



Leseprobe

Handbuch der Luftfahrzeugtechnik

Herausgegeben von Cord-Christian Rossow, Klaus Wolf, Peter Horst

ISBN (Buch): 978-3-446-42341-1

ISBN (E-Book): 978-3-446-43604-6

Weitere Informationen oder Bestellungen unter

<http://www.hanser-fachbuch.de/978-3-446-42341-1>

sowie im Buchhandel.

- $n_V = -1$: herkömmlicher Propellerantrieb,
- $n_V = 0$: (Einkreis-)Strahltriebwerk im Unterschall, Raketenantrieb,
- $n_V > 0$: Strahltriebwerk bereichsweise im Überschall, Staustrahlantrieb.

Der Luftdichteexponent n_ρ , der auch die höhenbedingte Temperaturänderung berücksichtigt, liegt für luftatmende Antriebsarten im Höhenbereich zwischen 0 und 11 km etwa bei 0,7 ... 0,8. Im Höhenbereich zwischen 11 km und 20 km kann $n_\rho = 1$ aufgrund von $T = \text{const}$ gesetzt werden.

Mit dem Schubansatz nach Gleichung (3.1.25) lässt sich eine antriebspezifische Kenngröße für die Leistungsfähigkeit eines Triebwerks einführen, die gegeben ist durch die folgende Beziehung:

$$L = F/V^{n_V} \quad (3.1.26)$$

Unter Verwendung von Gleichung (3.1.25) gilt dann:

$$L = \left(\frac{\rho}{\rho_1} \right)^{n_\rho} L_1 \quad (3.1.27)$$

Diese Beziehung zeigt, dass mit L eine Triebwerksgröße eingeführt wurde, bei der der Geschwindigkeitseinfluss nicht mehr explizit auftritt. Eine physikalische Deutung der Leistungsgröße L ist unmittelbar nur in den Fällen $n_V = -1$ und $n_V = 0$ möglich, wo sie der Antriebsleistung P bzw. dem Schub F entspricht.

Auch im Hinblick auf den spezifischen Verbrauch kann eine Verallgemeinerung eingeführt werden, wenn man dabei die Triebwerksleistungsgröße L als Bezugswert verwendet. Dann gilt:

$$b_{n_V} = \dot{m}_B / L \quad (3.1.28)$$

Mit der Einführung von L steht eine triebwerksspezifische Größe zur Verfügung, die eine einheitliche Beschreibungsmöglichkeit für unterschiedliche Antriebsarten erlaubt. Damit werden auch vergleichende Bewertungen erleichtert. Weiterhin ist es möglich, Ergebnisse in expliziter Form herzuleiten und dadurch einen umfassenderen Einblick in die Flugleistungen von Luftfahrzeugen zu gewinnen.

3.1.5 Stationäre Flugzustände

Die Betrachtung der Flugleistungen ist mit einem Massenpunktmodell des Flugzeugs möglich, das es erlaubt, nur mit den Kraftgleichungen zu arbeiten. Nachfolgend werden stationäre Flugzustände untersucht, wobei insbesondere die aus der Sicht der Flugleistungen bestmöglichen Werte und die zugehörigen Optimalbedingungen von Interesse sind.

3.1.5.1 Gleitflug und seine Bedeutung für die aerodynamische Konfiguration des Flugzeugs

Ausgangspunkt der Betrachtung ist der **Gleitflug**, d. h. der Flug ohne Antrieb. Der Gleitflug ist für Segelflugzeuge essentiell, während er für Flugzeuge mit Antrieb als Notfall nach Ausfall aller Triebwerke bedeutsam ist. Im vorliegenden Kontext wird diesem Flugmodus noch eine weitergehende Bedeutung zugemessen, denn damit kann die Bedeutung der **aerodynamischen Konfiguration** des Flugzeugs auf direkte Weise aufgezeigt werden, die dann auch für Flüge mit Antrieb zutrifft. Dies gilt insbesondere für optimale Flugzustände und die damit erzielbaren bestmöglichen Flugleistungswerte.

Für das Kräftegleichgewicht im Gleitflug gilt (Bild 3.1.5):

$$W + m g \sin \gamma = 0, \quad A - m g \cos \gamma = 0 \quad (3.1.29)$$

Der Bahnneigungswinkel, der definitionsgemäß nach oben positiv gezählt wird, bestimmt sich unter Berücksichtigung von Gleichung (3.1.29) aus:

$$\tan \gamma = -C_W / C_A \quad (3.1.30)$$

Der Betrag dieses Terms wird als **Gleitzahl** ε bezeichnet, d. h., es gilt:

$$\varepsilon = C_W / C_A \quad (3.1.31)$$

Diese Größe gibt an, um welche Höhendifferenz ein Flugzeug sinkt, wenn es im Gleitflug eine bestimmte Horizontalflugstrecke zurücklegt. Sie ist, wie aus Gleichung (3.1.31) ersichtlich ist, unabhängig vom Gewicht des Flugzeugs und allein durch die aerodynamische Konfiguration bestimmt.

