

**- UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI NAPOLI FEDERICO II -**

**- FACOLTA' DI INGEGNERIA -**

## **CORSO DI PROGETTO GENERALE VELIVOLI**

*Docenti V. GIORDANO & F. NICOLOSI*

# **AIRBUS A – 380**

di

**Mauro Barbarito, Dario Stasi**



**- ANNO ACCADEMICO 2004 / 2005 -**



# SOMMMARIO

## **PARTE 1 – DIMENSIONAMENTO PRELIMINARE**

### **CAPITOLO 1- DESCRIZIONE DEL VELIVOLO**

- 1.1 – INTRODUZIONE 1
- 1.2 – SPECIFICA DI PROGETTO 18

### **CAPITOLO 2 – DETERMINAZIONE DEI PESI**

- 2.1 – INTRODUZIONE 20
- 2.2 – PESO DEL CARICO PAGANTE E  
DELL'EQUIPAGGIO 21
- 2.3 - PESO DEI LUBRIFICANTI NON  
CONSUMABILI 22
- 2.4 - PESO DEL COMBUSTIBILE 2
- 2.5 - PESO MASSIMO AL DECOLLO E  
PESO A VUOTO 27
- 2.6 - NOTA SUL PESO DI COMBUSTIBILE 28
- 2.7 - CONFRONTO TRA AIRBUS A380-800 E  
BOEING B747-400 28

### **CAPITOLO 3 – PUNTO DI PROGETTO**

- 3.1 - INTRODUZIONE 31
- 3.2 - DISTANZA DI DECOLLO 32
- 3.3 - LUNGHEZZA DI ATTERRAGGIO 33
- 3.4 - CARATTERISTICHE DI SALITA 35
  - 3.4.1 - Determinazione polari 35
  - 3.4.2 - Requisiti di salita 40
- 3.5 - CARATTERISTICHE DI CROCIERA 42
- 3.6 - DETERMINAZIONE DEL PUNTO DI  
PROGETTO 45
- 3.7 - CONFRONTO TRA AIRBUS A380-800 E  
BOEING B747-400 47

## **PARTE 2 – CARATTERISTICHE AERODINAMICHE E PRESTAZIONI DI VOLO**

### **CAPITOLO 4 – PROGETTO DELL'ALA**

- 4.1 - INTRODUZIONE 49
- 4.2 - CONFIGURAZIONE STRUTTURALE E  
FORMA IN PIANTA DELL'ALA 50
- 4.3 - SCELTA DEI PROFILI DELLE SEZIONI  
DI RIFERIMENTO 54
- 4.4 - PROFILO MEDIO 62
- 4.5 - ANGOLO DI FRECCIA E  
SVERGOLAMENTO GEOMETRICO 70
- 4.6 - CURVA DI PORTANZA E CURVA  
POLARE DELL'ALA 80
- 4.7 - CONFRONTO TRA AIRBUS A380-800 E  
BOEING B747-400 ER 89

### **CAPITOLO 5 – PROGETTO DELLA FUSOLIERA**

- 5.1 - INTRODUZIONE 95
- 5.2 - DIMENSIONI E SEZIONE  
TRASVERSALE 96
- 5.3 - DISPOSIZIONE INTERNA 103
  - 5.3.1 - Esercitazione 106
- 5.4 - USCITE 110
- 5.5 - CONFRONTO TRA AIRBUS A380-800 E  
BOEING B747-400 ER 116

### **CAPITOLO 6 – POLARI VELIVOLO COMPLETO**

- 6.1 - INTRODUZIONE 122
- 6.2 - RESISTENZA PARASSITA 123
  - 6.2.1 - Ala 124
  - 6.2.2 - Fusoliera 125
  - 6.2.3 - Piano verticale 126
  - 6.2.4 - Piano orizzontale 126
  - 6.2.5 - Gondola motore 127
  - 6.2.6 - Carrelli 128



6.2.7	- Base fusoliera	132
6.2.8	- Base gondola motore	132
6.2.9	- Upsweep	133
6.2.10	- Gap	134
6.2.11	- Miscellanea	135
6.2.12	- Grafici	136
6.3	- RESISTENZA INDOTTA DALLA VORTICITA' (NON VISCOSA)	138
6.4	- RESISTENZA INDOTTA VISCOSA	140
6.5	- RESISTENZA DI TRIM	144
6.5.1	- Coefficiente di momento focale dell'ala	146
6.5.2	- Centro aerodinamico del velivolo parziale	150
6.5.3	- Baricentro del velivolo completo	152
6.5.4	- Calcolo della resistenza di trim	155
6.6	- RESIST. DEL SISTEMA DI IPERSOSTENTAZIONE	157
6.6.1	- Resistenza di profilo	159
6.6.2	- Resistenza indotta	163
6.6.3	- Resistenza di interferenza	164
6.6.4	- Resistenza complessiva	164
6.7	- RESIST. DI COMPRESSIBILITA'	166
6.8	- RESISTENZA COMPLESSIVA E CALCOLO DELLE POLARI	168

## **CAPITOLO 7 – IMPIANTO PROPULSIVO**

7.1	- INTRODUZIONE	184
7.2	- CALCOLO DELLE CURVE DELLA SPINTA E DELLA POTENZA DISPONIBILE	192
7.3	- CONFRONTO TRA L'AIRBUS A380-800 ED IL BOEING B747-400	208

## **CAPITOLO 8 – PRESTAZIONI DI VOLO ED ECONOMICHE**

8.1	- INTRODUZIONE	210
8.2	- CARATTERISTICHE NECESSARIE AL VOLO	212
8.3	- CALCOLO DELLE PRESTAZIONI DI VOLO	222
8.4	- PRESTAZIONI ECONOMICHE	242
8.5	- CONFRONTO TRA L'AIRBUS A380-800 ED IL BOEING B747-400F	

## **CAPITOLO 9 – IMPENNAGGIO ORIZZONTALE**

- 9.1 – INTRODUZIONE 249
- 9.2 – CALCOLO DEL DOWNWASH 250
- 9.3 – CORDA MEDIA AERODINAMICA E CENTRO AERODINAMICO 258
- 9.4 – COEFFICIENTE DI MOMENTO FOCAL DEL VELIVOLO PARZIALE 259
  - 9.4.1 – Ala 259
  - 9.4.2 – Fusoliera 260
  - 9.4.3 – Gondole motrici 268
  - 9.4.4 – Conclusioni 270
- 9.5 – DIMENSIONAMENTO DELL'IMPENNAGGIO ORIZZONTALE 272
  - 9.5.1 – Prima condizione 272
  - 9.5.2 – Seconda condizione 278
  - 9.5.3 – Dimensionamento 283

## **CAPITOLO 10 – IMPENNAGGIO VERTICALE**

- 9.1 – DIMENSIONAMENTO 285
- 9.2 - STABILITA' STATICA DIREZIONALE A COMANDI BLOCCATI 292
- 9.3 – STABILITA' STATICA DIREZIONALE A COMANDI LIBERI 294
- 9.4 – CONTROLLO DIREZIONALE 296
- 9.5 – RAFFICA LATERALE 296

## **APPENDICE – STATISTICHE 298**





## Capitolo 1. Descrizione del velivolo.

---

L'Airbus A380 costituisce ad oggi il più ambizioso programma dell'aeronautica civile mondiale, destinato a fornire alle aerolinee (secondo le stime ufficiali, entro il marzo del 2006) il più grande velivolo a getto da trasporto a lungo raggio della storia dell'aviazione, superiore a qualsiasi altro in dimensioni ed autonomia di percorso.

La versione base del nuovo prodotto del consorzio Airbus prevede il trasporto di 555 passeggeri (il 30% in più rispetto al Boeing 747-400), accolti su due livelli, ad una distanza massima di 15000 chilometri (1000 chilometri in più rispetto al Boeing 747-400), ed è spinta da quattro motori turbofan, da circa 300 kN ciascuno, di fabbricazione Rolls-Royce o General Electric/Pratt & Whitney Engine Alliance. Essa è inoltre contraddistinta da una riduzione dei costi operativi diretti per passeggero del 15% rispetto al Jumbo, da una riduzione dei consumi di carburante per passeggero pari al 12%, nonché dalla possibilità di usufruire delle già esistenti infrastrutture aeroportuali.

Gli studi volti alla progettazione ed alla successiva realizzazione del nuovo Superjumbo vennero intrapresi nei primi anni novanta, allorquando i due maggiori produttori mondiali di aeromobili per il trasporto civile Airbus e Boeing svilupparono una serie di analisi volte a comprenderne le possibilità di mercato. Entrambe le citate realtà industriali erano consapevoli dei rischi legati ad una eventuale spartizione del potenziale bacino di utenza di un velivolo a getto da poco meno di seicento posti (basti pensare che non molti anni addietro la competizione sul

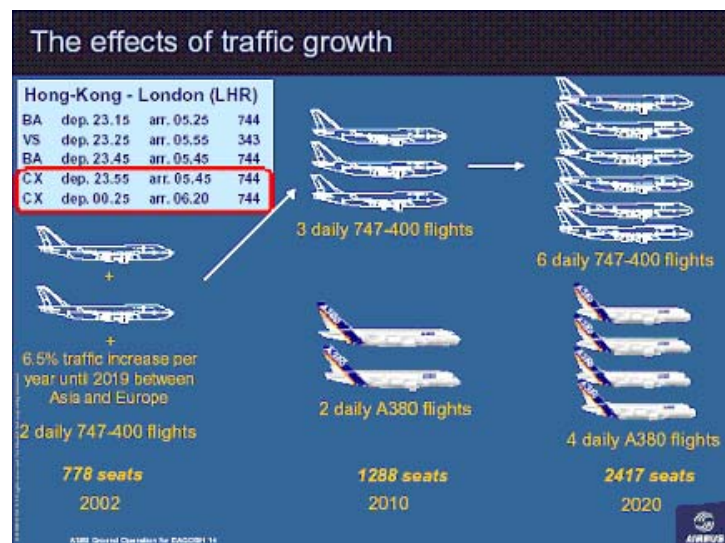
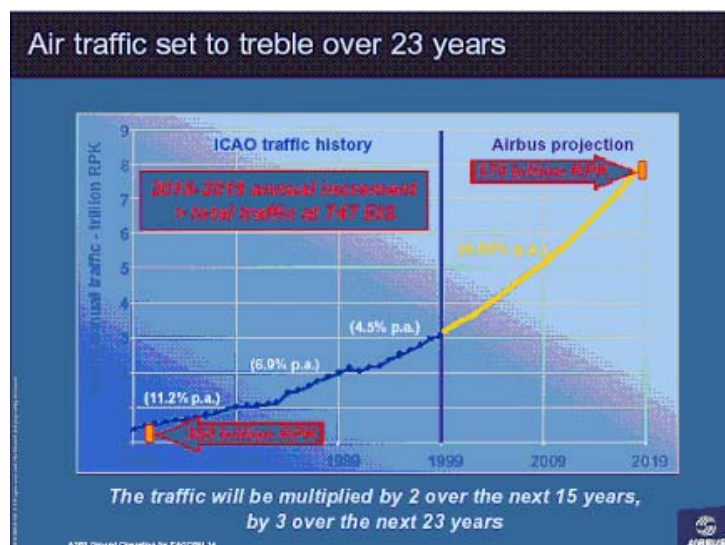


Figura 1.1 – Studio sulla evoluzione del servizio aereo mondiale in relazione alla crescita annua del numero di passeggeri. (Airbus)

mercato tra due velivoli da trasporto civile a getto trimotori molto simili, quali il Douglas DC-10 ed il Lockheed Tristar, contribuì in maniera decisiva alla scomparsa dalla sfera industriale del trasporto aereo delle rispettive società costruttrici) ed era forte la consapevolezza del fatto che nessuna società avrebbe potuto affrontare gli enormi costi di sviluppo ad esso legati senza l'assoluta certezza di un accesso esclusivo al relativo segmento di mercato.



Figura 1.2 – Douglas DC-10



Figura 1.3 – Lockheed Tristar

Il “non fare”, d'altra parte, avrebbe sancito la cessione di una potenziale *leadership* di mercato in cambio della competizione! Pertanto, l'iniziale ed indiscusso vantaggio accumulato da Boeing in circa quaranta anni, attraverso l'intramontabile 747 nelle sue differenti versioni, spinse Airbus (con il lancio ufficiale del programma avvenuto il 19 dicembre 2000) ad intraprendere la strada verso la realizzazione di un progetto da dieci miliardi di dollari circa, attraverso una attenta strategia economico-organizzativa che avrebbe coinvolto più di cento imprese (un elenco illustrativo delle collaborazioni di altre società con il consorzio Airbus è riportato a fine capitolo). Non potendosi sfruttare parti strutturali fondamentali precedentemente realizzate per altri velivoli della famiglia Airbus, in virtù delle notevoli differenze esistenti tra questi ed il nuovo A380, e data la conseguente necessità di sostenere i costi di una progettazione completamente nuova, il consorzio europeo optò per la realizzazione di un'ala che fosse massimamente efficiente non per un velivolo da seicento tonnellate, quale era l'A380 in origine, bensì per un velivolo da settecentocinquanta tonnellate. In

questo modo, pur sacrificando inizialmente la suddetta efficienza, ci si preparò ad una successiva realizzazione di una versione del nuovo aviogetto ancora più grande, capace di contenere fino ad ottocento passeggeri ovvero il doppio del numero di passeggeri del Boeing 747-400.

La prima replica dell'industria americana si concretizzò con l'annuncio del Sonic Cruiser, un velivolo delle dimensioni di un 767 che avrebbe basato la propria competitività sulla velocità piuttosto che sulla capienza, ma il cui progetto venne successivamente cancellato in virtù del debole interesse mostrato dal mercato. Fu allora che Boeing decise di rimpiazzare i modelli 757 e 767 con un aeroplano completamente nuovo, il 7E7 (oggi 787), il cui principale intento era quello di ridurre i costi operativi per le compagnie aeree...al punto tale da usare come cifra centrale della sua sigla una 'E' per 'Economical aircraft'!



Figura 1.4 – Boeing B7E7

Le possibili configurazioni studiate per il nuovo A3XX, come inizialmente veniva chiamato il velivolo europeo, furono diverse ed in particolare, per un certo intervallo di tempo, venne presa in

seria considerazione la possibilità di realizzare un aeromobile ad un solo piano, che avrebbe ospitato ben dodici file di posti, e dotato di due impennaggi verticali. Tale soluzione fu poi scartata a vantaggio della configurazione a due livelli abitabili ed un solo impennaggio verticale, in virtù della notevole riduzione del peso delle strutture che quest'ultima consentiva, anche grazie all'impiego di materiali compositi di ultima generazione.

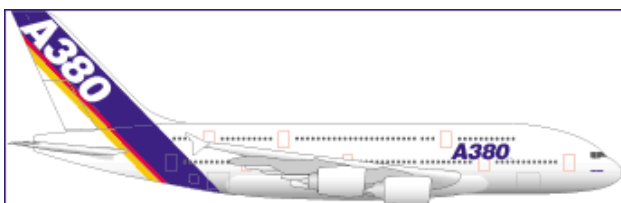


Figura 1.5 – Vista laterale dell'Airbus A380

Il programma nel suo complesso prevede la realizzazione di cinque differenti modelli: la versione base è rappresen-

-tata dall'A380-800, capace di trasportare 555 passeggeri per una distanza massima di 15000 km; fanno seguito la versione A380-800R, caratterizzata da una maggiore raggio chilometrico, la versione A380-700, meno lunga e quindi con un numero



massimo di passeggeri ridotto a 480, la versione A380-900, capace di trasportare tra le 650 e le 960 persone, e la versione A380-800F, per il trasporto di merci fino a 150 tonnellate. L'Airbus A380 vuole essere la risposta alla forte crescita del traffico aereo stimata per i prossimi anni, caratterizzata dal più ampio margine di compatibilità col le strutture aeroportuali già esistenti.

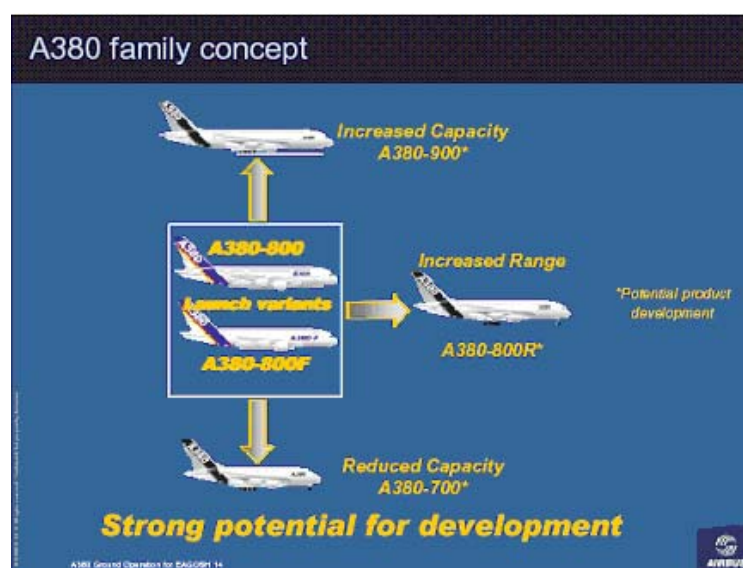


Figura 1.6 – Velivoli della famiglia Airbus A380. (Airbus)

Ad oggi il Superjumbo è entrato in produzione da più di tre anni (gennaio 2002) e ben quattordici compagnie aeree hanno già sottoscritto 149 ordini, di cui 27 per la versione cargo. Nel maggio 2004, a seguito anche di un laborioso processo di natura logistica, dovuto al trasporto delle principali ed ingombranti parti strutturali dalla Gran Bretagna, dalla Germania, dalla Spagna e dalle regioni della Francia, è stato portato a termine negli stabilimenti di Tolosa l'assemblaggio del primo velivolo, destinato a non sollevarsi mai dal suolo in quanto utile per l'effettuazione delle prove statiche, mentre il 18 gennaio 2005 il nuovo "gigante dei cieli" è stato svelato al mondo per la prima volta durante una emozionante cerimonia a cui hanno preso parte quattro capi di Stato.

COMPAGNIE	Ordini, opzioni e versioni	Motori	Entrata in servizio/prima consegna (c)	Numero passeggeri e classi	Rotte d'impiego
Singapore Airlines	10	Trent 900	marzo 2006	490 (3)	UK-SIN-Sydney
Emirates	43	GP7200 (180 + 10 spare); 41 + 2 (F) fermi	10/2006 (pax) primavera 2008 (cargo)	489 (3 cl.) 517 (3 cl.) 649 (2 cl.)	da Dubai: Asia e Regno Unito prime destinazioni
Air France	10	GP7200 (10)	aprile 2007	537 (3)	CDG-JFK, Montreal (Canada), poi l'Asia (Pechino, Tokyo)
Lufthansa	15	Trent 900	fine 2007	circa 550	Europa, Asia, Nord America
Korean Air Lines	5	da selezionare	12/2007 (c)	-	da Seoul
Etihad Airways	4	da selezionare	04/2007 (c)	-	da e per Abu Dhabi (UAE)
Thai Airways Int.	6	da selezionare	2008	-	dall'hub di Bangkok
Malaysia B. (MAS)	6	Trent 900	01/2007	-	da KLIA (Kuala Lumpur) per Londra, Amsterdam, Sydney
Virgin Atlantic	6	Trent 900	10/2007	500	UK - N. America e Asia-Pac.
Qantas	12 (+10)	Trent 900	06/2006 (c) 10/2006	501	Australia - LAX; UK via SIN, Hong Kong, Bangkok
ILFC	5 + 5 F	GP7200 (4)	n.d.	-	-
UPS (Freighter)	10 (+10)	da selezionare	2009	-	Asia e Nord America
FedEx (Freighter)	10 (+10)	GP7200	08/2008	150 ton.	Asia e N. America /Europa
Qatar Airways	2 + 2	da selezionare	2009	-	NDIA (Doha) - Heathrow

Figura 1.7 – Tabella degli ordini aggiornata al febbraio 2005. (rivista *Volare*)

Figura 1.8 – 18 gennaio 2005: cerimonia di inaugurazione dell'Airbus A380 negli stabilimenti di Blagnac (Tolosa).



Figura 1.9 – 18 gennaio 2005: capi di Stato presenti alla cerimonia di inaugurazione dell'Airbus A380: da sinistra, Blair, Chirac, Schröder e Zapatero.



Figura 1.10 – Compagnie aeree che hanno effettuato i primi ordini di acquisto dell'Airbus A380-800.



Il primo volo, atteso dall'opinione pubblica internazionale con la stessa intensità di interesse con cui fu accolto il primo decollo del Concorde, ha avuto luogo il 27 aprile 2005, con la partenza dalla pista dell'aeroporto di Blagnac (Tolosa) di uno dei prototipi dell'Airbus A380-800 equipaggiato con motori Rolls-Royce. Di seguito si riportano alcune foto suggestive nonché di notevole rilevanza per la storia dell'aviazione mondiale.



Figura 1.11 – 27 aprile 2005: primo decollo del velivolo Airbus A380-800. Blagnac (Tolosa).



Figura 1.12 – 27 aprile 2005: primo decollo del velivolo Airbus A380-800. Blagnac (Tolosa).



Figura 1.13 – 27 aprile 2005: primo atterraggio del velivolo Airbus A380-800. Blagnac (Tolosa).

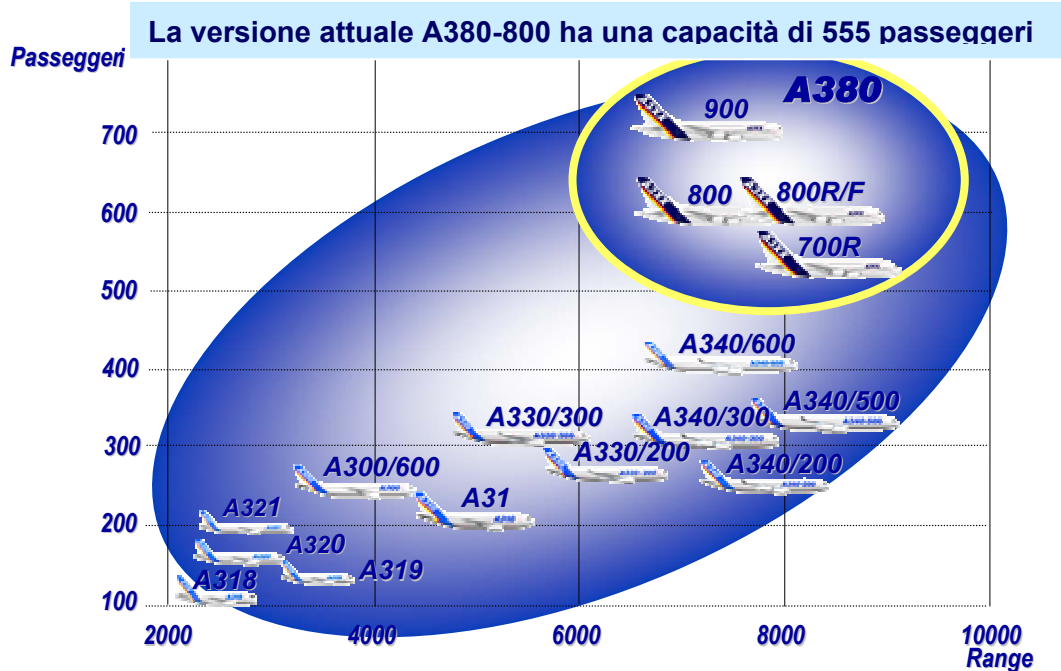
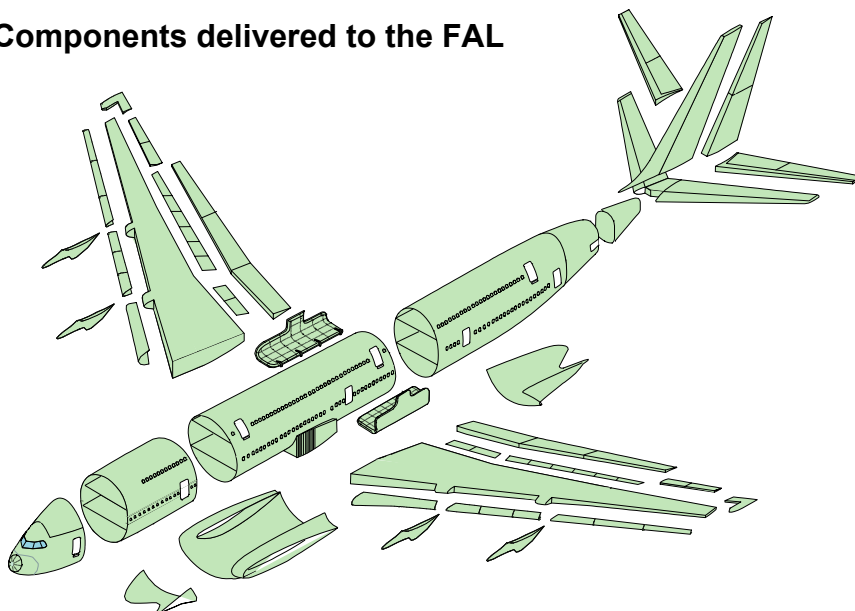


Figura 1.14 – Confronto dell'A380 con gli altri velivoli della famiglia Airbus.

### Potential Components delivered to the FAL



A3XX 1115d

Figura 1.15 – Schema della linea di assemblaggio finale.



Figura 1.16 – A380 in fase di assemblaggio a Tolosa.



Figura 1.17–Trasporto fluviale di una semiala dell'A380.

L'entrata in servizio è attesa, come già ricordato, per il marzo 2006 con Singapore Airlines, e le previsioni, relative ai futuri tempi di produzione dei velivoli, annunciano per l'anno 2008 ben quattro esemplari al mese con un prezzo unitario oscillante intorno ai trecento milioni di dollari.



Figura 1.18 – Vista laterale dell'A380 in assemblaggio.



Figura 1.19– Vista frontale dell'A380 in assemblaggio.



Figura 1.20 – Confronto tra A340 ed A380.



Figura 1.21 – Confronto tra A320 ed A380.



Tabella 1.1 – Elenco delle imprese che affiancano Airbus nella costruzione dell'A380 con i rispettivi prodotti.

*(Speed News – The source for aviation news & information)*

COMPONENT	COMPANY
Crew Rest Seats	4 Flight Industries (C&D Aerospace)
Crew Rest Panels	Aerocell (C&D Aerospace)
Stairhouse	
AC Ducting	Aerodesign (C&D Aerospace)
Electrical Generation (VF)	Aerolec (Joint Venture of Goodrich and Thales)
OBOGS (option)	Air Liquide
Clock	Air Precision, Meggitt, Smiths
Interior Components	Albert Muhlenberg Apparatebau
Aluminum	Alcan
Wing Flap Fasteners	Alcoa
Wing Spars (Plate/Forgings)	
Wing Ribs (Plate)	
Upper/Lower Wing Skins	
Vertical Stabilizer Fasteners	
Fuel Connectors	
Fuselage Stringers/Skins	
Bay Landing and Support Forgings	
Wing Box Fasteners	
Floor Beams	
Seat Tracks	
Fuselage to Wing Connectors	
Engine Pylon Support Structure/Fasteners	
Wing Gear Rib and Support Fittings	
Fuselage Sections	Alenia
Smoke Detection Toilets	AOA
Air Cooling Units	
Ground Cooling Units	
Humidification Systems	AOA/CTT Systems
Elevator/Rudder Parts	Aries Complex
Large Forgings	
Ballscrew	Aubert & Duval (ADH)
Nose Landing Gear Bay Panels	AVIC I
Inboard, Fixed Leading Edge	BAE SYSTEMS Aerostructures
Onboard Information Terminals	Barco
CMV	Barco, Thales, Smiths
APU Mount	Barry Controls
Slat Track Systems for Wing Sections	Belairbus
Inboard Forward Pylon Bracket Assemblies	Bill-Jay Machine Tool
Measuring Instrument Sets - Wing Production	Bowers
Tires (alternate)	Bridgestone
Cargo Nets - Belly	Bridport Aviation
PSUs	C&D Aerospace



Flight Crew Rest	
Main Deck Crew Rest	
	Casio Computers (for Yokogawa Electric)
Upper Frame Cross Beams	COMTAS Aerospace
SATCOM Antenna	CMC Electronics
Humidification for crew rest area (option)	CTT Systems
ECS System; LP Ducting	Daher L'hotellier Aerotechnologies
Lavatories	Dasell Cabin Interior
Doors and Slide Management System	Diehl Avionik Systeme
Highlift Slat Flap Control Computer	
General Cabin Lighting w/ Moodlighting Options	Diehl Luftfahrt Elektronik (DLE)
Spotlights	
Cargo Compartment Lighting	
Emergency Power Supply Units	
Autonomous Standby Power Supply Units	
Door Emergency Power Supply	
Footwarmers	
Emergency Oxygen System	Draeger Aerospace
Aluminum & Copper Cables	Draka Fileca
Leading Edge Slat Track Cans	Doncasters Bramah
Flap Tracks	EADS Augsburg
Floorbeams	
Front Wing Frame	
Lower Deck Cargo Liner	EADS EFW
Interior Components; First Class/Business Class	EADS Sogerma Services
Hydraulic Pumps (EDP, EMP)	Eaton
Hydraulics GSP/Isolation	
Door System Proximity Sensing System	ELDEC (Crane) (by Diehl Avionik Systeme)
Landing Gear Proximity Sensing System	ELDEC (Crane)
Thrust Reverser Lock Proximity Sensing System	
Trolley Lift	ESW-EXTEL SYSTEMS WEDEL
Emergency Locator Transmitter	ELTA
Passenger and cargo doors	Eurocopter Germany
Supplemental Cooling System (option)	Fairchild Controls
Galley Cooling	
Bleed Overheat Detection	Fenwal Fischer Advanced Composite Components
Flap Track Fairings	
APU Inlet Plenum	
Splitter & Nose Piece	
Inlet Outer Barrels	
Flap Ribs & Leading Edges	
Spinner	
Bathtub Panels	
Systems for Overhead Stowage Compartments	
Fuel Pumps	
Cargo Door Actuators (LD)	FR HiTemp
	Frisby (Triumph Group)

Vertical Tailplane Leading/Trailing Edges	Fuji Heavy Industries (Subaru)
Vertical Tailplane Tip and Fairings	
GP7200 Engine	GE-P&W Engine Alliance
Wing Trailing Edge Panels	GKN Aerospace Services
Cabin Attendant/Cockpit Occupant Seats	Goodrich
Cargo Mechanical System - Lower Deck	
Elevator Actuators	
Evacuation Systems	
Flight Control Systems (Primary/Secondary)	
High Lift Actuation	
Ice Detector	
Landing Gear - Wing & Body	
Multi-Function Probes	
Primary & Standby Air Data Systems	
Pylon Aft Fairings	
Rear Secondary Structure	
Aileron	
Cargo Loading System (LD-mechanical)	
Elevator Actuators	
Rudder	
Slat PCU and WTB	
External Lights	Goodrich-Hella Aerospace Lighting Systems
Air Conditioning	Hamilton Sundstrand
Ram Air Turbine	
Winglets	Hawker de Havilland
Main Deck Dado Panels	Heath Tecna
Upper Deck Sidewall Stowages	
Truss Structure (7-rib) for Vertical Tailplane	Hitco Carbon Composites
Air Data Inertial Navigation System	Honeywell
Aircraft Environment Surveillance System	
Electrical Distribution - Secondary	
Flight Management System	
ADIRU	Honeywell, Northrop Grumman (std. option)
CDAM/ACMF	Honeywell, Sagem, Teledyne, Smiths
Satellite Communications System (SATCOM)	Honeywell/Thales
ISIS	Honeywell, Thales, Smiths, Goodrich
Wheels & Brakes	Honeywell-Dunlop
Nacelles	Hurel-Hispano
Wing Rib Assemblies	Indonesia Aerospace JAMCO
Upper Deck Floor Cross Beams	
Vertical Stabilizer Stringers/Stiffeners	
Galley Systems	
Rear Bay Electronic Rack Assembly	
Horizontal Tailplane Tips	Japan Aircraft Manufacturing
Fire Extinction (Cargo, APU, Engines)	Kidde, Pacific Scientific, Maas, Pall
Cabin Communication Data System	KID-Systeme GmbH

Cabin Interior Lighting System	
Electronic Cntrl Modules - Water/Waste System	
Passenger Supply Channel	
	Koito Industries
Cockpit Lights	Koito, Goodrich-Hella, Intertechnique, Pages
Emergency Electrical Generation	Kollmorgen Artus
Overhead Bin Mirrors	Komy
Bottom Wing Panel #5	Korea Aerospace Industries
External & Taxi Aid Camera System (ETACS)	Latecoere
Lower Nose Section/Electrical Racks	
Bleed (Generation & Distribution)	Liebherr (cooperation with Honeywell)
Spoiler Actuators	Liebherr
Highlift Actuation	Liebherr (cooperation with Smiths)
Oil Tank Isolators/Mounting System	Lord Corporation
Machining Centers for Precision Wing Parts	Makino Milling Machines
Exhaust Nozzles for Engines	Magellan Aerospace (by Hurel-Hispano)
Test Wing Section	Marshall Aerospace
eX2 IFE System	Matsushita Avionics Systems
Cockpit Floors	M.C. Gill
Electronic Equipment Bay Floors	
Leading Edge Nacelle Skins	McStarlite
Pressure Relief Door Assemblies-Nacelles	McKechnie Aerospace
Fire Detection (engines/APU/main landing gear)	Meggitt Safety Systems
Braking Control System	Messier-Bugatti
Hydraulics Filter/Manifold	
Monitoring Systems(tires/brakes/landing gear)	
Pumps for Primary Flight Control EHAs	
Steering Control System	
Landing Gear - Nose	Messier-Dowty
Tires-Nose & Main Landing Gear	Michelin, Bridgestone
Rod Ends	Minebea
Bearings	
Rod Assemblies	
Composite Materials	Mitsubishi Rayon
Thrust Reverser Cascades	Nikkiso
Avionics Ventilation System	Nord-Micro
Cabin Pressure Control System	
Ventilation Control System	
Air Data Inertial Navigation System	Northrop Grumman
Stairs	Northwest Composites (C&D Aerospace)
Cabin/Door Windows	NORDAM
Hydraulic Accumulators	Olaer, Hydac, Perkin Elmer
Cabin Configuration Software	PACE
Fire Extinction (Cargo, APU, Engines)	Pacific Scientific
Cockpit Lights	Pages
Cabin Air Filtration System	Pall

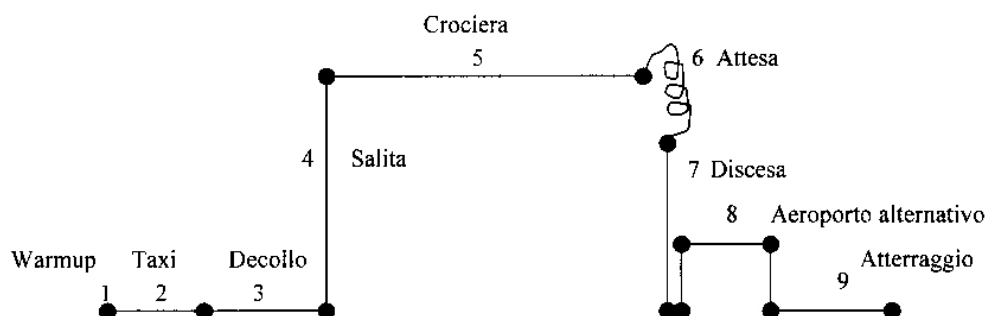
Fuel Measurement/Management	Parker Aerospace
High-pressure Hydraulic Accumulators	PerkinElmer Fluid Sciences
PSU Panels	Plasthec (C&D Aerospace)
Fluid Distribution Systems	PFW (Pfalz-Flugzeugwerke)
O2-Piping	
APU	Pratt & Whitney Canada
Ethernet Interface Transformer Module	Pulse
Wing Top Skin Stringers	Ralee Engineering (Triumph Group)
Sidestick Transducer and Damper Unit	Ratier-Figeac
Throttle Control Assembly	
Trimmable Horizontal Stabilizer Actuator	Ratier-Figeac (with Hamilton Sundstrand)
AFDX (Avionics Full Duplex Ethernet)	Rockwell Collins
Avionics Communication Router	
Navigation Aids (ADF, VOR, DME)	Rockwell Collins, Honeywell
Radio Communications	
MMR	Rockwell Collins, Honeywell, Thales
Trent 900 Engine	Rolls-Royce
Outer Fixed Trailing Edge	Ruag
Inner Fixed Leading Edge D-Nose Skins	
Mid/Outer Wing Leading Edge	Saab
Center Rear Lower Shell	SABCA
BCM (Back-up Control Module)	Sagem
CDAM (Centralized Data Acquisition Module)	
DLCS (Data Loading & Configuration System)	
SCI (Secure Communication Interface)	
NSS (Network System Server)	
Cockpit Windshield Panels	Saint-Gobain Sully
Galleys	Sell
Galley Inserts	
Honeycomb Materials	Showa Aircraft
ECS System - Forward Cockpit Section	Senior Aerospace Composites
Heat Exchanger (Hydraulics-Fuel)	Serck
Cockpit Window	SGS
Composite Ramp Surfaces for Wings	ShinMaywa Industries
Main Wing Root Fillet Fairing	
Smoke Detection (avionics compartment)	Siemens-Cerberus
Smoke Detection (cargo compartment)	
Air Generation System Actuators	Smiths Aerospace
Landing Gear Actuation	
Landing Gear Extension/Retraction	
Landing Gear Pintle	
Wing Mid Fixed Trailing Edge (MFTE)	
Video Concentrator/Multiplexer	
Wing Flaps/Slats	
Wing Structure Fabricated Assemblies	
Cockpit Seats	Sogerma

Insulation Blankets	Spekon
Cargo Loading System (LD-electrical)	STN Atlas
Glare Upper Fuselage Sections	Stork Fokker
Wing Fixed Leading Edge	
Pylon Wire Harnesses	
Gear Uplock Spring Strut Assy (Wing Landing Gear Actuation System)	Sumitomo Precision Products
Radio/Audio Integrated Management System	TEAM
Universal CSD, IDG, Generator Test Stands	Testek
ATE TS1650	Thales (with Diehl Avionik Systeme)
AFDX Endswitch	
Cockpit Displays & Controls	
Flight Control Unit	
IMA Common Modules	Thales
Standby Navigation System	
Radio Altimeter	
TopSeries i-5000 IFE System	
Wing Seal Component Packages	Trelleborg Sealing Solutions
EIPM (Engine Interface Power Management)	Vibrometer
Flanges/Coupling/E-seals for Ducting	Voss Aerospace
Cockpit Display Modules	Yokogawa Electric
Water and Waste Tanks	Yokohama Rubber (by Monogram Sanitation)
Prepreg for Belly Fairing Parts	
CPIOM S/W Electrical Distribution	ZODIAC - ECE
Electrical Distribution - Primary	
Integrated Control Panel	
Anti-ice AICU	ZODIAC -Intertechnique
Fuel Hydromechanical	
HSMU	
Rain Protection	
Water/Waste	ZODIAC -Monogram Sanitation

## A380-1

### Specifica di missione

<i>Tipo velivolo</i>	Quadrimotore Turbopan trasporto Long range
<i>Equipaggio</i>	2 piloti + 19 assistenti cabina
<i>Carico pagante</i>	550 passeggeri
<i>Normativa</i>	FAR 25
<i>Autonomia di percorso(fase 5)</i>	8000 nm alla quota di 43000 ft a $M=0.84$
<i>Riserva</i>	+100 nm per aeroporto alternativo a 20000 ft) e $M=0.7$
<i>Velocità di crociera (<math>f_i=0.90</math>) alla quota di crociera</i>	0.85 Mach a 43000 ft
<i>Quota di crociera</i>	43000 ft
<i>Lunghezza di decollo fino ai (50 ft) (T-O field length)</i>	11000 ft at S/L
<i>Lunghezza di atterraggio dai 15 m (50 ft)</i>	8000 ft at S/L e peso $W_L=0.85 W_{TO}$
<i>Motori</i>	4 turbopan
<i>Pressurizzazione</i>	5000 ft cabina a 43000 ft
<i>Riserva di carburante</i>	45 minuti di attesa
<i>Velivoli simili</i>	Boeing 737-200





## Capitolo 2. Determinazione dei pesi.

---

In base ai dati riportati nella specifica di progetto ed al profilo di missione assegnato, è possibile effettuare una prima stima dei pesi che caratterizzano il velivolo A380-800. In particolare risulta di fondamentale importanza la determinazione delle seguenti quantità:

- $W_{to}$  = Peso massimo al decollo
- $W_E$  = Peso a vuoto BS
- $W_{0E}$  = Peso a vuoto operativo
- $W_{pl}$  = Peso del carico pagante
- $W_f$  = Peso del combustibile
- $W_{crew}$  = Peso dell'equipaggio
- $W_{tfo}$  = Peso dei lubrificanti non consumabili

Il peso massimo al decollo ed il peso a vuoto operativo sono legati alle altre entità appena descritte attraverso le espressioni seguenti.

$$W_{to} = W_E + W_{tfo} + W_{crew} + W_f + W_{pl}$$

$$W_{0E} = W_E + W_{tfo} + W_{crew}$$



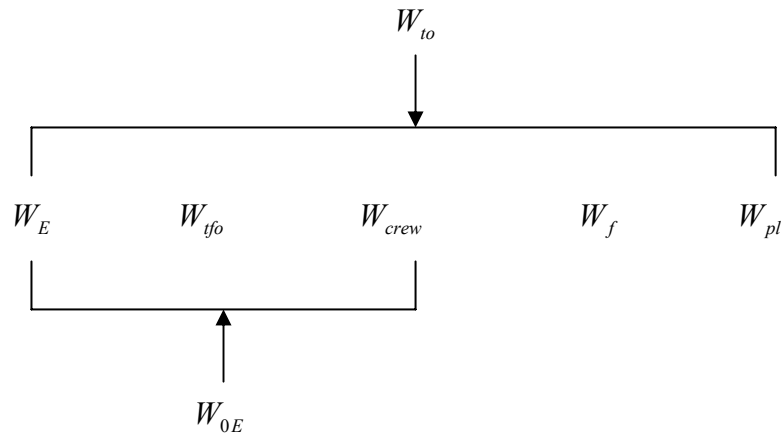


Figura 2.1 – Schema rappresentativo dei legami esistenti tra i pesi da determinare.

- **Peso del carico pagante e dell'equipaggio.**

L'Airbus A380-800 rientra nella categoria di aerei da trasporto a getto *Long Range*, e dalla specifica di progetto si evince come la configurazione in esame preveda il trasporto di 550 passeggeri con un equipaggio formato da 2 piloti e 19 assistenti di volo. Assumendo per ciascun passeggero nonché per ogni membro dell'equipaggio un peso di 175 libbre più 40 libbre di bagaglio, si ottengono i seguenti risultati.

$$\text{Passeggeri: } W_{pl} = 550 \cdot (175 + 40) = 118000 \text{ lbs}$$

$$\text{Equipaggio: } W_{crew} = 21 \cdot (175 + 40) = 4520 \text{ lbs}$$

$$\text{Totale: } 123000 \text{ lbs}$$

- **Peso dei lubrificanti non consumabili.**

Per velivoli dotati di un peso massimo al decollo  $W_{to} \geq 100.000$  libbre è possibile stimare il peso dei lubrificanti non consumabili mediante la seguente relazione statistica.

$$W_{tfo} = 0.005 \cdot W_{to}.$$

L'Airbus A380-800 rientra pienamente in questa categoria, e pertanto la frazione  $M_{tfo}$  tra il peso dei lubrificanti non consumabili ed il peso massimo al decollo assume un valore pari a 0.005.

BS

- **Peso del combustibile.**

La determinazione della quantità di combustibile necessaria a soddisfare i requisiti proposti nella specifica di progetto (combustibile utilizzato + riserva) è possibile effettuarla applicando il "*Fuel Fraction Method*". Dal profilo di missione si evincono le seguenti fasi operative:

- 1 – Accensione e riscaldamento
- 2 – Taxi
- 3 – Decollo
- 4 – Salita ed accelerazione a quota e velocità di crociera
- 5 – Crociera
- 6 – Attesa
- 7 – Discesa
- 8 – Atterraggio, Taxi e spegnimento

Il metodo adottato prevede il calcolo dei rapporti tra i pesi alla fine ed al principio di ciascuna delle otto fasi elencate. I valori dei primi quattro nonché degli ultimi due rapporti vengono attinti da apposite tabelle, realizzate su basi statistiche e sperimentali per ciascuna categoria di velivoli. L'Airbus A380-800 rientra nella categoria dei *velivoli da trasporto a getto* e per esso valgono i seguenti risultati.

$$\frac{W_1}{W_{to}} = 0.990$$

$$\frac{W_2}{W_1} = 0.990$$

$$\frac{W_3}{W_2} = 0.995$$

$$\frac{W_4}{W_3} = 0.980$$

$$\frac{W_7}{W_6} = 0.990$$

$$\frac{W_8}{W_7} = 0.992$$

In realtà, per una più precisa stima del rapporto  $\frac{W_8}{W_7}$  si rende necessario il ricorso alla formula di Breguet dell'autonomia di percorso per i velivoli a getto.

$$R = \frac{V}{c_j} \cdot \frac{L}{D} \cdot \ln \frac{W_{iniziale}}{W_{finale}}$$

La distanza massima percorribile per il raggiungimento dell'aeroporto alternativo, richiesta dalla specifica, è pari a 100 miglia nautiche, da effettuarsi ad una quota di 20000 piedi e ad una velocità data da un numero di Mach pari a 0.7 (corrispondente a 221 m/s oppure a 796 km/h oppure a 430 nodi). Ponendo

$$\frac{L}{D} = 15 \quad c_j = 0.5 \cdot \frac{lbs}{lbs \cdot h}$$

si ricava

$$\frac{W_8}{W_7} = 0.993$$

Restano, pertanto, da verificare i valori dei rapporti  $\frac{W_5}{W_4}$  e  $\frac{W_6}{W_5}$  relativi,

rispettivamente, alla fase di crociera (*cruise*) ed a quella di attesa (*loiter*).

Per il primo di essi si rende di nuovo necessario il ricorso alla formula di Breguet dell'autonomia di percorso per i velivoli a getto. I dati riportati nella specifica di progetto per la fase di crociera sono i seguenti.

1. Velocità:  $M = 0.85$  a 43000 ft (corrispondenti a 900 Km/h ovvero a 485.96 Kts).
2. Autonomia di percorso (range): 8000 nm.

Ipotizzando, in via preliminare, un rateo medio di salita di 1000 piedi al minuto effettuato ad un valore medio del numero di Mach pari a 0.627, si ottiene che, nei 43' necessari al raggiungimento della quota operativa, il velivolo percorre una distanza in orizzontale di circa 287 miglia nautiche. In virtù di tale risultato, la reale autonomia di percorso di crociera è pari a

$$R_{cr} = 7713 \text{ nm}$$

Optando per i seguenti valori

$$\frac{L}{D} = 16 \quad c_j = 0.4 \cdot \frac{lbs}{lbs \cdot h}$$

si ricava finalmente

$$\boxed{\frac{W_5}{W_4} = 0.661}$$

Per la fase di attesa si ricorre alla formula di Breguet dell'autonomia oraria per velivoli a getto.

$$E = \frac{1}{c_j} \cdot \frac{L}{D} \cdot \ln \frac{W_{iniziale}}{W_{finale}}$$

La specifica di missione impone una autonomia oraria di attesa di 45'. Optando per i valori

$$\frac{L}{D} = 18 \quad c_j = 0.4 \cdot \frac{lbs}{lbs \cdot h},$$

si ricava che

$$\frac{W_6}{W_5} = 0.983$$

BS

A questo punto è però necessaria una considerazione molto importante. I valori di (L/D) e di  $c_j$  per le fasi di crociera ed attesa vengono generalmente ricavati da apposite tabelle, realizzate su basi statistiche e sperimentali per ciascuna categoria di velivoli. L'aeroplano in esame, pur appartenendo alla classe dei velivoli da trasporto a getto *long range*, presenta delle peculiarità non riscontrabili in maniera immediata in alcun dato statistico sperimentale. L' A380 è un velivolo imponente, sia per capacità di carico che per potenza. Esso costituisce un *Technological Guidepost*, dovendo racchiudere in se lo stato dell'arte dello scibile aeronautico. Le proprie prestazioni, l'avionica e la qualità di volo sono caratteristiche di riferimento per il settore. Pertanto, nella analisi ivi svolta si rende necessario il superamento dei limiti imposti dalla statistica per gli intervalli di variazione di alcuni dati presenti nelle tabelle di riferimento. In particolare, nel caso in esame, è opportuno considerare valori dell'efficienza aerodinamica (L/D) al di sopra del

limite massimo indicato, e valori del  $c_j$  al di sotto del limite minimo corrispondente.

Tabella 2.1 – Risultati del *Fuel Fraction Method*.

$\frac{W_1}{W_{to}} = 0.990$	$\frac{W_2}{W_1} = 0.990$	$\frac{W_3}{W_2} = 0.995$	$\frac{W_4}{W_3} = 0.980$
$\frac{W_5}{W_4} = 0.661$	$\frac{W_6}{W_5} = 0.983$	$\frac{W_7}{W_6} = 0.990$	$\frac{W_8}{W_7} = 0.993$

Dai risultati ottenuti si ricava che

$$M_{ff} = \frac{W_8}{W_{to}} = \frac{W_1}{W_{to}} \cdot \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot \frac{W_4}{W_3} \cdot \frac{W_5}{W_4} \cdot \frac{W_6}{W_5} \cdot \frac{W_7}{W_6} \cdot \frac{W_8}{W_7} = 0.610$$

La riserva di carburante viene inglobata nel calcolo del peso del combustibile usato, dal momento che essa viene specificata in termini di attesa e di destinazione alternata dopo la discesa.



Figura 2.2 – Modello dell'Airbus A3XX.

### • Peso massimo al decollo e peso a vuoto.

Risolvendo per via numerica e per via grafica il seguente sistema di due equazioni in due incognite

$$\begin{cases} W_E = C \cdot W_{to} - D \\ \log(W_{to}) = A + B \cdot \log(W_E) \end{cases}$$

in cui

$$A = 0.0830 \quad B = 1.04 \quad C = 0.604 \quad D = 123000,$$

si ottengono i risultati

$$W_{to} = 1210000 \cdot lbs = 549000 \cdot kg \quad W_E = 608000 \cdot lbs = 276000 \cdot kg$$

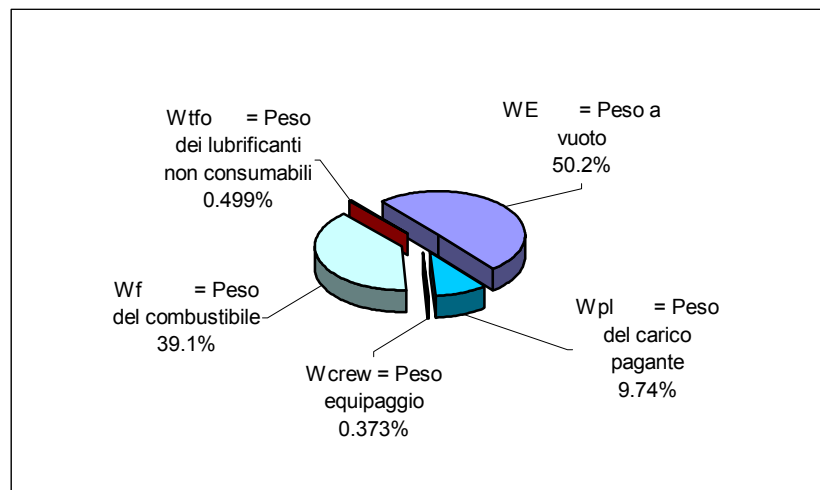


Tabella 2.2 – Stima dei pesi del velivolo Airbus A380-800.<sup>1</sup>

Tipo di peso	chilogrammi
Wto = Peso massimo al decollo	549000
WE = Peso a vuoto	276000
W0E = Peso a vuoto operativo	281000
Wpl = Peso del carico pagante	53500
Wcrew = Peso dell'equipaggio	2050
Wf = Peso del combustibile	215000
Wtfo = Peso dei lubrificanti non consumabili	2740

<sup>1</sup> Da un confronto dei risultati ottenuti con i dati ufficiali presenti sul Web, si evince un errore del 1.64% sul peso massimo al decollo e del 5.10% sul peso a vuoto operativo. Inoltre, dai calcoli effettuati risultano circa 32 tonnellate in meno rispetto al reale carico pagante. Ciò è dovuto al fatto che la versione 800 è abilitata al trasporto di 555 passeggeri ed un numero di container che varia tra 12 e 36.

- **Nota sul peso del combustibile.**

Il combustibile utilizzato per questo velivolo sarà, verosimilmente, il *JET A-1*, il quale presenta un valore medio della densità in funzione della temperatura pari a 0.775 kg/lit. Se, come ora ricavato, il peso del combustibile portato a bordo dell'A380-800 è uguale a circa 215000 kg, si ricava che la capacità dei serbatoi di carburante è di circa 300.000 litri. Per dare un'idea dell'ordine di grandezza delle quantità di cui si discute, si può affermare che 300.000 litri sono l'equivalente di 13 comuni autocisterne da 23000 litri ciascuna.



Figura 2.3 – Il velivolo Airbus A380-800 può imbarcare una quantità di combustibile pari a quella contenuta in ben dodici autocisterne.

- **Confronto tra l'Airbus A380-800 ed il Boeing B747-400.**

L'Airbus A380-800 è sicuramente un *outsider*. Pochi velivoli possono essere riportati come termine di paragone, ma è tuttavia molto utile provare ad effettuare un confronto in termini di pesi con velivoli già esistenti, per avere una idea di massima delle caratteristiche del velivolo in esame.

Sia per la mole, sia per il tipo di motorizzazione e sia per la presenza del *deck* superiore, uno dei candidati per tale confronto è sicuramente il Boeing 747-400, il re dei *long range* (ultimamente allo studio in una versione 747-400XQLR -*Quiet*



*Longer Range* - che promette tratte maggiori unite ad un comfort più elevato rispetto alle versioni attuali) nonché rappresentativo di un primato da battere.

Tabella 2.3 - Confronto tra i dati di velivoli della stessa categoria.

BOEING 747-400	AIRBUS A380-800
Cruise speed = 907 Km/h = 490 Kts	Cruise speed = 900 Km/h = 485.96 Kts
Range = 13444 Km = 7284 nm	Range = 14816 Km = 8000 nm
$W_{T0} = 800000 \text{ lbs} = 363 \text{ tonn}$	$W_{T0} = 1210000 \text{ lbs} = 549 \text{ tonn}$
$W_{0E} = 399000 \text{ lbs} = 181 \text{ tonn}$	$W_{0E} = 618640 \text{ lbs} = 281 \text{ tonn}$



Figura 2.4 – Boeing B747-400 ed Airbus A380-800 a confronto.

Come è possibile rilevare dai dati riportati in Tabella 2.3, considerando praticamente uguali le velocità di crociera ed i *range* dei due aeromobili (si sono ipotizzati uguali anche i ratei di salita), si denota una forte discrepanza nei pesi in gioco. In particolare l'A380-800 presenta un  $W_{T0}$  maggiore del 51.25% rispetto al concorrente, e un  $W_{0E}$  incrementato del 55.05% ! La differenza nel peso massimo al decollo è praticamente uguale al peso di due Boeing B727 !!!

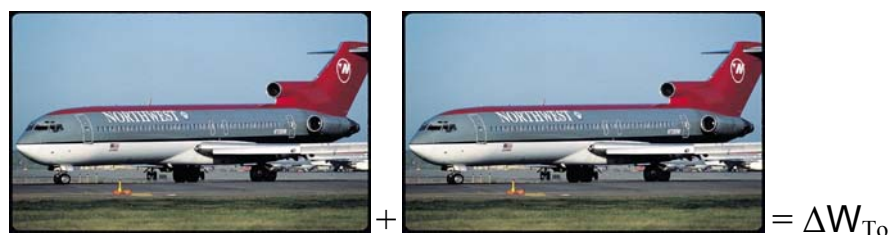


Figura 2.5 – La differenza tra i pesi massimi al decollo di B747-400 e di A380-800 è uguale al peso di due B727.

Si può concludere questa relazione sottolineando ancora una volta, in maniera abbastanza diretta, l'imponenza del progetto Airbus A380, mostrando attraverso alcune immagini i mezzi di trasporto con cui le varie componenti del velivolo raggiungono la linea di assemblaggio finale a partire dagli stabilimenti industriali dei paesi appartenenti al progetto.



BS



Figura 2.6 – Mezzi di trasporto adoperati per il trasferimento di parti dell'A380.

## Capitolo 3. Punto di progetto.

---

La determinazione del punto di progetto per un velivolo a getto, quale è l'Airbus A380, viene effettuata attraverso la determinazione di alcuni requisiti fondamentali, relativi ai seguenti quattro punti:

1. distanza di decollo;
2. lunghezza di atterraggio;
3. prestazioni di salita;
4. velocità di crociera.

Nel corso di questo capitolo viene proposta una analisi delle restrizioni imposte, attraverso tali proprietà, al campo di scelta dei valori dei rapporti tra il peso massimo al decollo e la superficie alare e tra la spinta al decollo ed il peso massimo al decollo.



Figura 3.1 – L'Airbus A380 negli stabilimenti di Blagnac (Tolosa).

- **Dimensionamento in base alla distanza di decollo.**

Si introduca il parametro  $TOP_{25}$  attraverso la seguente definizione

$$TOP_{25} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}{\sigma \cdot C_{L\max_{TO}} \cdot \left(\frac{T}{W}\right)_{TO}}$$

Per velivoli certificati con la normativa FAR25, esso può essere determinato preliminarmente attraverso una relazione statistica che lo lega alla distanza di decollo  $S_{TO_{FL}}$ , la quale è nota dalla specifica di progetto e vale 11000 piedi al livello del mare ( $\sigma = \frac{\rho}{\rho_0} = 1$ ).

$$S_{TO_{FL}} = 37.5 \cdot TOP_{25}$$

$$TOP_{25} = \frac{11000}{37.5} = 293 \cdot \frac{lbs}{ft^2}$$

In questo modo, la relazione scritta ad inizio paragrafo diventa una espressione analitica che lega i rapporti  $\left(\frac{T}{W}\right)_{TO}$  e  $\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$ , a patto di assegnare il valore massimo del coefficiente di portanza dell'aeromobile in configurazione di decollo. Optando per valori del  $C_{L\max_{TO}}$  pari a 2.0, 2.2 e 2.4 e diagrammando la relazione suddetta nei rispettivi casi, si ottiene quanto riportato in Figura 3.2. Risulta evidente come la limitazione dovuta alla fase di decollo per i velivoli a getto sia costituita da una retta, il cui coefficiente angolare varia a seconda del  $C_{L\max_{TO}}$  adottato.

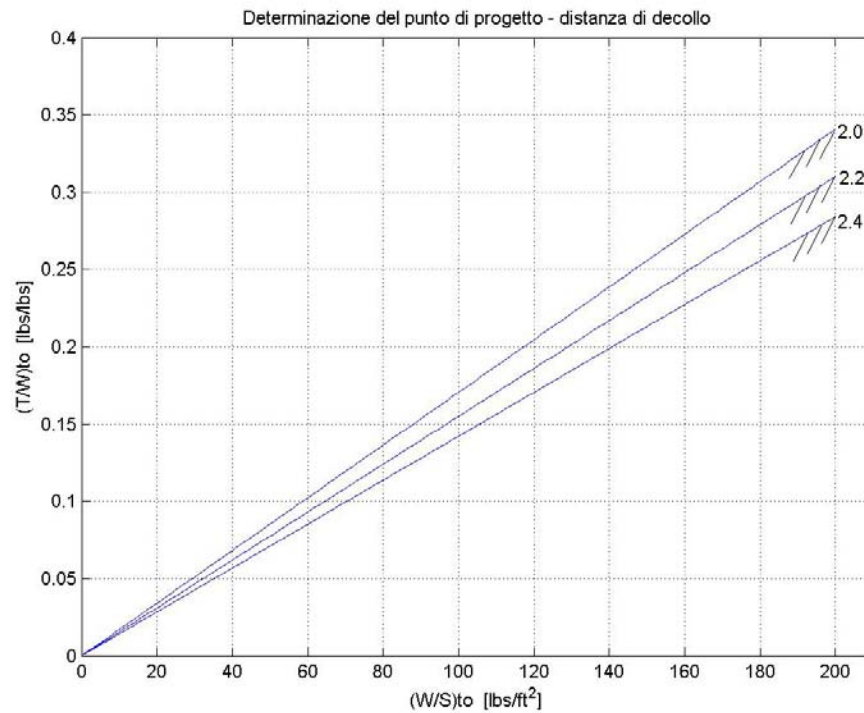


Figura 3.2 – Diagramma di  $\left(\frac{T}{W}\right)_{to}$  in funzione di  $\left(\frac{W}{S}\right)_{to}$  relativo alla limitazione della distanza di decollo e per

valori del  $C_{Lmax_{TO}}$  pari a 2.0, 2.2 e 2.4 (Matlab).

BS

- **Dimensionamento in base alla lunghezza di atterraggio.**

La lunghezza del campo di atterraggio  $S_{FL}$  è legata alla velocità di massima autonomia di distanza  $V_A$  dalla seguente relazione statistica.

$$S_{FL} = 0.394 \cdot V_A^2$$

La  $S_{FL}$  è nota dalla specifica di progetto ed è pari a 8000 piedi al livello del mare. Pertanto si ricava che

$$V_A = \sqrt{\frac{S_{FL}}{0.394}} = 142 \cdot kts \cong 263 \cdot \frac{km}{h}$$

La velocità di stallo in fase di atterraggio è proporzionale alla velocità  $V_A$  secondo l'espressione  $V_A = 1.3 \cdot V_{SL}$ , e pertanto risulta da essa ricavabile:

$$V_{SL} = \frac{V_A}{1.3} = 110 \cdot kts \cong 204 \cdot \frac{km}{h}$$

Dalla equazione di equilibrio delle forze nella direzione ortogonale alla velocità asintotica, si ricava la seguente relazione.

$$V_{SL} = \sqrt{\frac{2}{\rho}} \cdot \sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)_L} \cdot \sqrt{\frac{1}{C_{L\max_L}}}$$

Ricordando che il rapporto tra il peso e la superficie dell'aeroplano in condizioni di atterraggio è pari a circa l'85% del valore dello stesso rapporto in configurazione di decollo, esplicitando la relazione sopra scritta rispetto a  $\left(\frac{W}{S}\right)_L$ , e sostituendovi valori del  $C_{L\max_L}$  pari a 2.8, 3.1 e 3.4, si ottiene il diagramma riportato in Figura 3.3.

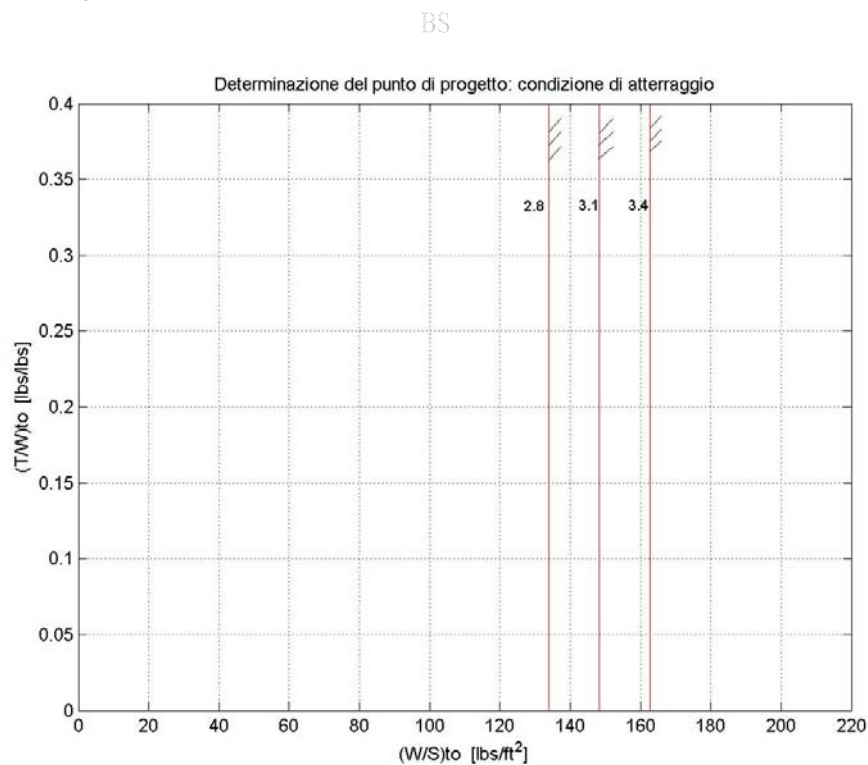


Figura 3.3 - Diagramma di  $\left(\frac{T}{W}\right)_{to}$  in funzione di  $\left(\frac{W}{S}\right)_{to}$  relativo alla limitazione della lunghezza di atterraggio e per valori del  $C_{L\max_L}$  pari a 2.8, 3.1 e 3.4 (Matlab).

- **Dimensionamento in base alle caratteristiche di salita.**

### Determinazione delle polari.

Nella fase di dimensionamento in funzione delle caratteristiche di salita, risulta del tutto fondamentale ricavare in via preliminare le polari teoriche del velivolo corrispondenti ad alcune particolari condizioni di volo.

In generale, una polare teorica è rappresentata analiticamente dalla seguente espressione.

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e}$$

Indipendentemente dalla configurazione del velivolo, supporremo di assumere un  
allungamento alare pari a

$$AR = 7.54$$

ed una superficie alare pari

$$S = 845 \cdot m^2 = 9100 \cdot ft^2$$

da cui risulta un apertura alare pari a

$$b = 79.8 \cdot m = 262 \cdot ft.$$

Polare in configurazione pulita.

La relazione

$$\log_{10} S_{wet} = c + d \cdot \log_{10} W_{to}$$

lega la superficie bagnata al peso massimo al decollo, precedentemente calcolato e pari a 549.000 chilogrammi (cioè 1.210.000 lbs), attraverso i parametri c e d, che per velivoli a getto assumono i valori seguenti:

$$c = 0.0199 \quad d = 0.753.$$

Da essa si ricava una superficie bagnata pari a

$$S_{wet} = 40000 \cdot ft^2 \cong 3720 \cdot m^2.$$

La relazione

$$\log_{10} f = a + b \cdot \log_{10} S_{wet}$$

lega l'area parassita f alla superficie bagnata attraverso i parametri a e b, dipendenti dal valore che si assume per il coefficiente di attrito. <sup>BS</sup> Dati gli elevati valori del numero di Reynolds che competono al velivolo in oggetto, si può ipotizzare che sia

$$C_f = 0.0030.$$

In virtù di ciò, si ha

$$a = -2.52 \quad b = 1.00$$

da cui segue che

$$f = 120 \cdot ft^2 = 11.1 \cdot m^2$$

Infine, si ha che

$$C_{D0} = \frac{f}{S} = 0.0132$$

Scegliendo un valore del fattore di Oswald pari a 0.80, si ottiene la polare parabolica di equazione

$$\boxed{C_D = 0.0132 + 0.0528 \cdot C_L^2}.$$



Polare in configurazione di decollo e con carrello retrainato.

La configurazione di decollo prevede che gli ipersostentatori siano parzialmente estratti, producendo un incremento  $\Delta C_{D0}$  del coefficiente di resistenza a portanza nulla. Optando per il valore

$$\Delta C_{D0} = 0.0200$$

nonché per il valore

$$e = 0.75,$$

si ottiene la seguente equazione per la polare parabolica.

$$C_D = 0.0332 + 0.0563 \cdot C_L^2$$

BS

Polare in configurazione di decollo e con carrello estratto.

La configurazione a carrello esteso prevede un ulteriore incremento  $\Delta C_{D0}$  rispetto al caso precedente. Optando per i valori

$$\Delta C_{D0} = 0.0200 + 0.0250 = 0.0450 \quad e = 0.75,$$

si ottiene la seguente equazione per la polare parabolica.

$$C_D = 0.0582 + 0.0563 \cdot C_L^2$$

Polare in configurazione di atterraggio e con carrello estratto.

La configurazione di atterraggio prevede che gli ipersostentatori siano completamente estesi, producendo un incremento  $\Delta C_{D0}$  del coefficiente di resistenza a portanza nulla. Un ulteriore contributo al  $\Delta C_{D0}$  stesso lo fornisce il carrello in estensione. Optando per i valori

$$\Delta C_{D0} = 0.0750 + 0.0250 = 0.100 \quad e = 0.70,$$

si ottiene la seguente equazione per la polare parabolica.

$$C_D = 0.113 + 0.0603 \cdot C_L^2$$

Polare in configurazione di atterraggio mancato.

La configurazione di atterraggio mancato prevede un incremento del coefficiente di resistenza a portanza nulla pari a

$$\Delta C_{D0} = \frac{\Delta C_{D0_{TO}} + \Delta C_{D0_L}}{2} = \frac{0.0450 + 0.100}{2} = 0.0725$$

ed un valore del fattore di Oswald pari a

$$e = \frac{e_{TO} + e_L}{2} = \frac{0.75 + 0.70}{2} = 0.725.$$

In questo caso l'equazione della polare parabolica è la seguente.

$$C_D = 0.0857 + 0.0582 \cdot C_L^2$$

In Figura 3.4 si riportano i diagrammi delle polari paraboliche le cui equazioni sono state sopra discusse<sup>1</sup>.

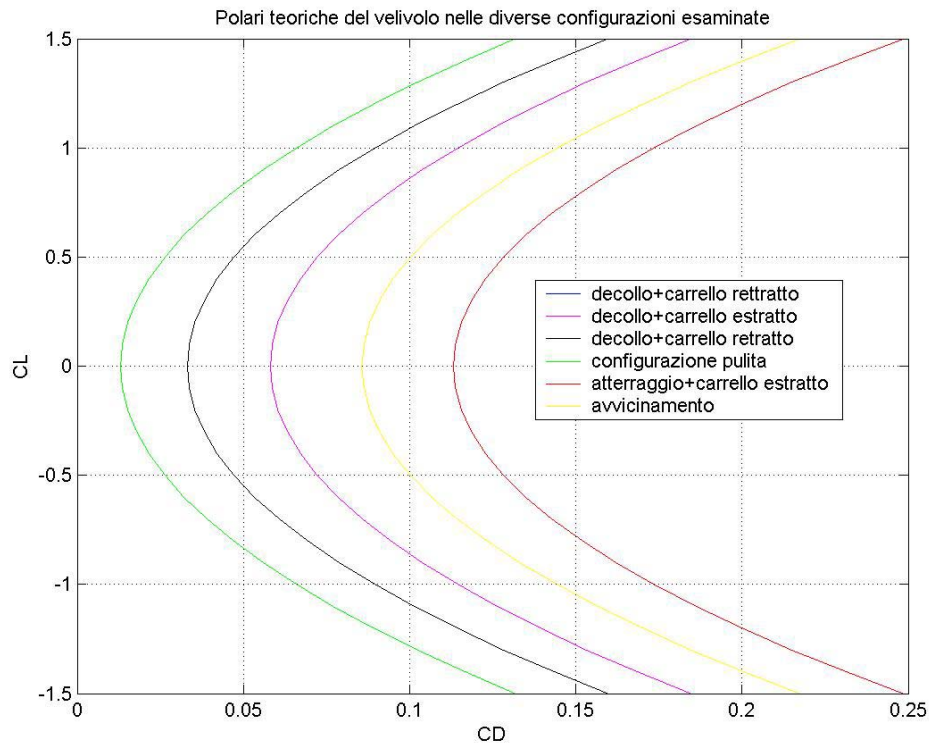


Figura 3.4 – Polari teoriche dell'Airbus A380 in diverse configurazioni di volo (Matlab).

