



## Flugzeugentwurf SS 03

Datum: 03.07.2003

Bearbeitungszeit: 180 Minuten

Name:		Vorname:	
Matrikelnummer.:			
Punkte:	von 75	Note:	

### 1. Klausurteil

23 Punkte, 40 Minuten

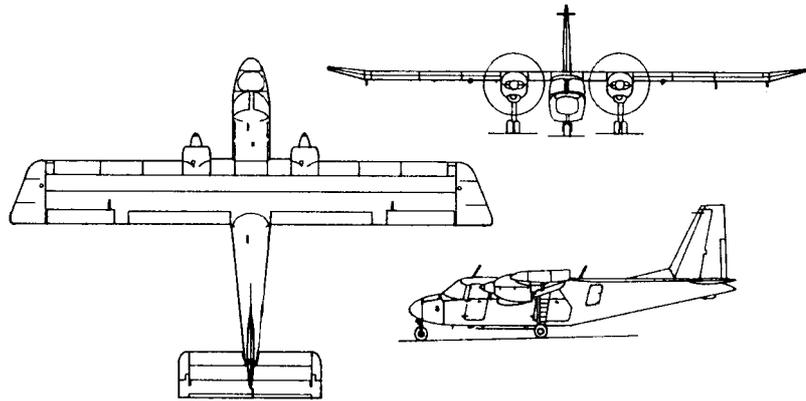
1.1) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung folgender Luftfahrtausdrücke in deutscher Sprache.

1. loiter
2. seaplane
3. wave drag
4. pressure drag
5. form drag
6. induced drag
7. profile drag
8. friction drag
9. drag coefficient
10. position of maximum camber
11. preliminary design
12. slat

1.2) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung folgender Luftfahrtausdrücke in englischer Sprache. Schreiben Sie deutlich, denn falsche oder unleserliche Schreibweise ergibt Punktabzug!

1. V-Form
2. negative V-Form
3. V-Leitwerk
4. V-Winkel
5. Verdichtungsstoß
6. gestreckte Version eines Flugzeugs
7. verkürzte Version eines Flugzeugs
8. Vorderkante
9. Windgeschwindigkeit
10. Wölbung
11. Zuladung
12. Zulassung

- 1.3) Gezeigt ist die Dreiseitenansicht einer Britten-Norman Islander. Nennen Sie 4 besondere Merkmale dieser Konfiguration und diskutieren Sie kurz die Vor- und Nachteile der Merkmale bzw. nennen Sie die aus den Merkmalen folgenden Konsequenzen für den Flugbetrieb!



**BRITTEN-NORMAN BN-2A ISLANDER**

- 1.4) Nennen Sie 5 Parameter, die Anforderungen an ein ziviles Transportflugzeug darstellen!
- 1.5) Beschreiben Sie kurz die Aufgabe des Flugzeugentwurfs. Gehen Sie dabei ein auf die Begriffe „Anforderung“, „Randbedingung“ und „Entwurfsziel“.
- 1.6) Beschreiben Sie kurz das Vorgehen des „Dimensionierungsverfahrens“ (preliminary sizing) nach LOFTIN!
- 1.7) Ein Doppeltrapezflügel hat im Innenflügel eine Zuspitzung ( $\lambda$ ) von 0,5 und im Außenflügel eine Zuspitzung von 0,4. Die Flügeltiefe an der Flügelwurzel beträgt 8 m. Der Kink liegt bei der Hälfte der Spannweite. Die Spannweite beträgt 40 m. Berechnen Sie die Zuspitzung des gesamten Flügels. Berechnen Sie die Flügeltiefe am Kink und an der Flügelspitze. Berechnen Sie die Flügelfläche und geben Sie einen groben Wert für die Streckung an!
- 1.8) Nennen Sie die BREGUETSche Reichweitengleichung für ein Propellerflugzeug!
- 1.9) Definieren Sie den Begriff „Reichweitenflexibilität“!
- 1.10) Welcher Wert wird bei Kurz- und Mittelstreckenflugzeugen im Flugzeugentwurf in etwa angenommen für die Masse eines Passagiers einschließlich seines Gepäcks?
- 1.11) Welche Nutzlast kann ein Flugzeug auf einem Flug transportieren, der eine Flugstrecke umfasst, die die Überführungsreichweite voll ausnutzt?
- 1.12) Ein strahlgetriebenes Flugzeug hat eine maximale Startmasse von 7900 kg und ist für die Beförderung von weniger als 19 Passagieren vorgesehen. Welche Bauvorschrift der JAA ist anzuwenden?
- 1.13) Was versteht man unter der Geschwindigkeit  $V_2$ ?
- 1.14) Welche Steigrate ist nach dem Einfahren des Fahrwerks für „Large Aeroplanes“ mit zwei Triebwerken bei einem Triebwerksausfall nach dem Start nachzuweisen?
- 1.15) Bei der Berechnung des „äquivalenten Oberflächenwiderstandes“ wird lediglich die benetzte Fläche des Flugzeugs benötigt und ein Parameter, der aus statistischen Betrachtungen für verschiedene Flugzeugkategorien bekannt ist. Nach welcher einfachen Gleichung erfolgt dabei die Berechnung des Beiwertes des Widerstandes bei Nullauftrieb  $C_{D0}$ ?
- 1.16) Die Fläche des Höhenleitwerkes kann mit dem „Leitwerksvolumenbeiwert“ ermittelt werden. Wie lautet die entsprechende Gleichung zur Berechnung der Fläche des Höhenleitwerkes? Wie werden im frühen Flugzeugentwurf die erforderlichen Eingangsparameter in dieser Gleichung bestimmt?
- 1.17) Unter Berücksichtigung nur der Haupteinflussgrößen: Wie werden die Wartungskosten eines Flugzeugs berechnet?
- 1.18) Wie viel kostet etwa „ein kg Flugzeug“ (Auslieferungspreis) eines großen Passagierflugzeugs bezogen auf seine maximale Startmasse!

