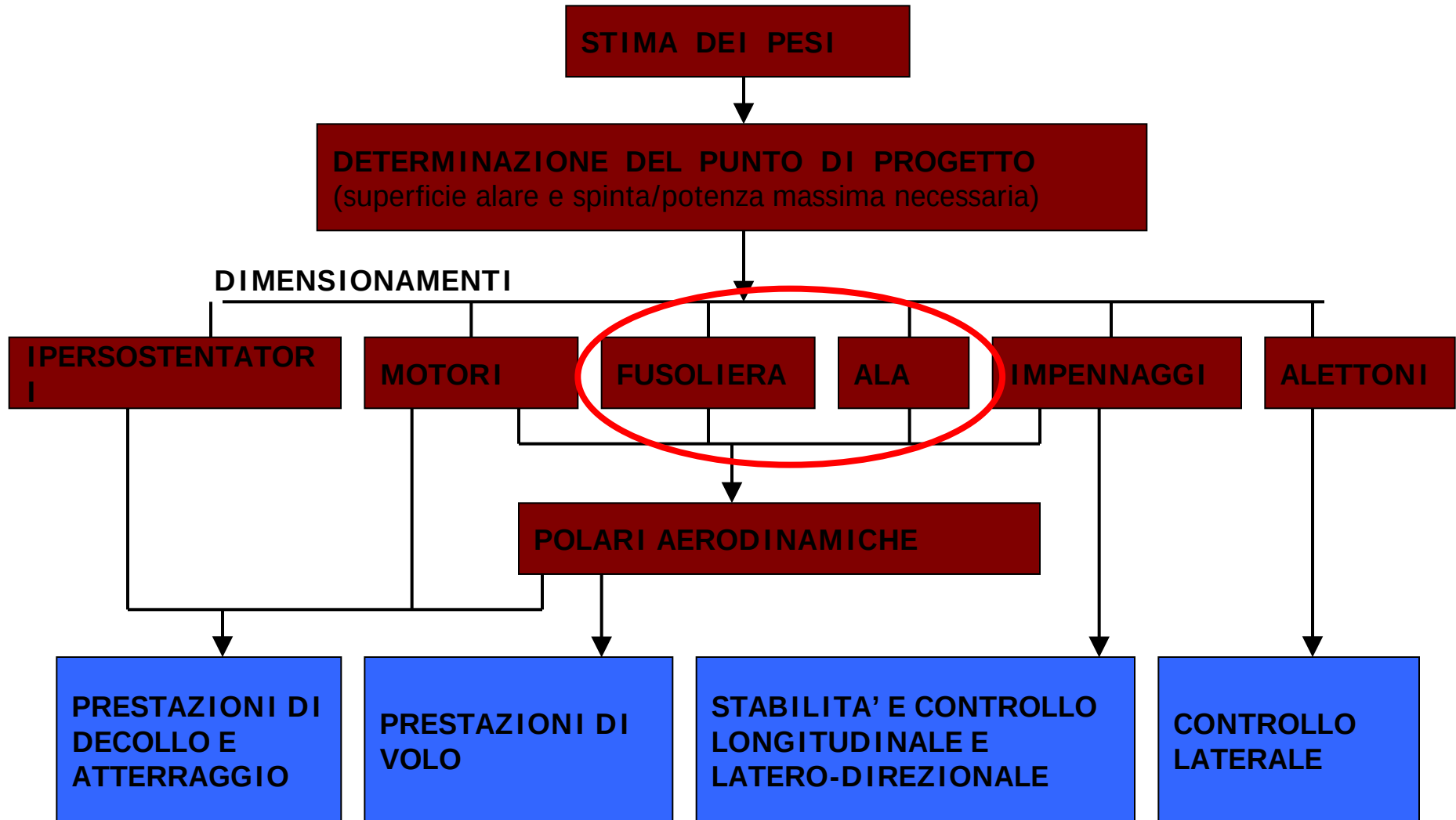


CORSO DI PROGETTO GENERALE VELIVOLI

3.FUSOLIERA

Ing. Fabrizio Nicolosi



PROGETTO DELLA FUSOLIERA

ESERCITAZIONE IV

A350 FUSELAGE

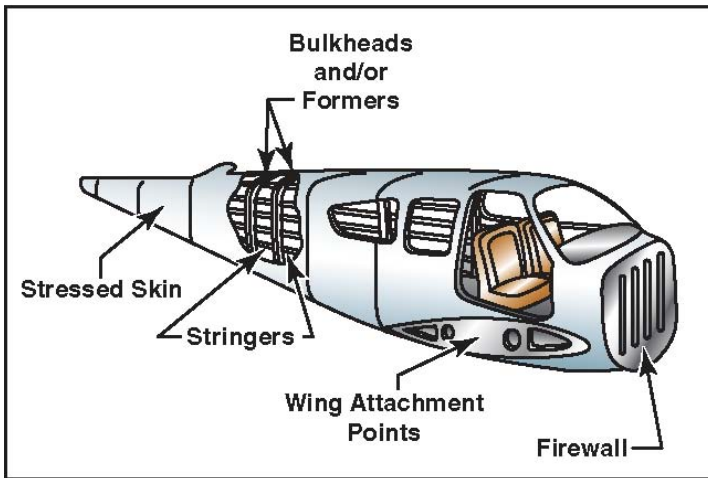
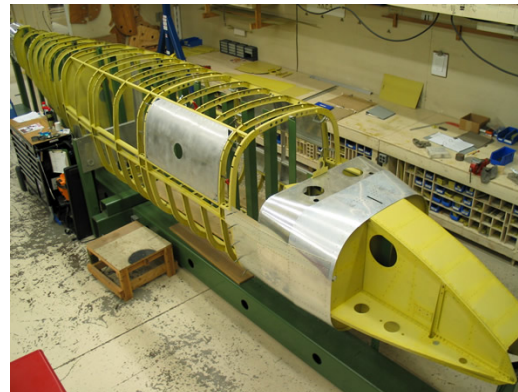


Figure 1-4. Semi-monocoque construction.

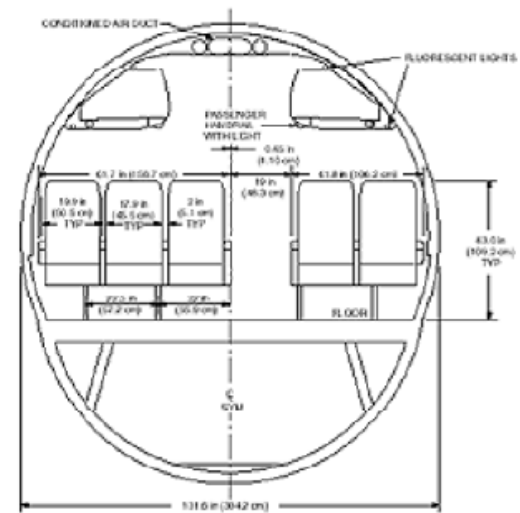
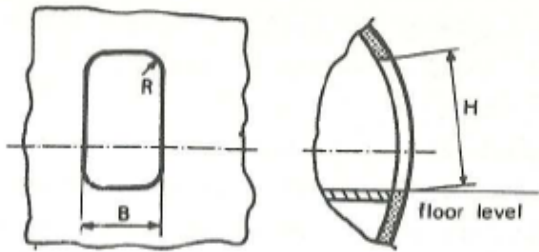
Light Aircraft



Funzioni principali della fusoliera

La fusoliera di un velivolo deve:

- contenere il carico pagante (passeggeri, cargo, armamento eventualmente rimovibile)
- consentire un facile carico e scarico
- offrire protezione contro i fattori climatici (freddo, bassa pressione, velocità del vento)
- proteggere dal rumore esterno
- contenere il cockpit (tipicamente nella zona di prua)
- fornire il supporto strutturale per attaccare l'ala, gli impennaggi, i carrelli e i motori.
- fornire spazio per i sistemi, i motori, i carrelli, l'APU, i serbatoi di combustibile.
- ...



Il progetto della fusoliera: considerazioni generali

Cosa guida il progetto della fusoliera?

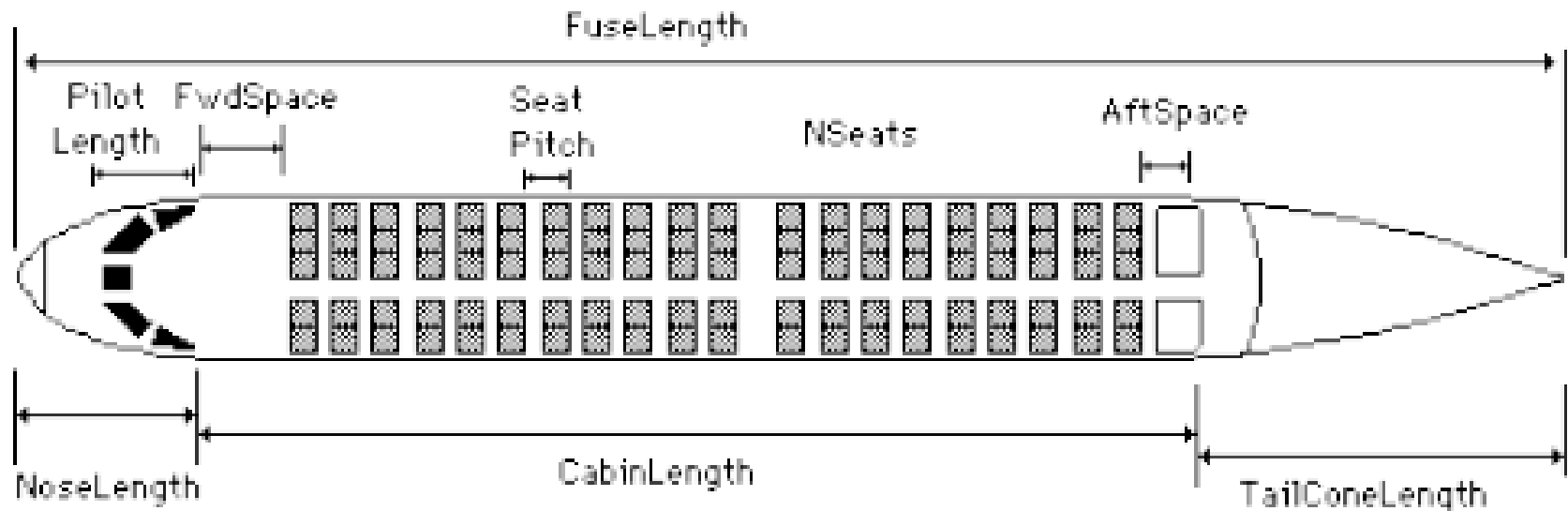
- **Requisiti del carico pagante**
- Considerazioni aerodinamiche
- Considerazioni strutturali
- ...



La fusoliera è tipicamente progettata dall'interno verso l'esterno

In volo subsonico i requisiti del carico pagante determinano principalmente la forma della fusoliera, anche se una opportuna distribuzione del carico pagante deve essere trovata per minimizzare le penalizzazioni aerodinamiche e strutturali.

Fuselage design – REQUISITI CARICO PAGANTE



1. Number of seats
2. Deck layout

Da specifica

Da scegliere(3-2, 3-4-3)

Il progetto della fusoliera: allestimento della cabina

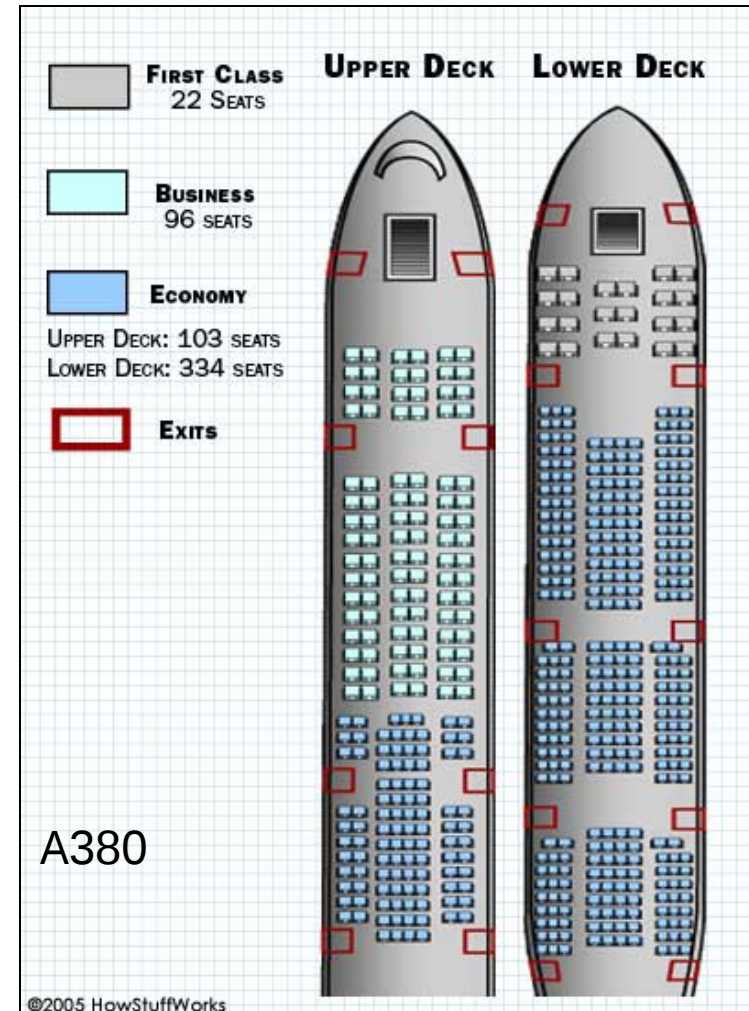
		B757	DC-10
Seats	Total	178	292
	First Class	16 (9%)	24 (8.2%)
	Coach	162 (91%)	268 (91.8%)
	First-Class Pitch	38 in.	38 in.
	Coach Pitch	34 in.	34 in.
	First-Class Aisle	2 + 2	3 + 3
	Coach Aisle	3 + 3	2 + 5 + 2
Lavatories	First Class	1	1
	Coach	3	6
	First-Class Pass./Lav.	16	24
	Coach Pass./Lav.	54	45
Galleys	First-Class Volume	70 f ³	120 f ³
	First-Class f ³ /Pass.	4.4	5.0
	Coach Volume	231 f ³	450 f ³
	Coach f ³ /Pass.	1.4	1.7

Fonte: Corke

Tipiche suddivisioni in posti di prima classe, business ed economici in un layout a 2 e 3 classi di posti:

Business and economy (10%, 90%)

First class, business, economy (8%, 13%, 79%)

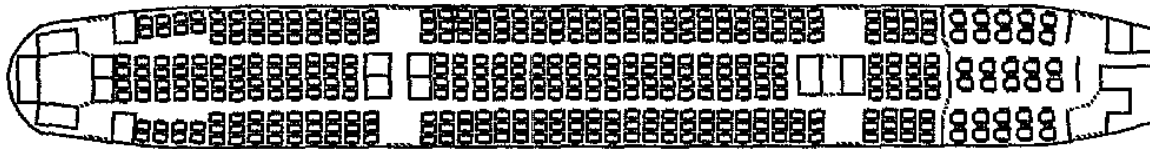


Il progetto della fusoliera: allestimento della cabina

La flessibilità del layout è un requisito importante, sia per velivoli passeggeri ...



