



## Lösung Flugmechanik mit Labor (FML) WS 16/17

Datum: 17.01.2017

### 1. Klausurteil

(keine Hilfsmittel - 40 Minuten - 27 Punkte)

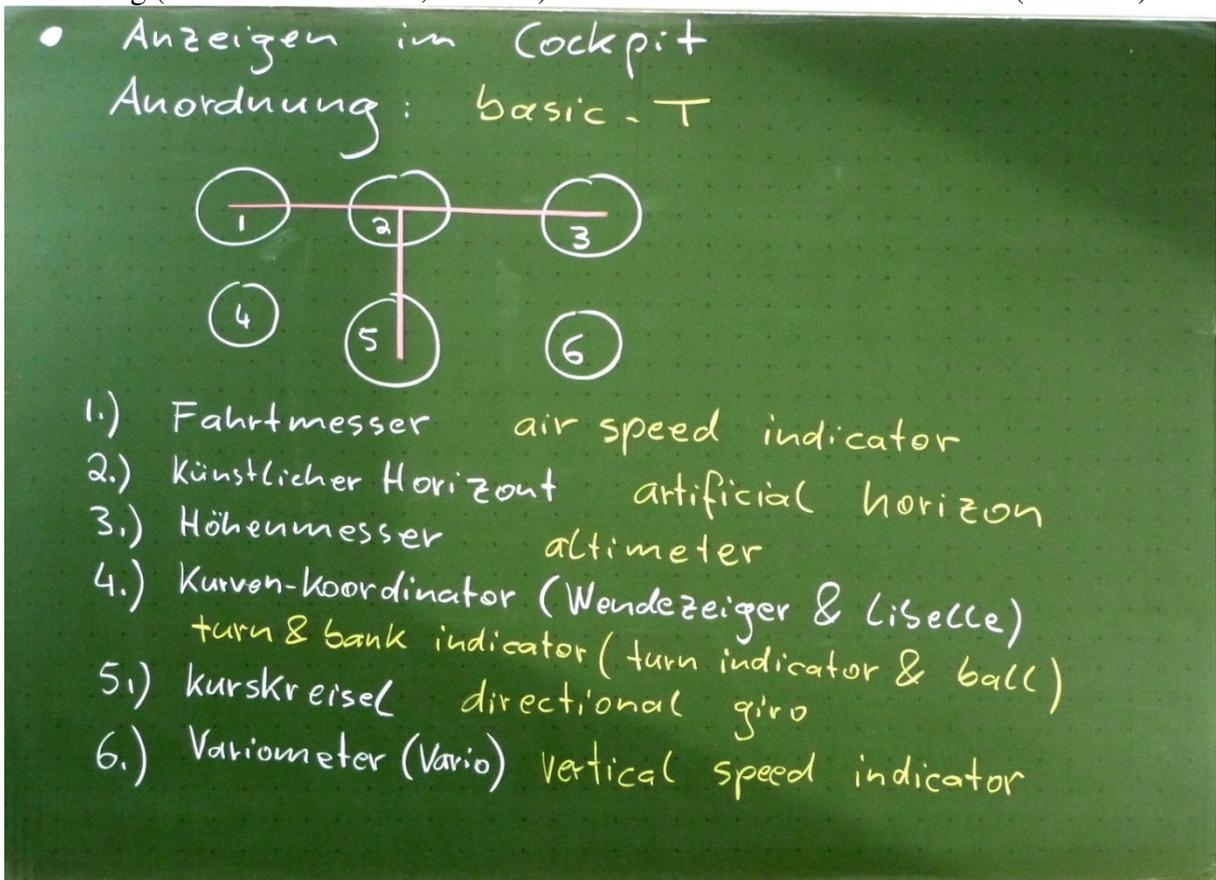
1.1) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung folgender Luftfahrtausdrücke in englischer Sprache! Schreiben Sie so deutlich, dass ich die korrekte Rechtschreibung beurteilen kann! (3 Punkte)

- |                                  |                                    |
|----------------------------------|------------------------------------|
| 1. Äquivalentgeschwindigkeit     | equivalent airspeed                |
| 2. Bruchlast                     | ultimate load                      |
| 3. Reiseflug                     | cruise (flight)                    |
| 4. Dienstgipfelhöhe              | service ceiling                    |
| 5. Drehrate                      | turn rate                          |
| 6. festes Ruder                  | stick fixed                        |
| 7. Fortschrittsgrad              | advance ratio                      |
| 8. Gegenwind                     | headwind                           |
| 9. Geschwindigkeit über Grund    | ground speed                       |
| 10. Höchstflugdauer              | endurance                          |
| 11. Höhenleitwerksvolumenbeiwert | horizontal tail volume coefficient |
| 12. Normalnull                   | mean sea level                     |

1.2) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung folgender Luftfahrtausdrücke in deutscher Sprache! (3 Punkte)

