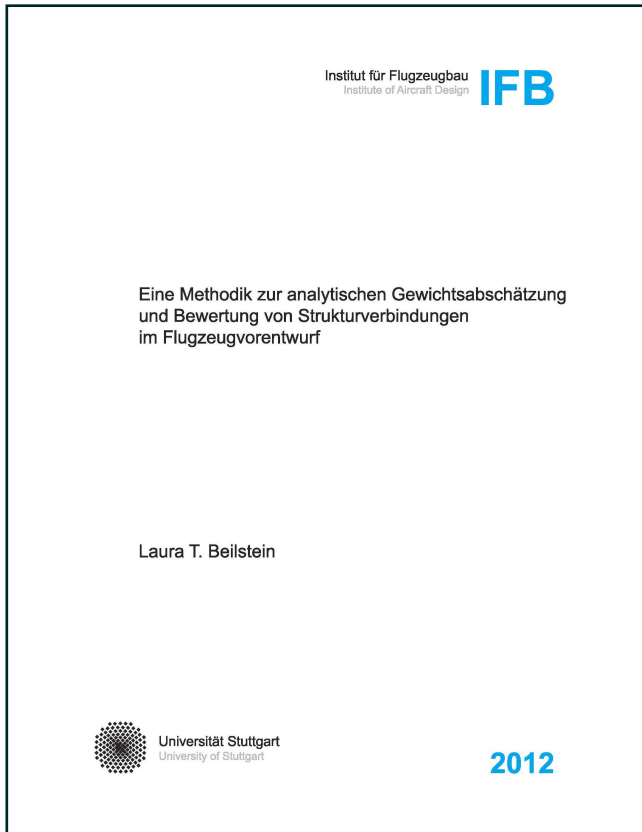




Laura T. Beilstein (Autor)
**Eine Methodik zur analytischen
Gewichtsabschätzung und Bewertung von
Strukturverbindungen im Flugzeugvorentwurf**



<https://cuvillier.de/de/shop/publications/6258>

Copyright:

Cuvillier Verlag, Inhaberin Annette Jentsch-Cuvillier, Nonnenstieg 8, 37075 Göttingen,
Germany

Telefon: +49 (0)551 54724-0, E-Mail: info@cuvillier.de, Website: <https://cuvillier.de>

1 Einleitung

Einen wichtigen Treiber der Leistungssteigerung zukünftiger Luftfahrzeuge stellt die Reduzierung ihres Gesamtgewichts dar. Daher sind die Fragestellungen im Entwurf von Flugzeugen eng mit dem Leichtbau verbunden. Des Weiteren zeigt die derzeitige intensive Klimadebatte wie wichtig es ist, durch die Intensivierung des Leichtbaus den Treibstoffverbrauch und die Emissionen zu mindern. Demnach wird es für die Flugzeughersteller immer wichtiger, den „Airlines“ noch effizientere und kostengünstigere Flugzeuge anzubieten.

Hierbei spielt das Strukturgewicht eine zentrale Rolle, da es in unmittelbarem kausalen Zusammenhang mit der Reichweiten- und Nutzlastforderung steht. Für die Flugzeughersteller ist deshalb eine präzise Vorhersage des Gewichts bereits in den frühen Phasen des Flugzeugvorentwurfs von essentieller Bedeutung, um die Leistungsdaten gegenüber ihren Kunden abzusichern und damit spätere unliebsame Überraschungen im Ablauf des Entwurfsprozesses zu vermeiden.

1.1 Problemstellung

Gängige Gewichtsabschätzungsformeln für die wichtigsten Baugruppen basieren auf Methoden der mathematischen Statistik [76, 84, 105]. Diese statistischen Verfahren nutzen wenige Eingabeparameter und haben deshalb eine große Bedeutung in der Gewichtsabschätzung im Flugzeugvorentwurf eingenommen [97]. Die Genauigkeit der Prognosemöglichkeit beschränkt sich jedoch auf den Entwurf von Flugzeugen, die den Mustern der Datenbasis sinnhaft entsprechen (d. h. diesen *ähnlich*¹ sind [74]), da eine Extrapolation der Kurven basierend auf Daten existierender Flugzeuge zu falschen Ergebnissen führen kann [74, 77]. Bei größeren Änderungen des konstruktiven Aufbaus, des verwendeten Materials oder der Bauweisen bis hin zu unkonventionellen Entwürfen können die empirischen Ansätze deshalb leider keine zuverlässigen Gewichtsdaten liefern. Ein weiterer Nachteil ist zudem die fehlende Möglichkeit, für bestimmte beabsichtigte Bauweisen oder Konstruktionen das zukünftige Gewicht vorherzusagen.

¹Der Begriff der Ähnlichkeit wird im Zuge dieser Arbeit noch durch die physikalische Ähnlichkeitstheorie exakt definiert. Hier ist mit *ähnlich* zunächst nur die umgangssprachliche Eingrenzung auf Flugzeuge derselben Kategorie (z. B. Kleinflugzeug, Propellerflugzeug, Strahlflugzeug) nach TORENBEEK [105] gemeint.

Die aufgezeigten Defizite der verwendeten statistischen Abschätzungsverfahren machen deutlich, dass diese nicht als alleinige Verfahren für die Gewichtsprognose dienen können. Sie müssen deshalb zwingend ergänzt werden, um auch Effekte neuer Technologien zu berücksichtigen. Deshalb nutzen moderne Ansätze zur Vorhersage des Gewichts verstärkt analytische [21, 40, 96] und/oder numerische Berechnungen [37, 52, 111], um auch unkonventionelle Konfigurationen, neue Bauweisen und Fertigungstechnologien gewichtlich prognostizieren zu können.

