

TAB 2. Ergebnisse der Seitenleitwerksflächenberechnung mit Pi Set 1 (SLW)

Verfahren	Durchschnittliche Abweichung
Raymer	18,64%
Pi Set 1 (SLW)	16,34%

TAB 3. Vergleich der durchschnittlichen Abweichung von Pi Set 1 (SLW) mit der Berechnung nach Raymer

2.3.2. Vereinfachte Betrachtung

In Abschnitt 2.1 wurden die Anforderungen aufgeführt, die das Seitenleitwerk dimensionieren. Die Stabilitätsanforderung wird für die weitere Berechnung nicht betrachtet, da hierfür diverse Beiwerte nötig sind, die im Flugzeugvorentwurf normalerweise zunächst nicht zur Verfügung stehen. Deshalb konzentrieren sich die folgenden Betrachtungen auf die Forderung nach Steuerbarkeit und hier im speziellen auf den Triebwerksausfall.

Die Fälle *Landung mit Seitenwind* und *Trudeln* werden ebenfalls vernachlässigt, weil diese Fälle über das fallbasierte Schließen nur schwer abzudecken sind.

In Abbildung 2 ist beispielhaft die Situation bei einem Triebwerksausfall skizziert.

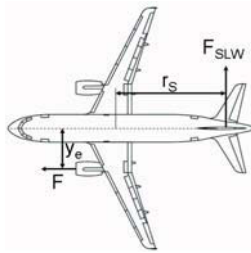


BILD 2. Skizze zur Ermittlung der relevanten Kräfte für die Seitenleitwerksauslegung

Fällt ein Triebwerk aus, so ruft das noch intakte Triebwerk ein Moment um die Hochachse hervor. Der dazugehörige Hebelarm ist dabei der Abstand des Triebwerks zur Rumpfmittle y_e . Dieses Moment ist durch das Seitenleitwerk bzw. Seitenrudder zu kompensieren. Nach JAR 25.149b ist es für diesen Fall zulässig, dass ein geringer Schiebewinkel von 5 Grad aufgebaut wird. Dadurch erhält das symmetrische Seitenleitwerksprofil einen Anstellwinkel und erzeugt eine Kraft, die dem Moment entgegen wirkt. Daher bietet sich dieser Auslegungsfall für die Bestimmung der Seitenleitwerksfläche an. Der „Auftrieb“, den das Seitenleitwerk im Schiebeflug erzeugt, lässt sich mit der gängigen Auftriebsformel berechnen. Zusammen mit dem Moment durch den Ausfall des kritischen Triebwerks ergibt sich folgende Relevanzliste:

- die Luftdichte, ρ [kg/m³]
- der Neutralpunktsabstand, r_S [m]
- die Geschwindigkeit, v [m/s]
- der Schub eines Triebwerks, F [N = m*kg/s²]
- der Abstand des kritischen Triebwerks zur Rumpfmittle, y_e [m]
- die Seitenleitwerksfläche, S_{SLW} [m²]

Auf die Aufnahme des Auftriebsbeiwerts in die Relevanzliste wird verzichtet, da das Seitenleitwerk ein symmetrisches Profil hat und folglich der Auftriebsbeiwert direkt mit dem Anstellwinkel bzw. Schiebewinkel zusammenhängt. Dieser ist nach Vorschrift für alle Flugzeuge als konstant

anzunehmen, und aufgrund dessen sind so keine zusätzlichen Erkenntnisse durch das Einbeziehen des Auftriebsbeiwerts zu erwarten. Aus der Relevanzliste ergeben sich folgende dimensionslosen Kennzahlen (Pi Set 2 (SLW)):

$$\Pi_1 = \frac{F}{\rho \cdot r_S^2 \cdot v^2} \quad \Pi_2 = \frac{y_e}{r_S} \quad \Pi_3 = \frac{S_{SLW}}{r_S^2}$$

Zunächst wird gemäß Abschnitt 2.1 der Auslegungsfall „Triebwerksausfall im Reiseflug“ zugrunde gelegt und der Wert für die maximale Reisegeschwindigkeit sowie die Luftdichte der dazugehörigen Flughöhe verwendet. Für den Schub greift man auf den maximalen Schub des kritischen Triebwerks in Meereshöhe zurück. Dies ist zulässig, da die Abnahme des Schubes mit zunehmender Flughöhe durch das Einbeziehen der Dichte in der Relevanzliste bereits in Π_1 impliziert ist. Mit diesen Kennzahlen lassen sich folgende Seitenleitwerksflächen berechnen (Tabelle 4). Leider ist festzustellen, dass das Ergebnis im Vergleich zu den vorherigen Berechnungen meist schlechter geworden ist. Es ist deutlich zu sehen, dass die Abweichung keine einheitliche Tendenz aufweist und demnach möglicherweise die Relevanzliste nicht vollständig sowie dieser Auslegungsfall nur selten dimensionierend ist. Aus diesem Grund werden im nachfolgenden Abschnitt weitere Überlegungen zur Relevanzliste angestellt und der Auslegungsfall „Triebwerksausfall bei Start/Landung“ betrachtet.