300 seats in three-class arrangement (three class at 60–38–32 pitch)



400 seats in two-class arrangement (two class at 38–32 pitch)



440 seats in a single class (single class at 32 pitch)

**Un velivolo,
3 diversi
allestimenti**

Fonte: Jenkinson

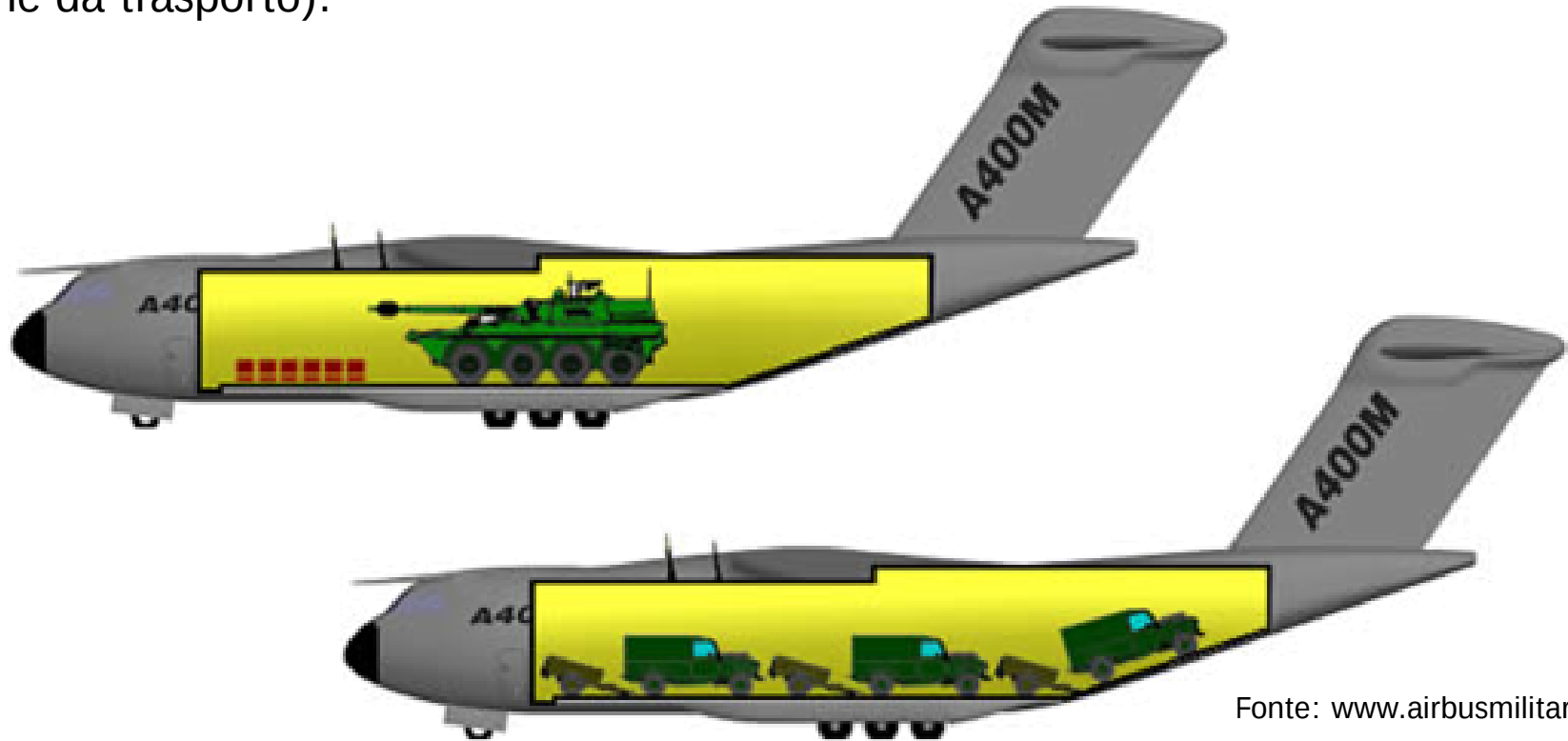
L'allestimento della cabina è piuttosto flessibile: l'aerolinea può decidere come usare la capacità di carico del velivolo.

Grandi differenze nella densità sussistono tra la classe turistica e la prima classe. Lo stesso velivolo può essere riconfigurato da una configurazione ad alta densità ad una configurazione a 2 o 3 classi



Il progetto della fusoliera: allestimento della cabina

... che per i velivoli da trasporto merci e i velivoli militari (sia da combattimento che da trasporto).

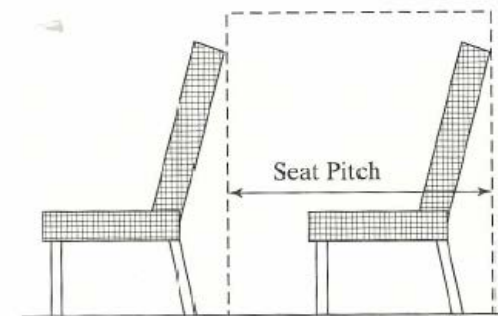
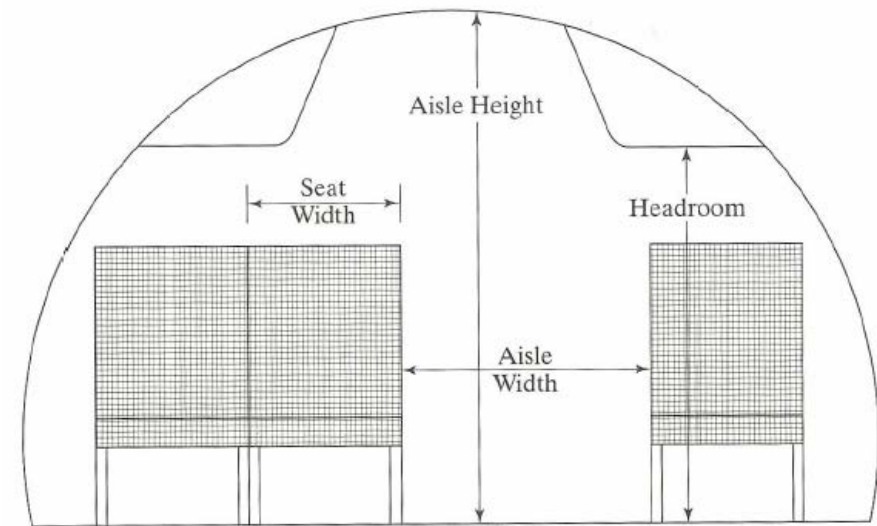


Fonte: www.airbusmilitary.com

Il successo di un velivolo è largamente determinato dalla sua flessibilità d'uso! La flessibilità non si raggiunge semplicemente! La si può ottenere in seguito ad una opportuna progettazione. Non si disegna prima la cabina e poi si vede cosa può contenere!!! Si progetta la cabina **in relazione ed attorno** a ciò che si vuole contenere! Si deve progettare dall'interno verso l'esterno. (requisiti speciali possono in questo modo effettivamente vincolare la libertà delle scelte di progettazione)

Progetto della sezione trasversale di fusoliera

	Long range	Short range
Seat width (in)	17 - 28	16 -18
Seat pitch (in)	34 - 40	30 - 32
Headroom (in)	> 65	-
Aisle Width (in)	20 -28	> 15
Aisle Height (in)	>76	> 60
Lavatories/passengers	1/ (10-20)	1/ (40 -50)
Galley volume/passengers (ft ^3)	1- 8	0 - 1
Baggage/passengers (lbs)	40 - 60	40



I parametri indicati sopra assumono valori diversi in relazione alla tratta del velivolo: velivoli con autonomia maggiore devono garantire un livello più alto di comfort e la possibilità di portare più bagagli.

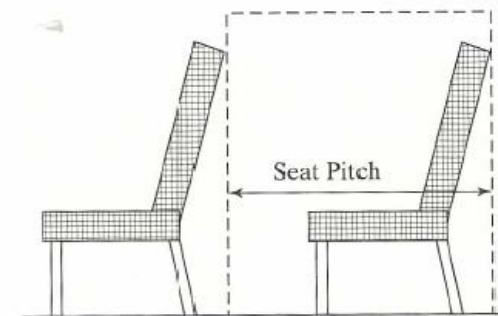
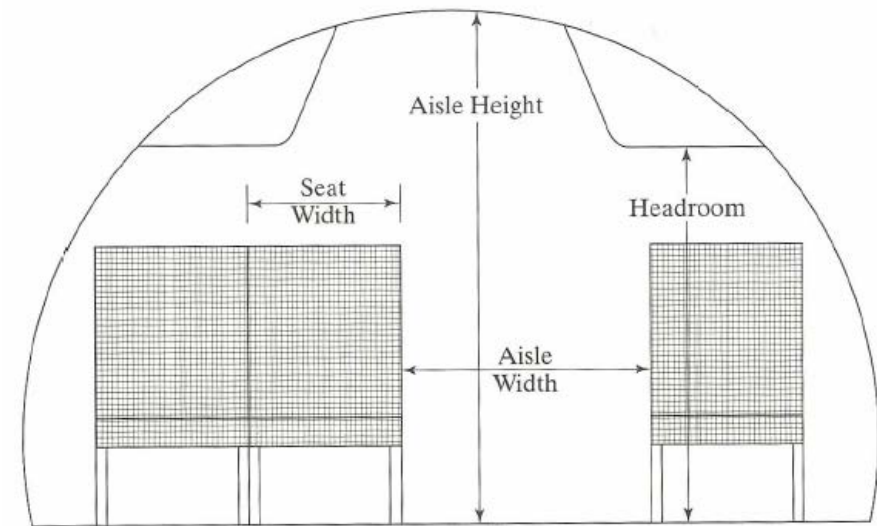
In linea di massima, quando si definisce la disposizione dei passeggeri, e quindi il numero di corridoi, Torenbeek suggerisce:

Numero di passeggeri > 150 => 2 corridoi (*aisles*)

Numero di passeggeri > 500 => due ponti

Progetto della sezione trasversale di fusoliera

	Long range	Short range
Seat width (in)	17 - 28	16 -18
Seat pitch (in)	34 - 40	30 - 32
Headroom (in)	> 65	-
Aisle Width (in)	20 -28	> 15
Aisle Height (in)	>76	> 60
Lavatories/passengers	1/ (10-20)	1/ (40 -50)
Galley volume/passengers (ft ^3)	1- 8	0 - 1
Baggage/passengers (lbs)	40 - 60	40



I regolamenti fissano il livello minimo di comfort e prescrivono il minimo spazio richiesto per una evacuazione sicura. Per velivoli aventi una capacità di carico di più di 44 passeggeri, deve essere dimostrato che il massimo carico di passeggeri incluso il numero di membri dell'equipaggio richiesti dai regolamenti per cui è richiesta la certificazione, può essere fatto evacuare dal velivolo al suolo in condizioni di emergenza simulata entro 90 secondi. Il numero massimo di posti affiancati è altresì prescritto dai regolamenti.

Progetto della sezione trasversale di fusoliera

Table 9.1 Typical passenger compartment data

	First class	Economy	High density/ small aircraft
Seat pitch (in.)	38–40	34–36	30–32
Seat width (in.)	20–28	17–22	16–18
Headroom (in.)	> 65	> 65	–
Aisle width (in.)	20–28	18–20	≥ 12
Aisle height (in.)	> 76	> 76	> 60
Passengers per cabin staff (international-domestic)	16–20	31–36	≤ 50
Passengers per lavatory (40" × 40")	10–20	40–60	40–60
Galley volume per passenger (ft ³ /pass)	5–8	1–2	0–1

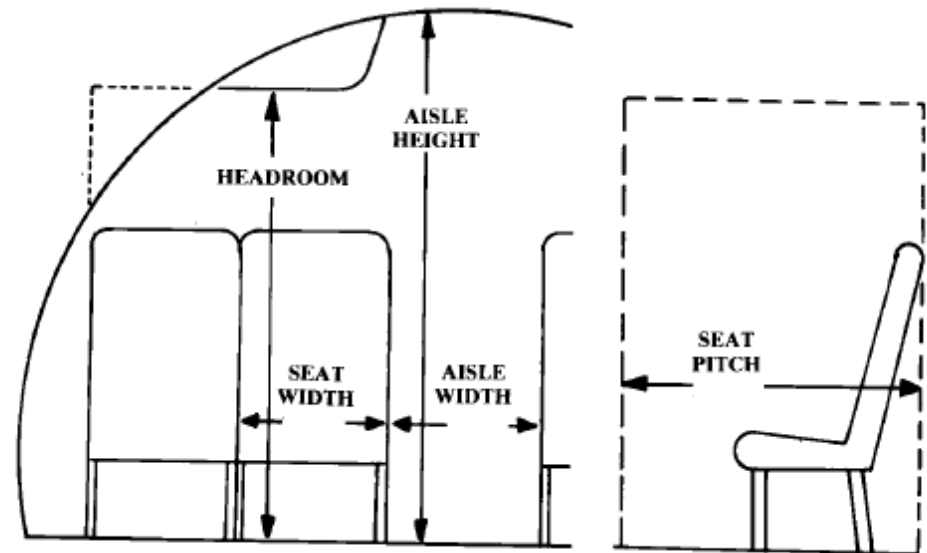


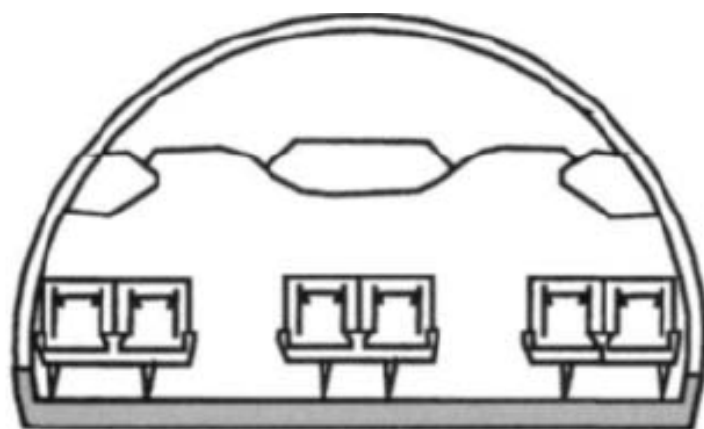
Fig. 9.3 Commercial passenger allowances.