Die *ideale* Flugzeugstruktur bestünde gedanklich aus einer einzigen Einheit² desselben Materials mit lokal angepasster Wandstärke. Dies ist aufgrund von Randbedingungen (Fertigung, Reparatur, Lagerung u. a.) nicht umsetzbar, so dass ein Verbund aus vielen Einzelbauteilen mittels Fertigungsverfahren zu Baugruppen gefügt wird, die nach der Endfertigung das komplette Flugzeug bilden. Verbindungselemente und eine gewisse Anzahl an Fügstellen implizieren dabei aber zusätzliches Gewicht und höhere Kosten und spielen deshalb eine substantielle Rolle im Struktur-entwurf von Flugzeugen [56]. So konnte z. B. durch die Einführung einer Bauweise aus Faserkunststoffverbund (FKV) für den Mittelkasten von einem Seitenleitwerk des Airbus A300-600 bzw. des Airbus A310 eine deutliche Massenreduktion³ sowie eine Kostensenkung im Fertigungsprozess um zwei Prozent⁴ durch Reduzierung der Vielzahl von Einzelteilen um fast 97 Prozent⁵ und damit auch von Fügstellen erreicht werden [103].

Grundsätzlich kann das Gewicht klassifiziert werden in das „Optimum-Weight“ – das minimal erreichbare Strukturgewicht aufgrund von Belastungen – und das „Non-Optimum-Weight“, welches Effekte impliziert, die aus dem praktischen Design resultieren, wie zum Beispiel Verbindungen, Ausschnitte, Standardmaße und Korrosionsschutz [57, 101]. Aus diesem Grund ist es wichtig, diese Effekte gesondert zu betrachten, nicht nur, da sie unterschiedlichen Faktoren zuzuschreiben sind, sondern wie es sich im Folgenden dieser Arbeit noch zeigen wird, ein klareres Verständnis der „Non-Optimum-Faktoren“ für weitere Reduzierungen des Struktur-gewichts wegweisend ist.

Die empirischen Gewichtsfunktionen beinhalten sowohl das „Optimum-Weight“, als auch das zusätzliche Gewicht, verursacht durch die unterschiedlichen „Non-Optimum-Faktoren“ des praktischen Flugzeugbaus. Ei-

²... dann könnte der Zusammenbau völlig entfallen. Daher ist der Begriff *ideal* immer unter einer bestimmten Zielgröße (hier Fertigung) zu verstehen.

³In der Entwicklungsphase brachte die Detailkonstruktion der Volllaminatbauweise, die als favorisierte Variante aus der Konzeptphase hervorging, als Ergebnis eine Gewichtersparnis von 25 % gegenüber der Metallbauweise.

⁴Beim Fertigungskostenvergleich dient eine weitere Version der Volllaminatbauweise als Referenz.

⁵Ohne Normteile sowie ohne Buchsen und Bolzen für Rumpf- und Ruderanschluss.

ne derartige vermischte Darstellung ermöglicht jedoch keine getrennte Betrachtungsweise der verschiedenartigen Effekte und deren Ursache und bietet demnach auch keine maßgebliche Aussage und darauf aufbauende Eingriffsmöglichkeit zur Optimierung [8].

Den Strukturverbindungen als Teil des „Non-Optimum-Weights“ ge-
bührt besondere Aufmerksamkeit, da der gewichtliche Zuwachs aufgrund von Verbindungen („Joints“) zwischen 20 Prozent und 40 Prozent gegen-
über dem idealen Gewichtsminimum liegt [101].

In der Abteilung „Mass Properties“ der Airbus Deutschland GmbH wurde deshalb im Rahmen des Projekts FEMMAS (Finite Element Method for Mass Estimation) u. a. ein Softwarewerkzeug entwickelt [69, 110], welches die Vorteile einer analytischen und numerischen Vorgehensweise zur Gewichtsermittlung im Flugzeugvorentwurf umsetzt. Das Gewicht der Primärstruktur wird aus einem dimensionierten Finite-Elemente-Modell bestimmt. Die Flugzeugsekundärstruktur (z. B. Klappen, Ruder) und die Verbindungselemente werden in einem separaten Gewichtsableitungsprozess betrachtet. Der Prozess kann wie folgt beschrieben werden: In einem CAD-Programm (z. B. CATIA V5) wird mittels im Vorentwurf zur Verfügung stehender Parameter („Data Basis for Design“ (DBD) [1]) ein geometrisches Oberflächen-Modell erstellt. Im Anschluss wird für die Primärstruktur ein Finite-Elemente-Modell generiert, mit welchem durch auf-
gebrachte Lasten in einem Dimensionierungsprozess die Strukturvariablen bestimmt werden. Es erfolgt eine Verifikation, die angenommene Vereinfachungen anpasst. Durch eine einfache Multiplikation des so ermittelten Volumens mit der Dichte des verwendeten Materials kann das Gewicht der Primärstruktur bestimmt werden [111]. Für die modellierte Sekundärstruktur und die im CAD-Modell nicht modellierten Verbindungselemente werden Gewichtsableitungsregeln benötigt.