Flugzeugtyp	berechnete Seitenleitwerksfläche [m ²]	tatsächliche Seitenleitwerksfläche [m ²]	Abweichung
A 380-800	58,27	122,30	52,36%
B 717-200	22,01	18,00	-22,28%
B 737-300	13,20	20,80	36,55%
B 737-400	16,30	20,80	21,62%
B 737-500	11,83	20,80	43,11%
B 737-600	20,66	26,60	22,34%
B 737-700	24,45	26,60	8,09%
B 737-800	27,52	26,60	-3,46%
B 737-900	26,42	26,60	0,69%
B 757-200	26,95	34,40	21,66%
B 757-300	33,21	34,40	3,47%
B 767-200	57,56	46,10	-24,85%
B 767-300	65,72	46,10	-42,55%
B 767-400	60,06	46,10	-30,28%
B 777-300	88,48	53,20	-66,31%
B 747-400	56,15	77,11	27,18%

TAB 4. Ergebnisse der Seitenleitwerksflächenberechnung mit Pi Set 2 (SLW)

2.3.3. Modifikation des Ansatzes

Zur Verbesserung der Ergebnisgenauigkeit wird die Relevanzliste durch weitere Variablen ergänzt. Zum einen erfolgt die Aufnahme der Flügelfläche in die Relevanzliste, da, wie bereits erwähnt, die größten Störmomente um die Hochachse durch den Flügel hervorgerufen werden. Weiterhin bietet es sich an, das Massenträgheitsmoment des Flugzeugs, im speziellen des Rumpfes, mitzubeachten. Idealisiert man den Rumpf als Quader, so lässt sich das Trägheitsmoment in Tabellen für Standardkörper nachschlagen.

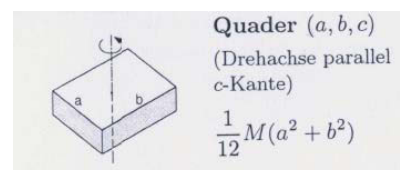


BILD 3. Trägheitsmoment für einen Quader nach [14]

Somit wird die Relevanzliste um folgende Größen erweitert:

- Flügelfläche, S [m^2]
- die maximale Rumpflänge, l [m]
- der Rumpfdurchmesser, d [m]
- die Flugzeugmasse, m [kg]

Für den Rumpfdurchmesser ist, wie in Bild 2 ersichtlich, der Durchmesser in der Draufsicht auf das Flugzeug zu verwenden, für die Flugzeugmasse ist das maximale Startgewicht (MTOW) ausschlaggebend. Zusätzlich werden bei dieser Berechnung anstatt der Reisegeschwindigkeit die Landegeschwindigkeit und die Dichte auf Meereshöhe verwendet, um, wie bereits erwähnt, den Einfluss des Auslegungsfalls „Triebwerksausfall bei Start/ Landung“ zu untersuchen. Mit dieser erweiterten Relevanzliste und den nachfolgend aufgeführten dimensionslosen Kennzahlen (Pi Set 3 (SLW)) ergeben sich die in Tabelle 5 berechneten Flächen.

$$\tilde{\Pi}_1 = \frac{v \cdot m^{0,5}}{F^{0,5} \cdot r_S^{0,5}}; \quad \tilde{\Pi}_2 = \frac{\rho \cdot r_S^2 \cdot y_e \cdot d_{maxrumpf}}{l_{Rumpf} \cdot m}; \quad \tilde{\Pi}_3 = \frac{S_{SLW}}{S}$$

Flugzeugtyp	berechnete Seitenleitwerksfläche [m^2]	tatsächliche Seitenleitwerksfläche [m^2]	Abweichung
A 380-800	104,20	122,30	14,80%
B 717-200	19,15	18,00	-6,39%
B 737-300	20,19	20,80	2,95%
B 737-400	19,22	20,80	7,62%
B 737-500	19,64	20,80	5,58%
B 737-600	25,52	26,60	4,07%
B 737-700	25,09	26,60	5,66%
B 737-800	24,76	26,60	6,93%
B 737-900	24,73	26,60	7,02%
B 757-200	35,17	34,40	-2,24%
B 757-300	34,17	34,40	0,65%
B 767-200	53,23	46,10	-15,46%
B 767-300	51,21	46,10	-11,08%
B 767-400	50,56	46,10	-9,67%
B 777-300	69,09	53,20	-29,88%
B 747-400	67,79	77,11	12,09%

TAB 5. Ergebnisse der Seitenleitwerksflächenberechnung mit Pi Set 3 (SLW)

Es ist zu erkennen, dass durch die zusätzliche Berücksichtigung des Massenträgheitsmoments und der Landegeschwindigkeit eine deutliche Verbesserung der Flächenberechnung erzielt werden kann; die durchschnittliche Abweichung beträgt 8,88%.