Table 5.2 Typical seat widths

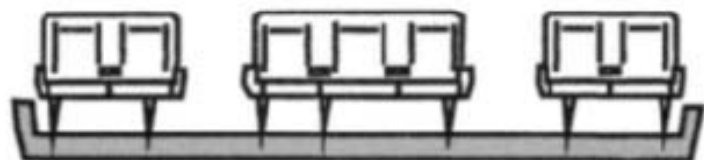
Class	Seat width (mm)	Seat width (in)
Charter	400–420	16–17
Economy	475–525	19–21
Business	575–625	23–25
First	625–700	25–28

(For reference a public service bus seat is approximately 425 mm [17 in] wide.)

Deck layout



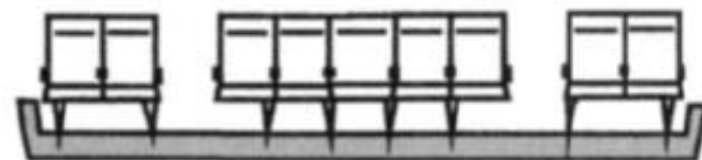
First Class (6 abreast)



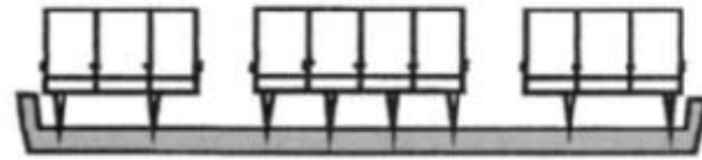
Business Class (7 abreast)



Economy Class (8 abreast)



Economy Charter Class (9 abreast)



Charter Class (10 abreast)

Fig. 5.8 Seat options for different compartments (classes) (source Boeing data).

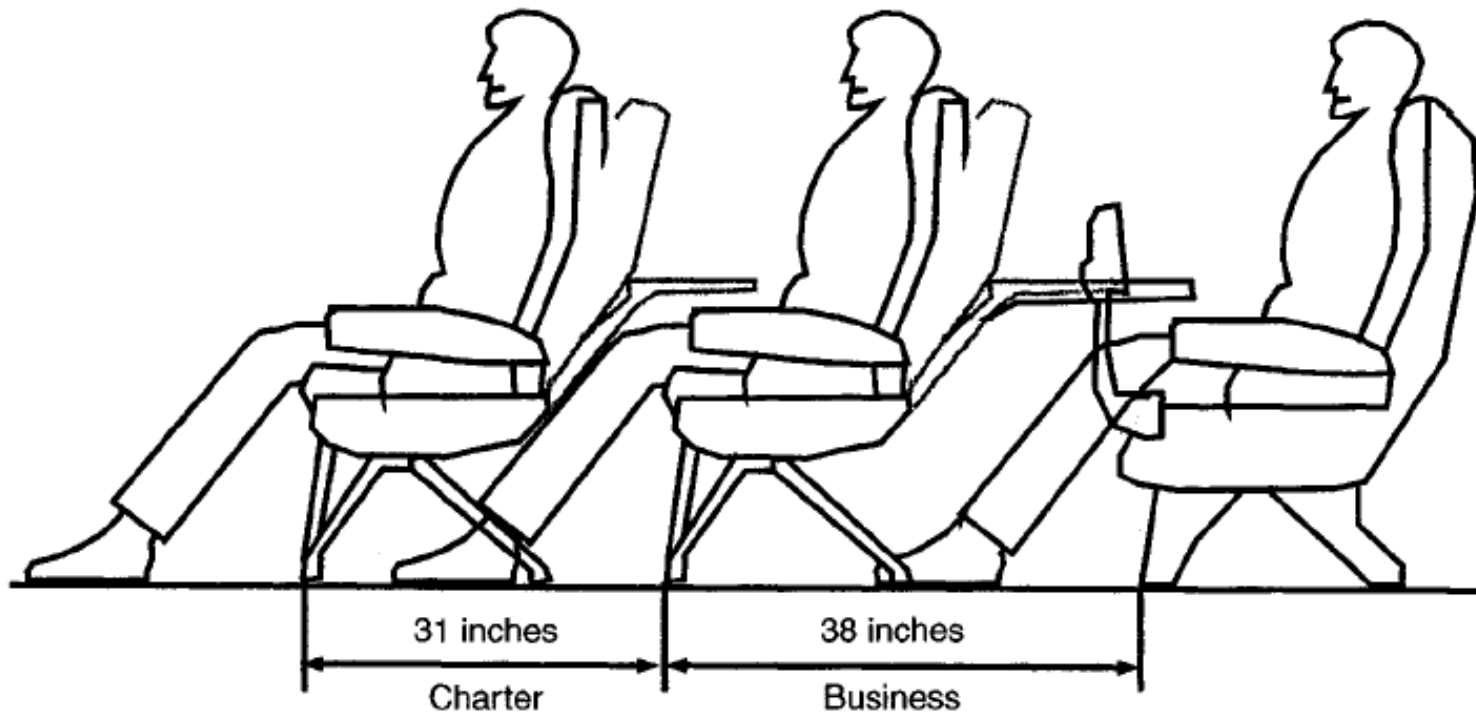
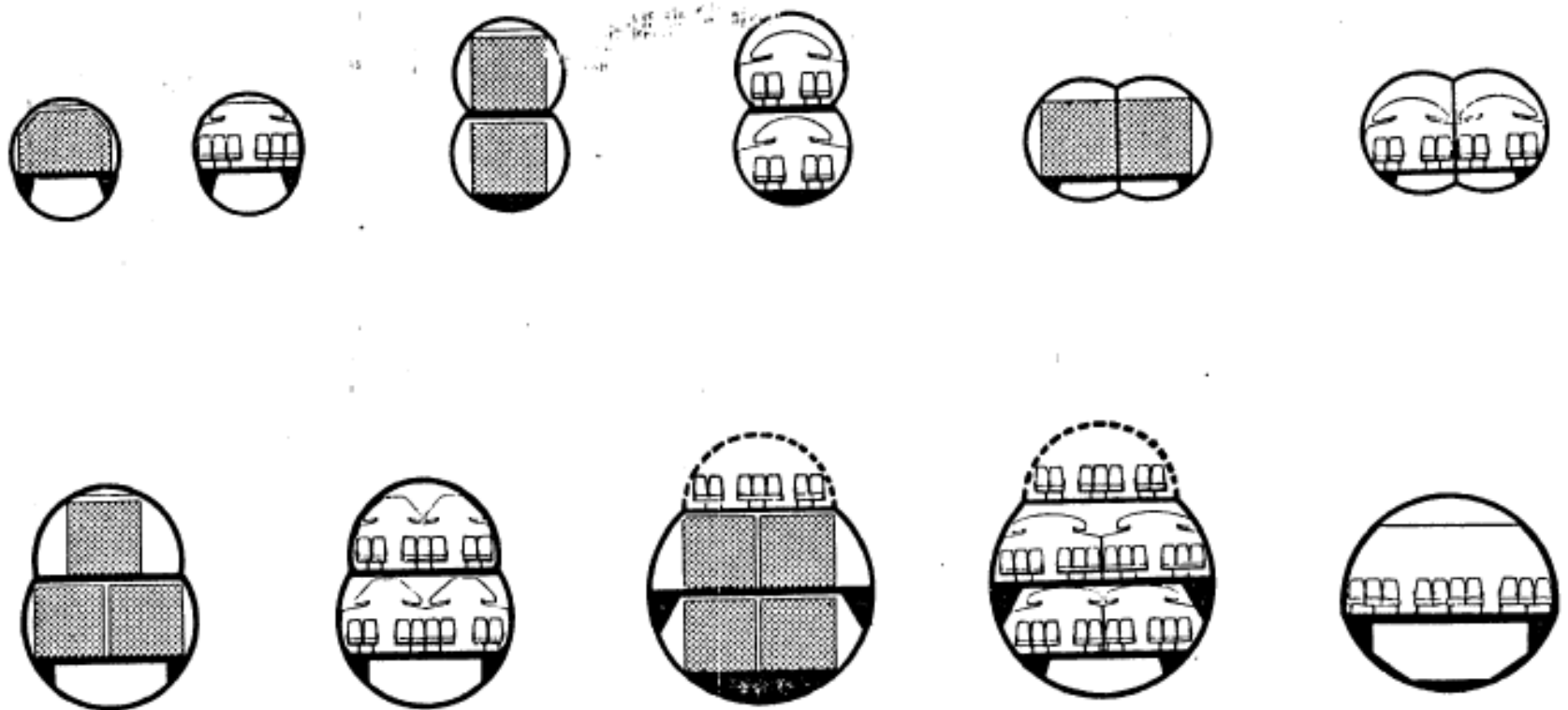


Fig. 5.10 Seat pitch options.

Table 5.3 Typical seat pitch

Class	Seat pitch (mm)	Seat pitch (in)
Charter	700–775	28–31
Economy	775–850	31–34
Business	900–950	36–38
First	950–1050+	38–42+

Fuselage sections



Some of the basic cross-sectional alternatives that Douglas has considered for the very large aircraft project, with a present-day cross section to provide scale. Prime requirement is for the 8 ft x 8 ft container to be carried efficiently. The bottom-row (middle) designs could alternatively be made circular, dispensing with the upper (dotted) lobe.

Il progetto della fusoliera: allestimento della cabina

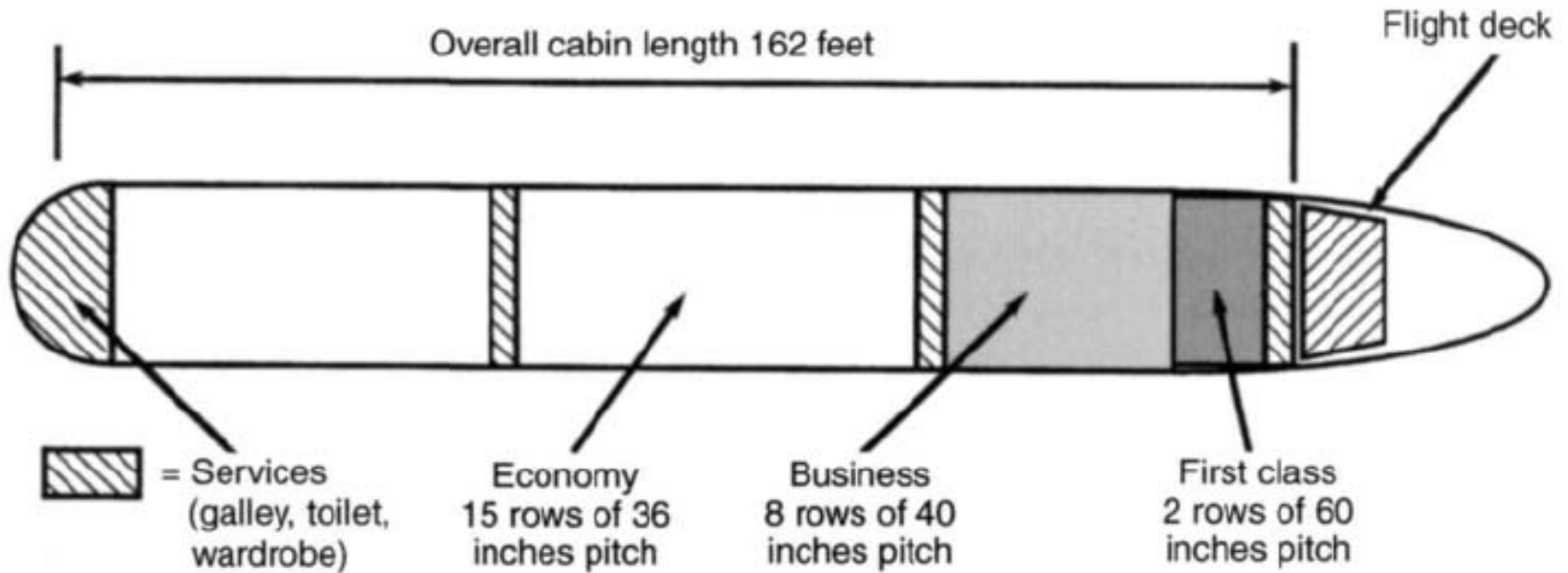
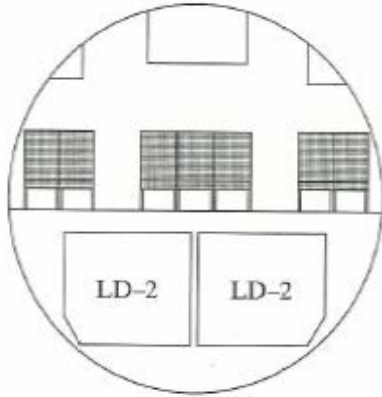
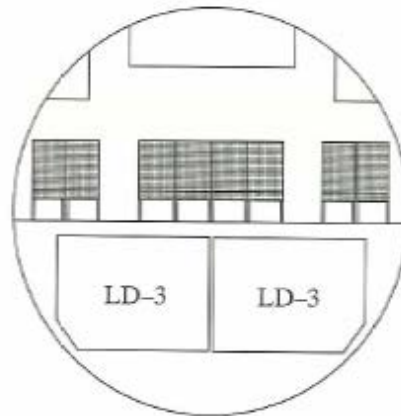


Fig. 5.20 Example aircraft cabin layout.