Die Betrachtung des Stukturgewichts auf Komponentenebene verlangt eine ausführliche Analyse von Verbindungen verschiedener Fügeverfahren, welche als die Haupttreiber des nicht-optimalen Gewichtsanteils wesentlich zur Erhöhung des optimalen Gewichts beitragen. Die in dieser Arbeit dargestellte neuartige Methodik zur Gewichtsabschätzung von Strukturverbindungen im Flugzeugvorentwurf trägt der gewünschten Trennung des „Optimum-“ und des „Non-Optimum-Weights“ durch einen durchgehend analytischen Ansatz umfassend Rechnung.

1.2 Bezug zum Stand der Technik

Die Gewichtsabschätzung in der sehr frühen Flugzeugentwurfsphase des „Preliminary Sizing“ basiert auf Verfahren der mathematischen Statistik,

die aufgrund ihrer elementaren Vorgehensweise eine erste Prognose der Betriebsleer-, der Start- und der Kraftstoffmasse liefert [97, 99]. Solche Ansätze sind in der gängigen Literatur des Flugzeugentwurfs zu finden [76, 85, 105]. So benötigt TORENBEEK [105] nur die Informationen über den Flugzeugtyp und die Reichweitengruppe (Kurz- oder Langstrecke), um das Verhältnis zwischen der maximalen Betriebsleermasse zur maximalen Abflugmasse zu berechnen.

Andere Verfahren in diesem Stadium des Entwurfs nutzen bereits berechnete, beziehungsweise durch Annahmen festgelegte Größen, wie das Schub-Gewichtsverhältnis, zur Bestimmung des Betriebsmassenanteils [50]. Das LUFTFAHRTTECHNISCHE HANDBUCH BAND MASSEANALYSE [3] enthält Verfahren und Daten zum praxisnahen Umgang mit Masseberechnungen von Luft- und Raumfahrtgeräten.

In der Entwurfsphase des „Preliminary Design“ bestehen Class I- und Class II-Verfahren⁶ zur Bestimmung von Massen verschiedener Baugruppen, die sich in ihrer Genauigkeit unterscheiden. Bei den Class I-Verfahren beruht die Berechnung auf der Bestimmung eines prozentualen Masseanteils der Baugruppe von der Abflugmasse. Die Class II-Verfahren nutzen physikalische Zusammenhänge zwischen der Komponentenmasse und den Dimensionierungsparametern [84].

Weiterhin beschreibt TORENBEEK [105] ein Class II-Verfahren zur Massenabschätzung für die Rumpfstruktur, das auf Daten von Veröffentlichungen der „Society of Allied Weight Engineers“ (SAWE)⁷ basiert. Es beinhaltet Eingangsgrößen geometrischer Art, aber auch Belastungsinformationen aus der Bauvorschrift. Die Gleichung für die Masse eines Aluminium-Rumpfes ist folgendermaßen angegeben:

$$W_f = 0,23 \sqrt{V_D \frac{l_t}{b_f + h_f} S_G^{1,2}} \quad (1.1)$$

- mit W_f : Masse des Rumpfes („fuselage structure weight“)
 V_D : Sturzfluggeschwindigkeit aus dem v - n -Diagramm
in „equivalent airspeed“ (EAS)
(„design diving speed“ nach CS-25.335 [22])
 l_t : Hebelarm des Höhenleitwerks („distance between
quarter-chord points of wing root and horizontal
tail root“)

⁶Die Einteilung der Verfahren in die zwei Klassen kann nach SCHOLZ [99] vom Betrachter bzw. Umfeld (Industrie, Universität) abhängen.

⁷Diese internationale Vereinigung bietet eine umfangreiche Sammlung an „Technical Papers“ im Bereich des „Mass Properties Engineering“ an (<https://www.sawe.org/papers>).

- b_f : maximale Rumpfbreite („maximum width of fuselage“)
 h_f : maximale Rumpfhöhe („maximum depth of fuselage“)
 S_G : Bepülte Oberfläche des Rumpfes
 („gross shell area of fuselage“)

Zu der mit Gleichung (1.1) berechneten Masse addieren sich zusätzliche Massenanteile aufgrund von Konfigurationsvariationen. Aufschläge zum Rumpfgewicht sind für eine Druckkabine (+8 %), für Triebwerke am Rumpfheck (+4 %), für ein Hauptfahrwerk am Rumpf (+7 %) und für einen verstärkten Kabinenboden bei Frachtflugzeugen (+10 %) zu berücksichtigen. Wenn der Rumpf keinen Fahrwerksschacht enthält, können vier Prozent vom Basisgewicht abgezogen werden.

Ergänzend sei noch die Vorgehensweise bei der Verwendung sogenannter *Technologiefaktoren* dargestellt. Damit soll der technologische Fortschritt bezüglich des mit den empirischen Formeln erfassten Technologielevels berücksichtigt werden. So gibt RAYMER [76] für einen aus FKV gefertigten Rumpf eine mögliche Gewichtseinsparung von zehn Prozent an, ohne die Bauweise näher zu spezifizieren, weshalb solche Technologiefaktoren immer nur als erste grobe Anhaltspunkte gelten sollten. Die Fahrwerksgewichtsabschätzungsformeln von CURREY [17] beinhalten Faktoren, die Überlegungen zum „State-of-the-Art“-Jahr berücksichtigen. Er unterstellt dabei lineare Zusammenhänge dieser über der Zeit. Aufbauend auf diesem Ansatz beschreibt PFAFF [74] eine Methodik zur Entwicklung von Technologiefaktoren für den Einsatz im Flugzeugbau mittels Trendextrapolation über der Zeit am Beispiel des spezifischen Kraftstoffverbrauchs eines Triebwerks im Reiseflug.