2.4. Überlegungen zum Volumenkoeffizienten (SLW)

Wie in Abschnitt 2.2 bereits dargestellt, ist die Berechnung der Seitenleitwerksflächen mithilfe des tabellierten Volumenkoeffizienten nach Raymer vor allem für die neueren Flugzeuge ungenau. In Tabelle 6 sind die „realen“ Seitenleitwerksvolumenkoeffizienten der hier betrachteten Flugzeuge aufgeführt. Aufgrund der starken Abweichungen von dem tabellierten Wert (0,09) in Tabelle 6 wird nun versucht, durch einen ebenfalls dimensionslosen Quotienten eine höhere Genauigkeit zu erreichen. Die Suche nach dieser dimensionslosen Variablenkombination geschieht nach der Methode „trial and error“, unterliegt also keiner besonderen methodischen Vorgehensweise.

Flugzeugtyp	Volumenkoeffizient mit realer Seitenleitwerksfläche	Flugzeugtyp	Volumenkoeffizient mit realer Seitenleitwerksfläche
A 300-600	0,092	B 717-200	0,090
A 310-300	0,094	B 737-300	0,094
A 318	0,073	B 737-400	0,108
A 319	0,075	B 737-500	0,092
A 320	0,086	B 737-600	0,072
A 321	0,100	B 737-700	0,080
A 330-200	0,062	B 737-800	0,098
A 330-300	0,057	B 737-900	0,102
A 340-200	0,052	B 757-200	0,095
A 340-300	0,057	B 757-300	0,113
A 340-500	0,054	B 767-200	0,068
A 340-600	0,058	B 767-300	0,079
A 380-800	0,055	B 767-400	0,082
		B 777-300	0,065
		B 747-400	0,068

TAB 6. Berechnung der realen Seitenleitwerksvolumenkoeffizienten

Da bei den bisherigen Betrachtungen stets der einseitige Triebwerksausfall zum Tragen gekommen ist, bietet sich die Verwendung des Schub-Gewichtsverhältnisses an. Dieses ist jedoch durch einen Faktor, welcher die Triebwerksanzahl enthält, zu korrigieren.

$$\frac{F}{m_{TOW} \cdot g} \cdot \frac{n_{TW}}{4}$$

Der Korrekturfaktor ist notwendig, da bei einem vierstrahligen Flugzeug jedes Triebwerk nur ein Viertel des erforderlichen Schubes bereitstellen muss. Besonders fällt dies beim Vergleich der A330-200 mit der A340-200 auf. Ein Triebwerk der A340-200 hat einen Schub von 151 kN, eines der A330-200 hat 320 kN, also mehr als zweimal soviel. Das maximale Startgewicht der beiden Maschinen unterscheidet sich jedoch nur um 30 Tonnen (230 Tonnen zu 260 Tonnen).

Flugzeugtyp	Neuer Volumenkoeffizient	Berechnung der Seitenleitwerksfläche mit neuem Volumen-koeffizienten [m^2]	Abweichung Seitenleitwerksflächenberechnung mit neuem Volumen-koeffizienten
A 300-600	0,0793	39,08	13,55%
A 310-300	0,0883	42,32	6,37%
A 318	0,0923	29,26	-26,67%
A 319	0,0956	27,34	-27,16%
A 320	0,0833	20,79	3,30%
A 321	0,0842	18,12	15,72%
A 330-200	0,0709	60,56	-14,56%
A 330-300	0,0752	60,11	-32,86%
A 340-200	0,0592	51,34	-13,48%
A 340-300	0,0560	44,76	1,06%
A 340-500	0,0695	65,69	-27,86%
A 340-600	0,0740	65,14	-26,79%
A 380-800	0,0566	125,78	-2,84%
B 717-200	0,0867	17,41	3,29%
B 737-300	0,0789	17,47	16,00%
B 737-400	0,0783	15,06	27,61%
B 737-500	0,0735	16,65	19,93%
B 737-600	0,0785	29,19	-9,73%
B 737-700	0,0859	28,66	-7,76%
B 737-800	0,0791	21,56	18,96%
B 737-900	0,0783	20,42	23,25%
B 757-200	0,0851	30,74	10,65%
B 757-300	0,0812	24,80	27,90%
B 767-200	0,0786	53,40	-15,83%
B 767-300	0,0768	44,64	3,18%
B 767-400	0,0705	39,51	14,29%
B 777-300	0,0742	61,20	-15,03%
B 747-400	0,0723	82,18	-6,57%

TAB 7. Berechnung der Seitenleitwerksfläche mit neuem Volumenkoeffizienten

Tabelle 7 zeigt, dass mit diesem Quotienten der reale Sei-

tenleitwerksvolumenkoeffizient recht gut abgebildet werden kann. Besonders die Seitenleitwerksflächen der neueren Airbusflugzeuge lassen sich im Vergleich zu den Berechnungen mit den Werten des Volumenkoeffizienten nach Raymer deutlich genauer bestimmen. So beträgt die durchschnittliche Abweichung hier nur 13,9% (Raymer 18,6%). Ein weiterer Vorteil dieses Quotienten ist neben den genaueren Ergebnissen eine einfachere Anwendung; im Vergleich zum fallbasierten Schließen ist keine Datenbank im Hintergrund und auch keine aufwendigere Berechnung notwendig. Weiterhin sind die Größen, aus denen der dimensionslose Ersatzkoeffizient zusammengesetzt ist, im frühen Stadium des Flugzeugvorentwurfs bekannt.