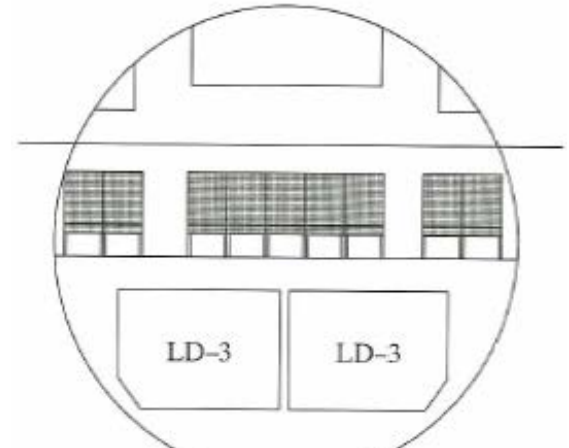
Progetto della sezione trasversale di fusoliera



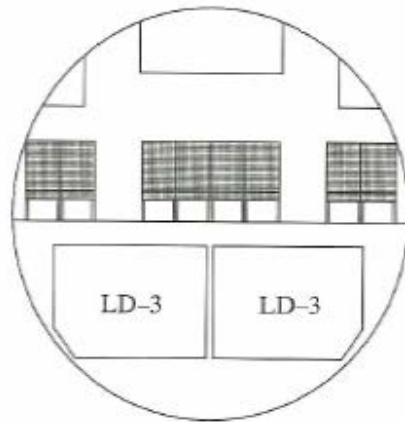
Boeing 767



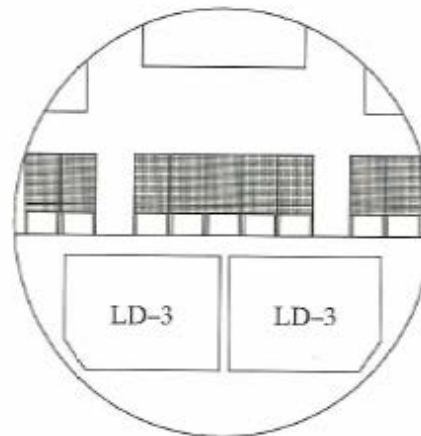
Airbus A300



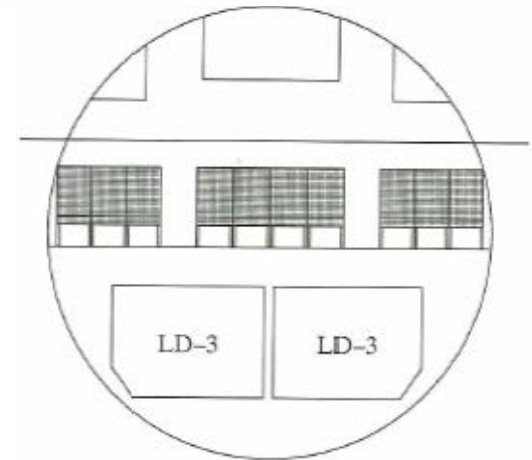
Boeing 777



Lockheed L-1011



McDonnell Douglas DC-10

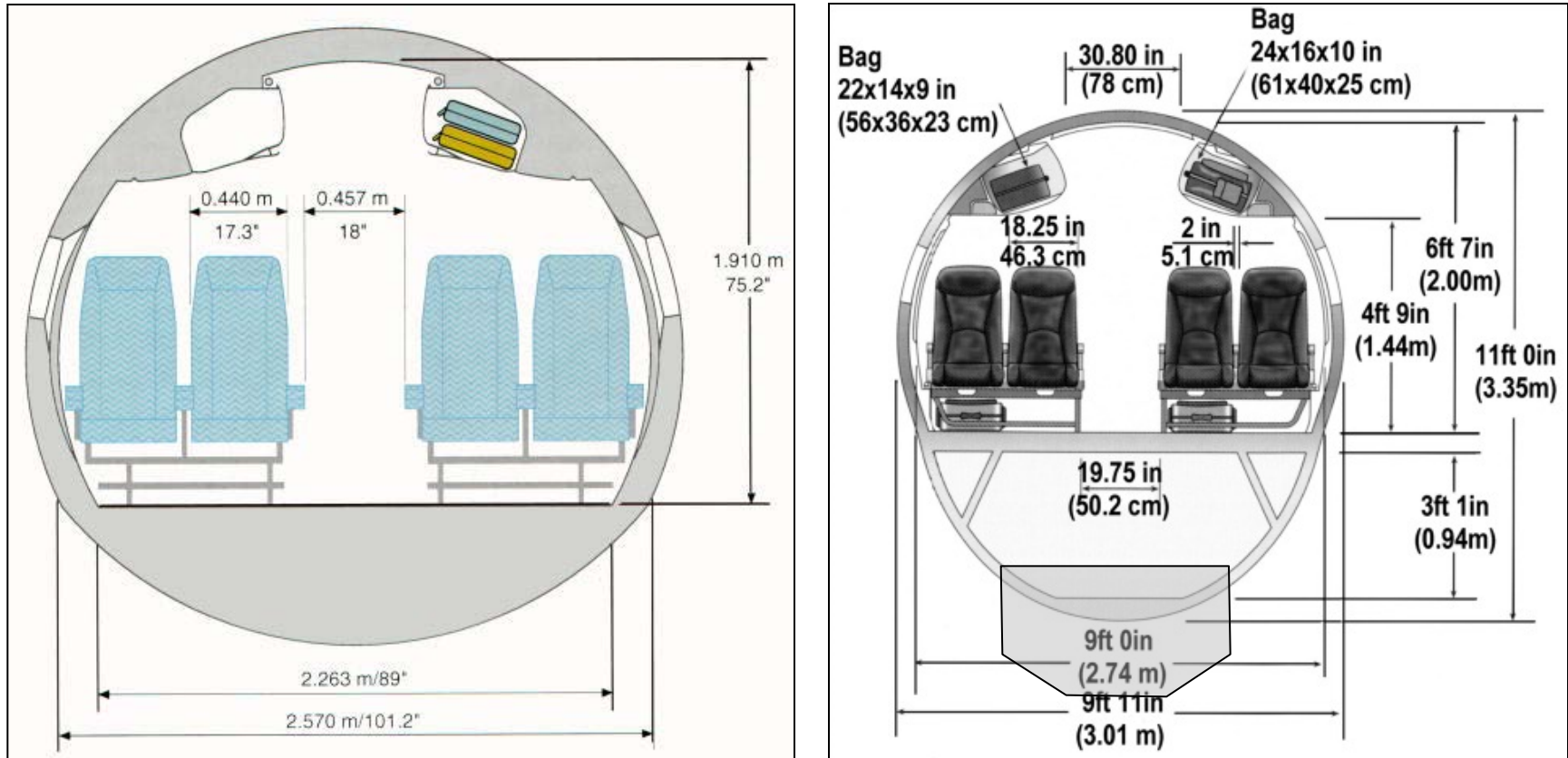


Boeing 747

Su velivoli che hanno solo un corridoio passeggeri, non più di 3 sedili affiancati possono essere posti su ciascun lato del corridoio in ciascuna fila.

Le configurazioni dei posti nelle figure sono tipiche della classe turistica.

Progetto della sezione trasversale di fusoliera



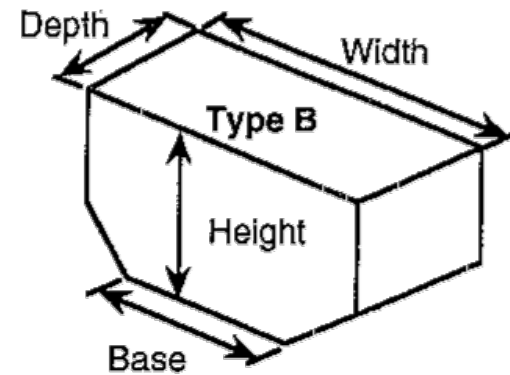
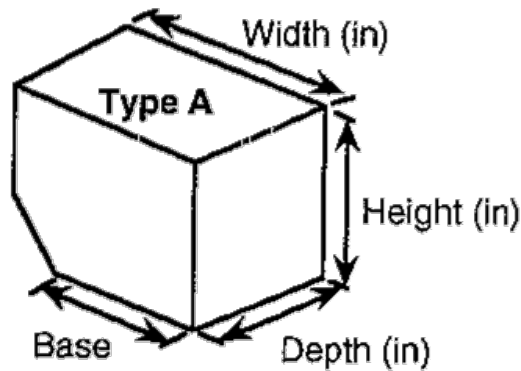
Come primo obiettivo si devono fornire disegni tecnici simili per illustrare il progetto della sezione di fusoliera

La sezione trasversale è tipicamente progettata per involuppare il carico pagante. Si osservi come la forma risultante si più discostare dalla sezione circolare che costituisce l'ottimo dal punto di vista strutturale.

La pancia piatta in un caso legata alla ridotta dimensione complessiva del velivolo comporta quindi impossibilità di portare carico in containers al disotto del ponte passeggeri.

Nel secondo caso (destra) una forma a doppia calotta è stata usata per creare lo spazio per i container standard, senza accrescere inutilmente il raggio della sezione globale. Si noti la posizione del pavimento all'interaccia delle sezioni superiore ed inferiore.

Contenitori standard cargo



Designation	Width	Height	Depth	Base	Maximum load (lb)	Notes
LD-1	92 0	64 0	60 4	61 5	3500	Type A
LD-2	61 5	64 0	60 4	47 0	2700	Type A
LD-3	79 0	64 0	60 4	61 5	3500	Type A
LD-4	96 0	64 0	60 4	—	5400	Rectangular
LD-5	125 0	64 0	60 4	—	7000	Rectangular
LD-6	160 0	64 0	60 4	125 0	7000	Type B
LD-7	125 0	64 0	80 0	—	13 300	Rect/Contoured
LD-8	125 0	64 0	60 4	96 0	5400	Type B
LD-9	125 0	64 0	80 0	—	13 300	Rect/Contoured
LD-10	125 0	64 0	60 4	—	7000	Contoured
LD-11	125 0	64 0	60 4	—	7000	Rectangular
LD-29	186 0	64 0	88 0	125 0	13 300	Type B

Fonte Jenkinson

Numero e tipo di uscite di emergenza

Numero e tipo di uscite di emergenza per numero di passeggeri, per ciascun lato della fusoliera (C.S. 25.807)

No. Pass.	Type I	Type II	Type III	Type IV
1-9				1
10-19			1	
20-39		1	1	
40-79	1		1	
80-109	1		2	
110-139	2		1	
140-179	2		2	
180-299	Add exits so that 179 plus "seat credits" $\geq$ passenger number.			
	Seat Credit		Exit Type	
	12		Single Ventral	
	15		Single Tailcone	
	35		Pair Type III	
	40		Pair Type II	
	45		Pair Type I	
	110		Pair Type A	
≥ 300	Use pairs of Type A or Type I with the sum of "seat credits" $\geq$ passenger number.			



Figure tratte da www.Aviation-safety.net



Numero e tipo di uscite di emergenza

Il numero e la dimensione delle uscite di emergenza è basato sul numero di passeggeri (SENZA CREW)

Da 1 a 179 passeggeri il numero di uscite di emergenza può essere trovato usando la tabella nella slide precedente.

Riferirsi a CS 25.807.

Si noti che il numero di uscite di emergenza indicato è inteso **per ciascun lato della fusoliera!**

(per esempio per un massimo di 9 passeggeri è richiesta un'uscita di tipo IV sul lato destro della fusoliera e un'altra uscita di tipo IV sul lato sinistro)

Per più di 179 passeggeri (fino 299) si applica un sistema a “credito di posti”:

Una coppia di uscite di tipo A (una per lato della fusoliera) permette di imbarcare 179+110 passeggeri.

Una coppia di uscite di tipo I (una per lato della fusoliera) permette di imbarcare 179+45 passeggeri.

...

Una uscita singola in coda permette di imbarcare 179+15 passeggeri

Una uscita singola ventrale permette di imbarcare 179+12 passeggeri

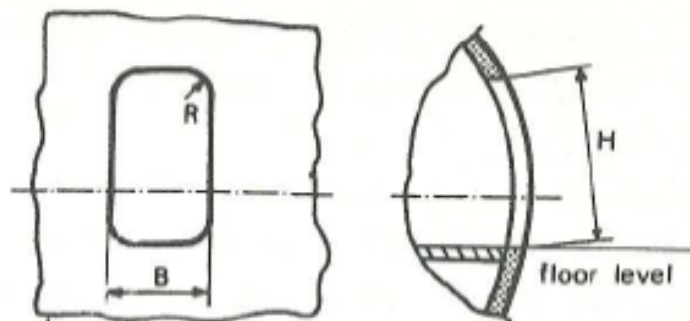
Oltre i 299 passeggeri, tutte le uscite devono essere o di tipo A o di tipo I: una coppia di uscite di tipo A (una per lato) deve essere inserita ogni 110 passeggeri (o una coppia di uscite di tipo I ogni 45 passeggeri)

Per poter imbarcare 600 passeggeri 6 coppie di uscite di tipo A devono essere installate (6 per lato).

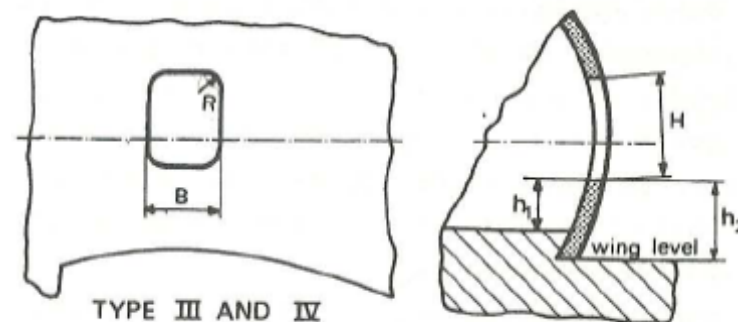
L'A380 presenta 8 coppie di porte tipo A, quindi è stato certificato per 880 passeggeri (8x110 passeggeri)

Non si possono collocare sedili di davanti alle porte di uscita, ciò richiede una maggiore lunghezza della fusoliera per un dato numero di file di posti.