In der heutigen Luftfahrtindustrie werden aufgrund der bereits erwähnten Nachteile empirische Verfahren durch sogenannte analytische Verfahren ergänzt. Darunter versteht man Verfahren, die die zugrundeliegende Physik in die Trendberechnung einbeziehen. Die drei Faktoren, die das „Optimum-Weight“ maßgeblich beeinflussen, sind die Belastung F , die Länge des Kraftübertragungswegs l und das Material der Struktur. Im einfachsten Fall können die Materialeigenschaften durch zwei Größen beschrieben werden, der Dichte ρ und der zulässigen Spannung σ_{zul} . Die Masse eines die Kraft F über einen Weg l übertragenden Zuelements wird durch nachfolgende Formel repräsentiert

$$m = \frac{F l \rho}{\sigma_{zul}}, \quad (1.2)$$

und kann umgeschrieben werden in

$$m = \frac{F l}{\sigma_{zul}/\rho}. \quad (1.2a)$$

Der Term σ_{zul}/ρ kann als Verhältnis von Festigkeit zu Gewicht angesehen werden, also als eine Art *Struktureffizienzgröße*, da eine Zunahme des Werts dieser Größe eine Abnahme der Masse zur Folge hat [101]. Die physikalischen Parameter aus Gleichung (1.2) (Kraft, Länge, Dichte und zulässige Spannung) repräsentieren das absolute Minimum an notwendigen Größen für Massenabschätzungsformeln.

Der Ansatz der Spannungsanalyse zur Bestimmung der Spannungen in einem Bauteil, dem eine Struktur mit bestimmten geometrischen Abmaßen und angreifenden Kräften zugrunde liegt, steht dem der Strukturoptimierung entgegen, bei der, ausgehend von vorgegebenen Belastungen und möglichen Restriktionen, die optimale Bauweise definiert wird. Ein nützliches Werkzeug im Bereich der Optimierung von Strukturentwürfen⁸ ist das Prinzip der Ähnlichkeitsmechanik [72]. Ursprünglich führte WAGNER [109] einen Kennwert ein, der die äußere Belastung auf die für das Tragverhalten maßgebende Länge bezieht. Durch die Einführung dieses Verhältnisses wird die Abhängigkeit von der äußeren Geometrie entkoppelt. Weitere Autoren wie COX [16], SHANLEY [101], WIEDEMANN [112] u. a. nutzen den Begriff des *Strukturkennwerts*, der die Einheit einer Spannung hat, um ein Auswahlkriterium abzuleiten.

Als Beispiel hierfür leitet COX [16] Gleichung (1.5) für einen runden Vollzylinder unter Druckbelastung her. Mit der Euler-Formel für die Beulspannung [83]

$$\sigma = \pi^2 E \left(\frac{k}{l} \right)^2, \quad (1.3)$$

wobei der Trägheitsradius k definiert ist als

$$k = \sqrt{\frac{I}{A}} = \sqrt{\frac{r^2}{4}}, \quad (1.4)$$

ergibt sich mit der Dichte ρ , dem Elastizitätsmodul E , der Belastung F und der Länge l ein Verhältnis der Spannung zur Dichte.

$$\frac{\sigma}{\rho} = \underbrace{\left(\frac{\sqrt{\pi}}{2} \right)}_S \underbrace{\left(\frac{E^{0,5}}{\rho} \right)}_M \underbrace{\left(\frac{F}{l^2} \right)}_{Sk}{}^{0,5} \quad (1.5)$$

Die Design-Variablen können in die drei Faktoren „Shape“ (S), Material (M) und Strukturkennwert (Sk) zerlegt werden. Diese Herangehensweise wird von COX [16] eingesetzt, um Design-Diagramme zu erstellen, die bei vorgegebenem Strukturkennwert die Auswahl effizienter Kombinationen

⁸Das Ziel dieser Arbeit ist die Bereitstellung einer schnell einsetzbaren Methodik, weshalb hier die numerischen Optimierungsalgorithmen nicht aufgegriffen werden.

von Form und Material für Querschnitte ohne vorgegebene geometrische Randbedingungen zulassen (siehe hierzu Anhang A.1).

SHANLEY [101] zeigt die Vorgehensweise zur Erstellung von Diagrammen für gewichtsminimale Kurven am Beispiel eines beidseitig gelagerten runden Balkens unter Druckbelastung. Die zulässige Spannung für das Beulversagen erhält man aus der Engesser-Formel [104] (siehe Gleichung (1.6)), einer Verallgemeinerung der Euler-Formel (1.3), indem durch Nutzung des Tangentenmoduls E_t Spannungen auch außerhalb des elastischen Bereichs eingeschlossen sind.