2.5. Zusammenfassung der Ergebnisse der Seitenleitwerksflächenberechnung

Das Ziel, der in den vorangegangenen Abschnitten dargestellten Untersuchungen, war die Abschätzung der Eignung des Verfahrens des fallbasierten Schließens für die Bestimmung der Seitenleitwerksflächen im Flugzeugvorentwurf. Aufgrund der Ergebnisse kann festgehalten werden:

Das fallbasierte Schließen ist für die Abschätzung der Seitenleitwerksflächen im Flugzeugvorentwurf geeignet. Positiv anzumerken ist, dass das Verfahren bei physikalisch sinnvollen und logischen Erweiterungen und Betrachtungen (z. B. Berücksichtigung des Massenträgheitsmoments) mit deutlich besseren Ergebnissen reagiert. Ebenso ist zu beachten, dass für die Berechnung auf keinerlei Kenntnisse aus dem Bereich der Aerodynamik, also der Umströmung des Seitenleitwerks, zurückgegriffen worden ist.

Weiterhin wird eine Möglichkeit aufgezeigt, den dimensionslosen, statistischen Volumenkoeffizienten durch einen ebenfalls dimensionslosen Quotienten zu ersetzen, welcher das jeweilig betrachtete Flugzeug besser repräsentiert. Dieser Quotient stellt eine Möglichkeit dar, trotz einer einfachen und schnellen Berechnung genauere Ergebnisse als nach Raymer zu erhalten. Sind darüber hinaus noch exaktere Ergebnisse gewünscht, kann das Verfahren des fallbasierten Schließens herangezogen werden.

3. BESTIMMUNG DER HÖHENLEITWERKSFLÄCHE

Nach der Bestimmung der Seitenleitwerksflächen wird im nachstehenden Teilkapitel die Abschätzung der Höhenleitwerksfläche vorgenommen.

3.1. Aufgaben des Höhenleitwerks und Auslegungsfälle

Das Höhenleitwerk, respektive Höhenruder, ermöglicht eine Steuerung des Flugzeugs um die Querachse (Nick-). Somit ist die Höhensteuerung die wichtigste Flugsteuerungsanlage eines Flugzeugs. Analog zu den Auslegungsanforderungen beim Seitenleitwerk sind für die Dimensionierung des Höhenleitwerks ebenfalls die Forderungen nach Stabilität und Steuerbarkeit zu erfüllen. Auf eine Betrachtung der Stabilitätsanforderungen wird aus bereits erwähnten Gründen verzichtet. Die Auslegung nach den Steuerbarkeitsanforderungen basiert auf dem Momentengleichgewicht um die Querachse. Es muss jederzeit möglich sein, das Flugzeug in allen auftretenden Situationen zu kontrollieren. So können nach [8] folgende Flugzustände für die Steuerbarkeitsanforderungen kritisch sein:

- Für Triebwerke unter dem Schwerpunkt der Landeanflug bei maximaler Klappenstellung und vorderster Schwerpunktlage
- Für Triebwerke über dem Schwerpunkt das Durchstarten bei maximaler Klappenstellung und vorderster Schwerpunktlage
- Rotieren beim Start
- Abfangen bei der Landung
- Steuerbarkeit bei vertrimmter Höhenflosse

Das Höhenleitwerk muss so dimensioniert sein, dass die am Leitwerk erzeugte Luftkraft in Verbindung mit dem Hebelarm zum Schwerpunkt immer ein ausreichendes Gegenmoment aufbauen kann, um die auftretenden Störungen auszugleichen.

3.2. Bestimmung der Höhenleitwerksfläche mittels Volumenkoeffizienten

Auch für die Berechnung der Höhenleitwerksfläche zieht man im Flugzeugvorentwurf einen Volumenkoeffizienten \overline{V}_H heran, er lautet:

$$(6) \quad \overline{V}_H = \frac{S_{HLW} \cdot r_H}{S_F \cdot l_{\mu F}}$$

Dabei bezeichnet S_{HLW} die gesuchte Höhenleitwerksfläche, r_H den Abstand Flügelneutralpunkt zu Höhenleitwerksneutralpunkt und S_F die Flügelfläche. Die mittlere Flügeltiefe $l_{\mu F}$ repräsentiert den Flügelseinfluss um die Querachse, analog zur Spannweite beim Volumenkoeffizienten für das Seitenleitwerk. Zur Abschätzung der Höhenleitwerksflächen wird ebenfalls der Volumenkoeffizientenbeiwert nach Raymer herangezogen. Er beträgt beim Höhenleitwerk für Transportflugzeuge 1,0. Die in Tabelle 8 aufgeführten Ergebnisse zeigen den schon von der Seitenleitwerksflächenberechnung bekannten „Alterseinfluss“, d. h., die „älteren“ Flugzeuge werden recht gut abgebildet.