<sup>1</sup> Si noti che nel calcolo delle polari paraboliche sono stati considerati i valori minimi del fattore di Oswald, onde ottenere le condizioni più limitative, relativamente alle prestazioni di salita, nel diagramma di  $\left(\frac{T}{W}\right)_{TO}$  in funzione di  $\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$ . Nel capitolo 4, relativo alla progettazione dell'ala, si avrà modo di verificare come il valore corretto del fattore di Oswald per l'ala dell'Airbus A380-800, in configurazione pulita, sia più elevato di quello ivi considerato.

Requisiti di salita.FAR25.111 – Tratto iniziale di salita –

- $CGR \geq 0.017$
- Configurazione di decollo:  $C_{L \max_{TO}} = 2.0$
- Carrello retratto
- Velocità  $V = 1.2 \cdot V_{S_{TO}}$  (uguale a 1.2 volte la velocità di stallo al decollo che corrisponde al coefficiente di portanza massimo al decollo pari a 2.0)
- Spinta al decollo
- OEI – un motore inoperativo

$$C_L = 1.39 \quad C_D = 0.142 \quad \frac{L}{D} = 9.79 \quad \left( \frac{T}{W} \right)_{TO} = \frac{4}{3} \cdot \left( CGR + \frac{1}{L/D} \right) = 0.159$$

FAR25.121 – Transizione di salita –

- $CGR \geq 0.005$
- Configurazione di decollo:  $C_{L \max_{TO}} = 2.0$
- Carrello estratto
- Velocità  $V = V_{L_{OF}} = 1.1 \cdot V_{S_{TO}}$  BS
- Spinta al decollo
- OEI – un motore inoperativo

$$C_L = 1.65 \quad C_D = 0.212 \quad \frac{L}{D} = 7.78 \quad \left( \frac{T}{W} \right)_{TO} = \frac{4}{3} \cdot \left( CGR + \frac{1}{L/D} \right) = 0.178$$

FAR25.121 – Secondo tratto di salita –

- $CGR \geq 0.030$
- Configurazione di decollo:  $C_{L \max_{TO}} = 2.0$
- Carrello retratto
- Velocità  $V = 1.2 \cdot V_{S_{TO}}$
- Spinta al decollo
- OEI – un motore inoperativo

$$C_L = 1.39 \quad C_D = 0.142 \quad \frac{L}{D} = 9.79 \quad \left( \frac{T}{W} \right)_{TO} = \frac{4}{3} \cdot \left( CGR + \frac{1}{L/D} \right) = 0.176$$

FAR25.121 – Salita in rotta –

- $CGR \geq 0.017$
- Configurazione pulita:  $C_{L\max} = 1.6$
- Carrello retrainato
- Velocità  $V = 1.25 \cdot V_S$
- Spinta massima continuata = 93% Spinta al decollo
- OEI – un motore inoperativo

$$C_L = 1.02 \quad C_D = 0.0685 \quad \frac{L}{D} = 14.9 \quad \left( \frac{T}{W} \right)_{TO} = \frac{4}{0.93 \cdot 3} \left( CGR + \frac{1}{L/D} \right) = 0.120$$

FAR25.119 – Atterraggio mancato –

- $CGR \geq 0.032$
- Configurazione atterraggio:  $C_{L\max_L} = 3.5$
- Carrello estratto
- Velocità  $V = 1.30 \cdot V_{S_L}$
- Peso velivolo  $W = 0.90 \cdot W_{to}$  BS
- AEO – tutti i motori operativi

$$C_L = 2.07 \quad C_D = 0.372 \quad \frac{L}{D} = 5.56 \quad \left( \frac{T}{W} \right)_{TO} = 0.9 \cdot \left( CGR + \frac{1}{L/D} \right) = 0.190$$

FAR25.121 – Atterraggio mancato –

- $CGR \geq 0.027$
- Configurazione avvicinamento:  $C_{L\max_A} = \frac{C_{L\max_{TO}} + C_{L\max_L}}{2} = 2.75$
- Velocità  $V = 1.5 \cdot V_{S_A}$
- Spinta decollo e peso velivolo  $W = 0.90 \cdot W_{to}$
- OEI – un motore inoperativo

$$C_L = 1.22 \quad C_D = 0.173 \quad \frac{L}{D} = 7.05 \quad \left( \frac{T}{W} \right)_{TO} = 0.9 \cdot \frac{4}{3} \cdot \left( CGR + \frac{1}{L/D} \right) = 0.209$$

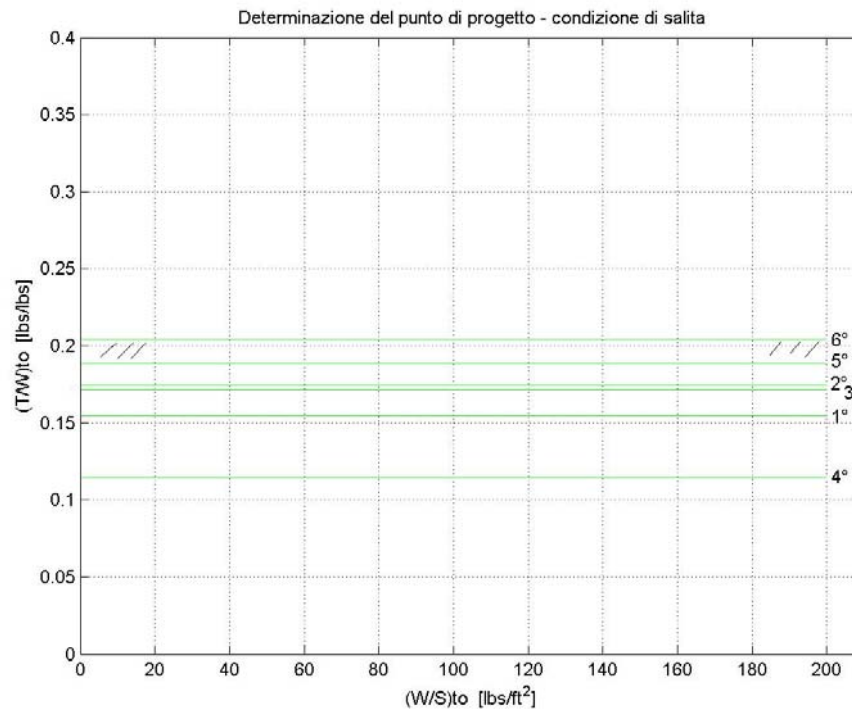


Figura 3.5 - Diagramma di  $\left(\frac{T}{W}\right)_{to}$  in funzione di  $\left(\frac{W}{S}\right)_{to}$  relativo alla limitazione della prestazione di salita (Matlab).

BS

- **Dimensionamento in base alle caratteristiche di crociera.**

La relazione che lega i rapporti  $\left(\frac{T}{W}\right)_{cr}$  e  $\left(\frac{W}{S}\right)_{cr}$  è la seguente.

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{cr} = C_{D0} \cdot q \cdot \left(\frac{S}{W}\right)_{cr} + \left(\frac{W}{S}\right)_{cr} \cdot \frac{1}{q \cdot \pi \cdot AR \cdot e}$$

In essa i valori di  $C_{D0}$  ed  $e$  sono quelli adottati precedentemente per la configurazione pulita del velivolo:

$$C_{D0} = 0.0132 \quad e = 0.80 .$$

La pressione dinamica  $q$  può essere determinata a partire dalla quota e dalla velocità di volo in fase di crociera. Essendo

$$z_{cr} = 43000 \cdot ft \cong 13100 \cdot m \quad M_{cr} = 0.85,$$

si ha che

$$\rho_{cr} = 0.261 \cdot \frac{kg}{m^3} = 0.0163 \frac{lbs}{ft^3} \quad T_{cr} \cong 217K$$

$$a_{cr} = 295 \cdot \frac{m}{s} = 1062 \cdot \frac{km}{h} \cong 573 \cdot kts \quad V_{cr} = 251 \cdot \frac{m}{s} = 904 \cdot \frac{km}{h} = 488 \cdot kts$$

da cui, ancora, si ha

$$q = 8220 \cdot \frac{N}{m^2} = 172 \cdot psf$$

Per diagrammare, anche in questo caso, la funzione  $\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = f\left[\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}\right]$  è necessario trovare le relazioni che legano  $\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$  ad  $\left(\frac{W}{S}\right)_{cr}$  e  $\left(\frac{T}{W}\right)_{TO}$  ad  $\left(\frac{T}{W}\right)_{cr}$ .

Per quanto riguarda il primo caso, è possibile ipotizzare che il peso del velivolo in crociera sia pari al 90% circa del peso massimo al decollo, in virtù del fatto che durante la fase di salita fino al raggiungimento dei 43000 piedi è stata già percorsa una percentuale non trascurabile della distanza complessiva. Si ha, dunque,

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{cr} = 0.9 \cdot \left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$$

Per quanto riguarda le spinte, invece, dipendentemente dal tipo di motore presente a bordo dell'aeromobile (nel caso in oggetto, si tratta di un Rolls-Royce Trent 900 da circa 300 kN di spinta), si ha che

$$\frac{T_{\max}^{Mcr, z_{cr}}}{T_{TO}} = 0.280$$

Essendo, inoltre,

$$T_{cr} = 0.8 \cdot T_{\max}^{Mcr, z_{cr}},$$

si ha in definitiva che

$$\frac{T_{cr}}{T_{TO}} = 0.800 \cdot 0.250 = 0.22.$$

Quindi la funzione da diagrammare è la seguente.

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \left[ C_{D0} \cdot q \cdot \left(\frac{S}{W}\right)_{TO} \cdot \frac{1}{0.9} + 0.9 \cdot \left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \cdot \frac{1}{q \cdot \pi \cdot AR \cdot e} \right] \cdot \frac{0.9}{0.22}$$

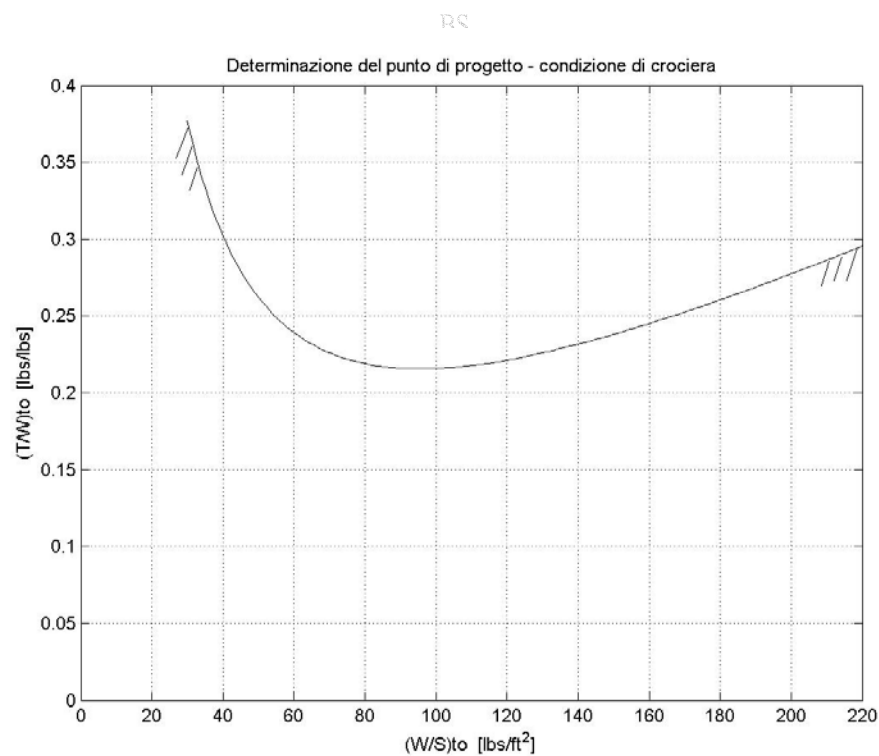


Figura 3.6 - Diagramma di  $\left(\frac{T}{W}\right)_{TO}$  in funzione di  $\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$  relativo alla limitazione della prestazione di crociera (Matlab).



### • Determinazione del punto di progetto.

La sovrapposizione dei diagrammi fino ad ora ottenuti consente di delimitare in maniera opportuna il campo di scelta del punto di progetto.

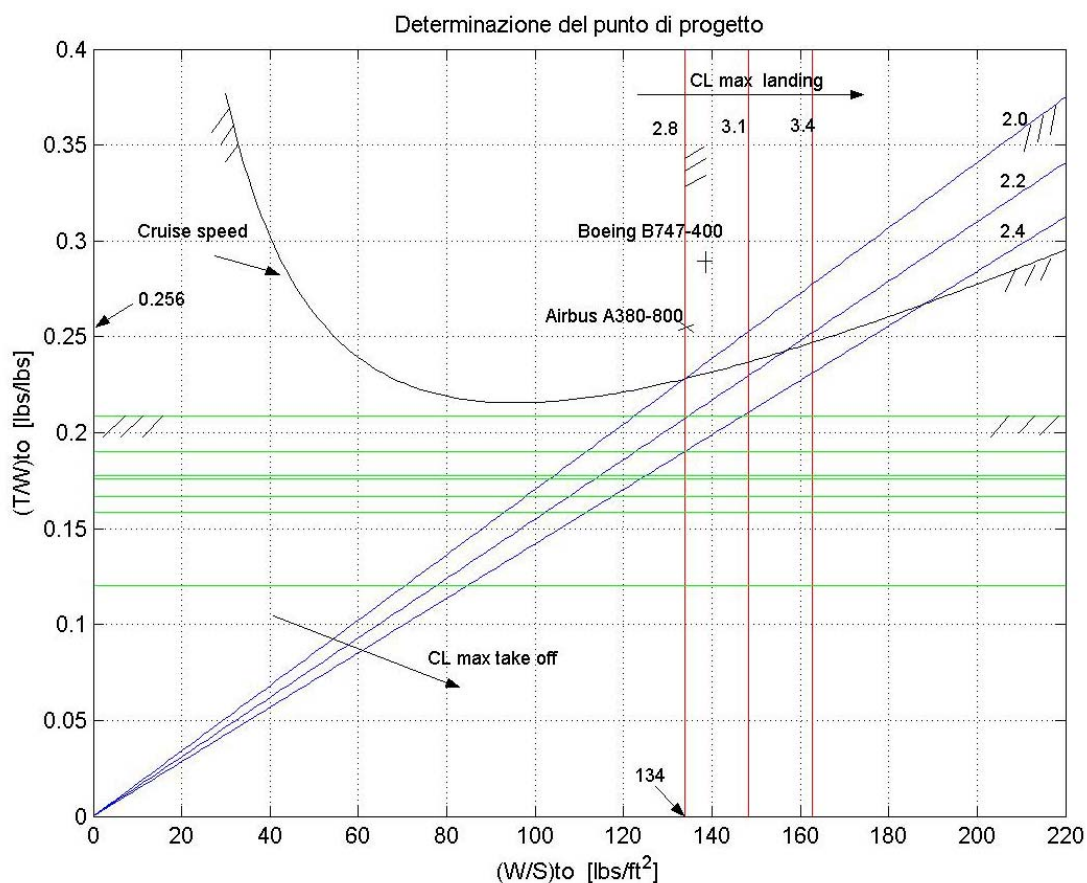


Figura 3.7 – Diagramma per la ricerca del punto di progetto (Matlab).

I criteri, che sono alla base della scelta, possono riassumersi nei due seguenti punti:

1. realizzare una superficie alare che sia la più piccola possibile e, quindi, un elevato carico alare;
2. avere la più bassa spinta necessaria al decollo e, quindi, il più basso rapporto  $\left(\frac{T}{W}\right)_{to}$  possibile.

In virtù di quanto sopra esposto, una possibile soluzione è rappresentata dal punto segnalato in Figura 3.7, in relazione al quale si ricavano i dati riportati in Tabella3.1.

Tabella 3.1 – Risultati della ricerca del punto di progetto dell'Airbus A380-800.

Peso massimo al decollo [kg]	549.000
Superficie alare [m <sup>2</sup> ]	839
Spinta al decollo [N]	1.380.000
C <sub>L max</sub> in decollo	2.0
C <sub>L max</sub> in atterraggio	2.8
V <sub>min</sub> in decollo [km/h]	261
V <sub>min</sub> in atterraggio [km/h]	204

I risultati ottenuti in termini di superficie alare e di spinta disponibile al decollo risultano prossimi ai dati ufficiali del velivolo in oggetto disponibili sul Web:

$$S = 9100 \cdot ft^2 = 845 \cdot m^2 \quad T_{TO} = 4 \cdot 70.000 \cdot lbs = 4 \cdot 311.000 \cdot N = 1.245.000 \cdot N .$$



Figura 3.8 – Modello di un Airbus A380-800 in fase di decollo.

- **Confronto tra l'Airbus A380-800 ed il Boeing B747-400.**

In Figura 3.7 è rappresentato anche il punto di progetto del velivolo Boeing 747-400, il quale, in condizioni di decollo, vanta i seguenti valori dei rapporti spinta-peso e peso-superficie alare:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} = 137 \cdot \frac{lbs}{ft^2} \quad \left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = 0.292 \frac{lbs}{lbs}$$

Essi possono essere agevolmente ottenuti dai dati riportati di seguito.

$$W_{TO} = 800000 \cdot lbs = 363000 \cdot kg$$

$$S = 5830 \cdot ft^2 = 541 \cdot m^2$$

$$T_{TO} = 4 \cdot 58000 \cdot lbs = 4 \cdot 260000 \cdot N = 1040000 \cdot N$$

Dunque, l'Airbus A380-800 è dotato di una superficie alare che supera quella del Boeing B747-400 di circa il 35%; inoltre, la spinta al decollo fornita dai motori del velivolo europeo supera di circa il 15% la spinta al decollo del Jumbo americano. L'elevato valore della superficie alare ed il relativamente basso valore del carico alare consentono all'A380-800 di avere velocità di stallo e coefficiente di portanza all'atterraggio più bassi rispetto ad i corrispondenti valori del B747-400.



Figura 3.9 – Boeing 747-400 in fase di atterraggio.



Figura 3.10 – Stabilimento Airbus di Blagnac (Tolosa - Francia).

BS



Figura 3.11 – Stabilimento Airbus ad Amburgo (Germania).



## Capitolo 4. Progetto dell'ala.

---

La scelta del punto di progetto, effettuata nel capitolo precedente, consente di ricavare il valore del carico alare  $\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$  e conseguentemente l'ammontare della superficie alare del velivolo in oggetto, introducendo pertanto il discorso relativo al progetto dell'ala. In questo capitolo viene proposta un'analisi descrittiva delle scelte effettuate e dei procedimenti computazionali adoperati per il dimensionamento geometrico ed aerodinamico della principale superficie portante del Airbus A380-800. La trattazione è suddivisa nei seguenti punti principali:

- Configurazione strutturale e forma in pianta dell'ala
- Scelta dei profili delle sezioni di riferimento
- Calcolo delle caratteristiche aerodinamiche del profilo medio
- Angolo di freccia e legge di svergolamento geometrico
- Calcolo della curva di portanza dell'ala e della curva polare



Figura 4.1 – Semiala dell'Airbus A380-800 in fase di costruzione.

## • Configurazione strutturale e forma in pianta dell'ala.

L'Airbus A380-800 è caratterizzato da una configurazione strutturale ad ala bassa ed incastrata, come tipicamente accade per i velivoli da trasporto a getto.

E' ormai noto, inoltre, che la superficie alare del velivolo in questione è pari a  $839 \cdot m^2$ . Il passo successivo, che concerne il disegno della forma in pianta dell'ala, consiste nell'assegnare un valore all'apertura  $b$  o, equivalentemente, all'allungamento  $AR$  della stessa, valendo la seguente definizione

$$AR = \frac{b^2}{S}.$$

Uno dei principali fattori che condizionano l'intero progetto del Superjumbo, ed in particolar modo la parte relativa all'ala, consiste nella compatibilità con le strutture aeroportuali esistenti. Basti pensare che la massima larghezza degli *hangar* disponibili nei principali aeroporti del mondo impone una non banale limitazione in termini di apertura alare, in contrasto con l'elevato valore della superficie alare imposto dal punto di progetto, con la produzione di resistenza indotta e con l'ingente quantitativo di carburante da trasportare, necessario a coprire tratte di una lunghezza massima di 15000 km.

### — **A3XX Fuel System: tank Layout**

#### • Tank arrangement Provides

- Protection of fuel volume following engine rotor failure (FAR 25.903(d)(1))
- Provision of wing bending relief and CG management

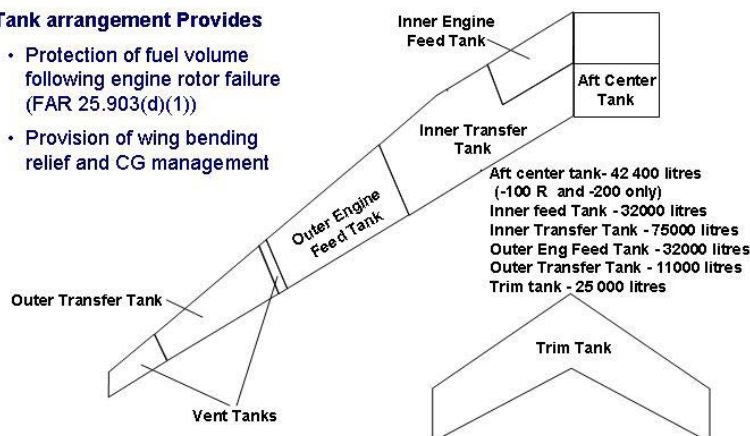


Figura 4.2 – Distribuzione dei serbatoi di carburante a bordo di un velivolo Airbus A380-800 (Airbus).

Le ragioni sopra esposte rendono opportuna la scelta di una apertura alare di 79.8 m (la massima consentita nonché già scelta nel Capitolo 3) e quindi di un allungamento alare pari a 7.59.



Figura 4.3 – Compatibilità dell'A380-800 con le strutture aeroportuali esistenti. (Airbus)

BS

Attraverso la Tabella 4.1 è possibile rendersi conto di come quest'ultimo risulti essere inferiore all'allungamento alare di altri velivoli da trasporto a getto.

Tabella 4.1 – Allungamento alare di velivoli da trasporto a getto.

Velivolo	AR
Boeing B737-100	8,80
Boeing B737-300	7,90
Boeing B747-400	7,67
Boeing B777-300	8,68
Airbus A340-500	9,29
Airbus A330-300	10,0
McDonnell-Douglas MD-11	7,87

La limitazione imposta, quindi, in termini di allungamento, unitamente all'esigenza di una superficie di notevole estensione, comporta necessariamente la progettazione di sezioni alari caratterizzate da corde più lunghe nonché una perdita di efficienza aerodinamica da imputare alla maggiore resistenza indotta.



Figura 4.4 – Airbus A380-800 in uscita da un *hangar* degli stabilimenti Airbus.

La scelta del rapporto di rastremazione  $\lambda$  viene generalmente dettata esigenze di carattere strutturale. La rastremazione di un'ala influenza in maniera decisiva la distribuzione di carico lungo l'apertura, favorendone una significativa riduzione in corrispondenza delle estremità, con notevoli conseguenti vantaggi dovuti alla riduzione del momento flettente alla radice ed all'aumento della rigidità torsionale complessiva. Ciò consente un benefico alleggerimento degli elementi strutturali che costituiscono la superficie portante e quindi una riduzione del rapporto del peso a vuoto fratto il peso massimo al decollo. Lo svantaggio della rastremazione consiste nella distribuzione di  $C_l$  lungo l'apertura: questa mostra un incremento notevole in corrispondenza delle sezioni di estremità che, unitamente alla diminuzione del numero di Reynolds locale, favorisce la nascita del fenomeno dello stallo proprio in corrispondenza della zona di competenza degli alettoni con conseguente perdita di efficacia dei comandi. Un metodo di prima approssimazione (valido per ali non svergolate) utile a localizzare il punto, lungo la semiapertura alare, in corrispondenza del quale si ottiene il valore massimo del coefficiente di portanza, consiste nell'applicare la seguente formula.

$$\eta_{Cl_{\max}} = 1 - \lambda$$

Scegliendo per il velivolo in questione un valore pari a  $\lambda = 0.244$ , si ottiene un picco di  $C_l$  al 76% della semiapertura alare.



Tale rapporto di rastremazione fornisce, inoltre, i seguenti valori delle corde di radice (non esposta) e di estremità.

$$c_r = \frac{2}{1+\lambda} \cdot \frac{S}{b} = 16.9 \cdot m \quad c_t = c_r \cdot \lambda = 4.12 \cdot m$$

Il problema dello stallo di estremità viene successivamente risolto attraverso l'adozione di una opportuna legge di svergolamento.

I dati relativi al dimensionamento geometrico della forma in pianta dell'ala sono riassunti in Tabella 4.2.

Superficie alare S [m <sup>2</sup> ]	839
Apertura alare b [m]	79,8
Allungamento alare AR	7,59
Rapporto di rastremazione $\lambda$	0,244
Corda alla radice $c_r$ [m]	16,9
Corda alla estremità $c_t$ [m]	4,12

Tabella 4.2 – Dati relativi alla forma in pianta dell'ala del velivolo Airbus A380-800.

BS



Figura 4.5 – Primo *roll-out* del velivolo Airbus A380-800.

### • Scelta dei profili delle sezioni di riferimento.

Le sezioni di riferimento lungo l'apertura alare sono riportate in Tabella 4.3 insieme con i dati ad esse relativi.

Tabella 4.3 – Sezioni di riferimento lungo la semiapertura alare, con i rispettivi valori delle corde e del numero di Reynolds calcolato in diverse condizioni di volo.

Stazione	Corda [m]	Re (z=43000ft, M=0.85) - condizioni in crociera -	Re (z=0ft, M=0.167) - condizioni in atterraggio -	Re (z=43000ft, M=0.167) - condizioni di minimo Re -
Radice	16,90	78.000.000	66.000.000	18.000.000
36% b/2	12,60	58.000.000	49.000.000	13.000.000
Estremità	4,12	19.000.000	16.000.000	4.300.000

In particolare, in essa vengono proposti i valori assunti dal numero di Reynolds nelle condizioni operative di crociera e di atterraggio, ed in entrambi i casi si nota come tali valori non scendano al di sotto della soglia dei 16.000.000. Inoltre, nella quinta colonna, sono riportati i valori assunti dallo stesso numero nelle condizioni non operative di quota di crociera e di velocità di stallo all'atterraggio e cioè nelle condizioni che lo rendono minimo. Questo sta ad evidenziare come, nelle reali situazioni di volo, i presupposti per lo stallo da bolla corta<sup>1</sup> non si realizzino in alcuna sezione dell'ala, essendo necessario raggiungere le velocità minime a quote molto elevate per realizzare valori del numero di Reynolds che ne favoriscano la nascita.

Il passo successivo, dunque, consiste nella scelta dei profili alari da utilizzare per le sezioni di riferimento ora selezionate.

I criteri che influenzano maggiormente la scelta del tipo di profilo sono i seguenti:

<sup>1</sup> In prima approssimazione è possibile affermare che lo stallo da bolla corta si verifica per profili che hanno uno spessore massimo percentuale compreso tra il 9% ed il 15% ed a valori del numero di Reynolds inferiori a 7.000.000.

- **efficienza aerodinamica** - è importante che il coefficiente di resistenza assuma valori bassi in corrispondenza dei valori di crociera del coefficiente di portanza;
- **spessore percentuale** – un elevato spessore percentuale garantisce una maggiore attitudine ad assorbire il momento flettente, prodotto dalla distribuzione di carico lungo la semiapertura alare. Inoltre, spessori del 12-13% consentono di ottenere i più elevati valori del  $C_{l_{\max}}$  con uno stallo graduale;
- **coefficiente di momento focale** – valori assoluti contenuti del  $C_{m0}$  riducono le sollecitazioni torsionali a cui è sottoposta l'ala nonché i carichi di bilanciamento espliciti dal piano orizzontale di coda.

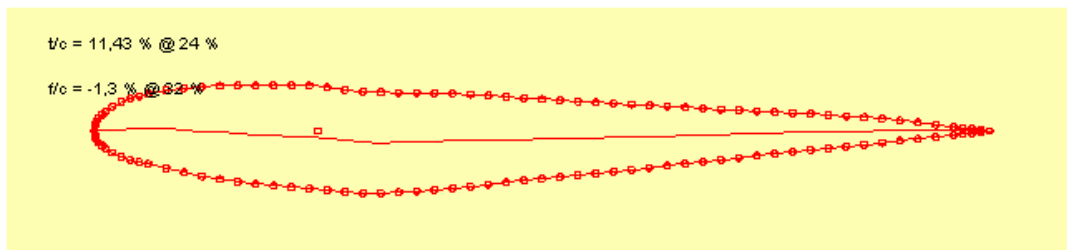
Ad oggi, precise informazioni, relative alle tipologie di profili adoperati a bordo dell'Airbus A380-800, non sono ancora disponibili. Tuttavia, lo scopo perseguito in questa sede consiste in una <sup>BS</sup> analisi del tutto basilare delle principali caratteristiche del velivolo esaminato, e ciò consente l'adozione di profili alari, opportunamente selezionati, attraverso un'analisi delle caratteristiche sopra indicate, tra ai 2205 esemplari appartenenti al *database* del *software Profili* <sup>21</sup>. I risultati di tale ricerca si concretizzano in tre profili alari *Boeing*, appartenenti a velivoli da trasporto a getto transonici<sup>2</sup> e di cui di seguito si riportano le principali informazioni di carattere geometrico ed aerodinamico, ricavate attraverso il *software Javafoil*.

---

<sup>1</sup> Il software *Profili2* è prodotto e distribuito dal Dottore Stefano Duranti e si basa sul codice di calcolo *Xfoil* del Professore Mark Drela dell'università del Massachusetts Institute of Technology.

<sup>2</sup> I profili delle sezioni di radice e di estremità appartengono al Boeing B707, mentre il profilo mediano è il supercritico BAC *Boeing Commercial Aircraft*. La scelta di questo specifico profilo per la sezione di radice viene effettuata affinché le curve isobare sulla superficie alare possano mantenersi parallele tra loro anche in prossimità della fusoliera.

### Profilo alare della sezione di radice.



Re = 16.000.000 - M = 0			
$\alpha$	Cl	Cd	Cm 0.25
-3,0	-0,396	0,00451	0,010
-2,0	-0,277	0,00426	0,009
-1,0	-0,158	0,00391	0,009
0,0	-0,039	0,00395	0,008
1,0	0,081	0,00371	0,007
2,0	0,200	0,00401	0,007
3,0	0,319	0,00416	0,006
4,0	0,438	0,00491	0,006
5,0	0,555	0,00517	0,005
6,0	0,670	0,00527	0,004
7,0	0,781	0,00611	0,004
8,0	0,889	0,00623	0,003
9,0	0,992	0,00710	0,003
10,0	1,088	0,00685	0,002
11,0	1,176	0,00765	0,002
12,0	1,256	0,01014	0,001
13,0	1,324	0,01179	0,001
14,0	1,365	0,01266	-0,003
15,0	1,389	0,01430	-0,009
16,0	1,388	0,01668	-0,018
17,0	1,350	0,02031	-0,035
18,0	1,245	0,02957	-0,064

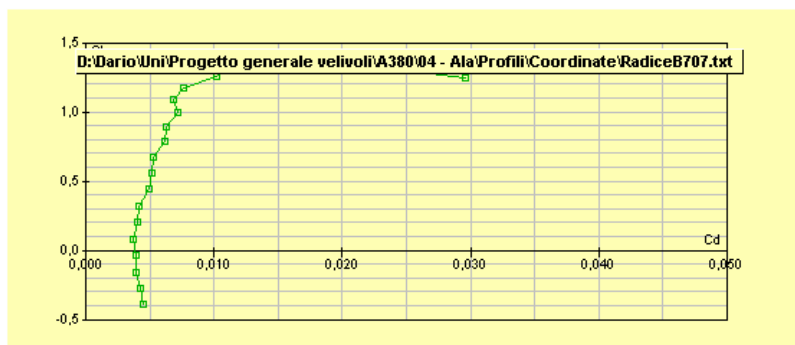
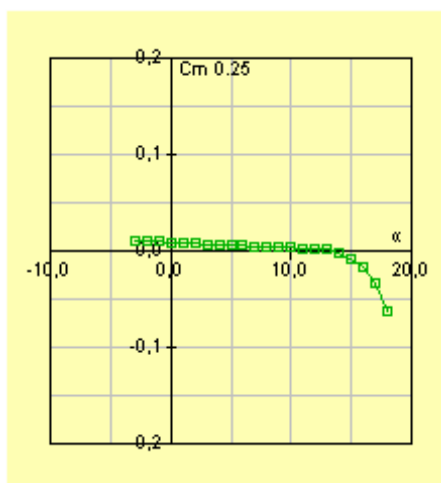
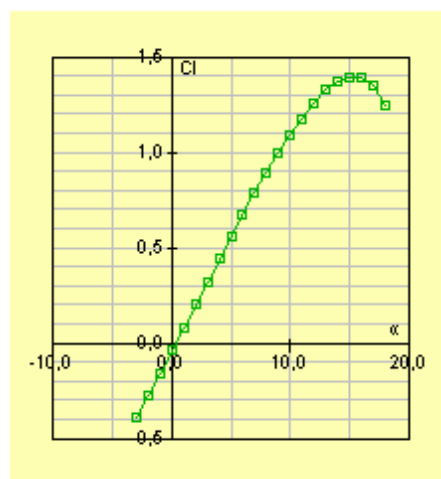
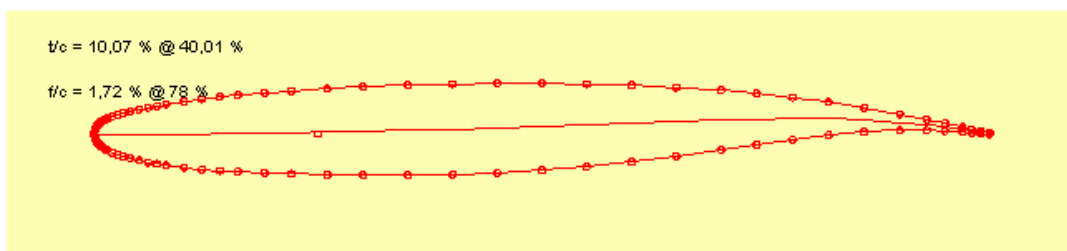


Figura 4.6 – Dati aerodinamici del profilo della sezione di radice. (Javafoil)

### Profilo alare della sezione al 36% della semiapertura alare.



Re = 16.000.000 - M = 0			
$\alpha$	Cl	Cd	Cm 0.25
-3,0	-0,031	0,00476	-0,092
-2,0	0,087	0,00480	-0,094
-1,0	0,206	0,00493	-0,095
0,0	0,325	0,00504	-0,096
1,0	0,443	0,00544	-0,098
2,0	0,560	0,00522	-0,099
3,0	0,675	0,00556	-0,100
4,0	0,788	0,00597	-0,101
5,0	0,897	0,00663	-0,102
6,0	1,001	0,00713	-0,103
7,0	1,097	0,00734	-0,104
8,0	1,184	0,00842	-0,104
9,0	1,261	0,00909	-0,105
10,0	1,326	0,01116	-0,106
11,0	1,377	0,01156	-0,106
12,0	1,415	0,01400	-0,107
13,0	1,399	0,01613	-0,115
14,0	1,301	0,02171	-0,139
15,0	1,021	0,06058	-0,181
16,0	0,989	0,07073	-0,184
17,0	0,962	0,07793	-0,188
18,0	0,932	0,08456	-0,192

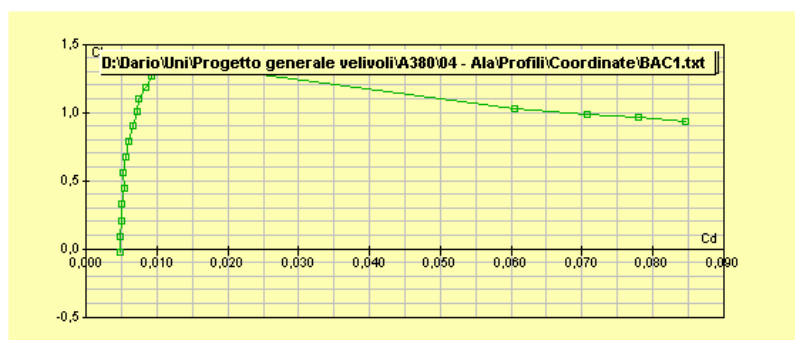
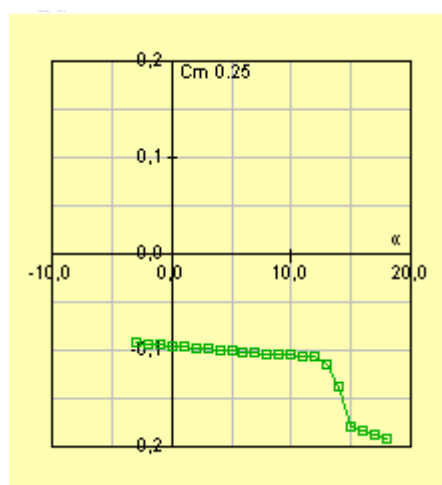
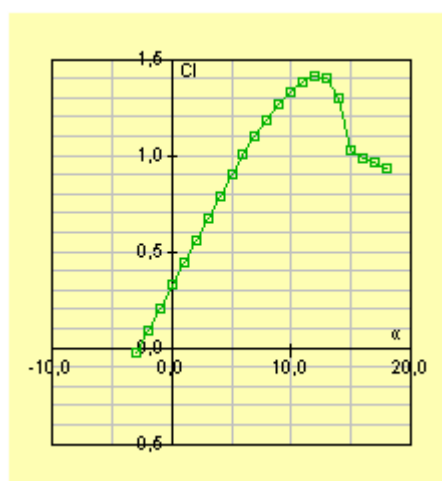
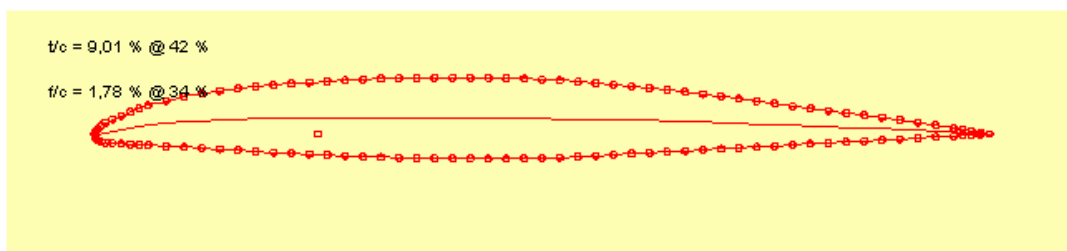


Figura 4.7 – Dati aerodinamici del profilo della sezione al 36% della semiapertura alare. (Javafoil)

### Profilo alare della sezione di estremità.



Re = 16.000.000 - M = 0			
$\alpha$	Cl	Cd	Cm 0.25
-3,0	-0,131	0,00303	-0,038
-2,0	-0,016	0,00323	-0,039
-1,0	0,100	0,00356	-0,041
0,0	0,217	0,00376	-0,042
1,0	0,335	0,00387	-0,044
2,0	0,451	0,00391	-0,045
3,0	0,568	0,00407	-0,047
4,0	0,683	0,00397	-0,048
5,0	0,794	0,00438	-0,050
6,0	0,898	0,00535	-0,051
7,0	0,993	0,00545	-0,053
8,0	1,073	0,00629	-0,054
9,0	1,135	0,00698	-0,056
10,0	1,168	0,00812	-0,058
11,0	1,173	0,00947	-0,059
12,0	1,152	0,01087	-0,061
13,0	1,096	0,01339	-0,066
14,0	1,004	0,01622	-0,078
15,0	0,880	0,02060	-0,099
16,0	0,777	0,02601	-0,114
17,0	0,673	0,03388	-0,130
18,0	0,577	0,04466	-0,146

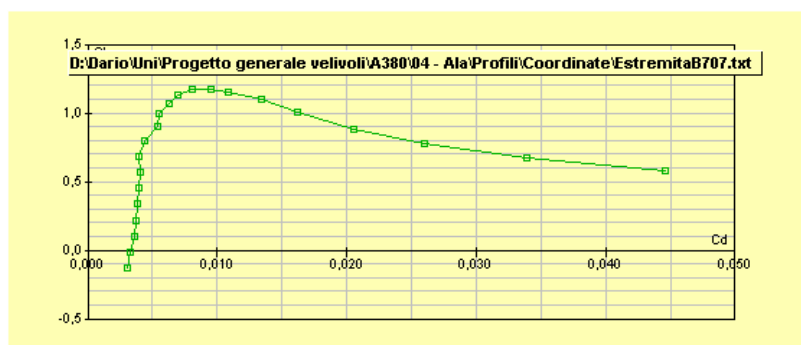
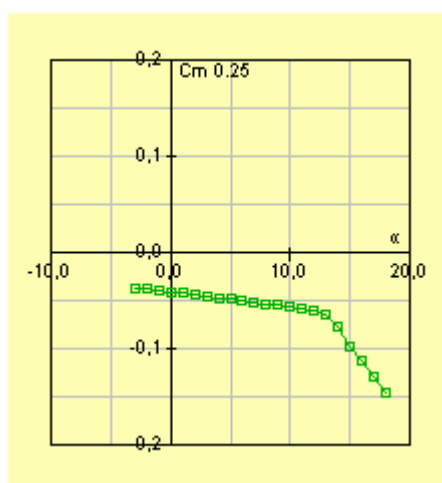
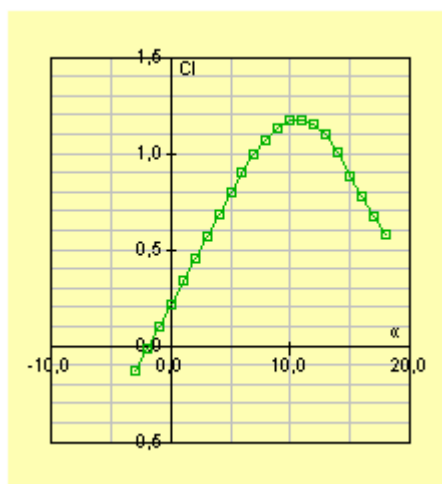


Figura 4.8 – Dati aerodinamici del profilo della sezione di estremità. (Javafoil)

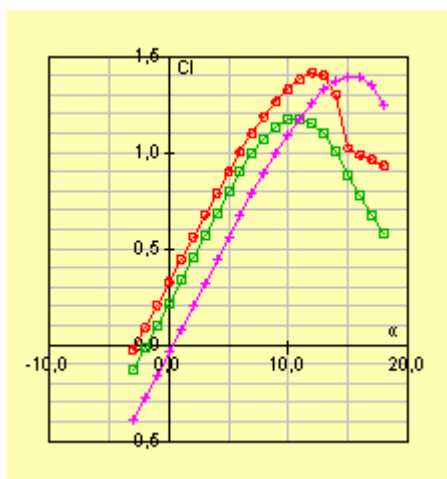


Figura 4.9 – Confronto delle curve di portanza del profilo alla radice (viola), al 36% della semiapertura alare (rosso), ed alla estremità (verde).  $Re = 16.000.000$   $M=0$ . (Javafoil)

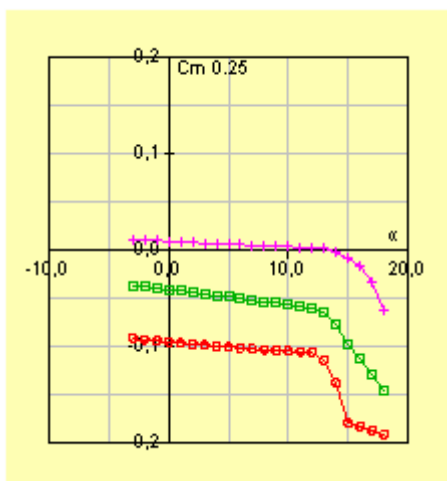


Figura 4.10 – Confronto delle curve di momento rispetto al punto ad un quarto della corda del profilo alla radice (viola), al 36% della semiapertura alare (rosso), ed alla estremità (verde).  $Re = 16.000.000$   $M=0$ . (Javafoil)

BS

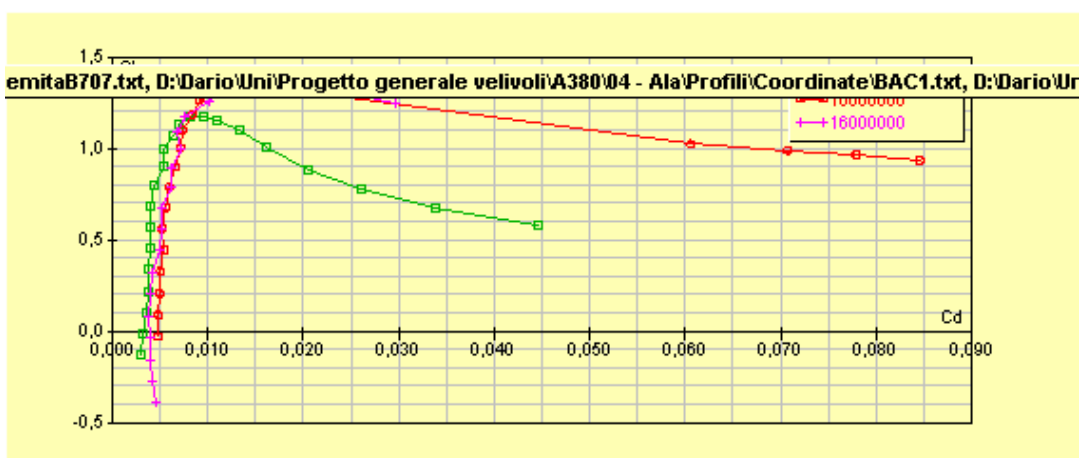


Figura 4.11 – Confronto delle curve polari del profilo alla radice (viola), al 36% della semiapertura alare (rosso), ed alla estremità (verde).  $Re = 16.000.000$   $M=0$ . (Javafoil)

Preme qui sottolineare un fatto importante. Le caratteristiche aerodinamiche dei profili alari dipendono, come è noto, dai valori assunti dal numero di Reynolds e dal numero di Mach. In particolare, le principali variazioni indotte da una modifica del valore del numero di Reynolds sono riscontrabili nei grafici delle curve polari, con effetti più o meno significativi, relativamente agli assetti elevati, e con effetti in prima approssimazione trascurabili, relativamente ai piccoli assetti. Inoltre, l'entità delle variazioni di cui sopra diviene molto limitata qualora si raggiungano valori del numero di Reynolds superiori a 10.000.000. A testimonianza di quanto detto, si riportano, alla pagina successiva, dei grafici che mostrano le curve polari dei profili scelti, calcolate ai valori minimo ( $Re = 16.000.000$ ) e massimo ( $Re = 78.000.000$ ) assunti dal numero di Reynolds a bordo del velivolo studiato. Attraverso di essi, si nota come le limitate differenze indotte siano confinate prevalentemente nella zona delle elevate incidenze.

Dunque, le motivazioni sopra esposte giustificano l'adozione del *set* di dati aerodinamici, relativi ai profili alari scelti, corrispondente ad un valore del numero di Reynolds pari a  $Re = 16.000.000$  oltre che, ovviamente, ad un valore del numero di Mach uguale a zero.



Figura 4.12 –  
Particolare dell'ala  
dell'Airbus A380-800.



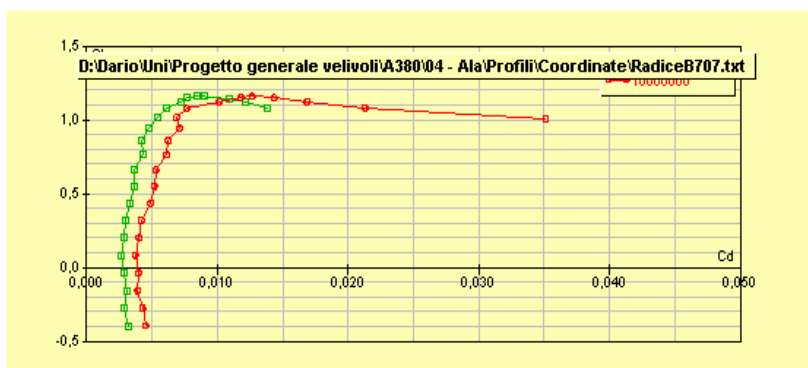


Figura 4.13 – Polare del profilo alla radice, a  $Re=78.000.000$  (verde) ed a  $Re=16.000.000$  (rosso). (Javafoil)

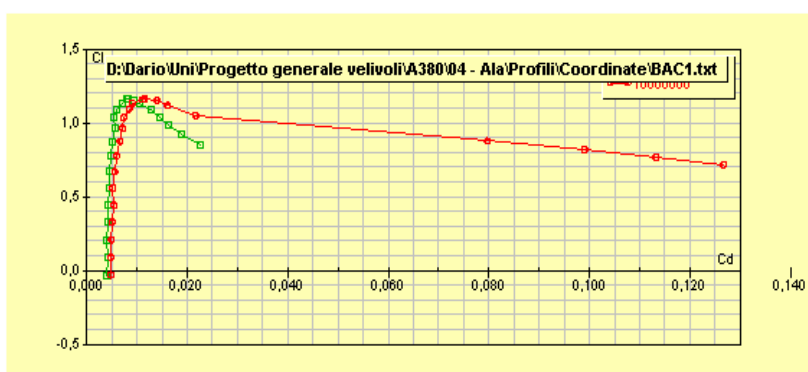


Figura 4.14 – Polare del profilo al 36% della semiapertura alare, a  $Re=78.000.000$  (verde) ed a  $Re=16.000.000$  (rosso). (Javafoil)

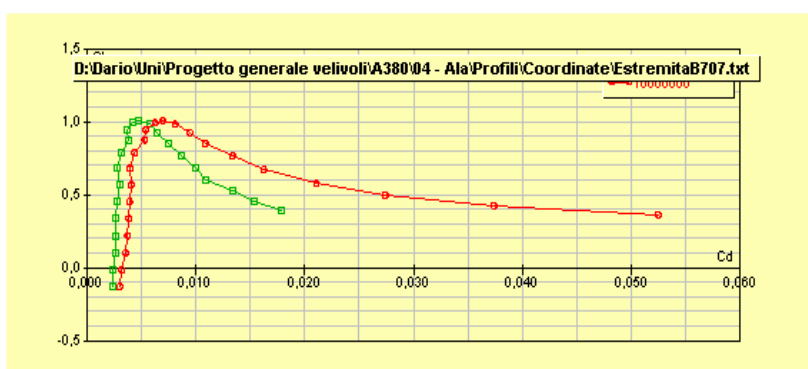


Figura 4.15 – Polare del profilo alla estremità, a  $Re=78.000.000$  (verde) ed a  $Re=16.000.000$  (rosso). (Javafoil).

- **Calcolo delle caratteristiche aerodinamiche del profilo medio.**

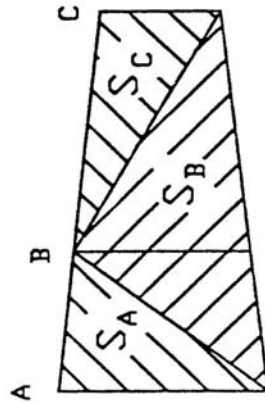


Figura 4.16 – Schema di suddivisione della semiala in aree di influenza delle tre sezioni di riferimento.

Tabella 4.4 – Elenco dei profili scelti per le sezioni di riferimento.

Sezione	Profilo
A- Radice	Boeing 707 08span
B - 36% di b/2	Boeing BAC
C - Estremità	Boeing 707 99span

Si indicano con i pedici A, B e C le grandezze relative, rispettivamente, alle sezioni alla radice (profilo Boeing707 08span), al 36% della semiapertura alare (profilo Boeing BAC) ed alla estremità (profilo Boeing707 99span). Le aree di influenza delle rispettive sezioni di riferimento siano le seguenti

BS

$$S_A = 83.9 \cdot m^2 \quad S_B = 273 \cdot m^2 \quad S_C = 62.9 \cdot m^2$$

Da queste si ricavano i seguenti valori delle costanti moltiplicative.

$$K_A = \frac{2S_A}{S} = 0.2 \quad K_B = \frac{2S_B}{S} = 0.65 \quad K_C = \frac{2S_C}{S} = 0.15$$

Nella Tabella 4.5 sono riportati i valori dei coefficienti di portanza e di resistenza del profilo medio, ottenuti dai valori degli stessi coefficienti, relativi ai profili scelti per le sezioni di riferimento, attraverso le seguenti formule.

$$C_l = K_A \cdot C_{lA} + K_B \cdot C_{lB} + K_C \cdot C_{lC} \quad C_d = K_A \cdot C_{dA} + K_B \cdot C_{dB} + K_C \cdot C_{dC}$$

Tabella 4.5 – Caratteristiche aerodinamiche del profilo medio per  $Re = 16.000.000$  e  $M=0$ .

$\alpha$ [°]	$C_{IA}$	$C_{IB}$	$C_{IC}$	$K_A C_{IA}$	$K_B C_{IB}$	$K_C C_{IC}$	$C_l$	$C_{dA}$	$C_{dB}$	$C_{dC}$	$K_A C_{dA}$	$K_B C_{dB}$	$K_C C_{dC}$	$C_d$
-3	-0.396	-0.031	-0.131	-0.079	-0.020	-0.020	-0.119	0.00451	0.00476	0.00303	0.0009	0.0031	0.0005	0.0045
-2	-0.277		-0.016	-0.055	0.057	-0.002	-0.001		0.00480	0.00323	0.0009	0.0031	0.0005	
-1	-0.158	0.206	0.100	-0.032	0.134	0.015	0.117	0.00391	0.00493	0.00356	0.0008	0.0032	0.0005	0.0045
0	-0.039	0.325	0.217	-0.008	0.211		0.236	0.00395	0.00504	0.00376	0.0008		0.0006	0.0046
1	0.081	0.443	0.335	0.016	0.288	0.050	0.354	0.00371	0.00544	0.00387	0.0007	0.0035	0.0006	0.0049
2	0.200	0.560	0.451		0.364	0.068	0.472	0.00401	0.00522		0.0008	0.0034	0.0006	0.0048
3	0.319	0.675	0.568	0.064	0.439	0.085	0.588	0.00416	0.00556	0.00407	0.0008	0.0036	0.0006	0.0051
4	0.438		0.683	0.088	0.512	0.102	0.702		0.00597	0.00397	0.0010	0.0039	0.0006	
5	0.555	0.897	0.794	0.111	0.583	0.119	0.813	0.00517	0.00663	0.00438	0.0010	0.0043	0.0007	0.0060
6	0.670	1.001	0.898	0.134	0.651		0.919	0.00527	0.00713	0.00535	0.0011		0.0008	0.0065
7	0.781	1.097	0.993	0.156	0.713	0.149	1.018	0.00611	0.00734	0.00545	0.0012	0.0048	0.0008	0.0068
8	0.889	1.184	1.073		0.770	0.161	1.108	0.00623	0.00842		0.0012	0.0055	0.0009	0.0077
9	0.992	1.261	1.135	0.198	0.820	0.170	1.188	0.00710	0.00909	0.00698	0.0014	0.0059	0.0010	0.0084
10	1.088		1.168	0.218	0.862	0.175	1.255		0.01116	0.00812	0.0014	0.0073	0.0012	0.0098
11	1.176	1.377	1.173	0.235	0.895	0.176	1.306	0.00765	0.01156	0.00947	0.0015	0.0075	0.0014	0.0105
12	1.256	1.415	1.152	0.251	0.920	0.173	1.344	0.01014	0.01400	0.01087	0.0020	0.0091	0.0016	0.0128
13	1.324	1.399	1.096	0.265	0.909	0.164	1.339	0.01179	0.01613	0.01339	0.0024	0.0105	0.0020	0.0149
14	1.365	1.301	1.004	0.273		0.151	1.269	0.01266	0.02171	0.01622	0.0025	0.0141	0.0024	0.0191
15	1.389	1.021	0.880	0.278	0.664	0.132	1.073	0.01430	0.06058	0.02060	0.0029	0.0394	0.0031	0.0453
16	1.388	0.989	0.777	0.278	0.643	0.117	1.037	0.01668	0.07073	0.02601	0.0033	0.0460	0.0039	0.0532
17	1.350	0.962	0.673	0.270	0.625	0.101	0.996	0.02031	0.07793	0.03388	0.0041	0.0507	0.0051	0.0598
18	1.245	0.932	0.577	0.249	0.606	0.087	0.941	0.02957	0.08456	0.04466	0.0059	0.0550	0.0067	0.0676

BS

$C_{mA}$	$C_{mB}$	$C_{mC}$	$K_A C_{mA}$	$K_B C_{mB}$	$K_C C_{mC}$	$C_m$
0.010	-0.092	-0.038	0.002	-0.060	-0.006	-0.064
0.009	-0.094	-0.039	0.002	-0.061	-0.006	-0.065
0.009	-0.095	-0.041	0.002	-0.062	-0.006	-0.066
0.008	-0.096	-0.042	0.002	-0.062	-0.006	-0.067
0.007	-0.098	-0.044	0.001	-0.064	-0.007	-0.069
0.007	-0.099	-0.045	0.001	-0.064	-0.007	-0.070
0.006	-0.100	-0.047	0.001	-0.065	-0.007	-0.071
0.006	-0.101	-0.048	0.001	-0.066	-0.007	-0.072
0.005	-0.102	-0.050	0.001	-0.066	-0.008	-0.073
0.004	-0.103	-0.051	0.001	-0.067	-0.008	-0.074
0.004	-0.104	-0.053	0.001	-0.068	-0.008	-0.075
0.003	-0.104	-0.054	0.001	-0.068	-0.008	-0.075
0.003	-0.105	-0.056	0.001	-0.068	-0.008	-0.076
0.002	-0.106	-0.058	0.000	-0.069	-0.009	-0.077
0.002	-0.106	-0.059	0.000	-0.069	-0.009	-0.077
0.001	-0.107	-0.061	0.000	-0.070	-0.009	-0.079
0.001	-0.115	-0.066	0.000	-0.075	-0.010	-0.084
-0.003	-0.139	-0.078	-0.001	-0.090	-0.012	-0.103
-0.009	-0.181	-0.099	-0.002	-0.118	-0.015	-0.134
-0.018	-0.184	-0.114	-0.004	-0.120	-0.017	-0.140
-0.035	-0.188	-0.130	-0.007	-0.122	-0.020	-0.149
-0.064	-0.192	-0.146	-0.013	-0.125	-0.022	-0.160

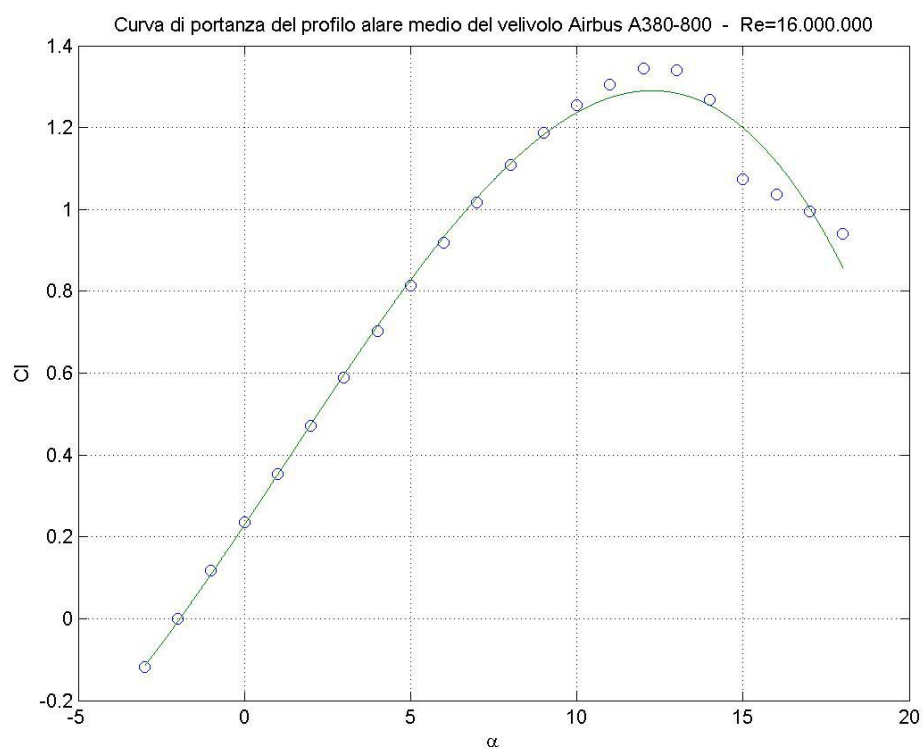


Figura 4.17 – Curva di portanza del profilo medio dell'Airbus A380-800, per  $Re = 16.000.000$  e  $M=0$  (Matlab).

BS

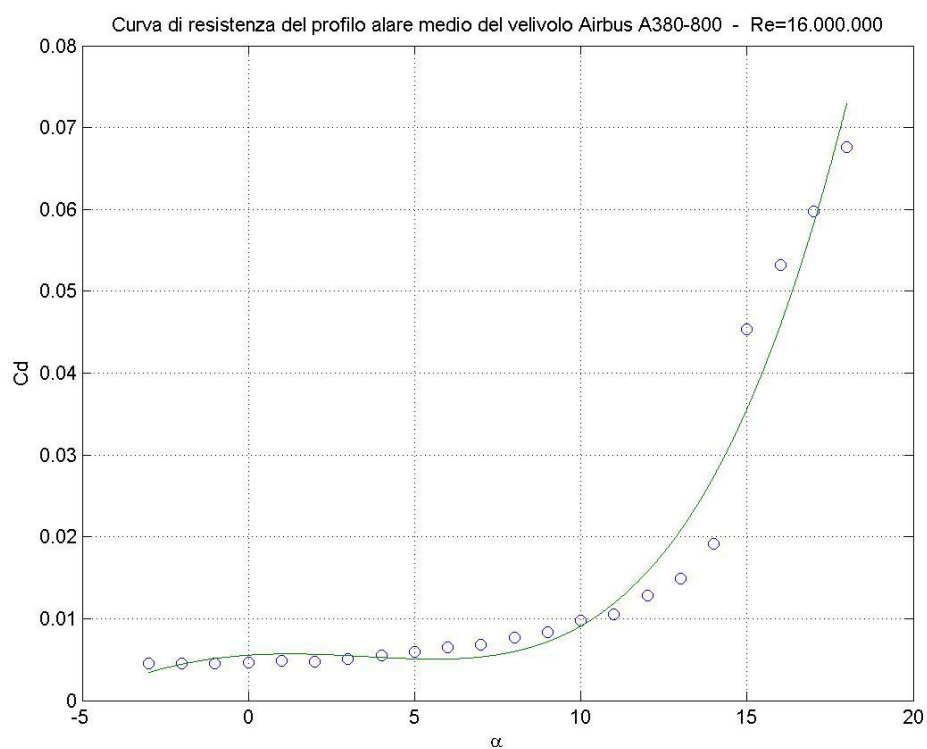
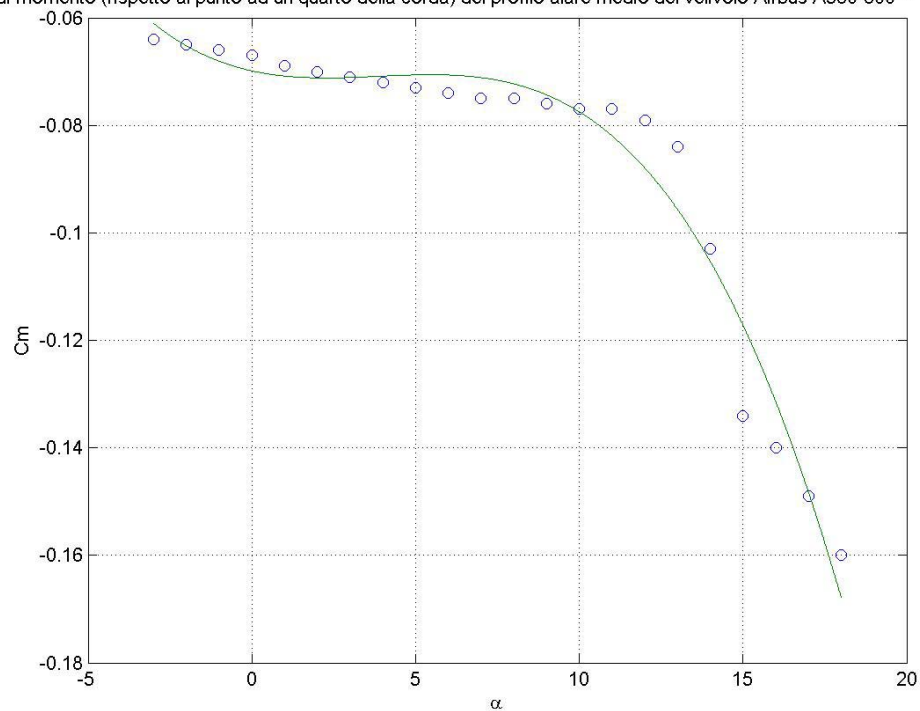
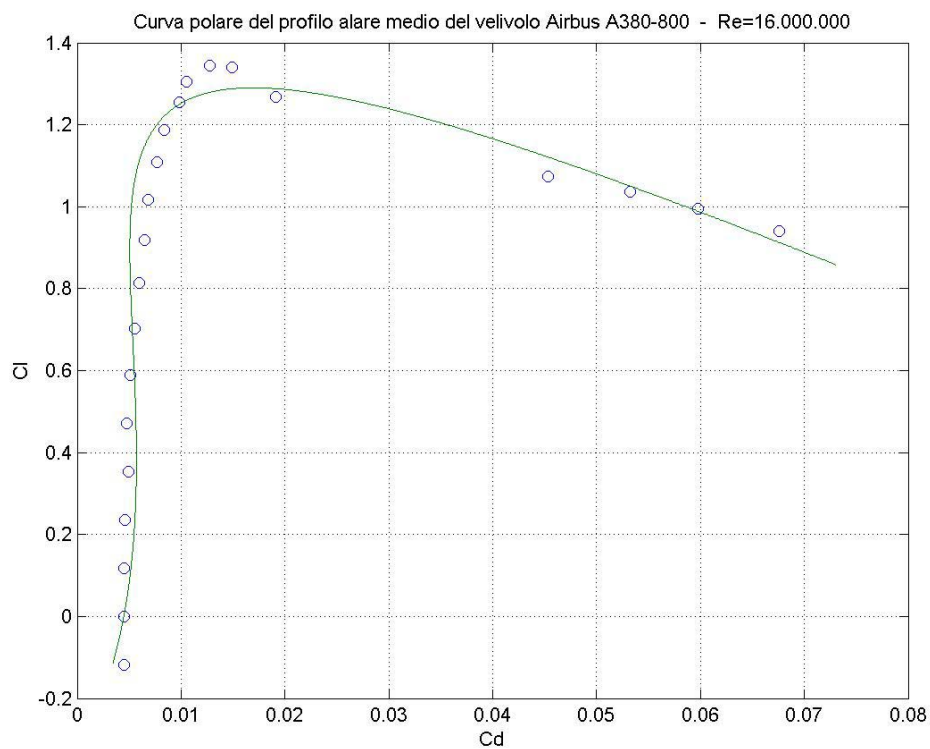


Figura 4.18 – Curva di resistenza del profilo medio dell'Airbus A380-800, per  $Re = 16.000.000$  e  $M=0$  (Matlab).

Curva di momento (rispetto al punto ad un quarto della corda) del profilo alare medio del velivolo Airbus A380-800 -  $Re=16.00$ Figura 4.19 – Curva di momento rispetto al punto ad  $\frac{1}{4}$  della corda del profilo medio dell'Airbus A380-800, per  $Re = 16.000.000$  e  $M=0$  (Matlab).

BS

Figura 4.20 – Curva polare del profilo medio dell'Airbus A380-800, per  $Re = 16.000.000$  e  $M=0$  (Matlab).

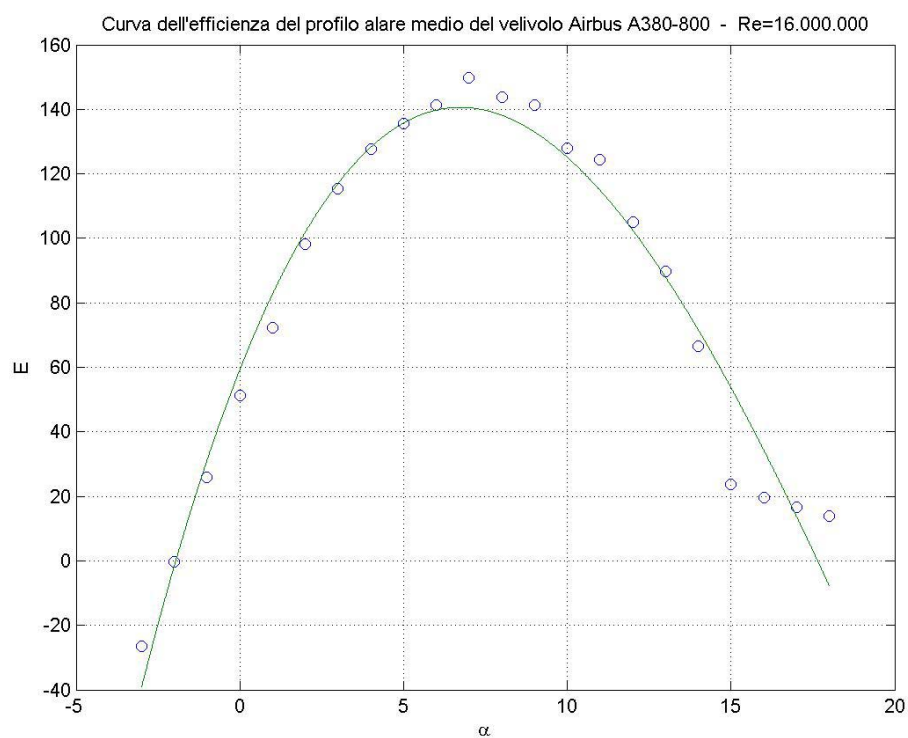


Figura 4.21 – Curva dell'efficienza del profilo medio dell'Airbus A380-800, per  $Re=16.000.000$  e  $M=0$  (Matlab).

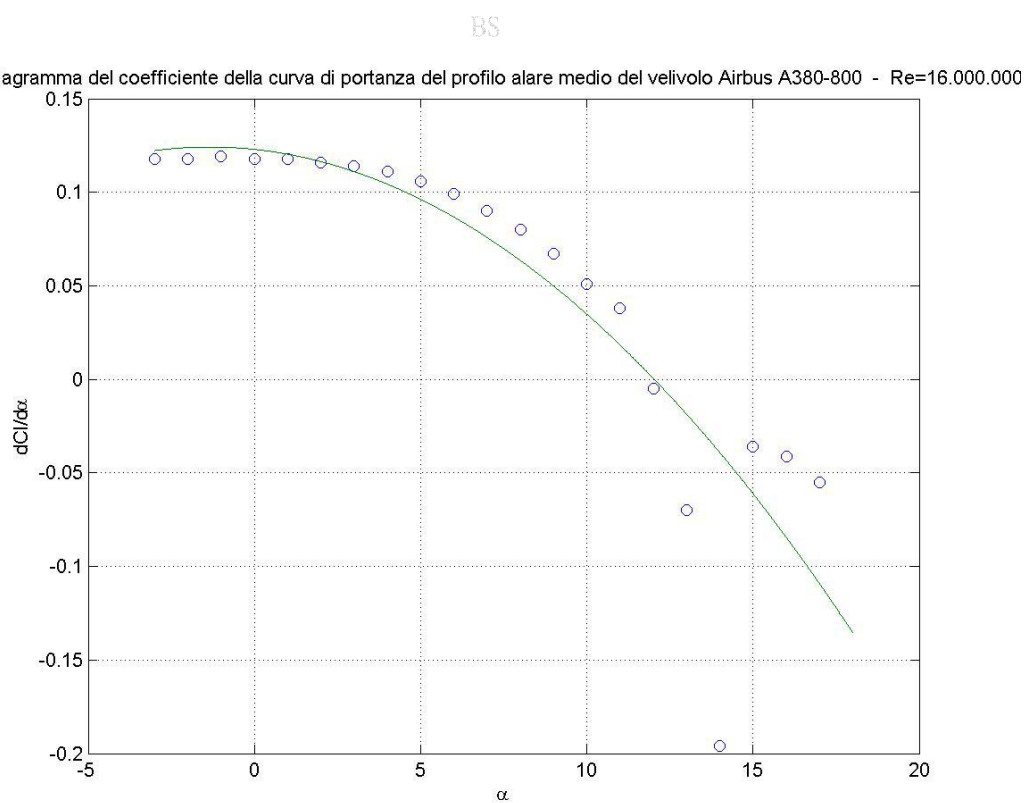


Figura 4.22 – Diagramma del coefficiente della curva di portanza del profilo medio del velivolo Airbus A380-800, per  $Re=16.000.000$  e  $M=0$  (Matlab).