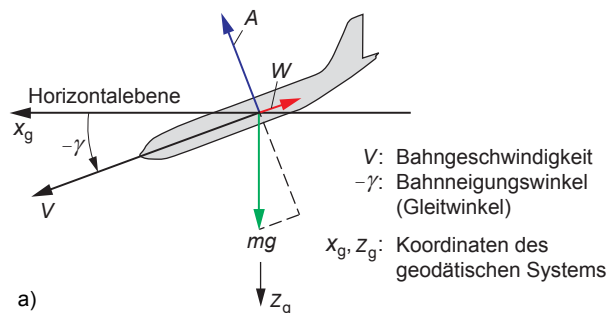


Bild 3.1.5: Gleitflug. a) Kräftegleichgewicht, b) Hochleistungs-Segelflugzeug DG-300 im Gleitflug.

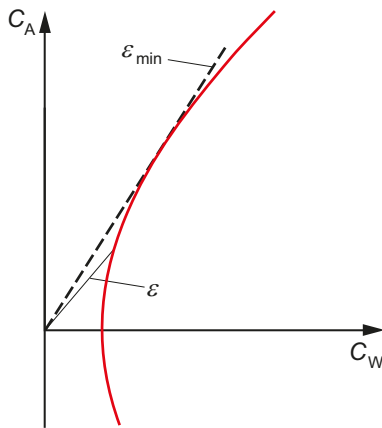


Bild 3.1.6: Gleitzahl und Polare.

Die Gleitzahl lässt sich dementsprechend unmittelbar im Polarendiagramm darstellen (Bild 3.1.6).

Aus Bild 3.1.6 geht auch der optimale Flugzustand bezüglich des Gleitwinkels bzw. der Gleitzahl hervor, bei dem ε seinen Minimalwert $\varepsilon_{\min}$ annimmt. Dieser ist durch die Tangente an die Polare bestimmt. Der Flug mit $\varepsilon_{\min}$ kennzeichnet denjenigen Gleitflug, bei dem die größte Reichweite erzielbar ist. Für die minimale Gleitzahl gilt bei symmetrischer Polare:

$$\varepsilon_{\min} = 2 \sqrt{C_{W0}} k \quad (3.1.32)$$

Die zugehörigen optimalen Beiwerte von Auftrieb und Widerstand (C_A^* und C_W^*) bestimmen sich zu:

$$C_A^* = \sqrt{C_{W0}/k}, \quad C_W^* = 2 C_{W0} \quad (3.1.33)$$

Entsprechend erhält man für die **optimale Fluggeschwindigkeit** V^* bei der normalerweise erfüllten Beziehung $\varepsilon_{\min}^2 \ll 1$ den folgenden Ausdruck:

$$V^* = \sqrt{\frac{2 m g}{C_A^* \rho S}} \quad (3.1.34)$$

Für die **Sinkgeschwindigkeit** w gilt:

$$w = -V \sin \gamma \quad (3.1.35)$$

Mit Gleichung (3.1.30) lässt sich dafür auch schreiben (symmetrische Polare):

$$w = \sqrt{\frac{2 m g}{\rho S}} \frac{C_W}{(C_A^2 + C_W^2)^{3/4}} \quad (3.1.36)$$

Der optimale Flugzustand bezüglich der Sinkgeschwindigkeit ist durch den Flug mit $w_{\min}$ gegeben. Er kennzeichnet denjenigen Gleitflug, bei dem die zeitliche Höhenänderung minimal ist und sich das Flugzeug dementsprechend bei

gegebenem Höhenintervall am längsten in der Luft halten kann.