- |                                  |  |
|----------------------------------|--|
| 1. aircraft performance          | Flugleistung                           |
| 2. descending flight             | Sinkflug                               |
| 3. equation of motion            | Bewegungsgleichung                     |
| 4. fin                           | Seitenflosse                           |
| 5. flying wing                   | Nurflügler                             |
| 6. gust                          | Böe                                    |
| 7. height                        | Höhe (über Grund)                      |
| 8. level flight                  | Horizontalflug                         |
| 9. longitudinal static stability | statische Stabilität der Längsbewegung |
| 10. piston                       | Kolben                                 |
| 11. screen height                | Hindernishöhe                          |
| 12. static margin                | Stabilitätsreserve                     |

1.3) Skizzieren Sie die Anordnung der 6 wichtigsten Instrumente im Cockpit in der klassischen Anordnung (The Basic Six-Pack; Basic-T) und benennen Sie die Instrumente! (3 Punkte)



1.4) "The calculated minimum safe altitudes/heights must be adjusted when the ambient temperature on the surface is much lower than that predicted by the standard atmosphere. In such conditions, an approximate correction is 4 per cent height increase for every 10°C below standard temperature as measured at the altimeter setting source." ICAO PANS OPS (Doc 8168). Als Gleichung:  $h_{true} = h_{QNH} + h_{QNH} \cdot 0,04 \cdot (t - t_{ICAO}) / 10^{\circ}C$

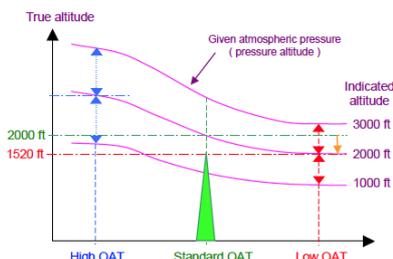
- a) Berechnen Sie danach die wahre Höhe für  $h_{QNH} = 5000$  ft bei  $-25^{\circ}C$  in Meereshöhe!
- b) Erklären Sie, warum hier eine Korrektur erforderlich ist!

a)  $h_{true} = h_{QNH} + h_{QNH} \cdot 0,04 \cdot (t - t_{ICAO}) / 10^{\circ}C$

$h_{true} = 5000 \text{ ft} + 5000 \text{ ft} \cdot 0,04 \cdot (-25^{\circ}C - 15^{\circ}C) / 10^{\circ}C$

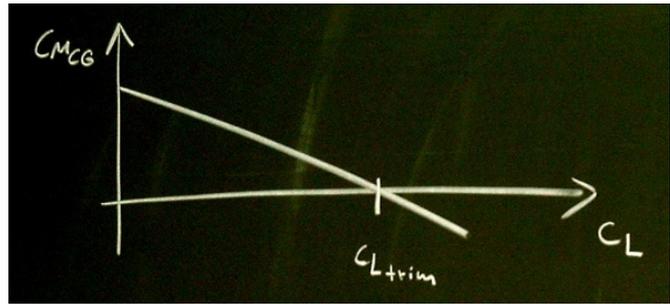
$h_{true} = 5000 \text{ ft} + 5000 \text{ ft} \cdot (-0.16) = 4200 \text{ ft}$

- b) Mit sinkender Temperatur zieht sich die Luftsäule zusammen (siehe Bild). Die wahren Höhen sind dann geringer als angezeigt.



Quelle: [http://www.skybrary.aero/index.php/Altimeter\\_Temperature\\_Error\\_Correction](http://www.skybrary.aero/index.php/Altimeter_Temperature_Error_Correction)

- 1.5) Gegeben ist das Diagramm (rechts) für ein Flugzeug. Was passiert, wenn das zunächst ausgetrimmte Flugzeug durch Kraftstoffverbrauch leichter wird? Bitte Begründen Sie Ihre Antwort!



Flugzeug leichter =>  $C_L$  wird kleiner =>  $C_{M,CG}$  wird positiv => hecklastig => Flugzeug geht in den Steigflug => Flugzeug wird langsamer und erreicht wieder seinen ausgetrimmten Zustand.

- 1.6) Wie ist der Fortschrittsgrad definiert?

$$J = V / (n \cdot D)$$

$V$  Fluggeschwindigkeit  
 $n$  Propellerdrehzahl  
 $D$  Propellerdurchmesser

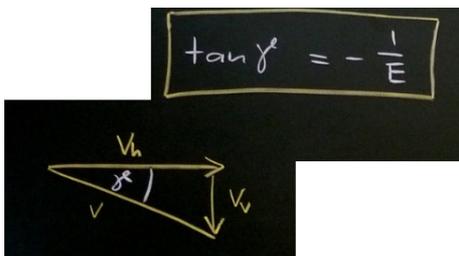
- 1.7) Ein Festpropeller ist ausgelegt für einen Schnellflug mit 140 kt und einer Drehzahl 2400 1/min. Daraus ergibt sich ein Propellerwirkungsgrad von 0,8. Welchen Propellerwirkungsgrad erhält man, wenn ein ganz langsamer Reiseflug gewählt wird mit 70 kt, der eine Drehzahl von 1200 1/min erfordert?