Lo spessore massimo percentuale del profilo medio è calcolabile con la seguente formula.

$$\tau_{pm} = K_A \cdot \tau_A + K_B \cdot \tau_B + K_C \cdot \tau_C = 0.20 \cdot 11.4 + 0.65 \cdot 10.1 + 0.15 \cdot 9.0 = 10.2\%$$

Si tratta, dunque, di un profilo avente uno spessore massimo percentuale del 10.2% della corda, valore che è destinato a ridursi in virtù della adozione di opportune estensioni, sia dal bordo di attacco che dal bordo di uscita, delle corde appartenenti alle sezioni prossime alla radice dell'ala. Si tratta di una soluzione che viene tipicamente adottata a bordo dei velivoli da trasporto a getto che viaggiano a velocità sostenute e quindi a valori del numero di Mach prossimi a quello critico per gli effetti di compressibilità. E' infatti noto, dall'Aerodinamica bidimensionale, che il valore del numero di Mach critico per un profilo si riduce in corrispondenza di incrementi dello spessore massimo percentuale e del coefficiente di portanza o, quindi, dell'assetto. Al fine di scongiurare gli svantaggi connessi con lo sviluppo dell'aerodinamica tipica dei flussi comprimibili, si rende necessario un accrescimento del valore del numero di Mach critico soprattutto relativo alle sezioni maggiormente a rischio quali possono essere, appunto, quelle della zona di radice dell'ala, dove gli spessori massimi percentuali sono più consistenti. Ivi, dunque, si incrementano le lunghezze delle corde, in maniera tale da ridurre gli spessori massimi percentuali, attraverso le estensioni sopra menzionate.

L'ala dell'Airbus A380-800 è dotata di un complesso sistema di estensioni, in corrispondenza sia del bordo di attacco che del bordo di uscita. Questa configurazione è facilmente individuabile attraverso la vista in pianta dell'aeromobile, che viene proposta in Figura 4.23: si nota come entrambi i bordi alari mostrino due variazioni dell'angolo di freccia in corrispondenza dei punti contrassegnati con delle piccole croci rosse e con dei numeri.

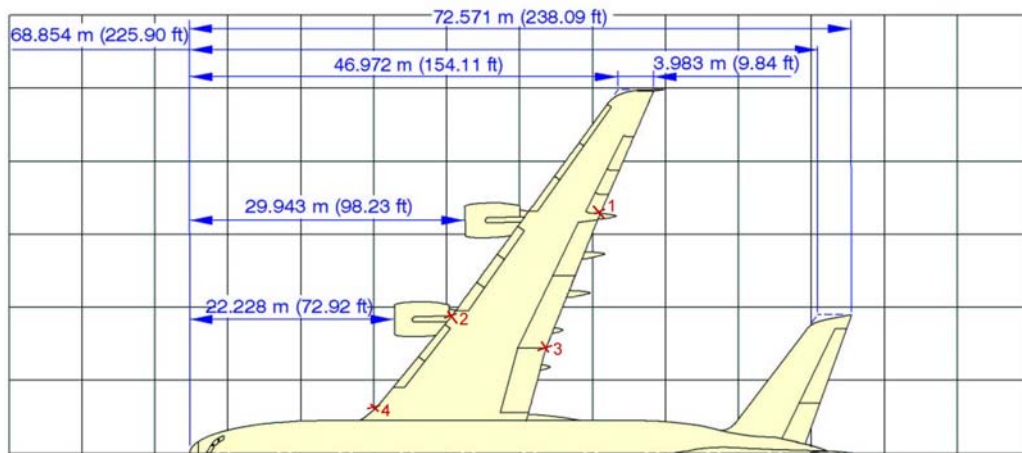


Figura 4.23 – Vista in pianta dell'Airbus A380-800 (*Airbus – A380 Airpale characteristics for airport planning*).

Nell'ambito del discorso progettuale di base che si propone in questa sede, si assume, a vantaggio della semplicità e della snellezza della trattazione, una singola variazione dell'angolo di freccia, per ciascuno dei bordi alari, avente origine in corrispondenza della sezione che si trova al 33% della semiapertura alare di 39.9 metri. L'incremento della lunghezza della corda alla radice dovuto alla soluzione adottata è pari a 3.88 metri (1.76 m per l'estensione del bordo di uscita e 2.12 m per l'estensione del bordo di attacco), il che comporta una lunghezza complessiva della corda alla radice pari a

$$c_r = 16.9 + 3.88 = 20.78 \cdot m$$

Lo spessore massimo del profilo alla radice era, in origine, il 11.4% di una corda lunga 16.9 metri e quindi uguale a 1.927 metri; dunque, il nuovo spessore massimo percentuale dello stesso profilo è

$$\tau_A = \frac{1.927}{20.78} \cdot 100 \cong 9.27\%$$

Finalmente, il nuovo valore dello spessore massimo percentuale del profilo medio è

$$\tau_{pm} = K_A \cdot \tau_A + K_B \cdot \tau_B + K_C \cdot \tau_C = 0.20 \cdot 9.27 + 0.65 \cdot 10 + 0.15 \cdot 9 = 9.7\%.$$





Figura 4.24 – Dettaglio dell'ala dell'Airbus A380-800 (rivista *Volare* ).



Figura 4.25 – Airbus A380-800 in costruzione.

BS

- **Angolo di freccia e legge di svergolamento geometrico.**

Gli effetti aerodinamici della compressibilità del flusso, che investe il velivolo in condizioni di crociera, possono essere ritardati, adottando un opportuno angolo di freccia per l'ala.

Per velivoli convenzionali nonché dotati di profili NACA e che in condizioni di crociera realizzano un valore massimo del coefficiente di portanza pari a 0.4, è possibile ricavare l'entità di tale angolo attraverso degli opportuni grafici, riportati nel testo *Airplane Design* del Roskam.

Nel caso del velivolo Airbus A380-800, l'elevata complessità progettuale, che pure coinvolge il concepimento di profili alari appositi e ben lontani da quelli ivi considerati, nonché gli elevati valori del coefficiente di portanza, che si realizzano nelle condizioni di crociera assegnate nella specifica di progetto, non consentirebbero l'utilizzo dei suddetti diagrammi.

Allo scopo di evidenziare come i valori assunti dal coefficiente di portanza in condizioni di crociera per l'Airbus A380-800 siano più elevati di quelli assunti da altri velivoli da trasporto a getto, si propongono di seguito delle tabelle che mostrano i valori che tale coefficiente assumerebbe per diverse condizioni di peso, quota e velocità. Ciascuna di esse si riferisce ad un fissato valore del numero di Mach segnalato nella rispettiva didascalia; è possibile entrare in tabella con una quota di volo, trovando a sinistra tutti i dati atmosferici necessari al calcolo del coefficiente di portanza nonché i valori della velocità di volo (in m/s ed in km/h) e la pressione dinamica, e a destra i valori assunti dal coefficiente di portanza in corrispondenza di pesi che variano tra le 460 e le 560 tonnellate (peso massimo al decollo fornito da Airbus).

Da una rapida analisi, ci si accorge agevolmente come, per mantenere valori di  $C_L \cong 0.5$ , sia necessario suddividere la fase crociera in diversi segmenti, ognuno dei quali caratterizzato da una determinata quota di volo, resa operativa solo dopo aver raggiunto un fissato valore del peso, attraverso il consumo del carburante trasportato a bordo.

BS



Figura 4.26 – Airbus A380-800 alla presentazione ufficiale del 18 gennaio 2005.



Tabella 4.6 – Valori del coefficiente di portanza al variare della quota di volo e del peso a **M=0.80**.(dati ISA-*International Standard Atmosphere* - ed Airbus ).

Pressione dinamica [N/m <sup>2</sup> ]	Velocità di volo [km/h]	Velocità di volo [m/s]	Velocità del suono [m/s]	$\varepsilon = \rho/\rho_0$	Densità [kg/m <sup>3</sup> ]	Quota di volo [m]	Peso in tonnellate del velivolo									
							380	400	420	440	460	480	500	520	540	560
11815	861	239	299	0.337	0.413	10000	0.37	0.39	0.41	0.43	0.45	0.47	0.49	0.51	0.53	0.55
10137	850	236	295	0.297	0.364	11000	0.44	0.46	0.48	0.50	0.53	0.55	0.57	0.60	0.62	0.64
8661	850	236	295	0.254	0.311	12000	0.51	0.54	0.56	0.59	0.62	0.64	0.67	0.70	0.72	0.75
7380	850	236	295	0.216	0.265	13000	0.60	0.63	0.66	0.69	0.72	0.76	0.79	0.82	0.85	0.88
7268	850	236	295	0.213	0.261	13100	0.61	0.64	0.67	0.70	0.73	0.77	0.80	0.83	0.86	0.89

Tabella 4.7 – Valori del coefficiente di portanza al variare della quota di volo e del peso a **M=0.82**.(dati ISA-*International Standard Atmosphere* - ed Airbus ).

Pressione dinamica [N/m <sup>2</sup> ]	Velocità di volo [km/h]	Velocità di volo [m/s]	Velocità del suono [m/s]	$\varepsilon = \rho/\rho_0$	Densità [kg/m <sup>3</sup> ]	Quota di volo [m]	Peso in tonnellate del velivolo									
							380	400	420	440	460	480	500	520	540	560
12413	883	245	299	0.337	0.413	10000	0.36	0.37	0.39	0.41	0.43	0.45	0.47	0.49	0.51	0.52
10650	871	242	295	0.297	0.364	11000	0.41	0.44	0.46	0.48	0.50	0.52	0.55	0.57	0.59	0.61
9099	871	242	295	0.254	0.311	12000	0.48	0.51	0.54	0.56	0.59	0.61	0.64	0.66	0.69	0.71
7753	871	242	295	0.216	0.265	13000	0.57	0.60	0.63	0.66	0.69	0.72	0.75	0.78	0.81	0.84
7636	871	242	295	0.213	0.261	13100	0.58	0.61	0.64	0.67	0.70	0.73	0.76	0.79	0.82	0.85

Tabella 4.8 – Valori del coefficiente di portanza al variare della quota di volo e del peso a **M=0.85**. Le caselle gialle indicano i valori del coefficiente di portanza relativi ai diversi segmenti della fase di crociera.(dati ISA-*International Standard Atmosphere* - ed Airbus ).

Pressione dinamica [N/m <sup>2</sup> ]	Velocità di volo [km/h]	Velocità di volo [m/s]	Velocità del suono [m/s]	$\varepsilon = \rho/\rho_0$	Densità [kg/m <sup>3</sup> ]	Quota di volo [m]	Peso in tonnellate del velivolo									
							380	400	420	440	460	480	500	520	540	560
13338	915	254	299	0.337	0.413	10000	0.33	0.35	0.37	0.38	0.40	0.42	0.44	0.45	0.47	0.49
11443	903	251	295	0.297	0.364	11000	0.39	0.41	0.43	0.45	0.47	0.49	0.51	0.53	0.55	0.57
9777	903	251	295	0.254	0.311	12000	0.45	0.47	0.50	0.52	0.55	0.57	0.59	0.62	0.64	0.66
8331	903	251	295	0.216	0.265	13000	0.53	0.56	0.59	0.61	0.64	0.67	0.70	0.72	0.75	0.78
8205	903	251	295	0.213	0.261	13100	0.54	0.57	0.59	0.62	0.65	0.68	0.71	0.74	0.76	0.79



Pertanto, al fine di sopperire alla mancanza di un valido metodo di calcolo, si supponga che l'angolo di freccia della linea dei punti ad un quarto delle corde, necessario affinché il valore del numero di Mach critico sia maggiore del valore del numero di Mach di crociera  $M=0.85$  richiesto dalle specifiche di progetto, coincida con quello fornito da Airbus sul proprio sito Web.

$$\Lambda_{\frac{c}{4}} = 33.5^\circ$$

Per quanto concerne il disegno dell'ala, ci si riferisca alle figure riportate alle pagine seguenti. Si osservi come le estensioni delle corde in prossimità della mezzeria dell'ala producano, rispettivamente dal bordo di attacco e dal bordo di uscita, un incremento della corda della sezione di radice del 12.5% e del 10.4%.

Nelle due figure successive si propone un confronto grafico tra le forme in pianta dell'ala reale dell'Airbus A380-800 e dell'ala dimensionata col procedimento sopra esposto.

Tabella 4.9 – Dati dell'ala progettata.

Superficie alare S [m²]	839	Estensione del bordo di attacco	0,125
Apertura alare b [m]	79,8	Estensione del bordo di uscita	0,104
Allungamento alare AR	7,59	Apertura dell'estensione [m]	13,2
Rapporto di rastremazione $\lambda$	0,244	Corda alla radice con estensione [m]	20,78
Corda alla radice $c_r$ [m]	16,9	Spessore massimo percentuale del profilo alla radice (con estensioni)	9,76%
Corda alla estremità $c_t$ [m]	4,12	Spessore massimo percentuale del profilo medio (con estensioni)	9,80%
Profilo radice	B707 8%	Spessore massimo percentuale del profilo medio (senza estensioni)	10,25%
Profilo sezione al 36% di b/2	BAC	Cl max del profilo medio (Re=9.000.000 M=0)	1,5
Profilo estremità	B707 99%	Angolo di freccia della linea dei punti ad 1/4 della corda	33,5°



Figura 4.27 – A380-800 al primo decollo dall'aeroporto di Blagnac (Tolosa).

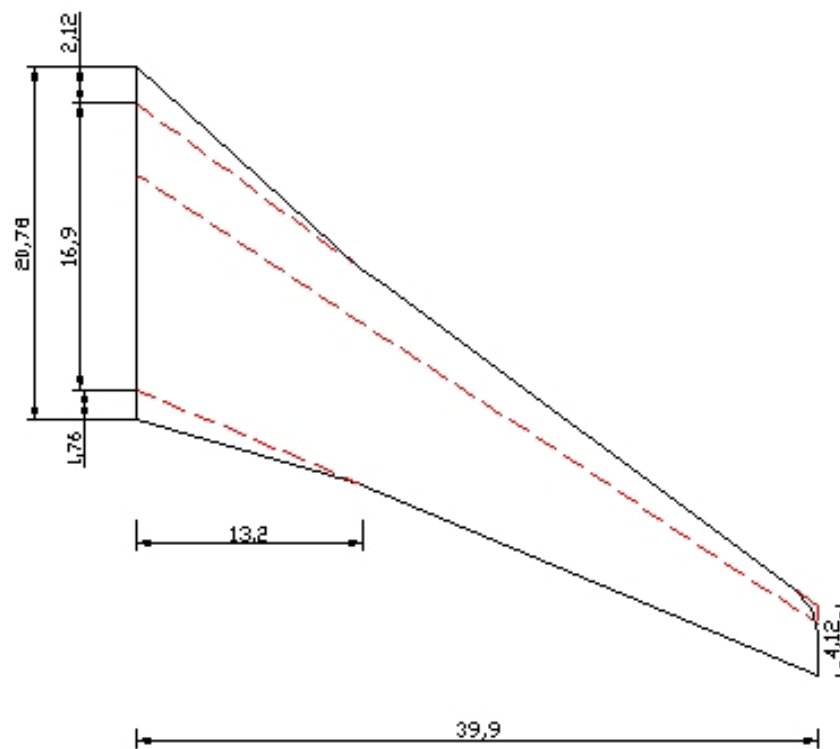


Figura 4.28 – Forma in pianta dell'ala progettata (Autocad ).

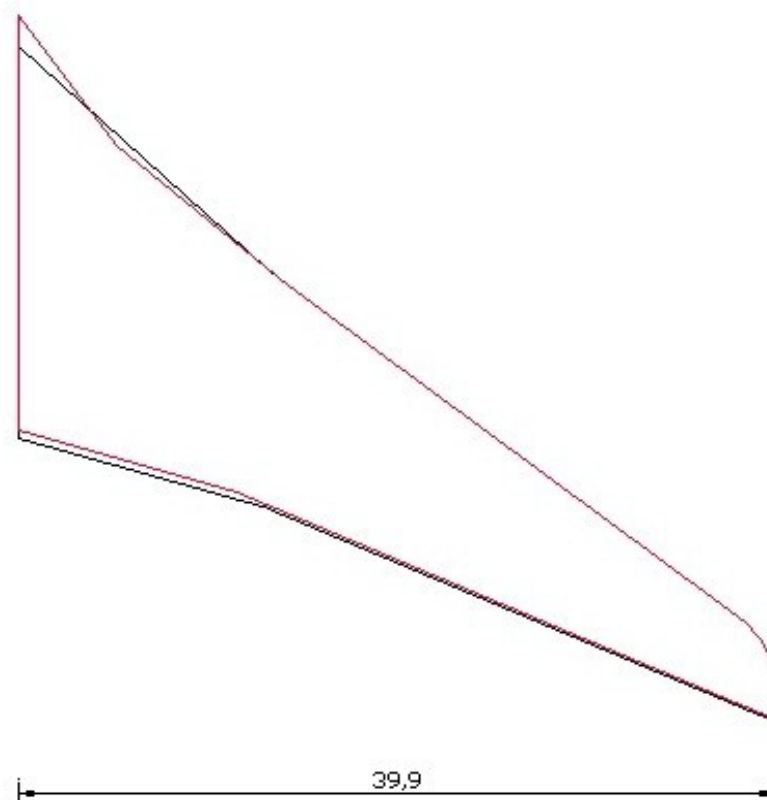


Figura 4.29 - Confronto dell'ala reale dell'Airbus A380-800 (in rosso) con l'ala dimensionata mediante il procedimento proposto (in nero) - (Autocad)

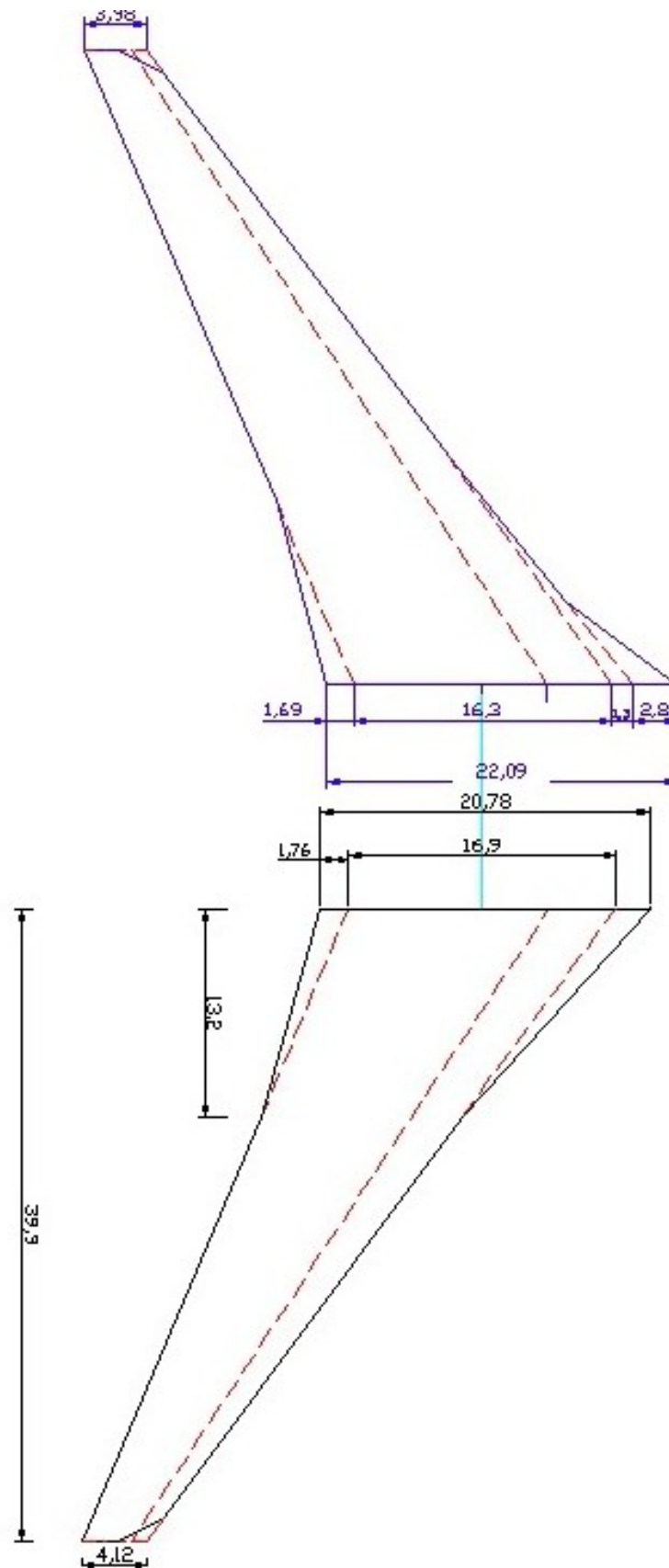


Figura 4.30 – Confronto dell'ala reale dell'Airbus A380-800 (in blu – in alto) con l'ala dimensionata mediante il procedimento proposto (in nero – in basso)- (Autocad).



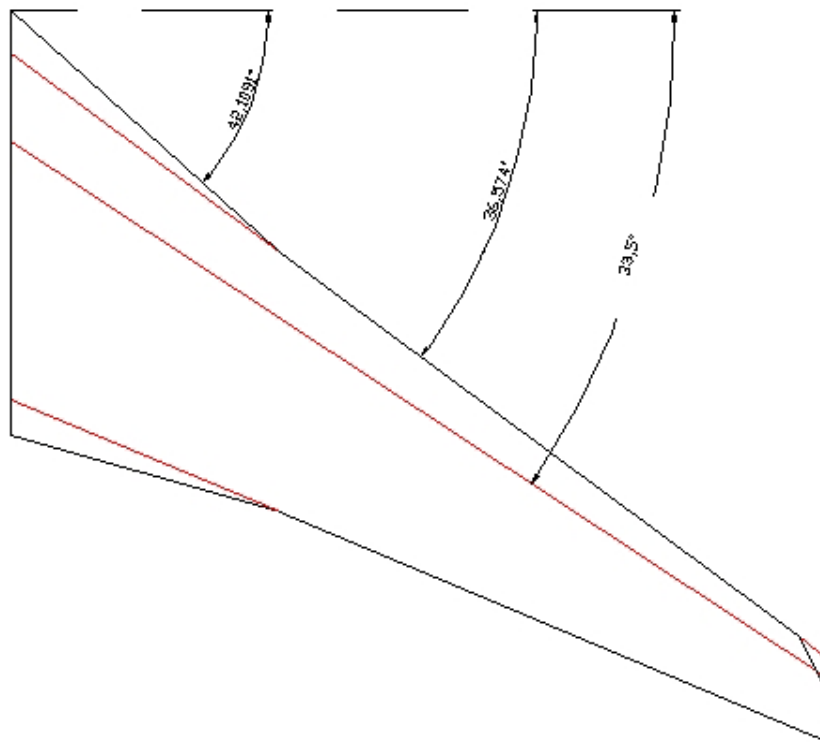


Figura 4.31 – Angoli di freccia dell'ala dell'Airbus A380-800. (Autocad)

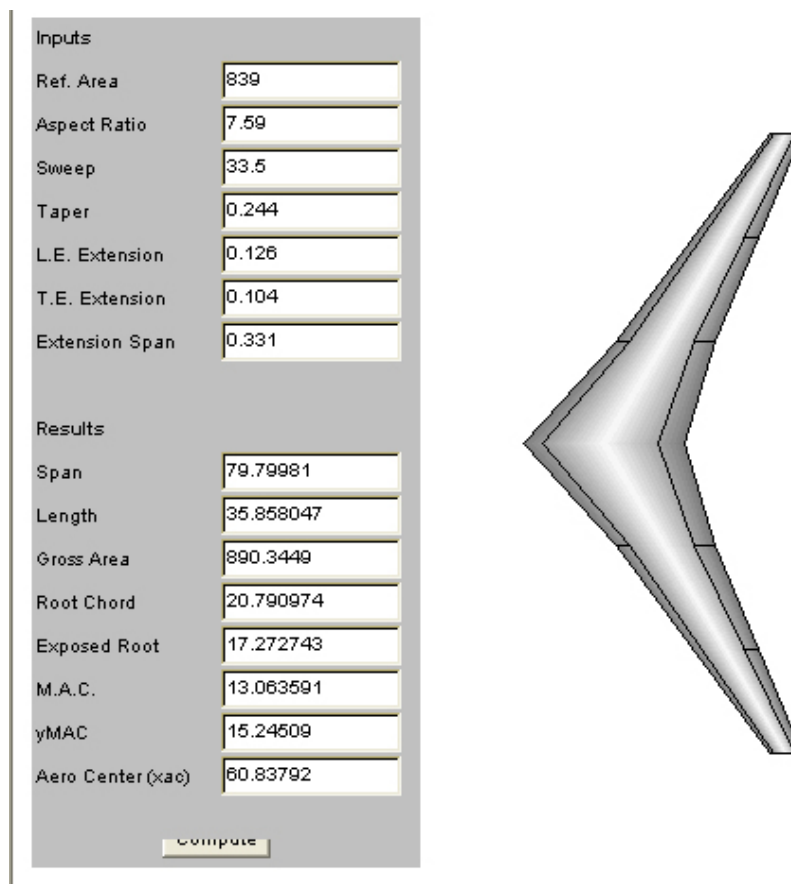


Figura 4.32 – Pianta dell'ala dell'A380-800 (Stanford - Aircraft Design Synthesis and Analysis).

L'ultimo argomento che concerne il dimensionamento geometrico dell'ala riguarda la legge lineare di svergolamento lungo l'apertura alare, la quale si rivela essere del tutto fondamentale, su di un'ala rastremata, al fine di scongiurare il verificarsi dello stallo di estremità. Il *software*, messo a disposizione sul Web dalla Università di Stanford, consente di ricavare le distribuzioni di carico lungo l'apertura al variare dell'incidenza, per un'ala costituita da soli profili simmetrici e di cui sia nota la geometria. Attraverso di esso è, quindi, possibile capire quali siano le incidenze di radice e di estremità più opportune da adottare: in particolare, nel caso del velivolo studiato, si rivela necessario assumere una incidenza della corda di radice pari a  $+4^{\circ 1}$  (coincidente con l'angolo di calettamento dell'ala rispetto alla retta di riferimento della fusoliera: quindi  $i_w = 4^{\circ}$ ) ed una incidenza della corda di estremità di  $+2^{\circ}$ , in modo tale che la prima sezione a raggiungere le condizioni di stallo sia collocata poco oltre il 60% della semiapertura alare.

Lo svergolamento aerodinamico della sezione di estremità rispetto a quella di radice è, dunque, di  $-2^{\circ}$ . Dai dati aerodinamici relativi ai profili adoperati, è immediato notare che, in corrispondenza di uno svergolamento geometrico nullo, lo svergolamento aerodinamico tra la sezione di radice e quella di estremità è di  $2.5^{\circ}$ . Pertanto, al fine di ottenere uno svergolamento aerodinamico di  $-2^{\circ}$ , è

necessario inclinare la corda della sezione di estremità verso il basso di  $4.5^{\circ}$  rispetto alla corda della sezione di radice.



Figura 4.33 – Velivolo Airbus A380-800 in costruzione negli stabilimenti Airbus di Tolosa.

<sup>1</sup>Tale angolo è molto prossimo alle incidenze delle corde di radice di altri velivoli della stessa categoria quali, ad esempio, il B747-400.

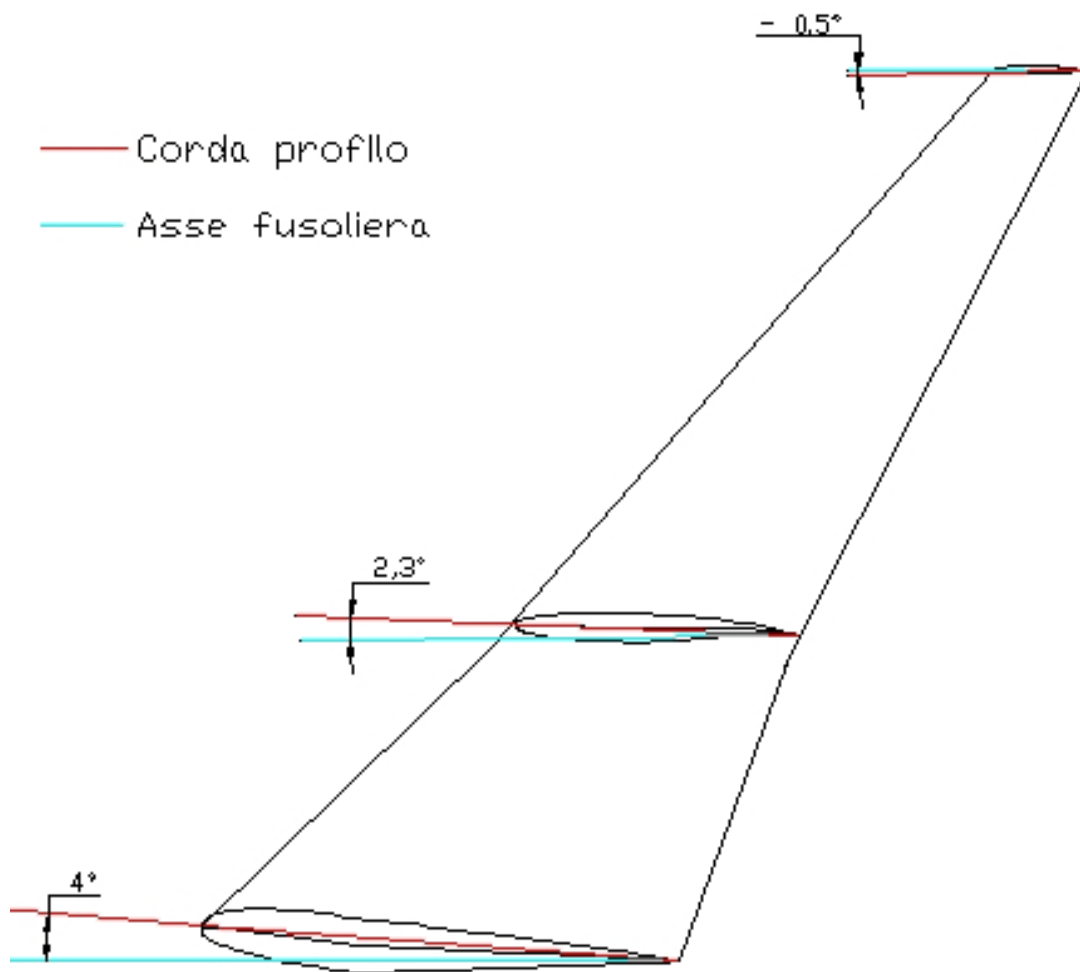


Figura 4.34 – Vista assonometria dell'ala progettata per il velivolo Airbus A380-800. (Autocad)

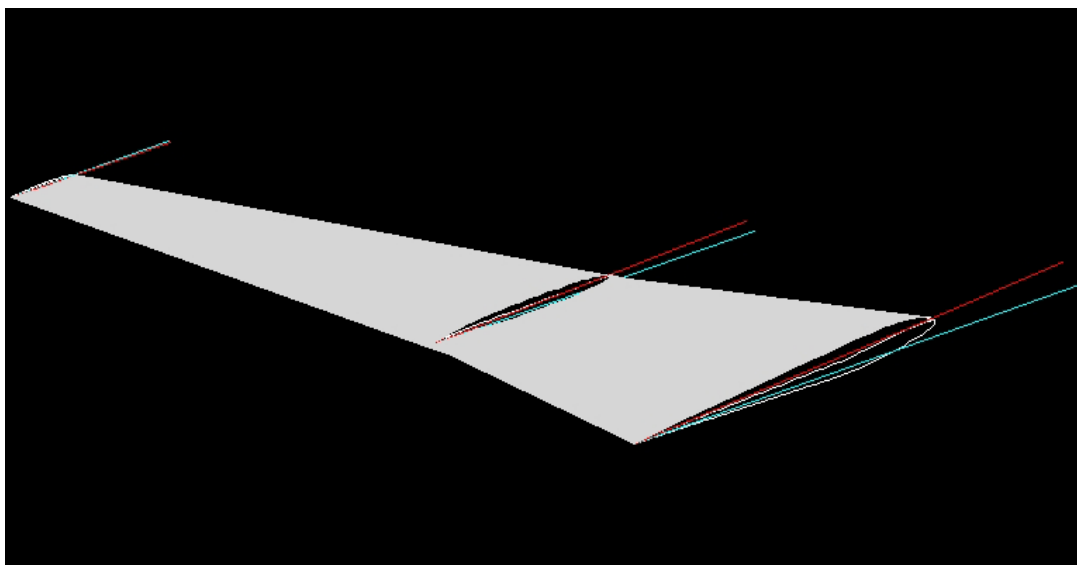


Figura 4.35 – Vista assonometria dell'ala progettata per il velivolo Airbus A380-800. (Autocad)

- **Calcolo della curva di portanza dell'ala e della polare.**

Il calcolo della curva di portanza dell'ala, e quindi del coefficiente angolare del corrispondente tratto lineare nonché dell'angolo di portanza nulla, può essere effettuato sfruttando ancora una volta il *software* reso disponibile sul *Web* dalla Università di Stanford. Attraverso la sua ripetuta applicazione è, infatti, possibile ricavare, almeno per il tratto lineare della curva  $C_L(\alpha)$ , il valore del coefficiente di portanza, del coefficiente di resistenza indotta, e del coefficiente di momento dell'ala rispetto al bordo di attacco della sezione radice esposta, nonché le distribuzioni di carico e di  $C_l$  lungo l'apertura alare, al variare dell'angolo di attacco.

Si assuma che il  $C_L^{\max}$  dell'ala coincida con il valore del coefficiente di portanza  $C_L^*$  al quale ha inizio il sentiero di stallo, cioè al quale per la prima volta la distribuzione di  $C_l(\eta)$  tangente la distribuzione del carico massimo ammissibile, costituita da uno *smoothing* lineare dei  $C_{lS}^{\max}$  propri dei profili considerati.

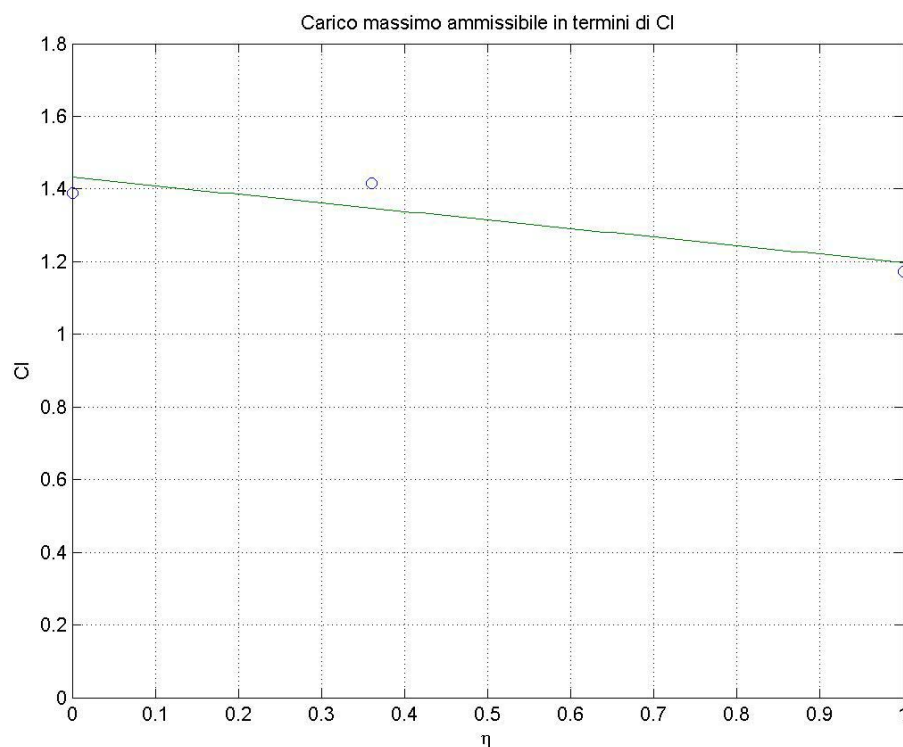


Figura 4.36 – Distribuzione del carico massimo ammissibile in termini di  $Cl$  (Matlab).

La condizione di tangenza suddetta si verifica, per l'ala studiata, in corrispondenza di una incidenza di  $14^\circ$  e di un  $C_L \cong 1.3$ . La Figura 4.37 mostra le distribuzioni di carico e di  $C_l$  lungo l'apertura alare che si ottengono a tale incidenza: inoltre un *layer* trasparente di colore rosa segna il livello di  $C_l \cong 1.3$  che, con buona approssimazione, coincide col  $C_l^{\max}$  del profilo alla stazione in cui si verifica la condizione di tangenza. Dunque, la prima sezione ad andare in stallo si trova al 62.18% della semiapertura alare.

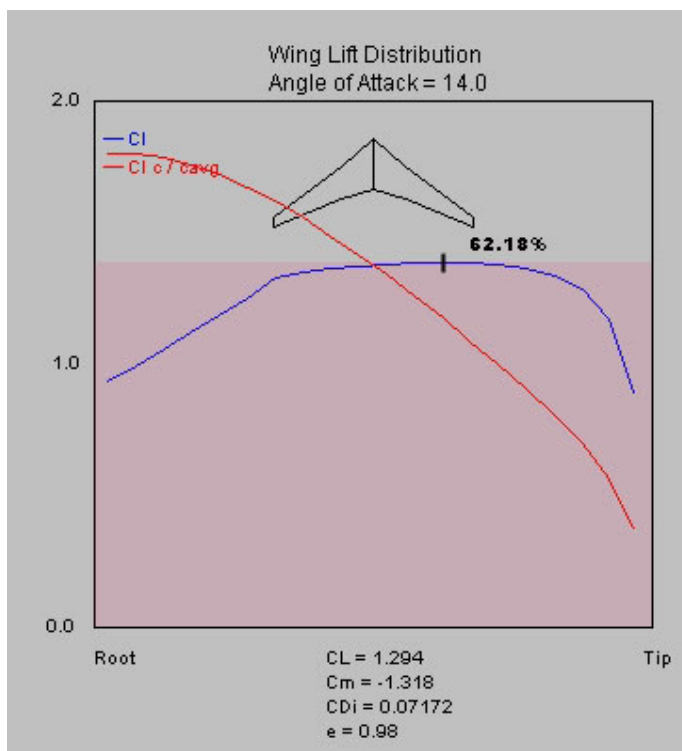


Figura 4.37 – Distribuzione di carico e di  $CL$  lungo l'apertura alare in condizioni di inizio del sentiero di stallo (Stanford - Aircraft Design Synthesis and Analysis)

Il comportamento lineare dell'ala si interrompe allorquando il primo profilo raggiunge condizioni di funzionamento non lineari sulla propria curva di portanza. L'angolo di attacco in corrispondenza del quale si verifica ciò è, ovviamente, minore di  $14^\circ$ . Alla pagina seguente sono riportati, in piccolo, i grafici delle distribuzioni di carico, relative a molteplici incidenze comprese tra  $-2.5^\circ$  e  $11^\circ$ .

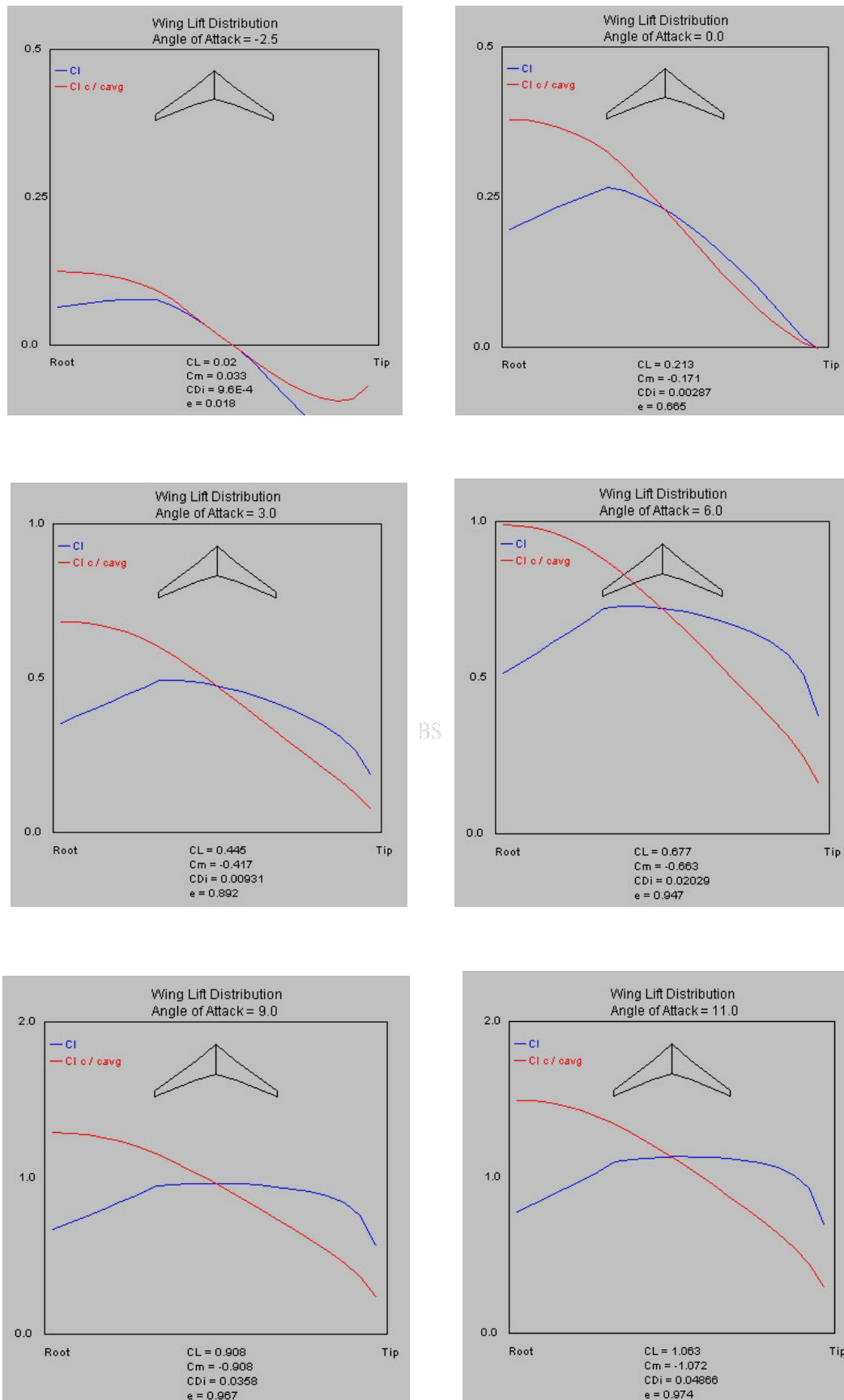


Figura 4.38 – Distribuzioni di carico e di Cl lungo l'apertura alare, per diverse incidenze (Stanford).

Dalla figura 4.38 si nota agevolmente che

$$\alpha_{0L}^w = -3.00^\circ$$

Inoltre, effettuando la derivata numerica dei dati riportati in Tabella 4.10 mediante la nota formula alle differenze finite

$$f'(x_i) = \frac{1}{(x_{i+1} - x_i) + (x_i - x_{i-1})} \left[ \frac{x_i - x_{i-1}}{x_{i+1} - x_i} (f(x_{i+1}) - f(x_i)) + \frac{x_{i+1} - x_i}{x_i - x_{i-1}} (f(x_i) - f(x_{i-1})) \right],$$

si ottiene un valore pressoché costante del coefficiente angolare della curva di portanza relativa al funzionamento lineare dell'ala. In particolare, risulta che

BS

$$C_{L\alpha} = 0.077 \cdot \frac{1}{\text{deg}}.$$

Per quanto concerne il tratto non lineare della curva di portanza, è necessario stimare il valore dell'angolo di attacco in corrispondenza del quale si verifica realmente il massimo valore del coefficiente di portanza  $C_L^{\max}$ . In questo caso, purtroppo, non si conoscono metodi di valutazione sufficientemente accurati da fornire dei valori anche soltanto orientativi dell'incremento di angolo di attacco che è necessario sommare ad  $\alpha = 14^\circ$  per ottenere  $\alpha_{CL\max}$ . In virtù di ciò, piuttosto che adoperare in maniera arrangiata tecniche di valutazione valide per velivoli di tipologia differente, è preferibile adottare per la quantità cercata un valore semplicemente plausibile:

$$\alpha_{CL\max} = 16^\circ.$$

Il calcolo della curva polare dell'ala, presa isolatamente dal resto del velivolo, necessita della valutazione del coefficiente di resistenza in corrispondenza dei vari assetti. In particolare, si ipotizza che

$$C_D = C_{D0}^w + C_{Di}$$

In prima approssimazione è possibile ammettere che il  $C_{D0}^w$  coincida con il valore del  $C_d$  del profilo medio per ciascun valore dell'angolo di attacco

$$C_{D0}^w = (C_d)_{p.m.}$$

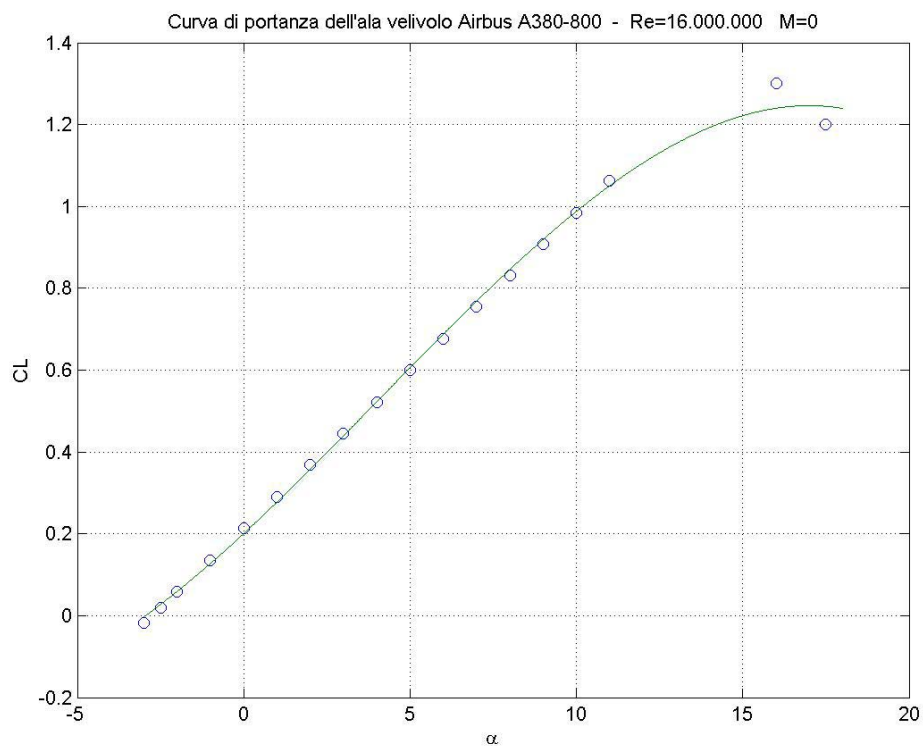
Inoltre, il  $C_{Di}(C_L)$  può essere calcolato attraverso il *software* della Università di Stanford. Complessivamente i dati che si ottengono sono riportati in Tabella 4.10.

Tabella 4.10 – Dati aerodinamici dell'ala.  $Re=16.000.000$   $M=0$ . (Stanford–Aircraft Design Synthesis and Analysis).

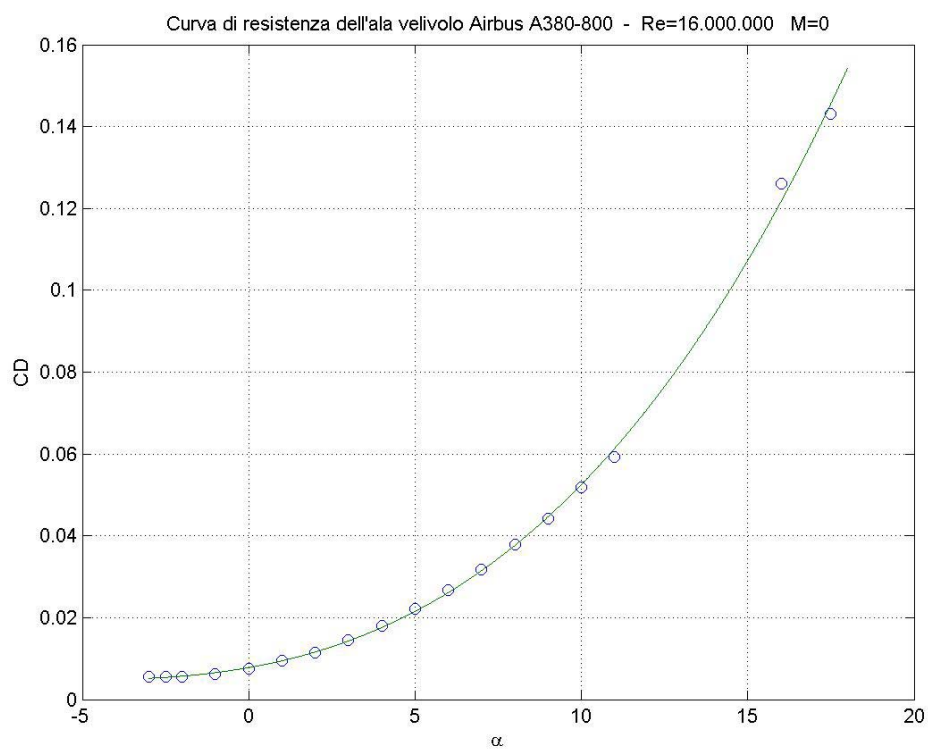
$\alpha$ [°]	CL	CD0	CDi	CD	Cm	CL $\alpha$
-3.0	-0.018	0.00450	0.00100	0.00550	0.074	0.076
-2.5	0.020	0.00450	0.00100	0.00550	0.033	0.078
-2.0	0.059	0.00450	0.00110	0.00560	-0.007	0.077
-1.0	0.136	0.00450	0.00170	0.00620	-0.089	0.077
0.0	0.213	0.00460	0.00290	0.00750	-0.171	0.077
1.0	0.290	0.00490	0.00450	0.00940	-0.253	0.078
2.0	0.368	0.00480	0.00670	0.01150	-0.335	0.077
3.0	0.445	0.00510	0.00930	0.01440	-0.417	0.077
4.0	0.522	0.00550	0.01250	0.01800	-0.499	0.077
5.0	0.599	0.00600	0.01610	0.02210	-0.581	0.078
6.0	0.677	0.00650	0.02030	0.02680	-0.663	0.077
7.0	0.754	0.00680	0.02500	0.03180	-0.745	0.077
8.0	0.831	0.00770	0.03010	0.03780	-0.827	0.077
9.0	0.908	0.00840	0.03580	0.04420	-0.908	0.077
10.0	0.985	0.00980	0.04200	0.05180	-0.990	0.078
11.0	1.063	0.01050	0.04870	0.05920	-1.072	0.047
16.0	1.300	0.05320	0.07280	0.12600	-2.000	-0.067
17.5	1.200	0.06300	0.08000	0.14300	-2.500	-0.079

Dalle informazioni ricavate nell'ambito di questo paragrafo, è possibile tracciare i diagrammi riportati nelle pagine seguenti.



Figura 4.39 – Curva di portanza dell'ala.  $Re=16.000.000$   $M=0$  (Matlab).

BS

Figura 4.40- Curva di resistenza dell'ala.  $Re=16.000.000$   $M=0$  (Matlab).

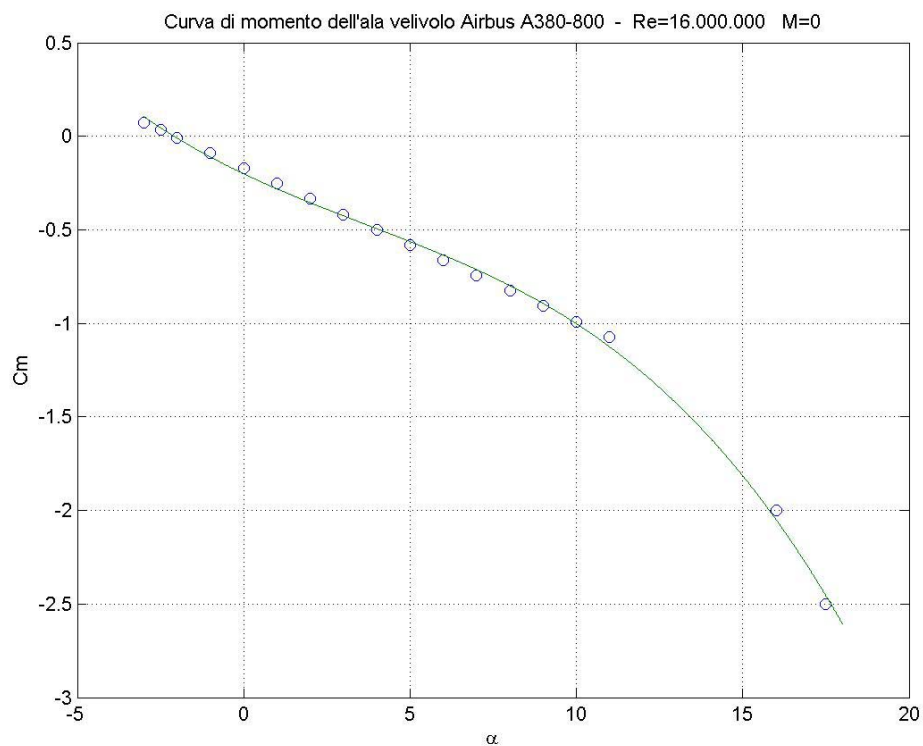


Figura 4.41 - Curva del coefficiente di momento rispetto al bordo di attacco del profilo di radice esposta.  
 $Re=16.000.000$   $M=0$  (Matlab).

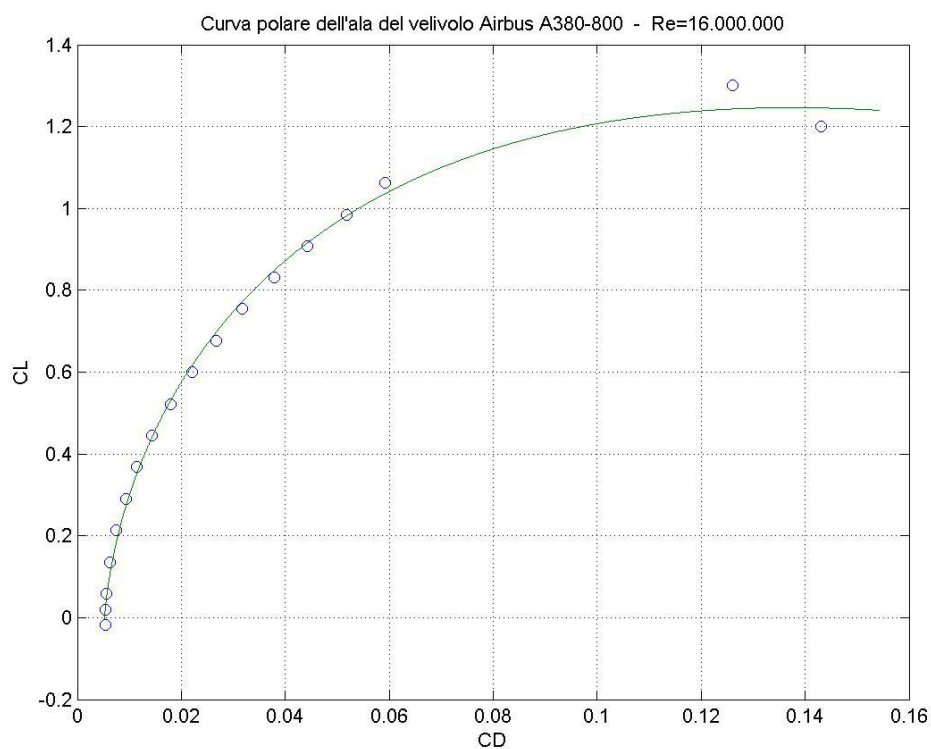


Figura 4.42 - Curva polare dell'ala.  $Re=16.000.000$   $M=0$  (Matlab).

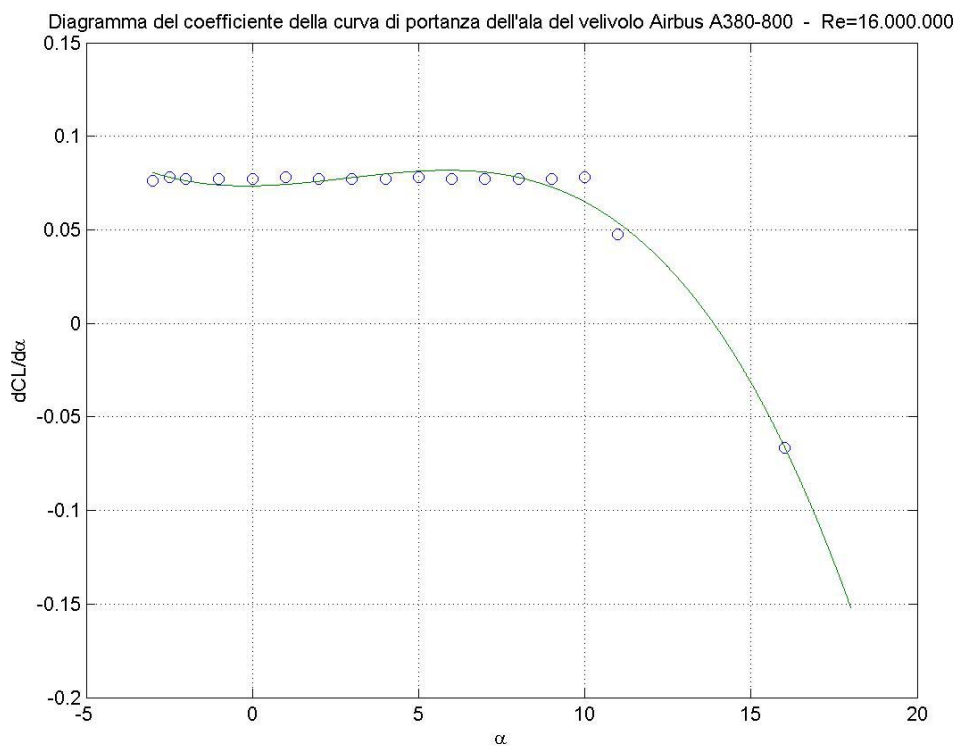


Figura 4.43 - Curva del coefficiente della curva di portanza dell'ala.  $Re=16.000.000$   $M=0$  (Matlab).

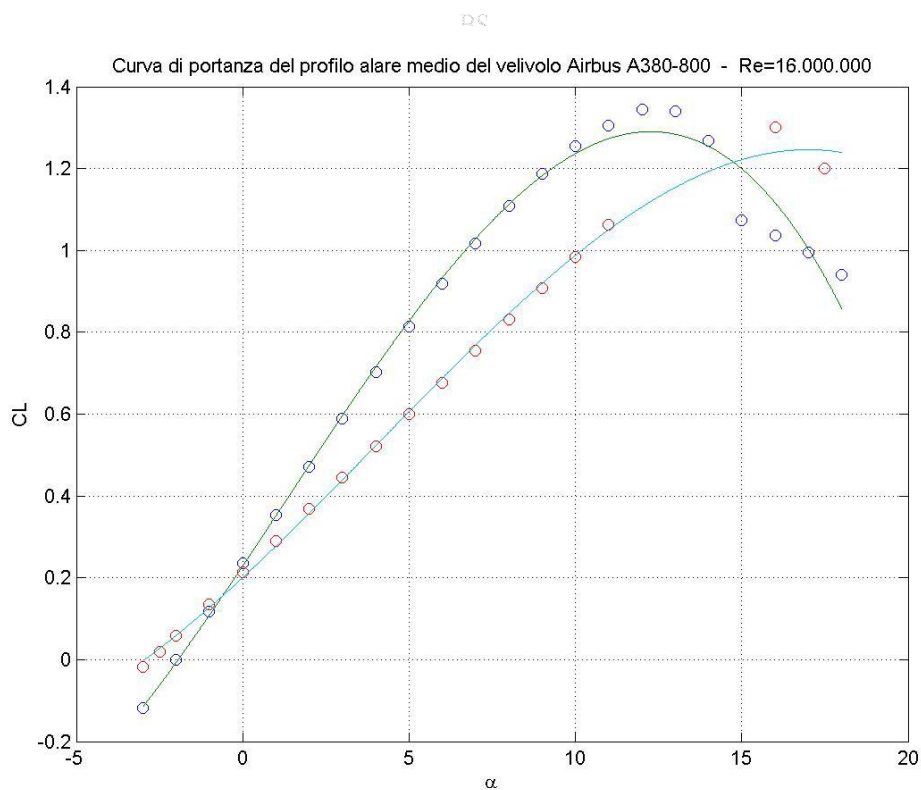


Figura 4.44 – Confronto tra le curve di portanza dell'ala (azzurra) e del profilo medio (verde).  $Re=16.000.000$   $M=0$  (Matlab).

La Figura 4.44 mostra per la curva di portanza dell'ala un coefficiente angolare della parte lineare inferiore a quello del profilo medio. Il  $C_L^{\max}$  supera il massimo valore del coefficiente di portanza del profilo medio ed, infine, l'angolo di portanza nullo dell'ala è in valore assoluto maggiore di quello del profilo medio.



Figura 4.45 – Airbus A380-800 in costruzione.



Figura 4.46 –Particolare della fase di rivettatura dell'ala.



Figura 4.47–Particolare dell'ala dell'Airbus A380-800.

- **Confronto tra l'Airbus A380-800 ed il Boeing B747-400ER.**

Anche una semplice analisi della forma in pianta delle ali di Airbus A380-800 e di Boeing B747-400, versione *Extended Range*, alimenta un già ricco discorso di confronti e paragoni tra i suddetti velivoli. Si propongono, di seguito, alcune interessanti figure, costruite mediante l'ausilio del *software Autocad*.

Le differenze immediatamente evidenti sono le seguenti:

- semiapertura alare dell'A380 più lunga di 8.15 m rispetto a quella dello storico *Jumbo*;
- angolo di freccia del B747 più accentuato di  $4^\circ$  ;
- superficie alare dell'A380 superiore a quella del B747.

Più in dettaglio, è possibile notare come il rapporto di rastremazione del B747, pari a  $\lambda = 0.306$ , sia più elevato di quello dell'A380, pari a 0.244, ed ancora come l'allungamento alare del velivolo americano ( $AR = 7.98$ ) sia maggiore di quello del velivolo europeo ( $AR = 7.53$ ). Altre peculiarità possono essere agevolmente ricavate da una analisi visiva dei disegni riportati alle pagine seguenti, nelle quali viene, peraltro, riportato un analogo confronto dell'ala del B747-400ER con l'ala dimensionata nell'ambito di questa esercitazione con la metodologia esposta nei precedenti paragrafi.



Figura 4.48 – Confronto tra Airbus A380-800 e Boeing 747-400.

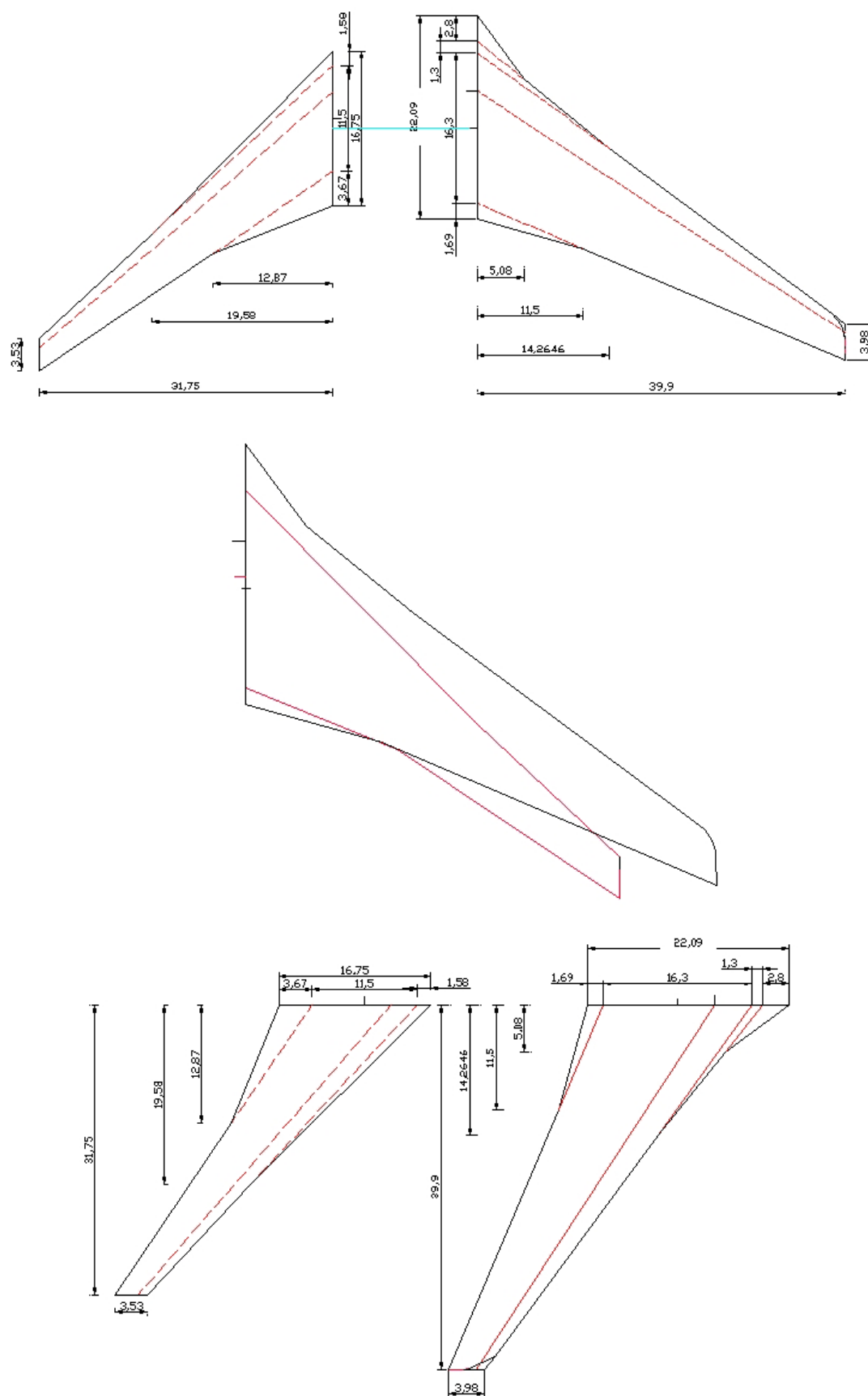


Figura 4.49 – Confronto dell'ala del Boeing B747-400ER e dell'ala dell'Airbus A380-800.



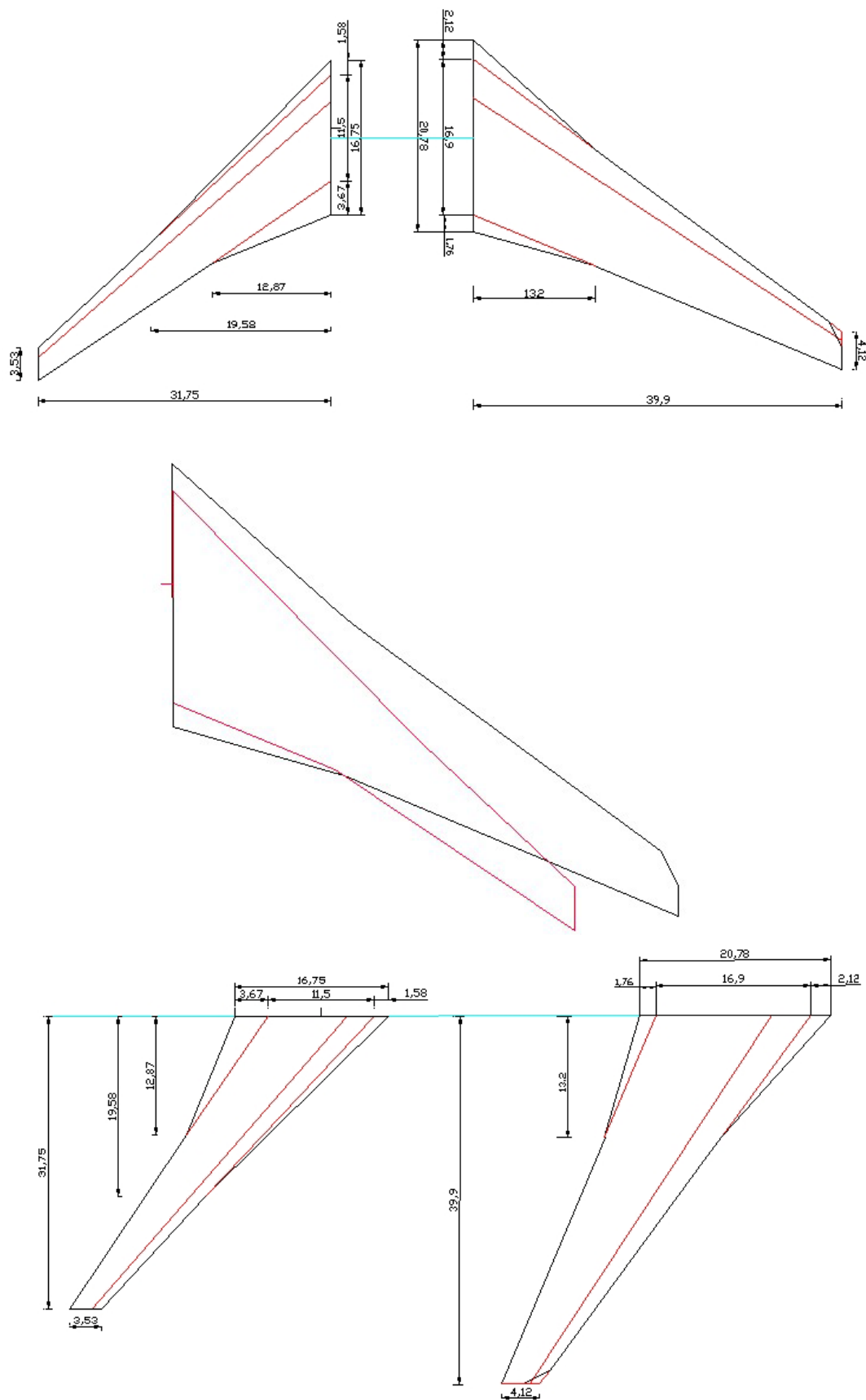


Figura 4.50 – Confronto dell'ala del Boeing B747-400ER e dell'ala dimensionata nella esercitazione.