$$\sigma = \frac{\pi^2 E_t}{(l/k)^2} \quad (1.6)$$

Der Ausdruck k^2 ist durch den Querschnitt der Struktur definiert und wird durch Division mit der Querschnittsfläche in eine dimensionslose Kenngröße, den *Form-Parameter* $k_1 = k^2/A$, überführt. Durch das Ersetzen des Parameters σ_{zul} in Gleichung (1.2) durch die zulässige Spannung für Beulversagen (siehe Gleichung (1.6)), ergibt sich Gleichung (1.7), die eine Darstellung mit den identischen drei Multiplikationsfaktoren (S, M, Sk) aus Gleichung (1.5) ermöglicht und als gewichtsminimale Kurven durch Substitution konkreter Werte für die Variablen für unterschiedliche Materialien dargestellt werden kann [101].

$$\frac{m}{l^3} = \frac{1}{\pi} \underbrace{\left(\frac{1}{k_1^{0,5}} \right)}_S \underbrace{\left(\frac{\rho}{E_t^{0,5}} \right)}_M \underbrace{\left(\frac{F}{l^2} \right)^{0,5}}_{Sk} \quad (1.7)$$

ASHBY [4] entwickelt wie in Gleichung (1.9) noch im Detail hergeleitet wird, ausgehend von einer Zielfunktion und den mechanischen Grundgleichungen, eine Effizienz-Formel P („Performance“) bestehend aus drei Faktoren zur Beschreibung der Funktionsanforderung (F), der Geometrie (G) und des Materials (M). Ist eine Separierung der Funktionsvariablen in eine entkoppelte Produktdarstellung von Einzelfunktionen möglich, so ist die Wahl eines Optimums der Zielfunktion durch die Maximierung von $f_3(M)$ zu erreichen.

$$P = f(F, G, M) = f_1(F) \cdot f_2(G) \cdot f_3(M) \quad (1.8)$$

Gleichung (1.8) kann um einen Term f_4 zur Beschreibung des Querschnitts erweitert werden [4], was an dieser Stelle jedoch nicht weiter ausgeführt wird, da die betrachteten Strukturverbindungen einer axialen Zugbelastung unterliegen, für die ausschließlich die Querschnittsfläche und nicht die Form (z. B. I-Träger, T-Träger) relevant ist.

Die Massengleichung für einen auf Biegung belasteten Balken mit quadratischem Querschnitt und einer maximalen Durchbiegung δ , gibt ASHBY [4] an mit

$$m = \left(\frac{F}{\delta}\right)^{0,5} \left(\frac{12 l^5}{c_1}\right)^{0,5} \left(\frac{\rho}{E^{0,5}}\right), \quad (1.9)$$

wobei c_1 eine Konstante ist, die vom Belastungsfall und den Einspannbedingungen abhängt. Eine direkte Maximierung des Materialindex $MI = (E^{0,5}/\rho)$ minimiert die Massenzielfunktion, was in E - ρ -Diagrammen abgebildet werden kann und angepasst für die Referenzstruktur zur Materialauswahl in Abschnitt 3.1 herangezogen wird.

PASINI [72] vervollständigt die Ansätze von ASHBY [4] zu einer allgemeingültigen Methodik zur Auswahl einer gewichtsminimalen Struktur. Dazu werden dimensionslose Verhältnisse (sogenannte „shape transformers“) gebildet, welche die Formeigenschaften eines Querschnitts, bezogen auf die Envelope D eines rechteckigen Referenzkörpers, beschreiben ($\psi_A = A/A_D$, $\psi_I = I/I_D$). So zeigt Abbildung 1.1 zwei unterschiedliche Querschnitte (grau). Im linken Beispiel des elliptischen Querschnitts ist die „Shape“ S von der Envelope D verschieden. Bei dem rechteckigen Vollquerschnitt auf der rechten Seite fallen „Shape“ und Envelope zusammen ($\psi_A = 1$, $\psi_I = 1$).

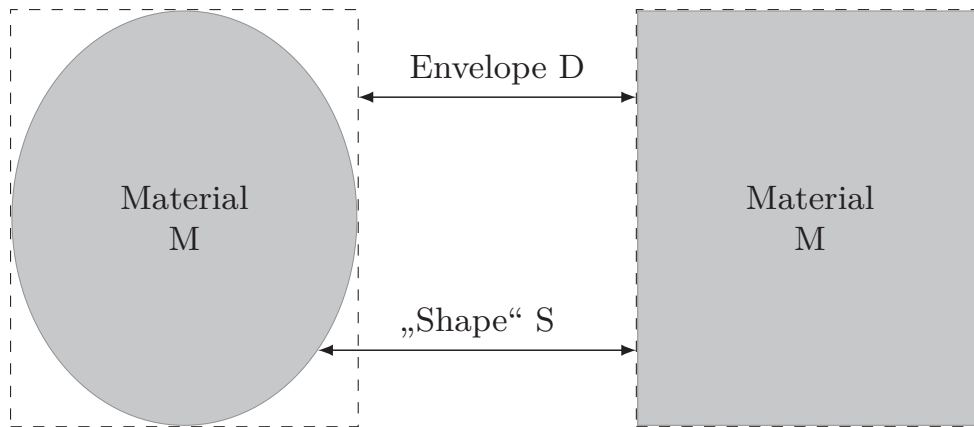


Abbildung 1.1: „Shape“ S, Envelope D und Material M für einen Querschnitt nach PASINI [72]

Ausgehend von der Massengleichung $m = \rho A l$ gibt PASINI [72] das „performance criterion“ p für einen rechteckigen Balken mit Steifigkeitsrestriktion ($12 k l^3/c_1 = \psi_I B H^3 E$) mit Gleichung (1.10) an.

$$p = \frac{1}{m} = \underbrace{\left(\frac{c_1}{12 k l^4}\right)}_F \underbrace{\left(\frac{\psi_I}{\psi_A}\right)}_S \underbrace{\left(\frac{E}{\rho}\right)}_{MI} \underbrace{(H^2)}_{D=f(MI)} \quad (1.10)$$

Es kann mittels einer grafischen Darstellung in Diagrammen direkt abgelesen werden. Dazu verwendet PASINI [72] zwei einzelne Diagramme, welche sich in einem Diagramm zusammenfassen lassen (siehe Abbildung 1.2).