Dimensioni delle uscite di emergenza



TYPE I AND II



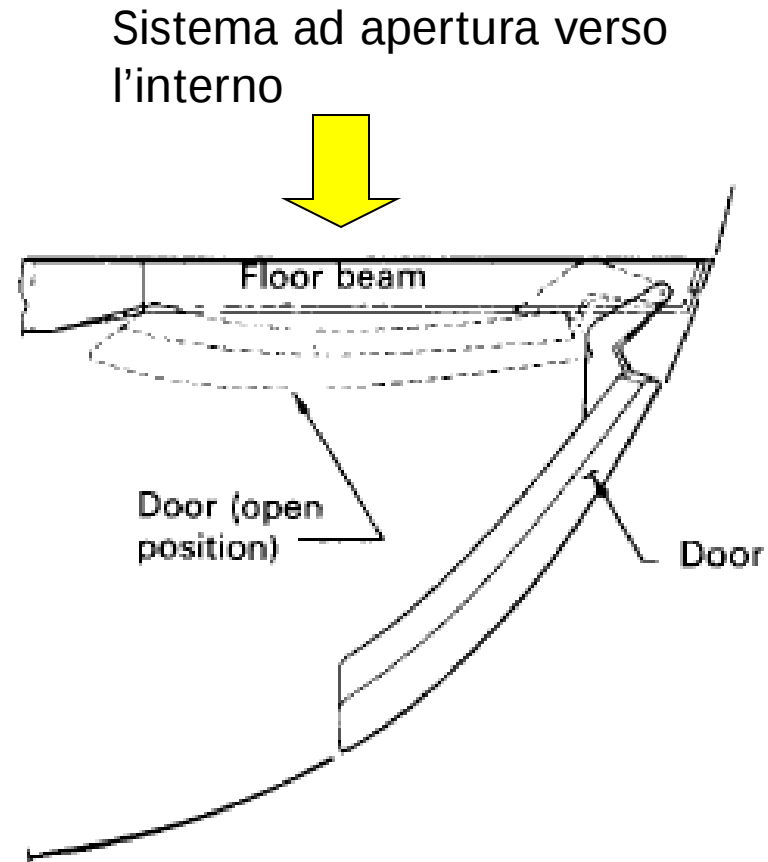
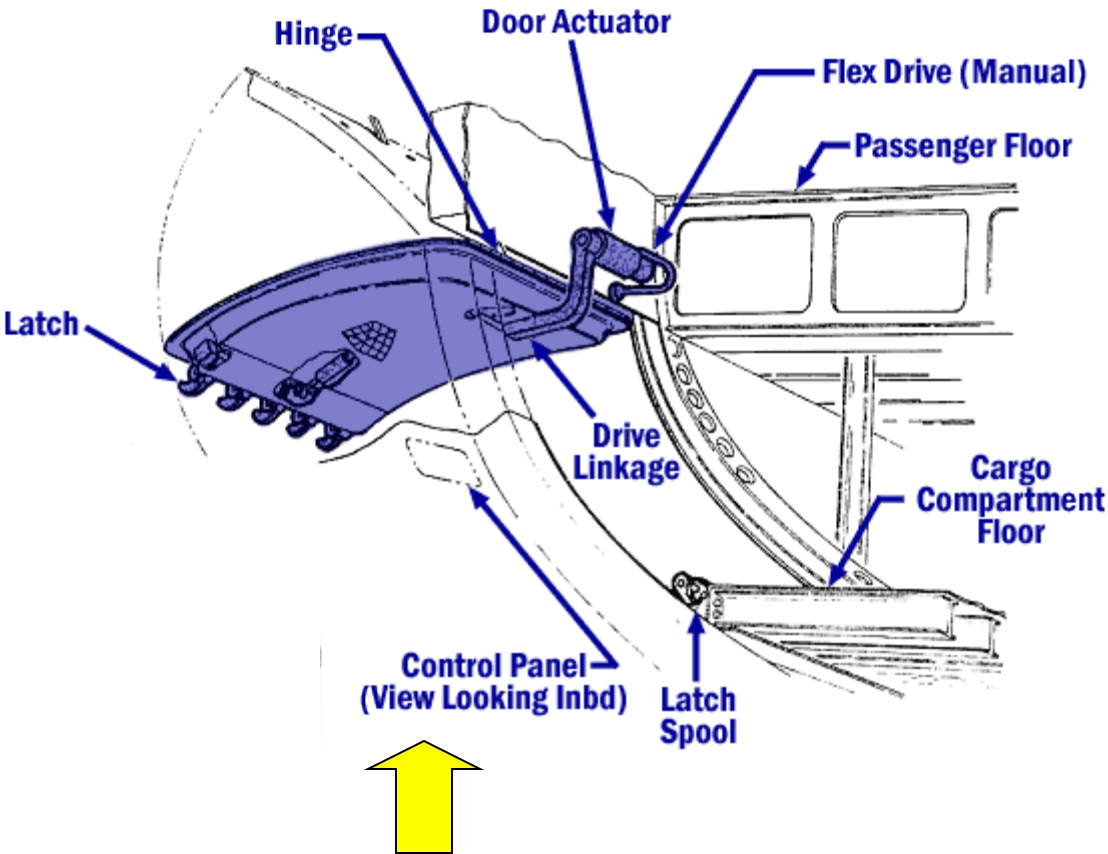
TYPE III AND IV

Type	Location	Min. Dimensions Width × Height (in.)	Min. Step Height Inside:Outside (in.)
Type I	Floor Level	24 × 48	—
Type II	Floor Level	20 × 44	—
	Overwing	20 × 44	10:17
Type III	Overwing	20 × 36	24:27
Type IV	Overwing	19 × 26	27:36
Tailcone	Aft of Pressure Hull	20 × 60	24 27
Ventral	Bottom of Fuselage	Equiv. Type I	—
Type A	Floor Level	42 × 72	—

In base alle CS 25.807

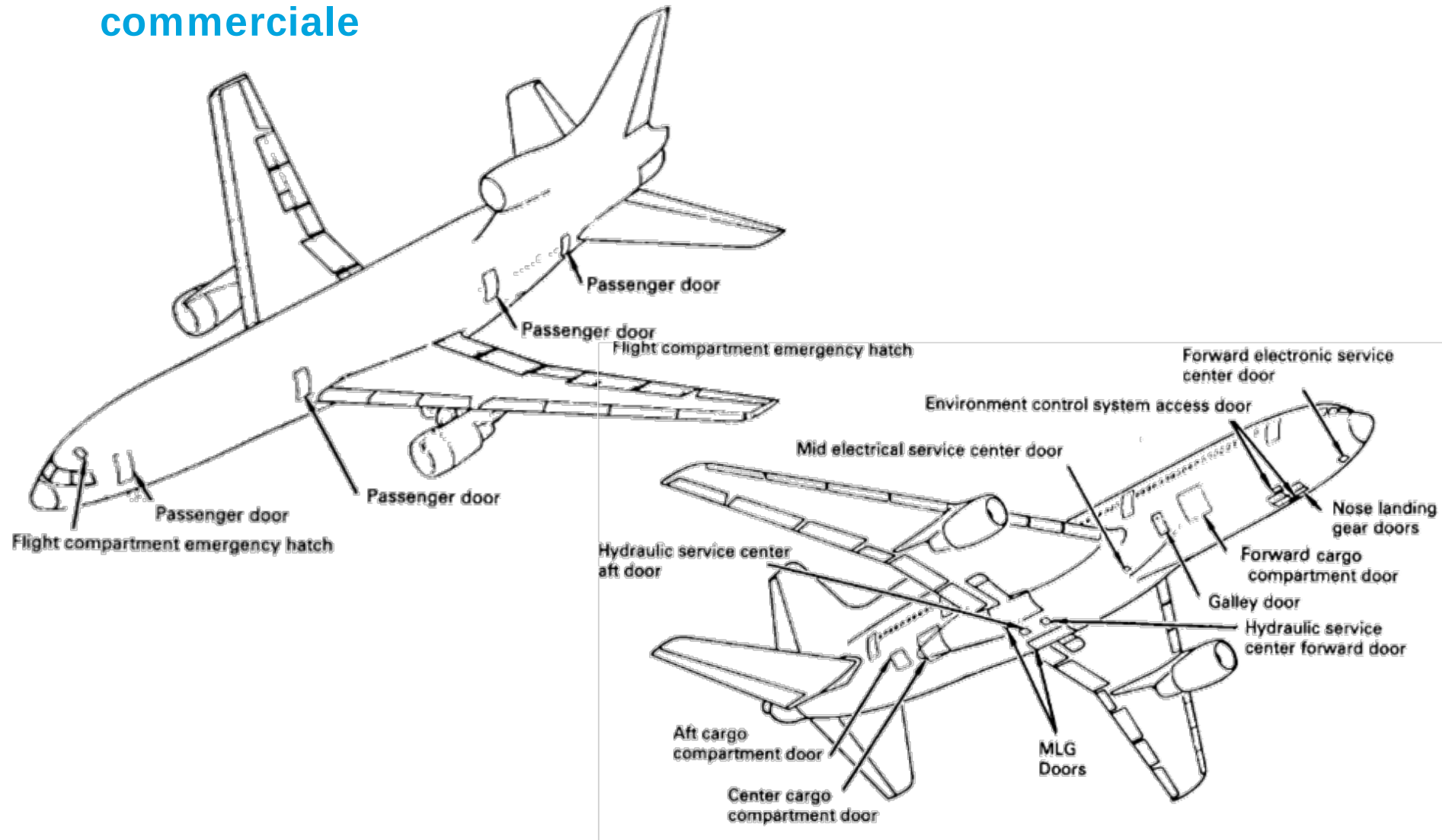
Da Toorenbeek

Porte cargo: diversi sistemi di apertura laterale



Fonte: <http://lessons.air.mmac.faa.gov> e Niu

Tipiche disposizioni dei portelloni su un velivolo da trasporto commerciale



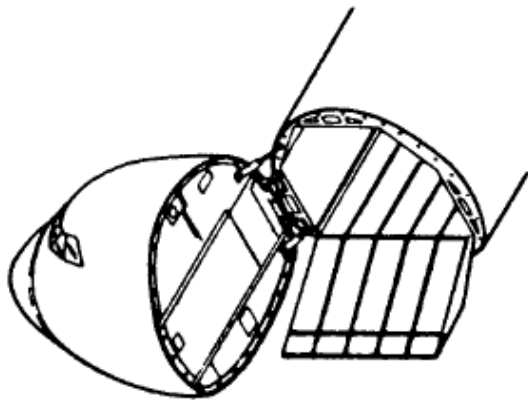
Fonte: Niu, Airframe Structural Design

Services

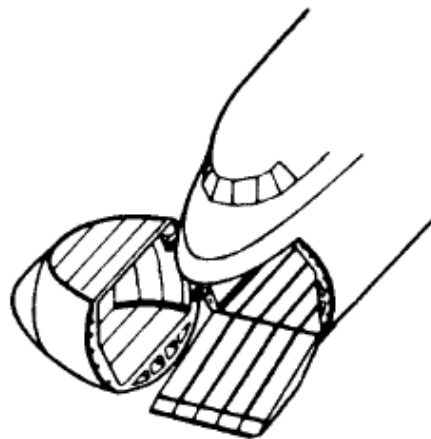
Aircraft type:	N pass -	Range N M	galleys		toilets			wardrobes	
			number	l x b (inch)	number	l x b (inch)	pass toilet	number	l x b (inch)
Aérospatiale N-262 Frégate	29	400	1	23 x 20	1	41 x 28	29	1	40 x 24
Crumman Gulfstream I	19	2100	1	34 x 25	1	67 x 37	19	1	36 x 32
Hawker Siddeley 748 srs 200	44	1000	1	37 x 14	1	53 x 35	44	-	
Fokker-VFW F.27 Friendship srs 200	48	1100	1	43 x 35	1	47 x 46	48	1	31 x 16
De Havilland Canada DHC-7	44	800	1	26 x 24	1	46 x 30	44	1	26 x 24
Lockheed L-188 Electra	95	2300	2	46 x 26	4	46 x 41	24	2	46 x 34
HFB 320 Hansajet	7	1000	1	24 x 24	1	30 x 26	7	1	24 x 15
Hawker Siddeley HS-125 srs 400	8	1450	-		1	35 x 28	8	1	24 x 12
Dassault Falcon 20.F	10	1500	1	27 x 18	1	44 x 30	10	1	51 x 25
Dassault Falcon 30/Mystère 40	34	750	-		1	41 x 31	34	-	
VFW-Fokker 614	40	700	1	35 x 28	1	55 x 32	40		65 x 40
Fokker VFW-F.28 Mk 1000	60	1025	1	44 x 25	1	58 x 25	60	1	25 x 21
BAC-111 srs 200/400	74	900	2	49 x 22	2	65 x 35	37	1	49 x 22
Mc Donnell Douglas DC-9 srs 10/20	80	1100	1	48 x 33	2	48 x 48	40	2	48 x 21
Boeing 737 srs 200	115	1800	1	55 x 43	2	43 x 34	58	1	55 x 43
Aérospatiale Caravelle 12	118	1000	1	51 x 43	2	55 x 43	59	2	24 x 17
Dassault Mercure	140	800	-		2	47 x 34	70	2	49 x 16
Boeing 727 series 200	163	1150	2	51 x 32	3	43 x 39	55	-	
Europlane	191	1400	3	42 x 42	4	42 x 42	48	1	52 x 26
A-300 B2	295	1600	3	-	5	59 x 35	59	-	
Lockheed L-1011	330	2700	1	20 x 13.5 ft ²	7	45 x 36	47	-	head racks
Mc Donnell Douglas DC-10	380	3000	1	under floor galley	9	40 x 40	42	2	6.3 x 1.8 ft ²
BAC-VC-10	135	4200	1	49 x 32	5	47 x 41	27	2	42 x 24
Boeing 707-320 B	189	5000	2	79 x 47	4	40 x 37	48	1	79 x 43
Mc Donnell Douglas DC-8 srs 63	251	4000	2	48 x 34	5	42 x 42	50	4	34 x 20
Boeing 747	490	5000	4	6.6 x 2.1 ft ²	12	40 x 40	41	2	5.9 x 2.3 ft ²

Soluzioni speciali nel progetto della fusoliera per la sistemazione di grandi carichi

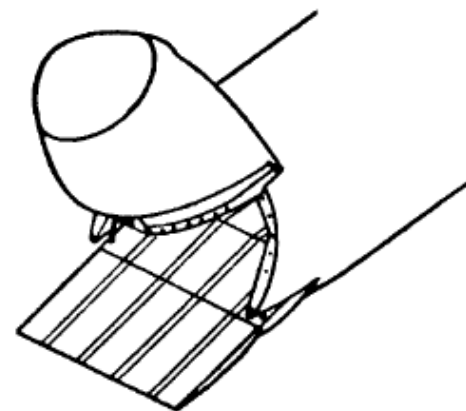
Esempi di soluzioni con sistema di carico a prua