Figura 4.51 – Boeing 747-400 in costruzione. (Boeing)

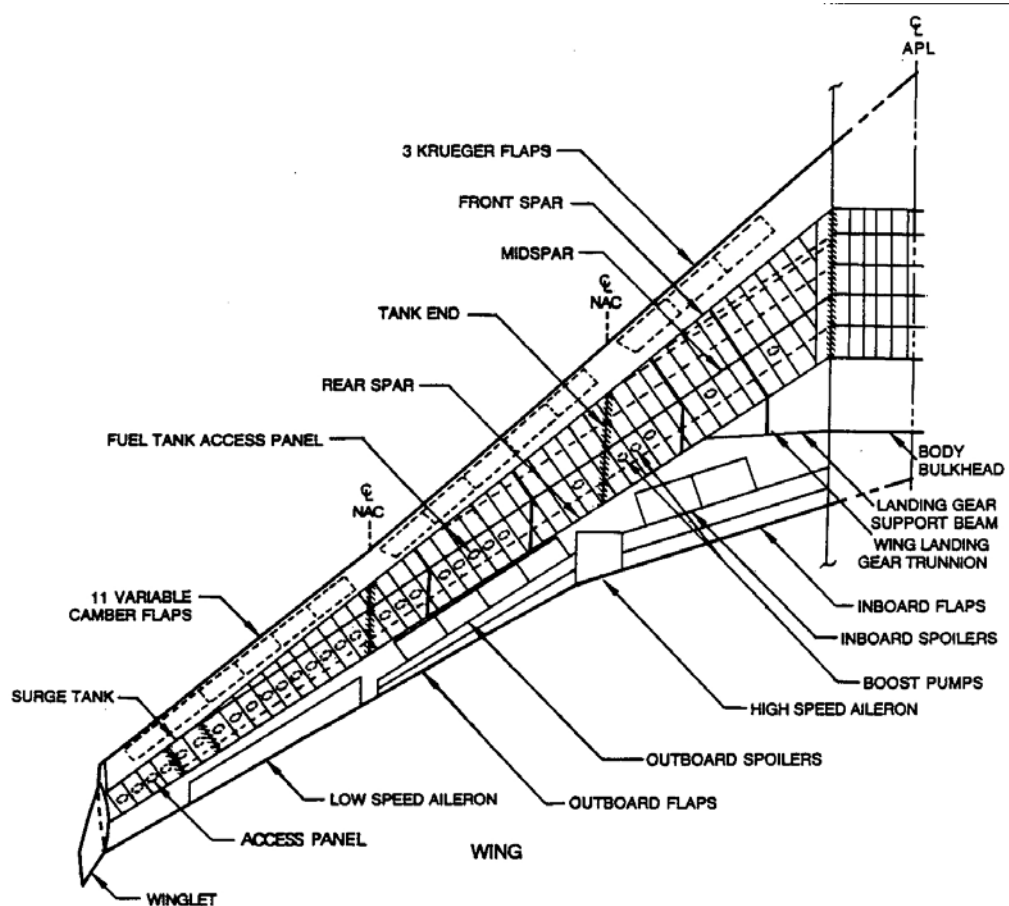


Figura 4.52 – Schema dell'ala del velivolo Boeing B747-400. (Boeing)





Figura 4.53 – Particolare dell'ala del Boeing B747-400.

BS



Figura 4.54 – Particolare dell'ala del Boeing B747-400.



Figura 4.55 – Particolare dell'ala del Boeing B747-400.

## Capitolo 5. Progetto della fusoliera.

---

La fusoliera dell'Airbus A380 è stata concepita in virtù del carico pagante particolarmente elevato che il velivolo è destinato ad ospitare.



Figura 5.1 – Modello del velivolo Airbus A380-800.

Nell'ambito di questo capitolo ci si propone di fornire una analisi, a prevalente carattere grafico, delle dimensioni, della forma e della configurazione progettate per la fusoliera dell'imponente Superjumbo. Particolare attenzione, viene inoltre rivolta alla disposizione interna dei posti a sedere e dell'arredamento in generale, nonché alla configurazione delle porte di comunicazione con l'esterno.

## • Dimensioni e sezione trasversale.

Un ragionevole punto di partenza per la progettazione di una fusoliera consiste nello stabilire le caratteristiche della sezione frontale e della sua geometria longitudinale, fissandone quindi la forma e le dimensioni.

La maggior parte delle sezioni trasversali di fusoliera presentano una forma quasi circolare per due sostanziali motivi: ridurre la possibilità di separazione del flusso in corrispondenza degli eventuali punti angolosi a piccoli angoli di attacco o di derapata, assicurare un buon comportamento della struttura soggetta ai carichi di pressurizzazione interni. L'inconveniente di questa soluzione, però, consiste nella riduzione dello spazio disponibile per il carico pagante. Questo tipo di problema viene in genere superato attraverso l'adozione di soluzioni geometriche a doppio lobo o addirittura a cilindri compenetrati, come è osservabile nella Figura 5.2, in cui si riportano alcuni esempi di sezioni, per velivoli da trasporto di grandi dimensioni, proposti dalla *Douglas* negli anni Sessanta.

BS

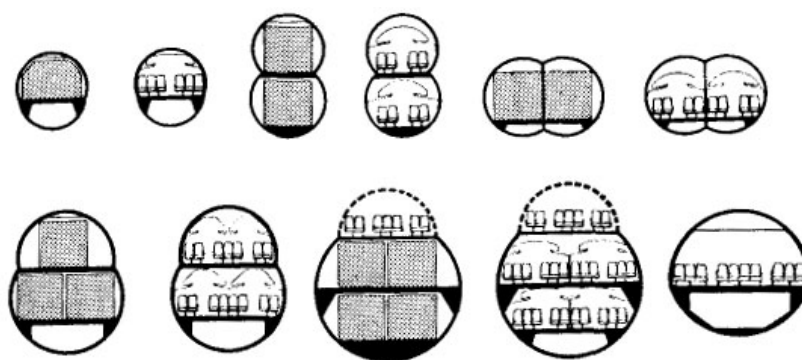


Figura 5.2 – Possibili configurazioni di fusoliera per velivoli da trasporto. (Stanford University – studio Douglas)

Le scelte progettuali relative all'Airbus A380-800 sono inevitabilmente vincolate all'elevato carico pagante imposto dalle specifiche di progetto. Questa considerazione spiega il motivo dell'adozione di una sezione trasversale di fusoliera con forma ellittica di notevoli dimensioni, che consente al velivolo stesso di essere il primo al mondo a presentare una configurazione del tipo

*twin deck -twin aisle* con conseguente elevata capacità di carico. In particolare, per la maggior parte della estensione longitudinale della fusoliera, la sezione ellittica

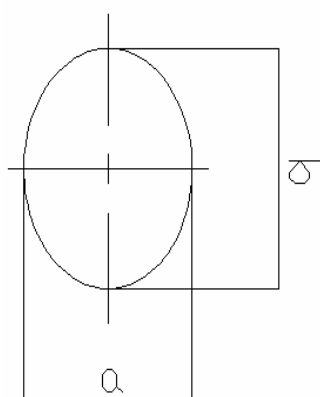


Figura 5.3 – Schema ellisse

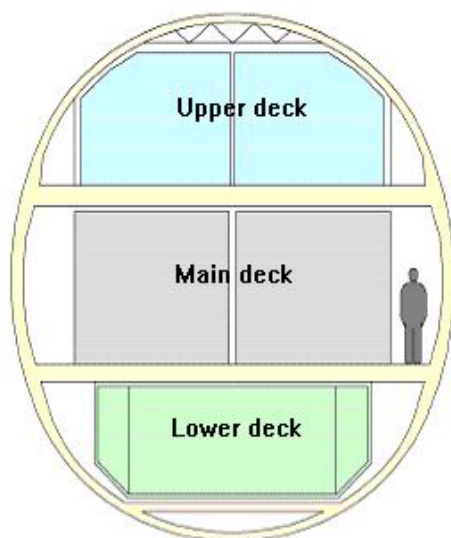
presenta un rapporto tra gli assi pari a circa  $\frac{b}{a} = 1.20$ .

Come si vede nello schema di Figura 5.4, essa è suddivisa verticalmente in tre zone principali:

1. Piano superiore (*upper deck*);
2. Piano principale (*main deck*);
3. Vano bagagli (*lower deck*).

Il piano superiore ed il piano principale sono adibiti al trasporto passeggeri, mentre il reparto inferiore viene adoperato prevalentemente per il trasporto di merci e bagagli.

La geometria della fusoliera viene generalmente suddivisa in tre parti principali: la zona anteriore o muso, in cui risiede la cabina di pilotaggio con annessi sistemi elettronici di supporto alla gestione del velivolo, la zona centrale a sezione pressoché costante lungo l'asse longitudinale, in cui risiede il carico pagante, ed infine la zona posteriore o di coda, costituita da una geometria cuneiforme.



Lo schema discusso può essere facilmente identificato nel caso dell'A380-800 attraverso una semplice analisi della Figura 5.5 riportata alla pagina seguente.

Figura 5.4 – Schema della generica sezione trasversale della fusoliera del velivolo Airbus A380-800. (Airbus)



Tabella 5.1 – Principali dimensioni della fusoliera dell'A380-800.

Dimensione	Valore
Lunghezza complessiva [m]	70.4
Lunghezza z	13.1
Lunghezza zona centrale [m]	39.6
Lunghezza z	17.7
Altezza massima della sezione trasversale [m]	8.56
Larghezza d	7.14
Diametro equivalente della sezione trasversale [m]	7.82
Angolo di up-sweep [°]	15°

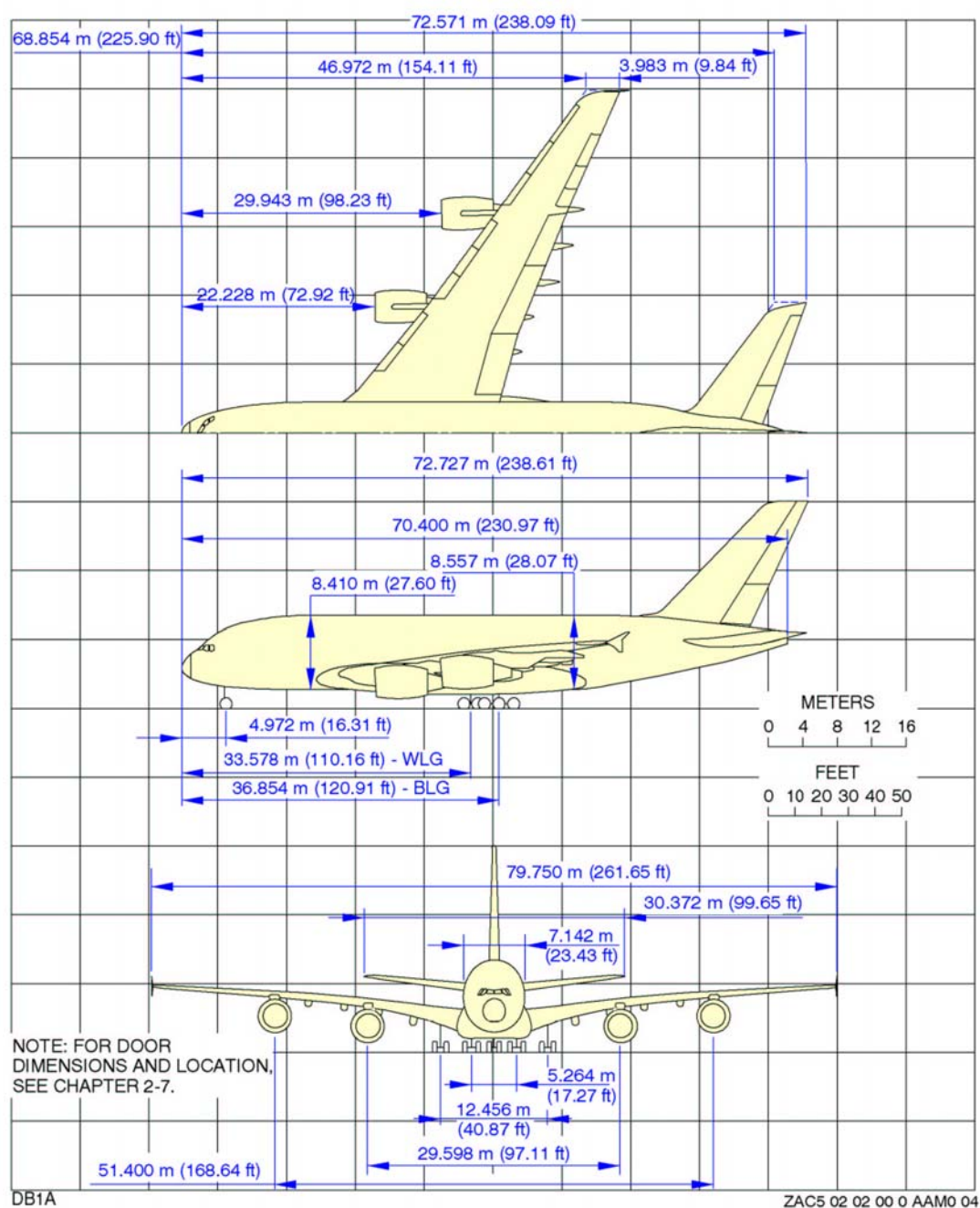


Figura 5.5 – Tre viste dell'Airbus A380-800. (Airbus)

Da una rapida disamina della Tabella 5.1, si comprende quale sia la maestosità dell'A380-800. Le sue notevoli dimensioni sono state la causa di non pochi né trascurabili problemi di carattere logistico, durante le fasi di trasporto delle sue varie parti dai punti di costruzione verso i siti della linea di assemblaggio finale. In merito si riportano di seguito alcune figure illustrative della complessità di tale processo di spostamento.

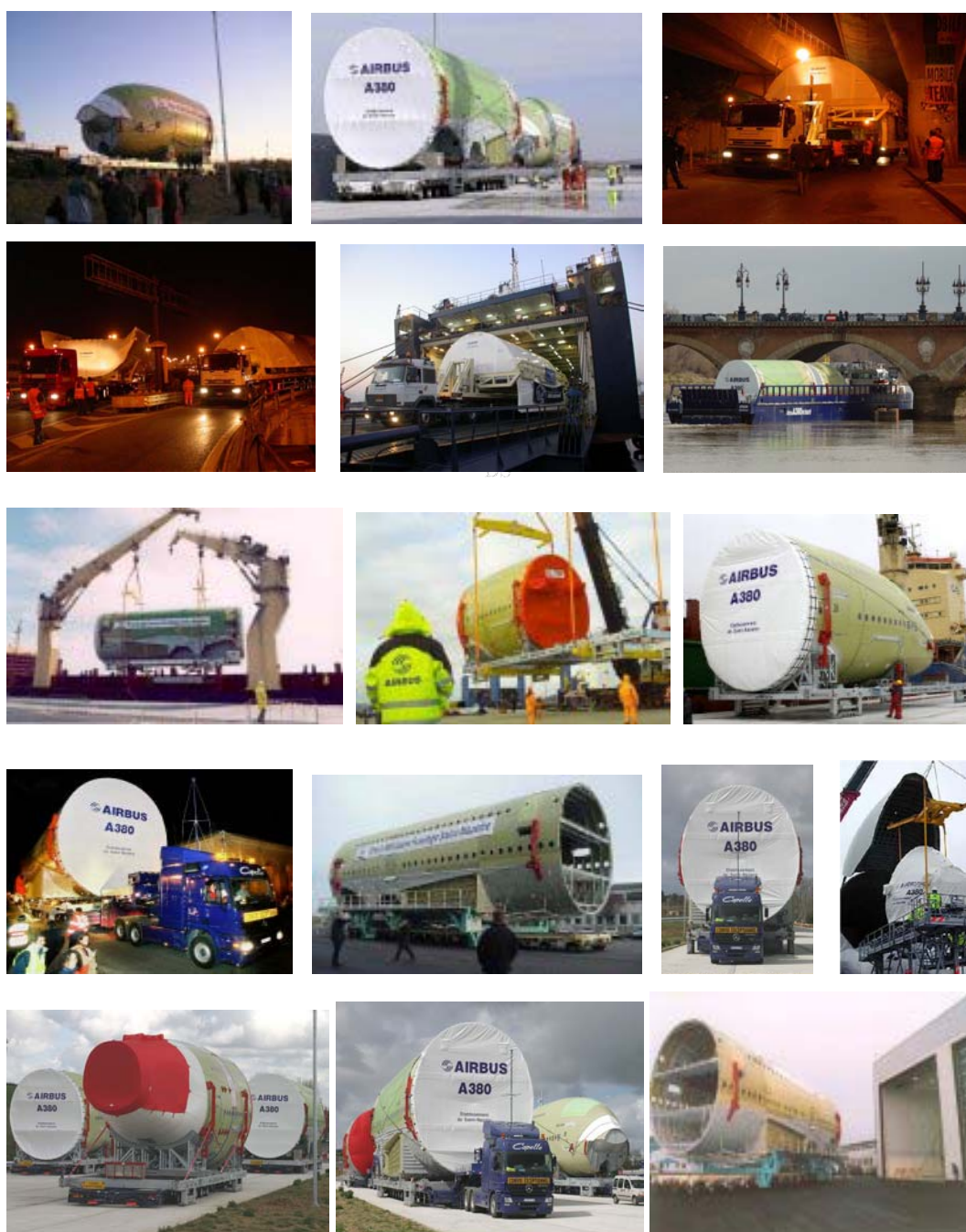


Figura 5.6 – Fasi del processo di trasporto delle sezioni di fusoliera.

La forma della fusoliera si rivela di fondamentale importanza da un punto di vista aerodinamico, per evitare l'insorgere di separazioni di strato limite e di onde d'urto. Tali problematici aspetti possono essere aggirati mediante valori sufficientemente alti dei rapporti di snellezza del muso e della coda. Questi si definiscono nel seguente modo.

$$\lambda_{nose} = \frac{\text{lunghezza parte anteriore}}{\text{diametro equivalente}} = 1.69 \quad \lambda_{tail} = \frac{\text{altezza cono}}{\text{diametro equivalente}} = 2.26$$

In particolare, il primo influenza il valore del numero di Mach di divergenza della resistenza, mentre il secondo esercita una influenza notevole sulla resistenza di scia.

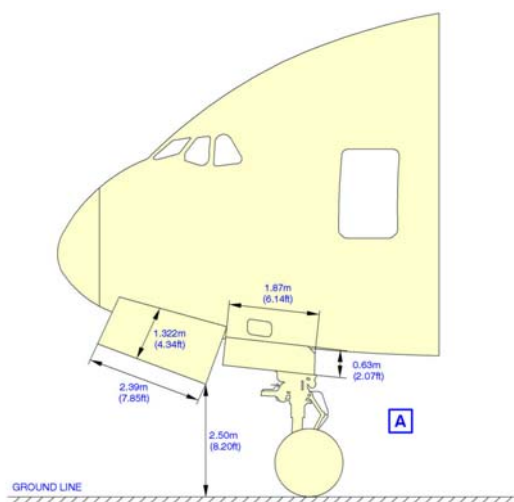


Figura 5.7 – Vista laterale della parte anteriore della fusoliera dell'A380-800. (Airbus)

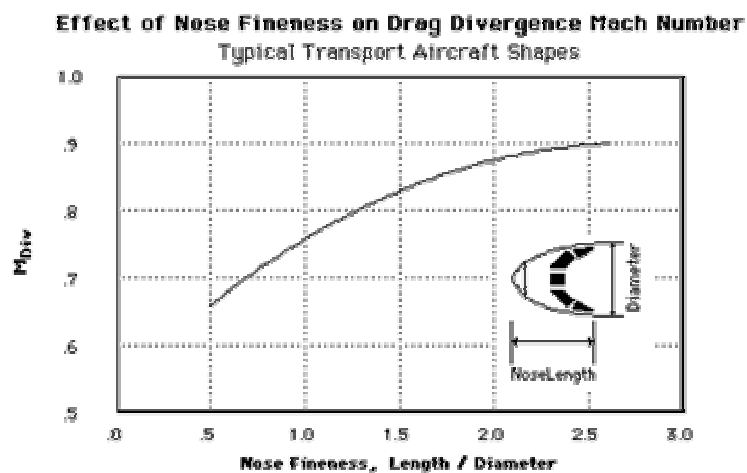


Figura 5.8 – Effetto del rapporto di snellezza del muso sul valore del numero di Mach di divergenza della resistenza.



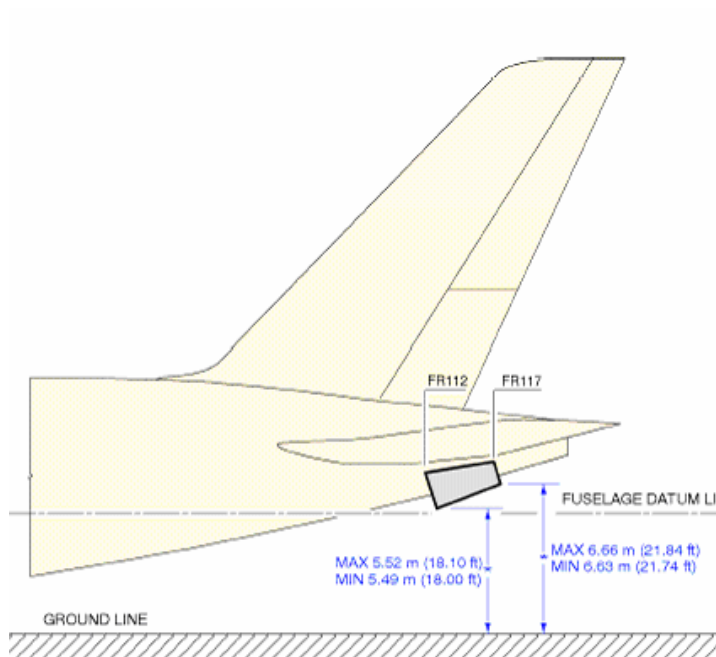


Figura 5.9 – Vista laterale della parte posteriore della fusoliera.

\* DEPENDING ON CG POSITION AND AIRCRAFT WEIGHT

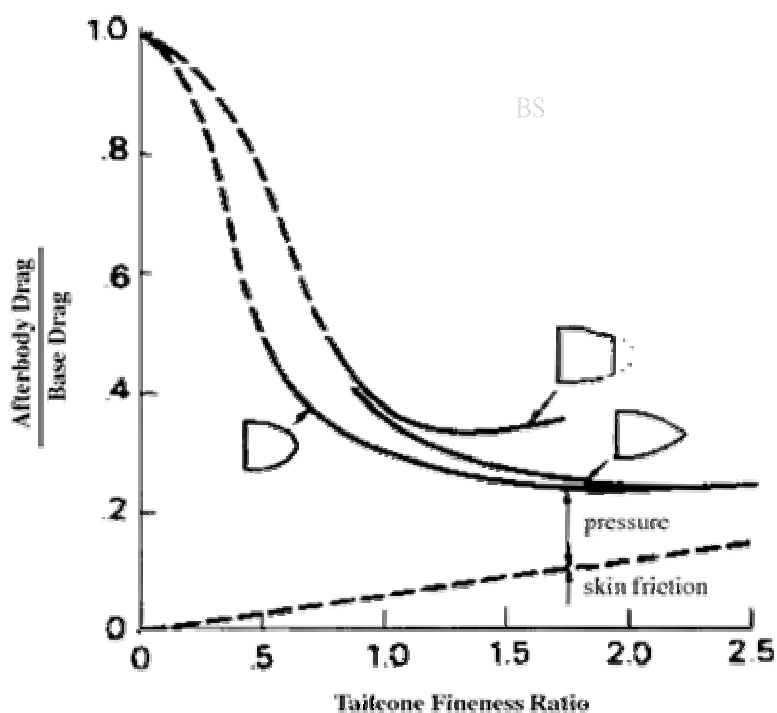


Figura 5.10 – Effetto del rapporto di snellezza della coda sulla resistenza di scia.

Per ottenere basse resistenze è opportuno far variare dolcemente la curvatura della parte conica e non avere un bordo di uscita smussato. L'angolo di uscita non supera in genere i 20°.

La forma in vista laterale della fusoliera, infine, è determinata da requisiti di visibilità per il pilota, relativamente alla parte anteriore, e dall'angolo di *upsweep*, relativamente alla parte posteriore.

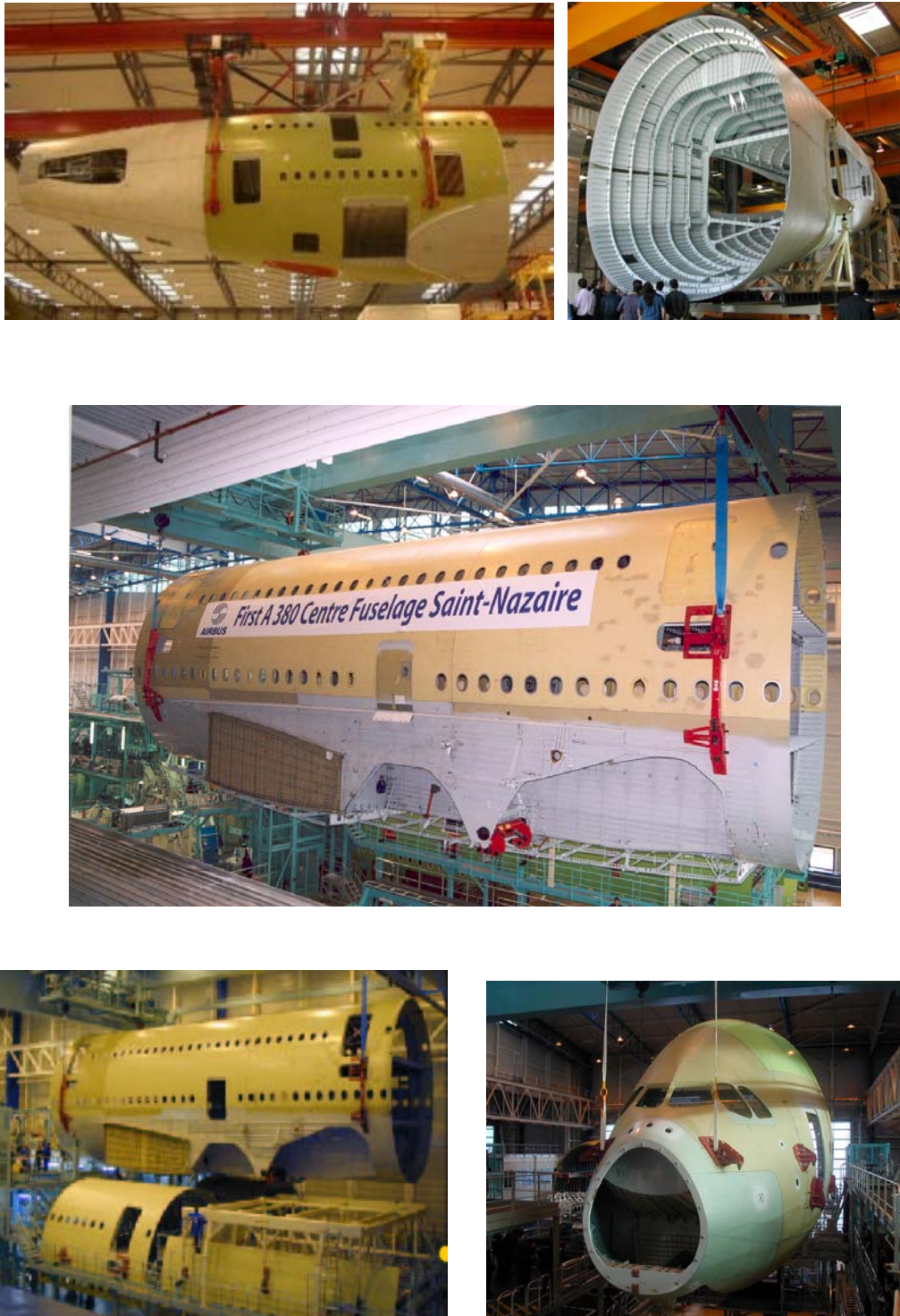


Figura 5.11 – Parti di fusoliera nella fase di assemblaggio finale. (Airbus)

### • Disposizione interna.

I due ponti, che caratterizzano la fusoliera dell'Airbus A380-800, originano verticalmente tre piani sfruttabili come sopra ricordato. Le loro principali dimensioni sono riportate nella Figura 5.12.

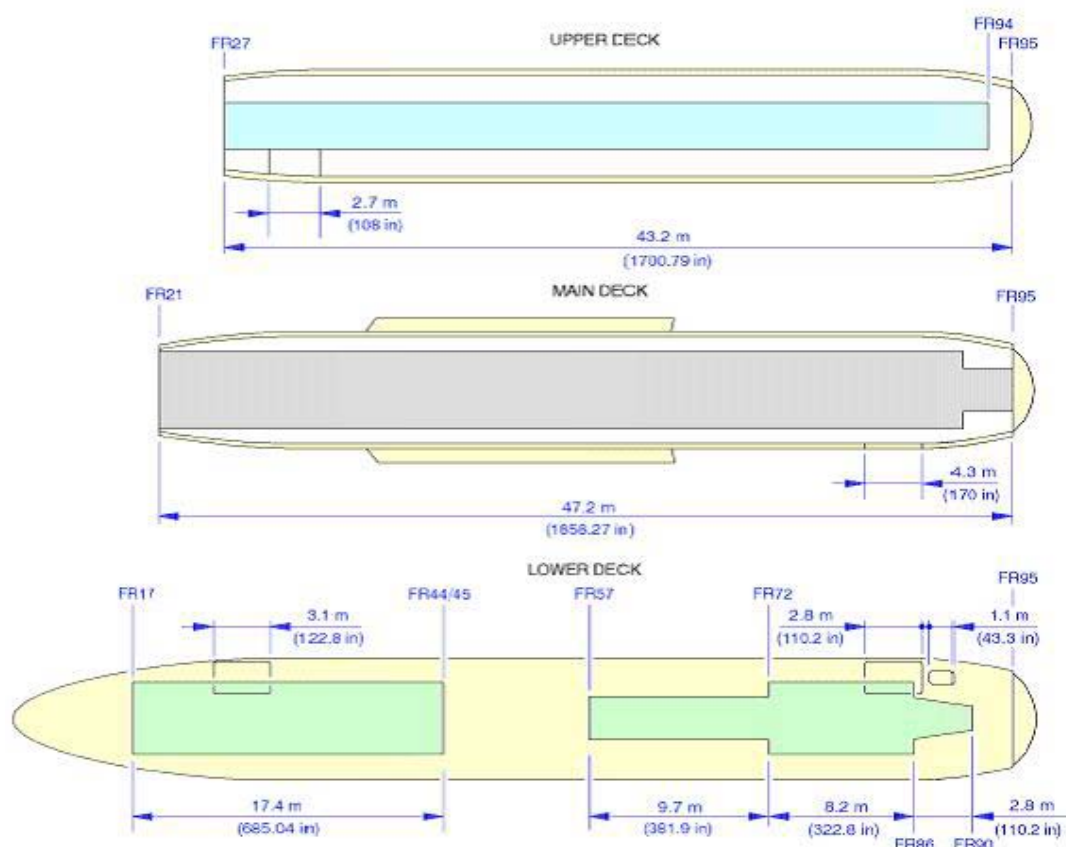


Figura 5.12 – Caratteristiche geometriche dell'A380-800. (Airbus)

La configurazione standard prevede, nell'allestimento da 555 passeggeri, 96 posti in classe turistica e 103 in classe *business* per il piano superiore, 22 posti in prima classe e 334 in classe turistica per il piano principale. Quanto ora specificato è riscontrabile nella figura seguente.

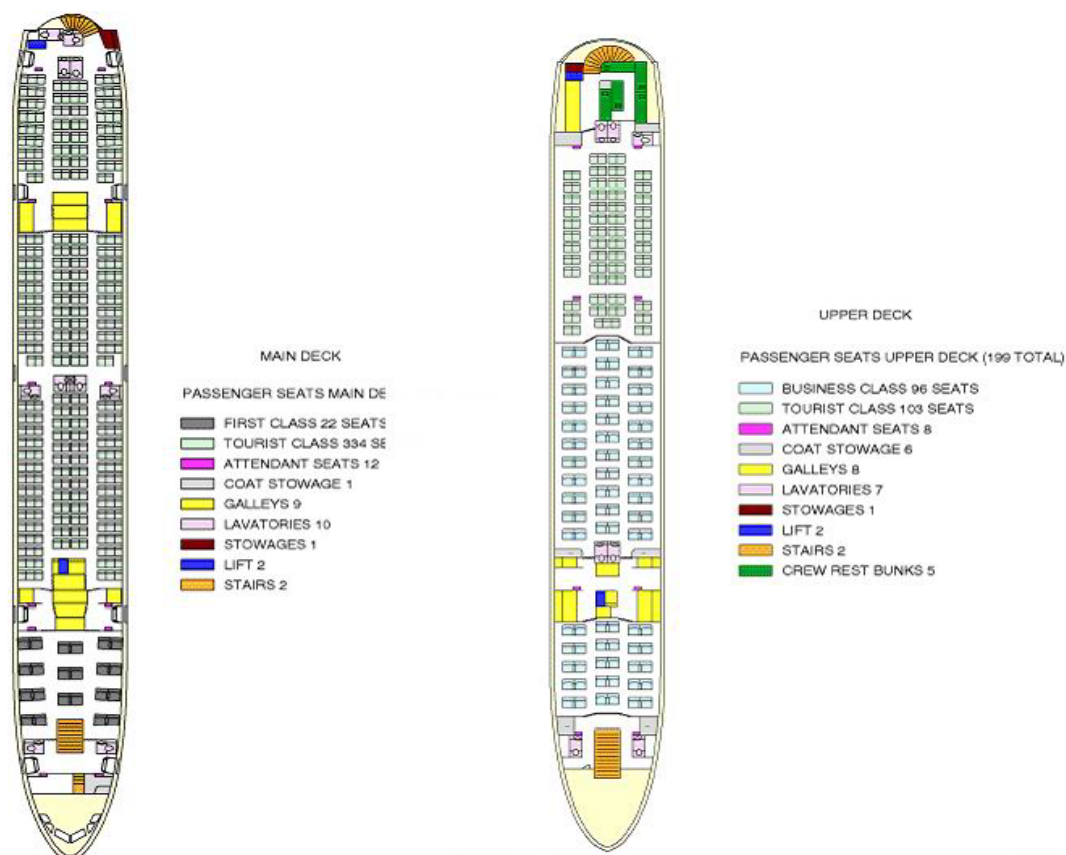


Figura 5.13 – Disposizioni dei posti a sedere del piano principale e del piano superiore. (Airbus)

Requisiti di normativa guidano, a questo punto, la distribuzione dei posti a sedere all'interno della generica sezione trasversale. Le configurazioni variano in dipendenza della classe della quale si discute, privilegiando ovviamente il comfort dei passeggeri di "prima" con corridoi più larghi e più ampi spazi personali.

Ad ogni modo, l'Airbus A380-800 è caratterizzato in ogni sua parte dall'elevato grado di comfort rivolto sia ai passeggeri che al personale di bordo, grazie alla presenza di una zona di ristoro, di un bar, di scale, ascensori, camere da riposo, postazioni informatiche, palestra, piccola zona *shopping* e salotto. Sebbene in maniera del tutto limitata, le figure riportate alla pagina seguente danno una idea delle informazioni ivi riportate.



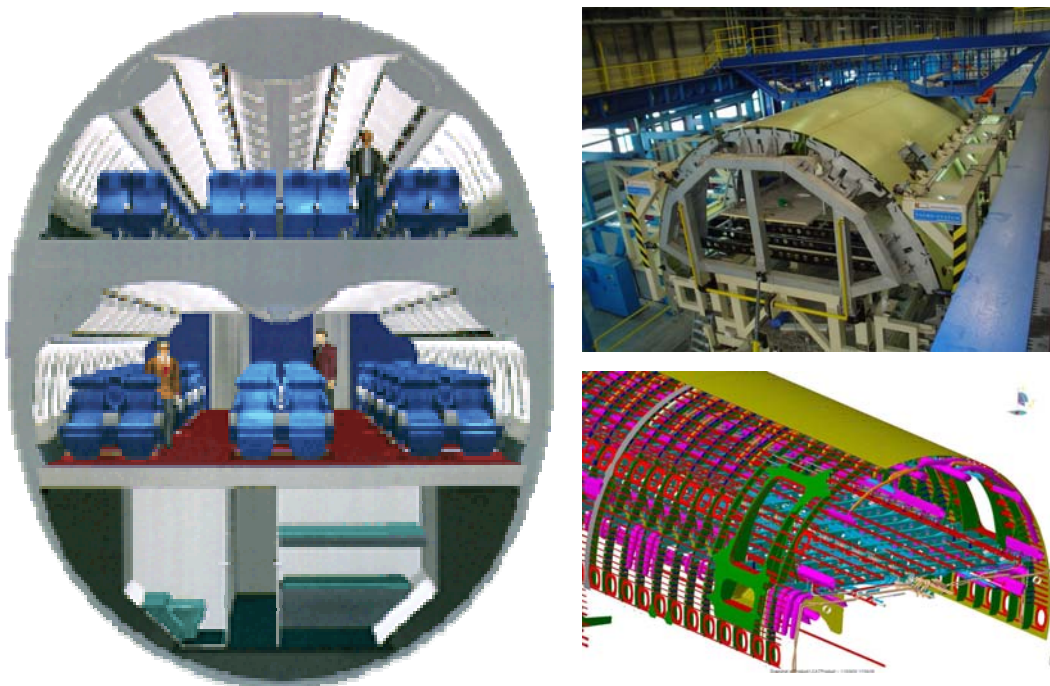


Figura 5.14 – Schema della sezione di fusoliera e fasi della sua costruzione. (Alenia)

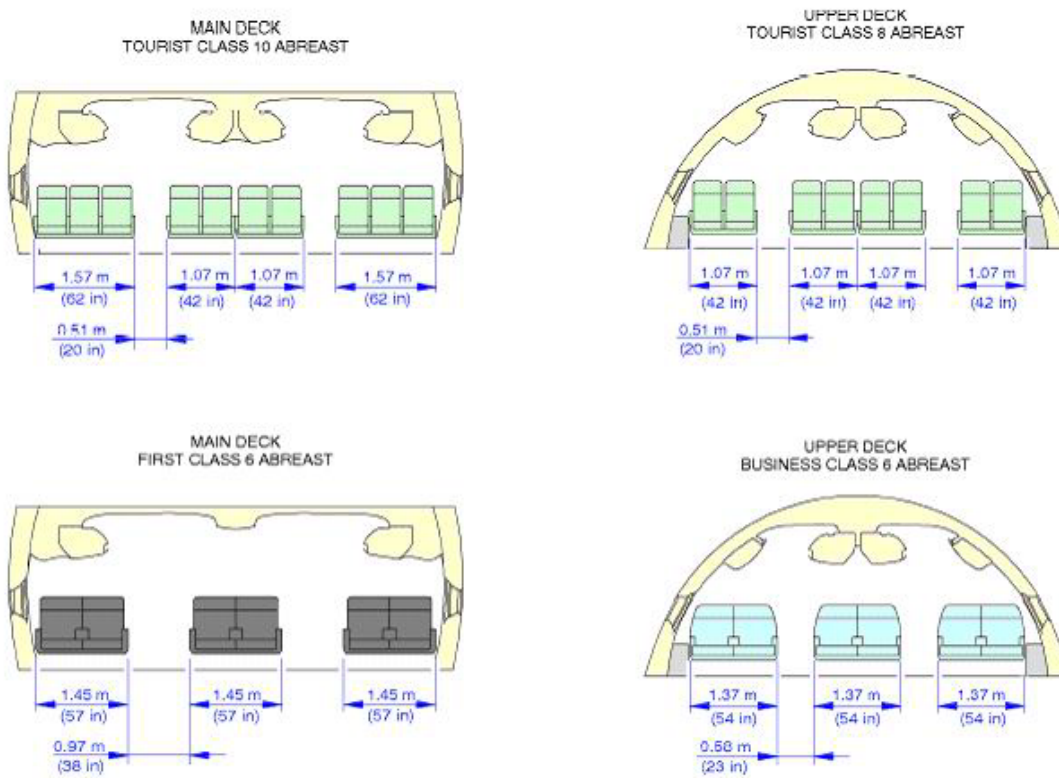


Figura 5.15 – Schema delle sezioni trasversali della fusoliera dell'A380-800. (Airbus)

### Calcolo delle dimensioni principali della fusoliera attraverso la conoscenza di dati statistici.

*In questa sezione si propone lo sviluppo di un esercizio relativo al calcolo delle dimensioni fondamentali della fusoliera, attraverso la conoscenza di una serie di dati statistici.*

*Il primo passo consiste nella ricerca delle dimensioni della sezione frontale. A tale scopo si osservi la Figura 5.a: i dati statistici disponibili riportano i valori del rapporto  $\frac{l_f}{d_f}$  ed dell'angolo*

$\Theta_{fc}$ , presenti sotto forma di intervallo per ciascuna categoria di velivolo. Il valore di  $d_f$  deve tenere conto, in particolar modo, degli standard attuali inerenti alle dimensioni dei sedili, dell'ampiezza dei corridoi, dello spessore di parete necessario per garantire una corretta pressurizzazione, dell'allocazione di sistemi di isolamento, nonché della predisposizione per i sistemi di condizionamento, ossigeno ecc. Focalizzando l'attenzione sulla disposizione dei sedili della classe turistica, ad esempio, si nota come il progetto originale del velivolo in questione preveda per essi una configurazione del tipo 3-4-3, con una larghezza massima di ciascun sedile pari a 21 pollici. Una tabella di riferimento, tratta dalle normative FAR 25 e riportata in Figura 5.b, impone, inoltre, una larghezza di corridoio non inferiore ai 15 pollici. Sommando i contributi di ciascuno dei dieci sedili disposti in una sezione frontale con i contributi relativi ai due corridoi previsti, si ricava che il diametro interno della sezione discussa è uguale a 240 pollici ovvero 5.33 metri. La suddetta configurazione, tuttavia, è prevista su entrambi i deck. Pertanto, dovendo rispettare la geometria ellittica della sezione, l'asse minore di quest'ultima deve essere ovviamente maggiore dei 5.33 m prima ricavati. Tale spazio, in realtà, dovrebbe essere disponibile già ad un terzo della altezza della sezione a partire dall'alto, supponendo che i due deck e la sezione cargo abbiano la stessa altezza. In virtù di ciò, si assuma, in prima approssimazione, di aggiungere un metro alla larghezza prima calcolata, arrivando così a 6.33 m e garantendo anche una larghezza dei corridoi superiore al minimo richiesto (nella realtà il progetto dell'A380-800 prevede per essi un minimo di 20 pollici). A questa lunghezza resta da aggiungere il contributo dello spessore della parete. Questo può essere stimato agevolmente grazie al software messo a disposizione sul Web dalla Università di Stanford: in particolare si ottiene uno spessore di 11.2 pollici, che, opportunamente raddoppiato, fornisce un ulteriore contributo alla larghezza complessiva della sezione trasversale pari a 22.4 pollici ovvero 56.9 centimetri. Quindi la larghezza totale è pari a circa 6.90 metri, risultato che non si discosta molto dalle dimensioni reali (7.14m).

*Per quanto riguarda l'altezza della sezione trasversale, è necessario ricordare che non sono previste per essa particolari restrizioni dovute a normative. Tale dimensione viene determinata*

soltanto attraverso opportune ricerche di mercato, svolte presso le future compagnie interessate al progetto e basate su motivazioni di comfort e di capacità di carico. Velivoli come l'Airbus A380-800 sono destinati a coprire lunghe distanze: questo fatto, dunque, influisce sulla altezza dei vani passeggeri, per la quale è possibile supporre una dimensione pari a 2.4 metri. Il vano bagagli è solitamente più basso del vano passeggeri, ma anche in questo caso la scelta deriva da considerazioni di carattere gestionale. Supponendo anche per esso una altezza di 2.4 metri, aggiungendo i 56.9 centimetri di spessore di parete nonché uno spessore dei pavimenti complessivo di 36.0 cm, si ottiene una altezza totale di 8.13 m.

A questo punto si è pronti per determinare il diametro della sezione circolare equivalente. L'area della sezione ellittica è pari a  $44.1 \text{ m}^2$ . Quindi, il diametro equivalente è uguale a 7.49 metri.

Scegliendo, per il rapporto di snellezza  $\frac{l_f}{d_f}$ , il valore medio 9.15 dell'intervallo proposto dai

dati statistici per la categoria dei velivoli da trasporto a getto, si ricava una lunghezza di fusoliera pari a 68.5 metri, commettendo un errore percentuale del 2.7% rispetto alla lunghezza reale.

Dunque, anche in questo caso è possibile sottolineare come l'utilizzo di un metodo semiempirico, basato su dati statistici, consenta di ottenere risultati molto prossimi a quelli reali. Ad ogni modo, nel prosieguo della trattazione, allo scopo di mantenere la più stretta aderenza con le dimensioni reali dell'A380-800, si assumano, come valori di riferimento per le grandezze ivi calcolate, quelli presentate al di fuori di questa parentesi di carattere dimostrativo e ricavati dalle informazioni ufficiali disponibili sul progetto reale del velivolo in questione.

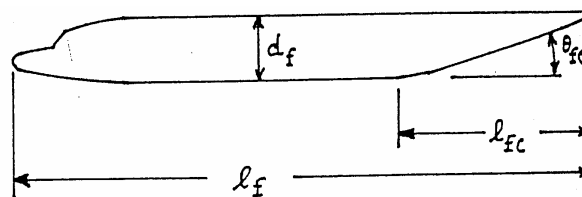


Figura 5.a - Schema delle principali dimensioni della fusoliera.

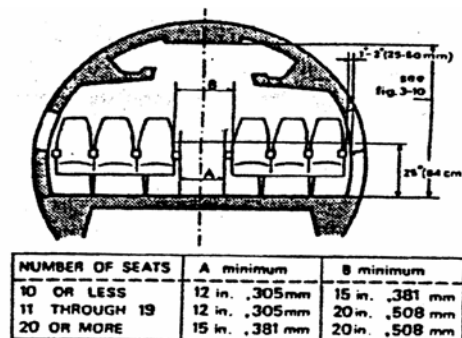


Figura 5.b – Schema tratto dalla FAR25.815



Figura 5.16 – Prima classe

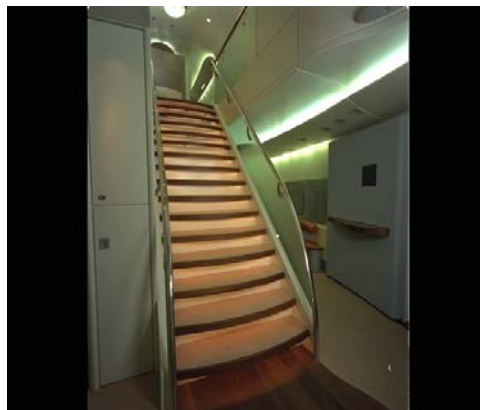


Figura 5.17 – Scala di collegamento tra i due ponti.



Figura 5.18 – Vano bagagli.



Figura 5.19 – Prima classe.



Figura 5.20 – Zona bar.



Figura 5.21 – Interno.



Figura 5.22 – Zona shopping.



Figura 5.23 – Cabina di pilotaggio



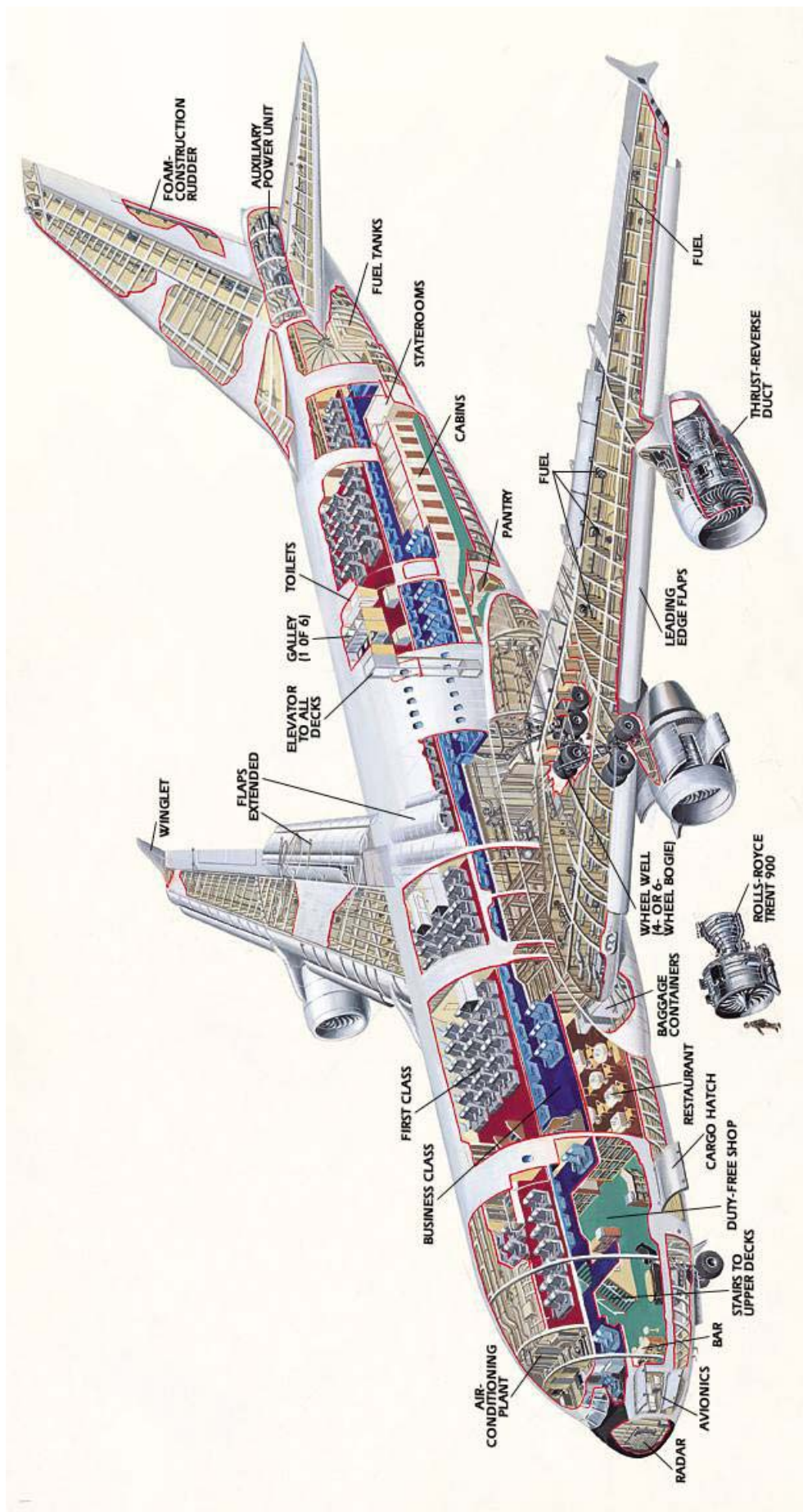


Figura 5.24 – Schema del velivolo Airbus A380-800 (Airbus).

- **Uscite.**

In accordo con le normative FAR 25, il velivolo presenta due uscite di emergenza di tipo A che, insieme con le altre presenti lungo la fusoliera, portano a 16 il numero di uscite totale. A queste vanno poi aggiunti due portelloni per l'accesso al vano bagagli e una *bulk door*.

Nelle pagine seguenti vengono proposti schemi relativi alle dimensioni ed al posizionamento delle principali porte della fusoliera dell'A380, ereditati dal manuale operativo del velivolo.

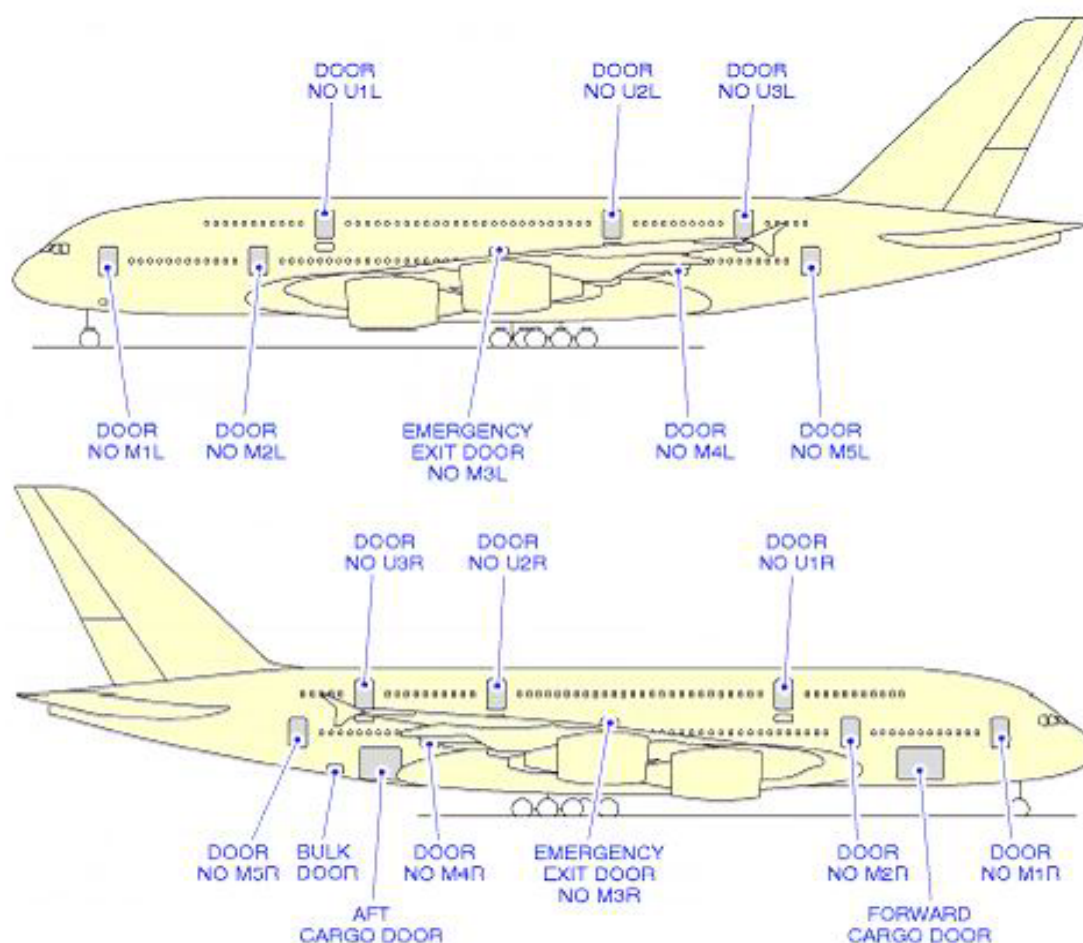


Figura 5.25 – Schema delle uscite dell'Airbus A380-800. (Airbus)

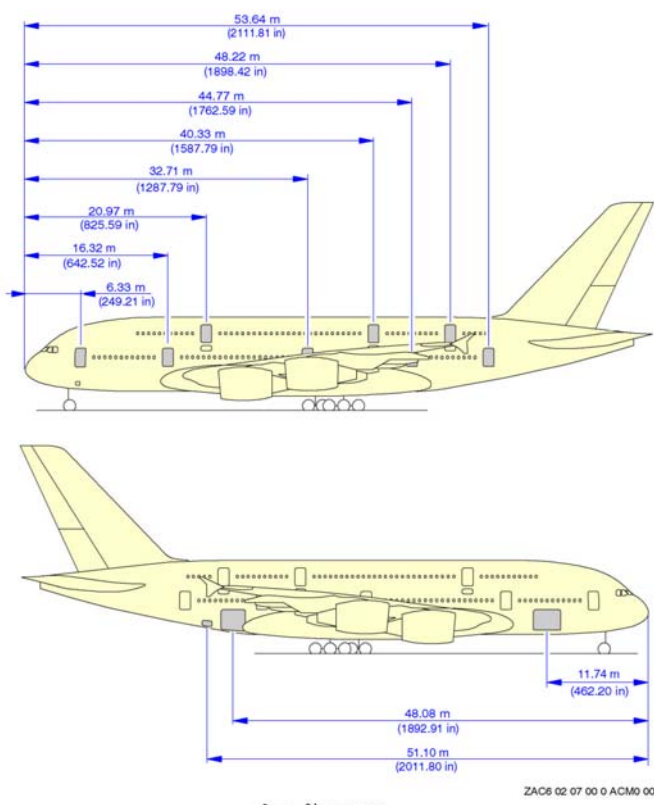


Figura 5.26 – Posizione dei portelloni sulla fusoliera.

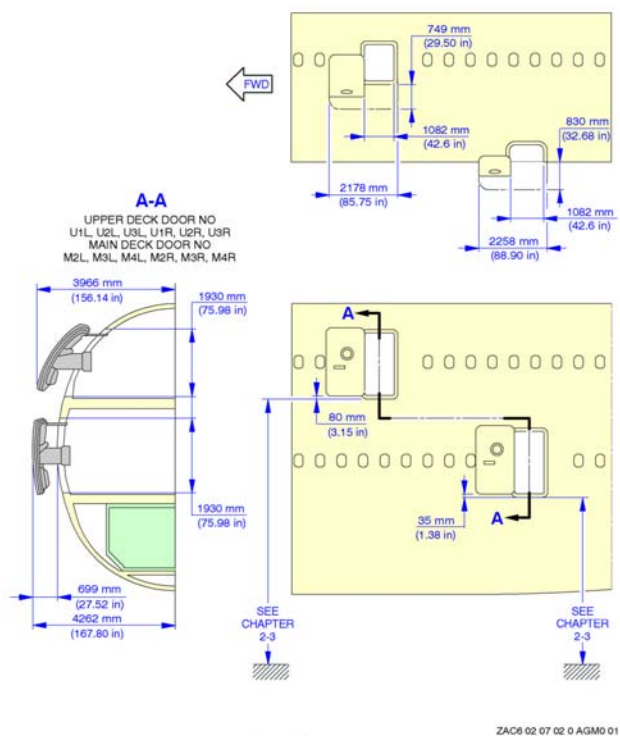


Figura 5.27 – Posizione dei portelloni sulla fusoliera.

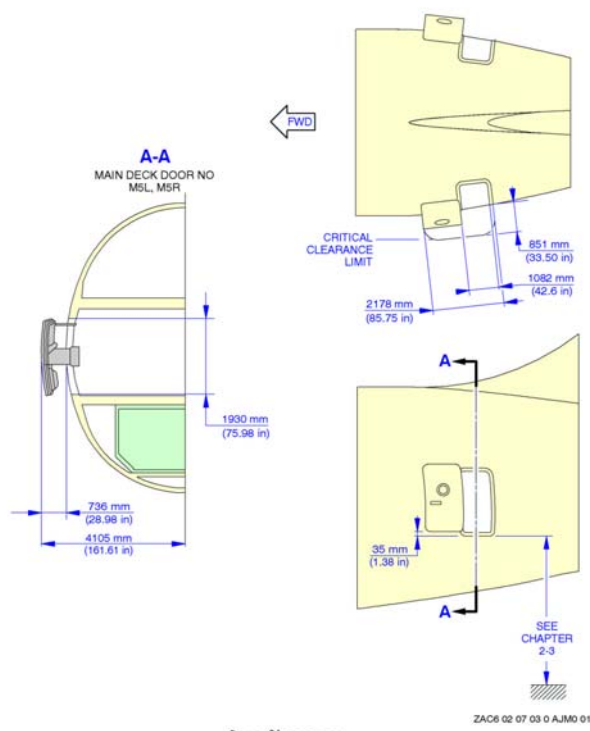


Figura 5.28 – Posizione dei portelloni sulla fusoliera.

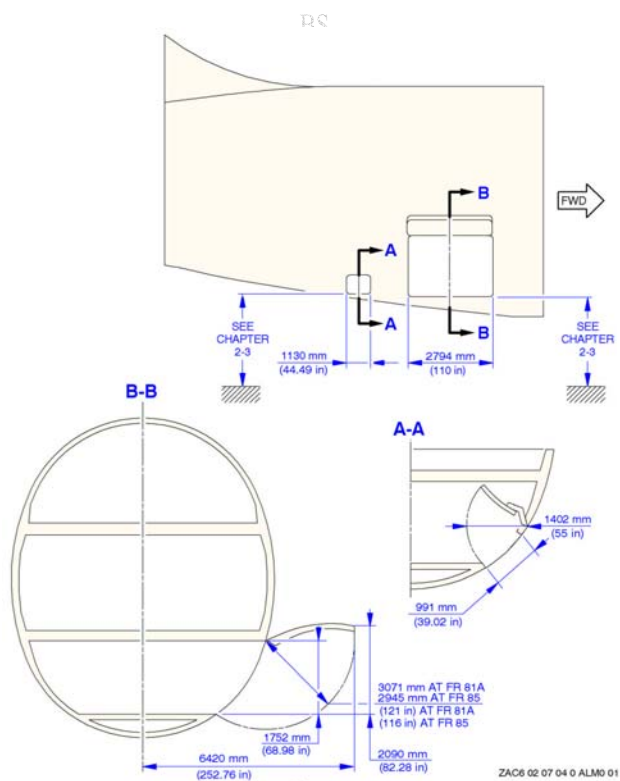


Figura 5.29 – Posizione dei portelloni sulla fusoliera.



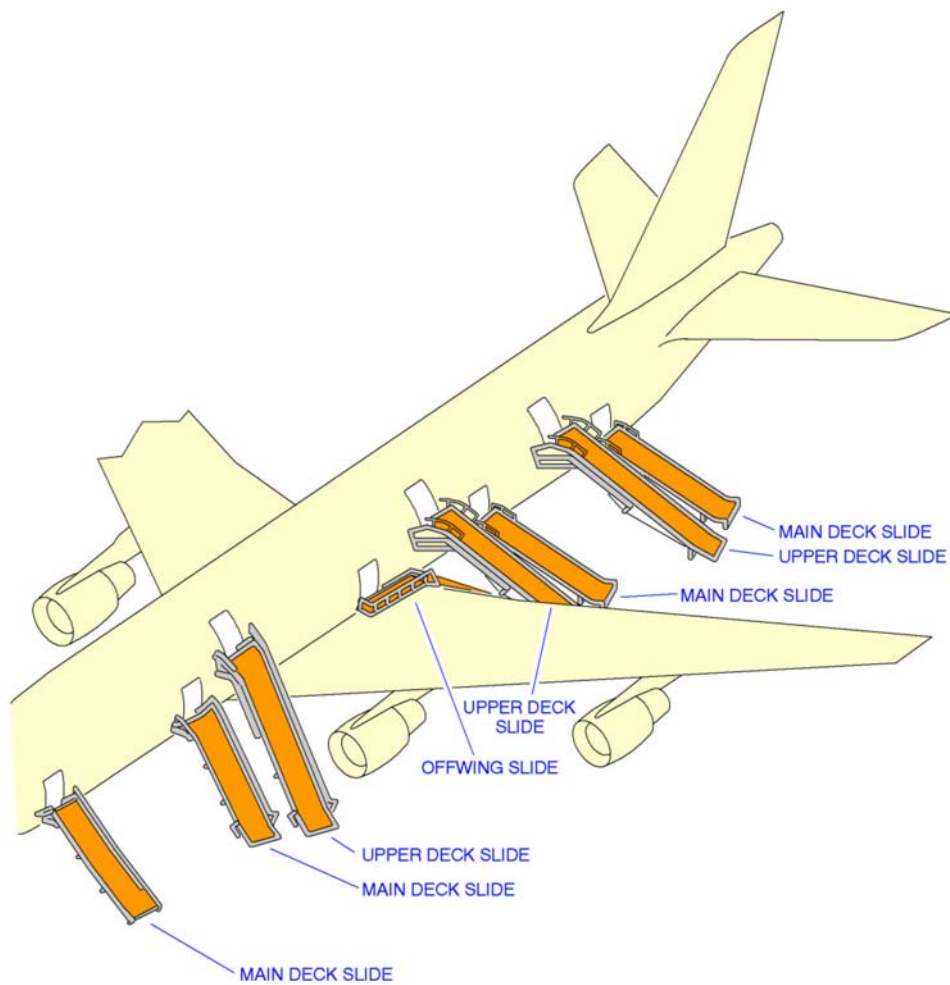


Figura 5.30 – Posizione delle uscite di sicurezza sulla fusoliera.



Figura 5.31 – Airbus A380-800 sulla pista dell'aeroporto di Tolosa.

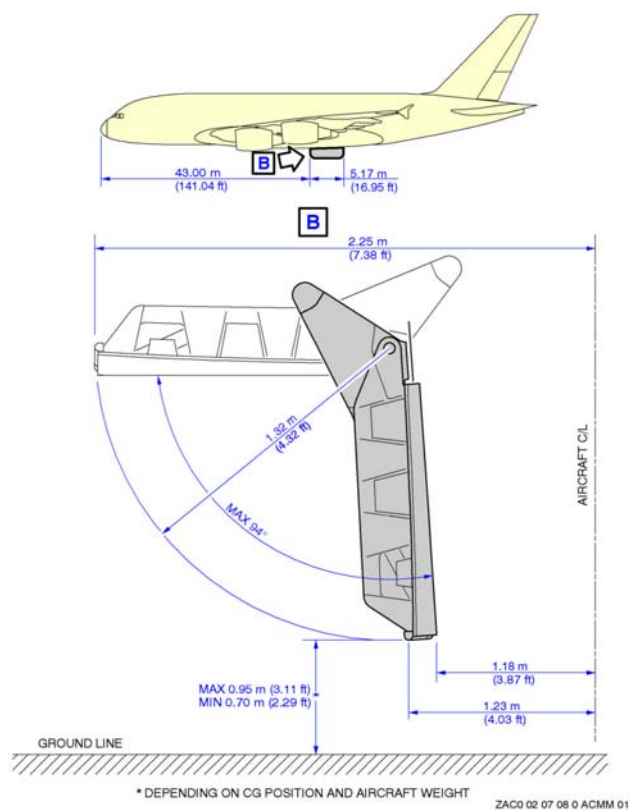


Figura 5.32 – Posizione dei portelloni sulla fusoliera.

BS

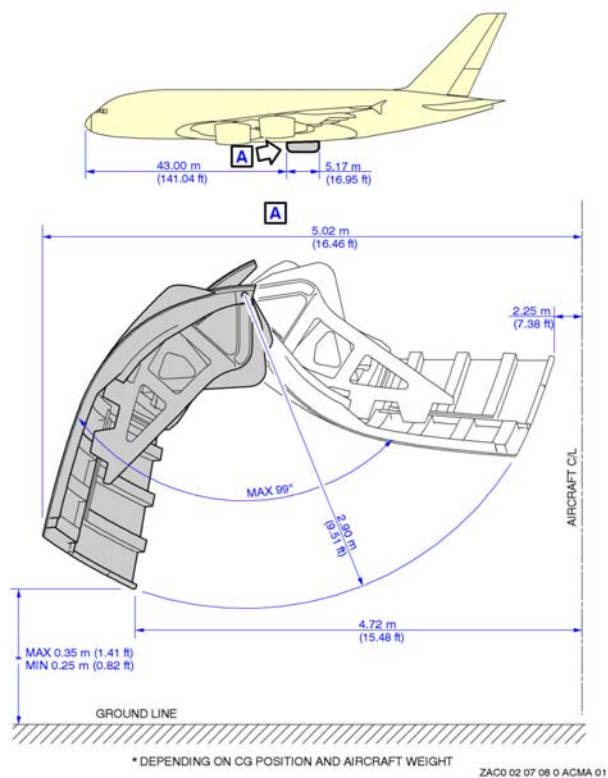


Figura 5.33 – Posizione dei portelloni sulla fusoliera.

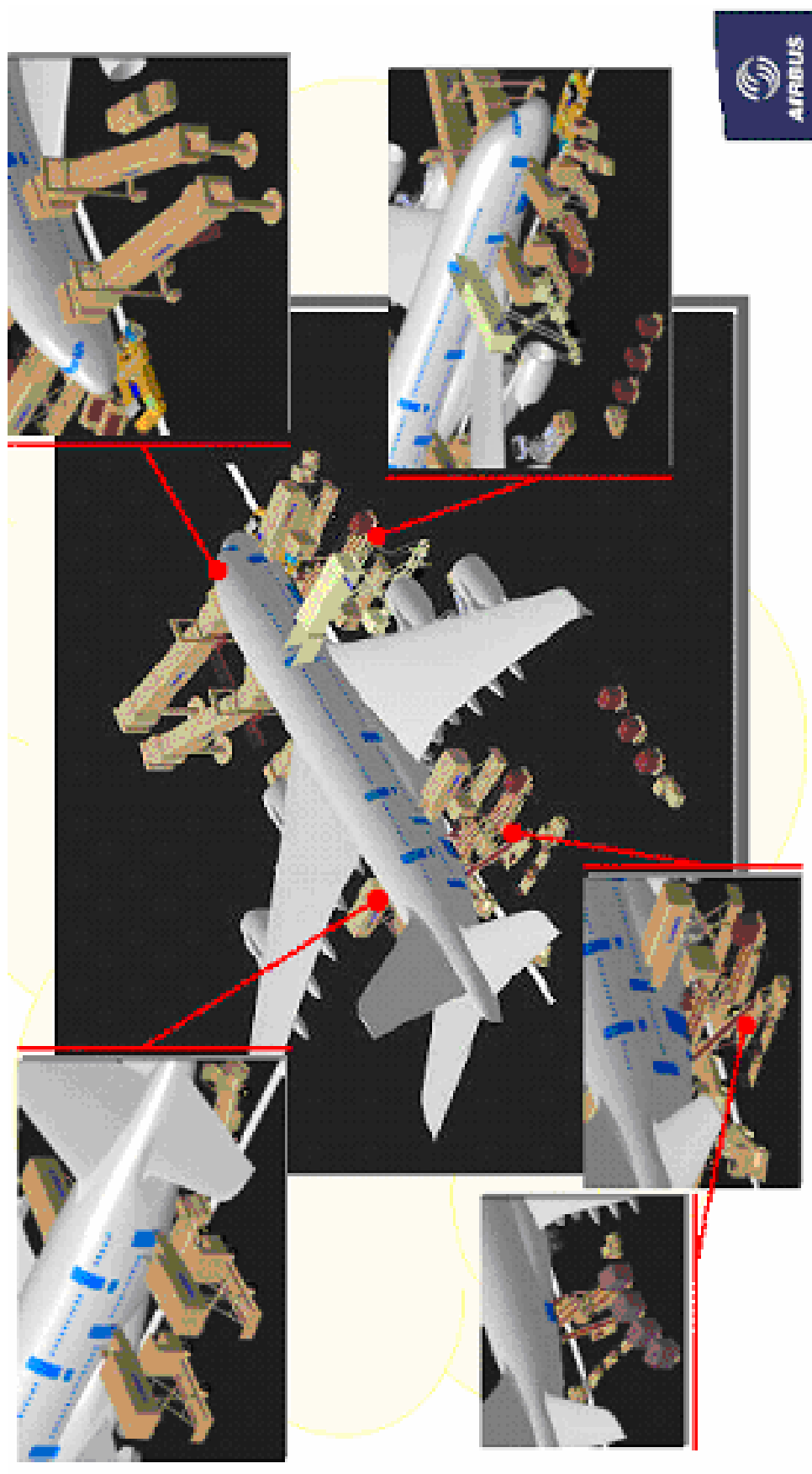


Figura 5.34 – Gestione delle uscite sul velivolo Airbus A380-800 (Airbus).

### • Confronto tra l'Airbus A380-800 ed il Boeing B747-400ER.

Come operato nei capitoli precedenti, anche in questo caso risulta conveniente adoperare l'utile strumento del confronto delle caratteristiche dell'Airbus A380-800 con quelle del Boeing B747-400 versione *Extended Range*.

Quest'ultimo presenta, almeno per quanto riguarda la zona a doppio ponte, una sezione trasversale a doppio lobo.

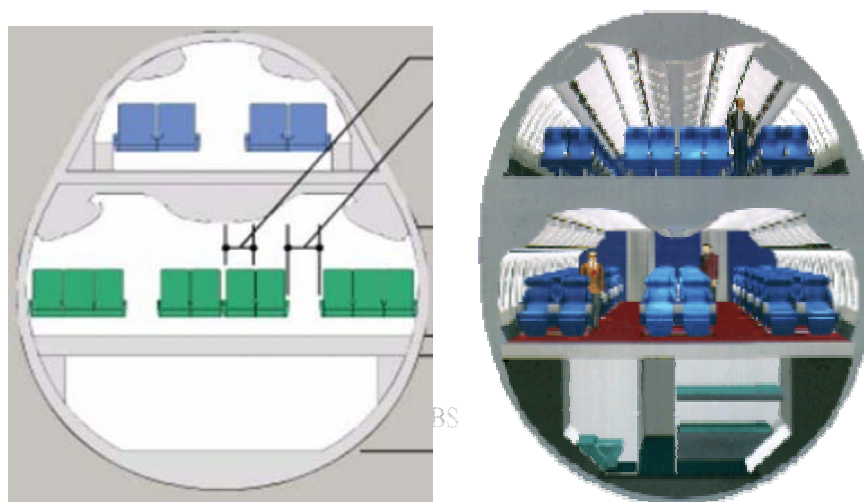


Figura 5.35 – Confronto tra le forme delle sezioni trasversali: B747 (sinistra) – A380 (destra).