Für die minimale Sinkgeschwindigkeit und die zugehörigen Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte erhält man unter der Voraussetzung $\varepsilon_{\min}^2 \ll 1$ aus Gleichung (3.1.36):

$$w_{\min} = \sqrt{\frac{2 m g}{\rho S}} \frac{4 C_{W0}}{(3 C_A^{*2} + 16 C_{W0}^2)^{3/4}} \quad (3.1.37)$$

$$(C_A)_{w_{\min}} = \sqrt{3} C_A^*; \quad (C_W)_{w_{\min}} = 4 C_{W0}$$

3.1.5.2 Horizontalflug

Für das Kräftegleichgewicht im Horizontalflug, das gegenüber dem Fall des Gleitfluges um den Schub F zu erweitern ist, gilt mit $\gamma = 0$ und unter der Voraussetzung kleiner Schub-Anstellwinkel $\alpha_F \ll 1$ (Bild 3.1.7):

$$\begin{aligned} F - W &= 0 \\ A - m g &= 0 \end{aligned} \quad (3.1.38)$$

Auftriebsgleichung und Fluggeschwindigkeit

Aus dem Zusammenhang von Auftrieb und Gewicht – Gleichung (3.1.38) – ergibt sich für die **Fluggeschwindigkeit**:

$$V = \sqrt{\frac{2 m g}{C_A \rho S}} \quad (3.1.39)$$

Diese Beziehung besagt, dass die Geschwindigkeit über den Auftriebsbeiwert gesteuert werden kann. Weiter folgt aus Gleichung (3.1.39), dass die Beschränkung des maximalen Auftriebsbeiwertes, $C_{A_{\max}}$ (Bild 3.1.2), die minimale Geschwindigkeit bestimmt, die im aerodynamisch getragenen Flug möglich ist. Für die **Minimalgeschwindigkeit** gilt:

$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2 m g}{C_{A_{\max}} \rho S}} \quad (3.1.40)$$

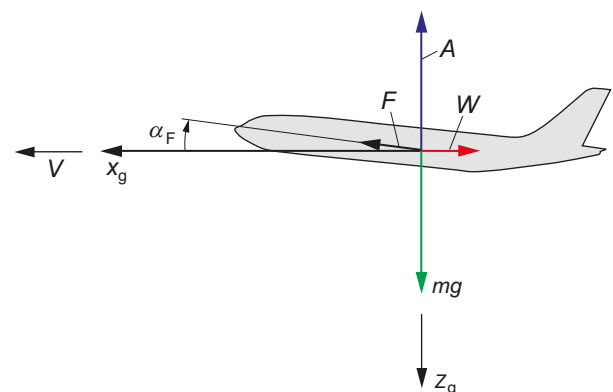


Bild 3.1.7: Horizontalflug.

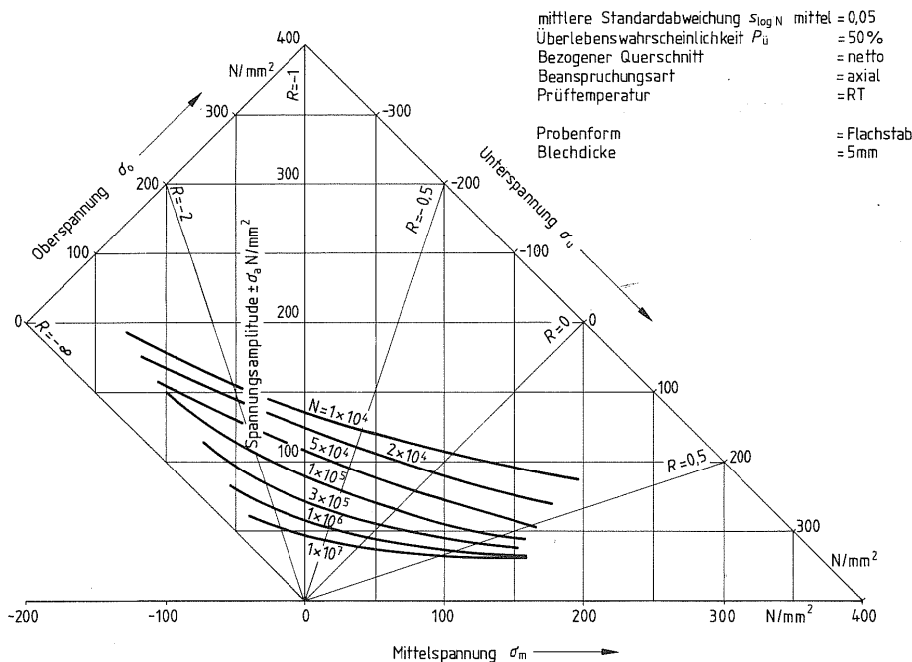


Bild 4.1.4: Zeitstandschaubild für Bleche aus 2024 T3 unclad mit einer Formzahl $\alpha_k = 3,6$ [aus 4.1.1].