(a) Full swing nose



(b) Raised cockpit, swing nose



(c) Raised cockpit, visor nose

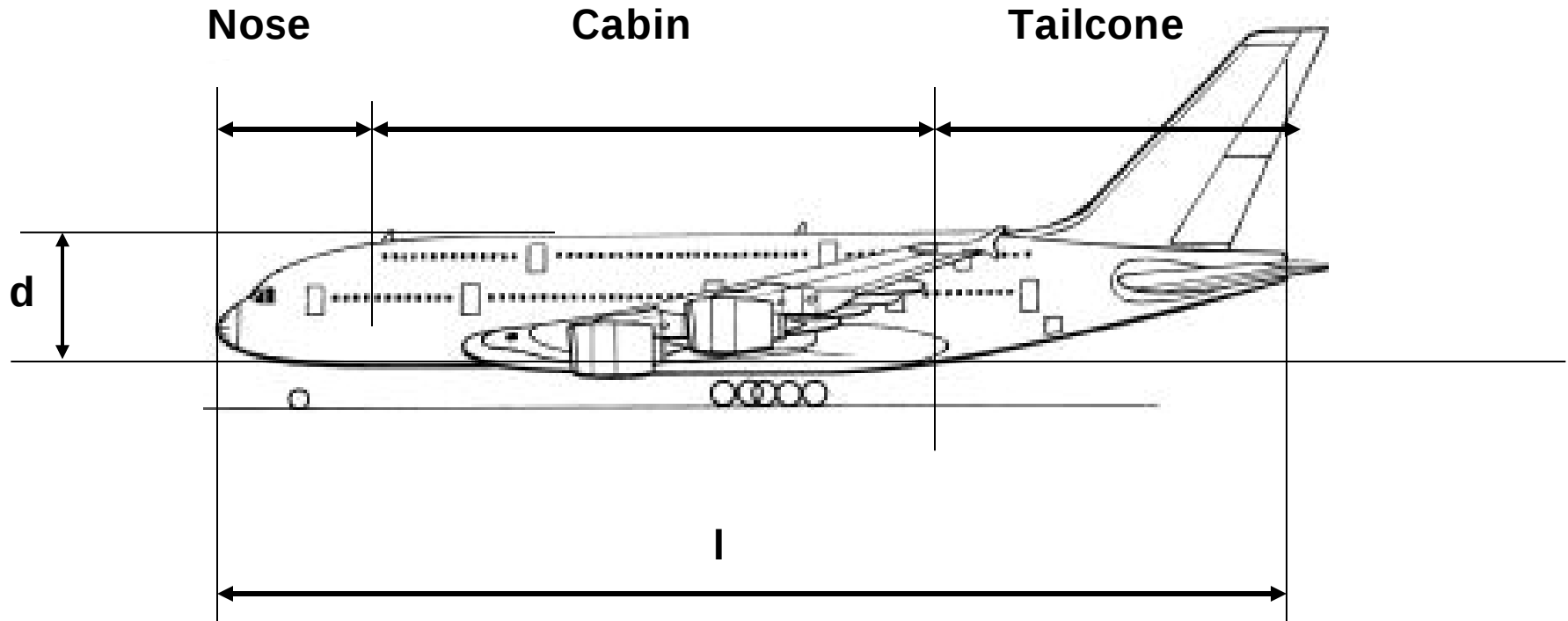


Fonte: Niu, Airframe Structural Design

Fuselage data

N per XSection	Max Abreast	NDecks	Layout	Width	Height	Aircraft Name
2	2	1	11	64	60	Lear25
2	2	1	11	65	70	DHC6
2	2	1	11	94	94	GIV
4	4	1	22	110	101	DHC7
4	4	1	22	104	104	Dash8-300
4	4	1	22	113	113	Concorde
5	5	1	23	134	134	BAC111
5	5	1	23	130	130	F100
5	5	1	23	131.5	143	MD80/717
6	6	1	33	148	-	737/757
6	6	1	33	147	-	DC8
6	6	1	33	140	140	BAE146
6	6	1	33	155.5	-	A320
7	7	1	232	198	217	767
7	7	1	232	186	-	7J7
8	8	1	242	222	-	A300/A310/A330/A340
9	9	1	252	237	237	MD11
9	9	1	252	235	235	L1011
9	9	1	252	244	244	777
16	9	2	333/232	266	336	A3xx Study (1994)
16	10	2	343/33	256	308	747
18	10	2	343/242	266	336	A380 Coach
19	11	2	353/242	-	-	MD-12 (study)
19	11	2	2342/242	307	373	Boeing NLA (study)
26	10	3	343/343/33	261	403	A 3-deck guess
29	12	3	343/363/232	335	403	Based on Douglas Study

Il progetto della fusoliera: considerazioni aerodinamiche



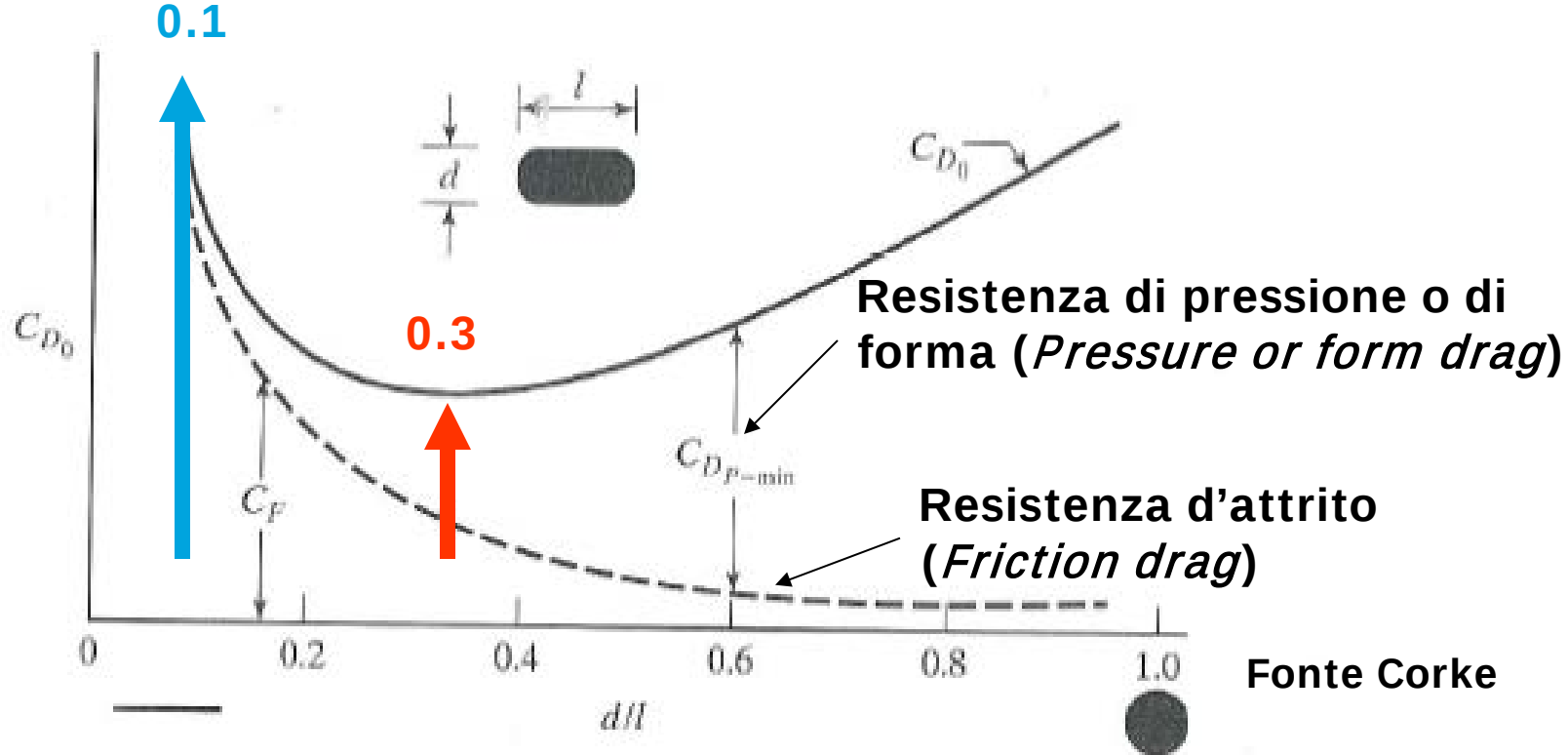
d/l : rapporto di finezza (*fineness* o *slenderness ratio*)*

* A volte anche l/d

Il valore del rapporto di finezza è definito come il rapporto tra il massimo diametro trasversale (si assume una sezione quasi circolare di fusoliera) e la lunghezza totale di fusoliera (dall'estremità di prua a quella del cono di coda). A volte anche l'inverso di tale grandezza è indicato come *fineness ratio*.

La cabina è la parte della fusoliera tipicamente a sezione trasversale costante usata per alloggiare i passeggeri o il carico pagante. In caso di grande cono di coda, è possibile ospitarvi passeggeri e cargo, anche se la minore sezione trasversale richiede una differente disposizione di posti e cargo.

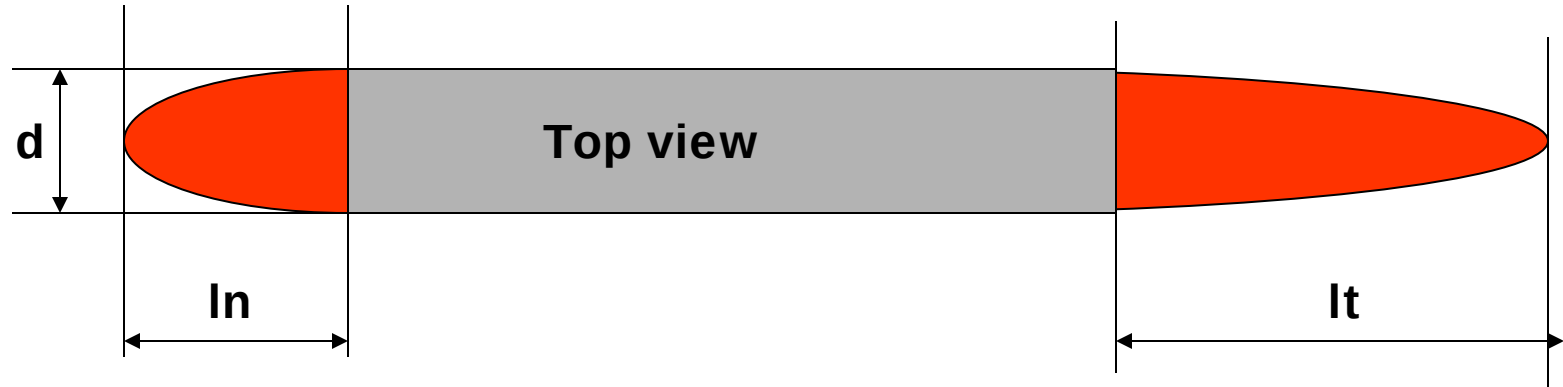
Il progetto della fusoliera: considerazioni aerodinamiche



Effetto del rapporto di finezza sui contributi della resistenza viscosa e di pressione alla resistenza complessiva di un corpo SUBSONICO

Grandi rapporti di finezza corrispondono ad aree bagnate ridotte, cioè bassi valori della resistenza di attrito. Ma tali corpi tozzi creano una notevole resistenza di scia.