Flugzeugtyp	Berechnung der Höhenleitwerksfläche nach Raymer [m^2]	Abweichung Höhenleitwerksflächenberechnung nach Raymer
A 300-600	69,43	0,03%
A 310-300	59,76	6,62%
A 318	37,03	-19,46%
A 319	33,22	-7,17%
A 320	28,53	7,96%
A 321	25,35	18,23%
A 330-200	98,35	-37,65%
A 330-300	91,09	-27,49%
A 340-200	98,31	-37,60%
A 340-300	91,09	-27,49%
A 340-500	118,47	-20,74%
A 340-600	110,83	-12,95%
A 380-800	323,08	-57,60%
B 717-200	21,77	12,94%
B 737-300	28,27	10,25%
B 737-400	24,70	21,60%
B 737-500	28,60	9,20%
B 737-600	39,07	-18,03%
B 737-700	36,40	-9,98%
B 737-800	30,53	7,77%
B 737-900	28,79	13,04%
B 757-200	51,33	-2,06%
B 757-300	43,74	13,04%
B 767-200	98,05	-27,17%
B 767-300	84,29	-9,33%
B 767-400	74,66	3,17%
B 777-300	116,34	-14,85%
B 747-400	151,91	-12,05%

TAB 8. Berechnung der Höhenleitwerksfläche nach Raymer

3.3. Bestimmung der Höhenleitwerksfläche mit dem Verfahren des fallbasierten Schließens

Im Nachfolgenden wird nun das bereits dargestellte Verfahren des fallbasierten Schließens auf die Bestimmung der Höhenleitwerksflächen angewandt.

3.3.1. Variablenauswahl auf Basis des Volumenkoeffizienten

Zur weiteren Beurteilung der Eignung des Verfahrens des fallbasierten Schließens für den Flugzeugvorentwurf wird eine Abschätzung der Höhenleitwerksfläche vorgenommen, bei der die Relevanzliste aus denselben Größen besteht, wie sie für den Volumenkoeffizienten verwendet werden. Es ergibt sich nachfolgende Relevanzliste,

- die Ersatzflügelteufe, $l_{\mu F}$ [m]
- der Neutralpunktsabstand, r_H [m]
- die Flügelfläche, S_F [m^2]
- die Höhenleitwerksfläche, S_{HLW} [m^2]

und daraus resultierend die dimensionslosen Kennzahlen (Pi Set 1 (HLW)):

$$\left. \begin{array}{l} r_H \\ l_{\mu F} \\ S_F \\ S_{HLW} \end{array} \right\} \Rightarrow \begin{array}{l} \Pi_1 = \frac{S_F}{r_H^2} \\ \Pi_2 = \frac{l_{\mu F}}{r_H} \\ \Pi_3 = \frac{S_{HLW}}{r_H^2} \end{array}$$

Wie die in Tabelle 9 dargestellten Ergebnisse zeigen, kann bei der Verwendung der gleichen Größen durch die Anwendung des Verfahrens des fallbasierten Schließens eine bessere Ergebnissgüte erzielt werden.

Flugzeugtyp	berechnete Höhenleitwerksfläche [m^2]	tatsächliche Höhenleitwerksfläche [m^2]	Abweichung
A 380-800	221,73	205,00	-8,16%
B 717-200	23,14	25,00	7,43%
B 737-300	25,62	31,50	18,68%
B 737-400	22,91	31,50	27,27%
B 737-500	24,53	31,50	22,13%
B 737-600	31,95	33,10	3,48%
B 737-700	29,45	33,10	11,02%
B 737-800	26,93	33,10	18,64%
B 737-900	31,18	33,10	5,80%
B 757-200	47,41	50,30	5,74%
B 757-300	48,69	50,30	3,20%
B 767-200	76,79	77,10	0,40%
B 767-300	72,09	77,10	6,50%
B 767-400	69,04	77,10	10,46%
B 777-300	111,98	101,30	-10,55%
B 747-400	121,13	135,58	10,66%

TAB 9. Ergebnisse der Höhenleitwerksflächenberechnung mit Pi Set 1 (HLW)

Zur schnelleren Vergleichbarkeit sei abermals die durchschnittliche Abweichung aufgeführt (siehe Abschnitt 2.3.1):

Verfahren	Durchschnittliche Abweichung
Raymer	15,13%
Pi Set 1 (HLW)	10,63%

TAB 10. Vergleich der durchschnittlichen Abweichung von Pi Set 1 (HLW) mit der Berechnung nach Raymer

3.3.2. Vereinfachte Betrachtung

Grundlage für die Variablenauswahl zur Bestimmung der Höhenleitwerksfläche sind die bereits genannten Auslegungsfälle. Anhand Abbildung 4 können die zu berücksichtigenden Kräfte und Momente abgeleitet werden.

Zunächst werden jedoch das Moment am Höhenleitwerk und das Moment durch den Triebwerksschub nicht beachtet. Zum einen ist der Hebelarm z_E des Triebwerksschubes im Verhältnis zu den anderen Abmessungen klein, zum anderen ist es im Flugzeugvorentwurf schwierig, das Moment des Höhenleitwerks zu bestimmen, wenn die Leitwerksfläche erst berechnet werden soll.