## 2. Klausurteil

52 Punkte, 140 Minuten

### Aufgabe 2.1 (32 Punkte)

Es soll ein vierstrahliges Kurzstreckenpassagierflugzeug dimensioniert werden. Folgende **Forderungen** werden **an das Flugzeug** gestellt:

- Zu befördern ist eine maximale Nutzlast von 11457 kg.
- Reiseflugmachzahl  $M_{CR} = 0,73$ .
- Entwurfsreichweite 1104 NM.
- Kraftstoffreserven ermittelt aus der Summe folgender Forderungen (domestic reserves):
  - Zusatzflugstrecke von 200 NM zu einem Ausweichflugplatz,
  - Weitere Missionskraftstofffaktoren entsprechend dem Berechnungsschema.
- Sicherheitsstartstrecke  $s_{TOFL} \leq 1564$  m (Standardatmosphäre in Meereshöhe).
- Sicherheitslandestrecke  $s_{LFL} \leq 1173$  m (Standardatmosphäre in Meereshöhe).
- Es sollen weiterhin die Forderungen nach JAR-25.121(b) (2. Segment) sowie JAR-25.121(d) (Durchstartmanöver) erfüllt werden.

In der Dimensionierungsrechnung **sollen folgende Parameter gewählt werden**:

- Maximaler Auftriebsbeiwert des Flugzeugs in Startkonfiguration  $C_{L,max,TO} = 2,8$
- Maximaler Auftriebsbeiwert des Flugzeugs in Landekonfiguration  $C_{L,max,L} = 3,5$
- Gleitzahl  $L/D$  in Startkonfiguration bei eingefahrenem Fahrwerk: 7,68
- Gleitzahl  $L/D$  in Landekonfiguration bei eingefahrenem Fahrwerk: 7,35
- Im Reiseflug wird geflogen mit einer Gleitzahl  $L/D = 16,6$  bei einem Auftriebsbeiwert von  $C_L = 0,436$ .
- Das Verhältnis aus maximaler Landemasse und maximaler Startmasse wird zunächst angenommen mit  $m_{ML} / m_{MTO} = 1,0$
- Nebenstromverhältnis der Triebwerke, BPR = 5
- Das Verhältnis aus Betriebsleermasse und maximaler Startmasse (der Betriebsleermassenanteil  $m_{OE} / m_{MTO}$ ) beträgt 0,578
- Schubspezifischer Kraftstoffverbrauch im Reiseflug  $SFC_T = 16,0$  mg/(Ns)

**Berechnen Sie:**

- Reiseflughöhe
- die maximale Abflugmasse
- die maximale Landemasse
- die Betriebsleermasse
- die Flügelfläche
- den Schub aller Triebwerke gemeinsam.