Der Fortschrittgrad  $J$  bleibt gleich (s.o.) und damit auch der Propellerwirkungsgrad von 0,8.

- 1.8) Auf einem Flug (mit einem A320) sitzen Sie in der Nähe des Flügels und beobachten ein Pendel (irgend ein kleiner Gegenstand am Faden), das Sie im Sitz sitzend vor sich halten. Jetzt fliegt das Flugzeug zunächst eine Kurve nach links und dann nach rechts mit beachtlich hohem Rollwinkel (wie ein Blick aus dem Fenster bestätigt). Welche Bewegung macht das Pendel? Erklären Sie!

Generell werden Kurven durch den "richtigen" Einsatz des Seitenruders als sogenannte koordinierte Kurven geflogen. Das Scheinlot behält seine flugzeugfeste Lage bei. Die Kurve wird ohne Schiebewinkel geflogen. Bei den Airbus Flugzeugen mit Fly-By-Wire (FBW) wird dies durch die Flugsteuerungscomputer automatisch sichergestellt. Das Pendel behält also während des Manövers seine Lage bei.

- 1.9) Ein Flugzeug sinkt im Gleitflug mit 5 m/s bei einer (wahren) Fluggeschwindigkeit von 100 kt. Berechnen Sie die Gleitzahl!



$$100 \text{ kt} \approx 50 \text{ m/s}$$

$V_v$  Sinkfluggeschwindigkeit ist negativ

$$V \approx V_h$$

$$E \approx -V / V_v = 50/5 = 10$$

- 1.10) Wie viel Minuten beträgt die Steigzeit bis zur absoluten Gipfelhöhe (12500 ft) eines kleinen Flugzeugs?

Die Steigzeit bis zur absoluten Gipfelhöhe dauert immer unendlich viele Minuten.

1.11) Wodurch ist in der Praxis die Flughöhe eines Passagierflugzeugs begrenzt? (Auftrieb, Schub, ...) Begründen Sie!

Die Flughöhe ist begrenzt durch die Festigkeitsauslegung des Druckrumpfes. Wenn die Flughöhe durch den Auftrieb oder den Schub begrenzt wäre, dann hätte man den Druckrumpf zu schwer ausgelegt und keinen optimierten Leichtbau erreicht.

1.12) Wie ist die Dienstgipfelhöhe bei einem Jet definiert?

In der Dienstgipfelhöhe bei einem Jet ist die Steiggeschwindigkeit auf 500 ft/min abgefallen.

1.13) Der Kurvenflug ist durch die Zentripetalkraft geprägt, die ausgedrückt wird z. B. durch  $mV^2/r$  oder  $mr\Omega^2$ .  $r$  ist dabei der Kurvenradius. Welche Darstellung der Zentripetalkraft ermöglicht eine Schreibweise, die ohne Kenntnis des Kurvenradius auskommt?

Die Darstellung der Zentripetalkraft als  $mV\Omega$  kommt ohne Kenntnis des Kurvenradius aus.

1.14) Nennen Sie den wichtigsten Vor- und Nachteil eines Entenflugzeugs!

Wichtigste Vorteile:

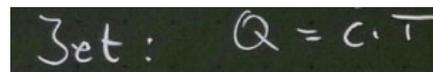
- Das horizontales Leitwerk produziert Auftrieb (statt Abtrieb, beim Drachen).
- Das Flugzeug wird so ausgelegt, dass das Entenleitwerk zuerst überzieht. Dadurch wird das Flugzeug kopflastig und nimmt wieder vermehrt Geschwindigkeit auf. Man sagt, das Entenflugzeug kann nicht überzogen werden, weil der Flügel immer Auftrieb behält.

Wichtigste Nachteile:

- Der Schwerpunkt darf nur in engen Grenzen wandern.
- Landeklappen am Flügel erfordern auch Landeklappen am Leitwerk (oder ein Leitwerk mit variabler Pfeilung, oder ...)
- Der Flügel liegt in der gestörten Strömung des Nachlaufs des Entenleitwerks.

1.15) Nennen Sie die Grundgleichung des schubspezifischen Kraftstoffverbrauchs!

$$SFC_T: \quad c = Q / T \quad [\text{kg}/(\text{Ns})]$$



$SFC_T$  Thrust Specific Fuel Consumption  
 $Q$  fuel flow [kg/s]  
 $T$  thrust

## Fragen zur Vortragsreihe

1.16) Was soll ausgesagt werden durch: "Wind tunnel and CFD complement each other."?

Bedeutung: to complement each other = sich ergänzen.

Wind tunnel strengths (ETW):

- Real flow about complex configurations at flight Reynolds numbers
- High productivity as soon as the test is set up
- Risks mitigation (real absolute values)

CFD strengths:

- Responsive to shape changes (not necessarily absolute values)
- Detailed flow field insights

1.17) Ergänzen Sie den folgenden Satz! IATA (and ATAG) want to achieve zero emission growth from 2020 onwards. This is only possible with ...

... with carbon offset schemes

Background: Carbon offsetting is a way to "neutralize" aircraft's carbon emissions by investing in carbon reduction projects.