Sezioni di prua e di coda: considerazioni aerodinamiche

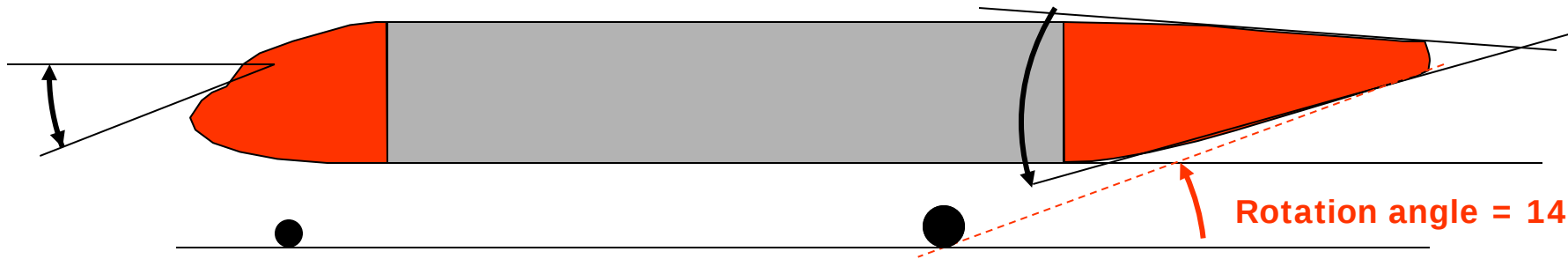


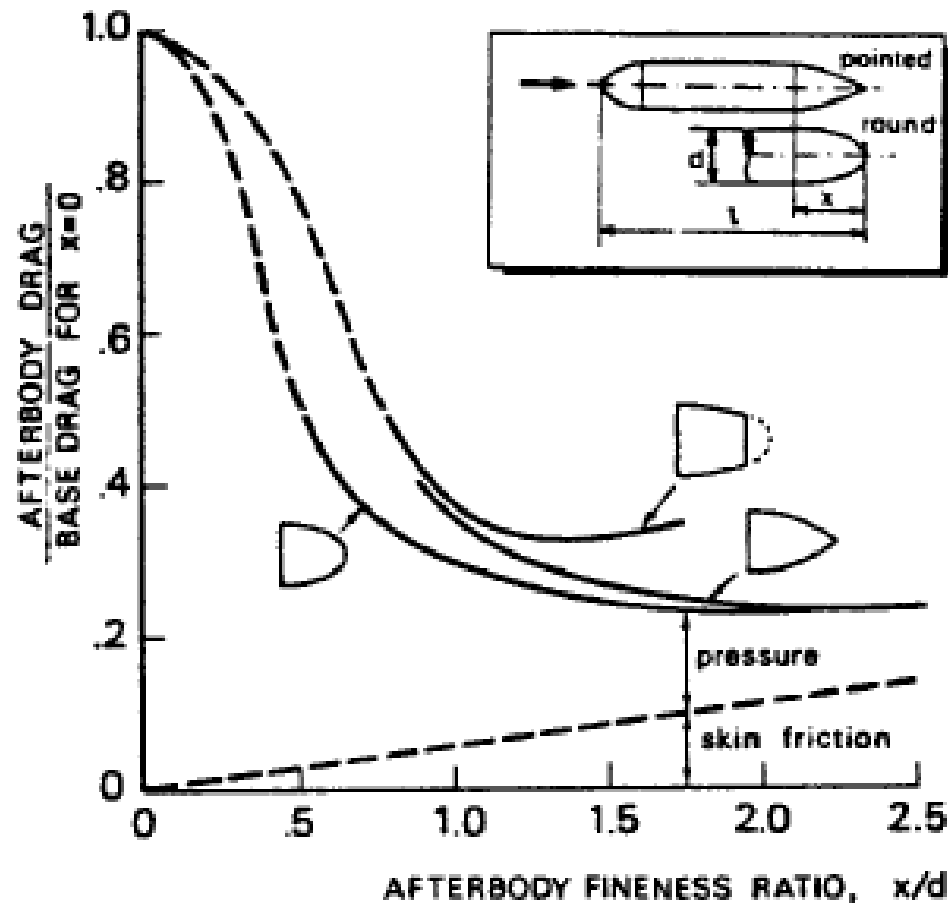
Typical l_n/D values: 1.2 – 2.5

Typical l_t/D values: 2 - 5

Overnose angle

Tail cone angle (divergence angle) $\leq 24^\circ$



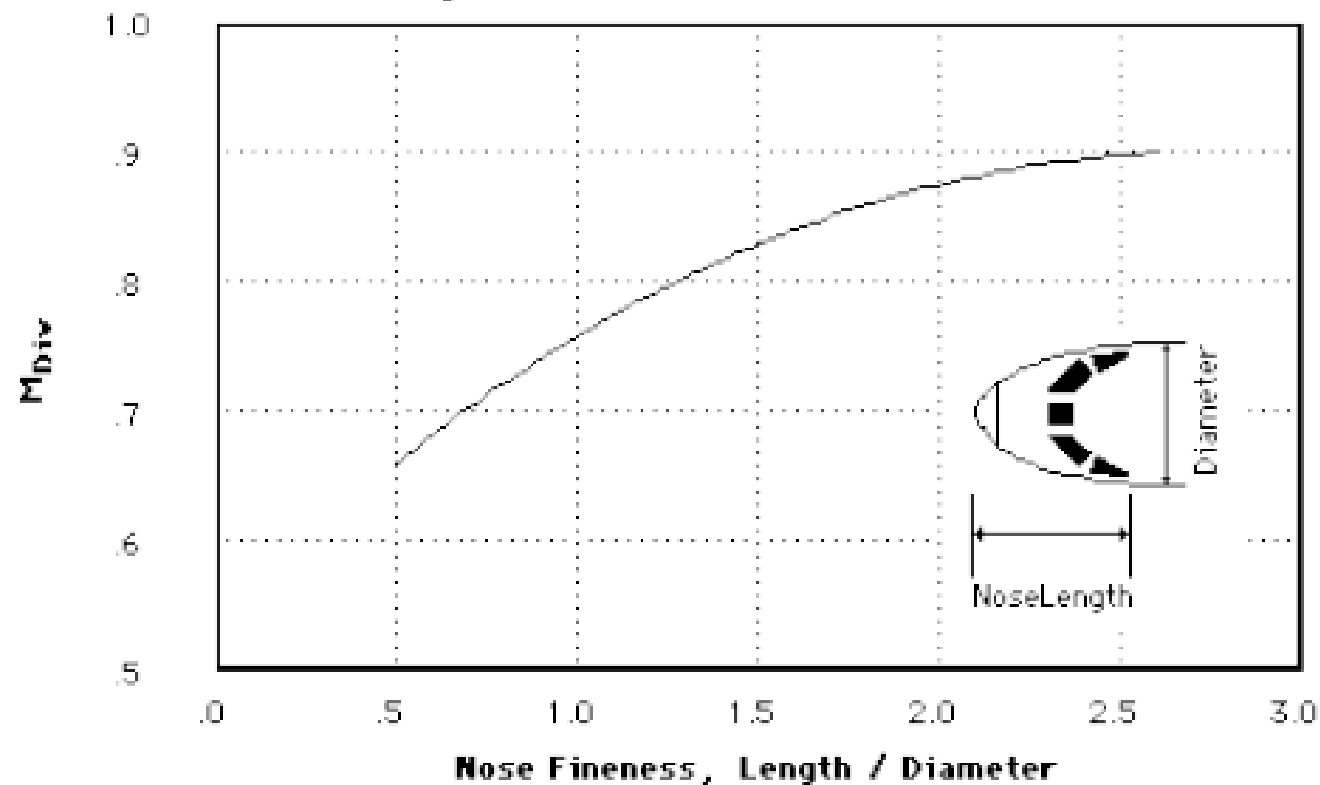


N.B. Parametro x/d

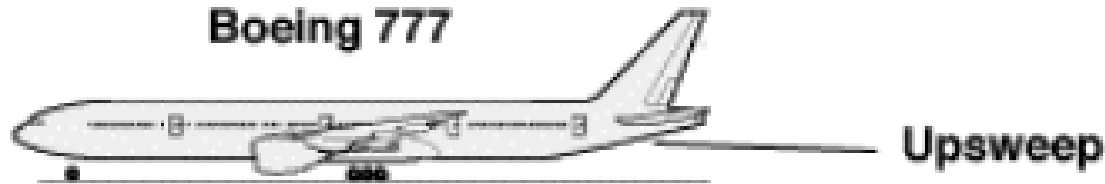
Fig. 3-4. Afterbody drag of a fuselage tail, when added to a cylindrical shape

Fuselage design prua

Effect of Nose Fineness on Drag Divergence Mach Number
Typical Transport Aircraft Shapes



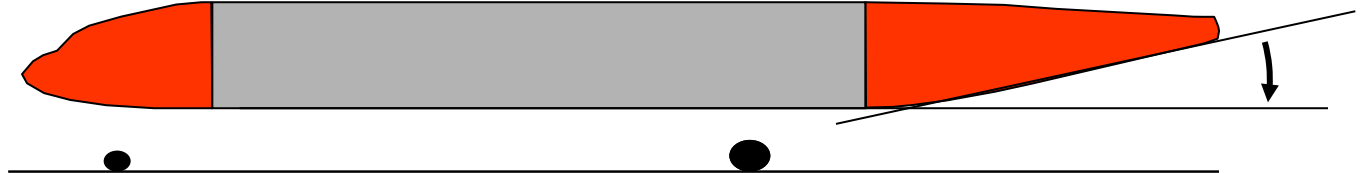
Fuselage design CODA



Upsweep circa $14-15^\circ$

**Incremento di C_D dovuto all'upsweep
della fusoliera - tipico :
6-8 drag counts
(0.0006-0.0008)**

**Angolo di upsweep del
cono di fusoliera (circa 10-15 deg)**



L'upsweep della fusoliera (necessario per garantire un opportuno angolo di rotazione) comporta un aumento di resistenza aerodinamica.

Fuselage design

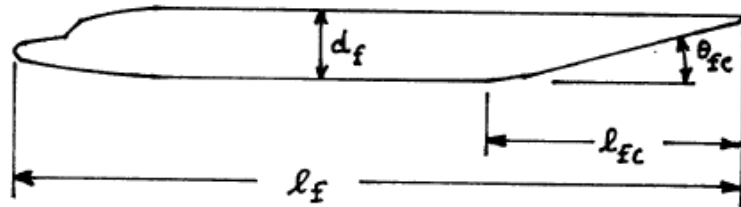


Table 4.1 Currently Used Geometric Fuselage Parameters
=====

Airplane Type	l_f/d_f	l_{fc}/d_f	θ_{fc} (deg)
Homebuilts	4 - 8	3*	2 - 9
Single Engine	5 - 8	3 - 4	3 - 9
Twins	3.6** - 8	2.6 - 4	6 - 13
Agricultural	5 - 8	3 - 4	1 - 7
Business Jets	7 - 9.5	2.5 - 5	6 - 11
Regionals	5.6 - 10	2 - 4	15 - 19***
Jet Transports	6.8 - 11.5	2.6 - 4	11 - 16
Mil. Trainers	5.4 - 7.5	3*	up to 14
Fighters	7 - 11	3 - 5*	0 - 8
Mil. Transports, Bombers and Patrol Airplanes	6 - 13	2.5 - 6	7 - 25****
Flying Boats	6 - 11	3 - 6	8 - 14
Supersonics	12 - 25	6 - 8	2 - 9

*Tailcone as defined by Figure 4.1 not easily defined
 Cessna 336 (Fig.3.9c) *Embraer Brasilia (Fig.3.16d)
 ****Lockheed Hercules (Fig.3.29d)

Fuselage design – pitching moment

$$C_{mf} = C_{m0f} + C_{m\alpha f} \cdot \alpha$$

$$C_{m0f} = \frac{K_2 - K_1}{36.5 \cdot S \cdot cma} \cdot \int_0^{l_F} W_F^2 \cdot (\alpha_{w0L} + i_{fcl}) \cdot dx$$

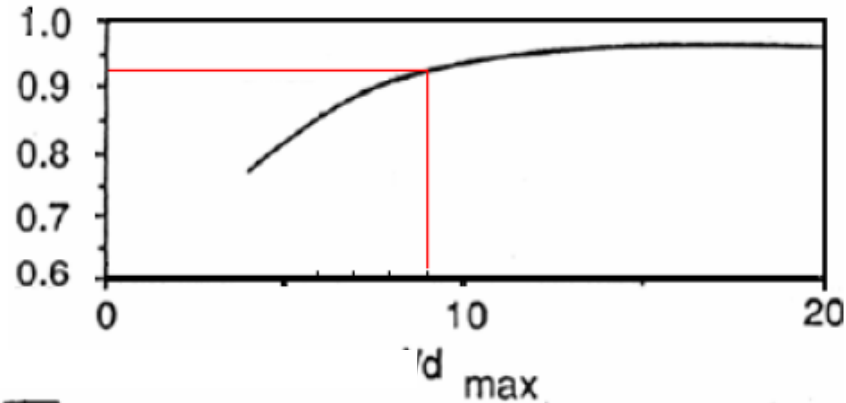
$$C_{m\alpha f} = \frac{1}{36.5 \cdot S \cdot cma} \cdot \left\{ \int_0^{l_{F1}} W_F^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 + 1 \right] \cdot dx_1 + \int_0^{l_{F2}} W_F^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 + 1 \right] \cdot dx_2 \right\}$$



$$C_{m0f} = \frac{K_2 - K_1}{36.5 \cdot S \cdot cma} \cdot \sum_{j=1}^n W_{Fj}^2 \cdot (\alpha_{w0L} + i_{fcl}) \cdot \Delta x$$

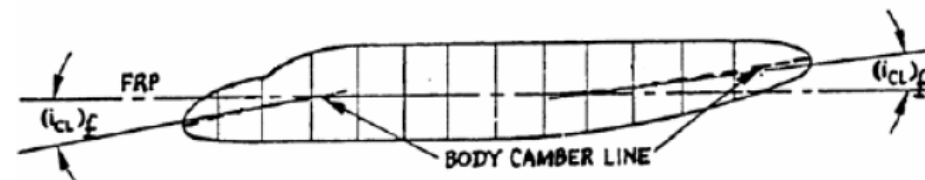
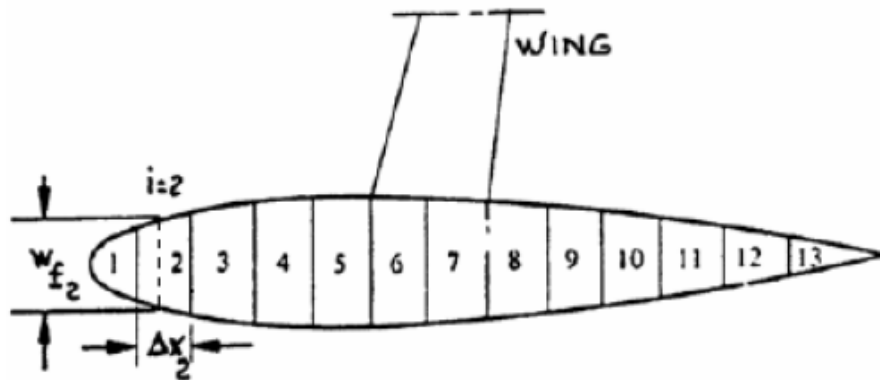
$$C_{m\alpha f} = \frac{1}{36.5 \cdot S \cdot cma} \cdot \left\{ \sum_{j=1}^{n1} W_{Fj}^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 + 1 \right] \cdot \Delta x_1 + \sum_{j=1}^{n2} W_{Fj}^2 \cdot \left[\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 + 1 \right] \cdot \Delta x_2 \right\}$$

Fuselage design – pitching moment



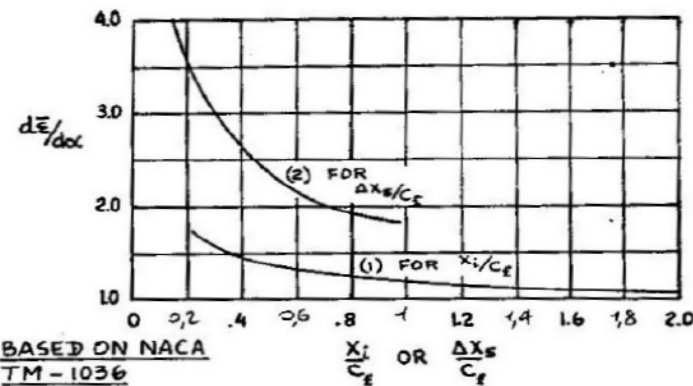
$$l/d_{max} = 9$$

$$K_2 - K_1 = 0.924$$

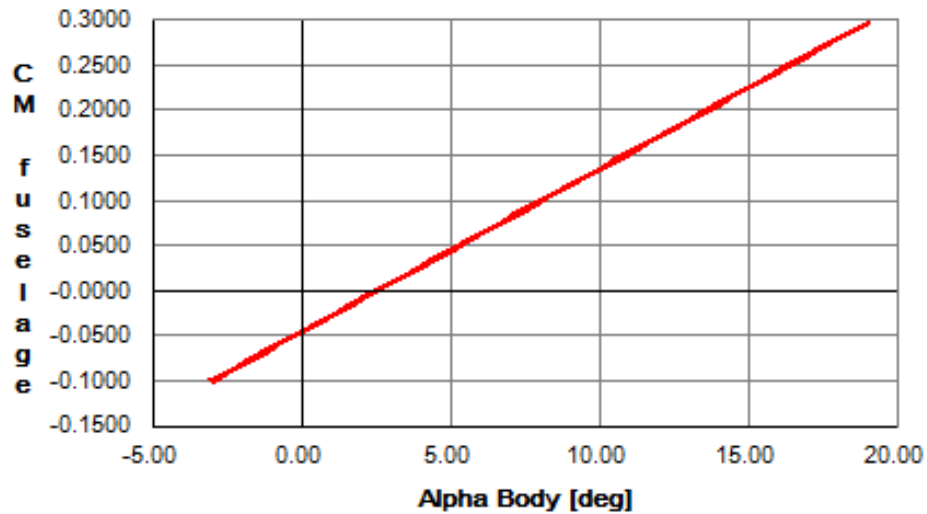
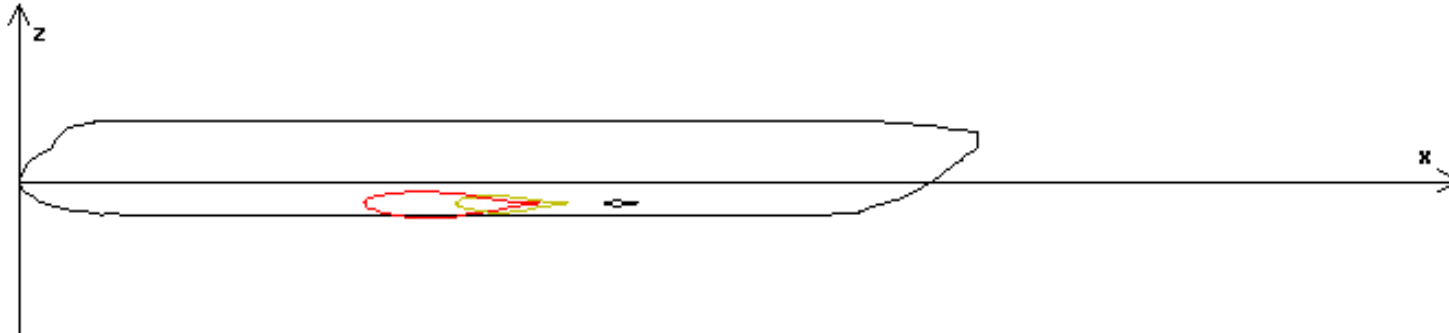


$$\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}\right)_1 = \left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}\right)_1 \cdot \frac{C_{L_{\alpha w}}}{0.0785}$$

$$\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}\right)_2 = \left[\frac{x_2}{l_{F2}} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) - 1 \right]$$