Titanlegierungen

Titanlegierungen werden – schon wegen des Preises – nur an besonderen Stellen eingesetzt. Bei modernen Flugzeugen liegt der Masseanteil bei wenigen Prozent. Allerdings steigt dieser Anteil infolge der guten Verträglichkeit mit kohlefaserverstärkten Materialien bei neuen Flugzeugtypen stark an. Typische Beispiele der Anwendung bei konventionellen Flugzeugen sind das Fahrwerk oder hochbelastete Augen. Titanlegierungen werden je nach Gefüge in α -, β -, und $\alpha\beta$ -Titan unterschieden. Die im Flugzeugbau am häufigsten eingesetzte Legierung ist **Ti-6Al-4V**, ein $\alpha\beta$ -Titan mit einer Bruchfestigkeit von ca. 1130 MPa (Herstellerangabe). Die Dichte beträgt ca. 4400 kg/m³, der E-Modul 110 GPa. Damit liegt das Verhältnis E/ρ minimal niedriger als bei Aluminium und Stahl. Moderne Titanlegierungen sind z. B. Ti-5Al-5V-5Mo-3Cr. Hier können noch bessere Festigkeiten bei statischer Belastung und auch bei Ermüdungsbelastung erreicht werden.

4.1.2 Faserverbundwerkstoffe

Helmut Schürmann

4.1.2.1 Historie und Charakterisierung

Schon in den Anfängen der Luftfahrt wurde die Idee geboren, Faserverbunde in tragenden Strukturen eines Flugzeugs einzusetzen. R. Kemp meldete 1916 ein Patent an, demzufolge Asbest und Papier als Fasermaterial und Phenolharz als Matrixsystem für Komponenten wie Rip-

pen, Propeller usw. Anwendung finden sollten. Insgesamt versprach er sich von der Faserverbundtechnologie Kosten- und Zeiteinsparungen sowie eine gesteigerte Dauerhaftigkeit der Bauteile.

Der eigentliche Durchbruch der **Faser-Kunststoff-Verbunde** (FKV) begann in den 50er-Jahren des 20. Jahrhunderts. Erst zu dieser Zeit standen die geeigneten Ausgangswerkstoffe (Glasfasern und ungesättigte Polyester- sowie Epoxidharze) in hoher Qualität zur Verfügung. Der Einstieg der Faserverbunde in den Flugzeugbau verlief in Deutschland über den Segelflugzeugbau. Das weltweit erste Flugzeug, das vollständig aus FKV gefertigt wurde, war das Segelflugzeug **Phönix**. Von H. Nägele entwickelt und gebaut, machte es seinen Erstflug am 27.11.1957. Die Studenten der Akademischen Fliegergruppen an den Technischen Hochschulen in Deutschland griffen den neuen Werkstoff auf, da er die notwendige Oberflächengüte für die neuen leistungsfähigen **Laminarprofile** ermöglichte. Diese Studentengeneration leistete umfangreiche Pionierarbeit. Sie ermittelte die bis dato unbekannten Werkstoffkennwerte und entwickelte neue, dem Werkstoff angepasste Bauweisen. Viele der frühen Konzepte werden auch heute noch im Leicht- und Segelflugzeugbau angewendet.

Eine entscheidende Voraussetzung für den FKV-Einsatz in höchstbelasteten Strukturbauteilen war die Entwicklung der **Kohlenstofffaser**, die in den 1970er-Jahren auf dem Markt kam. Die bis dahin vorherrschenden Glasfaserverbunde (GFK) verfügten zwar über sehr gute Festigkeiten, allerdings führte ihre geringe Steifigkeit bei schlanken Strukturen zu großen Verformungen. Die weltweit erste Großstruktur aus Kohlenstofffaser-Kunststoff-Verbund



Bild 4.1.5: Doppelsitziges Segelflugzeug SB 10, entwickelt und gebaut von der Akademischen Fliegergruppe Braunschweig.

(CFK) wurde von Studenten der Akaflieg Braunschweig erbaut, das Flügelmittelstück des Segelflugzeugs **SB 10**, des mit 29 m Spannweite für Jahrzehnte größten und leistungsfähigsten Segelflugzeugs der Welt (Bild 4.1.5).