**Überprüfen Sie die Annahme:**  $m_{ML} / m_{MTO} = 1,0$

**Hinweis:**

- Nutzen Sie das Berechnungsschema im Anhang A zu dieser Klausur.
- Führen Sie die Rechnung zum Reiseflug durch bei einer Flughöhe von 10 km, 11 km und 12 km.

**Aufgabe 2.2** (5 Punkte)

Ein Flugzeug wird so entworfen, dass der Reiseflug bei einer Machzahl  $M = 0,85$  stattfindet, die auch der Machzahl des Widerstandsanstiegs entspricht. Die Flügelpfeilung an der 25%-Linie beträgt  $30^\circ$ , der Auftriebsbeiwert 0,5. Schätzen Sie die relative Profildicke ab, die nicht überschritten werden dürfte, wenn ein neues superkritisches Profil zum Einsatz kommt?

**Aufgabe 2.3** (5 Punkte)

Gegeben sind:

Flügelstreckung $A$	10
Pfeilwinkel der 25%-Linien des Flügels	$30^\circ$
Zuspitzung des Flügels, $\lambda$	0,2
Reiseflugmachzahl, $M$	0,8
Flugzeugmasse, $m$	40000 kg
Flügelfläche, $S$	$80 \text{ m}^2$
Schränkung des Flügels	$-5^\circ$

Der Anstellwinkel bei Nullauftrieb des Flügels beträgt  $-3^\circ$ , das Flugzeug fliegt im Reiseflug in der Stratosphäre, die Luftdichte beträgt  $0,316 \text{ kg/m}^3$ .

In welchem Winkel sollte der Flügel zum Rumpf angebaut werden, damit der Kabinenboden im Reiseflug horizontal ausgerichtet ist?

**Aufgabe 2.4** (5 Punkte)

Hinweis: Nutzen Sie die Handbuchmethode nach DATCOM.

Für einen Flügel mit einem Profil NACA 2412 (2% Wölbung bei 40%, 12% relative Dicke mit 30% Dickrücklage) ist eine Einfachspaltklappe mit 25% Klappentiefe vorgesehen. Da gerade kein Profilkatalog vorliegt, schätzen Sie bitte den maximalen Auftriebsbeiwert des Profils ab (ohne Klappenausschlag) ( $Re = 9 \cdot 10^6$ ). Welchen Klappenausschlag schlägt DATCOM vor, um einen maximalen Auftriebsbeiwert zu erzielen? Wie groß wäre der durch diesen Klappenausschlag zusätzlich zu erzielende Auftriebsbeiwert des Profils? Welchen Wert würde der maximale Auftriebsbeiwert eines Flügels mit einem solchen Profil etwa annehmen, wenn sich die Klappe über die ganze Spannweite erstrecken würde (Machzahl  $M = 0,2$ ) und der Pfeilwinkel des Flügels an der Vorderkante  $30^\circ$  beträgt sowie an der 25%-Linie  $25^\circ$ ?

**Aufgabe 2.5** (5 Punkte)

TORENBEEK schreibt:

The area of conventional ailerons may be estimated in the preliminary design stage from statistical data of the parameter  $S_a l_a / S b$  (Fig. 7-28), which is a measure of the rolling moment, for a given aileron deflection.

Erstellen Sie eine kleine Statistik basierend auf JANE's 1993-94 (Anhang B) der Flugzeuge Boeing 757 und Airbus A320. Entnehmen Sie den Parameter  $l_a/b$  dem Bild rechts.

Berechnen Sie nach TORENBEEK die Größe der Querruder für ein Flugzeug mit einer Flügelfläche von  $150 \text{ m}^2$  und einer Flügelstreckung von 9!

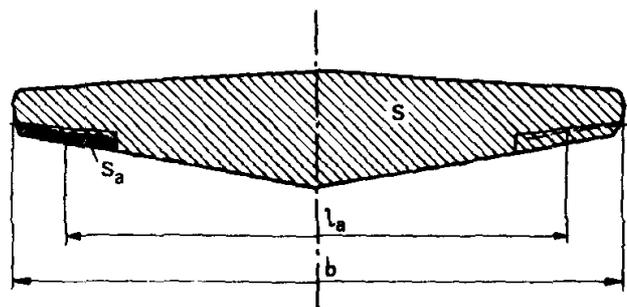


Fig. 7-28. Dimensions related to the aileron geometry.