1.18) "We have not One but Three Issues!" Welche drei großen Herausforderungen der Menschheit wurden im Vortrag angesprochen? Welche davon wird meistens diskutiert und welche muss am dringenden gelöst werden?

Die drei großen Herausforderungen der Menschheit (die im Vortrag angesprochen wurden) sind nach Dringlichkeit in dieser Reihenfolge zu sehen und erfordern in dieser Reihenfolge eine Lösung:

- 1.) water (mostly stored in ice)
- 2.) energy
- 3.) CO2 (causes global warming)

Am meisten wird von diesen drei Herausforderungen jedoch über CO2 geredet. (Möglicherweise werden die Prioritäten von den Verantwortlichen nicht richtig gesetzt!?)

1.19) Welche Idee steckt hinter dem Vorschlag: "Horizontal Wing Tip Extension on A320 as Option"?

Die Idee<sup>1</sup> besteht darin, aufbauend auf den Sharklets<sup>2</sup> der A320 deren Masse und die vorhandene Flügelverstärkung (wegen dem erhöhten Flügelbiegemoment) zu nutzen für eine horizontale (statt einer vertikalen) Vergrößerung des Flügels und dies den Kunden als weitere Option anzubieten.

Hintergrund<sup>3</sup>: Bei einer horizontalen Vergrößerung des Flügels (Erhöhung der Spannweite) würden die 2,5 m des Sharklets horizontal eingesetzt. Diese Spannweitenvergrößerung wäre so wirksam, wie ein Sharklet von mehr als 7 m Höhe! Durch die Sharklets kann der induzierte Widerstand um ca. 10 % gesenkt werden, der gesamte Widerstand um etwa 5 %. Airbus spricht von 3,5 % Kraftstoffeinsparung auf längeren Flügen. Bei der Spannweitenvergrößerung würde der induzierte Widerstand um etwa 30 % sinken und der gesamte Widerstand um etwa 15 %! Das Flugzeug würde einen ICAO Aerodrome Reference Codes D (statt C) erhalten, würde aber am Flughafen

<sup>1</sup> [http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/dgldr/hh/text\\_2016\\_10\\_25\\_TheFutureOfAviation.pdf](http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/dgldr/hh/text_2016_10_25_TheFutureOfAviation.pdf)

<sup>2</sup> [https://en.wikipedia.org/wiki/Airbus\\_A320neo\\_family#Sharklets](https://en.wikipedia.org/wiki/Airbus_A320neo_family#Sharklets)

<sup>3</sup> [http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/OPerA/OPerA\\_PRE\\_DLRK\\_12-09-10\\_MethodOnly.pdf](http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/OPerA/OPerA_PRE_DLRK_12-09-10_MethodOnly.pdf)

(zähneknirschend) trotzdem abgefertigt werden. Dies sogar bei gleichen Landegebühren, die abhängig sind vom (hier: gleichbleibenden) MTOW.

1.20) Die Einführung der Wasserstofftechnologie in der Luftfahrt würde erhebliche Investitionen erfordern und kommt daher nicht voran. Durch welche Idee könnte man zumindest durch geschickten Flugzeugentwurf die Investitionskosten senken?

Die Idee<sup>1</sup> besteht darin, einen vorhandenen längeren Rumpf (z. B. A321) zu nutzen (stretched version), das Flugzeug aber nur mit der Kabine der Standardversion (z. B. A320) oder (falls notwendig) der verkürzten Version (shrink) auszustatten (z. B. A319) und in den verbleibenden Raum die Wasserstofftanks einzubauen. Dadurch müsste nicht ein komplett neues Flugzeug entworfen werden. Vielmehr könnte das neue Wasserstoffflugzeug auf ein existierendes Flugzeugmuster und existierende Fertigungsverfahren und -mittel zurückgreifen. Dies würde gegenüber einem Neuentwurf die notwendigen flugzeugseitigen Investitionskosten deutlich senken.

1.21) Die Triebwerke der A380 sind noch gar nicht so alt. Nennen Sie (andere) Gründe für die begrenzte Wirtschaftlichkeit der A380!

- Die Flügelstreckung (A380:  $A = 7,5$ ) ist durch die Spannweitenbegrenzung auf 80 m geringer als bei anderen Flugzeugen (A330:  $A = 10$ ).
- Durch den Doppelrumpf ist der A380 in den Proportionen kurz und die Leitwerke in Relation zum Flügel recht groß durch den in Relation kurzen Hebelarm. Das macht die Leitwerke in Relation schwer bei recht hohem Widerstand durch die große benetzte Fläche.
- Der A380 hat noch viel Potential für gestreckte Versionen und ist daher in der ersten Version relativ schwer. ( $m_{MPL}/m_{MTO}$ : A380: 14,6 %, A330: 21,9 %.)
- Der A380 hat einen auch in Relation großen Flügel und daher eine geringe Flächenbelastung von 680 kg/m<sup>2</sup>. Der Flügel ist dadurch im Vergleich recht schwer.
- Das Flugzeug kann viele Passagiere transportieren. Es ist nur wirtschaftlich, wenn dies auch regelmäßig mit hohem Nutzladefaktor gelingt.
- Das Flugzeug erfordert eine umfangreiche Infrastruktur und Logistik. Dies erfordert besonders hohe zusätzliche Investitionen.