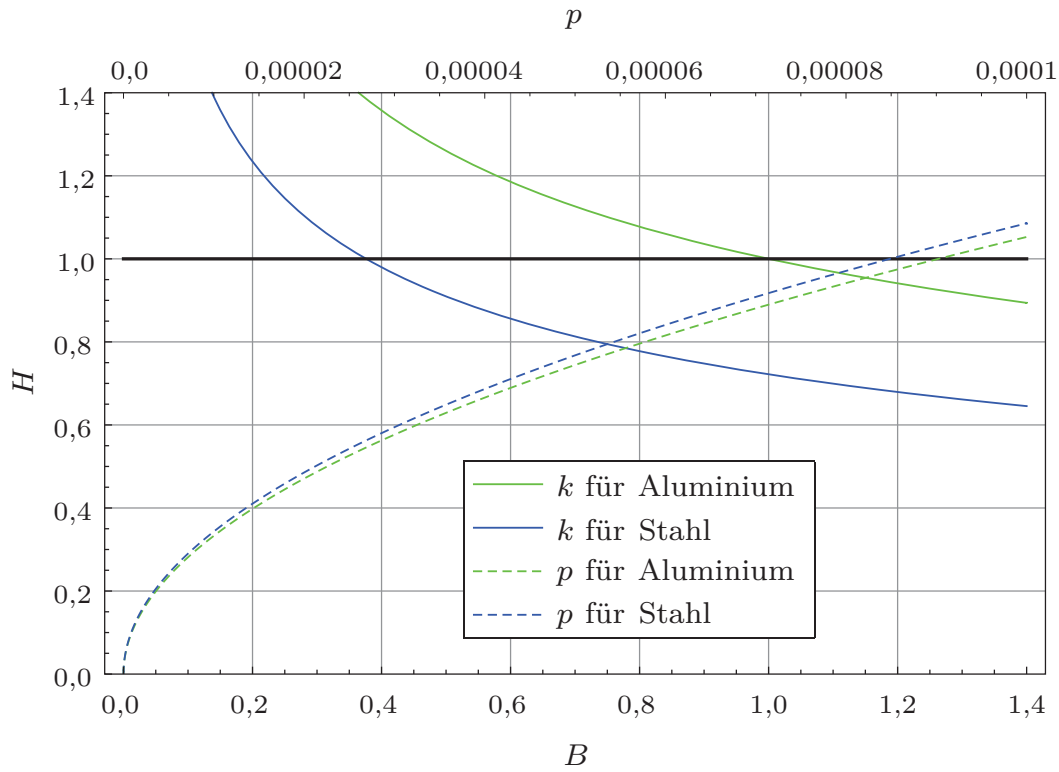


Abbildung 1.2: Diagramm zur Auswahl des Materials und der Envelope mit einer Höhenbeschränkung ($H = 1$ m) nach PASINI [72]

Die Envelope D und der Materialindex MI sind freie Variablen. In Abbildung 1.2 sind zwei Kurven des Steifigkeitskriteriums k sowie zwei Kurven des „performance criterion“ p für Aluminium und Stahl dargestellt. Für die geometrische Randbedingung $H = 1$ m ergibt sich für die beiden Materialien jeweils die entsprechende Größe für die Breite B als Schnittpunkt der Steifigkeitskurve mit der Höhenggerade (hier: $B_{\text{Aluminium}} = 1$ m, $B_{\text{Stahl}} = 0,376$ m). Für diese Envelope kann jeweils das „performance criterion“ p aus dem Schnittpunkt der Höhenggerade mit der Kurve für das „performance criterion“ p abgelesen werden. Für das gewählte Beispiel – Zahlenwerte für die Parameter werden nicht explizit angegeben, da die qualitative Aussage im Vordergrund steht – ergibt sich für den Balken aus Aluminium ein marginal höherer Wert als für die Stahlkonstruktion ($p_{\text{Aluminium}} = 9,0 \cdot 10^{-5}$, $p_{\text{Stahl}} = 8,5 \cdot 10^{-5}$), was einen Gewichtsvorteil von über sechs Prozent bedeutet.

Anhand der Gleichung (1.10) kann gezeigt werden, dass die Isolierung des Materialindex im allgemeinen Fall nicht als alleiniges Auswahlkriteri-

um für eine gewichtsminimale Betrachtung herangezogen werden darf, da nur unter den geometrischen Randbedingungen des vertikalen, horizontalen und proportionalen Skalierens die Geometrieparameter der Envelope unabhängig vom gewählten Material sind. Im dargestellten Beispiel wurde durch die Höhenbeschränkung eine horizontale Skalierung des Querschnitts beim Übergang vom Material Aluminium zum Material Stahl angesetzt, so dass das Material mit einem höheren Verhältnis von Elastizitätsmodul zu Dichte erwartungsgemäß eine geringere Masse aufweist.