Der Großflugzeugbau übernahm viele Technologien, Halbzeugentwicklungen und Bauweisen des Segelflugzeugbaus. Vorreiter wurden der Militärflugzeugbau und insbesondere der Hubschrauberbau. So wurde im Laufe der Zeit die Rotortechnologie durch die Entwicklung zuerst des gelenk- und später des lagerlosen Rotorkopfs revolutioniert. Die Substitution von Aluminium-Komponenten durch Faser-Kunststoff-Verbunde erfolgte sehr systematisch. Zuerst wurden Verkleidungsteile, später Sekundärstrukturen ersetzt, z. B. 1972 die Vorderkanten des Seitenleitwerks des **Airbus A300B**. Nachdem genügend Langzeiterfahrungen vorlagen, folgten Primärstrukturen, z. B. das Seitenleitwerk des **Airbus A310** (1987). Die Entscheidung der Großflugzeugbauer **Boeing** und **Airbus**, Rumpf und Tragflächen der **Boeing 787** bzw. des **Airbus A350** aus CFK zu fertigen, kann als weitgehender Durchbruch der Faserverbundtechnologie im Flugzeugbau bewertet werden. Faserverbundstrukturen beim **Airbus A380** zeigt (Bild 4.1.6).

Faser-Kunststoff-Verbunde weisen eine Reihe von Vorteilen auf:

- Sie besitzen die Charakteristika eines idealen Leichtbauwerkstoffs, nämlich hohe spezifische Steifigkeit E/ρ und Festigkeit R/ρ . Bei ausschließlicher Werkstoffsubstitution von Al-Strukturen lässt sich eine Massereduzierung von etwa 15 % erzielen.
- Erwähnenswert ist insbesondere die herausragende Ermüdungsfestigkeit von CFK. Hierzu tragen zum einen die hochfesten Fasern bei, zum anderen hemmt die Aufteilung des Querschnitts in eine Vielzahl von Fasern den Rissfortschritt. Risse werden immer wieder an Einzelfasern gestoppt, können also nicht zügig durch eine FKV-Struktur wachsen.
- Die ausgezeichnete Korrosionsbeständigkeit sowohl der Fasern als auch der Kunststoffmatrix mindert weitgehend die Korrosionsprobleme und reduziert in Folge auch den Wartungsaufwand. Diese Eigenschaft – in Kombination mit den hohen Festigkeiten – wird insbesondere im Rohrleitungs- und Behälterbau, aber auch im Bootsbau genutzt.
- Geschätzt werden die freie Formgebung und damit die bessere Anpassung an aerodynamische Erfordernisse, die Möglichkeit sehr glatte Oberflächen zu erzeugen, sowie die Möglichkeit, viele Einzelkomponenten in einem Strukturbauteil zu vereinen (**Integralbauweise**).
- Die elektrischen Eigenschaften sind vom Isolator (GFK) bis zum Leiter (CFK) einstellbar.
- Hochbelastbare Prototypen und Kleinserien lassen sich rasch mit einfachsten handwerklichen Mitteln herstellen.

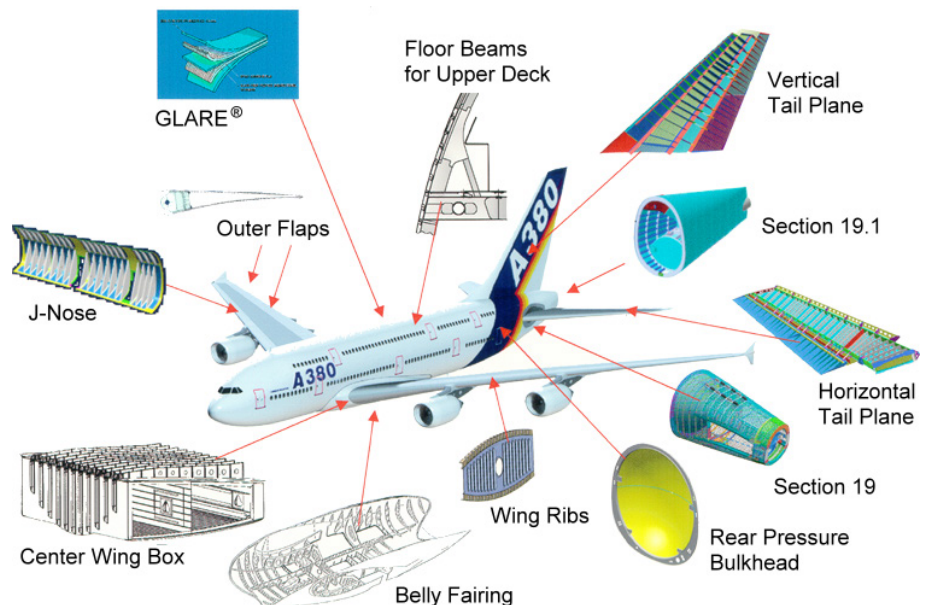


Bild 4.1.6: Faserverbundstrukturen im Airbus A380.