**2. Klausurteil** (mit Hilfsmitteln - 140 Minuten - 41 Punkte)

**Aufgabe 2.1** (10 Punkte)

a)		
Temperatur im Winter nach der Standardatmosphäre (ISA) in Meereshöhe: 15 °C.		
Die aktuelle Temperatur (-25 °C) weicht von der Temperatur der Standardatmosphäre ab um $\Delta T = -40$ °C.		
b)		
Druck am Flugplatz		
p0	1013 hPa	
T0	288,15 K	
L	1,98E-03 K/ft	
H	5000 ft	
DT	-40 K	
Dp	20 hPa	
p	833,90 hPa	$p = (p_0 + D_p) \cdot (1 - L / (T_0 + D_T) \cdot H)^{5,25588}$
c)		
Dichte am Flugplatz		
R	287,053 J/(kg K)	
T	238,244 K	
rho	1,219 kg/m³	$\rho = p / (R \cdot T)$
d)		
Druckhöhe am Flugplatz		
h_p	5286 ft	$H = T_0 / L \cdot (1 - (p/p_0)^{1/5,25588})$
e)		
Dichtehöhe am Flugplatz		
rho0	1,225 kg/m³	
h_rho	158 ft	$h_{\rho} = T_0 / L \cdot (1 - (\rho/\rho_0)^{1/4,25588})$
f)		
Wert am Höhenmesser mit Einstellung 1033 hPa		
Dh	-542 ft	$D_h = (T_0) / L \cdot (1 - (1033/p_0)^{1/5,25588})$
h_indicated	4744 ft	$h_{\text{indicated}} = h_p + D_h$

**Aufgabe 2.2** (8 Punkte)

Erinnerung an die Vorlesung:  $V_{opt}$  ist die als „optimal“ bezeichnete Fluggeschwindigkeit, bei der ein Flugzeug welches nach "Schedule 2" fliegt (das ist ein Flug mit konstanter Geschwindigkeit und konstantem Auftriebsbeiwert) die maximale Reichweite erlangt. In diese "klassische" Berechnung der "optimalen" Geschwindigkeit geht die (unzutreffende) Annahme ein, dass der spezifische Kraftstoffverbrauch konstant sei (sich also insbesondere nicht mit der Fluggeschwindigkeit ändert). Mit dieser Annahme ist die Reichweite maximal, wenn der Term  $D/V$  minimiert wird. Dies ist der Fall, wenn  $V_{opt} = (3)^{1/4} \cdot V_{md}$  ist. "md" steht dabei für "minimum drag".

Berechnen Sie (analog zum Vorgehen auf Tafelbild 5-3b) die charakteristischen Beiwerte!

$$(\mathcal{D}/V)_{\min} \Rightarrow V_{\text{opt}} = \sqrt[4]{3} \cdot V_{\text{md}} = 1,316 \cdot V_{\text{md}}$$

$$\begin{aligned} \text{a) } mg &= \frac{1}{2} \rho V_{\text{md}}^2 \cdot C_{L\text{md}} \cdot S \\ mg &= \frac{1}{2} \rho V_{\text{opt}}^2 \cdot C_{L\text{opt}} \cdot S \end{aligned}$$

$$1 = \frac{V_{\text{md}}^2}{V_{\text{opt}}^2} \cdot \frac{C_{L\text{md}}}{C_{L\text{opt}}}$$

$$C_{L\text{opt}} = C_{L\text{md}} \cdot \frac{V_{\text{md}}^2}{V_{\text{opt}}^2}$$

$$\boxed{C_{L\text{opt}} = \frac{1}{3} \cdot C_{L\text{md}}}$$

$$\text{b) } C_{Di,\text{opt}} = \frac{C_{L\text{opt}}^2}{\pi A e}$$

c)

$$= \frac{C_{L\text{md}}^2}{3\pi A e}$$

$$C_{Di,\text{md}} = C_{D0}$$

$$= \frac{C_{L\text{md}}^2}{\pi A e}$$

$$\boxed{C_{Di,\text{opt}} = \frac{1}{3} C_{D0}}$$

$$\boxed{C_{D,\text{opt}} = \frac{4}{3} C_{D0}}$$

$$\begin{aligned} \text{d) } E_{\text{opt}} &= \frac{C_{L\text{opt}}}{C_{D,\text{opt}}} = \frac{1}{\sqrt{3}} \frac{C_{L\text{md}}}{C_{D0}} \cdot \frac{3}{4} \\ &= \frac{\sqrt{3}}{4} \frac{C_{L\text{md}}}{C_{D0}} \end{aligned}$$