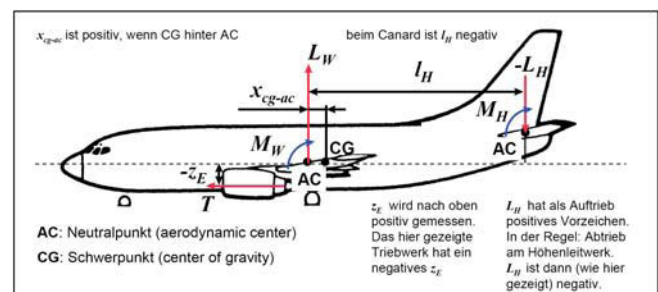


BILD 4. Skizze zur Ermittlung der relevanten Kräfte für die Höhenleitwerksauslegung nach [8]

Basierend auf der Annahme

(1) Gewicht = Auftrieb_{Flügel} + Auftrieb_{Höhenleitwerk}

und des Einbeziehens des Flügelmoments lässt sich folgende Relevanzliste aufstellen:

- die maximale Startmasse, m_{TOW} [kg]
- die Erdbeschleunigung, g [m/s^2]
- der Neutralpunktsabstand, r_H [m]
- die Luftdichte, ρ [kg/m^3]
- die Fluggeschwindigkeit, v [m/s]
- die Ersatzflügelstiefe, $l_{\mu F}$ [m]
- die Flügelfläche, S_F [m^2]
- die Höhenleitwerksfläche, S_{HLW} [m^2]

Aus diesen Betrachtungen und relevanten Parametern ergeben sich folgende dimensionslose Größen (Pi Set 2 (HLW)).

$$\tilde{\Pi}_1 = \frac{\rho \cdot r_H^2 \cdot l_{\mu F}}{m_{TOW}} \quad \tilde{\Pi}_2 = \frac{g \cdot r_H}{v^2} \quad \tilde{\Pi}_3 = \frac{S_{HLW}}{S_F}$$

Bei den Auslegungsfällen in Abschnitt 3.1 spielen sowohl der Reiseflug als auch die Landung eine Rolle. Da [15] aussagt, dass im Notfall eine Steuerung über die Trimm-anlage sicherzustellen ist, scheint die Landung mit dem „trimmable horizontal stabilizer“ der dimensionierende Auslegungsfall zu sein. Deshalb und aufgrund der in Abschnitt 2.3.3. gemachten Erfahrungen erfolgt diese Rechnung mit der Landegeschwindigkeit und der Luftdichte auf Meereshöhe. In Tabelle 11 sind die Ergebnisse dieser Abschätzung aufgeführt. Die durchschnittliche Abweichung beträgt akzeptable 8,60 %.

Flugzeugtyp	berechnete Höhenleitwerksfläche [m^2]	tatsächliche Höhenleitwerksfläche [m^2]	Abweichung
A 380-800	176,27	205,00	14,02%
B 717-200	24,16	25,00	3,35%
B 737-300	26,31	31,50	16,47%
B 737-400	25,31	31,50	19,64%
B 737-500	25,27	31,50	19,79%
B 737-600	32,36	33,10	2,22%
B 737-700	32,12	33,10	2,95%
B 737-800	32,43	33,10	2,03%
B 737-900	32,91	33,10	0,59%
B 757-200	47,23	50,30	6,11%
B 757-300	44,93	50,30	10,68%
B 767-200	76,52	77,10	0,75%
B 767-300	72,13	77,10	6,44%
B 767-400	70,33	77,10	8,79%
B 777-300	82,88	101,30	18,18%
B 747-400	127,98	135,58	5,61%

TAB 11. Ergebnisse der Höhenleitwerksflächenberechnung mit Pi Set 2 (HLW)

3.3.3. Modifikation des Ansatzes

Um eine weitere Verbesserung der Ergebnislage zu erzielen, wird die in Abschnitt 3.3.2 aufgestellte Relevanzliste erweitert um:

- den Rumpfdurchmesser (Seitenansicht), d [m]
- den Gesamtschub, F_{Ges} [$kg \cdot m/s^2$]

Dies geschieht zum einen zur vollständigen Betrachtung des Massenträgheitsmoments, wie bereits dargestellt, zum anderen zur Berücksichtigung des bis hierher vernachlässigten Momenteneinflusses der Triebwerke. Mit den zusätzlichen Variablen lassen sich die folgenden dimensionslosen Kennzahlen des Pi Set 3 (HLW) bestimmen.

$$\tilde{\Pi}_1 = \frac{\rho \cdot l_{\mu F} \cdot d_{max Rumpf} \cdot v^2}{F_{Ges}} \quad \tilde{\Pi}_2 = \frac{g \cdot r_H}{v^2} \quad \tilde{\Pi}_3 = \frac{S_{HLW}}{S_F}$$

Wie der Ergebniszusammenstellung in Tabelle 12 zu entnehmen ist, kann durch diese Maßnahme erneut eine Verbesserung der Ergebnislage erreicht werden. Die durchschnittliche Abweichung beträgt nun nur noch 4,25%.