## Anhang A

Nutzen Sie dieses Berechnungsschema zum Lösen von Aufgabe 2.1. Berechnungsschritte, die bei der hier gegebenen Aufgabe nicht erforderlich sind, streichen Sie bitte. Die Parameter, die in Aufgabe 2.1 gegeben sind haben Priorität gegenüber den Standardwerten dieses Berechnungsschemas.

### Berechnungsschema zur Flugzeug-Dimensionierung (preliminary sizing) für Strahlverkehrsflugzeug und Business Jets Zulassungsbasis: JAR-25 bzw. FAR Part 25

#### Flächenbelastung aus der Forderung zur Landestrecke

<i>Forderung:</i>	Sicherheitslandestrecke:	$S_{LFL}$	=
<i>Forderung:</i>	Dichteverhältnis bei der Landung:	$\sigma$	=
<i>Statistik:</i>	Faktor, Landestrecke:	$k_L$	=
	Tipp: $k_L = 0,107 \text{ kg/m}^3$		
<i>Gewählt:</i>	maximaler Auftriebsbeiwert, Landung:	$C_{L,max,L}$	=
<i>Gewählt:</i>	max. Landemasse / max. Startmasse:	$m_{ML} / m_{MTO}$	=

Flächenbelastung aus Forderung zur Sicherheitslandestrecke:

$$m_{MTO} / S_W \leq \frac{k_L \cdot \sigma \cdot C_{L,max,L} \cdot S_{LFL}}{m_{ML} / m_{MTO}} =$$

#### Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zur Startstrecke

<i>Forderung:</i>	Sicherheitsstartstrecke:	$S_{TOFL}$	=
<i>Forderung:</i>	Dichteverhältnis beim Start:	$\sigma$	=
<i>Statistik:</i>	Faktor, Startstrecke:	$k_{TO}$	=
	Tipp: $k_{TO} = 2,34 \text{ m}^3/\text{kg}$		
<i>Gewählt:</i>	maximaler Auftriebsbeiwert, Start:	$C_{L,max,TO}$	=

Schub-Gewichtsverhältnis / Flächenbelastung aus Forderung zur Sicherheitsstartstrecke:

$$a = \frac{T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g)}{m_{MTO} / S_W} \geq \frac{k_{TO}}{S_{TOFL} \cdot \sigma \cdot C_{L,max,TO}} =$$

Zum Zeichnen der Geraden zur Startstrecke in das Entwurfsdiagramm:

$$\text{Für } m_{MTO} / S_W = 600 \text{ kg/m}^2 : T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g) =$$

#### Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zum Steiggradienten im 2. Segment

Forderung zum Steiggradienten  $\sin \gamma$  nach JAR-25 bzw. FAR Part 25

$n_E$	$\sin \gamma$
2	0,024
3	0,027
4	0,030

<i>Gewählt:</i>	Anzahl der Triebwerke (mindestens 2):	$n_E$	=
<i>Gewählt:</i>	Gleitzahl im 2. Segment:	$E$	=

Schub-Gewichtsverhältnis aus Forderung zum Steiggradienten im 2. Segment:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \geq \left( \frac{n_E}{n_E - 1} \right) \cdot \left( \frac{1}{E} + \sin \gamma \right) =$$

**Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zum Steiggradienten beim Durchstarten**

Forderung zum Steiggradienten  $\sin \gamma$  nach JAR-25 bzw. FAR Part 25:

$n_E$	$\sin \gamma$
2	0,021
3	0,024
4	0,027

Gewählt: Gleitzahl beim Durchstarten:  $E =$

Schub-Gewichtsverhältnis aus Forderung zum Steiggradienten beim Durchstarten:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \geq \left( \frac{n_E}{n_E - 1} \right) \cdot \left( \frac{1}{E} + \sin \gamma \right) \cdot \frac{m_{ML}}{m_{MTO}} =$$

**Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zum Reiseflug und zur Steigzeit**

Berechnung der Parameter ( $h_{CR}$  in km)

$h_{CR}$	Reiseflug			
	$p(h_{CR})$	$m_{MTO} / S_W$	$T_{CR} / T_{TO}$	$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g}$
in km	in Pa	in kg/m <sup>2</sup>	–	–
10	26500			
11	22700			
12	19399			
13	16579			
14	14170			