Di seguito si riporta una tabella comparativa delle principali dimensioni delle fusoliere dei due velivoli.

Tabella 5.2 – Confronto dei dati di A380-800 e di B747-400ER.

Dimensione	A380-800	B747-400ER
Lunghezza complessiva [m]	70.4	68.6
Lunghezza zona anteriore [m]	13.2	10.5
Lunghezza zona centrale [m]	39.6	38.5
Lunghezza zona posteriore [m]	17.7	19.6
Altezza massima della sezione trasversale [m]	8.56	8.18
Larghezza della sezione trasversale [m]	7.14	6.50
Diametro equivalente della sezione trasversale [m]	7.82	7.29
Angolo di up-sweep [°]	15°	13°
Rapporto di snellezza del muso	1.69	1.44
Rapporto di snellezza della coda	2.26	2.69
Rapporto di snellezza totale = lung.fus./diam.equiv.	9.00	9.41



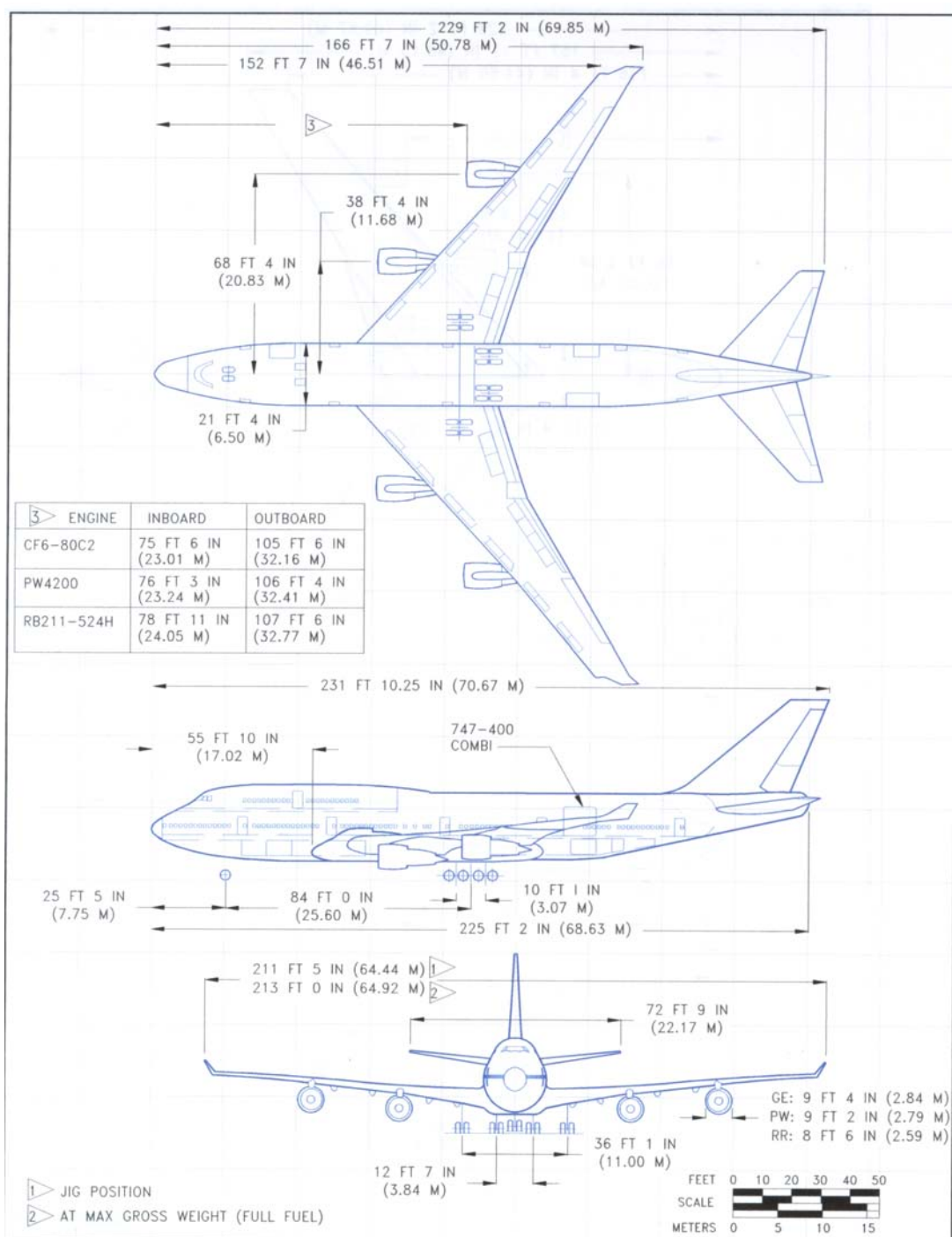


Figura 5.36 – Tre viste dell'Boeing B747-400ER. (Boeing)

La versione 747-400ER, presa in esame, è concepita per ospitare 416 passeggeri così suddivisi: piano principale, 23 passeggeri in prima classe, 38 in classe *business* e 315 in classe turistica; piano superiore, 40 passeggeri in classe *business*. Quanto affermato risulta evidente dalle figure riportate alle pagine seguenti.

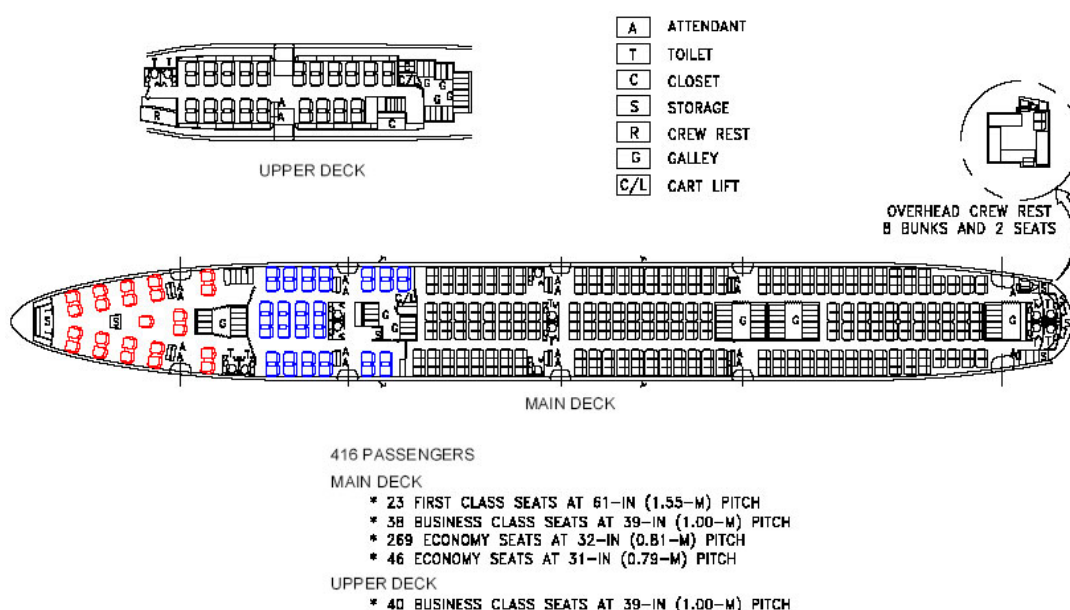


Figura 5.37 - Sistemazione dei due ponti.

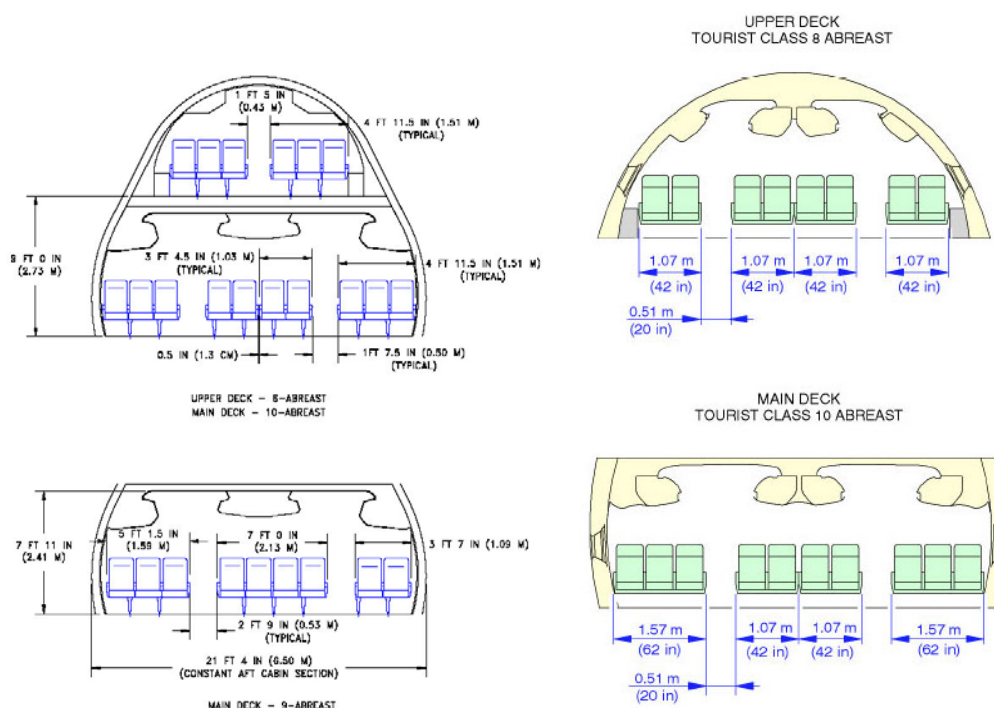


Figura 5.38 - Sistemazione dei due ponti a confronto: B747 (sinistra) A380 (destra).

Dal confronto si evince che l'A380-800 può trasportare il 25% di passeggeri in più rispetto al B747-400ER, contando sul fatto che il piano superiore ha la medesima estensione del piano principale. Nell'allestimento in esame, inoltre, si può notare come l'abitabilità per i passeggeri sia più elevata nel caso del Superjumbo europeo, garantendo al medesimo doti di comfort davvero molto elevate.

Per quanto concerne il posizionamento delle uscite sulla fusoliera, si riporta di seguito uno schema del loro posizionamento sulla fusoliera.

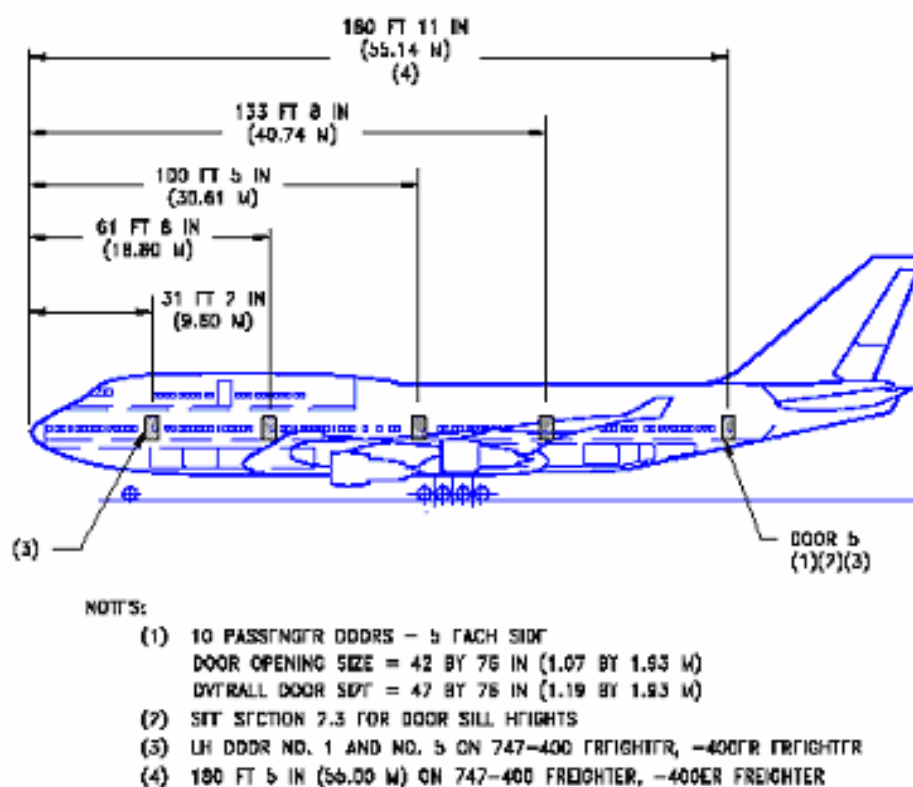


Figura 5.39 – Posizionamento delle uscite sulla fusoliera per il B747-400ER.

E' importante notare come sia stato effettuato un notevole sforzo ai fini della compatibilità dell'Airbus A380 con le strutture aeroportuali già esistenti in molti dei grandi aeroporti del mondo. Ciò è evidente dalle due figure seguenti, in cui viene mostrata una curiosa sovrapposizione del velivolo europeo con il B747.

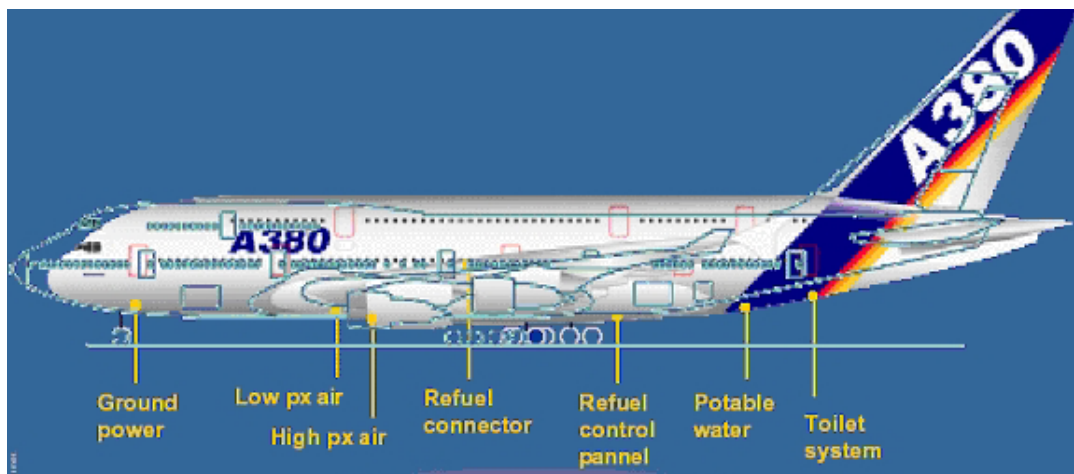


Figura 5.40 - Compatibilità dell'A380 con gli aeroporti esistenti attraverso il confronto con il B747 (Airbus).



Figura 5.41 – Compatibilità dell'A380 con gli aeroporti esistenti attraverso il confronto con il B747 (Airbus).





BS



Figura 5.42 – Fusoliere a confronto: B747 (sopra) - A380 (sotto).

## Capitolo 6. Polari del velivolo completo.

---

La determinazione delle prestazioni di un velivolo richiede necessariamente la conoscenza preliminare di alcune delle sue curve polari di riferimento. Lo scopo del presente capitolo, dunque, consiste nella ricerca degli andamenti grafici di queste ultime, non mediante una metodologia basata su dati statistici (utile nella fase di dimensionamento preliminare come visto nel Capitolo 3) bensì attraverso il calcolo dei diversi contributi alla resistenza del velivolo completo, dovuti a ciascuno dei suoi maggiori componenti (ala, piani di coda, motori, serbatoi del carburante, disposizione del carico pagante, ecc.).

La resistenza offerta da un velivolo all'avanzamento nell'aria viene identificata analiticamente attraverso il coefficiente di resistenza. Questo può essere calcolato come la somma di diversi contributi, ciascuno dei quali dovuto ad uno specifico evento fisico. In particolare, è possibile prendere in considerazione la seguente espressione, secondo la quale il valore del coefficiente di resistenza del velivolo completo è dato dalla sovrapposizione degli effetti della resistenza parassita, della resistenza indotta non viscosa (dovuta alla vorticità sviluppata dell'ala), del contributo viscoso della resistenza indotta, della resistenza di trimmaggio e della resistenza dovuta agli effetti di compressibilità.

$$C_D = C_D^P + C_{Di}^{vortez} + C_{Di}^{visc} + C_D^{trim} + C_D^{compr}$$

Ciascuno dei termini, che compaiono nella somma sopra riportata, necessita di essere valutato secondo un metodo opportuno.

• **Calcolo della resistenza parassita -  $C_D^P$  .**

La resistenza parassita di un velivolo completo è data dalla somma dei seguenti contributi:

1. resistenza di attrito dell'ala;
2. resistenza di attrito della fusoliera;
3. resistenza di attrito del piano verticale di coda;
4. resistenza di attrito del piano orizzontale di coda;
5. resistenza di attrito della gondola motore;
6. resistenza di attrito dei carrelli;
7. resistenza di base della fusoliera;
8. resistenza di base della gondola motore;
9. resistenza di *upsweep*;
10. resistenza dei *gap* delle superfici di comando;
11. resistenza di attrito di altri elementi;

$$C_D^P = C_{D0}^w + C_{D0}^{fus} + C_{D0}^v + C_{D0}^h + C_{D0}^{nac} + C_{D0}^{gear} + C_D^{basefus} + C_D^{basenac} + C_D^{upsweep} + C_D^{gap} + C_D^{misc}$$

A questo punto è necessario procedere con il calcolo di ciascuno degli undici termini elencati.



Figura 6.1 – Modello del velivolo Airbus A380-800.

### 1.) Resistenza di attrito dell'ala.

Nel Capitolo 4 è stato determinato il valore del coefficiente di resistenza di attrito dell'ala al variare dell'angolo di attacco, assumendo che

$$C_{D0}^w = (C_d)_{p.m.}$$

In particolare, risulta conveniente considerare quest'ultimo come la somma di un termine costante ed uguale al suo valore minimo, e di un termine variabile in funzione della incidenza dell'ala.

$$C_{D0}^w = C_{D0min}^w + C_{D0}^w(\alpha_w)$$

A titolo di esercizio, si ricava il valore del  $C_{D0}^w$  attraverso il metodo suggerito dal sito dell'Università di Stanford. In particolare, ivi si afferma che, in prima approssimazione, una stima di tale coefficiente può essere effettuata mediante la formula

BS

$$C_{D0}^w = \frac{k_w \cdot C_f^w \cdot S_{wet}^w}{S} = 0.00377,$$

in cui compaiono le seguenti quantità:

- superficie di riferimento  $S = S_{wing} = 839 \cdot m^2$  ;
- coefficiente di attrito  $C_f^w = 0.00200$  (  $z = 11000 \cdot m$   $Mach = 0.85$   
 $l = m.a.c. \cong 13.1 \cdot m$   $\frac{x_{transizione}}{l} = 0.020$   $Re \approx 83.900.000$ );
- fattore di forma  $k_w = 1.246$  (  $\frac{t}{c} = \tau_{pm} = 9.7\%$   $Mach = 0.85$   
 $\Lambda_{\frac{c}{4}} = 33.5^\circ$  )
- area bagnata  $S_{wet}^w = 2 \cdot (1 + 0.2 \frac{t}{c}) \cdot S_{exp}^w = 2.04 \cdot 622 \approx 1270 \cdot m^2$



## 2.) Resistenza di attrito della fusoliera.

La resistenza di attrito della fusoliera può essere valutata mediante la seguente formula.

$$C_{D0}^{fus} = \frac{k_{fus} \cdot C_f^{fus} \cdot S_{wet}^{fus}}{S} = 0.00470.$$

In essa compaiono le seguenti quantità:

- superficie di riferimento  $S = S_{wing} = 839 \cdot m^2$  ;
- coefficiente di attrito  $C_f^{fus} = 0.00159$  (  $z = 11000 \cdot m$   $Mach = 0.85$

$$l = \text{lungh.fus.} \cong 70.4 \cdot m \quad \frac{x_{transizione}}{l} = 0.020 \quad Re \approx 452.000.000);$$

- fattore di forma  $k_{fus} = 1.078$  (  $Mach = 0.85$   $\lambda_{fus} = 9.00$  )
- area bagnata

$$S_{wet}^{fus} \approx S_{wet}^{nose} + S_{wet}^{tail} + S_{wet}^{cabin} = 0.75 \cdot \pi \cdot l_{nose} \cdot D + 0.72 \cdot \pi \cdot l_{tail} \cdot D + \pi \cdot D \cdot l = 2300 m^2$$

$$\text{dove } D = \left( \frac{h_{sez}}{2} + \frac{l_{sez}}{2} \right) \frac{\left[ 64 - 3 \cdot \left( \frac{h_{sez} - l_{sez}}{h_{sez} + l_{sez}} \right)^4 \right]}{\left[ 64 - 16 \cdot \left( \frac{h_{sez} - l_{sez}}{h_{sez} + l_{sez}} \right)^2 \right]} = 7.87 \cdot m$$

è il diametro effettivo della sezione costante della fusoliera.



Figura 6.2 – Vista della fusoliera dell'Airbus A380-800.

### 3.) Resistenza di attrito del piano verticale di coda.

La resistenza di attrito del piano verticale di coda può essere valutata mediante la seguente formula.

$$C_{D0}^v = \frac{k_v \cdot C_f^v \cdot S_{wet}^v}{S} = 0.000698,$$

In essa compaiono le seguenti quantità:

- superficie di riferimento  $S = S_{wing} = 839 \cdot m^2$  ;
- coefficiente di attrito  $C_f^v = 0.00210$  (  $z = 11000 \cdot m$   $Mach = 0.85$   
 $l = m.a.c. \cong 9.40 \cdot m$   $\frac{x_{transizione}}{l} = 0.020$   $Re \approx 60.400.000$  );
- fattore di forma  $k_v = 1.239$  (  $\frac{t}{c} = \tau_{pm} = 12\%$   $Mach=0.85$   $\Lambda_{\frac{c}{4}} = 40^\circ$  )
- area bagnata  $S_{wet}^v \approx 2 \cdot (1 + 0.2 \frac{t}{c}) \cdot S_{exp}^v = 2.05 \cdot 110 = 225 \cdot m^2$

BS

### 4.) Resistenza di attrito del piano orizzontale di coda.

La resistenza di attrito del piano orizzontale di coda può essere valutata mediante la seguente formula.

$$C_{D0}^h = \frac{k_h \cdot C_f^h \cdot S_{wet}^h}{S} = 0.00125,$$

In essa compaiono le seguenti quantità:

- superficie di riferimento  $S = S_{wing} = 839 \cdot m^2$  ;
- coefficiente di attrito  $C_f^h = 0.00218$  (  $z = 11000 \cdot m$   $Mach = 0.85$   
 $l = m.a.c. \cong 7.29 \cdot m$   $\frac{x_{transizione}}{l} = 0.020$   $Re \approx 46.800.000$  );
- fattore di forma  $k_h = 1.315$  (  $\frac{t}{c} = \tau_{pm} = 12\%$   $Mach=0.85$   $\Lambda_{\frac{c}{4}} = 33.5^\circ$  )
- area bagnata  $S_{wet}^h \approx 2 \cdot (1 + 0.2 \frac{t}{c}) \cdot S_{exp}^h = 2.05 \cdot 178 = 365 \cdot m^2$

### 5.) Resistenza di attrito della gondola motore.

La resistenza di attrito di una gondola motore può essere valutata mediante la seguente formula.

$$C_{D0}^{nac} = \frac{k_{nac} \cdot C_f^{nac} \cdot S_{wet}^{nac}}{S} = 0.000256,$$

In essa compaiono le seguenti quantità:

- superficie di riferimento  $S = S_{wing} = 839 \cdot m^2$  ;
- coefficiente di attrito  $C_f^{nac} = 0.00233$  (  $z = 11000 \cdot m$   $Mach = 0.85$

$$l = 4.55 \cdot m \quad \frac{x_{transizione}}{l} = 0.020 \quad Re \approx 29.200.000);$$

- fattore di forma  $k_{nac} = 1.618$

$$(Mach = 0.85 \quad \lambda_{nac} = \frac{l_{nac} + d_{inlet}}{\sqrt{\frac{4}{\pi} \cdot \left( A_{max} - \frac{A_{exit} + A_{inf low}}{2} \right)}} = 2.54 \quad \text{dove}$$

$l_{nac} = 4.55 \cdot m$  è la lunghezza della gondola motore

$d_{inlet} = 2.95 \cdot m$  è il diametro della presa d'aria

$A_{max} = 12.5 \cdot m^2$  è l'area della massima sezione della gondola

$A_{exit} = 5.79 \cdot m^2$  è l'area totale di uscita

$$A_{inf low} = 0.8 \cdot \pi \cdot \frac{d_{inlet}^2}{4} = 5.47 \cdot m^2)$$

- area bagnata  $S_{wet}^{nac} \approx \pi \cdot d_{max.sez.} \cdot l_{nac} = 57 \cdot m^2$



Figura 6.3 – Motore Rolls-Royce Trent 900 dell'Airbus A380-800.

### 6.) Resistenza di attrito dei carrelli.

Il contributo alla resistenza parassita dovuto ai carrelli può scomporsi nella somma di due termini: uno relativo ai pneumatici e l'altro relativo alle gambe.

$$C_{D0}^{gear} = C_{D0}^{ruote} + C_{D0}^{gambe}$$

In particolare, il primo assume un valore calcolabile attraverso la seguente relazione

$$C_{D0}^{ruote} = 0.24 \cdot \frac{S_{ruota}}{S} \cdot n_{ruote} = 0.00393,$$

in cui  $S_{ruota} = \text{altezza ruota} \times \text{spessore battistrada} = 0.627 \cdot m^2$  ed  $n_{ruote} = 22$  è il numero di ruote. In virtù della configurazione dei carrelli, visibile dalle figure riportate alle pagine successive, ci si rende conto di come non tutte le 22 ruote offrano la stessa resistenza di attrito. Quindi si assuma un valore decurtato di un 30%:  $C_{D0}^{ruote} = 0.00290$ . Il secondo termine, invece, assume un valore calcolabile mediante la seguente espressione

$$C_{D0}^{gambe} = 0.82 \cdot \frac{d_{gamba} \cdot l_{gamba}}{S} \cdot n_{gambe} = 0.00410$$



Figura 6.4 – Carrello posteriore dell'Airbus A380-800.

in cui  $d_{gamba} = 0.400 \cdot m$  è il diametro della gamba,  $l_{gamba} = 2.1 \cdot m$  è la lunghezza della gamba<sup>1</sup> ed  $n_{gambe} = 5$  è il numero di gambe.

<sup>1</sup> In realtà l'A380-800 ha tre tipologie differenti di carrelli e questi valori non sono altro che una media dei diametri e delle lunghezze delle relative gambe.

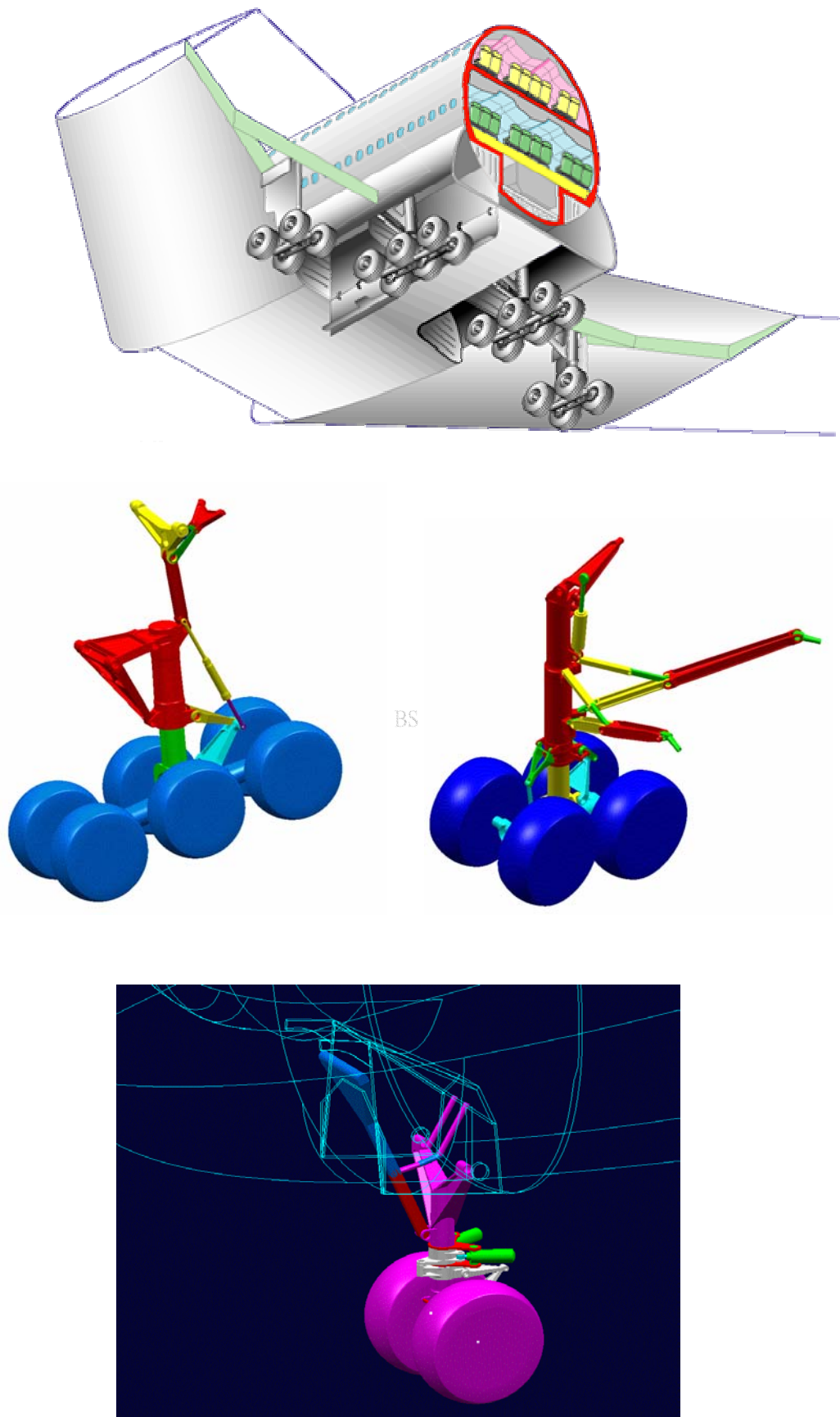


Figura 6.5 – Schemi dei carrelli dell'Airbus A380-800. (Airbus)





Figura 6.6 – Particolare del carrello dell'Airbus A380-800.



Figura 6.7 – Particolare del carrello dell'Airbus A380-800.

### 7.) Resistenza di base della fusoliera.

Il contributo relativo alla resistenza di base della fusoliera può essere agevolmente calcolato mediante la formula di seguito proposta.

$$C_D^{basefus} = 0.029 \cdot \frac{S_{fus}}{S} \left( \frac{d_{base}}{d_{fus}} \right)^3 \cdot \left[ C_{D0}^{fus} \cdot \left( \frac{S}{S_{fus}} \right) \right]^{\frac{1}{2}} = 1.02 \cdot 10^{-5}$$

In essa compaiono il diametro equivalente della sezione di fusoliera  $d_{fus}$ , il diametro di base della fusoliera  $d_{base} = 1.14 \cdot m$ , ed infine la superficie di fusoliera<sup>1</sup>  $S_{fus} \cong S_{wet}^{fus} = 2300 \cdot m^2$ .

BS

### 8.) Resistenza di base della gondola motore.

Questo contributo di resistenza è associato allo spazio che esiste tra la gondola e l'ugello di scarico del motore, in corrispondenza del quale si verifica una separazione del flusso. La valutazione può essere effettuata mediante la seguente formula proposta dal sito dell'Università di Stanford.

$$C_D^{basenac} = \frac{0.5}{12} \cdot \pi \cdot D_{exit} \cdot \frac{0.2}{S} = 9.78 \cdot 10^{-6}$$

In essa compare il diametro della sezione di uscita dell'ugello espresso in piedi  $D_{exit} = 1.03 \cdot m = 3.38 \cdot ft$ .

<sup>1</sup> Non si tratta della superficie bagnata della fusoliera bensì della superficie totale della stessa.



### 9.) Resistenza di upsweep.

L'esistenza di un angolo di *upsweep* in coda alla fusoliera è necessaria per una corretta esecuzione delle manovre di decollo ed atterraggio. Tuttavia, tale inclinazione è causa di un ulteriore contributo alla resistenza totale del velivolo per le seguenti ragioni:

- nella zona iniziale della inclinazione si verifica un ispessimento dello strato limite, che comporta una crescita della resistenza di attrito;
- nella zona iniziale della inclinazione il flusso tende ad accelerare, convertendo la propria energia di pressione in energia cinetica, e ciò riduce il contributo di portanza offerto dalla fusoliera al velivolo completo. Tale aliquota deve essere, pertanto, recuperata attraverso un incremento dell'incidenza dell'ala, il quale causa a sua volta un aumento della resistenza parassita.

Il valore del relativo coefficiente di resistenza  $C_D^{upsweep}$  lo si ottiene attraverso la seguente relazione

$$C_D^{upsweep} = 0.075 \cdot \frac{S_{sez.fus.}}{S} \left( \frac{h}{l} \right)_{0.75l} = 0.000239$$

in cui compaiono le quantità segnalate in Figura 6.8 e cioè  $h = 0.740 \cdot m$  e  $l = 0.75 \cdot l_t = 13.3 \cdot m$ .

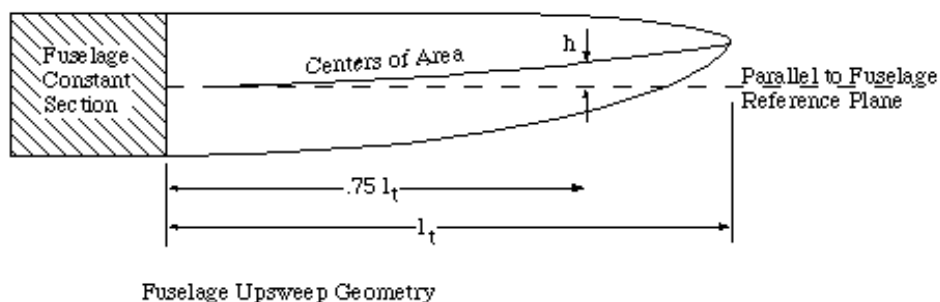


Figura 6.8 – Schema delle quantità utilizzate per il calcolo della resistenza di *upsweep*.

**10. ) Resistenza dei *gap* delle superfici di controllo.**

La resistenza parassita dovuta ai *gap* che accompagnano le superfici di controllo può essere stimata, in prima approssimazione, attraverso una relazione basata su dati sperimentali.

$$C_D^{gap} = 0.0002 \cdot \cos^2(\Lambda) \cdot \frac{S_{affected}}{S}$$

In tale relazione compaiono l'angolo di freccia della superficie di controllo e la superficie "affetta" ovvero la superficie della porzione di ala o di piano orizzontale di coda o di piano verticale di coda interessata dal comando in discussione.

Dalle viste in pianta e laterale del velivolo in questione (riportate a pagina 92), si desumono i seguenti dati:

BS

$$S_{affected}^{aileron} = 112 \cdot m^2 \quad \Lambda_{aileron} = 25^\circ$$

$$S_{affected}^{rudder} = S_{exp}^v = 110 \cdot m^2 \quad \Lambda_{rudder} = 33^\circ$$

$$S_{affected}^{elevator} \cong S_{exp}^h = 178 \cdot m^2 \quad \Lambda_{elevator} = 25^\circ$$

Quindi, applicando la suddetta formula, si ricavano i seguenti risultati.

$$C_D^{gap} = 0.0002 \cdot \cos(25^\circ) \cdot \frac{112}{839} + 0.0002 \cdot \cos(33^\circ) \cdot \frac{110}{839} + 0.0002 \cdot \cos(25^\circ) \cdot \frac{178}{839}$$

$$C_D^{gap} = 0.0000242 + 0.0000220 + 0.0000385 = 0.0000847$$

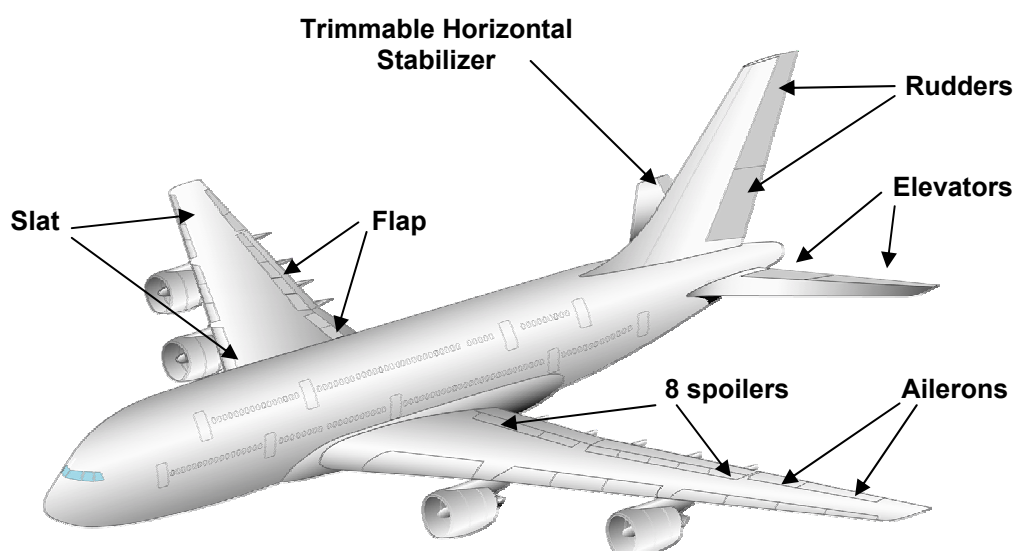


Figura 6.9 – Schema delle principali superfici di controllo dell'Airbus A380-800.

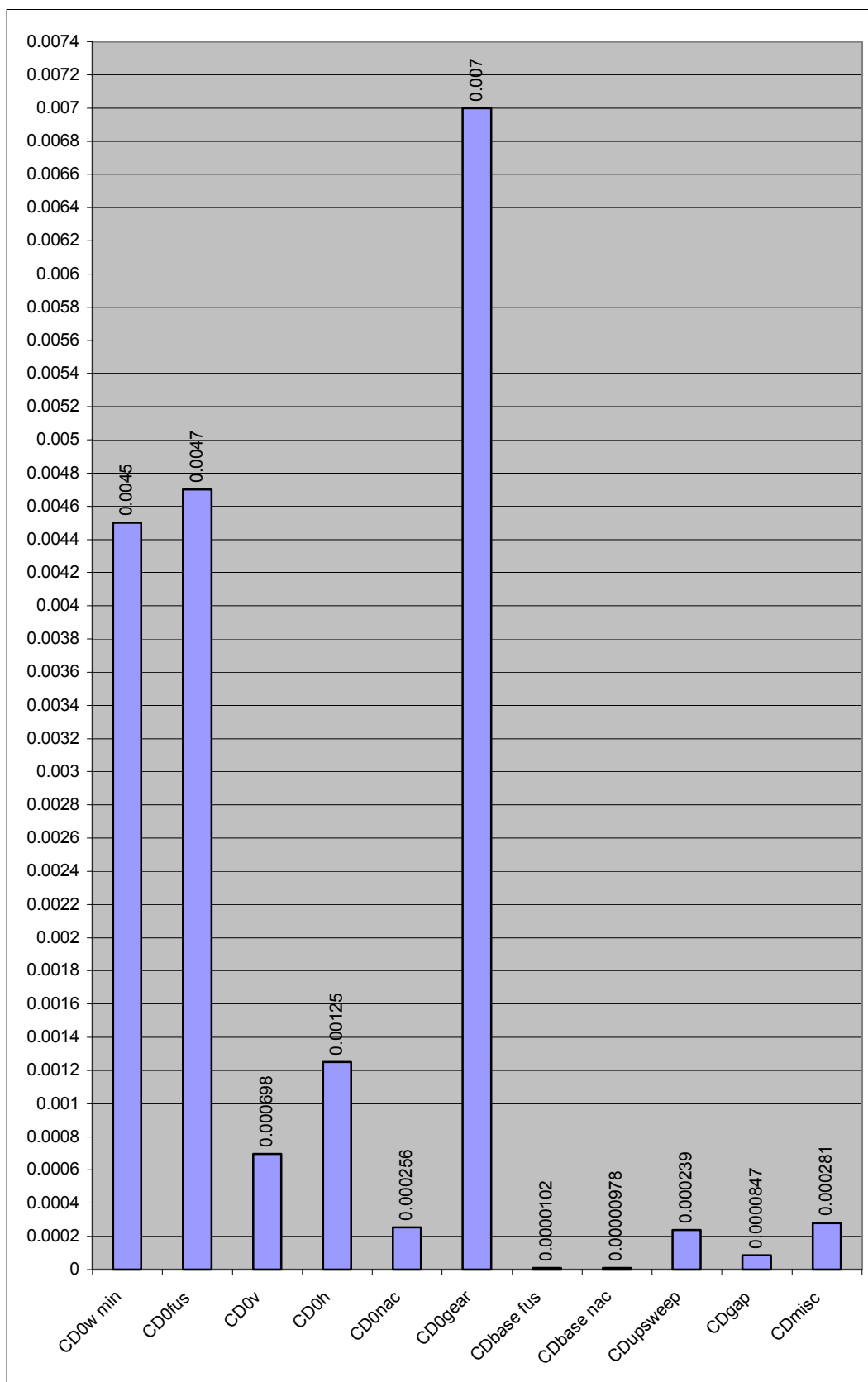
### 11. ) Resistenza di attrito di altri elementi.

I sistemi di condizionamento dell'aria e di raffreddamento nonché le varie protuberanze inevitabilmente presenti a bordo di un velivolo producono un ultimo contributo <sup>BS</sup> alla resistenza parassita totale. Al fine di semplificare la trattazione, si assuma un contributo di resistenza di miscelanea pari all'1.5% della resistenza parassita complessiva.

I risultati dei calcoli effettuati all'interno di questo paragrafo vengono riportati in Tabella 6.1. In particolare, per quanto riguarda la resistenza di attrito offerta dall'ala, si assume che soltanto il termine minimo costante, ricavato nella fase di dimensionamento dell'ala, contribuisce alla resistenza parassita del velivolo completo, a patto di aggiungere il contributo variabile con l'incidenza nel computo della resistenza indotta di natura viscosa.

Tabella 6.1 – Risultati del calcolo della resistenza parassita.

CD <sub>0w min</sub>	0.0045	CD <sub>base fus</sub>	0.0000102
CD <sub>0fus</sub>	0.0047	CD <sub>base nac</sub>	0.00000978
CD <sub>0v</sub>	0.000698	CD <sub>upsweep</sub>	0.000239
CD <sub>0h</sub>	0.00125	CD <sub>gap</sub>	0.0000847
CD <sub>0nac</sub>	0.000256	CD <sub>misc</sub>	0.000281
CD <sub>0gear</sub>	0.00700	<b>CD<sub>P</sub></b>	<b>0.0190</b>

Figura 6.10 – Istogramma – *breakdown* della resistenza.

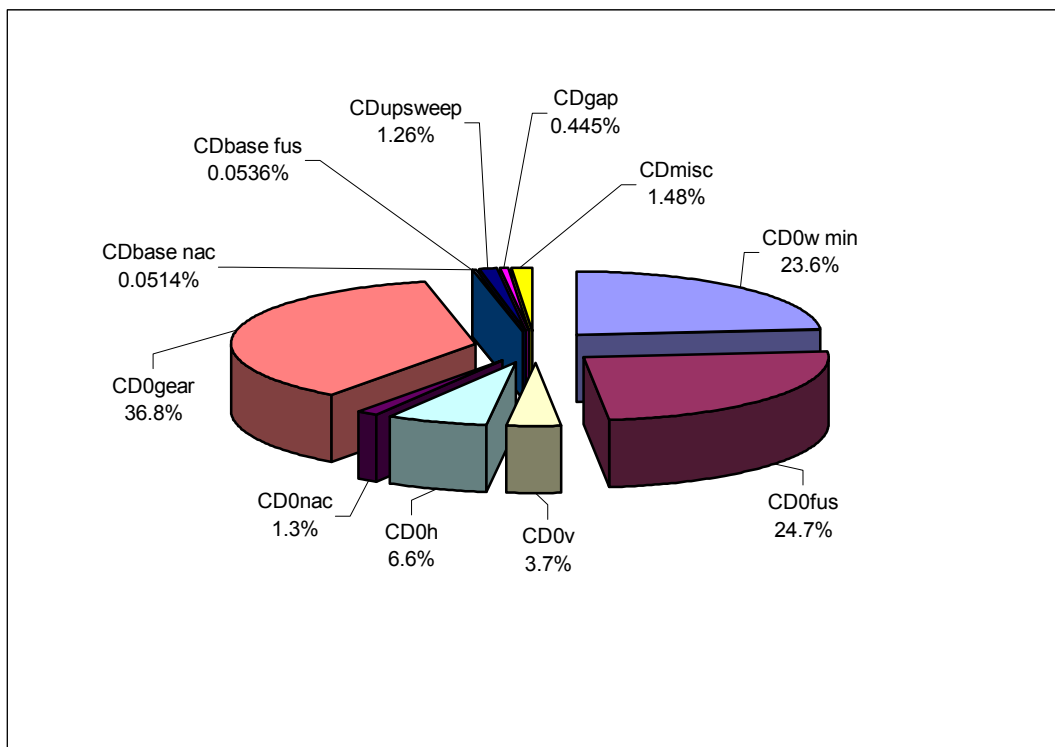


Figura 6.11 – Diagramma a torta – *breakdown* della resistenza parassita in condizioni di decollo o atterraggio.

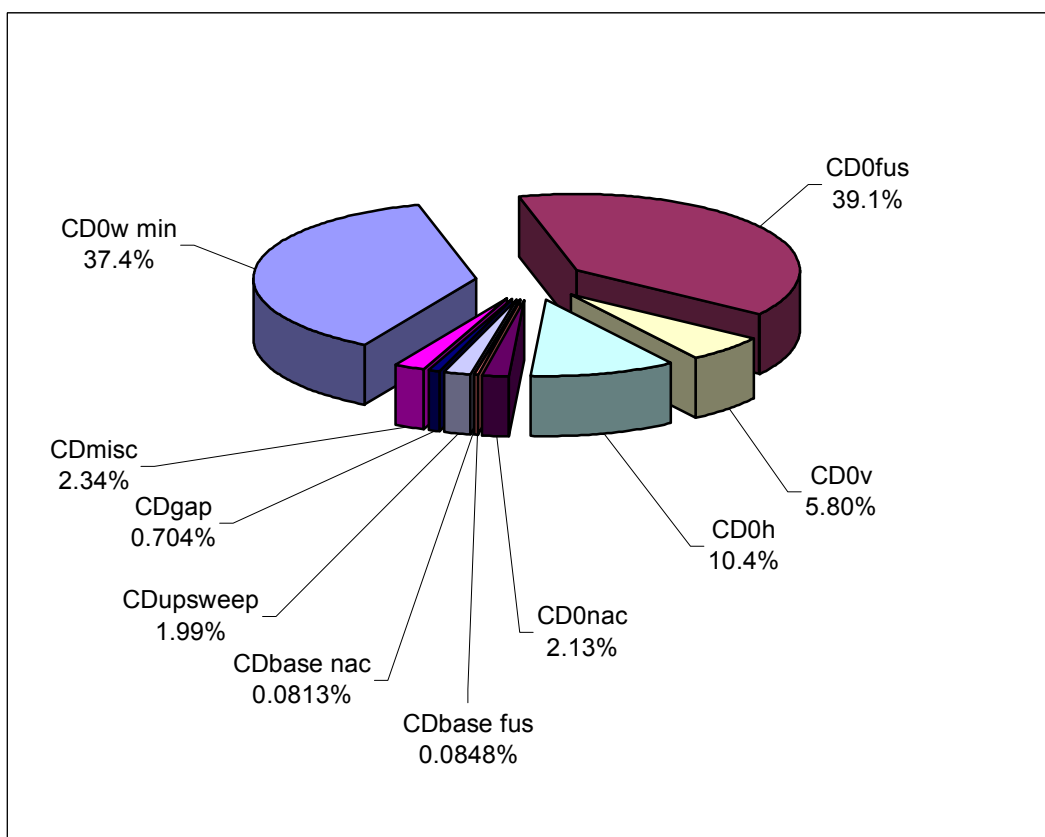


Figura 6.12 - Diagramma a torta – *breakdown* della resistenza parassita in condizioni di crociera.

• **Calcolo della resistenza indotta dalla vorticità** -  $C_{Di}^{vortex}$ .

La resistenza indotta dalla vorticità dell'ala può essere quantificata attraverso il valore del coefficiente di resistenza indotta  $C_{Di}$  calcolato nell'ambito del Capitolo 4. I valori che quest'ultimo assume al variare dell'incidenza possono essere, tuttavia, corretti per tenere conto degli effetti di interferenza dell'ala con la fusoliera. La presenza di quest'ultima, infatti, comporta una modifica della distribuzione di carico lungo l'apertura alare, rispetto a quella computata per l'ala isolata, con conseguente incremento della parte non viscosa della resistenza indotta. Il metodo, che ivi si adopera per apportare tale correzione, consiste semplicemente nel moltiplicare i valori del  $C_{Di}$ , ottenuti in precedenza, per un fattore  $\frac{1}{s} > 1$ . Il valore del parametro  $s$  relativo al velivolo in discussione può essere determinato attraverso il grafico di Figura 6.13, in funzione del rapporto tra il diametro equivalente della fusoliera e l'apertura alare.

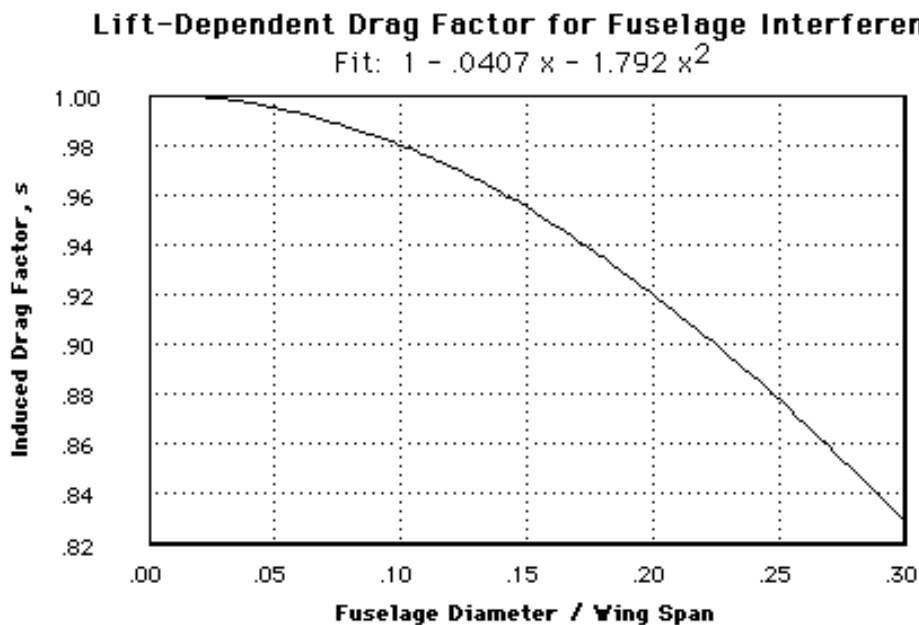


Figura 6.13 – Diagramma per la determinazione del parametro  $s$ . (Stanford)

Nel caso del velivolo Airbus A380-800, tale rapporto vale

$$\frac{d_{fus}}{b} = \frac{7.82}{79.8} = 0.0980$$

ed in corrispondenza di esso si ha

$$s \cong 0.981$$

da cui

$$\frac{1}{s} \cong 1.02 .$$

Quindi l'effetto della interferenza dell'ala con la fusoliera è presente ed ammonta a circa il 2% della resistenza indotta calcolata per l'ala isolata. In tal senso, è illustrativa la Tabella 6.2 di seguito riportata.

BS

Tabella 6.2 – Valori del coefficiente di resistenza indotta al variare dell'angolo di attacco dell'ala.

$\alpha_w$ [°]	$C_{Di}$ ala	$C_{Di}$ interferenza fusoliera	$C_{Di}$ ala - fusoliera
-3.0	0.00100	0.0000200	0.00102
-2.5	0.00100	0.0000200	0.00102
-2.0	0.00110	0.0000220	0.00112
-1.0	0.00170	0.0000340	0.00173
0.0	0.00290	0.0000580	0.00296
1.0	0.00450	0.0000900	0.00459
2.0	0.00670	0.000134	0.0068
3.0	0.00930	0.000186	0.0095
4.0	0.0125	0.000250	0.0128
5.0	0.0161	0.000322	0.0164
6.0	0.0203	0.000406	0.0207
7.0	0.0250	0.000500	0.0255
8.0	0.0301	0.000602	0.0307
9.0	0.0358	0.000716	0.0365
10.0	0.0420	0.000840	0.0428
11.0	0.0487	0.000974	0.0497
16.0	0.0728	0.00146	0.0743
17.5	0.0800	0.00160	0.0816

- **Calcolo della resistenza indotta viscosa** -  $C_{Di}^{visc}$ .

In corrispondenza dell'aumento dell'angolo di attacco del velivolo, e quindi della sua portanza almeno finché si parla di assetti inferiori a quello di stallo, si verifica un incremento di resistenza dovuto ad un ispessimento dello strato limite sia sulla fusoliera che sull'ala.

Per quanto concerne il contributo dell'ala, è possibile assumere i valori del  $C_{D0}^w$ , calcolati nel Capitolo 4 relativo al dimensionamento preliminare dell'ala, a cui venga sottratto il minimo valore  $C_{D0min}^w$  già preso in considerazione, come contributo dell'ala, nel calcolo della resistenza parassita del velivolo completo  $C_D^P$ . Quindi si ha, con la simbologia adottata nelle pagine precedenti,

$$(C_{Di}^{visc})_{ala} = C_{D0}^w(\alpha_w) = C_{D0}^w - C_{D0min}^w.$$

Per quanto concerne il contributo della fusoliera, invece, è possibile adottare una semplice formula, all'interno della quale compaiono una serie di grandezze non ancora definite.

Una di esse è l'angolo di attacco del velivolo: si definisce angolo di attacco del velivolo  $\alpha_B$  la quantità ottenuta dalla differenza dell'angolo di attacco dell'ala  $\alpha_w$  e dell'angolo  $i_w$  di calettamento dell'ala stessa rispetto all'asse della fusoliera.

$$\alpha_B = \alpha_w - i_w$$

Come avuto modo notare nel Capitolo 4, quest'ultimo angolo nel caso dell'Airbus A380-800 è uguale a  $4^\circ$ .

Poi, compaiono l'area della superficie di base della fusoliera, che per l'Airbus A380-800 è circa uguale a

$$S_{base}^{fus} \cong \pi \cdot \frac{1.14}{2} \cdot \frac{0.30}{2} = 0.269 \cdot m^2,$$



e l'area della superficie in pianta della fusoliera, calcolabile in prima approssimazione ed in maniera conservativa, come l'area di un rettangolo di base uguale alla lunghezza della fusoliera e di altezza uguale alla larghezza della sezione trasversale della stessa. In particolare, nel caso esaminato, si ha che

$$base = 70.4 \cdot m \quad altezza = 7.14 \cdot m \quad \Rightarrow \quad S_{plf}^{fus} = 503 \cdot m^2$$



Figura 6.14 – Particolare della coda dell'A380-800 in fase di costruzione negli stabilimenti Airbus di Tolosa.

Restano da determinare altre due quantità attraverso i diagrammi riportati alla pagina successiva.

La prima è il rapporto  $\eta$  tra il coefficiente di resistenza di un cilindro circolare di lunghezza finita ed il coefficiente di resistenza di un cilindro circolare di lunghezza infinita: attraverso di esso si introduce nel calcolo della resistenza “l'effetto benefico della tridimensionalità” del corpo attorno al quale si sviluppa

il flusso. Per elevati valori del rapporto di snellezza della fusoliera, eventuali flussi laterali “vedono” il corpo quasi come un cilindro circolare di lunghezza infinita e pertanto tendono a svilupparsi in maniera quasi bidimensionale; quando tale rapporto di snellezza si riduce, gli stessi flussi “vedono” il corpo più come una sfera od un ellissoide e cioè come un corpo finito, sviluppandosi pertanto in modo tridimensionale. In quest’ultimo caso, la resistenza viscosa indotta ne risulta diminuita allo stesso modo in cui la resistenza che si sviluppa intorno ad un cilindro circolare di lunghezza infinita è maggiore di quella che si sviluppa intorno ad una sfera, a parità di angolo di attacco.

La seconda quantità da determinare è il valore del coefficiente di resistenza  $C_{Dc}$  variabile con l’incidenza e relativo al *cross-flow* attorno ad un cilindro circolare di lunghezza infinita.

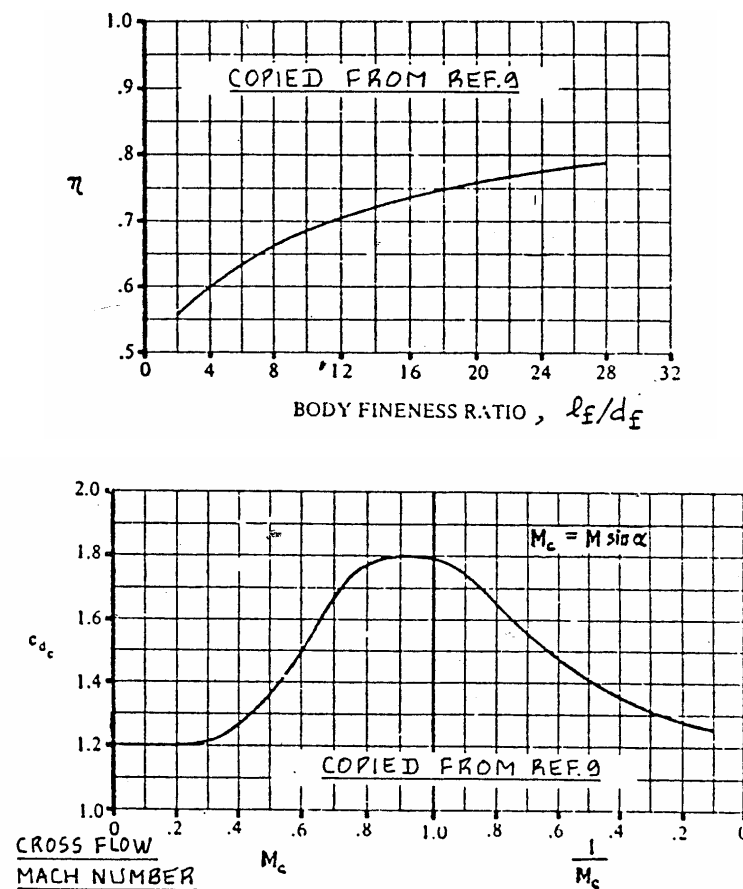


Figura 6.15 – Diagrammi per la determinazione di alcuni parametri utili al calcolo della resistenza viscosa indotta dalla fusoliera. (Roskam)

Dal primo diagramma riportato in Figura 6.15 si ricava che, in corrispondenza di un rapporto di snellezza pari a 9,

$$\eta = 0.675.$$

Dal secondo diagramma riportato nella stessa figura, si nota come, in corrispondenza di un valore massimo operativo del numero di Mach di 0.85 e di valori dell'angolo di incidenza che, almeno nelle condizioni di crociera, non superano i 20°, il valore di  $C_{Dc}$  sia praticamente costante ed uguale a circa 1.2.

In virtù delle informazioni ricavate, è possibile applicare la seguente formula.

$$(C_{Di}^{visc})_{fus} = 2 \cdot \alpha_B^2 \cdot \frac{S_{base}^{fus}}{S} + \eta \cdot C_{Dc} \cdot \alpha_B^3 \cdot \frac{S_{plf}^{fus}}{S} = 0.000641 \cdot \alpha_B^2 + 0.486 \cdot \alpha_B^3$$

In Tabella 6.3 sono riportati i risultati dei calcoli effettuati nell'ambito di questo paragrafo.

BS

Figura 6.3 - Valori del coefficiente di resistenza indotta viscosa al variare dell'angolo di attacco del velivolo.

$\alpha_B$ [°]	$\alpha_w$ [°]	CDi ala	CDi fusoliera
-7.0	-3.0	0.00000	-0.000877
-6.5	-2.5	0.00000	-0.000701
-6.0	-2.0	0.00000	-0.000551
-5.0	-1.0	0.00000	-0.000318
-4.0	0.0	0.000100	-0.000162
-3.0	1.0	0.000400	-0.0000680
-2.0	2.0	0.000300	-0.0000199
-1.0	3.0	0.000600	-0.00000239
0.0	4.0	0.00100	0.000000
1.0	5.0	0.00150	0.00000278
2.0	6.0	0.00200	0.0000215
3.0	7.0	0.00230	0.0000715
4.0	8.0	0.00320	0.000168
5.0	9.0	0.00390	0.000328
6.0	10.0	0.00530	0.000565
7.0	11.0	0.00600	0.000896
12.0	16.0	0.0487	0.00449
13.5	17.5	0.0585	0.00639

• **Calcolo della resistenza di trim** -  $C_D^{trim}$  .

Per calcolare la resistenza di trim è necessario valutare il contributo di portanza del piano orizzontale di coda al variare dell'incidenza. Questo può essere valutato, insieme con il valore del coefficiente di portanza del velivolo completo, attraverso la risoluzione del seguente sistema di due equazioni algebriche in due incognite.

$$\begin{cases} C_L^w + C_L^h \cdot \frac{S_H}{S} = C_L \\ C_L^w \cdot \frac{x_w}{c_w} - C_L^h \cdot \frac{(l_t - x_w)}{c_w} \cdot \frac{S_H}{S} + C_{M.ac}^{wb} = 0 \end{cases}$$

BS

In esso compaiono diverse quantità che vengono di seguito specificate.

1.  $C_L^w$  è il coefficiente di portanza dell'ala calcolato nel Capitolo 4 e riportato in Tabella 4.10 a pagina 84. Il sistema di equazioni deve essere risolto per ogni valore di  $C_L^w$ , in modo tale da ottenere il coefficiente di portanza del piano di coda orizzontale  $C_L^h$  ed il coefficiente di portanza del velivolo completo  $C_L$  al variare dell'angolo di attacco;
2.  $S_H$  è la superficie del piano orizzontale di coda, assunta pari al prodotto della apertura  $b_h = 30.2 \cdot m$  per la corda media aerodinamica pari a  $cma_h = 7.29 \cdot m$ . Si ha  $S_H = 220 \cdot m^2$ ;

3.  $C_{M.ac}^{wb}$  è il coefficiente di momento rispetto al centro aerodinamico del velivolo parziale. Esso può essere stimato mediante la relazione

$$C_{M.ac}^{wb} = C_{M.ac}^w + C_{M0}^f,$$

in cui compaiono il coefficiente di momento focale dell'ala  $C_{M.ac}^w$  ed il  $C_{M0}^f$  ovvero il coefficiente di momento focale della fusoliera, per il quale si assume un valore di riferimento pari a -0.12 (in effetti quest'ultimo contributo è molto piccolo e quindi anche un eventuale errore di valutazione ha effetti limitati);

4.  $x_w$  è la distanza in metri del centro aerodinamico del velivolo parziale dal baricentro del velivolo completo;

BS

5.  $l_t$  è la distanza in metri del centro aerodinamico del velivolo parziale dal centro aerodinamico del piano orizzontale di coda assunto coincidente con il punto ad un quarto della corda media aerodinamica dello stesso piano;

Il calcolo di queste ultime due quantità ( $x_w$  e  $l_t$ ) richiede la conoscenza delle posizioni del centro aerodinamico del velivolo parziale e del baricentro del velivolo completo. Prima di procedere con la ricerca di tali punti, si propone nel paragrafo seguente un calcolo di prima approssimazione del coefficiente di momento focale dell'ala  $C_{M.ac}^w$ .

### Calcolo del coefficiente di momento focale dell'ala.

Il carico aerodinamico complessivo agente in una singola sezione dell'ala è costituito da tre parti, come mostrato in Figura 6.16: una dovuta al carico basico, una dovuta al carico addizionale ed una dovuta al coefficiente di momento focale del profilo. La forza risultante del carico addizionale può pensarsi applicata nel centro aerodinamico dell'ala e, pertanto, non dà contributo al coefficiente di momento focale complessivo. La relazione che è possibile utilizzare per il calcolo del coefficiente di momento focale dell'ala è la seguente:

$$C_{Mac}^w = C_{M1} + C_{M2} = \frac{2}{S \cdot c} \int_0^{\frac{b}{2}} C_l^b(y) \cdot x_{ac}(y) \cdot c(y) dy + \frac{2}{S \cdot c} \int_0^{\frac{b}{2}} C_{Mac}(y) \cdot c^2(y) \cdot dy.$$

Il primo termine rappresenta il contributo del carico basico ovvero della distribuzione di  $C_l(y)$  che si ha quando  $C_L^w = 0$ .

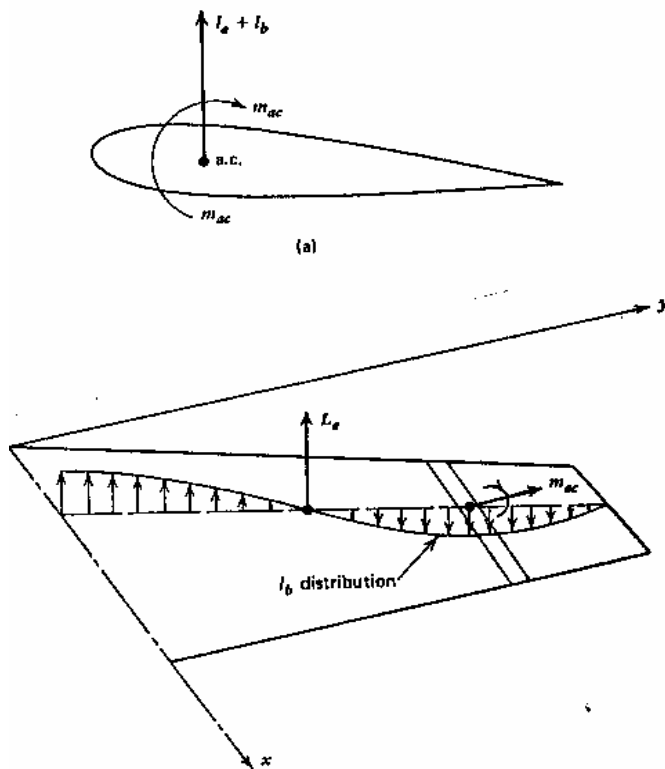


Figura 6.16 – Schema dei carichi agenti sul singolo profilo e sull'ala finita.

La distribuzione di carico basico viene di seguito riportata sia in forma grafica che tabellare.

Tabella 6.4 – Distribuzione di carico basico lungo la semiapertura alare.

$\eta$	$C_{lb}$
0.000	0.0681
0.029	0.0684
0.059	0.0692
0.088	0.0733
0.118	0.0743
0.147	0.0751
0.176	0.0780
0.206	0.0815
0.235	0.0804
0.265	0.0804
0.294	0.0804
0.324	0.0804
0.353	0.0723
0.382	0.0661
0.412	0.0567
0.441	0.0489
0.471	0.0366
0.500	0.0251
0.529	0.0148
0.559	-0.00146
0.588	-0.0115
0.618	-0.0225
0.647	-0.0443
0.676	-0.0584
0.706	-0.0780
0.735	-0.094
0.765	-0.104
0.794	-0.115
0.824	-0.128
0.853	-0.128
0.882	-0.125
0.912	-0.116
0.941	-0.097
0.971	-0.072
1.000	0.000

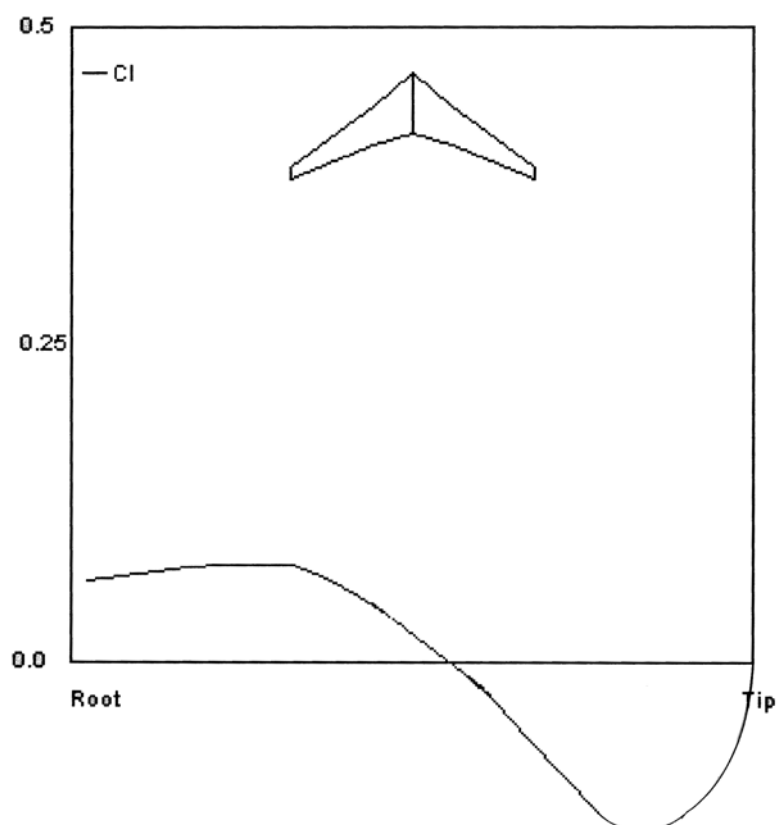


Figura 6.17 – Distribuzione di carico basico lungo la semiapertura alare (Stanford).

La distribuzione di corde dell'ala, dimensionata nel Capitolo 4, è descritta da due leggi lineari, di cui la prima vale dalla sezione di radice alla sezione a 13.2 metri dall'asse longitudinale e la seconda vale da quest'ultima alla sezione di estremità.

$$c = -0.611 \cdot y + 20.8$$

$$c = -0.322 \cdot (y - 13.2) + 12.7$$



Si assuma, inoltre, che i centri aerodinamici dei profili che costituiscono l'ala siano posti al 25% delle rispettive corde. In particolare, data la distribuzione di corde, essi si trovano ad una distanza dall'asse  $y$  (Figura 4.28) ottenibile attraverso le due leggi di seguito esposte, al solito valendo la prima per le sezioni dalla radice a 13.2 metri dall'asse longitudinale e la seconda da quest'ultima alla sezione di estremità.

$$x_{ac} = 0.750 \cdot y + 5.20$$

$$x_{ac} = 0.693 \cdot (y - 13.2) + 15.1$$

Infine, è necessario conoscere la distribuzione dei coefficienti di momento focale lungo la semiapertura alare. Dai dati aerodinamici relativi ai profili scelti per le sezioni di riferimento dell'ala (si veda il Capitolo 4), si ricava che i coefficienti di momento focale hanno i seguenti valori:

BS

$$C_{Mac}^{root} \cong 0.00800 \quad C_{Mac}^{36\%} = -0.091 \quad C_{Mac}^{tip} = -0.0390 .$$

Assumendo, per semplicità, due distribuzioni lineari del coefficiente di momento focale, di cui una tra la sezione di radice e quella al 36% della semiapertura alare e l'altra tra la sezione al 36% e quella di estremità, si ottengono le seguenti leggi:

$$C_{Mac} = -6.89 \cdot 10^{-3} \cdot y + 0.00800$$

$$C_{Mac} = 2.04 \cdot 10^{-3} \cdot (y - 14.36) - 0.0910$$

Il calcolo dei due integrali, presenti nella formula del coefficiente di momento focale dell'ala, può essere effettuato mediante la regola dei trapezi, considerando 35 stazioni lungo la semiapertura alare i cui dati sono riportati in Tabella 6.5.