Flugzeugtyp	berechnete Höhenleitwerksfläche [m^2]	tatsächliche Höhenleitwerksfläche [m^2]	Abweichung
A 380-800	204,12	205,00	0,43%
B 717-200	24,51	25,00	1,95%
B 737-300	27,93	31,50	11,34%
B 737-400	27,99	31,50	11,16%
B 737-500	29,38	31,50	6,74%
B 737-600	32,23	33,10	2,63%
B 737-700	32,32	33,10	2,37%
B 737-800	32,29	33,10	2,44%
B 737-900	33,19	33,10	-0,26%
B 757-200	47,87	50,30	4,83%
B 757-300	48,79	50,30	3,01%
B 767-200	73,17	77,10	5,09%
B 767-300	74,94	77,10	2,81%
B 767-400	75,62	77,10	1,92%
B 777-300	95,10	101,30	6,12%
B 747-400	142,12	135,58	-4,82%

TAB 12. Ergebnisse der Höhenleitwerksflächenberechnung mit Pi Set 3 (HLW)

Die sukzessiven Verbesserungen im Laufe der Modellbildung der Tabellen 9, 11 und 12 sind einerseits der Methodik des Pi-Theorems an sich sowie der erweiterten Modellbildung der Kennzahlensets Pi 2 und Pi 3 gegenüber Pi 1 geschuldet.

Die relativ auffällige Abweichung bei der Abschätzung der Höhenleitwerksfläche für die Boeing 737-300 und 737-400 kann vermutlich auf das praktizierte Familienkonzept zurückgeführt werden. Dabei ist das Flugzeug mit dem kürzesten Hebelarm dimensionierend für die Fläche (hier die 737-500) und diese Fläche wird mit einer deutlich geringeren Abweichung wiedergegeben. Da die 737-300 und 737-400 über einen längeren Hebelarm verfügen, fällt die berechnete Fläche kleiner aus. Dies spricht auch für das Verfahren des fallbasierten Schließens, welches in der Lage ist, diesen physikalischen Zusammenhang abzubilden.

3.4. Überlegungen zum Volumenkoeffizienten (HLW)

Wie schon bei den Betrachtungen zum Seitenleitwerk soll nun versucht werden, durch einen neuen dimensionslosen Quotienten genauere Berechnungsergebnisse im Vergleich zu Raymer zu erhalten, ohne auf eine Datenbank oder aufwendigere Berechnungen zurückgreifen zu müssen. Aufgrund der bereits erlangten Kenntnisse wird abermals von einem Schub-Gewichtsverhältnis ausgegangen und ein Korrekturfaktor eingeführt.

$$\frac{F_{Ges}}{m_{TOW} \cdot g} \cdot 3$$

Tabelle 13 ist zu entnehmen, dass dieser Quotient bessere Ergebnisse liefert als der „originale Raymer-Volumenkoeffizient“. Besonders anzumerken ist die Unabhängigkeit vom „Alter“ der Flugzeuge. Die durchschnittliche Abweichung beträgt mit dem neuen Quotienten 12,27% (Raymer 15,13%).

Flugzeugtyp	Neuer Volumenkoeffizient	Berechnung der Höhenleitwerksfläche mit neuem Volumenkoeffizienten [m^2]	Abweichung Höhenleitwerksflächenberechnung mit neuem Volumenkoeffizienten
A 300-600	0,9511	66,03	4,92%
A 310-300	1,0601	63,35	1,01%
A 318	1,1071	41,00	-32,26%
A 319	1,1468	38,10	-22,90%
A 320	0,9994	28,51	8,02%
A 321	1,0102	25,61	17,40%
A 330-200	0,8510	83,69	-17,13%
A 330-300	0,9019	82,16	-14,98%
A 340-200	0,7104	69,84	2,25%
A 340-300	0,6717	61,18	14,37%
A 340-500	0,8345	98,86	-0,76%
A 340-600	0,8875	98,36	-0,25%
A 380-800	0,6793	219,48	-7,06%
B 717-200	1,0408	22,65	9,38%
B 737-300	0,9463	26,75	15,08%
B 737-400	0,9394	23,20	26,35%
B 737-500	0,8824	25,24	19,87%
B 737-600	0,9425	36,82	-11,24%
B 737-700	1,0310	37,53	-13,39%
B 737-800	0,9490	28,97	12,47%
B 737-900	0,9397	27,05	18,28%
B 757-200	1,0211	52,42	-4,21%
B 757-300	0,9743	42,62	15,27%
B 767-200	0,9429	92,45	-19,91%
B 767-300	0,9213	77,66	-0,72%
B 767-400	0,8462	63,17	18,06%
B 777-300	0,8908	103,63	-2,30%
B 747-400	0,8678	131,83	2,77%

TAB 13. Berechnung der Höhenleitwerksfläche mit neuem Volumenkoeffizienten

3.5. Zusammenfassung der Ergebnisse der Höhenleitwerksflächenberechnung

Mit der Abschätzung der Höhenleitwerksfläche mittels des Verfahrens des fallbasierten Schließens sind die ersten grundlegenden Betrachtungen zum Einsatz des neuen Verfahrens zur Abschätzung der Leitwerksflächen im Flugzeugvorentwurf abgeschlossen.