Berechnen der Parameter der Tabelle zum Reiseflug

Forderung: Reiseflugmachzahl:  $M =$

Gewählt: Nebenstromverhältnis (BPR):  $\mu =$

- Flächenbelastung aus Forderungen im Reiseflug:

$$\frac{m_{MTO}}{S_W} = \frac{C_L \cdot M^2}{g} \cdot \frac{\gamma}{2} \cdot p(h) \quad \gamma = 1,4 \quad g = 9,81 \text{ m/s}^2 \quad C_L =$$

- Schub im Reiseflug / Startschub:  $T_{CR} / T_{TO}$  :

$$\frac{T_{CR}}{T_{TO}} = (0,0013 \mu - 0,0397) \frac{1}{\text{km}} h_{CR} - 0,0248 \mu + 0,7125$$

- Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderungen zum Reiseflug:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \frac{1}{(T_{CR} / T_{TO}) \cdot E}$$

**Zeichnen und Auswerten des Entwurfsdiagramms**

Ablezen: Entwurfspunkt:  $\frac{m_{MTO}}{S_W} =$

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} =$$

Die Reiseflughöhe  $h_{CR}$  wird interpoliert aus der Tabelle oder errechnet aus:

$$T_{CR} / T_{TO} = \frac{1}{\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \cdot E} =$$

$$h_{CR} = \frac{T_{CR} / T_{TO} + 0,0248 \mu - 0,7125}{0,0013 \mu - 0,0397} \text{ km} =$$

Temperatur in Reiseflughöhe  $T$  :

Falls  $h_{CR} \geq 11 \text{ km} = 36089 \text{ ft}$  :  $T = 216.65 \text{ K}$

Falls  $h_{CR} < 11 \text{ km} = 36089 \text{ ft}$  :  $T = T_0 + \frac{dT}{dh} \cdot h_{CR}$       $T_0 = 288.15 \text{ K}$       $\frac{dT}{dh} = -6.5 \frac{\text{K}}{\text{km}}$

$$T =$$

Schallgeschwindigkeit in Reiseflughöhe  $a$  :

$$a = a_0 \sqrt{T / T_0} = \quad \quad \quad a_0 = 340.294 \text{ m/s}$$

Reisefluggeschwindigkeit  $V$  :

$$V = M \cdot a =$$

**Kraftstoffanteil**  $m_F / m_{MTO}$

Forderung: Reichweite:  $R =$

Forderung: Entfernung zum Ausweichflugplatz:  $R_a = 200 \text{ NM} = 370400 \text{ m}$

Forderung: "domestic reserves" (Kurz- und Mittelstreckenflugzeuge) oder  
"international reserves" (Langstreckenflugzeuge)

Erforderliche zusätzliche Flugstrecke zur Berechnung der Kraftstoffreserven  $R_{res}$  :

*domestic reserves* FAR Part 121:  $R_{res} = R_a =$

*international reserves* FAR Part 121:  $R_{res} = 0,10 R + R_a =$

oder *international reserves* nach üblicher Auslegung:  $R_{res} = 0,05 R + R_a =$

Reichweitenfaktor  $B_s$  :

$$B_s = \frac{E \cdot V}{c \cdot g} =$$

Treibstoffmassenanteil des Missionssegmentes (*mission segment mass fraction*) der Auslegungsreichweite  $R$  :

$$M_{ff,CR} = e^{-\frac{R}{B_s}} =$$

Treibstoffmassenanteil des Missionssegmentes (*mission segment mass fraction*) für die erforderliche zusätzliche Reserveflugstrecke  $R_{res}$  (die Kraftstoffreserven werden vereinfachend mit den Parametern  $E$ ,  $V$ ,  $c$  des Reisefluges berechnet):

$$M_{ff,RES} = e^{-\frac{R_{res}}{B_s}} =$$

Erforderliche Flugzeit im Warteflug (loiter)  $t$  nach FAR Part 121:

domestic reserves:  $t = 2700$  s

international reserves:  $t = 1800$  s

Zeitfaktor  $B_t$ :

$$B_t = \frac{B_s}{V} =$$

Treibstoffmassenanteil des Missionssegmentes (*mission segment mass fraction*) für erforderliche Flugzeit im Warteflug  $M_{ff,LOI}$ :

$$M_{ff,LOI} = e^{-\frac{t}{B_t}} =$$

Treibstoffmassenanteile der Missionssegmente (*mission segment mass fractions*)