Tabella 6.5 – Dati delle stazioni scelte per il calcolo del coefficiente di momento focale dell'ala.

$\eta=2y/b$	Cl	Xac [m]	C [m]	C
0.000	0.0681	5.20	20.8	0.00800
0.029	0.0684	6.08	20.1	-0.0000856
0.059	0.0692	6.96	19.3	-0.00817
0.088	0.0733	7.84	18.6	-0.0163
0.118	0.0743	8.72	17.9	-0.0243
0.147	0.0751	9.60	17.2	-0.0324
0.176	0.0780	10.5	16.5	-0.0405
0.206	0.0815	11.4	15.8	-0.0486
0.235	0.0804	12.2	15.0	-0.0567
0.265	0.0804	13.1	14.3	-0.0648
0.294	0.0804	14.0	13.6	-0.0729
0.324	0.0804	14.9	12.9	-0.0809
0.353	0.0723	15.7	12.4	-0.0890
0.382	0.0661	16.5	12.0	-0.0892
0.412	0.0567	17.3	11.7	-0.0868
0.441	0.0489	18.2	11.3	-0.0844
0.471	0.0366	19.0	10.9	-0.0820
0.500	0.0251	19.8	10.5	-0.0796
0.529	0.0148	20.6	10.2	-0.0772
0.559	-0.00146	21.4	9.78	-0.0748
0.588	-0.0115	22.2	9.40	-0.0724
0.618	-0.0225	23.0	9.02	-0.0700
0.647	-0.0443	23.8	8.65	-0.0676
0.676	-0.0584	24.7	8.27	-0.0652
0.706	-0.0780	25.5	7.89	-0.0628
0.735	-0.094	26.3	7.51	-0.0604
0.765	-0.104	27.1	7.14	-0.0581
0.794	-0.115	27.9	6.76	-0.0557
0.824	-0.128	28.7	6.38	-0.0533
0.853	-0.128	29.5	6.00	-0.0509
0.882	-0.125	30.4	5.62	-0.0485
0.912	-0.116	31.2	5.25	-0.0461
0.941	-0.097	32.0	4.87	-0.0437
0.971	-0.072	32.8	4.49	-0.0413
1.000	0.000	33.6	4.12	-0.0389

I risultati, che si ottengono dalla risoluzione numerica degli integrali, sono i seguenti.

$$C_{M1} = -0.00160$$

$$C_{M2} = -0.0486$$

$$C_{Mac}^w = -0.0502$$

Infine, il coefficiente di momento focale del velivolo parziale è uguale a

$$C_{Mac}^{wb} = -0.0502 - 0.120 = -0.170.$$

### Posizione del centro aerodinamico del velivolo parziale.

La posizione del centro aerodinamico del velivolo parziale, in percentuale della corda media aerodinamica dell'ala, è ottenibile mediante la seguente formula:

$$x_{ac}^{wb} = x_{ac}^w - \frac{C_{Ma}^f}{C_{La}^w}.$$

In essa compaiono il  $C_{La}^w = 0.0770$ , calcolato nel Capitolo 4, ed il  $C_{Ma}^f$ , il quale è calcolabile, a sua volta, mediante la seguente relazione

$$C_{Ma}^f = \frac{K_f \cdot W_f^2 \cdot L_f}{S \cdot c_w} = 4.08 \cdot 10^{-3},$$

in cui

- $K_f$  è un coefficiente calcolabile attraverso il grafico riportato in Figura 6.12. In esso si entra con la posizione, rispetto alla prua del velivolo, del punto ad un quarto della corda della radice esposta in percentuale della lunghezza di fusoliera. Nel caso dell'Airbus A380-800 tale punto si trova al 32.4% della lunghezza della fusoliera e  $K_f \cong 0.0125$ .

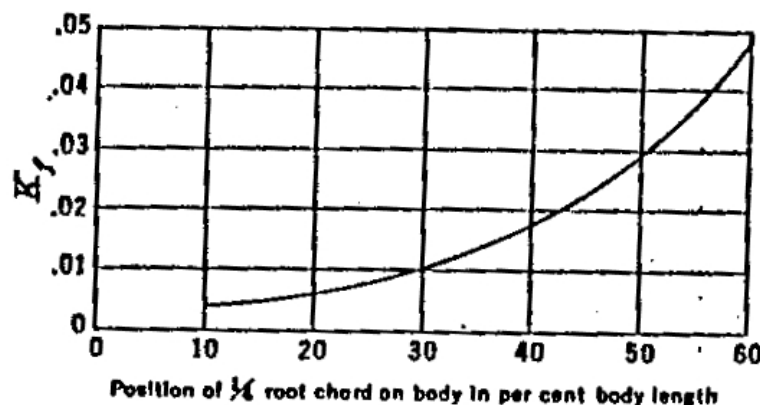


Figura 6.18 –  
Grafico per il  
calcolo di  $K_f$ .

- $W_f$  è la massima larghezza della fusoliera pari a 7.14 m.
- $L_f$  è la lunghezza della fusoliera pari a 70.4.
- $S$  è la superficie alare pari a 839 m.
- $c_w$  è la corda media aerodinamica dell'ala pari a 13.1 m.

La posizione del centro aerodinamico dell'ala può essere determinata, in prima approssimazione, attraverso appositi diagrammi proposti dal McCormick e che per brevità vengono ivi omissi. Essendo

$$M = 0.85 \quad AR \cdot \sqrt{1 - M^2} \cong 4.00 \quad \Lambda_{\frac{1}{2}} = 30^\circ \quad AR \cdot \tan(\Lambda_{\frac{1}{2}}) \cong 4.38$$

si ricava che  $x_{ac}^w = 27.5\%$ . In definitiva si ha che

$$x_{ac}^{wb} = x_{ac}^w - \frac{C_{M\alpha}^f}{C_{L\alpha}^w} = 0.275 - \frac{4.08 \cdot 10^{-3}}{0.0770} = 0.222 = 22.2 \text{ (cma)}_w$$

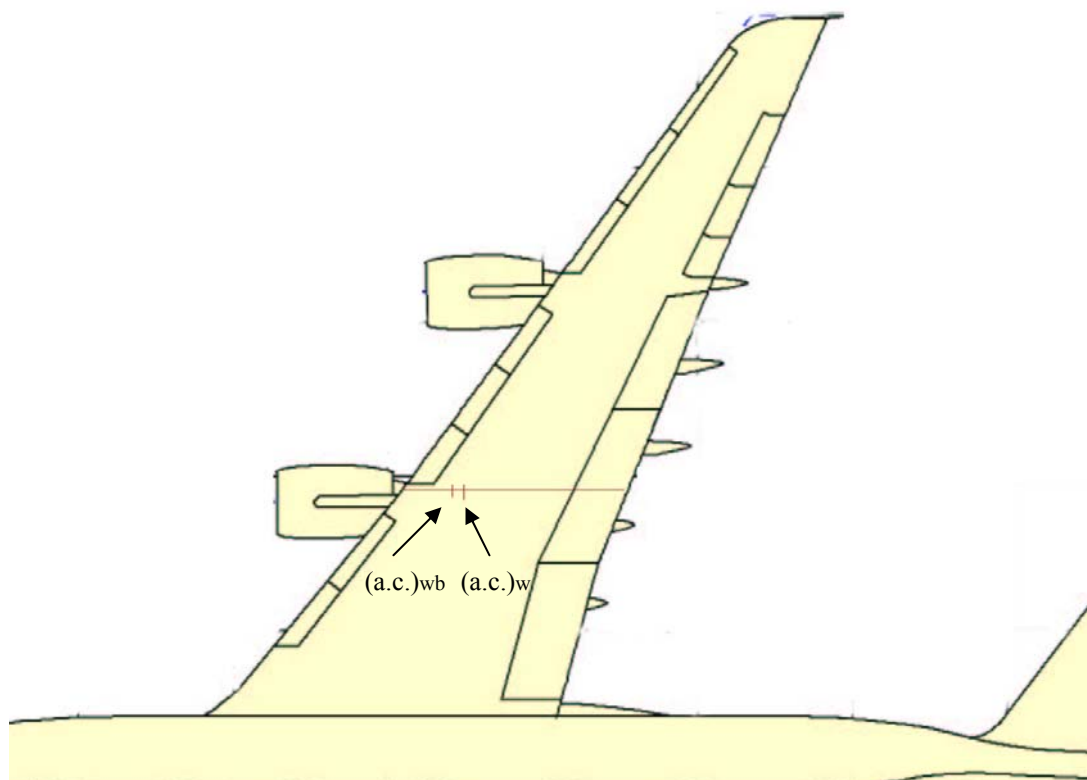


Figura 6.19 – Posizione del centro aerodinamico del velivolo parziale.

### **Posizione del baricentro del velivolo completo.**

La posizione del baricentro del velivolo completo la si può ricavare schematizzando l'aeromobile come un sistema di masse concentrate: noto il peso<sup>1</sup> di ciascuno degli elementi indicati in Tabella 6.6 e fissata una plausibile posizione dei rispettivi baricentri sulla vista in pianta del velivolo, è possibile ricavare la posizione del baricentro del velivolo completo. In particolare nella quarta colonna della Tabella 6.6 viene riportata la posizione che quest'ultimo assume, in percentuale della corda media aerodinamica, man mano che si aggiungono gli elementi considerati.

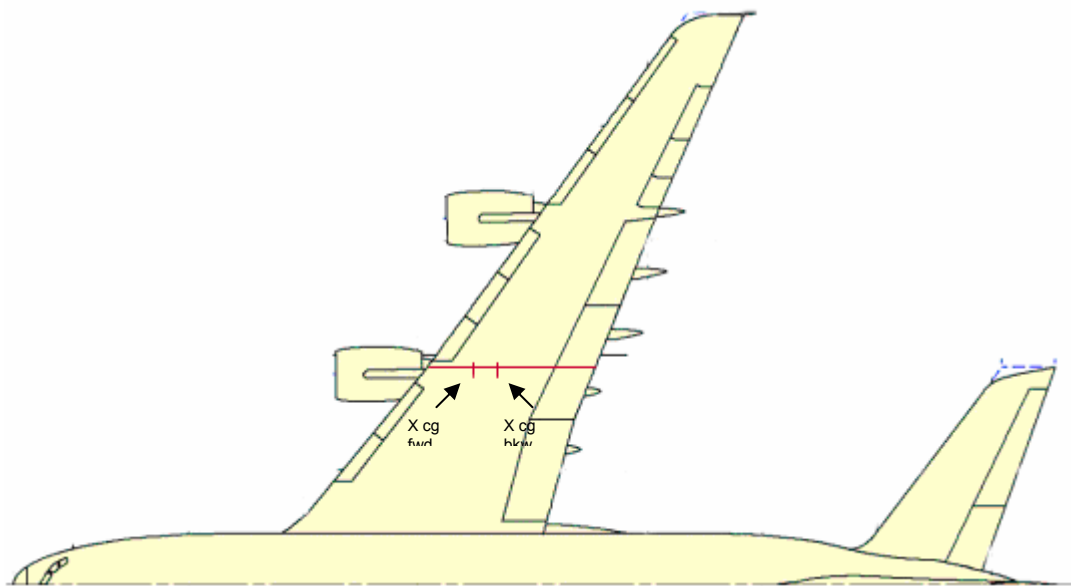


Figura 6.21 – Posizioni massima avanzata e massima arretrata del baricentro del velivolo completo nella Tabella 6.6.

Il valore finale della quarta colonna, dunque, rappresenta una stima della posizione del baricentro del velivolo completo e pronto al servizio<sup>2</sup>, in percentuale della corda media aerodinamica.

<sup>1</sup> I valori dei pesi riportati nella Tabella 6.4 sono quelli ufficiali pubblicati dalla casa costruttrice.

<sup>2</sup> Carico pagante e carburante non sono stati ancora considerati.

Tabella 6.6 – Dati per la ricerca del baricentro del velivolo completo.

COMPONENTI	PESO (Kg)	POSIZIONE DEL BARICENTRO COMPONENTE IN ERCE LE DEL CORDA MEDIA AERODINAMICA DELL'ALA	POSIZIONE DEL BARICENTRO COMPLESSIVO IN PERCENTUALE DELLA CORDA MEDIA AERODINAMICA DELL'ALA
ALA	92800	11.5	11.5
PIANO ORIZZONTALE	11270	286.3	41.2
PIANO VERTICALE	4056	264.1	49.6
MOTORE 1 (D)	6430	-42.0	44.4
MOTORE 2 (D)	6430	19.8	43.1
MOTORE 1 (S)	6430	-42.0	38.8
MOTORE 2 (S)	6430	19.8	37.9
SISTEMA CARRELLI	21000	-14.5	30.8
SERBATOIO CENTRALE	198	-50.4	30.7
SERBATOIO DI CODA	107	255.7	30.9
<b>FUSOLIERA</b>			
SEZIONE 1 (COCKPIT)	2366	-202.3	27.4
SEZIONE 2	2243	-164.1	24.7
SEZIONE 3	2191	-100.8	23.0
SEZIONE 4	5559	-42.0	20.8
SEZIONE 5	11341	2.3	19.6
SEZIONE 6	9577	58.8	21.6
SEZIONE 7	4812	146.6	24.7
SEZIONE 8	3576	203.1	28.0
SEZIONE 9	1750	269.5	<b>30.1</b>

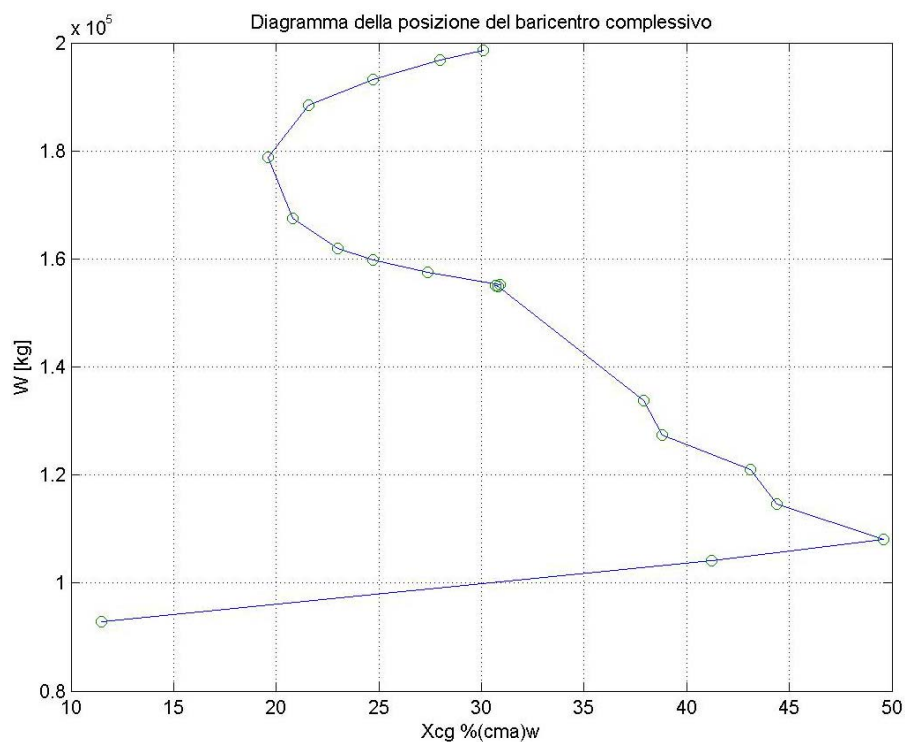


Figura 6.22 – Diagramma della posizione del baricentro del velivolo in funzione del peso. (Matlab)

Conoscere la posizione del baricentro soltanto in una condizione di carico non è, ovviamente, sufficiente. Ciò che conta realmente, anche ai fini di una successiva analisi delle proprietà di stabilità e controllo del velivolo, sono le posizioni rispettivamente più avanzata e più arretrata assunte dal baricentro, le quali dipendono dalle differenti condizioni di carico possibili. Il diagramma, proposto di seguito, mostra l'escursione della posizione del baricentro dell'A380-800 calcolata in percentuale della corda media aerodinamica ( $RC$  – *reference chord*), al variare delle condizioni di carico.

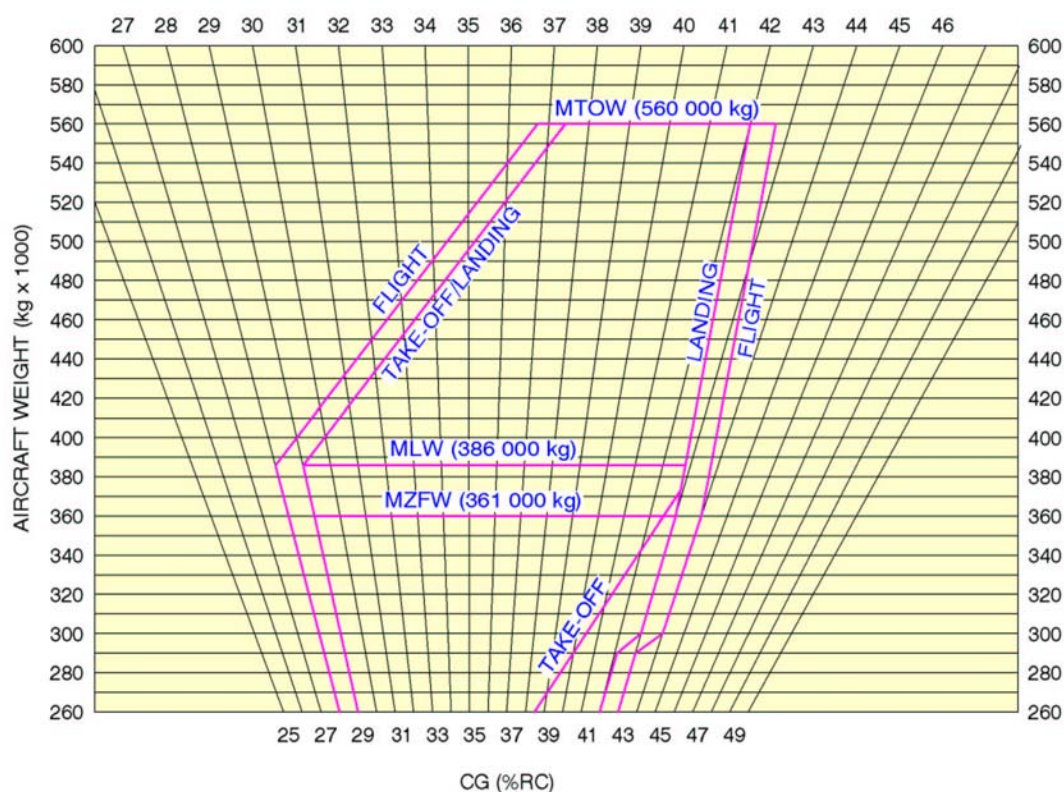


Figura 6.23 – Diagramma della posizione del baricentro al variare della condizione di carico dell'A380-800. (Airbus)

Attraverso di esso, è possibile notare come le posizioni massima avanzata e massima arretrata del centro di gravità cadono rispettivamente in prossimità del 28% e del 43% della corda media aerodinamica, producendo una escursione pari al 15% della stessa corda (vedi Figura 6.21). A titolo di confronto, il Boeing B747-400 ha una escursione del baricentro che si attesta sul 19.5%.



### Calcolo della resistenza di trim.

D'ora in avanti si eseguiranno calcoli relativi alle seguenti configurazioni del baricentro:

Tabella 6.7 – Posizioni del baricentro considerate.

Posizione del baricentro	% (cma) <sub>w</sub>	x <sub>w</sub> (m)	l <sub>t</sub> (m)
massima avanzata	28.0	0.0653	31.0
massima arretrata	43.0	2.02	31.0

Attraverso i dati ormai noti, è possibile risolvere il sistema di equazioni iniziale e quindi ricavare  $C_L^h$  e  $C_L$  al variare dell'angolo di attacco, per ciascuna delle due posizioni scelte per il baricentro. Quindi, attraverso la relazione

$$C_{Di}^h = \frac{(C_L^h)^2}{\pi \cdot AR_h \cdot u} \cdot \frac{S_H}{S}$$

si calcola il coefficiente di resistenza di trim, ricordando che

$$AR_h = \frac{b_h^2}{S_h} = \frac{30.2^2}{220} \cong 4.15$$

e che  $u$  è il fattore di resistenza indotta determinabile attraverso il grafico di Figura 6.24. Nel caso dell'Airbus A380-800, essendo il rapporto di rastremazione del piano orizzontale di coda pari a 0.364, si ha  $u \cong 1.00$ .

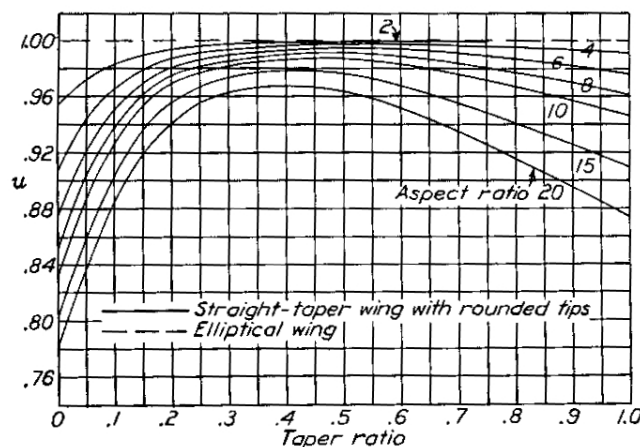


Figura 6.24 – Diagramma per il calcolo del fattore  $u$  (Abbott).

FIG. 10. Chart for determining induced-drag factor  $u$ .

Tabella 6.8 – Risultati del calcolo della resistenza di *trim* nel caso della posizione massima avanzata del baricentro.

$\alpha_B$ [°]	$\alpha_w$ [°]	CLw	CLh	CL	CD Trim (cg avanzato)
-7.0	-3.0	-1.80E-02	-2.74E-01	-8.98E-02	1.51E-03
-6.5	-2.5	2.00E-02	-2.74E-01	-5.17E-02	1.50E-03
-6.0	-2.0	5.90E-02	-2.73E-01	-1.26E-02	1.50E-03
-5.0	-1.0	1.36E-01	-2.73E-01	6.45E-02	1.49E-03
-4.0	0.0	2.13E-01	-2.72E-01	1.42E-01	1.49E-03
-3.0	1.0	2.90E-01	-2.71E-01	2.19E-01	1.48E-03
-2.0	2.0	3.68E-01	-2.71E-01	2.97E-01	1.47E-03
-1.0	3.0	4.45E-01	-2.70E-01	3.74E-01	1.47E-03
0.0	4.0	5.22E-01	-2.70E-01	4.51E-01	1.46E-03
1.0	5.0	5.99E-01	-2.69E-01	5.28E-01	1.45E-03
2.0	6.0	6.77E-01	-2.68E-01	6.07E-01	1.45E-03
3.0	7.0	7.54E-01	-2.68E-01	6.84E-01	1.44E-03
4.0	8.0	8.31E-01	-2.67E-01	7.61E-01	1.43E-03
5.0	9.0	9.08E-01	-2.66E-01	8.38E-01	1.43E-03
6.0	10.0	9.85E-01	-2.66E-01	9.15E-01	1.42E-03
7.0	11.0	1.06E+00	-2.65E-01	9.93E-01	1.41E-03
12.0	16.0	1.30E+00	-2.63E-01	1.23E+00	1.39E-03
13.5	17.5	1.20E+00	-2.64E-01	1.13E+00	1.40E-03

BS

Tabella 6.9 – Risultati del calcolo della resistenza di *trim* nel caso della posizione massima arretrata del baricentro.

$\alpha_B$ [°]	$\alpha_w$ [°]	CLw	CLh	CL	CD Trim (cg arretrato)
-7.0	-3.0	-1.80E-02	-2.97E-01	-9.59E-02	1.77E-03
-6.5	-2.5	2.00E-02	-2.87E-01	-5.52E-02	1.65E-03
-6.0	-2.0	5.90E-02	-2.76E-01	-1.35E-02	1.54E-03
-5.0	-1.0	1.36E-01	-2.56E-01	6.89E-02	1.32E-03
-4.0	0.0	2.13E-01	-2.36E-01	1.51E-01	1.12E-03
-3.0	1.0	2.90E-01	-2.15E-01	2.34E-01	9.30E-04
-2.0	2.0	3.68E-01	-1.94E-01	3.17E-01	7.60E-04
-1.0	3.0	4.45E-01	-1.74E-01	3.99E-01	6.08E-04
0.0	4.0	5.22E-01	-1.53E-01	4.82E-01	4.73E-04
1.0	5.0	5.99E-01	-1.33E-01	5.64E-01	3.55E-04
2.0	6.0	6.77E-01	-1.12E-01	6.48E-01	2.53E-04
3.0	7.0	7.54E-01	-9.17E-02	7.30E-01	1.69E-04
4.0	8.0	8.31E-01	-7.13E-02	8.12E-01	1.02E-04
5.0	9.0	9.08E-01	-5.08E-02	8.95E-01	5.19E-05
6.0	10.0	9.85E-01	-3.03E-02	9.77E-01	1.85E-05
7.0	11.0	1.06E+00	-9.60E-03	1.06E+00	1.85E-06
12.0	16.0	1.30E+00	5.34E-02	1.31E+00	5.74E-05
13.5	17.5	1.20E+00	2.68E-02	1.21E+00	1.45E-05

- **Calcolo della resistenza del sistema di ipersostentazione** -  $C_D^{flap}$  .

Il sistema di ipersostentazione dell'Airbus A380-800 è costituito, per ciascuna semiala, da otto *slat* al bordo di attacco e da tre *flap* di tipo *single slot* al bordo di uscita. Tale composizione è mostrata nello schema di Figura 6.25.

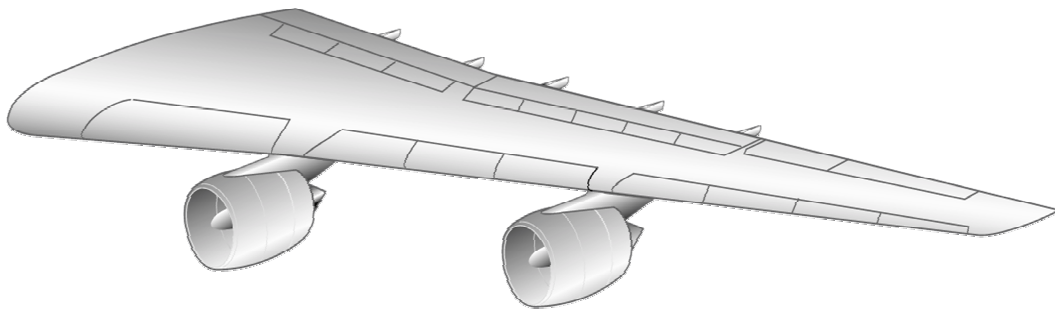


Figura 6.25 – Schema del sistema di ipersostentazione sulla semiala dell'Airbus A380-800.

Il coefficiente di resistenza, dovuto alla estensione del sistema di ipersostentazione del velivolo, può essere valutato attraverso la seguente formula<sup>1</sup>.

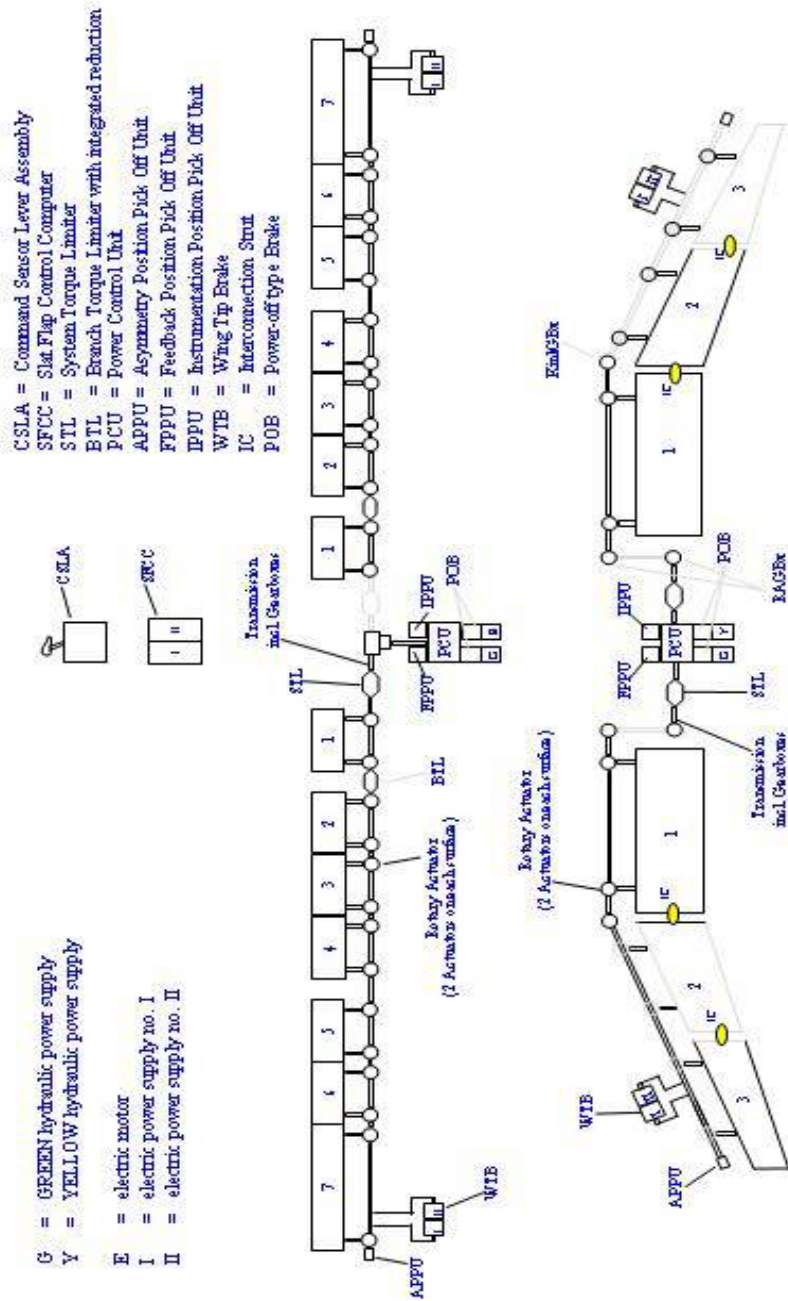
$$C_D^{flap} = \Delta C_D^{prof} + \Delta C_D^i + \Delta C_D^{int}$$

Ciascuno dei termini che ivi compaiono assume un preciso significato ed un preciso valore che vengono di seguito ricavati attraverso l'applicazione del metodo suggerito dal Roskam.

<sup>1</sup> Si tratta di un metodo proposto dal Dottore Jan Roskam nel testo *Airplane Design*.

## Baseline System Architecture

- Slat and flap system basically have the same architecture



© Airbus Industrie 11/19/2000 Ref. A380-800 D15300  
 Proprietary information, subject to conditions on this page.

**AIRBUS**

Figura 6.26 – Schema di funzionamento del sistema di ipersostentazione dell'Airbus A380-800.

**Calcolo della resistenza di profilo del sistema di ipersostentazione.** -  $\Delta C_D^{prof}$

Il coefficiente di resistenza  $\Delta C_D^{prof}$  può essere calcolato applicando la seguente relazione

$$\Delta C_D^{prof} = \Delta C_{dp} \cdot \cos\left(\Lambda_{\frac{c}{4}}\right) \cdot \frac{S_{wf}}{S}$$

agli *slat* anteriori ed ai *flap* posteriori. In ciascuno dei due casi, si rende necessaria la determinazione del  $\Delta C_{dp}$  e dell'area  $S_{wf}$  del settore di ala in cui è presente il sistema di ipersostentazione considerato.

BS

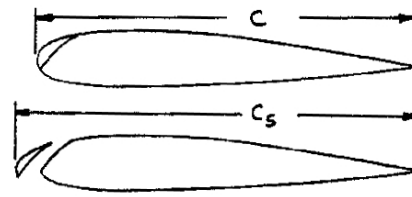


Figura 6.27 – Vista aerea della semiala dell'Airbus A380-800.

1. *Slat* - Nel caso del sistema di ipersostentazione anteriore si ha che

$$\Delta C_{dp} = C_{D0}^w \cdot \frac{c_s}{c} = 4.77 \cdot 10^{-3}$$

Figura 6.28 – Schema delle corde



essendo  $C_{D0}^w = 0.0045$  e  $\frac{c_s}{c} \cong 1.06$ . Inoltre  $S_{wf} \cong 516 \cdot m^2$ .

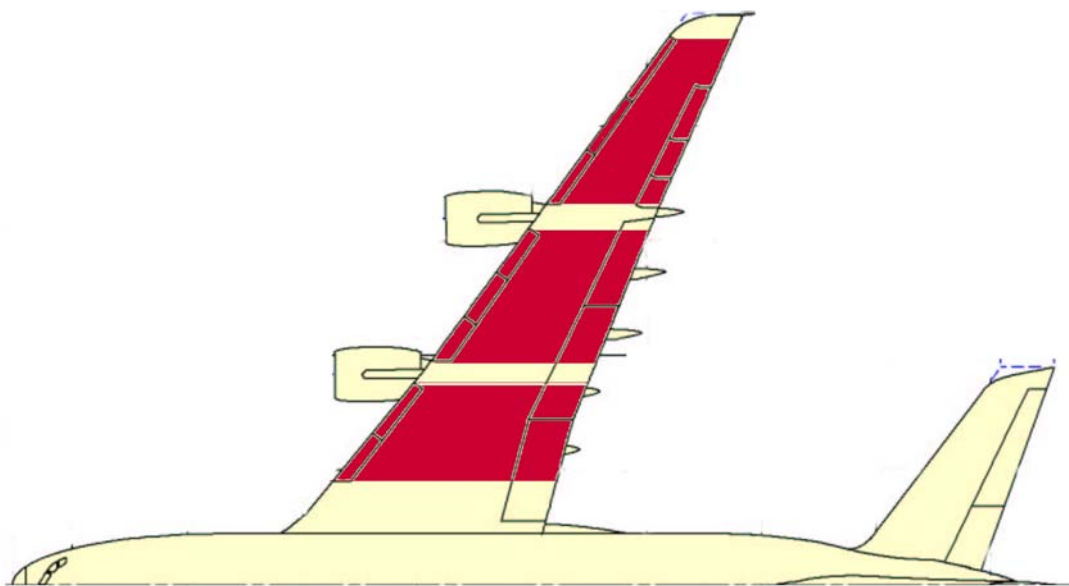


Figura 6.29 – Area della parte di semiala in cui è presente lo *slat*.

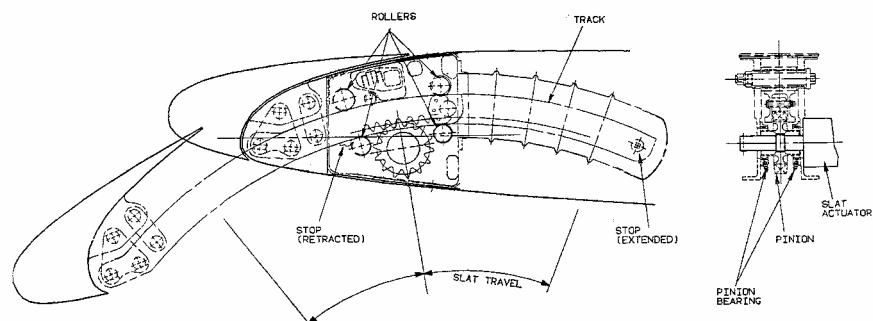


Figura 6.30 – Schema dello *slat*. Gli *slat* sono supportati da binari curvilinei, che traslano su una serie di rulli sotto la guida di opportuni attuatori rotanti.

2. **Slotted Flap** – Nel caso del sistema di ipersostentazione posteriore, invece, il  $\Delta C_{dp}$  può essere determinato dal grafico di Figura 6.31, assumendo che la corda media del *flap* sia pari a  $c_f \cong 2.42 \cdot m$  e pertanto che  $\frac{c_f}{c} = 0.185$ .

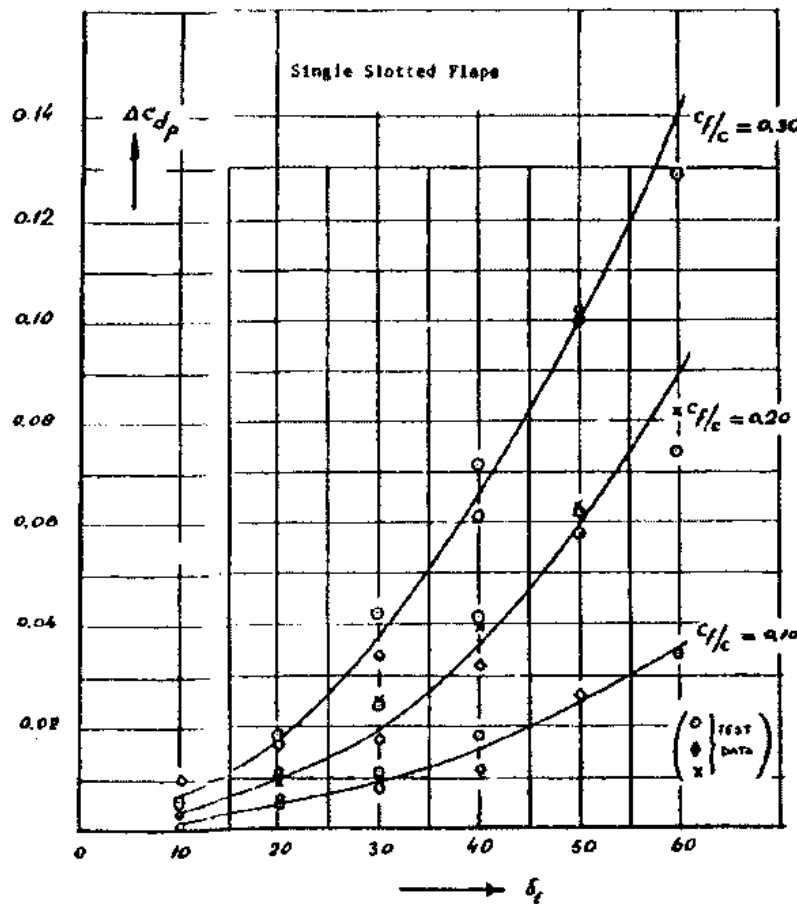


Figura 6.31 – Diagramma per il calcolo del coefficiente di resistenza del profilo del flap.

I risultati del calcolo sono quelli riportati in Tabella 6.10 insieme con i valori dell'angolo di deflessione.

Tabella 6.10 -  $\Delta C_{dp}$  del *flap* per differenti angoli di deflessione.

Configurazione	$\delta_f$ [°]	$\Delta C_{dp}$
Decollo	20	0.0100
Atterraggio	40	0.0320

Inoltre, si ha che  $S_{wf} \cong 506 \cdot m^2$ .



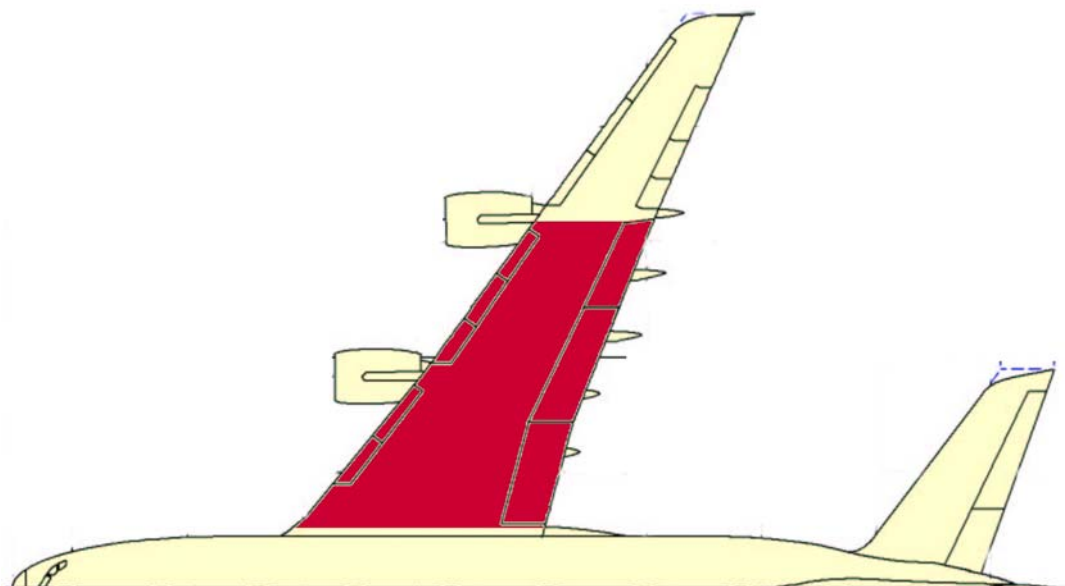


Figura 6.32 – Area della parte di semiala in cui è presente il *flap*.

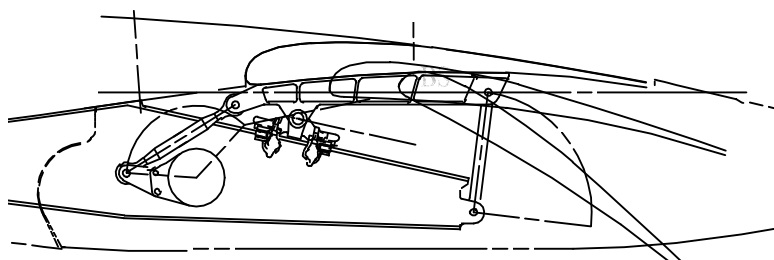


Figura 6.33 – Schema del *flap*. I *flap* sono supportati da binari che svolgono anche la funzione di carrelli di spostamento.

Complessivamente si hanno i risultati riportati in Tabella 6.11.

Tabella 6.11 – Risultati del calcolo della resistenza di profilo del sistema di ipersostentazione.

Componente	$\Delta C_{D \text{ prof}}$
slat	0.00245
flap $\delta f = 20^\circ$	0.00503
flap $\delta f = 40^\circ$	0.0161

**Calcolo della resistenza indotta del sistema di ipersostentazione.** -  $\Delta C_D^i$ 

Il coefficiente di resistenza  $\Delta C_D^i$  può essere calcolato applicando la seguente relazione

$$\Delta C_D^i = K^2 \cdot \Delta C_L \cdot \cos \Lambda_{\frac{c}{4}}$$

agli *slat* anteriori ed ai *flap* posteriori. In ciascuno dei due casi, si rende necessaria la determinazione del coefficiente K, attraverso il diagramma di Figura 6.34, nonché la valutazione dell'incremento del coefficiente di portanza generato  $\Delta C_L$ . Risultati sono riportati in Tabella 6.13.

1. *Slat* -  $\frac{b_{fi}}{b} = 0.179$        $\frac{b_{fo}}{b} = 0.943$        $K = 0.145$        $\Delta C_L = 0.325$

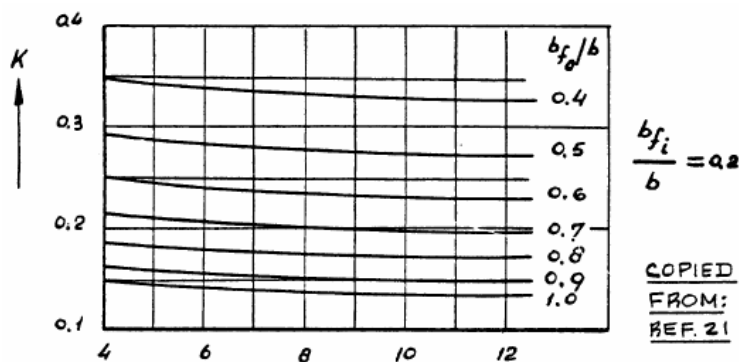


Figura 6.34 – Diagramma utile per la determinazione del fattore K dello *slat* in funzione dell'allungamento alare.

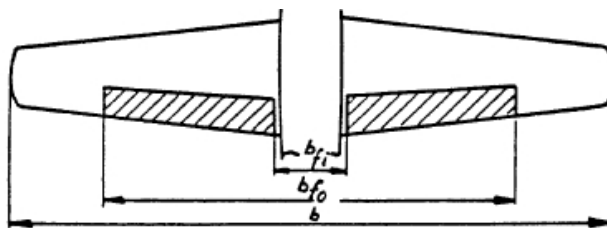


Figura 6.35 – Schema delle grandezze utilizzate.

2. *Slotted Flap* -  $\frac{b_{fi}}{b} = 0.107$        $\frac{b_{fo}}{b} = 0.636$        $K = 0.250^1$

decollo :  $\Delta C_L = 0.681$

atterraggio :  $\Delta C_L = 0.975$ ,

<sup>1</sup> Il valore di K, in questo caso, è stato determinato in prima approssimazione, sfruttando ancora una volta il grafico di Figura 6.34, sebbene esso sia valido a rigore per  $\frac{b_{fi}}{b} = 0.200$ .

### **Calcolo della resistenza di interferenza del sistema di ipersostent.** - $\Delta C_D^{int}$

Il coefficiente di resistenza  $\Delta C_D^{int}$  può essere calcolato applicando la seguente relazione

$$\Delta C_D^{int} = K_{int} \cdot \Delta C_D^{prof}$$

agli *slat* anteriori ( $K_{int} = 0.10$ ) ed ai *flap* posteriori ( $K_{int} = 0.40$ ). I risultati sono riportati in Tabella 6.13.

Tabella 6.12 - -- Risultati del calcolo della resistenza di interferenza del sistema di ipersostentazione.

Componente	$\Delta C_{D\ int}$
slat	0.000245
flap $\delta f = 20^\circ$	0.00201
flap $\delta f = 40^\circ$	0.00644

BS

### **Calcolo della resistenza del sistema di ipersostentazione** - $C_D^{flap}$

Attraverso la somma dei contributi calcolati nelle pagine precedenti, si ricava il contributo del sistema di ipersostentazione alla resistenza complessiva dell'aeroplano.

Tabella 6.13 – Risultati del calcolo del coefficiente di resistenza del sistema di ipersostentazione.

Componente	$\Delta C_{D\ int}$	$\Delta C_{D\ i}$	$\Delta C_{D\ prof}$	$C_{D\ flap}$
slat	0.000245	0.00570	0.00245	0.00840
flap $\delta f = 20^\circ$	0.00201	0.0355	0.00503	0.0425
flap $\delta f = 40^\circ$	0.00644	0.0508	0.0161	0.0733

Tabella 6.14 – Coefficiente di resistenza del sistema di ipersostentazione nelle configurazioni di decollo ed atterraggio.

Configurazione	$C_{D\ flap}$
decollo	0.0509
atterraggio	0.0817



Figura 6.36 – Slat dell'Airbus A380-800.



Figura 6.37 – Sistema di ipersostentazione dell'Airus A380-800.

- **Calcolo della resistenza di compressibilità** -  $C_D^{compr}$ .

L'incremento  $C_D^{compr}$  del coefficiente di resistenza del velivolo, dovuto alla compressibilità, può essere valutato alle diverse incidenze mediante il metodo di seguito esposto nonché suggerito nel sito della Università di Stanford.

Esso si basa sulla ipotesi secondo la quale, in condizioni di crociera, l'ala è il fattore dominante nella determinazione della resistenza di compressibilità dell'intero velivolo. Questo fatto implica che ogni altro componente abbia, nelle stesse condizioni, un valore del numero di Mach critico superiore a quello dell'ala.

In termini operativi, il primo passo consiste nel determinare il valore del numero di Mach critico dell'ala in corrispondenza dei diversi valori del coefficiente di portanza  $C_L^w$ . All'uopo si consideri il diagramma di Figura 6.38.

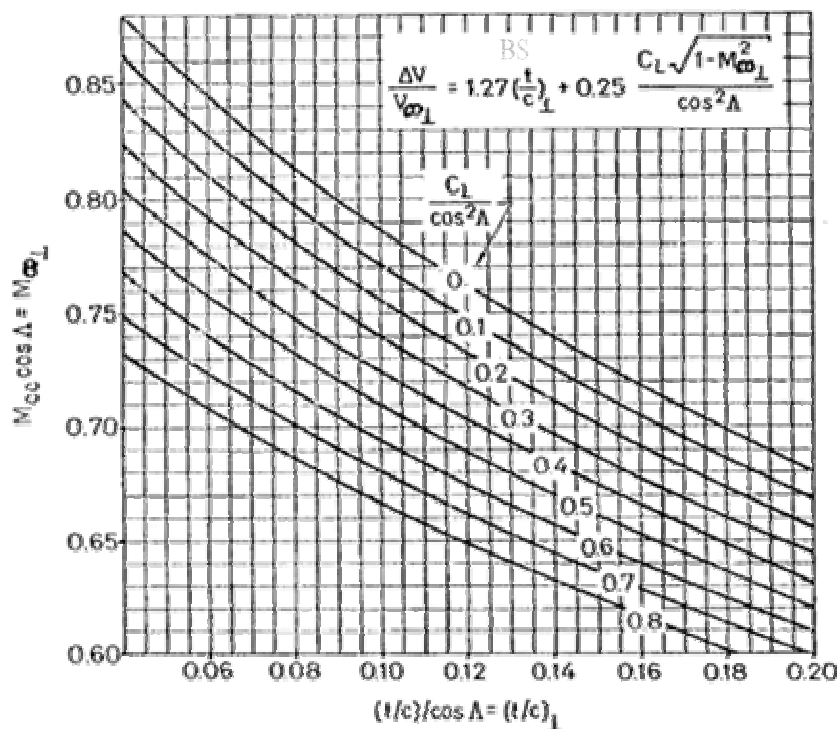


Figura 6.38 – Diagramma per la determinazione del valore del numero di Mach critico dell'ala.

Per entrare in esso occorre conoscere lo spessore massimo percentuale del profilo medio dell'ala nonché l'angolo di freccia della linea dei punti ad un quarto della corda.

Nel caso in questione si ricordi che

$$\tau_{pm} = 9.7\% \quad \Lambda_{\frac{c}{4}} = 33.5^\circ$$

Quindi si ha

$$\frac{\tau_{pm}}{\cos(\Lambda_{\frac{c}{4}})} \cong 0.116.$$

Una volta noto il valore del numero di Mach critico, si può sfruttare il diagramma di Figura 6.39 per ricavare il valore del  $C_D^{compr}$ .

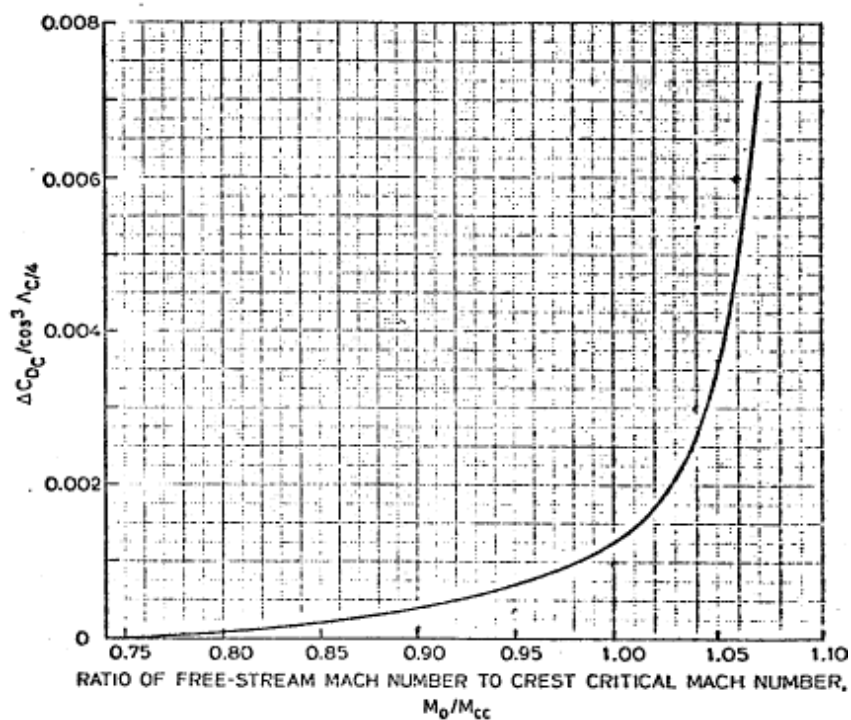


Figura 6.39 –  
Diagramma per la  
determinazione del  
 $C_D^{compr}$ .

Occorre a questo punto precisare una cosa. Nei calcoli fino ad ora effettuati, nell'ambito di questo capitolo, si è fatto riferimento alle condizioni del volo in crociera. Il calcolo della resistenza dovuta agli effetti della compressibilità del flusso, pertanto, ha senso limitatamente agli assetti di volo veloci e quindi ai piccoli assetti che coincidono con quelli tipici di crociera: infatti, come mostrato in Tabella 4.8, il valore del coefficiente di portanza dell'Airbus A380-800 in

condizioni di crociera è all'incirca uguale a 0.5. Questo è il motivo per il quale il calcolo del  $C_D^{compr}$  non viene effettuato per assetti che vanno oltre  $C_L^w \cong 0.6$ , assumendo per esso un valore uguale a zero. Di seguito si riporta la tabella con i risultati ottenuti.

$\alpha_w$ [°]	$C_{Lw}$	$C_{Lw}/\cos^2(\Lambda)$	$M_{cc}/\cos(\Lambda)$	$M_{cc}$	$M_{oo}/M_{cc}$	$C_D^{compr}/\cos^3(\Lambda)$	$C_D^{compr}$	$M_{div}$
<b>Mach = 0.80</b>								
-3	-0.018	-0.0259	0.775	0.929	0.861	0.000250	0.000145	0.960
-2.5	0.02	0.0288	0.775	0.929	0.861	0.000250	0.000145	0.960
-2	0.059	0.0848	0.756	0.907	0.882	0.000400	0.000232	0.937
-1	0.136	0.196	0.737	0.884	0.905	0.000450	0.000261	0.913
0	0.213	0.306	0.725	0.869	0.921	0.000520	0.000302	0.898
1	0.29	0.417	0.712	0.854	0.937	0.000700	0.000406	0.882
2	0.368	0.529	0.697	0.836	0.957	0.000800	0.000464	0.864
3	0.445	0.64	0.675	0.809	0.989	0.00112	0.000650	0.836
4	0.522	0.751	0.662	0.794	1.01	0.00170	0.000986	0.820
5	0.599	0.861	0.645	0.773	1.03	0.00260	0.00151	0.799
<b>5</b>								
-3	-0.018	-0.0259	0.775	0.929	0.915	0.000500	0.000290	0.960
-2.5	0.02	0.0288	0.775	0.929	0.915	0.000500	0.000290	0.960
-2	0.059	0.0848	0.756	0.907	0.938	0.000700	0.000406	0.937
-1	0.136	0.196	0.737	0.884	0.962	0.000900	0.000522	0.913
0	0.213	0.306	0.725	0.869	0.978	0.00100	0.000580	0.898
1	0.29	0.417	0.712	0.854	0.996	0.00125	0.000725	0.882
2	0.368	0.529	0.697	0.836	1.017	0.00175	0.00101	0.864
3	0.445	0.64	0.675	0.809	1.05	0.00350	0.00203	0.836
4	0.522	0.751	0.662	0.794	1.071	0.00725	0.00420	0.820
5	0.599	0.861	0.645	0.773	1.099	n.p.	n.p.	0.799
<b>Mach = 0.89</b>								
-3	-0.018	-0.0259	0.775	0.929	0.958	0.000900	0.000522	0.960
-2.5	0.02	0.0288	0.775	0.929	0.958	0.000900	0.000522	0.960
-2	0.059	0.0848	0.756	0.907	0.981	0.00110	0.000638	0.937
-1	0.136	0.196	0.737	0.884	1.01	0.00170	0.000986	0.913
0	0.213	0.306	0.725	0.869	1.02	0.00180	0.00104	0.898
1	0.29	0.417	0.712	0.854	1.04	0.00330	0.00191	0.882
2	0.368	0.529	0.697	0.836	1.06	0.00700	0.00406	0.864
3	0.445	0.64	0.675	0.809	1.10	n.p.	n.p.	n.p.
4	0.522	0.751	0.662	0.794	1.12	n.p.	n.p.	n.p.
5	0.599	0.861	0.645	0.773	1.15	n.p.	n.p.	n.p.

Tabella  
6.15 –  
Risultati del  
calcolo di  
 $C_D^{compr}$ .

### • Calcolo della resistenza complessiva e costruzione delle polari.

Il valore del coefficiente di resistenza complessivo del velivolo, al variare dell'assetto ed in condizioni di crociera, è dato dalla somma di tutti i contributi fino ad ora esaminati. I risultati di questa semplice operazione sono raccolti nelle tabelle alle pagine seguenti insieme con le curve polari risultanti.

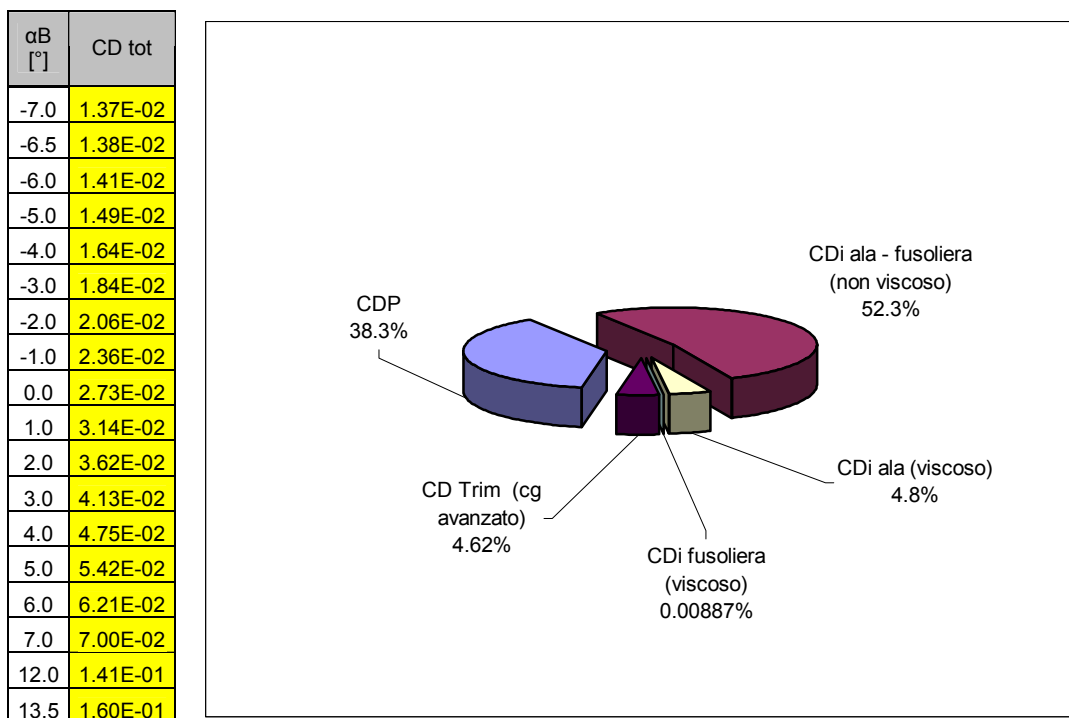




Figura 6.40 – A380-800 al primo volo.

**Mach = 0.70 – CG al 28% cma posizione massima avanzata.**Tabella 6.16 – Valori dei coefficienti di portanza e di resistenza calcolati al variare della incidenza. Il diagramma a torta mostra il *breakdown* della resistenza al CL=0.5 di crociera.

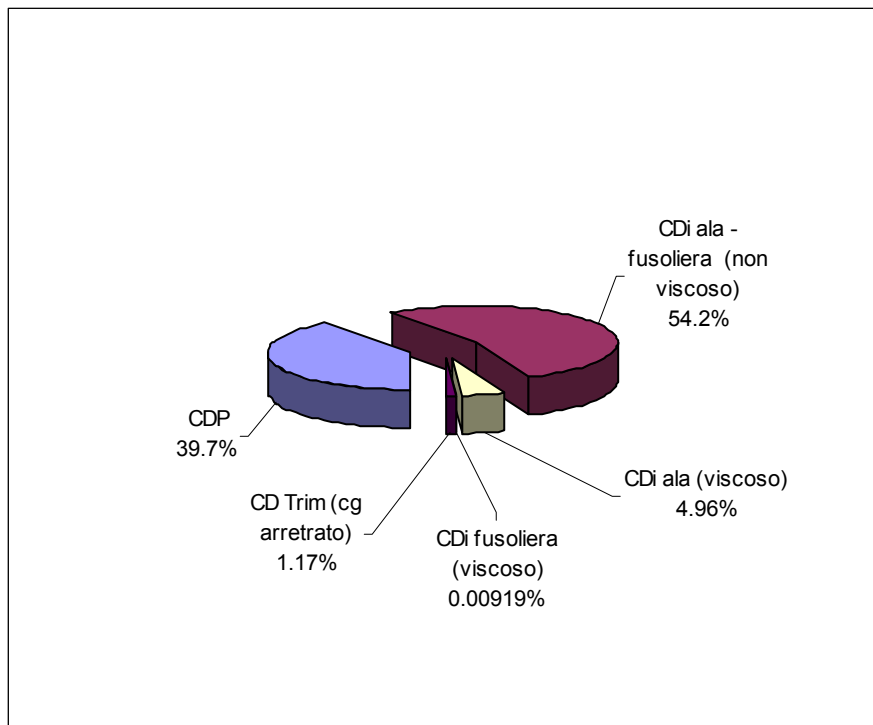
$\alpha_B$ [°]	[°]	CLw	CLh	CL	(carrello)	CDi ala - fusoliera	CDi ala (viscoso)	fusoliera	CD Trim (cg avanzato)
-7.0	-3.0	-1.80E-02	-2.74E-01	-8.98E-02	1.20E-02	1.02E-03	0.00E+00	-8.77E-04	1.51E-03
-6.5	-2.5	2.00E-02	-2.74E-01	-5.17E-02	1.20E-02	1.02E-03	0.00E+00	-7.01E-04	1.50E-03
-6.0	-2.0	5.90E-02	-2.73E-01	-1.26E-02	1.20E-02	1.12E-03	0.00E+00	-5.51E-04	1.50E-03
-5.0	-1.0	1.36E-01	-2.73E-01	6.45E-02	1.20E-02	1.73E-03	0.00E+00	-3.18E-04	1.49E-03
-4.0	0.0	2.13E-01	-2.72E-01	1.42E-01	1.20E-02	2.96E-03	1.00E-04	-1.62E-04	1.49E-03
-3.0	1.0	2.90E-01	-2.71E-01	2.19E-01	1.20E-02	4.59E-03	4.00E-04	-6.80E-05	1.48E-03
-2.0	2.0	3.68E-01	-2.71E-01	2.97E-01	1.20E-02	6.80E-03	3.00E-04	-1.99E-05	1.47E-03
-1.0	3.0	4.45E-01	-2.70E-01	3.74E-01	1.20E-02	9.50E-03	6.00E-04	-2.39E-06	1.47E-03
0.0	4.0	5.22E-01	-2.70E-01	4.51E-01	1.20E-02	1.28E-02	1.00E-03	0.00E+00	1.46E-03
1.0	5.0	5.99E-01	-2.69E-01	5.28E-01	1.20E-02	1.64E-02	1.50E-03	2.78E-06	1.45E-03
2.0	6.0	6.77E-01	-2.68E-01	6.07E-01	1.20E-02	2.07E-02	2.00E-03	2.15E-05	1.45E-03
3.0	7.0	7.54E-01	-2.68E-01	6.84E-01	1.20E-02	2.55E-02	2.30E-03	7.15E-05	1.44E-03
4.0	8.0	8.31E-01	-2.67E-01	7.61E-01	1.20E-02	3.07E-02	3.20E-03	1.68E-04	1.43E-03
5.0	9.0	9.08E-01	-2.66E-01	8.38E-01	1.20E-02	3.65E-02	3.90E-03	3.28E-04	1.43E-03
6.0	10.0	9.85E-01	-2.66E-01	9.15E-01	1.20E-02	4.28E-02	5.30E-03	5.65E-04	1.42E-03
7.0	11.0	1.06E+00	-2.65E-01	9.93E-01	1.20E-02	4.97E-02	6.00E-03	8.96E-04	1.41E-03
12.0	16.0	1.30E+00	-2.63E-01	1.23E+00	1.20E-02	7.43E-02	4.87E-02	4.49E-03	1.39E-03
13.5	17.5	1.20E+00	-2.64E-01	1.13E+00	1.20E-02	8.16E-02	5.85E-02	6.39E-03	1.40E-03



**Mach = 0.70 – CG al 43% cma posizione massima arretrata.**Tabella 6.17 – Valori dei coefficienti di portanza e di resistenza calcolati al variare della incidenza. Il diagramma a torta mostra il *breakdown* della resistenza al CL=0.5 di crociera.

$\alpha_B$ [°]	$\alpha_w$ [°]	CLw	CLh	CL	CDP	CDi ala - fusoliera (non viscoso)	CDi ala (viscoso)	CDi fusoliera (viscoso)	CD Trim (cg arretrato)
-7.0	-3.0	-1.80E-02	-2.97E-01	-9.59E-02	1.20E-02	1.02E-03	0.00E+00	-8.77E-04	1.77E-03
-6.5	-2.5	2.00E-02	-2.87E-01	-5.52E-02	1.20E-02	1.02E-03	0.00E+00	-7.01E-04	1.65E-03
-6.0	-2.0	5.90E-02	-2.76E-01	-1.35E-02	1.20E-02	1.12E-03	0.00E+00	-5.51E-04	1.54E-03
-5.0	-1.0	1.36E-01	-2.56E-01	6.89E-02	1.20E-02	1.73E-03	0.00E+00	-3.18E-04	1.32E-03
-4.0	0.0	2.13E-01	-2.36E-01	1.51E-01	1.20E-02	2.96E-03	1.00E-04	-1.62E-04	1.12E-03
-3.0	1.0	2.90E-01	-2.15E-01	2.34E-01	1.20E-02	4.59E-03	4.00E-04	-6.80E-05	9.30E-04
-2.0	2.0	3.68E-01	-1.94E-01	3.17E-01	1.20E-02	6.80E-03	3.00E-04	-1.99E-05	7.60E-04
-1.0	3.0	4.45E-01	-1.74E-01	3.99E-01	1.20E-02	9.50E-03	6.00E-04	-2.39E-06	6.08E-04
0.0	4.0	5.22E-01	-1.53E-01	4.82E-01	1.20E-02	1.28E-02	1.00E-03	0.00E+00	4.73E-04
1.0	5.0	5.99E-01	-1.33E-01	5.64E-01	1.20E-02	1.64E-02	1.50E-03	2.78E-06	3.55E-04
2.0	6.0	6.77E-01	-1.12E-01	6.48E-01	1.20E-02	2.07E-02	2.00E-03	2.15E-05	2.53E-04
3.0	7.0	7.54E-01	-9.17E-02	7.30E-01	1.20E-02	2.55E-02	2.30E-03	7.15E-05	1.69E-04
4.0	8.0	8.31E-01	-7.13E-02	8.12E-01	1.20E-02	3.07E-02	3.20E-03	1.68E-04	1.02E-04
5.0	9.0	9.08E-01	-5.08E-02	8.95E-01	1.20E-02	3.65E-02	3.90E-03	3.28E-04	5.19E-05
6.0	10.0	9.85E-01	-3.03E-02	9.77E-01	1.20E-02	4.28E-02	5.30E-03	5.65E-04	1.85E-05
7.0	11.0	1.06E+00	-9.60E-03	1.06E+00	1.20E-02	4.97E-02	6.00E-03	8.96E-04	1.85E-06
12.0	16.0	1.30E+00	5.34E-02	1.31E+00	1.20E-02	7.43E-02	4.87E-02	4.49E-03	5.74E-05
13.5	17.5	1.20E+00	2.68E-02	1.21E+00	1.20E-02	8.16E-02	5.85E-02	6.39E-03	1.45E-05

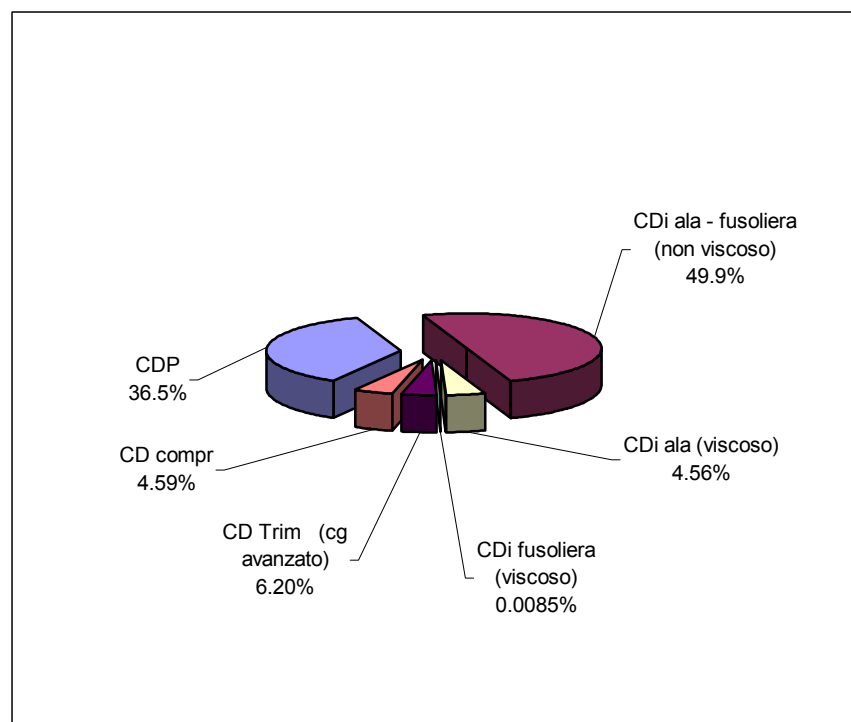
$\alpha_B$ [°]	CD tot
-7.0	1.39E-02
-6.5	1.40E-02
-6.0	1.41E-02
-5.0	1.47E-02
-4.0	1.60E-02
-3.0	1.79E-02
-2.0	1.98E-02
-1.0	2.27E-02
0.0	2.63E-02
1.0	3.03E-02
2.0	3.50E-02
3.0	4.00E-02
4.0	4.62E-02
5.0	5.28E-02
6.0	6.07E-02
7.0	6.86E-02
12.0	1.40E-01
13.5	1.59E-01



**Mach = 0.80 – CG al 28% cma posizione massima avanzata.**Tabella 6.18 – Valori dei coefficienti di portanza e di resistenza calcolati al variare della incidenza. Il diagramma a torta mostra il *breakdown* della resistenza al CL=0.5 di crociera.