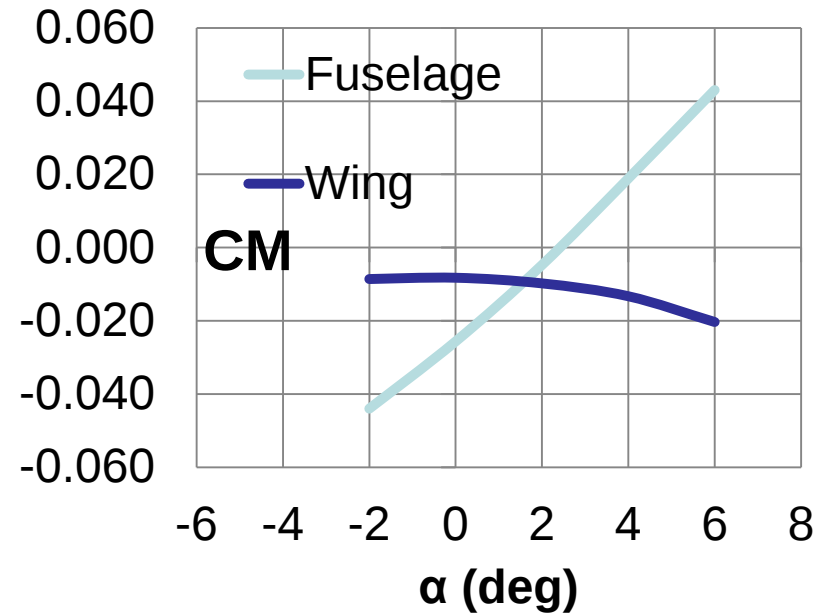
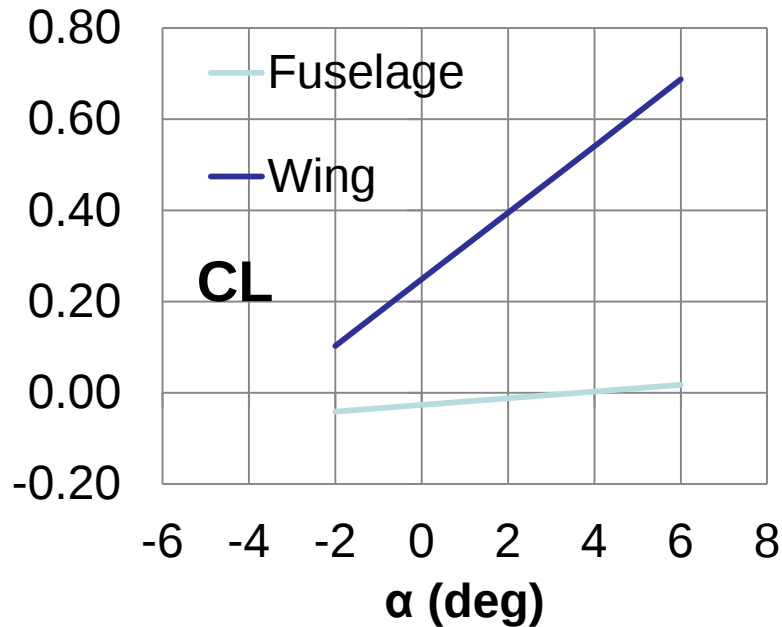


Fuselage design – pitching moment – B737



$C_{M_{CL=0}}$	-0.0947
C_{M_α}	0.0180
$\Delta X_{ac}/mac$	-0.215

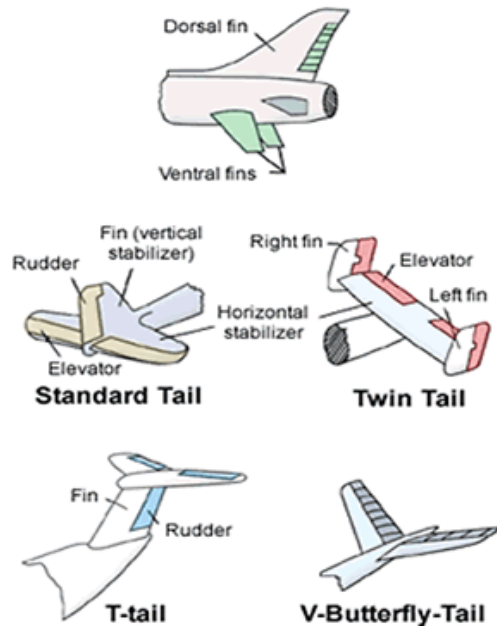
Fuselage design – pitching moment – TECNAM P2012



$$\Delta X_{ac BODY} = - \frac{CM_{\alpha BODY}}{CL_{\alpha_{WB}}} = \frac{0.0115}{0.0955} = 0.12$$

PIANI DI CODA!!!

A350 FUSELAGE



Light Aircraft

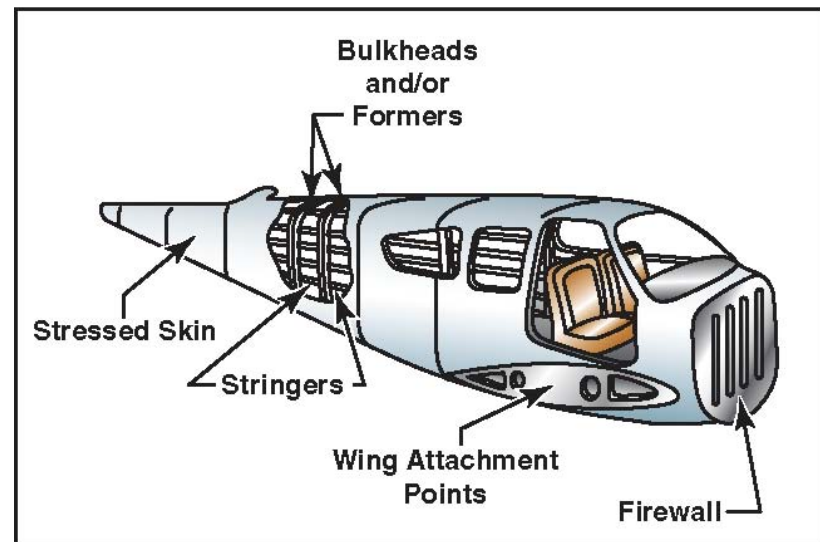


Figure 1-4. Semi-monocoque construction.

Table 8.3a) Twin Engine Propeller Driven Airplanes: Horizontal Tail Volume

and Elevator Data

Type	Wing Area	Wing mgc	Wing Airfoil	Hor. Tail Area	S_e/S_h	x_h	$\bar{V}_h$	Elevator Chord
	S	$\bar{c}$	root/tip	S_h				root/tip
	ft ²	ft	NACA*	ft ²		ft		fr. c_h
CESSNA								
310R	179	4.77	23018/23009	54.3	0.41	14.9	0.95	.42/.39
402B	196	4.77	23018/23009	60.7	0.29	16.5	1.07	.41/.39
414A	226	4.73	23018/23009	60.7	0.27	16.4	0.93	.37/.38
T303	189	4.9	23017/23012	48.1	0.42	14.9	0.78	.41/.44
PIPER								
PA-31P	229	5.79	63 ₁ A15/63 ₁ A12	68.7	0.44	16.2	0.84	.41/.51
PA-44-180T	184	4.34	NA	23.4	1.0	15.7	0.46	stabilator
Chieftain	229	6.00	63 ₁ A415/63 ₁ A212	61.4	0.38	16.1	0.72	0.38
Cheyenne I	229	5.69	63 ₁ A415/63 ₁ A212	70.5	0.40	15.7	0.85	.40/.41
Cheyen. III	293	7.33	63 ₁ A415/63 ₁ A212	61.8	0.39	23.7	0.68	.35/.44
BEECH								
Duchess	181	5.08	63 ₁ A415	39.4	0.35	15.6	0.67	0.40
Duke B60	213	6.60	23016.5/23010.5	62.0	0.27	14.5	0.64	0.39
Lear Fan								
2100	163	4.36	NA	55.0	0.23	13.1	1.01	.36/.31
Rockwell								
Comdr 700	200	5.28	NA	55.4	0.37	19.7	1.03	0.37
Piaggio								
P166-DL3	286	6.06	230 series	51.6	0.27	17.2	0.51	.40/.50
EMB-121	296	6.62	NA	62.9	0.43	20.3	0.65	.39/.46

* Unless otherwise indicated

Table 8.7a) Jet Transports: Horizontal Tail Volume and Elevator Data

Type	Wing Area	Wing $\bar{m}c$	Wing Airfoil	Hor. Tail Area	S_e/S_h	x_h	$\bar{V}_h$	Elevator Chord
	S	$\bar{c}$	root/tip	S_h				root/tip
	ft^2	ft		ft^2		ft		$fr. c_h$
BOEING								
727-200	1,700	18.0	BAC	376	0.25	67.0	0.82	.29/.31
737-200	980	11.2	BAC	321	0.27	43.8	1.28	.30/.32
737-300	1,117	10.9	BAC	330	0.24	49.7	1.35	.24/.34
747-200B	5,500	38.0	BAC	1,470	0.24	104.5	0.74	0.29
747SP	5,500	38.0	BAC	1,534	0.21	72.9	0.54	.32/.20
757-200	1,951	14.9	BAC	585	0.25	56.9	1.15	.29/.38
767-200	3,050	19.8	BAC	836	0.23	67.6	0.94	.30/.25
MCDONNELL-DOUGLAS								
DC-9 S80	1,270	15.7	N.A.	314	0.34	61.4	0.96	.39/.38
DC-9-50	1,001	11.8	N.A.	276	0.38	56.8	1.32	.41/.47
DC-10-30	3,958	24.7	N.A.	1,338	0.22	65.9	0.90	.25/.30
AIRBUS								
A300-B4	2,799	19.2	N.A.	748	0.26	80.4	1.12	0.35
A310	2,357	19.3	N.A.	689	0.26	72.0	1.09	.33/.30
Lockheed L1011								
-500	3,541	24.5	N.A.	1,282	0.19	55.9	0.83	stabilator
Fokker F-28								
-4000	850	10.9	N.A.	210	0.20	47.2	1.07	.34/.33
Rombac/British Aerospace								
1-11 495	1,031	11.8	N.A.	258	0.27	40.7	0.86	.41/.35
British Aerospace								
146-200	832	10.2	N.A.	276	0.39	45.3	1.48	.42/.44
Tu-154	2,169	16.8	N.A.	436	0.18	58.9	0.71	.27/.25

Table 8.7b) Jet Transports: Vert. Tail Volume, Rudder, Aileron and Spoiler Data

Type	Wing Area	Wing Span	Vert. Tail Area	S_r/S_v	x_v	$\bar{V}_v$	Rudder Chord	S_a/S	Inb'd Ail. Span	Inb'd Ail. Chord
	S	b	S_v				root/tip		in/out	in/out
	ft ²	ft	ft ²		ft		fr.c _v		fr.b/2	fr.c _v
BOEING										
727-200	1,700	108	422	0.16	47.4	0.110	.29/.28	0.034	.38/.46	.17/.24
737-200	980	93.0	233	0.24	40.7	0.100	.25/.22	0.024	none	none
737-300	1,117	94.8	239	0.31	45.7	0.100	.26/.50	0.021	none	none
747-200B	5,500	196	830	0.30	102	0.079	0.30	0.040	.38/.44	.17/.25
747-SP	5,500	196	885	0.27	69.5	0.057	.31/.34	0.040	.38/.44	.17/.25
757-200	1,951	125	384	0.34	54.2	0.086	.35/.33	0.027	none	none
767-200	3,050	156	497	0.35	64.6	0.067	.33/.36	0.041	.31/.40	.23/.20
MCDONNELL-DOUGLAS										
DC-9 S80	1,270	108	168	0.39	50.5	0.062	.49/.46	0.030	none	none
DC-9-50	1,001	93.4	161	0.41	46.2	0.079	.45/.44	0.038	none	none
DC-10-30	3,958	165	605	0.18	64.6	0.060	0.35	0.047	.32/.39	.20/.25
AIRBUS										
A300-B4	2,799	147	487	0.30	79.5	0.094	.35/.36	0.049	.29/.39	.23/.27
A310	2,357	144	487	0.35	68.5	0.098	.33/.35	0.027	.32/.40	.23/.27
Lockheed L1011										
-500	3,541	164	550	0.23	58.2	0.055	.29/.26	0.051	.40/.49	.22/.23
Fokker F-28										
-4000	850	82.3	157	0.16	37.9	0.085	.29/.31	0.034	none	none
Rombac/British Aerospace										
1-11 495	1,031	93.5	117	0.28	31.6	0.038	.39/.37	0.030	none	none
British Aerospace										
146-200	832	86.4	224	0.44	38.9	0.12	0.29	0.046	none	none
Tu-154	2,169	123	341	0.27	45.3	0.055	0.37	0.036	none	none