Für die Skalierung eines Referenzquerschnitts (Index 0) zu einem beliebigen Querschnitt werden Multiplikatoren für die horizontale Skalierung $u = B/B_0 = b/b_0$ und für die vertikale Skalierung $v = H/H_0 = h/h_0$ angegeben. Der sogenannte „performance index“ \tilde{p} , welcher einen gewichtlichen Vergleich verschiedener Materialien für beliebiges Skalieren mit dem Exponenten $q = \frac{\ln uv}{\ln uv^3}$ zulässt, ist definiert als [72]

$$\tilde{p} = \frac{E^q}{\rho} \quad (1.11)$$

und kann zusammen mit dem Steifigkeitskriterium für die entsprechenden Materialien ebenfalls in einem Diagramm visualisiert werden (siehe Abbildung 1.3). Für eine Höhenbeschränkung mit $v = 1$ kommt der Querschnitt der Stahlkonstruktion im limitierenden Bereich für Aluminium zum Liegen (Schnittpunkt von k für Stahl mit $v = 1$), weshalb die Aluminiumkonstruktion einen gewichtlichen Vorteil von ebenfalls über sechs Prozent gegenüber der Stahlausführung aufweist ($\tilde{p}_{\text{Aluminium}} > \tilde{p}_{\text{Stahl}}$).

Die in diesem Kapitel aufgeführten Gleichungen beinhalten nach dem aktuellen Stand der Technik keine Massenzugabe aufgrund der Ineffektivität von Verbindungen im Vergleich zu ungestörten Strukturen. Eine einzige globale Konstante in der Art eines Verbindungswirkungsgrads oder die Verringerung der zulässigen Spannung bringt als allgemeiner Ansatz keine zufriedenstellenden Ergebnisse [101]. Das mögliche Gewichtseinsparungspotenzial beim Einsatz einer ungestörten Struktur oder anderer Fertigungsverfahren kann damit nicht aufgezeigt werden. Dieses Defizit bildet den Ausgangspunkt dieser Arbeit, in der eine Methodik zur analytischen Gewichtsabschätzung und Bewertung von Strukturverbindungen im Flugzeugvorentwurf entwickelt wird.

Dazu passend stammt von SHANLEY [101] der Vorschlag zur Einführung eines Faktors, der für den gewichtlichen Zuschlag von Verbindungen steht und charakterisiert ist als das Verhältnis des vergrößerten Volumens der Verbindung bezogen auf das ideale Volumen der ungestörten Struktur. Diese Herangehensweise wird ebenfalls von CAMPANILE [15] für die Bestimmung des durch Gelenke entstehenden Mehrgewichts genutzt und

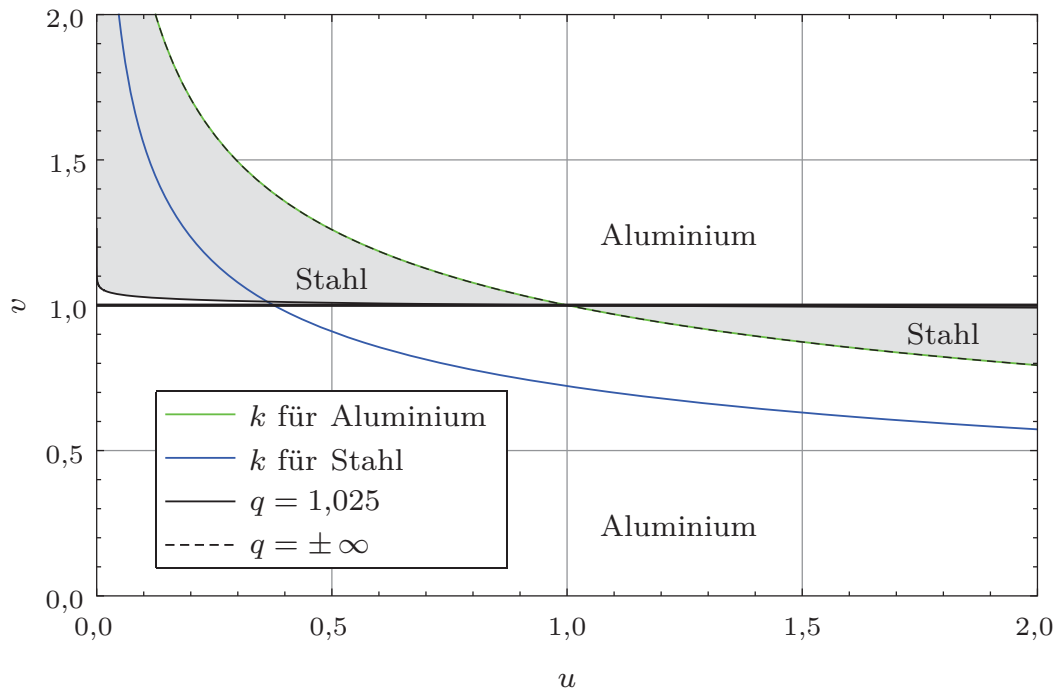


Abbildung 1.3: Diagramm zur Auswahl des Materials und der Envelope mit einer Höhenbeschränkung ($v = 1$) nach PASINI [72]

geht auf die sogenannte Verbindungszahl zurück, die erstmals von HÜTTER⁹ [38] erwähnt wird. Diese Vorgehensweise wird in dieser Arbeit erneut aufgegriffen, systematisiert und unter Verwendung moderner Informationsverarbeitung in einem Computeralgebrasystem (CAS) umfassend zu einer Methodik analytischer Gewichtsabschätzung und Bewertung von Strukturverbindungen ausgebaut.