$\alpha_B$ [°]	$\alpha_w$ [°]	CL <sub>w</sub>	CL <sub>h</sub>	CL	CD <sub>P</sub>	CDi ala - fusoliera (non viscoso)	CDi ala (viscoso)	CDi fusoliera (viscoso)	CD Trim (cg avanzato)	CD compr
-7.0	-3.0	-1.80E-02	-2.74E-01	-8.98E-02	1.20E-02	1.02E-03	0.00E+00	-8.77E-04	1.51E-03	1.45E-04
-6.5	-2.5	2.00E-02	-2.74E-01	-5.17E-02	1.20E-02	1.02E-03	0.00E+00	-7.01E-04	1.50E-03	1.45E-04
-6.0	-2.0	5.90E-02	-2.73E-01	-1.26E-02	1.20E-02	1.12E-03	0.00E+00	-5.51E-04	1.50E-03	2.32E-04
-5.0	-1.0	1.36E-01	-2.73E-01	6.45E-02	1.20E-02	1.73E-03	0.00E+00	-3.18E-04	1.49E-03	2.61E-04
-4.0	0.0	2.13E-01	-2.72E-01	1.42E-01	1.20E-02	2.96E-03	1.00E-04	-1.62E-04	1.49E-03	3.02E-04
-3.0	1.0	2.90E-01	-2.71E-01	2.19E-01	1.20E-02	4.59E-03	4.00E-04	-6.80E-05	1.48E-03	4.06E-04
-2.0	2.0	3.68E-01	-2.71E-01	2.97E-01	1.20E-02	6.80E-03	3.00E-04	-1.99E-05	1.47E-03	4.64E-04
-1.0	3.0	4.45E-01	-2.70E-01	3.74E-01	1.20E-02	9.50E-03	6.00E-04	-2.39E-06	1.47E-03	6.50E-04
0.0	4.0	5.22E-01	-2.70E-01	4.51E-01	1.20E-02	1.28E-02	1.00E-03	0.00E+00	1.46E-03	9.86E-04
1.0	5.0	5.99E-01	-2.69E-01	5.28E-01	1.20E-02	1.64E-02	1.50E-03	2.78E-06	1.45E-03	1.51E-03
2.0	6.0	6.77E-01	-2.68E-01	6.07E-01	1.20E-02	2.07E-02	2.00E-03	2.15E-05	1.45E-03	0.00E+00
3.0	7.0	7.54E-01	-2.68E-01	6.84E-01	1.20E-02	2.55E-02	2.30E-03	7.15E-05	1.44E-03	0.00E+00
4.0	8.0	8.31E-01	-2.67E-01	7.61E-01	1.20E-02	3.07E-02	3.20E-03	1.68E-04	1.43E-03	0.00E+00
5.0	9.0	9.08E-01	-2.66E-01	8.38E-01	1.20E-02	3.65E-02	3.90E-03	3.28E-04	1.43E-03	0.00E+00
6.0	10.0	9.85E-01	-2.66E-01	9.15E-01	1.20E-02	4.28E-02	5.30E-03	5.65E-04	1.42E-03	0.00E+00
7.0	11.0	1.06E+00	-2.65E-01	9.93E-01	1.20E-02	4.97E-02	6.00E-03	8.96E-04	1.41E-03	0.00E+00
12.0	16.0	1.30E+00	-2.63E-01	1.23E+00	1.20E-02	7.43E-02	4.87E-02	4.49E-03	1.39E-03	0.00E+00
13.5	17.5	1.20E+00	-2.64E-01	1.13E+00	1.20E-02	8.16E-02	5.85E-02	6.39E-03	1.40E-03	0.00E+00

$\alpha_B$ [°]	CD tot
-7.0	1.38E-02
-6.5	1.40E-02
-6.0	1.43E-02
-5.0	1.52E-02
-4.0	1.67E-02
-3.0	1.88E-02
-2.0	2.10E-02
-1.0	2.42E-02
0.0	2.82E-02
1.0	3.29E-02
2.0	3.62E-02
3.0	4.13E-02
4.0	4.75E-02
5.0	5.42E-02
6.0	6.21E-02
7.0	7.00E-02
12.0	1.41E-01
13.5	1.60E-01

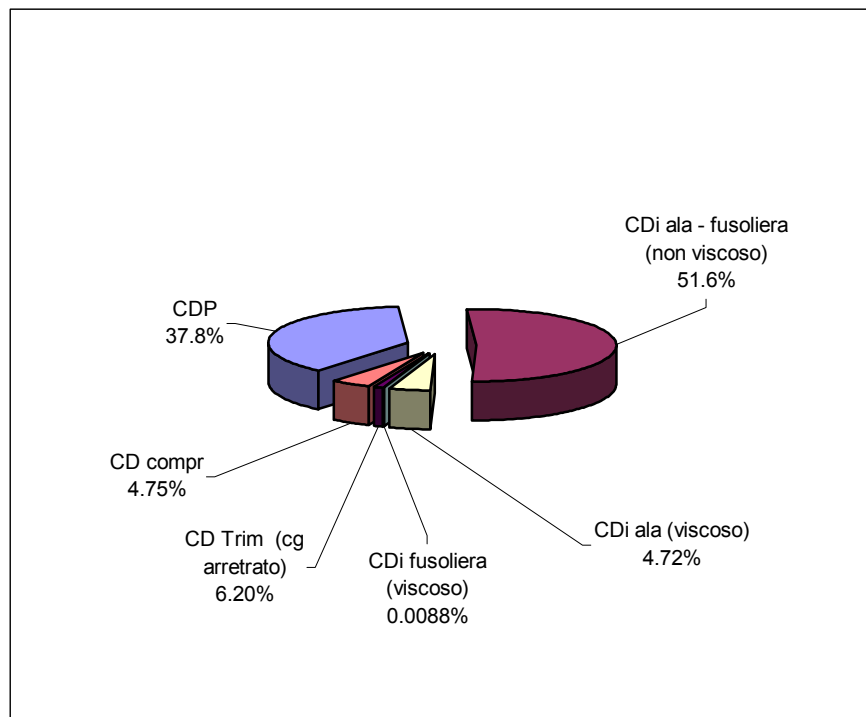


**Mach = 0.80 – CG al 43% cma posizione massima arretrata.**

Tabella 6.19 – Valori dei coefficienti di portanza e di resistenza calcolati al variare della incidenza. Il diagramma a torta mostra il *breakdown* della resistenza al CL=0.5 di crociera.

$\alpha_B$ [°]	$\alpha_w$ [°]	CL <sub>w</sub>	CL <sub>h</sub>	CL	CD <sub>P</sub>	CDi ala - fusoliera (non viscoso)	CDi ala (viscoso)	CDi fusoliera (viscoso)	CD Trim (cg arretrato)	CD compr
-7.0	-3.0	-1.80E-02	-2.97E-01	-9.59E-02	1.20E-02	1.02E-03	0.00E+00	-8.77E-04	1.77E-03	1.45E-04
-6.5	-2.5	2.00E-02	-2.87E-01	-5.52E-02	1.20E-02	1.02E-03	0.00E+00	-7.01E-04	1.65E-03	1.45E-04
-6.0	-2.0	5.90E-02	-2.76E-01	-1.35E-02	1.20E-02	1.12E-03	0.00E+00	-5.51E-04	1.54E-03	2.32E-04
-5.0	-1.0	1.36E-01	-2.56E-01	6.89E-02	1.20E-02	1.73E-03	0.00E+00	-3.18E-04	1.32E-03	2.61E-04
-4.0	0.0	2.13E-01	-2.36E-01	1.51E-01	1.20E-02	2.96E-03	1.00E-04	-1.62E-04	1.12E-03	3.02E-04
-3.0	1.0	2.90E-01	-2.15E-01	2.34E-01	1.20E-02	4.59E-03	4.00E-04	-6.80E-05	9.30E-04	4.06E-04
-2.0	2.0	3.68E-01	-1.94E-01	3.17E-01	1.20E-02	6.80E-03	3.00E-04	-1.99E-05	7.60E-04	4.64E-04
-1.0	3.0	4.45E-01	-1.74E-01	3.99E-01	1.20E-02	9.50E-03	6.00E-04	-2.39E-06	6.08E-04	6.50E-04
0.0	4.0	5.22E-01	-1.53E-01	4.82E-01	1.20E-02	1.28E-02	1.00E-03	0.00E+00	4.73E-04	9.86E-04
1.0	5.0	5.99E-01	-1.33E-01	5.64E-01	1.20E-02	1.64E-02	1.50E-03	2.78E-06	3.55E-04	1.51E-03
2.0	6.0	6.77E-01	-1.12E-01	6.48E-01	1.20E-02	2.07E-02	2.00E-03	2.15E-05	2.53E-04	0.00E+00
3.0	7.0	7.54E-01	-9.17E-02	7.30E-01	1.20E-02	2.55E-02	2.30E-03	7.15E-05	1.69E-04	0.00E+00
4.0	8.0	8.31E-01	-7.13E-02	8.12E-01	1.20E-02	3.07E-02	3.20E-03	1.68E-04	1.02E-04	0.00E+00
5.0	9.0	9.08E-01	-5.08E-02	8.95E-01	1.20E-02	3.65E-02	3.90E-03	3.28E-04	5.19E-05	0.00E+00
6.0	10.0	9.85E-01	-3.03E-02	9.77E-01	1.20E-02	4.28E-02	5.30E-03	5.65E-04	1.85E-05	0.00E+00
7.0	11.0	1.06E+00	-9.60E-03	1.06E+00	1.20E-02	4.97E-02	6.00E-03	8.96E-04	1.85E-06	0.00E+00
12.0	16.0	1.30E+00	5.34E-02	1.31E+00	1.20E-02	7.43E-02	4.87E-02	4.49E-03	5.74E-05	0.00E+00
13.5	17.5	1.20E+00	2.68E-02	1.21E+00	1.20E-02	8.16E-02	5.85E-02	6.39E-03	1.45E-05	0.00E+00

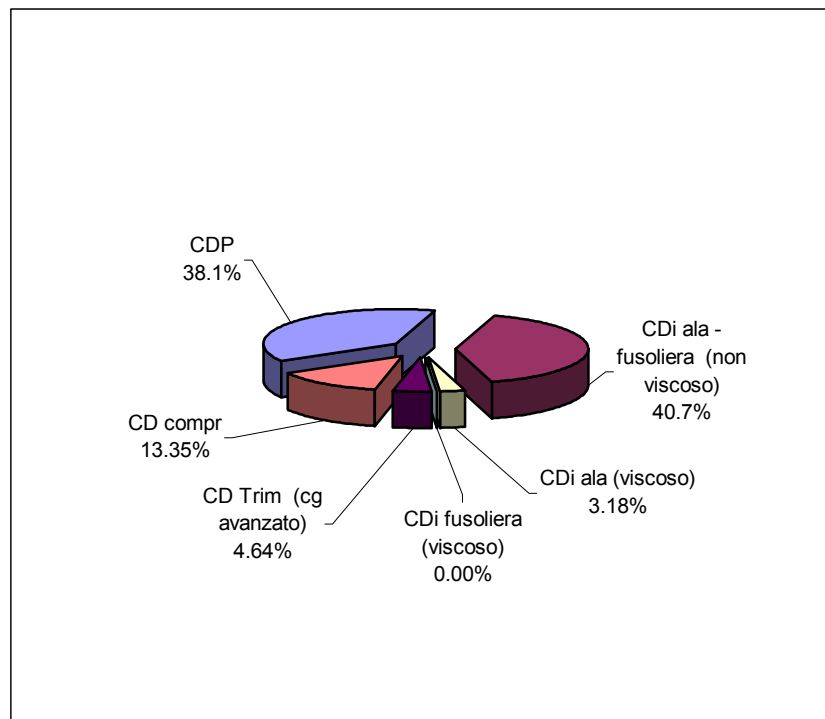
$\alpha_B$ [°]	CD tot
-7.0	1.41E-02
-6.5	1.41E-02
-6.0	1.43E-02
-5.0	1.50E-02
-4.0	1.63E-02
-3.0	1.83E-02
-2.0	2.03E-02
-1.0	2.34E-02
0.0	2.73E-02
1.0	3.18E-02
2.0	3.50E-02
3.0	4.00E-02
4.0	4.62E-02
5.0	5.28E-02
6.0	6.07E-02
7.0	6.86E-02
12.0	1.40E-01
13.5	1.59E-01



**Mach = 0.85 – CG al 28% cma posizione massima avanzata.**Tabella 6.20 – Valori dei coefficienti di portanza e di resistenza calcolati al variare della incidenza. Il diagramma a torta mostra il *breakdown* della resistenza al CL=0.4.

$\alpha_B$ [°]	$\alpha_w$ [°]	CL <sub>w</sub>	CL <sub>h</sub>	CL	CD <sub>p</sub>	CDi ala - fusoliera (non viscoso)	CDi ala (viscoso)	CDi fusoliera (viscoso)	CD Trim (cg avanzato)	CD compr
-7.0	-3.0	-1.80E-02	-2.74E-01	-8.98E-02	1.20E-02	1.02E-03	0.00E+00	-8.77E-04	1.51E-03	2.90E-04
-6.5	-2.5	2.00E-02	-2.74E-01	-5.17E-02	1.20E-02	1.02E-03	0.00E+00	-7.01E-04	1.50E-03	2.90E-04
-6.0	-2.0	5.90E-02	-2.73E-01	-1.26E-02	1.20E-02	1.12E-03	0.00E+00	-5.51E-04	1.50E-03	4.06E-04
-5.0	-1.0	1.36E-01	-2.73E-01	6.45E-02	1.20E-02	1.73E-03	0.00E+00	-3.18E-04	1.49E-03	5.22E-04
-4.0	0.0	2.13E-01	-2.72E-01	1.42E-01	1.20E-02	2.96E-03	1.00E-04	-1.62E-04	1.49E-03	5.80E-04
-3.0	1.0	2.90E-01	-2.71E-01	2.19E-01	1.20E-02	4.59E-03	4.00E-04	-6.80E-05	1.48E-03	7.25E-04
-2.0	2.0	3.68E-01	-2.71E-01	2.97E-01	1.20E-02	6.80E-03	3.00E-04	-1.99E-05	1.47E-03	1.01E-03
-1.0	3.0	4.45E-01	-2.70E-01	3.74E-01	1.20E-02	9.50E-03	6.00E-04	-2.39E-06	1.47E-03	2.03E-03
0.0	4.0	5.22E-01	-2.70E-01	4.51E-01	1.20E-02	1.28E-02	1.00E-03	0.00E+00	1.46E-03	4.20E-03
1.0	5.0	5.99E-01	-2.69E-01	5.28E-01	1.20E-02	1.64E-02	1.50E-03	2.78E-06	1.45E-03	0.00E+00
2.0	6.0	6.77E-01	-2.68E-01	6.07E-01	1.20E-02	2.07E-02	2.00E-03	2.15E-05	1.45E-03	0.00E+00
3.0	7.0	7.54E-01	-2.68E-01	6.84E-01	1.20E-02	2.55E-02	2.30E-03	7.15E-05	1.44E-03	0.00E+00
4.0	8.0	8.31E-01	-2.67E-01	7.61E-01	1.20E-02	3.07E-02	3.20E-03	1.68E-04	1.43E-03	0.00E+00
5.0	9.0	9.08E-01	-2.66E-01	8.38E-01	1.20E-02	3.65E-02	3.90E-03	3.28E-04	1.43E-03	0.00E+00
6.0	10.0	9.85E-01	-2.66E-01	9.15E-01	1.20E-02	4.28E-02	5.30E-03	5.65E-04	1.42E-03	0.00E+00
7.0	11.0	1.06E+00	-2.65E-01	9.93E-01	1.20E-02	4.97E-02	6.00E-03	8.96E-04	1.41E-03	0.00E+00
12.0	16.0	1.30E+00	-2.63E-01	1.23E+00	1.20E-02	7.43E-02	4.87E-02	4.49E-03	1.39E-03	0.00E+00
13.5	17.5	1.20E+00	-2.64E-01	1.13E+00	1.20E-02	8.16E-02	5.85E-02	6.39E-03	1.40E-03	0.00E+00

$\alpha_B$ [°]	CD tot
-7.0	1.39E-02
-6.5	1.41E-02
-6.0	1.45E-02
-5.0	1.54E-02
-4.0	1.70E-02
-3.0	1.91E-02
-2.0	2.16E-02
-1.0	2.56E-02
0.0	3.15E-02
1.0	3.14E-02
2.0	3.62E-02
3.0	4.13E-02
4.0	4.75E-02
5.0	5.42E-02
6.0	6.21E-02
7.0	7.00E-02
12.0	1.41E-01
13.5	1.60E-01

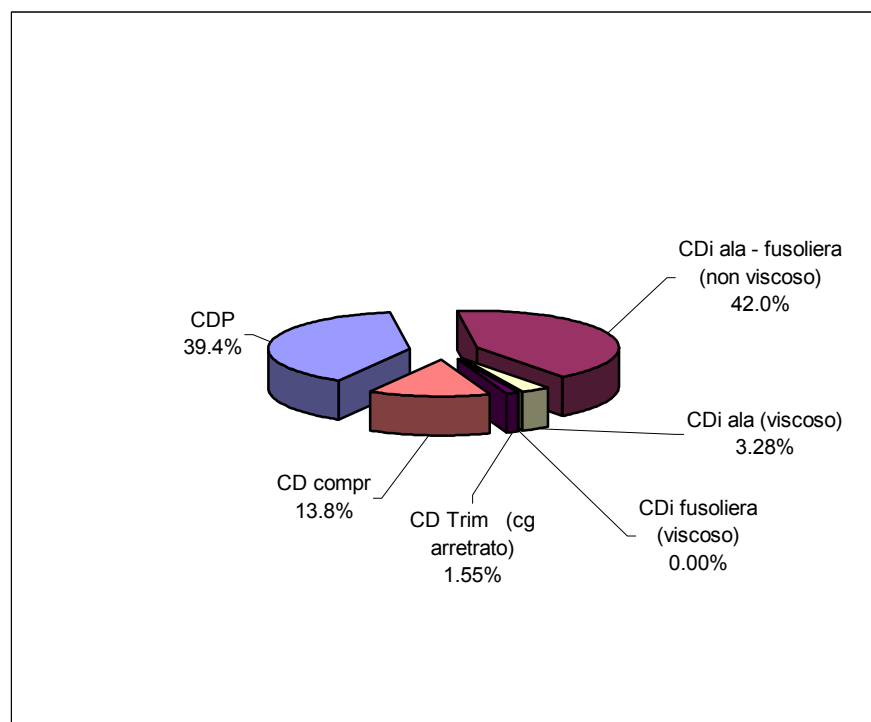


**Mach = 0.85 – CG al 43% cma posizione massima arretrata.**

Tabella 6.21 – Valori dei coefficienti di portanza e di resistenza calcolati al variare della incidenza. Il diagramma a torta mostra il *breakdown* della resistenza al CL=0.4.

$\alpha_B$ [°]	$\alpha_w$ [°]	CL <sub>w</sub>	CL <sub>h</sub>	CL	CD <sub>P</sub>	CDi ala - fusoliera (non viscoso)	CDi ala (viscoso)	CDi fusoliera (viscoso)	CD Trim (cg arretrato)	CD compr
-7.0	-3.0	-1.80E-02	-2.97E-01	-9.59E-02	1.20E-02	1.02E-03	0.00E+00	-8.77E-04	1.77E-03	2.90E-04
-6.5	-2.5	2.00E-02	-2.87E-01	-5.52E-02	1.20E-02	1.02E-03	0.00E+00	-7.01E-04	1.65E-03	2.90E-04
-6.0	-2.0	5.90E-02	-2.76E-01	-1.35E-02	1.20E-02	1.12E-03	0.00E+00	-5.51E-04	1.54E-03	4.06E-04
-5.0	-1.0	1.36E-01	-2.56E-01	6.89E-02	1.20E-02	1.73E-03	0.00E+00	-3.18E-04	1.32E-03	5.22E-04
-4.0	0.0	2.13E-01	-2.36E-01	1.51E-01	1.20E-02	2.96E-03	1.00E-04	-1.62E-04	1.12E-03	5.80E-04
-3.0	1.0	2.90E-01	-2.15E-01	2.34E-01	1.20E-02	4.59E-03	4.00E-04	-6.80E-05	9.30E-04	7.25E-04
-2.0	2.0	3.68E-01	-1.94E-01	3.17E-01	1.20E-02	6.80E-03	3.00E-04	-1.99E-05	7.60E-04	1.01E-03
-1.0	3.0	4.45E-01	-1.74E-01	3.99E-01	1.20E-02	9.50E-03	6.00E-04	-2.39E-06	6.08E-04	2.03E-03
0.0	4.0	5.22E-01	-1.53E-01	4.82E-01	1.20E-02	1.28E-02	1.00E-03	0.00E+00	4.73E-04	4.20E-03
1.0	5.0	5.99E-01	-1.33E-01	5.64E-01	1.20E-02	1.64E-02	1.50E-03	2.78E-06	3.55E-04	0.00E+00
2.0	6.0	6.77E-01	-1.12E-01	6.48E-01	1.20E-02	2.07E-02	2.00E-03	2.15E-05	2.53E-04	0.00E+00
3.0	7.0	7.54E-01	-9.17E-02	7.30E-01	1.20E-02	2.55E-02	2.30E-03	7.15E-05	1.69E-04	0.00E+00
4.0	8.0	8.31E-01	-7.13E-02	8.12E-01	1.20E-02	3.07E-02	3.20E-03	1.68E-04	1.02E-04	0.00E+00
5.0	9.0	9.08E-01	-5.08E-02	8.95E-01	1.20E-02	3.65E-02	3.90E-03	3.28E-04	5.19E-05	0.00E+00
6.0	10.0	9.85E-01	-3.03E-02	9.77E-01	1.20E-02	4.28E-02	5.30E-03	5.65E-04	1.85E-05	0.00E+00
7.0	11.0	1.06E+00	-9.60E-03	1.06E+00	1.20E-02	4.97E-02	6.00E-03	8.96E-04	1.85E-06	0.00E+00
12.0	16.0	1.30E+00	5.34E-02	1.31E+00	1.20E-02	7.43E-02	4.87E-02	4.49E-03	5.74E-05	0.00E+00
13.5	17.5	1.20E+00	2.68E-02	1.21E+00	1.20E-02	8.16E-02	5.85E-02	6.39E-03	1.45E-05	0.00E+00

$\alpha_B$ [°]	CD tot
-7.0	1.42E-02
-6.5	1.43E-02
-6.0	1.45E-02
-5.0	1.53E-02
-4.0	1.66E-02
-3.0	1.86E-02
-2.0	2.08E-02
-1.0	2.47E-02
0.0	3.05E-02
1.0	3.03E-02
2.0	3.50E-02
3.0	4.00E-02
4.0	4.62E-02
5.0	5.28E-02
6.0	6.07E-02
7.0	6.86E-02
12.0	1.40E-01
13.5	1.59E-01

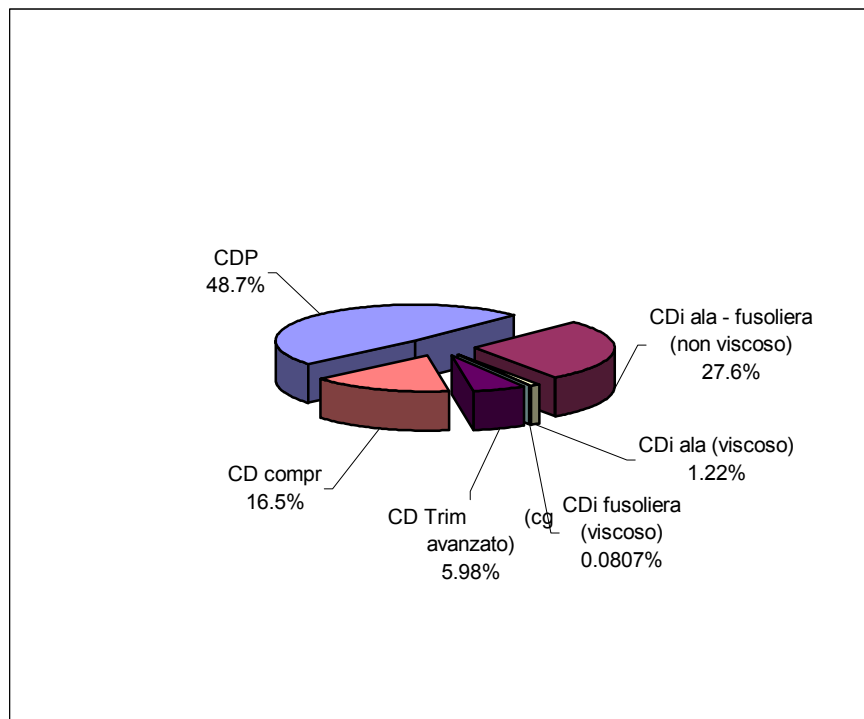




**Mach = 0.89 – CG al 28% cma posizione massima avanzata.**Tabella 6.22 – Valori dei coefficienti di portanza e di resistenza calcolati al variare della incidenza. Il diagramma a torta mostra il *brakdown* della resistenza al CL=0.3.

$\alpha_B$ [°]	$\alpha_w$ [°]	CL <sub>w</sub>	CL <sub>h</sub>	CL	CD <sub>P</sub>	CDi ala - fusoliera (non viscoso)	CDi ala (viscoso)	CDi fusoliera (viscoso)	CD Trim (cg avanzato)	CD compr
-7.0	-3.0	-1.80E-02	-2.74E-01	-8.98E-02	1.20E-02	1.02E-03	0.00E+00	-8.77E-04	1.51E-03	5.22E-04
-6.5	-2.5	2.00E-02	-2.74E-01	-5.17E-02	1.20E-02	1.02E-03	0.00E+00	-7.01E-04	1.50E-03	5.22E-04
-6.0	-2.0	5.90E-02	-2.73E-01	-1.26E-02	1.20E-02	1.12E-03	0.00E+00	-5.51E-04	1.50E-03	6.38E-04
-5.0	-1.0	1.36E-01	-2.73E-01	6.45E-02	1.20E-02	1.73E-03	0.00E+00	-3.18E-04	1.49E-03	9.86E-04
-4.0	0.0	2.13E-01	-2.72E-01	1.42E-01	1.20E-02	2.96E-03	1.00E-04	-1.62E-04	1.49E-03	1.04E-03
-3.0	1.0	2.90E-01	-2.71E-01	2.19E-01	1.20E-02	4.59E-03	4.00E-04	-6.80E-05	1.48E-03	1.91E-03
-2.0	2.0	3.68E-01	-2.71E-01	2.97E-01	1.20E-02	6.80E-03	3.00E-04	-1.99E-05	1.47E-03	4.06E-03
-1.0	3.0	4.45E-01	-2.70E-01	3.74E-01	1.20E-02	9.50E-03	6.00E-04	-2.39E-06	1.47E-03	0.00E+00
0.0	4.0	5.22E-01	-2.70E-01	4.51E-01	1.20E-02	1.28E-02	1.00E-03	0.00E+00	1.46E-03	0.00E+00
1.0	5.0	5.99E-01	-2.69E-01	5.28E-01	1.20E-02	1.64E-02	1.50E-03	2.78E-06	1.45E-03	0.00E+00
2.0	6.0	6.77E-01	-2.68E-01	6.07E-01	1.20E-02	2.07E-02	2.00E-03	2.15E-05	1.45E-03	0.00E+00
3.0	7.0	7.54E-01	-2.68E-01	6.84E-01	1.20E-02	2.55E-02	2.30E-03	7.15E-05	1.44E-03	0.00E+00
4.0	8.0	8.31E-01	-2.67E-01	7.61E-01	1.20E-02	3.07E-02	3.20E-03	1.68E-04	1.43E-03	0.00E+00
5.0	9.0	9.08E-01	-2.66E-01	8.38E-01	1.20E-02	3.65E-02	3.90E-03	3.28E-04	1.43E-03	0.00E+00
6.0	10.0	9.85E-01	-2.66E-01	9.15E-01	1.20E-02	4.28E-02	5.30E-03	5.65E-04	1.42E-03	0.00E+00
7.0	11.0	1.06E+00	-2.65E-01	9.93E-01	1.20E-02	4.97E-02	6.00E-03	8.96E-04	1.41E-03	0.00E+00
12.0	16.0	1.30E+00	-2.63E-01	1.23E+00	1.20E-02	7.43E-02	4.87E-02	4.49E-03	1.39E-03	0.00E+00
13.5	17.5	1.20E+00	-2.64E-01	1.13E+00	1.20E-02	8.16E-02	5.85E-02	6.39E-03	1.40E-03	0.00E+00

$\alpha_B$ [°]	CD tot
-7.0	1.42E-02
-6.5	1.43E-02
-6.0	1.47E-02
-5.0	1.59E-02
-4.0	1.74E-02
-3.0	2.03E-02
-2.0	2.46E-02
-1.0	2.36E-02
0.0	2.73E-02
1.0	3.14E-02
2.0	3.62E-02
3.0	4.13E-02
4.0	4.75E-02
5.0	5.42E-02
6.0	6.21E-02
7.0	7.00E-02
12.0	1.41E-01
13.5	1.60E-01

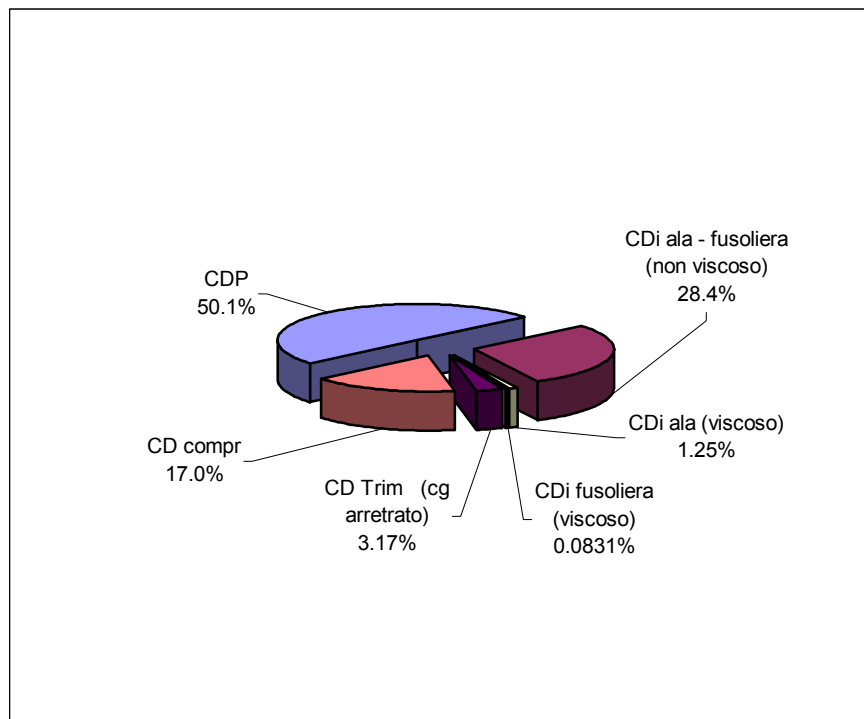


**Mach = 0.89 – CG al 43% cma posizione massima arretrata.**

Tabella 6.23 – Valori dei coefficienti di portanza e di resistenza calcolati al variare della incidenza. Il diagramma a torta mostra il *brakdown* della resistenza al CL=0.3.

$\alpha_B$ [°]	$\alpha_w$ [°]	CL <sub>w</sub>	CL <sub>h</sub>	CL	CD <sub>P</sub>	CDi ala - fusoliera (non viscoso)	CDi ala (viscoso)	CDi fusoliera (viscoso)	CD Trim (cg arretrato)	CD compr
-7.0	-3.0	-1.80E-02	-2.97E-01	-9.59E-02	1.20E-02	1.02E-03	0.00E+00	-8.77E-04	1.77E-03	5.22E-04
-6.5	-2.5	2.00E-02	-2.87E-01	-5.52E-02	1.20E-02	1.02E-03	0.00E+00	-7.01E-04	1.65E-03	5.22E-04
-6.0	-2.0	5.90E-02	-2.76E-01	-1.35E-02	1.20E-02	1.12E-03	0.00E+00	-5.51E-04	1.54E-03	6.38E-04
-5.0	-1.0	1.36E-01	-2.56E-01	6.89E-02	1.20E-02	1.73E-03	0.00E+00	-3.18E-04	1.32E-03	9.86E-04
-4.0	0.0	2.13E-01	-2.36E-01	1.51E-01	1.20E-02	2.96E-03	1.00E-04	-1.62E-04	1.12E-03	1.04E-03
-3.0	1.0	2.90E-01	-2.15E-01	2.34E-01	1.20E-02	4.59E-03	4.00E-04	-6.80E-05	9.30E-04	1.91E-03
-2.0	2.0	3.68E-01	-1.94E-01	3.17E-01	1.20E-02	6.80E-03	3.00E-04	-1.99E-05	7.60E-04	4.06E-03
-1.0	3.0	4.45E-01	-1.74E-01	3.99E-01	1.20E-02	9.50E-03	6.00E-04	-2.39E-06	6.08E-04	0.00E+00
0.0	4.0	5.22E-01	-1.53E-01	4.82E-01	1.20E-02	1.28E-02	1.00E-03	0.00E+00	4.73E-04	0.00E+00
1.0	5.0	5.99E-01	-1.33E-01	5.64E-01	1.20E-02	1.64E-02	1.50E-03	2.78E-06	3.55E-04	0.00E+00
2.0	6.0	6.77E-01	-1.12E-01	6.48E-01	1.20E-02	2.07E-02	2.00E-03	2.15E-05	2.53E-04	0.00E+00
3.0	7.0	7.54E-01	-9.17E-02	7.30E-01	1.20E-02	2.55E-02	2.30E-03	7.15E-05	1.69E-04	0.00E+00
4.0	8.0	8.31E-01	-7.13E-02	8.12E-01	1.20E-02	3.07E-02	3.20E-03	1.68E-04	1.02E-04	0.00E+00
5.0	9.0	9.08E-01	-5.08E-02	8.95E-01	1.20E-02	3.65E-02	3.90E-03	3.28E-04	5.19E-05	0.00E+00
6.0	10.0	9.85E-01	-3.03E-02	9.77E-01	1.20E-02	4.28E-02	5.30E-03	5.65E-04	1.85E-05	0.00E+00
7.0	11.0	1.06E+00	-9.60E-03	1.06E+00	1.20E-02	4.97E-02	6.00E-03	8.96E-04	1.85E-06	0.00E+00
12.0	16.0	1.30E+00	5.34E-02	1.31E+00	1.20E-02	7.43E-02	4.87E-02	4.49E-03	5.74E-05	0.00E+00
13.5	17.5	1.20E+00	2.68E-02	1.21E+00	1.20E-02	8.16E-02	5.85E-02	6.39E-03	1.45E-05	0.00E+00

$\alpha_B$ [°]	CD tot
-7.0	1.44E-02
-6.5	1.45E-02
-6.0	1.47E-02
-5.0	1.57E-02
-4.0	1.71E-02
-3.0	1.98E-02
-2.0	2.39E-02
-1.0	2.27E-02
0.0	2.63E-02
1.0	3.03E-02
2.0	3.50E-02
3.0	4.00E-02
4.0	4.62E-02
5.0	5.28E-02
6.0	6.07E-02
7.0	6.86E-02
12.0	1.40E-01
13.5	1.59E-01



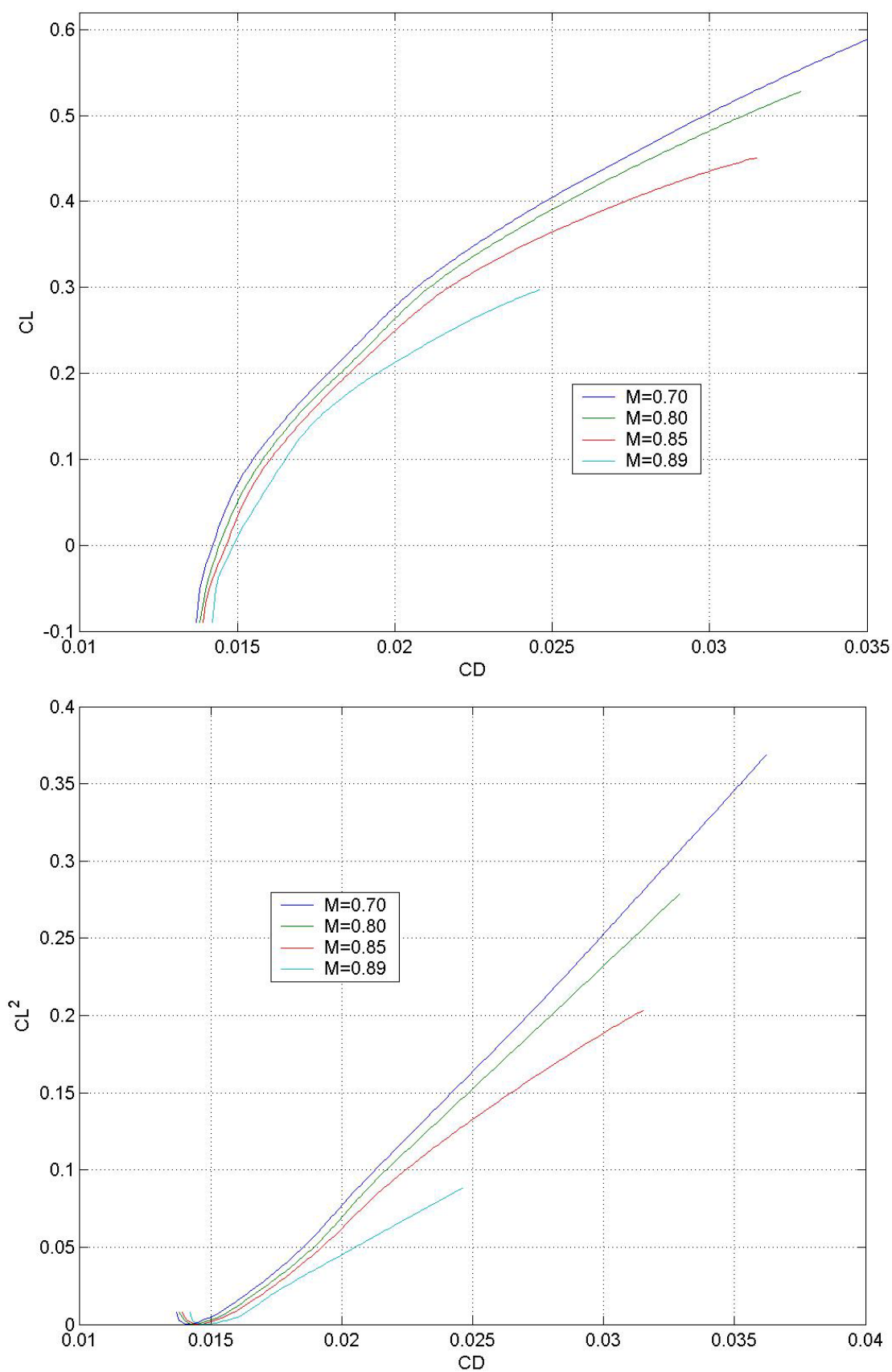


Figura 6.41 – Curve polari dell'Airbus A380-800 in configurazione di crociera (C.G. massimo avanzato).

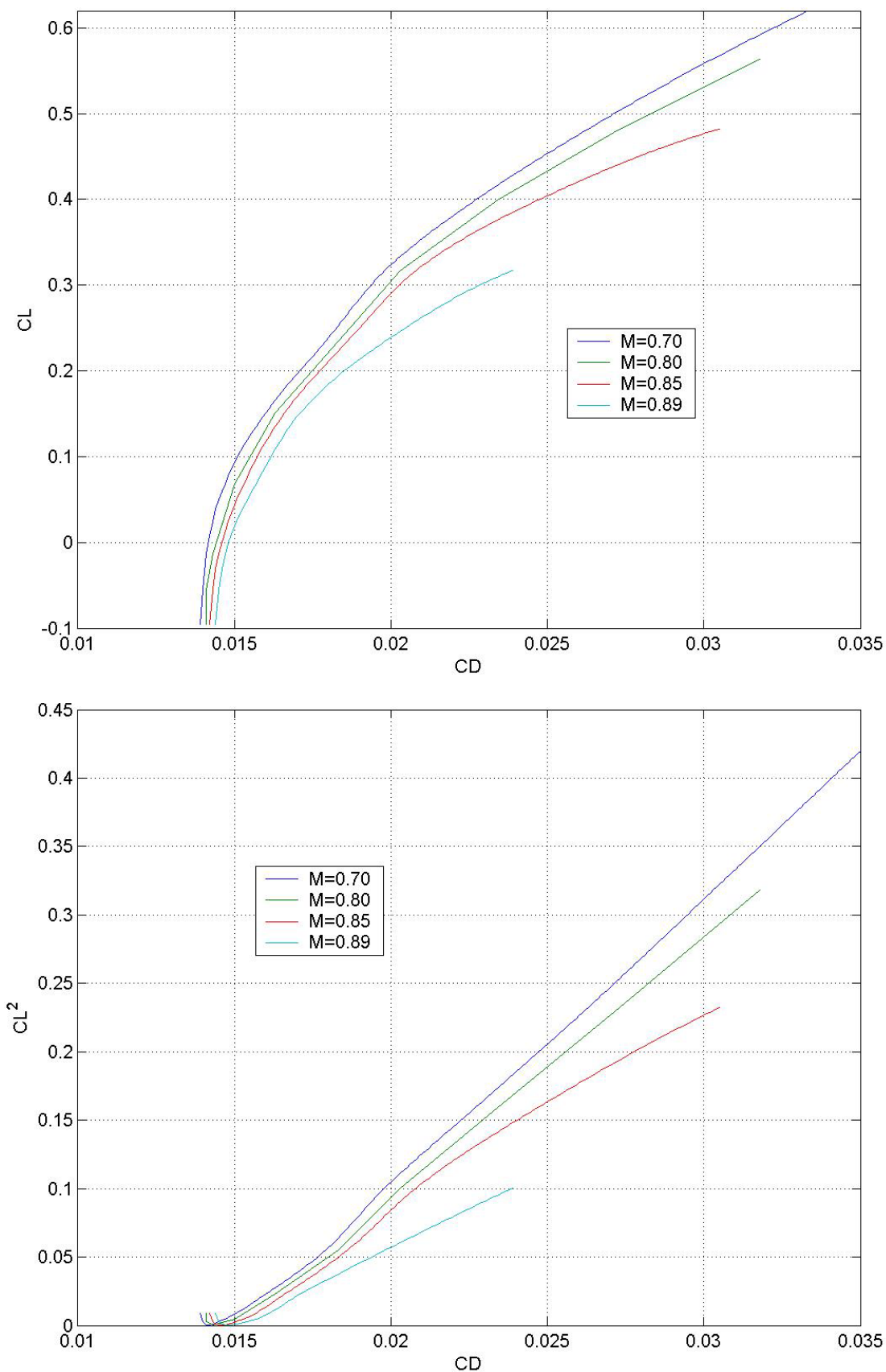


Figura 6.42 – Curve polari dell'Airbus A380-800 in configurazione di crociera (C.G. massimo arretrato).

Dalla rappresentazione grafica riportata alle pagine precedenti, è immediato ricavare, per ciascuna polare, i valori dei parametri  $e$  e  $C_{D0}$  che compaiono nella espressione analitica della polare parabolica

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e}.$$

I risultati di tale ricerca vengono presentati nella Tabella 6.24 insieme con le espressioni analitiche delle polari teoriche, alle quali si farà riferimento d'ora in avanti per il calcolo delle prestazioni del velivolo in esame. Gli andamenti grafici delle polari descritte vengono riportati in Figura 6.45, mentre in Figura 6.46 sono proposti i diagrammi della efficienza aerodinamica  $E$  in funzione del coefficiente di portanza complessivo per diversi valori del numero di Mach.

BS

Tabella 6.24 – Espressioni delle polari teoriche nelle diverse condizioni di crociera analizzate.

Xcg % c.m.a.	Mach	$C_{D0}$	$e$	Equazione della polare
28	0.70	0.0141	0.764	$CD = 0.0141 + 0.0549 CL^2$
28	0.80	0.0143	0.636	$CD = 0.0143 + 0.0659 CL^2$
28	0.85	0.0145	0.474	$CD = 0.0145 + 0.0884 CL^2$
28	0.89	0.0147	0.411	$CD = 0.0147 + 0.102 CL^2$
43	0.70	0.0141	0.924	$CD = 0.0141 + 0.0454 CL^2$
43	0.80	0.0143	0.763	$CD = 0.0143 + 0.0550 CL^2$
43	0.85	0.0145	0.572	$CD = 0.0145 + 0.0733 CL^2$
43	0.89	0.0147	0.478	$CD = 0.0147 + 0.0878 CL^2$



Figura 6.43 – Airbus A380-800 in costruzione presso gli stabilimenti di Blagnac (Tolosa).

BS



Figura 6.44 – Airbus A380-800: particolare della parte anteriore della fusoliera.



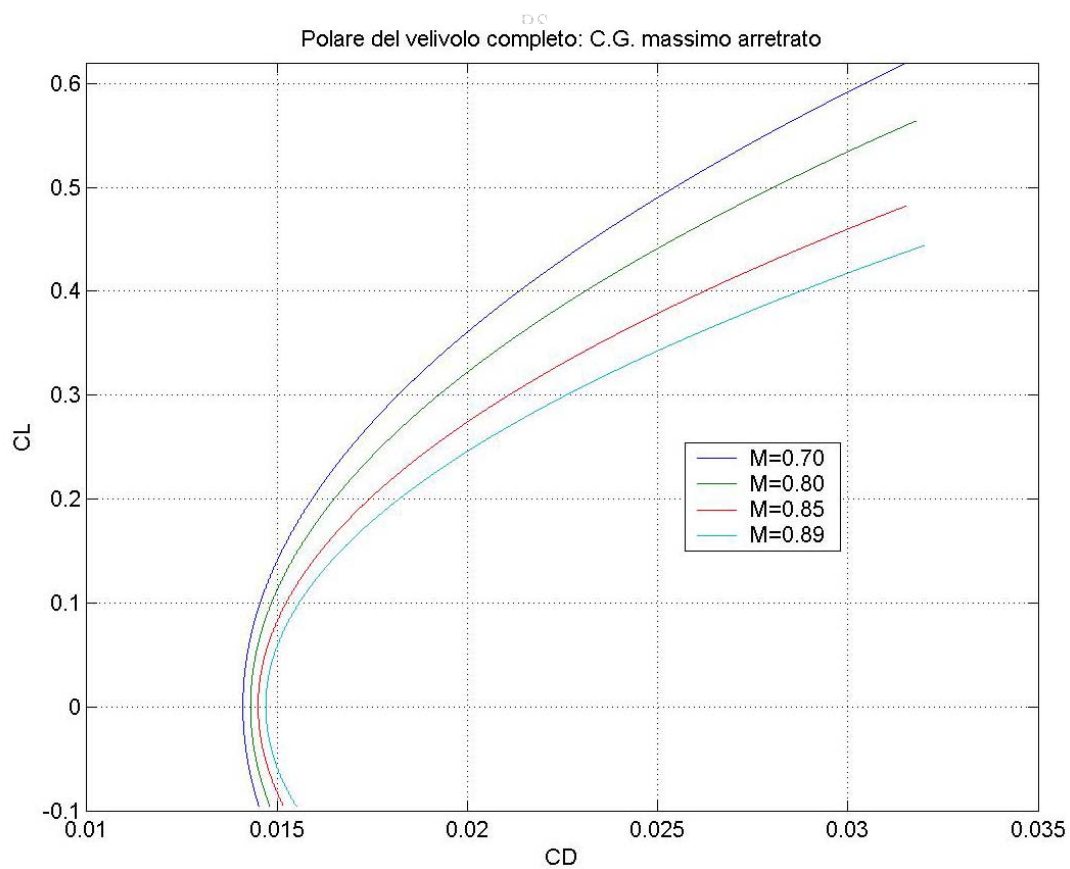
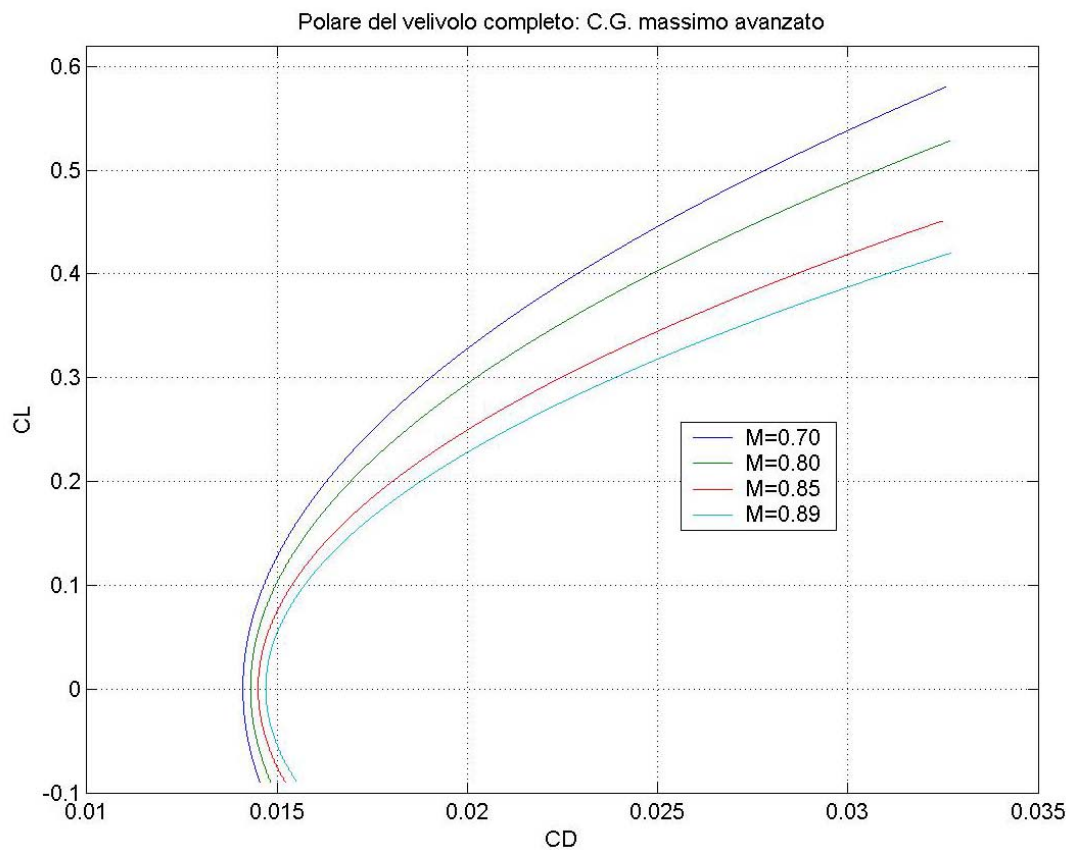
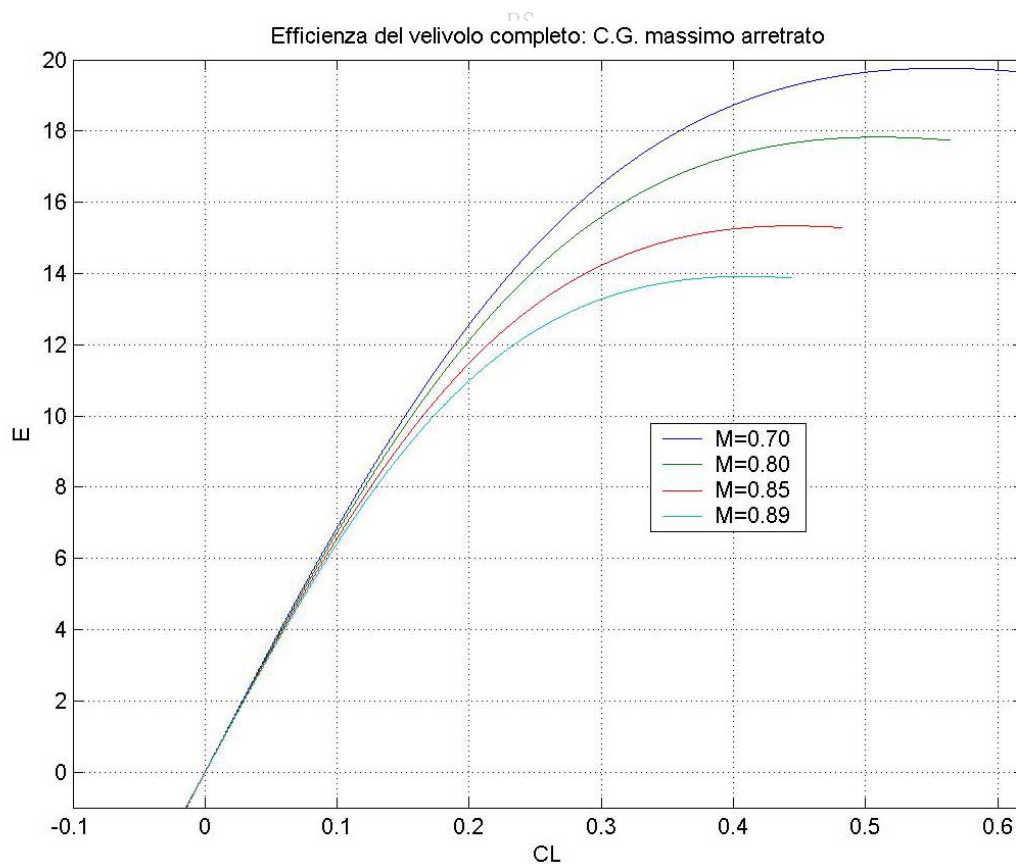
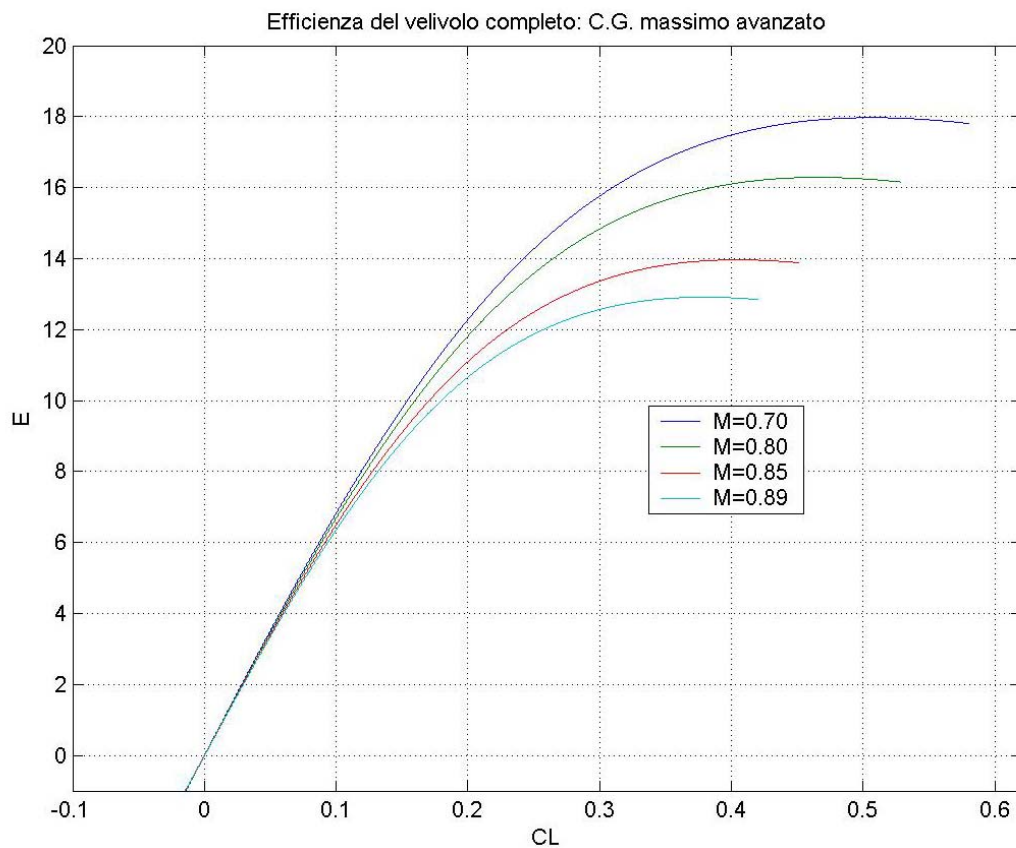


Figura 6.45 – Curve polari teoriche dell'Airbus A380-800 in configurazione di crociera.



Figura 6.46 – Curve della efficienza aerodinamica  $E$  in funzione del  $CL$  in configurazione di crociera.

## Capitolo 7. Impianto propulsivo.

---

L'impianto propulsivo dell'Airbus A380-800 è costituito da quattro motori turbofan, di fabbricazione Rolls-Royce o General Electric/Pratt & Whitney Engine Alliance, ognuno dei quali può fornire una spinta massima<sup>1</sup> di ben 70.000 libbre (circa 310 kN). Le principali caratteristiche tecniche dei motori con cui viene equipaggiato il Superjumbo europeo sono riportate nelle Tabelle 7.1 e 7.2.



Figura 7.1 – Uno dei quattro motori turbofan, da 70.000 libbre di spinta, che equipaggiano l'A380-800.

---

<sup>1</sup> Si tratta della “spinta di targa” ovvero della massima spinta erogabile dal motore al livello del mare ed a velocità di avanzamento nulla (condizioni di decollo).

Tabella 7.1 – Principali caratteristiche tecniche del motore turbofan GP7270 (dati *Engine Alliance*).

<b>General Electric - Pratt and Whitney Engine Alliance GP7270</b>		
Spinta massima al decollo ( <i>sea level ISA - T = 30°C</i> )	70.000 lbs	311 kN
Spinta massima in crociera ( <i>35.000 ft - M = 0.85</i> )	12.600 lbs	56 kN
Inquinamento acustico (al decollo)	25.6 dB	
Emissioni	Nox Monossido di azoto - 51.6 g/kN HC Acido carbonico - 5.4 g/kN CO - Monossido di carbonio - 44.9 g/kN	
<i>Overall Pressure Ratio OPR (Max climb)</i>	43.9	
<i>Bypass Ratio BPR (Cruise)</i>	8.7	
Lunghezza	187 in	4.75 m
Diametro massimo	124 in	3.16 m
Diametro fan	116 in	2.96 m
<b>Stadi</b>		
<i>Fan</i>	1	
<i>Low Pressure Compressor LPC</i>	5	
<i>High Pressure Compressor HPC</i>	9	
<i>Anular combustor</i>	1	
<i>High Pressure Turbine HPT</i>	2	
<i>Low Pressure Turbine LPT</i>	6	

BS

Tabella 7.2 – Principali caratteristiche tecniche del motore turbofan Trent 900 (dati *Rolls Royce*).

<b>Rolls Royce Trent 900</b>		
Spinta massima al decollo ( <i>sea level ISA - T = 30°C</i> )	70.000 lbs	311 kN
<i>Overall Pressure Ratio OPR (Max climb)</i>	38.0	
<i>Bypass Ratio BPR (Cruise)</i>	8.7	
Lunghezza	179 in	4.55 m
Diametro fan	116	2.96 m
Peso	14.190 lbs	6440 kg
<b>Stadi</b>		
<i>Fan</i>	1	
<i>Intermediate Pressure Compressor IPC</i>	8	
<i>High Pressure Compressor HPC</i>	6	
<i>Anular combustor</i>	1	
<i>High Pressure Turbine HPT</i>	1	
<i>Intermediate Pressure Turbine IPT</i>	1	
<i>Low Pressure Turbine LPT</i>	5	

Il GP7270 di *Engine Alliance* fu inizialmente progettato per essere adoperato a bordo del Boeing B747-400ER nonché del Boeing B767 *long range* ed ottenne la certificazione necessaria alla commercializzazione con prove di volo effettuate a bordo del Jumbo americano. Diversamente, Il Trent 900 della Rolls Royce è nato appositamente per fornire la spinta necessaria all'Airbus A380 ed ha effettuato le prove in volo a bordo di velivolo Airbus A340, come mostrato dalle fotografie di seguito riportate.



Figura 7.2 – Il motore turbofan Rolls Royce Trent 900 montato a bordo dell'Airbus A340 per le prove di volo.





Figura 7.3 – Il motore turbofan Rolls Royce Trent 900 montato a bordo dell'Airbus A340 per le prove di volo.



Figura 7.4 – Il motore turbofan GP7270 montato a bordo del Boeing B747-400 per le prove di volo.



Figura 7.5 – Il motore turbofan GP7270 montato a bordo del Boeing B747-400 per le prove di volo.

BS



Figura 7.6 – Il motore turbofan GP7270 montato a bordo del Boeing B747-400 per le prove di volo.



Di seguito si propongono alcuni schemi ed alcune fotografie dei motori sopra menzionati a scopo puramente illustrativo.

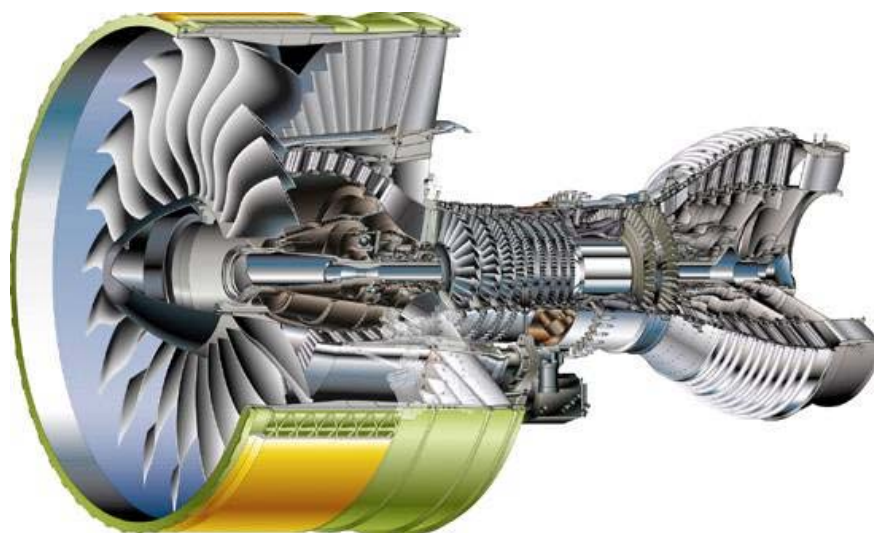


Figura 7.7 – Spaccato del turbofan GP7270.

BS

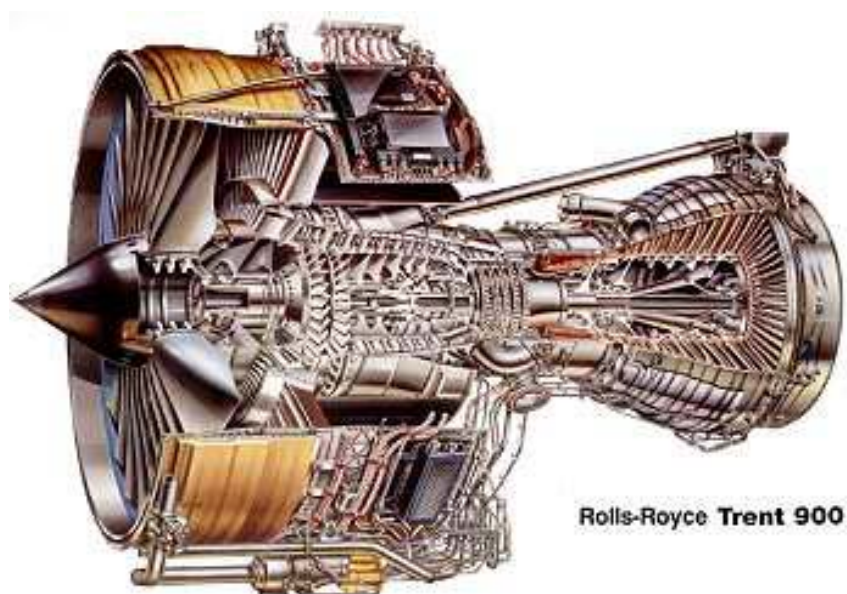


Figura 7.8 – Spaccato del turbofun Trent 900.



Figura 7.9 – Fan del Trent 900.



Figura 7.10 – Trent 900 durante la fase delle prove al banco.

- **Calcolo delle curve della spinta e della potenza disponibile, a massimo grado di ammissione, per un singolo motore.**

Ai fini della valutazione delle prestazioni di volo dell'aeromobile studiato, si rende a questo punto necessaria la determinazione dei diagrammi che rappresentano la variazione della spinta disponibile in funzione della quota e della velocità di volo, assumendo come spinta di targa quella ricavata nell'ambito della ricerca del punto di progetto:  $T_0 = 345 \cdot kN$ .

La spinta di un motore turbofan ad elevato rapporto di diluizione presenta una forte variazione con la velocità di volo e la tipologia di tale legge dipende dalla fase di volo che si sta analizzando.

### 1. Decollo.

Alle velocità tipiche della fase di decollo e cioè nell'intervallo  $[0 m/s, 130 m/s]$ , si può assumere valida la seguente legge di variazione con la velocità

$$\frac{T}{T_0} = 1 - 2.52 \cdot 10^{-3} \cdot V_{\infty}^{BS} + 4.34 \cdot 10^{-6} \cdot V_{\infty}^2,$$

in cui  $T_0$  è la massima spinta erogabile dal motore al livello del mare ed a velocità nulla.

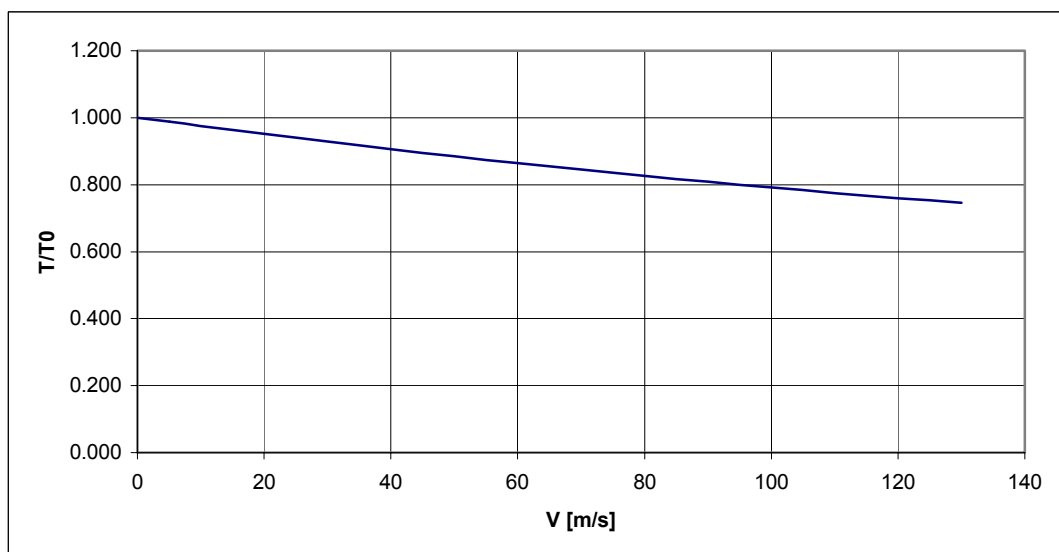
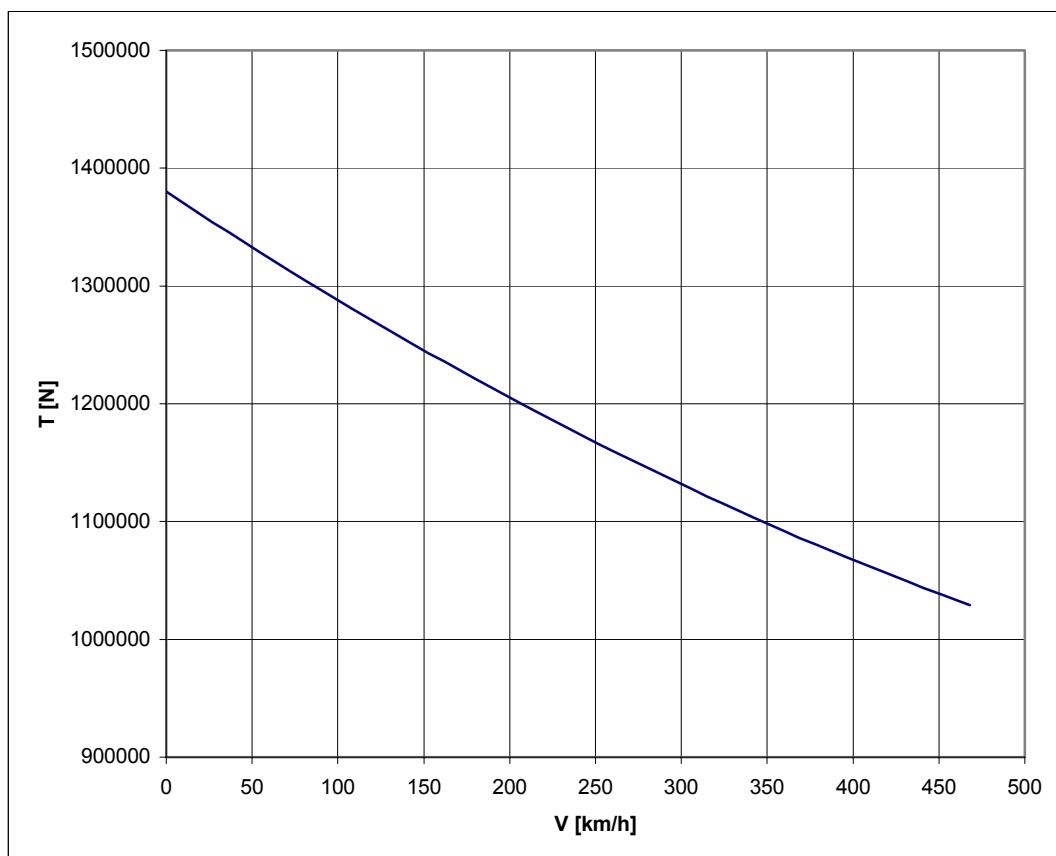


Figura 7.11 – Diagramma della spinta disponibile in funzione della velocità. Fase di decollo. (Excel)



BS

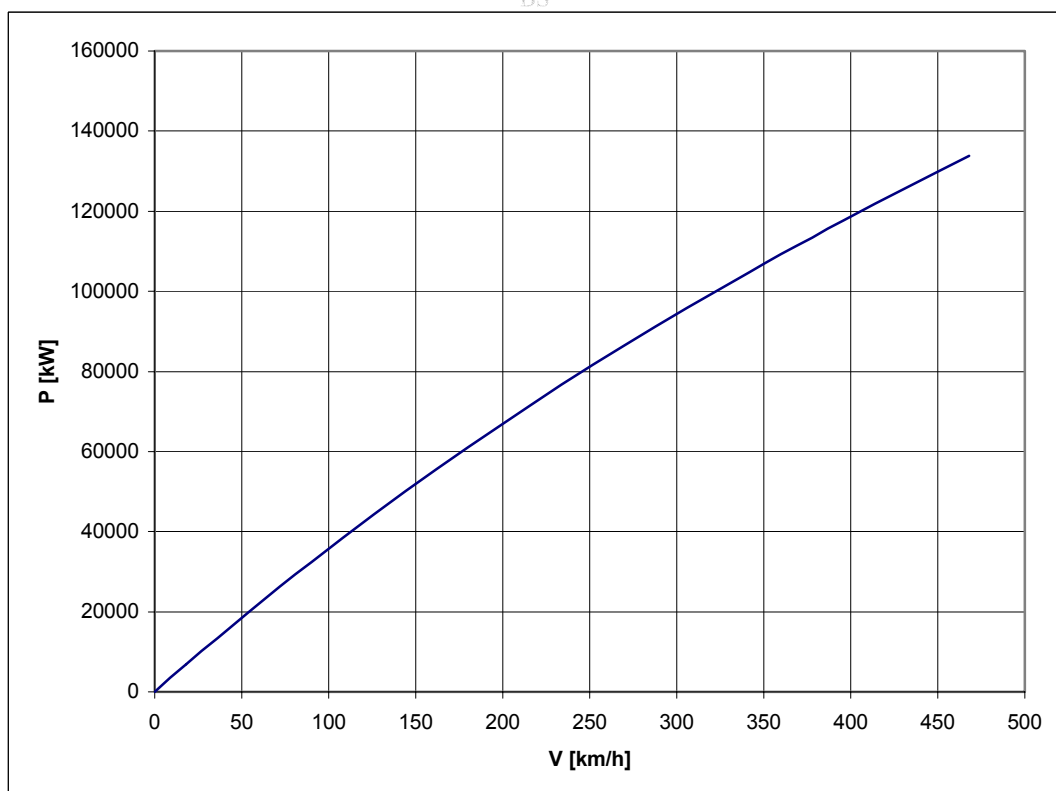


Figura 7.12 – Diagrammi della spinta e della potenza disponibile in funzione della velocità, per la fase di decollo, in differenti unità di misura. (Excel)

## 2. Salita.

Le funzioni

$z = 0 \cdot ft = 0 \cdot m$	$\frac{T}{T_0^{c\lim b}} = 1.00 - 1.037 \cdot M + 0.582 \cdot M^2$
$z = 10000 \cdot ft = 3048 \cdot m$	$\frac{T}{T_0^{c\lim b}} = 0.81 - 0.768 \cdot M + 0.474 \cdot M^2$
$z = 20000 \cdot ft = 6096 \cdot m$	$\frac{T}{T_0^{c\lim b}} = 0.57 - 0.261 \cdot M + 0.084 \cdot M^2$
$z = 25000 \cdot ft = 7620 \cdot m$	$\frac{T}{T_0^{c\lim b}} = 0.39$
$z = 30000 \cdot ft = 9144 \cdot m$	$\frac{T}{T_0^{c\lim b}} = 0.33$
$z = 35000 \cdot ft = 10668 \cdot m$	$\frac{T}{T_0^{c\lim b}} = 0.27$

esprimono l'andamento del rapporto tra la spinta disponibile nella fase di salita, ad un determinato valore del numero di Mach di volo e ad una determinata quota di volo compresa tra il livello del mare e la quota di 35.000 piedi a cui inizia la fase di crociera, e la spinta massima utilizzabile nella stessa fase in condizioni continuative  $T_0^{c\lim b} = 0.900 \cdot T_0$ .