$$E_{\text{md}} = E_{\text{max}} = \frac{C_{L\text{md}}}{2 C_{D0}}$$

$$\boxed{\frac{E_{\text{opt}}}{E_{\text{max}}} = \frac{\sqrt{3}}{2} = 0,866}$$

**Aufgabe 2.3** (5 Punkte)

Erinnerung an die Vorlesung: In der Flugmechanik kann man nicht immer davon ausgehen, dass für die Rechnungen bereits die Daten der Aerodynamik vollständig vorliegen. Der Flugmechaniker sollte daher in der Lage sein, sich eine Polare für das zu analysierende Flugzeug selbst zu erstellen. Dazu wurden Methoden in der Vorlesung vorgestellt. Eine selbst entwickelte Methode dient der Abschätzung des Wellenwiderstandsbeiwerts  $\Delta C_{D,w}$ . Nach der Methode kann der Wellenwiderstandsbeiwert für jedes Flugzeug abgeschätzt werden, für das die Machzahl des Widerstandsanstiegs  $M_{DD} \approx M_{CR}$  bekannt ist und der Pfeilwinkel des Flügels,  $\varphi_{25,w}$ . Nur für die "bekannten" Flugzeuge A 320-200, B727-200, B737-800, C-130H und BAe 146 lagen während der Erstellung der Methode weitere aerodynamische Daten vor. Für alle anderen "unbekannten" Flugzeuge wird empfohlen, mit gemittelten Konstanten  $A = 0,00127$  und  $B = 3,477$  zu rechnen.

A	0,00127		
B	3,47700		
MDD	0,8 = MCR		
phi	0,436 = 25 °		
a)	$C_D = C_{D0} + \Delta C_{D,w} + C_{Di}$		$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi A e}$
b)			
Mcrit	0,604	$M_{crit} = \frac{B \cdot MDD}{\tan^{-1}\left(\frac{0,002}{A \cdot \cos^3(\varphi_{25,w})}\right) + B}$ Gleichung 2.10	
c)			
$\Delta CDw$	0,0020	$\Delta CDw = A \cdot \tan\left(B \cdot \frac{M}{M_{crit}} - B\right) \cdot \cos^3(\varphi)^3$ Gleichung 2.7	
Dieses Ergebnis war zu erwarten. Nach Definition: $\Delta CDw(MDD) = 0,0020$			
Aber: Mit dieser Gleichung könnte man auch $\Delta CDw$ für andere Machzahlen abschätzen!			

$$M_{crit} = \frac{B \cdot M_{DD}}{\tan^{-1}\left(\frac{0,002}{A \cdot \cos^3(\varphi_{25,w})}\right) + B} \quad (2.10)$$

$$\Delta C_{D,w} = A \cdot \tan\left(B \cdot \left(\frac{M}{M_{crit}}\right) - B\right) \cdot \cos^3(\varphi_{25,w}) \quad (2.7)$$

**Aufgabe 2.4** (8 Punkte)

Wir wollen für eine Entwurfsstudie eine einfache Gleichung erstellen, mit der der spezifische Kraftstoffverbrauch (SFC),  $c$  als Funktion des Nebenstromverhältnisses (BPR),  $\lambda$  berechnet werden kann. Der Zusammenhang ist nicht ganz einfach, aber grundsätzlich in der "Tabellenkalkulation zur Berechnung von SFC für Jets (Hermann)" (siehe Vorlesung) enthalten. Für unsere Studie betrachten wir ein Strahlverkehrsflugzeug im Reiseflug in 11 km Höhe, unterwegs mit einer Reiseflugmachzahl von 0,76. Der Startschub der Triebwerke beträgt jeweils 130 kN.

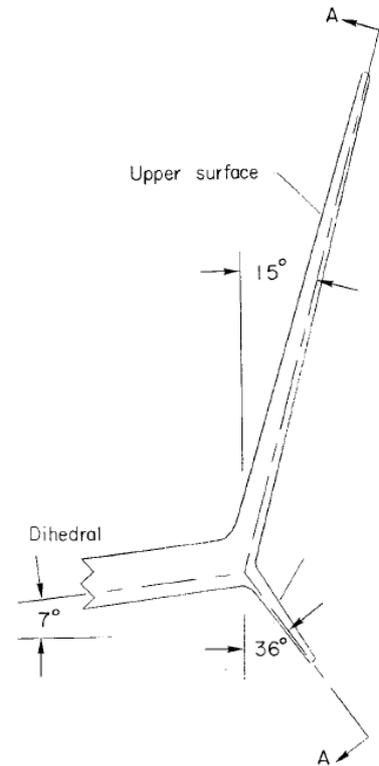


Whitcomb hat Untersuchungen im Windkanal gemacht. In seinem Paper steht dazu: "improvement in lift-drag ratio is more than twice as great as that achieved with the comparable wing-tip extension." "The increase in root bending moment for the tip extension is approximately the same as the increase for the upper and lower winglets"

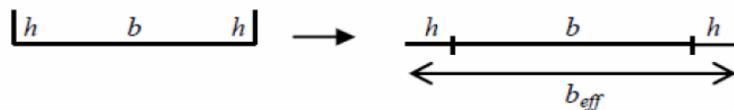
Weitere Hinweise aus dem Paper:

- Basisflügel: Die Spannweite des Flugzeugmodells mit dem Basisflügel beträgt  $b = 2,753$  m.
- Referenzflügel: Spannweite/horizontale Vergrößerung des Basisflügels mit  $h_h = 0,076$  m an jeder Flügelspitze.
- Flügel mit Winglet: Das Winglet erstreckt sich  $c_t = 0,203$  m nach oben und  $0,23 c_t$  nach unten. Die entscheidene (siehe FE) Gesamthöhe der Endfläche ist also  $h = 1,23 c_t = 0,250$  m. Das obere Winglet ist um  $15^\circ$  nach außen geneigt (siehe Bild) und vergrößert die Spannweite so um  $h_{h,WL} = 0,054$  m.

Quelle: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19760019075.pdf>



### Wing with winglets



"Horizontal" Winglets / Wing Extensions:

$$e_{WL} = \frac{A_{eff}}{A} \cdot e = \left( \frac{b_{eff}}{b} \right)^2 \cdot e \quad \rightarrow \quad e_{WL} = \left( 1 + 2 \frac{h}{b} \right)^2 \cdot e$$

"Real" Winglets:

$$e_{WL} = \left( 1 + \frac{2}{k_{WL}} \frac{h}{b} \right)^2 \cdot e = k_{e,WL} \cdot e$$

Paper and Presentation at the German Aerospace Conference, Berlin, 10. - 12. September 2012:

NIȚĂ, Mihaela; SCHOLZ, Dieter: **Estimating the Oswald Factor from Basic Aircraft Geometrical Parameters**. In: *Publikationen zum DLRK 2012* (Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Berlin, 10. - 12. September 2012). - URN: urn:nbn:de:101:1-201212176728. DocumentID: 281424. Download: <http://OPerA.ProfScholz.de>

Presentation related to the paper: Only the method is covered:

OPerA\_PRE\_DLRK\_12-09-10\_MethodOnly.pdf on <http://OPerA.ProfScholz.de>

a)  $b = 2,753 \text{ m}$   $h_n$ : Ein "Winglet" mit "Höhe"  $h$ , was aber horizontal ausgerichtet ist.  
 Ref.-Flügel

$$(b_{\text{eff}})_{\text{ref}} = b + 2 \cdot h_n$$

$$\stackrel{!}{=} 2,753 \text{ m} + 2 \cdot 0,076 \text{ m} = 2,905 \text{ m}$$

b) Ref.-Flügel

$$\left(\frac{e_{\text{WL}}}{e}\right)_{\text{ref}} = \left(\frac{b_{\text{eff,ref}}}{b}\right)^2 = \left(\frac{2,905}{2,753}\right)^2 = 1,113$$

Der Oswald-Faktor steigt beim Ref.-Flügel um den Faktor 1,113 gegenüber dem Flügel ohne jegliche Flügel spitze.

c) Flügel mit Whitcomb-Winglet  
 Horizontaler Effekt:

$$h_{n,\text{WL}} = 0,054 \text{ m}$$

$$b_{\text{eff,h}} = b + 2 \cdot h_{n,\text{WL}}$$

$$\stackrel{!}{=} 2,753 \text{ m} + 2 \cdot 0,054 \text{ m} = 2,861 \text{ m}$$

$$\left(\frac{e_{\text{WL}}}{e}\right)_{h,\text{WL}} = \left(\frac{b_{\text{eff,h}}}{b}\right)^2 = \left(\frac{2,861}{2,753}\right)^2 = 1,080$$

Der Oswald-Faktor des Whitcomb-Winglets steigt allein aufgrund der Vergrößerung der Spannweite um den Faktor 1,080.

d) Flügel mit Whitcomb-Winglet

Vertikaler Effekt:

$$h = 0,250 \text{ m}$$

$$k_{e,wL} = \left(1 + \frac{2}{k_{wL}} \cdot \frac{h}{b}\right)^2 \quad (1)$$

$$\stackrel{!}{=} \left(1 + \frac{2}{3} \cdot \frac{0,250}{2,753}\right)^2 = 1,125$$

Der Oswald-Faktor des Whitcomb-Winglets würde mit (üblichem)  $k_{wL} = 3$  allein durch die Höhe des Winglets um den Faktor 1,125 größer werden.

e) Flügel mit Whitcomb-Winglet  
Gesamter Effekt:

$$\left(\frac{e_{wL}}{e}\right)_{\text{ges}} = \left(\frac{e_{wL}}{e}\right)_{h,wL} \cdot k_{e,wL}$$

$$\stackrel{!}{=} 1,080 \cdot 1,125 = 1,215$$

Mit einfachen geometrischen und statistischen Ansätzen wird erwartet, dass das Whitcomb-Winglet den Oswald-Faktor um den Faktor 1,215 vergrößert.

f)  $k_{WL}$  ist ein Wert, der eine Aussage macht über die inhärente Effizienz eines Winglets unabhängig von der Höhe des Winglets. Bei  $k_{WL}=1$  ist das Winglet genauso effizient, wie eine spannweiteige Vergrößerung des Flügels. Bei z.B.  $k_{WL}=3$  müsste das Winglet 3-mal so groß sein.