Dabei bestätigt sich die Tauglichkeit des Verfahrens des fallbasierten Schließens, da auch bei der Bestimmung der Höhenleitwerksfläche gute Ergebnisse erzielt werden können. Bezogen auf die prozentuale Abweichung gelingt die Berechnung der Höhenleitwerksfläche noch ein wenig besser als die der Seitenleitwerksfläche. Zuzuschreiben ist dies vermutlich der Tatsache, dass mit dem Aufgreifen des Momentengleichgewichts beim Höhenleitwerk alle in Abschnitt 3.1 genannten Auslegungsfälle abgedeckt sind, wohingegen man sich beim Seitenleitwerk auf bestimmte Fälle beschränkt.

Weiterhin zeigt sich ebenfalls, dass für die Abschätzung der Höhenleitwerksfläche ein dimensionsloser Quotient definiert werden kann, welcher die Flächen, vor allem die der neueren Flugzeuge, genauer abbildet als der Volumenkoeffizient nach Raymer.

4. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Die bei gleicher Datenbasis durchweg guten Ergebnisse der Untersuchungen zeigen deutlich das Potenzial auf, welches in der Anwendung der dimensionsanalytischen Verschärfung des fallbasierten Schließens im Flugzeugvorentwurf steckt. Das Verfahren lässt sich ohne Weiteres auf einem normalen PC implementieren, erfordert also keine Hochleistungsrechner. Zudem lassen sich die dimensionslosen Größen mit etwas Übung äußerst sinnvoll interpretieren. Da die Berechnungen nicht viel Zeit in Anspruch nehmen, ist man in der Lage, flexibel und schnell

auf Änderungen zu reagieren. Gerade im Flugzeugvorentwurf, wo die Größen sich relativ häufig ändern, ist dies ein wertvoller Vorteil. In der weiteren Entwicklung des Verfahrens ist es durchaus vorstellbar, die Berechnung auf die Leitwerksmassen zu erweitern. Die Voraussetzung dafür ist jedoch, dass eine ausreichend große Anzahl an Leitwerksgewichten als Referenz vorhanden ist.

Einer der interessantesten weiteren Vorteile des fallbasierten Schließens ist die Tatsache, dass die Erfahrung und das Know-how der Mitarbeiter, das als das wichtigste Kapital einer Firma bzw. einer Entwicklungsabteilung gilt, in das Programm eingebunden werden kann und somit dauerhaft für künftige Entwicklungen zur Verfügung steht.

Insgesamt gesehen, handelt es sich bei dem fallbasierten Schließen in Kombination mit der mathematischen Umsetzung des Pi-Theorems um einen vielversprechenden Ansatz, die typischen Berechnungen im Flugzeugvorentwurf zu verbessern.

5. LITERATUR

- [1] Aamodt A., Plaza E.: Cased-based reasoning: Foundational Issues, methodological variations and systems approaches, AI Communications 7 (1994), March, Nr. 1, S. 39-59
- [2] BUCKINGHAM, E.: On physically similar systems: Illustration of the use of dimensional equations. Physical Review, Vol. 4, pp. 345-376, 1914
- [3] Rudolph, Stephan: Übertragung von Ähnlichkeitsbegriffen / Institut für Statik und Dynamik der Luft- und Raumfahrtkonstruktionen, Universität Stuttgart. 2002. Habilitationsschrift
- [4] Rudolph, S.: Isotrope versus anisotrope Ähnlichkeit im fallbasierten Schließen, Proceedings 5th German Workshop on Case-Based Reasoning GWCBR'97, 4.-5. März 1997, Bad Honnef, 189-199.
- [5] Pfaff, Jan-Michael: Parameterreduktion zur ähnlichkeitsmechanischen Gewichtsprognose im Flugzeugvorentwurf am Beispiel des Tragflügels / Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart. 2008. Dissertation
- [6] Jackson, Paul (Hrsg.): Jane's all the worlds aircraft 2002-2003. Jane's Information Group
- [7] www.airliners.net, Online Flugzeugdatenbank
- [8] Scholz, Dieter: Flugzeugentwurf / Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik. 1999. Vorlesungsunterlagen
- [9] Joint Aviation Requirements, JAR 25 – Large Aeroplanes. 1994
- [10] Voit-Nitschmann, Rudolf: Flugzeugentwurf I und II / Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart. 2006. Vorlesungsunterlagen
- [11] Raymer, Daniel: Aircraft Design: A Conceptual Approach. AIAA Education Series. 1989
- [12] Roskam, Jan: Airplane Design Part II. Design Analysis & Research, 1989
- [13] Torenbeek, Egbert: Synthesis of subsonic airplane design. Delft University Press, 1976
- [14] Paus, Hans-J.: Physik Tabellen: Formeln und Zahlen. Wahl-Verlag Karlsruhe. 2002
- [15] Sigolotto, Carlo: Auslegung von Flugzeugsystemen. 2007. Vorlesungsunterlagen