1.3 Gliederung der Arbeit

Das Ziel dieser Arbeit ist die Herleitung von Gewichtsfunktionalen für Strukturverbindungen im Flugzeugvorentwurf mittels analytischer und darauf aufbauender dimensionsloser Ansätze, die eine Bewertung der unterschiedlichen Fügeverfahren hinsichtlich einer optimalen Konstruktion unter der Bedingung minimalen Gewichts ermöglichen. Diese Methodik garantiert damit eine präzisere Gewichtsabschätzung von strukturellen Verbindungen, woraus eine theoretisch exakt fundierte und praktisch detailliertere Gewichtsprognose im Flugzeugvorentwurf zur Verfügung steht.

⁹Prof. Dr. Ulrich W. Hütter – Lehrstuhlinhaber des Instituts für Flugzeugbau von 1965-1980 [19].

Die dabei anfallenden umfangreichen Gleichungsmanipulationen¹⁰ werden durch CAS maschinell durchgeführt.

Anhand abstrahierter Strukturmodelle werden Gewichtsfunktionen für typische Verbindungen im Flugzeugbau (z. B. Längsnähte, Quernähte) unter Einbeziehung verschiedener Materialien und Fügeverfahren (Nieten, Kleben, Schweißen) entwickelt, wobei anfänglich der klassische dimensionsbehaftete Strukturkennwert als vergleichende Größe zur Anwendung kommt. Die betrachteten Verbindungen und Fügeverfahren werden in Kapitel 2 vorgestellt sowie die analytische Vorgehensweise zur Erstellung der Gewichtsfunktionen in Kapitel 3 dargelegt.

Der Grundgedanke, eine strukture geometrisch motivierte Kenngröße zur systematischen Bewertung von Konstruktionen [90] zu nutzen, wird durch die Ähnlichkeitsmechanische Betrachtungsweise mittels des Pi-Theorems von BUCKINGHAM [14] konsequent weiterentwickelt und führt zudem zu aussagekräftigen dimensionslosen Kennzahlen für die gewichtsminimalen Funktionen der Strukturverbindungen. Die abgeleiteten dimensionslosen Kennzahlen *gewichtlicher Wirkungsgrad* und *dimensionsloses Zusatzgewicht* gewährleisten eine skalenfreie Bewertung des minimalen Verbindungsgewichts für verschiedene Belastungsbereiche, in denen abschnittsweise die definierte *Optimalfunktion* die jeweils ideale Konstruktionsform aufzeigt. Desweiteren wird durch den Übergang von der Gewichtsgleichung zur Massengleichung ein zweites Beispiel der dimensionslosen Betrachtungsweise erläutert und dem ersten Ansatz gegenübergestellt. Diese Thematik wird ausführlich in Kapitel 4 diskutiert.

Die dargestellte Herangehensweise mittels des Pi-Theorems bietet sich zudem zur Implementierung von zukünftigen Anwendungen der rechnergestützten Entwurfserzeugung und Lösungsfindung an, da über die optimale Verbindungsfunktion bereits für die herrschenden Randbedingungen *optimale*¹¹ Verbindungen regelbasiert erzeugt werden können.

Durch die Verwendung einer graphenbasierten Entwurfssprache [92, 93] können bereits in einem frühen Stadium des Entwurfs regelbasiert CAD-Daten erzeugt werden. Mittels dieser Geometrieinformationen werden exakte Massen der Strukturbauteile ermittelt, die zur quantitativen Validierung der analytischen bzw. dimensionslosen Gewichtsfunktionale verwendet werden können. Der Forschungsschwerpunkt zur Entwurfsmethodik (Ähnlichkeitsmechanik, Entwurfssprachen u. a.) der Arbeitsgruppe *Ähnlichkeitsmechanik* des Instituts für Statik und Dynamik der Luft- und

¹⁰Möglicherweise waren es in der Vergangenheit genau diese aufwendigen Gleichungsmanipulationen, die einer Einführung dieser Methodik (auch) im Wege standen, da die Analytik und die Dimensionsanalyse selbst seit langem bekannt sind.

¹¹Der zugrundegelegte Optimierungsbegriff wird in Kapitel 4 genau definiert und erläutert.

Raumfahrtkonstruktionen der Universität Stuttgart dient deshalb als Anknüpfungspunkt für eine Zusammenarbeit in diesem Bereich, aus der dann folgerichtig gemeinsame Veröffentlichungen [9, 10, 11, 92] und gemeinsam betreute Studien- und Diplomarbeiten [27, 55] hervorgegangen sind.

Beispiele für den Aufbau einer detaillierten Metallrumpfstrukturgeometrie zur Veranschaulichung einer Umsetzung mittels Entwurfssprachen sowie die Erzeugung von Längs- und Quernähten für eine Validierung der dimensionslosen Gewichtsfunktionen unter Berücksichtigung von Fertigungsrandbedingungen werden in Kapitel 5 dargestellt. Abschließend folgt in Kapitel 6 eine zusammenfassende Betrachtung der Gesamtmethodik sowie ein kurzer Ausblick zu weiteren Möglichkeiten der Ausgestaltung dieses Forschungsansatzes im Bereich des Flugzeugvorentwurfs.