In dem Satz "Whitcomb showed ... double ... lift-to-drag ratio" geht es um die Verbesserung von  $L/D = E$ . Eine Umrechnung ist unter plausiblen Annahmen möglich; aber nicht so

$$\frac{e_1}{e_2} = \left(\frac{E_1}{E_2}\right)^2 = 2^2 = 4, \text{ sondern:}$$

Whitcomb vergleicht e) mit b) und vergleicht dabei "improvement" in  $E = L/D$ .

b) Ref.-Flügel: "improvement" in  $E$  by Faktor:

$$\sqrt{1.113} = 1.055 \text{ or } + 5,5\%$$

"double the improvement": 11% oder 1.11

Das erfordert einen Faktor der Verbesserung des Oswald-Faktors von:

$$1.11^2 = 1.232 = (e_{WL}/e)_{ges}$$

Das Whitcomb-Winglet ist damit etwas besser als mit  $k_{WL}=3$  angenommen (e).

Von  $k_{e,WL}$  (bzw.  $k_{e,NP}$ ) kann auf die inhärente Effizienz  $k_{WL}$  (bzw.  $k_{NP}$ ) zurück geschlossen werden:

$$k_{WL} = 2 \frac{h}{b} \cdot \frac{1}{\sqrt{k_{e,WL}} - 1}$$

Quelle: "Estimating the Oswald Factor from Basic Geometrical Parameters"

$$k_{e,WL} = \left( \frac{e_{WL}}{e} \right)_{ges} / \left( \frac{e_{WL}}{e} \right)_{h,WL} = 1,232 / 1,080$$

$$= 1,141$$

$$k_{WL} = 2 \cdot \frac{0,250}{2,753} \cdot \frac{1}{\sqrt{1,141} - 1}$$

$$= \underline{\underline{2,67}}$$

Mit  $k_{WL} = 2,67$  fügt sich das Whitcomb - Winglet in die vorliegende Statistik zur inhärenten Effizienz,  $k_{WL}$  von Winglets. Auch das Whitcomb-Winglet ist einer horizontalen Vergrößerung des Flügels gleicher Länge deutlich überlegen.

Aussage aus Artikel:

"... a three-foot winglet ... provides the same gain as a two-foot span extension"

Wenn sich "gain" hier auf den Oswald-Faktor bezieht (und nicht auf die Gleitzahl), dann ist mit Gl. (1):

$$\frac{2}{k_{WL}} \cdot \frac{h_{WL}}{b} = 2 \cdot \frac{h_h}{b}$$

$$k_{WL} = \frac{h_{WL}}{h_h} = \frac{3}{2} = 1,5$$

Auch diese Aussage zeigt die Unterlegenheit des Winglets mit  $k_{WL} > 1$ .

"... increase in wing bending ... one foot span ... three-foot winglet"

Zusammen mit der Aussage von oben:

$k_{WL} = 1,5$  bräuchte man ein 1,5-foot winglet für die Effizienz, könnte aber mit Bezug auf die Flügelbiegung ein 3-foot Winglet unterbringen. Das Winglet würde danach nur die Hälfte der Flügelbiegung verursachen gegenüber einem gleich wirksamen horizontalen Flügelende. Der Fehler der gesamten Aussage steckt im  $k_{WL}$ , welches eher  $k_{WL} = 3$  ist. Damit wäre der Effekt vergleichbarer Flügelenden (horiz. bzw. vertik.) auf die Flügelbiegung gleich.

Es ergibt sich als Fazit eine ...

## Methode zur Bewertung von Winglets

- Winglets können eine unterschiedliche Höhe haben und sind dadurch natürlich auch unterschiedlich wirksam.
- Winglets können gegenüber dem Referenzflügel auch dazu führen, dass die Spannweite vergrößert wird. Das ist dann kein "Verdienst" des Winglets, denn das hätte durch eine schlichte Vergrößerung der Spannweite auch erreicht werden können.

Daher:

1. Schritt: Heraustrechnen des Effekts der Spannweitenvergrößerung

$$K_{e,WL,v} = K_{e,WL,total} / \left(1 + 2 \frac{h_n}{b}\right)^2$$

Vertikaler Effekt      Gesamteffekt  $c_{WL,total}/e$        $h_n$ : Horizontale Erweiterung je Flügelspitze

2. Schritt: Heraustrechnen der Höhe des Winglets  $\Rightarrow$  inhärente Effizienz,  $\frac{1}{K_{WL}}$

$$K_{WL} = 2 \frac{h}{b} \cdot \frac{1}{\sqrt{K_{e,WL,v}} - 1}$$

$h$ : "vertikale" Höhe des Winglets  
 $b$ : Spannweite des Referenzflügels

$K_{WL} \geq 1$  ;  $K_{WL} = 1$ : inhärente Effizienz der rein horizontalen Flügelverlängerung