Flugphase	Index	$M_{ff,flightphase}$	
		Strahlverkehrsflugzeug	Business Jet
take-off	TO	0,995	0,995
climb	CLB	0,998	0,998
descent	DES	0,990	0,990
landing	L	0,992	0,992

Treibstoffmassenanteil (*mass fuel fraction*)  $M_{ff}$  für die Mission zur Flugzeugauslegung:

1.) Standardflug: Start, Steigflug, Auslegungsreichweite  $R$ , Sinkflug, Landung

$$M_{ff,std} = M_{ff,TO} \cdot M_{ff,CLB} \cdot M_{ff,CR} \cdot M_{ff,DES} \cdot M_{ff,L} =$$

2.) Flug zum Ausweichflugplatz: Steigflug, Reserveflugstrecke  $R_{res}$ , Warteflug, Sinkflug:

$$M_{ff,res} = M_{ff,CLB} \cdot M_{ff,RES} \cdot M_{ff,LOI} \cdot M_{ff,DES} =$$

3.) Gesamtflug aus 1.) und 2.)

$$M_{ff} = M_{ff,std} \cdot M_{ff,res} =$$

Kraftstoffanteil

$$m_F / m_{MTO} = 1 - M_{ff} =$$

### Berechnung der Entwurfsparameter

Maximale Abflugmasse

$$m_{MTO} = \frac{m_{PL}}{1 - \frac{m_F}{m_{MTO}} - \frac{m_{OE}}{m_{MTO}}} =$$

Maximale Landemasse  $m_{ML} = m_{MTO} \frac{m_{ML}}{m_{MTO}} =$

Betriebsleermasse  $m_{OE} = m_{MTO} \frac{m_{OE}}{m_{MTO}} =$

Flügelfläche  $S_W = m_{MTO} \left( \frac{m_{MTO}}{S_W} \right) =$

Schub (alle Triebwerke zusammen)  $T_{TO} = m_{MTO} \cdot g \cdot \left( \frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \right) =$

**Überprüfung der maximalen Landemasse  $m_{ML}$**

Die maximale Landemasse muss mindestens eine Landung des voll beladenen Flugzeugs ( $m_{PL} = m_{MPL}$ ) plus Reservekraftstoff erlauben!

Die maximale Leertankmasse (maximum zero fluel):

$m_{MZF} = m_{OE} + m_{MPL} =$

Die Masse des Reservekraftstoffes ist

$m_{F, res} = m_{MTO} (1 - M_{ff, res}) =$

$m_{ML} \geq m_{MZF} + m_{F, res}$   
 $\geq$  o.k.? ja nein

**Anhang B**

zu Aufgabe 2.5: Flugzeugdaten aus JANES 1993 - 94:

A320		B757	
AREAS:		AREAS:	
Wings, gross	122.4 m <sup>2</sup> (1,317.5 sq ft)	Wings, gross	185.25 m <sup>2</sup> (1,994.0 sq ft)
Leading-edge slats (total)	12.64 m <sup>2</sup> (136.1 sq ft)	Ailerons (total)	4.46 m <sup>2</sup> (48.0 sq ft)
Trailing-edge flaps (total)	21.10 m <sup>2</sup> (227.1 sq ft)	Trailing-edge flaps (total)	30.38 m <sup>2</sup> (327.0 sq ft)
<hr/>		<hr/>	
Ailerons (total)	2.74 m <sup>2</sup> (29.49 sq ft)	Leading-edge slats (total)	18.39 m <sup>2</sup> (198.0 sq ft)
Spoilers (total)	8.64 m <sup>2</sup> (93.00 sq ft)	Flight spoilers (total)	10.96 m <sup>2</sup> (118.0 sq ft)
Airbrakes (total)	2.35 m <sup>2</sup> (25.30 sq ft)	Ground spoilers (total)	12.82 m <sup>2</sup> (138.0 sq ft)
Vertical tail surfaces (total)	21.5 m <sup>2</sup> (231.4 sq ft)	Fin	34.37 m <sup>2</sup> (370.0 sq ft)
Horizontal tail surfaces (total)	31.0 m <sup>2</sup> (333.7 sq ft)	Rudder	11.61 m <sup>2</sup> (125.0 sq ft)
		Tailplane	50.35 m <sup>2</sup> (542.0 sq ft)
		Elevators (total)	12.54 m <sup>2</sup> (135.0 sq ft)