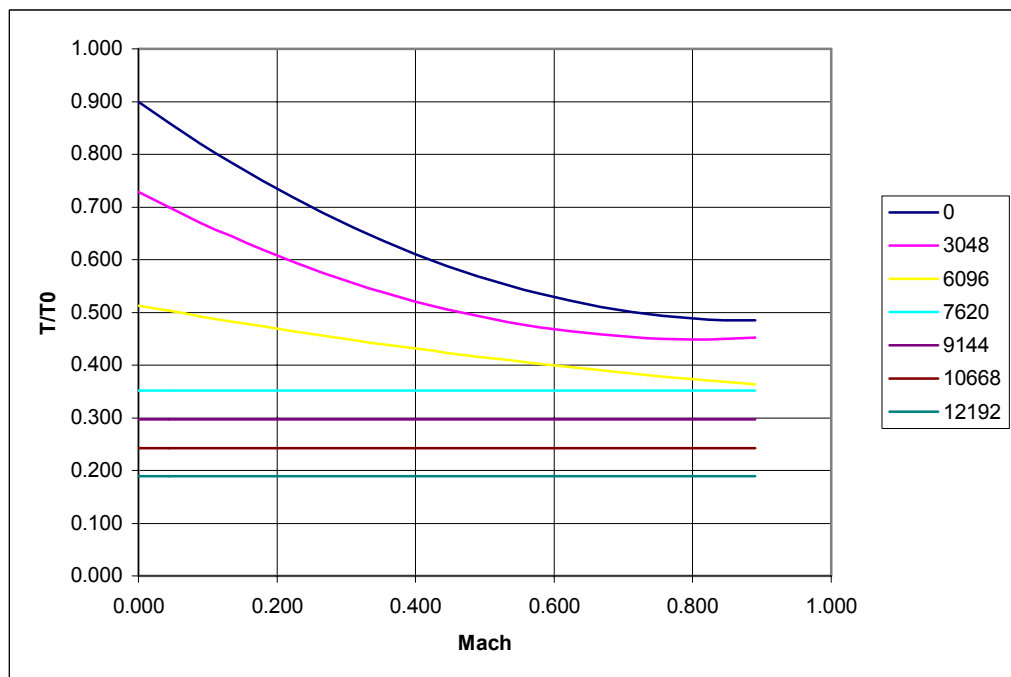


Figura 7.13 – Diagrammi della spinta disponibile in funzione del numero di Mach. Fase di salita. (Excel)





Figura 7.14 – Particolare dei motori montati nella parte inferiore della semiala sinistra dell'A380-800.

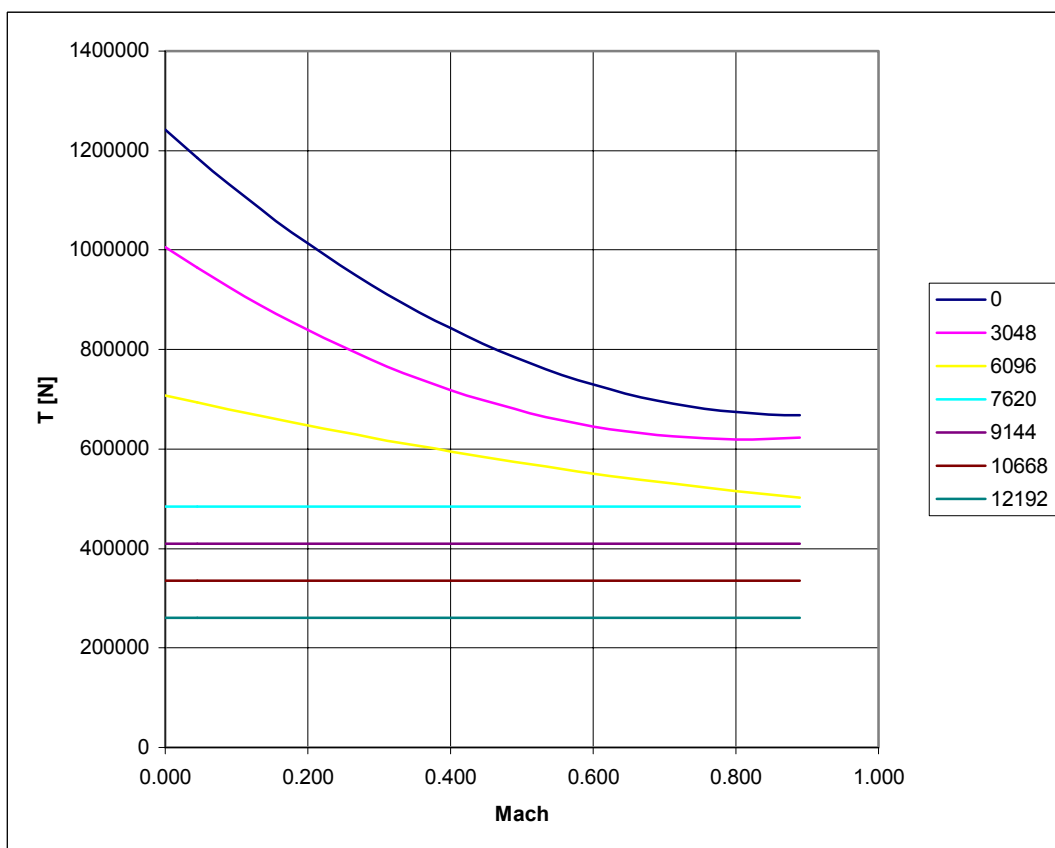
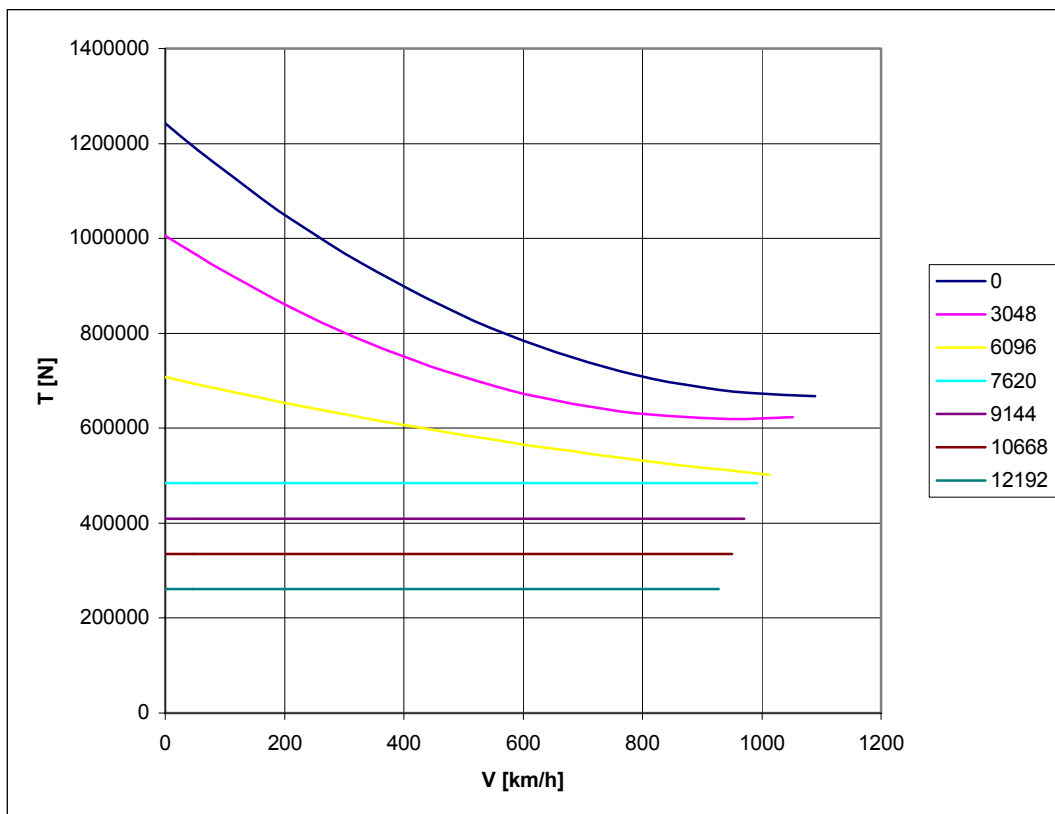


Figura 7.15 – Diagrammi della spinta disponibile nel volo in salita, in differenti unità di misura. (Excel)



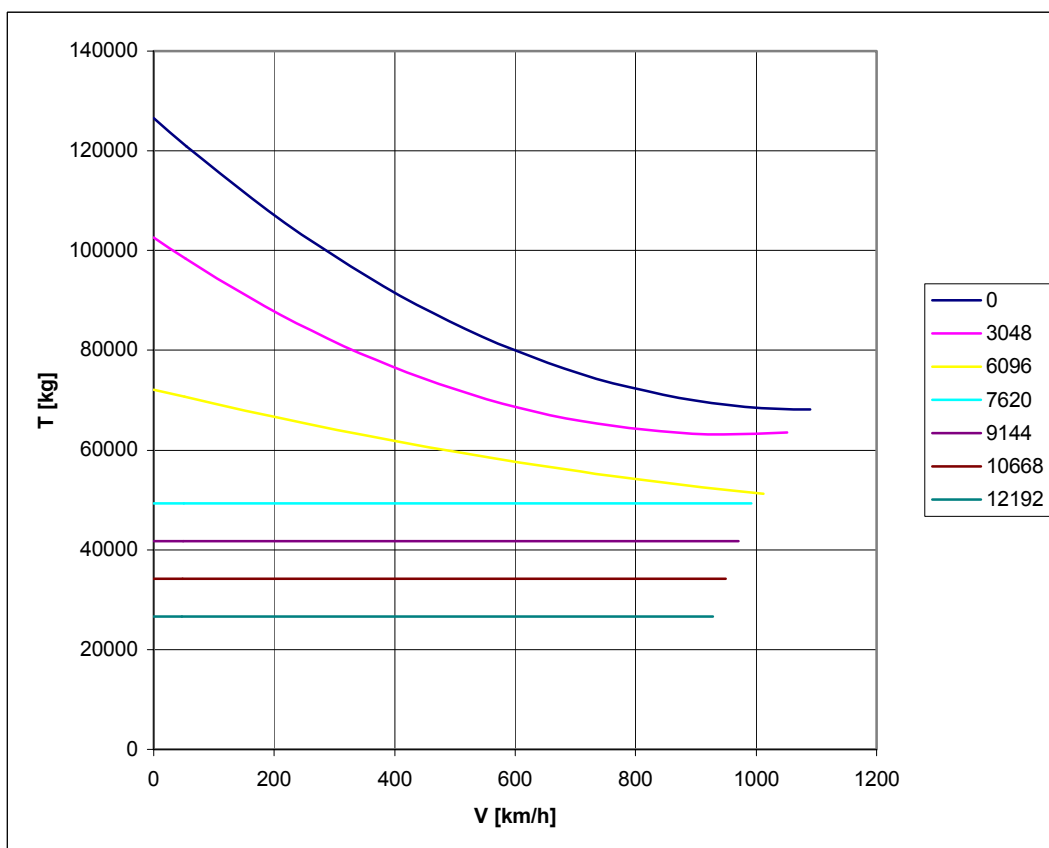
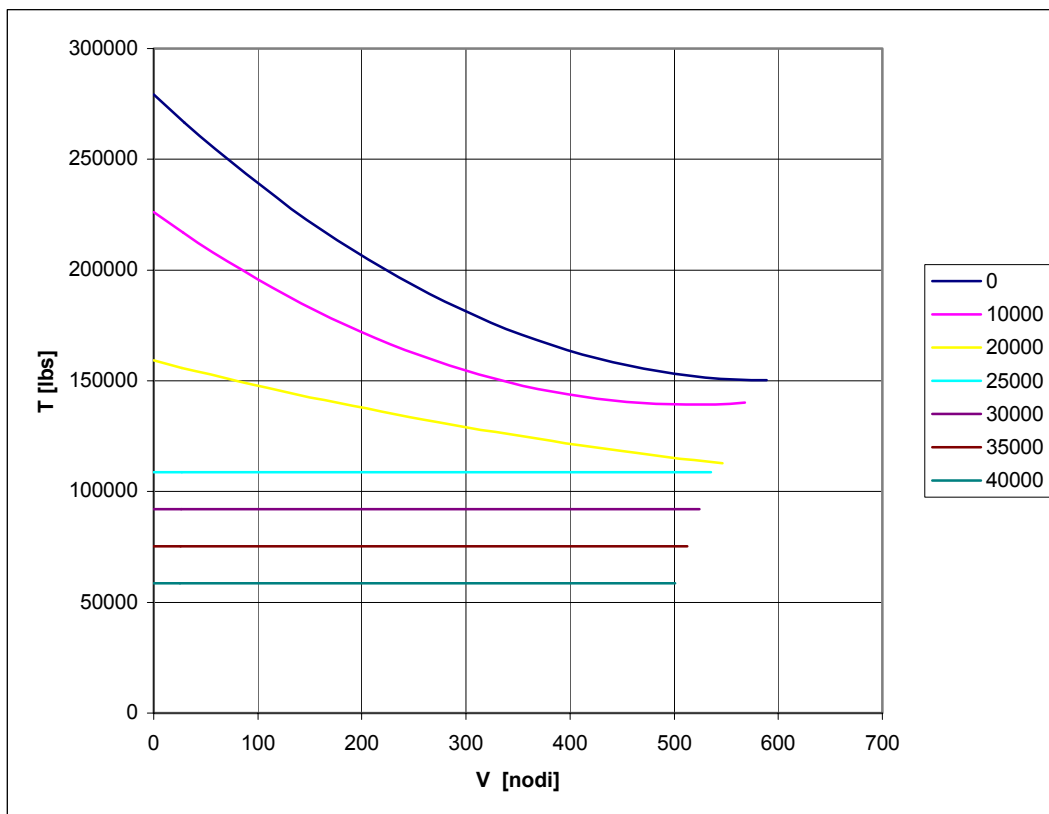


Figura 7.16 – Diagrammi della spinta disponibile nel volo in salita, in differenti unità di misura. (Excel)

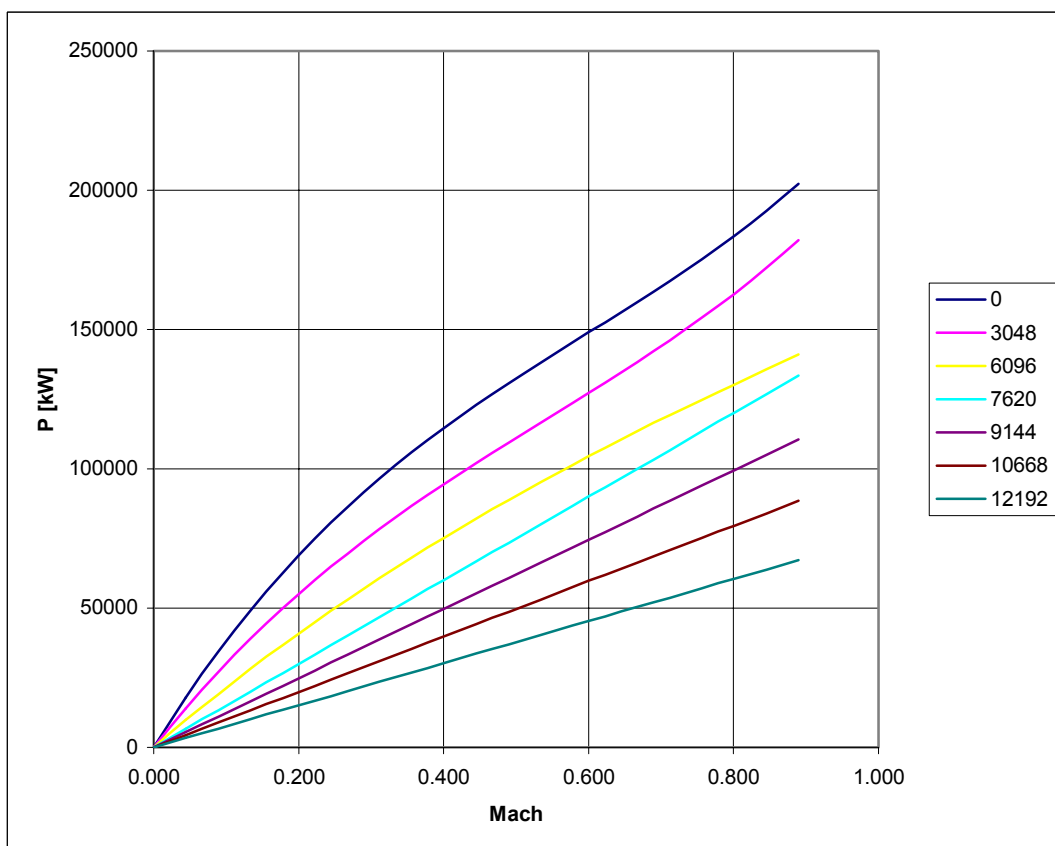
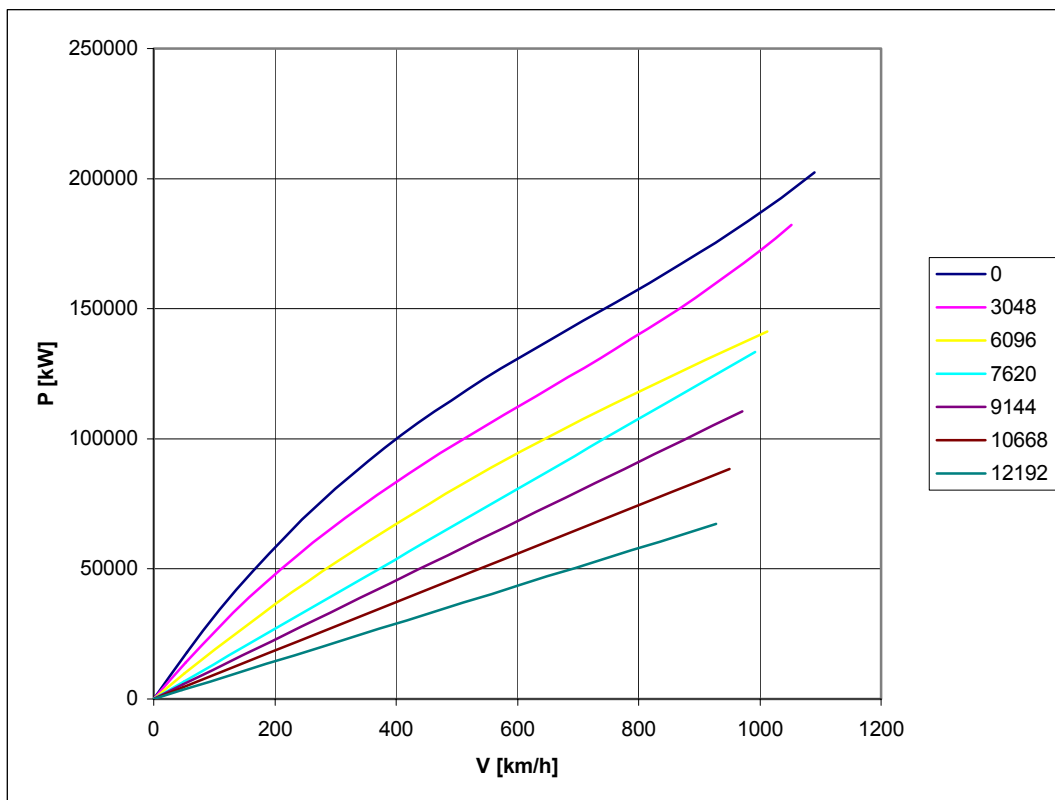


Figura 7.17 – Diagrammi della potenza disponibile nel volo in salita, in differenti unità di misura. (Excel)

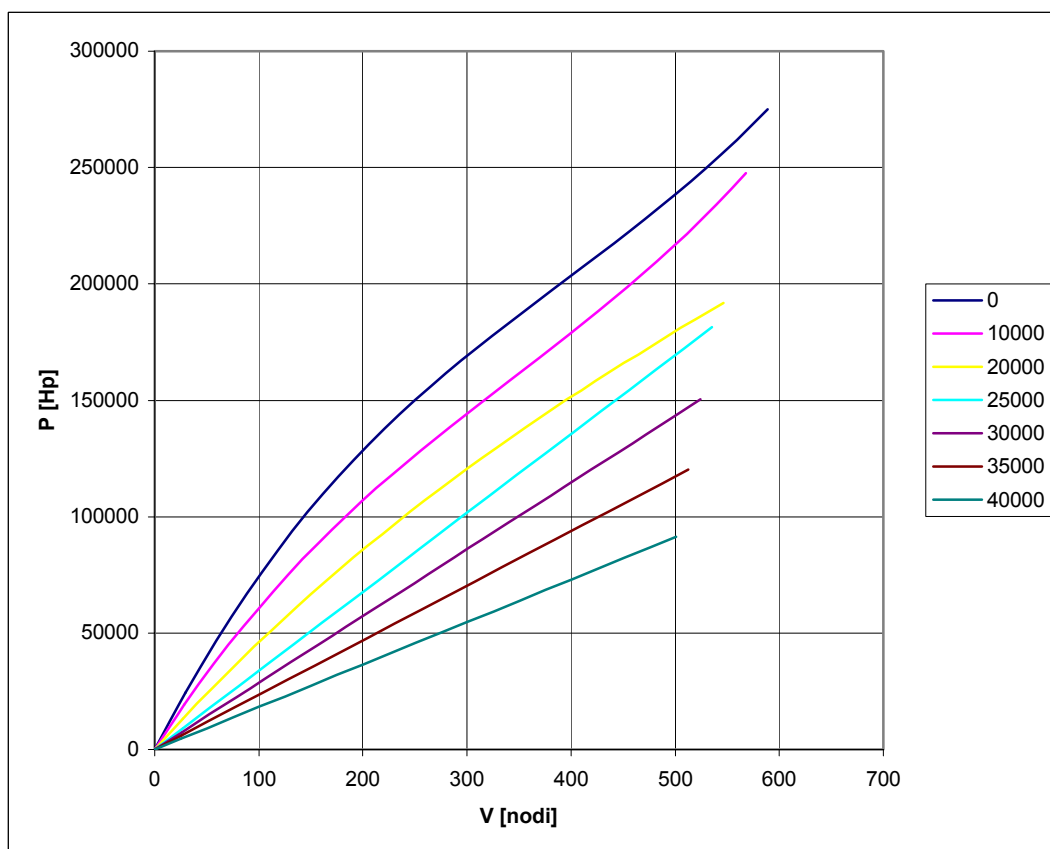
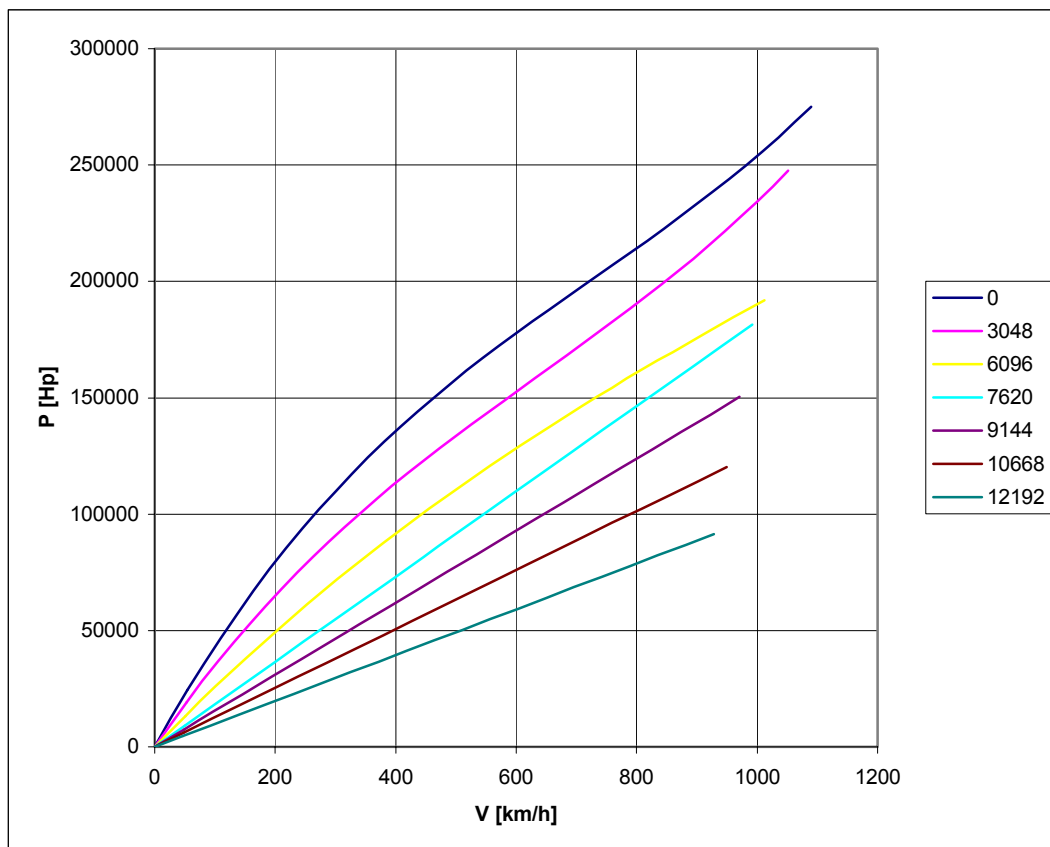


Figura 7.18 – Diagrammi della potenza disponibile nel volo in salita, in differenti unità di misura. (Excel)

### 3. Crociera.

Le funzioni

$z = 0 \cdot ft = 0 \cdot m$	$\frac{T}{T_0^{cruise}} = 1.00 - 1.037 \cdot M + 0.582 \cdot M^2$
$z = 10000 \cdot ft = 3048 \cdot m$	$\frac{T}{T_0^{cruise}} = 0.81 - 0.768 \cdot M + 0.474 \cdot M^2$
$z = 20000 \cdot ft = 6096 \cdot m$	$\frac{T}{T_0^{cruise}} = 0.57 - 0.261 \cdot M + 0.084 \cdot M^2$
$z = 25000 \cdot ft = 7620 \cdot m$	$\frac{T}{T_0^{cruise}} = 0.39$
$z = 30000 \cdot ft = 9144 \cdot m$	$\frac{T}{T_0^{cruise}} = 0.33$
$z = 35000 \cdot ft = 10668 \cdot m$	$\frac{T}{T_0^{cruise}} = 0.27$
$z = 40000 \cdot ft = 12192 \cdot m$	$\frac{T}{T_0^{cruise}} = 0.21$
$z = 43000 \cdot ft = 13100 \cdot m$	$\frac{T}{T_0^{cruise}} = 0.16$

esprimono l'andamento del rapporto tra la spinta disponibile nella fase di crociera, ad un determinato valore del numero di Mach di volo e ad una determinata quota di volo compresa tra il livello del mare e la quota di tangenza 43.000 piedi, e la spinta massima utilizzabile nella stessa fase in condizioni continuative  $T_0^{cruise} = 0.800 \cdot T_0$ .



Figura 7.19 – A380-800 alla presentazione ufficiale del 19 gennaio 2005.

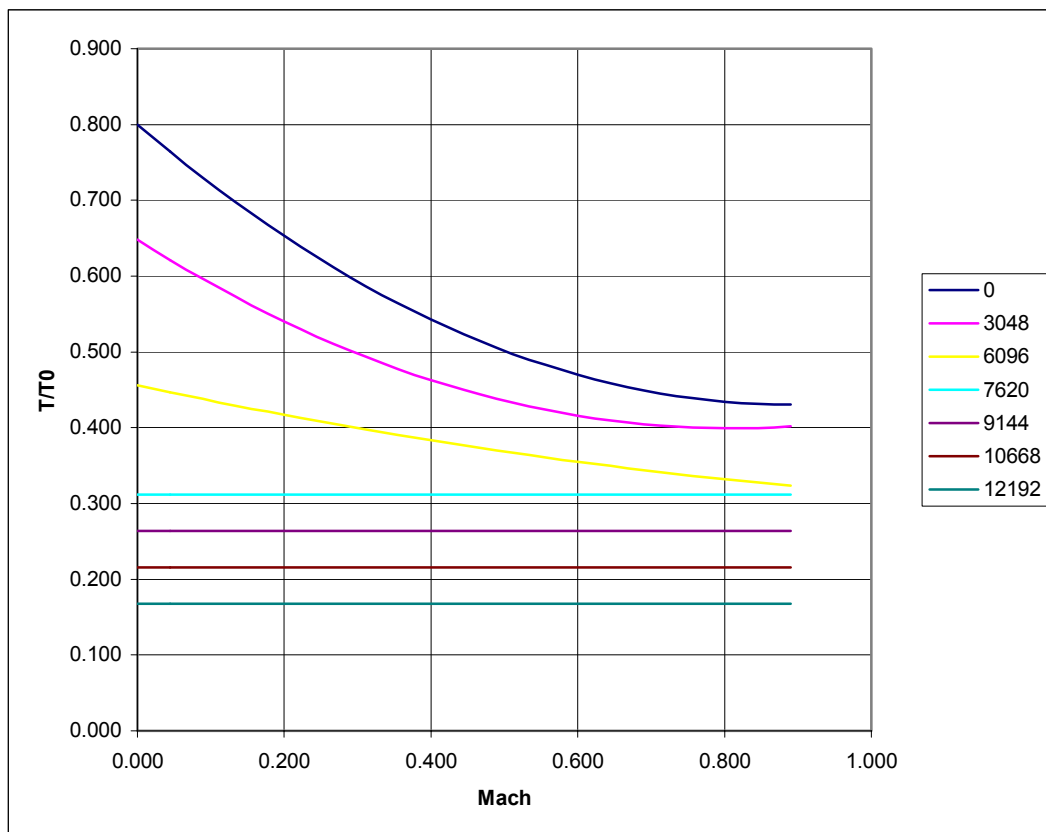


Figura 7.20 - Diagrammi della spinta disponibile in funzione del numero di Mach. Fase di crociera. (Excel)

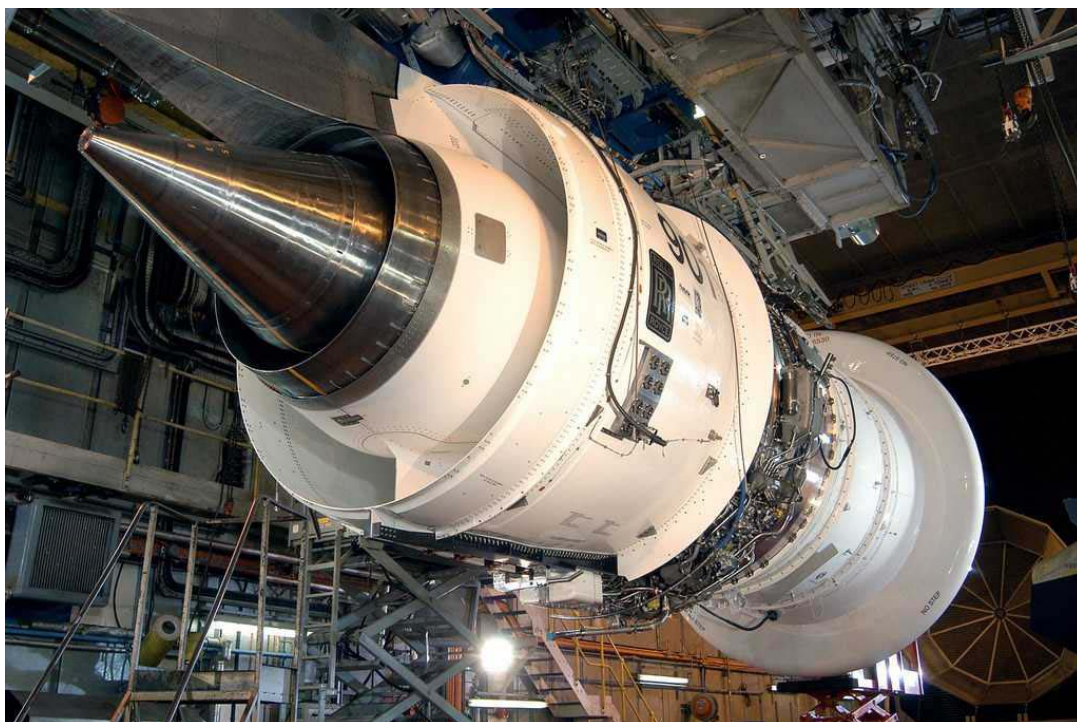


Figura 7.21 – Turbofan Trent 900.

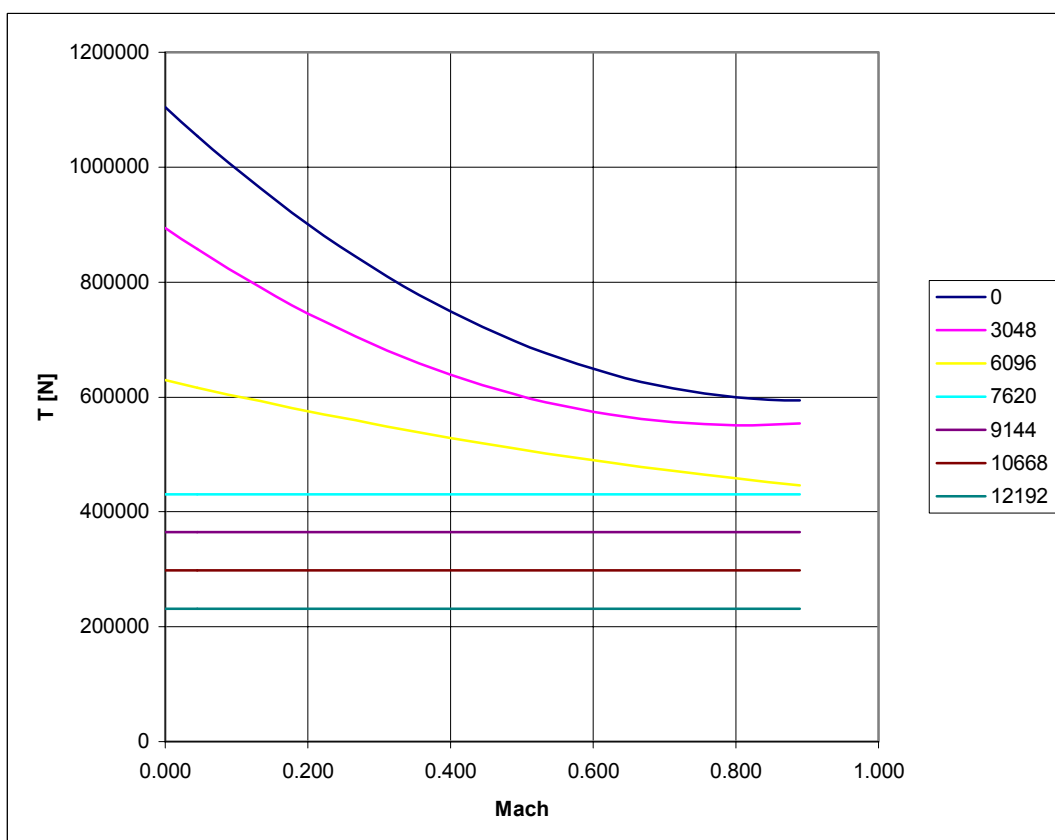
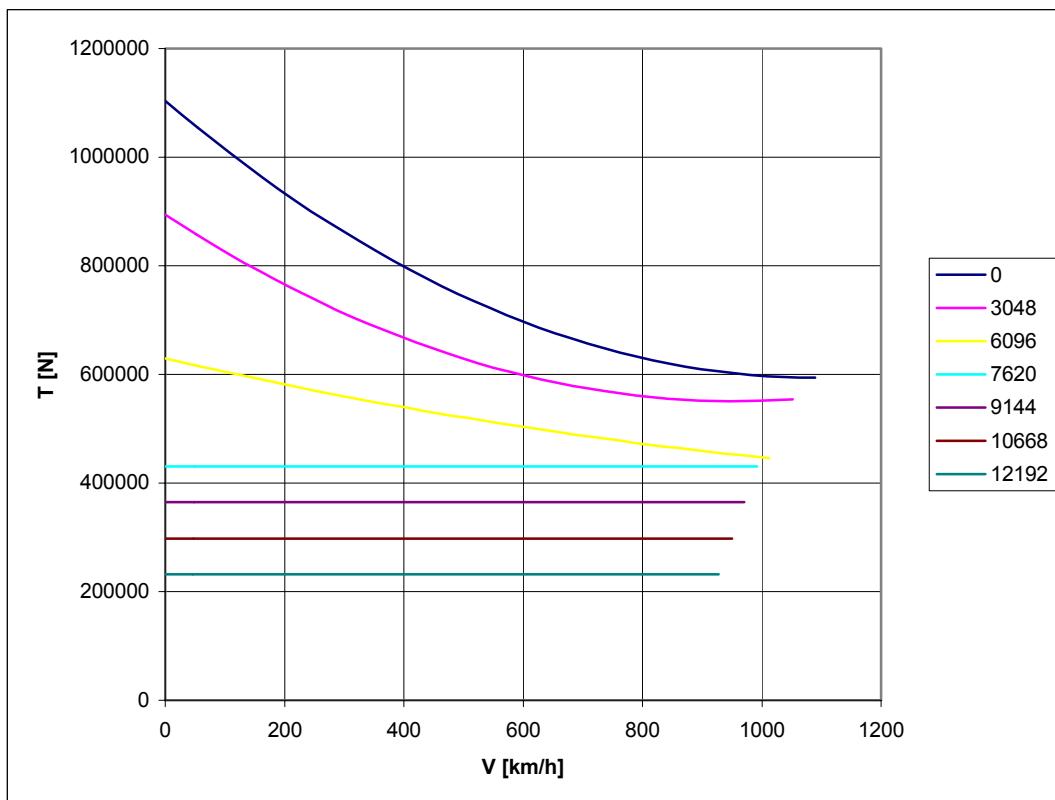


Figura 7.22 – Diagrammi della spinta disponibile nel volo in crociera, in differenti unità di misura. (Excel)

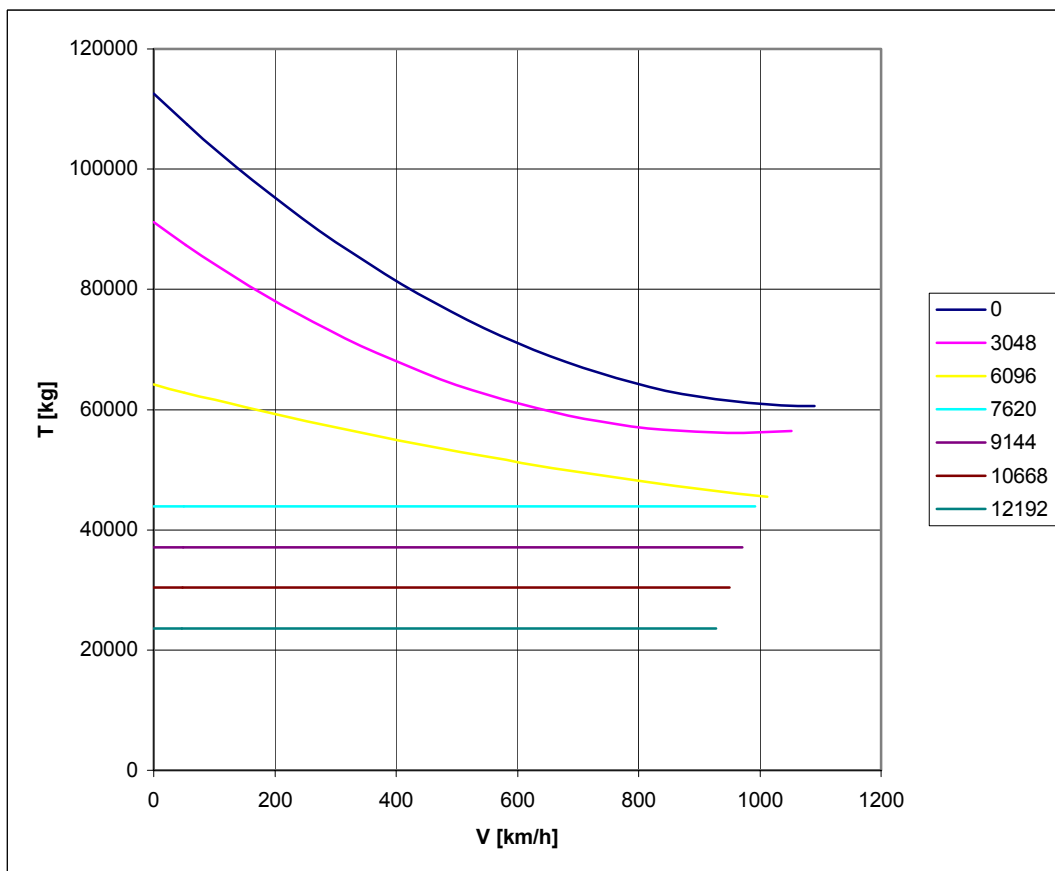
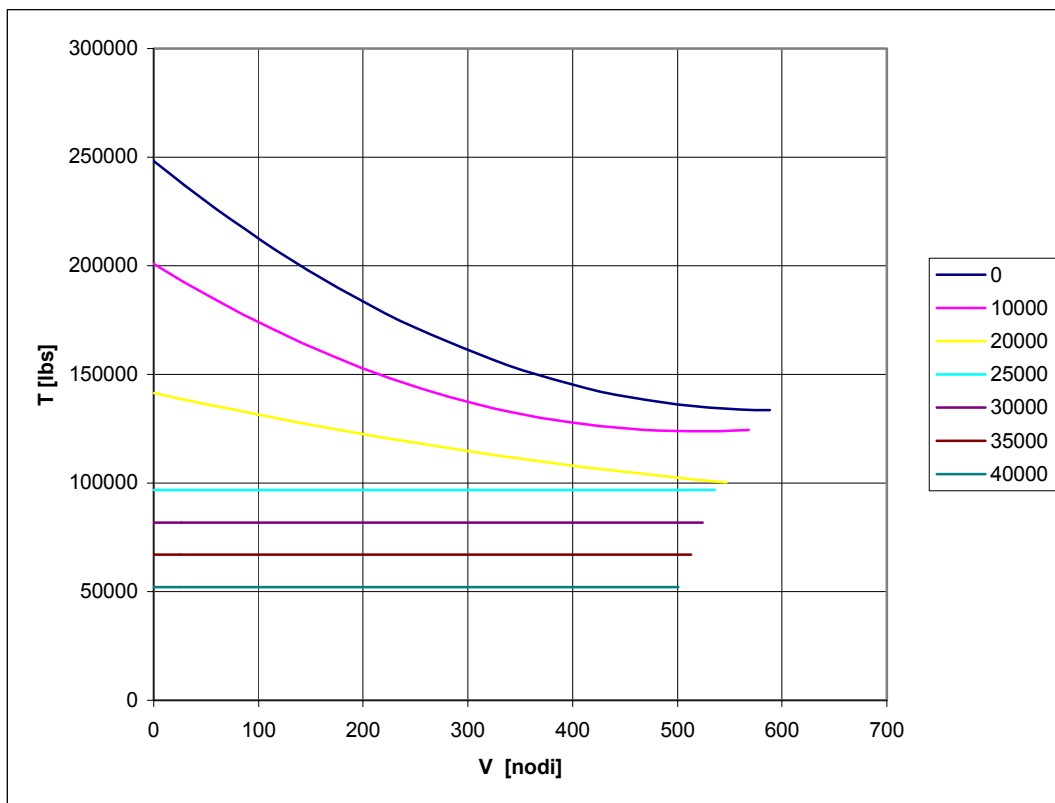


Figura 7.23 – Diagrammi della spinta disponibile nel volo in crociera, in differenti unità di misura. (Excel)



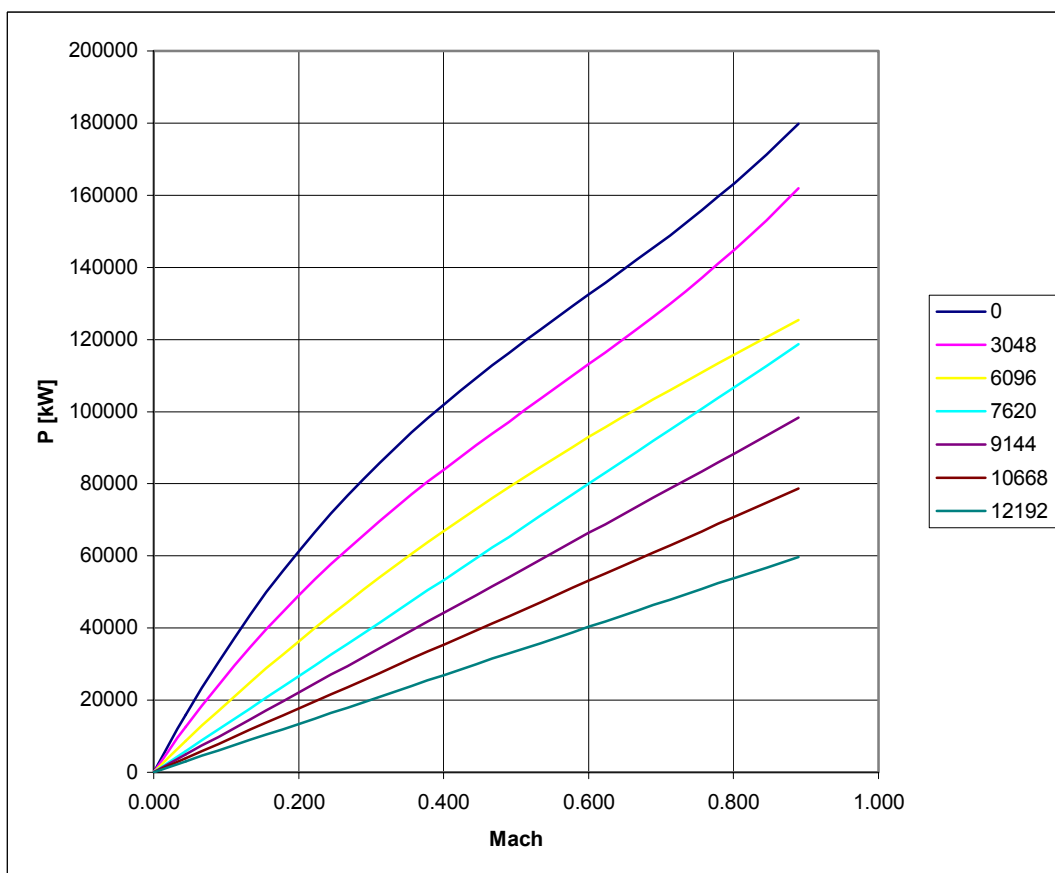
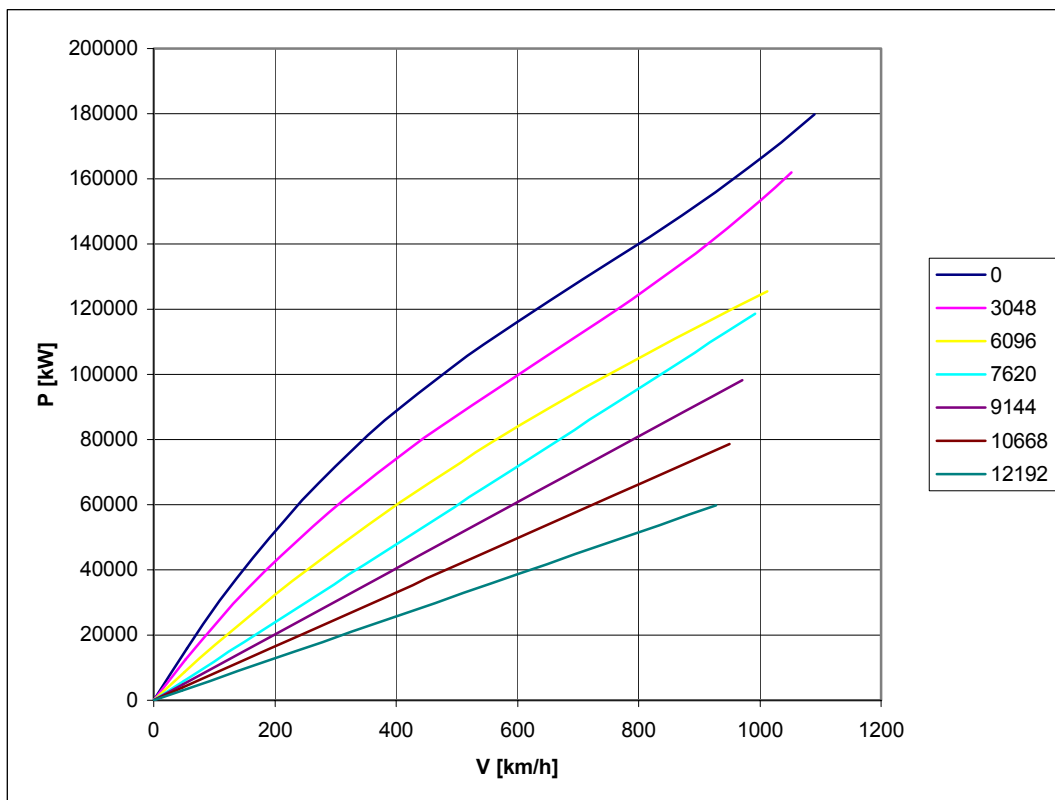


Figura 7.24 – Diagrammi della potenza disponibile nel volo in crociera, in differenti unità di misura. (Excel)

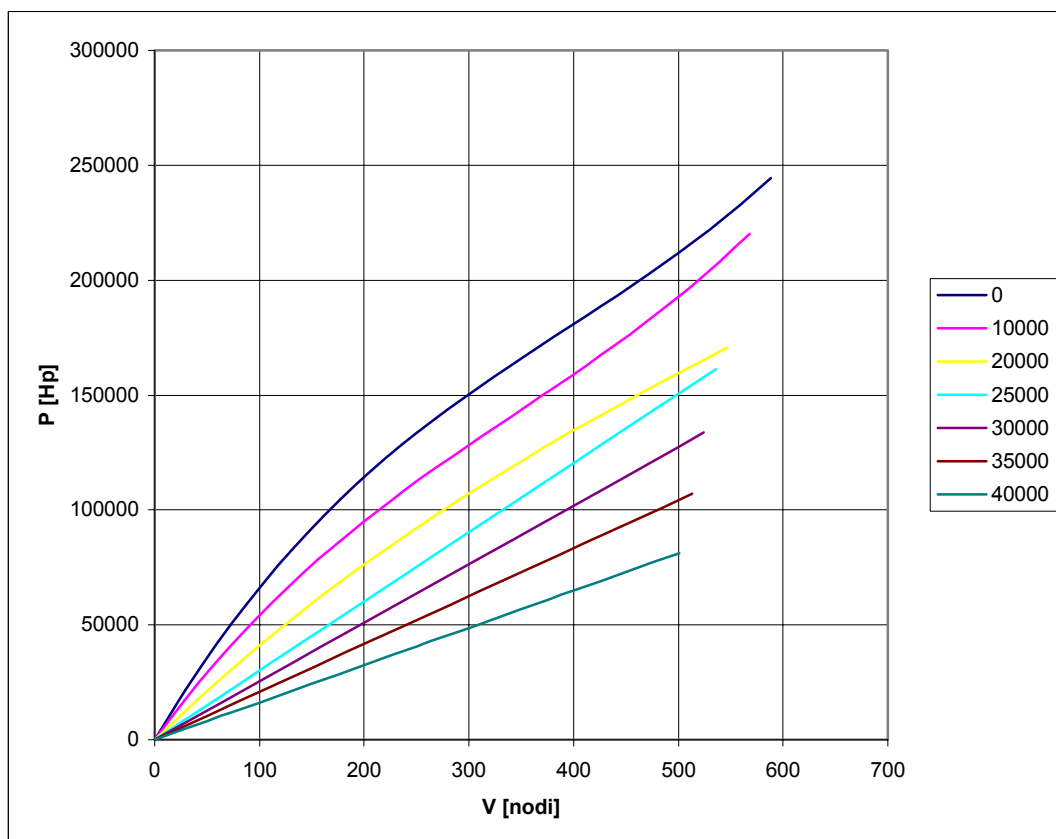
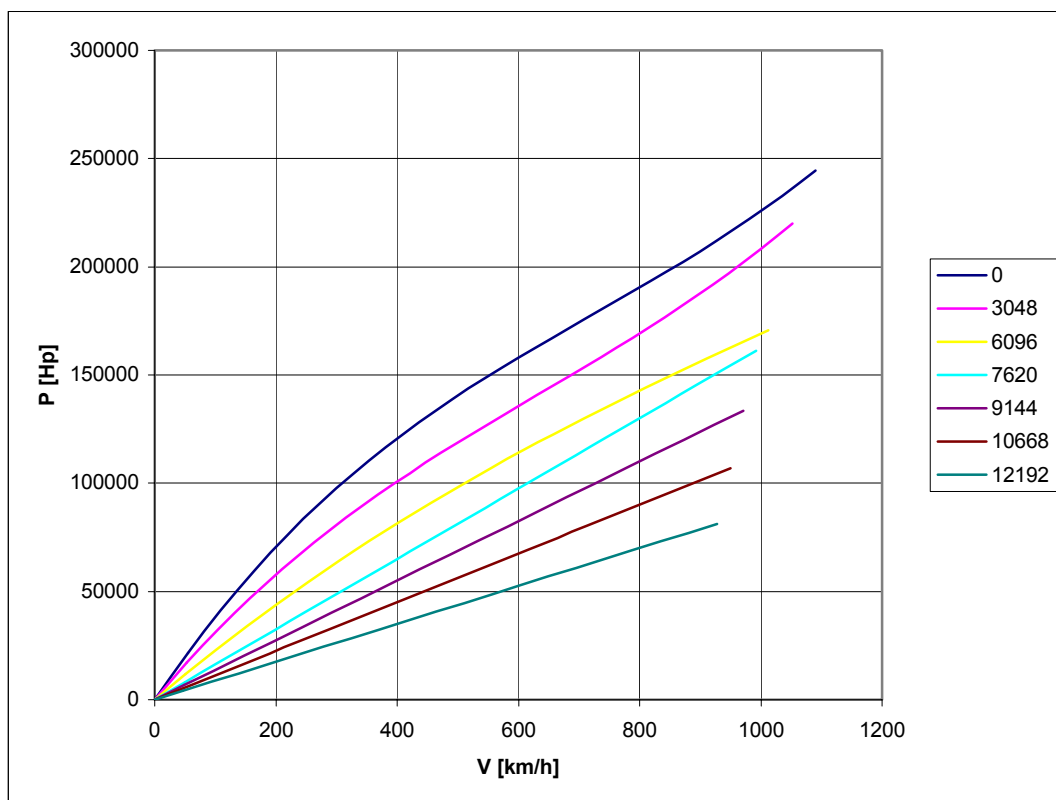


Figura 7.25 – Diagrammi della potenza disponibile nel volo in crociera, in differenti unità di misura. (Excel)



Figura 7.26 – Airbus A380-800 negli stabilimenti di Blagnac (Tolosa).





Figura 7.27 – Turbofan Trent 900 in fase di messa a punto.



Figura 7.28 – Turbofan Trent 900 in fase di messa a punto.

## • Confronto tra l'Airbus A380-800 ed il Boeing B747-400.

Il Jumbo Boeing B747-400 è spinto da quattro motori turbofan, da 60.000 libbre (circa 267.000 newton) ciascuno, scelti tra Pratt & Whitney PW-4000, General Electric CF6-80 e RollsRoyce RB-211-524.

Di seguito viene proposto un semplice confronto tra le caratteristiche tecniche dei motori turbofan Engine Alliance GP7270 (montato sull'A380-800) e Pratt & Whitney PW-4000 (montato sul Boeing B747-400).

Tabella 7.4 – Confronto delle principali caratteristiche tecniche dei propulsori di A380-800 e B747-400.

<b>General Electric - Pratt and Whitney Engine Alliance GP7270</b>		
Spinta massima al decollo ( <i>sea level ISA - T = 30°C</i> )	70.000 lbs	311 kN
<i>Overall Pressure Ratio OPR (Max climb)</i>	43.9	
<i>Bypass Ratio BPR (Cruise)</i>	8.7	
Lunghezza	187 in	4.75 m
Diametro fan	116 in	2.96 m
Peso	14.190 lbs	6440 kg
<b>Pratt &amp; Whitney PW-4000</b>		
Spinta massima al decollo ( <i>sea level ISA - T = 30°C</i> )	60.000 lbs	267 kN
<i>Overall Pressure Ratio OPR (Max climb)</i>	30	
<i>Bypass Ratio BPR (Cruise)</i>	5.0	
Lunghezza	133 in	3.385 m
Diametro fan	94 in	2.39 m
Peso		



Figura 7.29 – Motore turbofan Pratt & Whitney PW-4000.



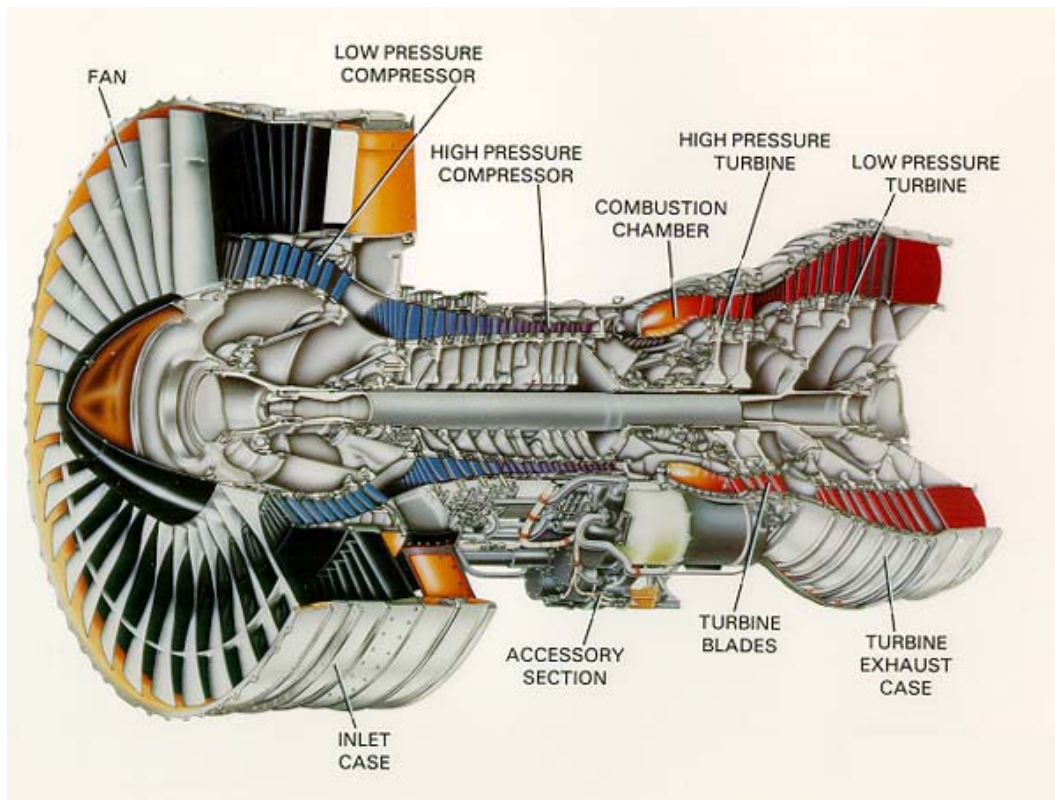


Figura 7.30 – Schema del motore turbofan Pratt & Whitney PW-4000.

BS

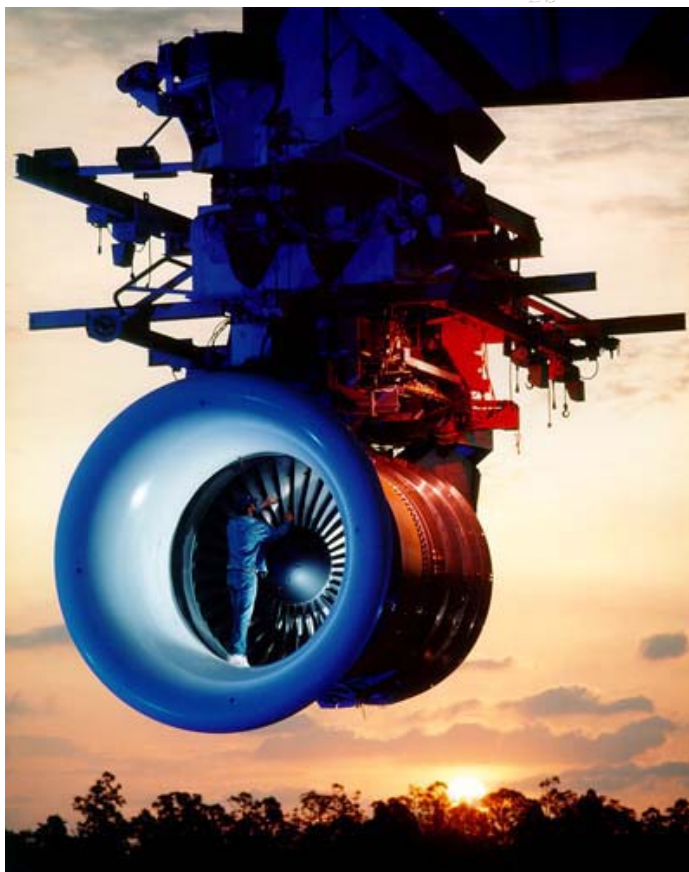


Figura 7.31 - Costruzione del motore turbofan Pratt & Whitney PW-4000.

## Capitolo 8. Prestazioni di volo ed economiche.

---

Il calcolo delle prestazioni aeronautiche di un velivolo, ed in particolare dell'Airbus A380-800, si effettua attraverso il confronto delle caratteristiche necessarie al volo e delle caratteristiche propulsive disponibili.

Le caratteristiche necessarie al volo sono determinabili a partire dalle curve polari aerodinamiche ed, in merito, una utile ed efficace semplificazione si ottiene facendo riferimento a curve polari aerodinamiche relative ad una sola posizione del baricentro. In particolare, la posizione del centro di gravità del velivolo completo, alla quale è opportuno riferirsi, è quella che si trova a metà strada tra la posizione massima avanzata e quella massima arretrata e che, dunque, è disposta al 35.5% della corda media aerodinamica.

Le equazioni analitiche e le rappresentazioni grafiche di tali curve polari aerodinamiche sono riportate rispettivamente in Tabella 8.1 ed in Figura 8.2.



Figura 8.1 – Airbus A380-800 il giorno della presentazione ufficiale.



Tabella 8.1 – Espressioni analitiche delle polari aerodinamiche dell'A380-800 con baricentro in posizione intermedia.

Xcg % c.m.a.	Mach	CD <sub>0</sub>	e	Equazione della polare
35.5	0.70	0.0141	0.764	$CD = 0.0141 + 0.0502 CL^2$
35.5	0.80	0.0143	0.636	$CD = 0.0143 + 0.0605 CL^2$
35.5	0.85	0.0145	0.474	$CD = 0.0145 + 0.0809 CL^2$
35.5	0.89	0.0147	0.411	$CD = 0.0147 + 0.0949 CL^2$

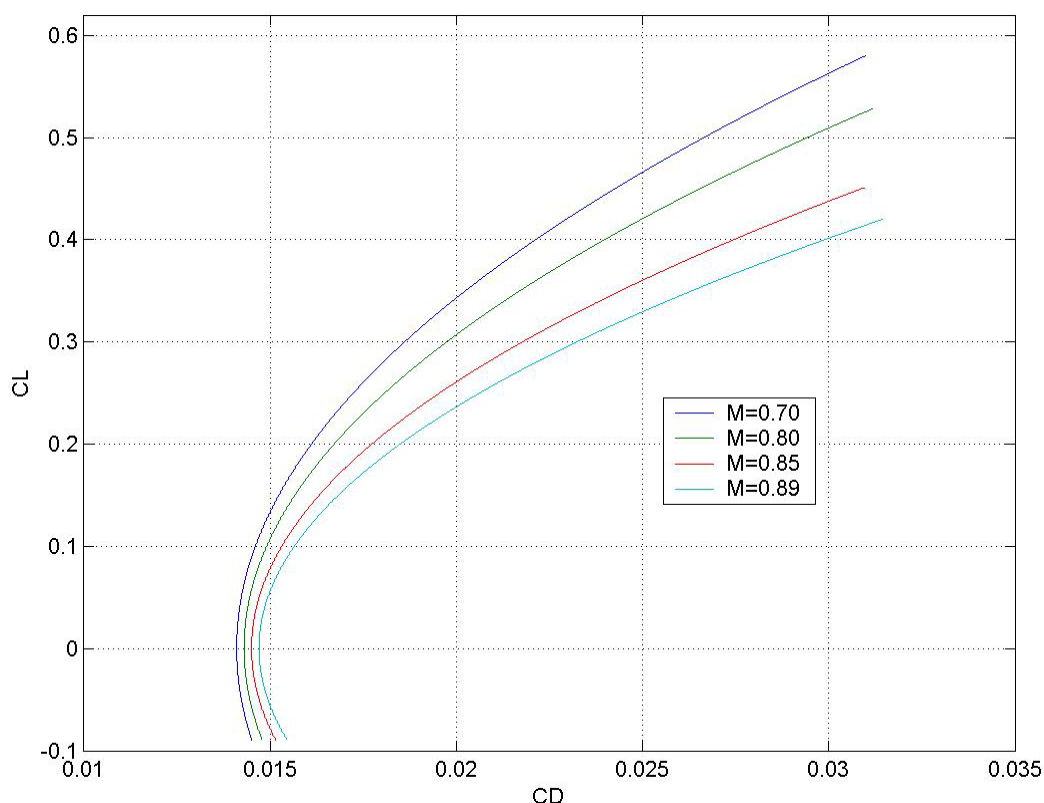


Figura 8.2 – Diagrammi delle polari aerodinamiche riferite ad una posizione intermedia del baricentro.

Attraverso la conoscenza di queste polari, è dunque possibile determinare le caratteristiche necessarie secondo il procedimento illustrato al paragrafo seguente.

Le caratteristiche propulsive disponibili, relative a ciascuno dei quattro motori turbofan presenti a bordo dell'A380-800, sono state determinate nel capitolo precedente.

- **Caratteristiche necessarie al volo.**

Le caratteristiche necessarie al volo sono espresse attraverso i diagrammi della spinta e della potenza necessaria in funzione della velocità di avanzamento, Questi diagrammi, detti polari tecniche, vengono determinati a partire dalle polari aerodinamiche, ottenute nelle pagine precedenti, ed attraverso il seguente procedimento. Una volta fissata la quota di volo e con essa la densità atmosferica nonché la velocità del suono, in corrispondenza di un certo numero di valori della velocità (maggiori di quella di stallo alla quota fissata ed in corrispondenza del massimo coefficiente di portanza in configurazione pulita dell'aeroplano), si ricavano in sequenza i valori di:

- Pressione dinamica
- Numero di Mach BS
- Coefficiente di portanza dell'aeroplano dalla equazione di equilibrio alla traslazione verticale
- Coefficiente di resistenza, corrispondente al coefficiente di portanza calcolato, sulla curva polare aerodinamica relativa al valore del numero di Mach calcolato
- Resistenza aerodinamica e quindi spinta necessaria in volo
- Potenza necessaria in volo

Le polari tecniche che vengono di seguito ricavate si riferiscono alle quote riportate in Tabella 8.2.

S = 839 m <sup>2</sup>			CL max = 1.27		
Quota [ft]	Quota [m]	Densità [kg/m <sup>3</sup> ]	$\sigma = \rho/\rho_0$	Velocità del suono [m/s]	Velocità del suono [km/h]
0	0	1.225	1.000	340	1224
10000	3048	0.9044811	0.738	328	1181
20000	6096	0.6524515	0.533	316	1138
25000	7620	0.5486807	0.448	310	1116
30000	9144	0.4580353	0.374	303	1091
35000	10668	0.3793177	0.310	296	1066
40000	12192	0.3113936	0.254	290	1044

Tabella 8.2 – Quote, e rispettivi pesi e velocità di stallo, in corrispondenza delle quali si calcolano le polari tecniche.

## 1. Salita

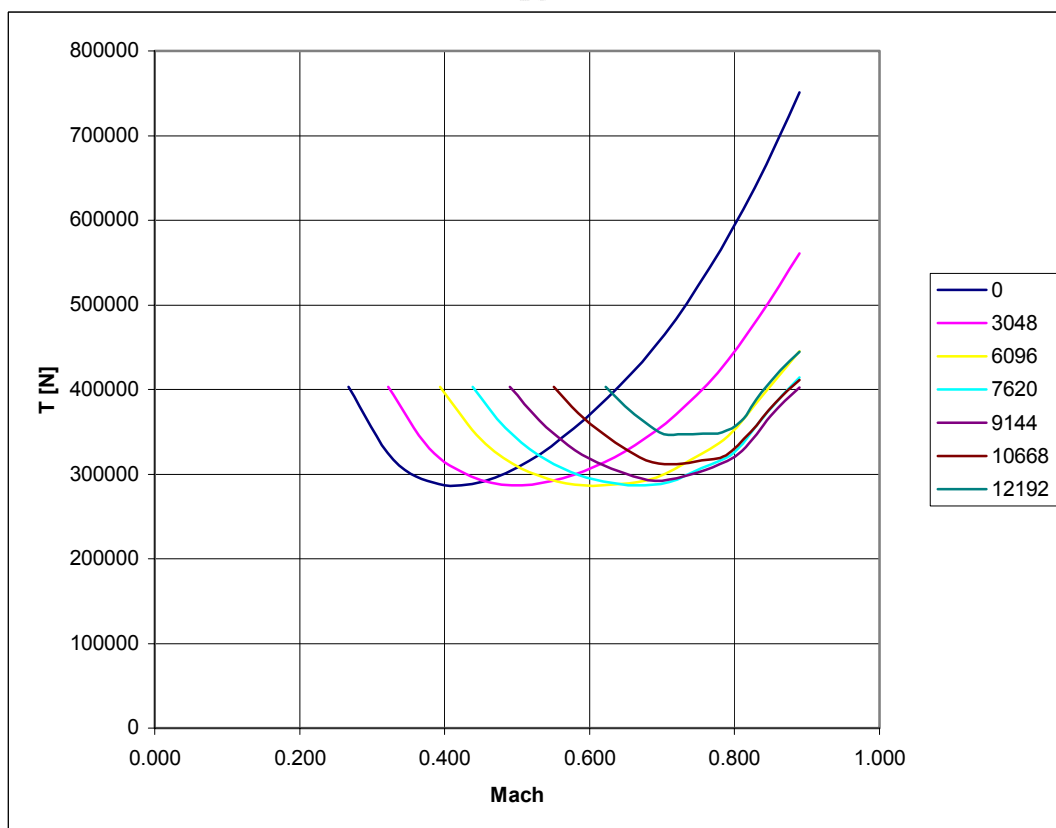
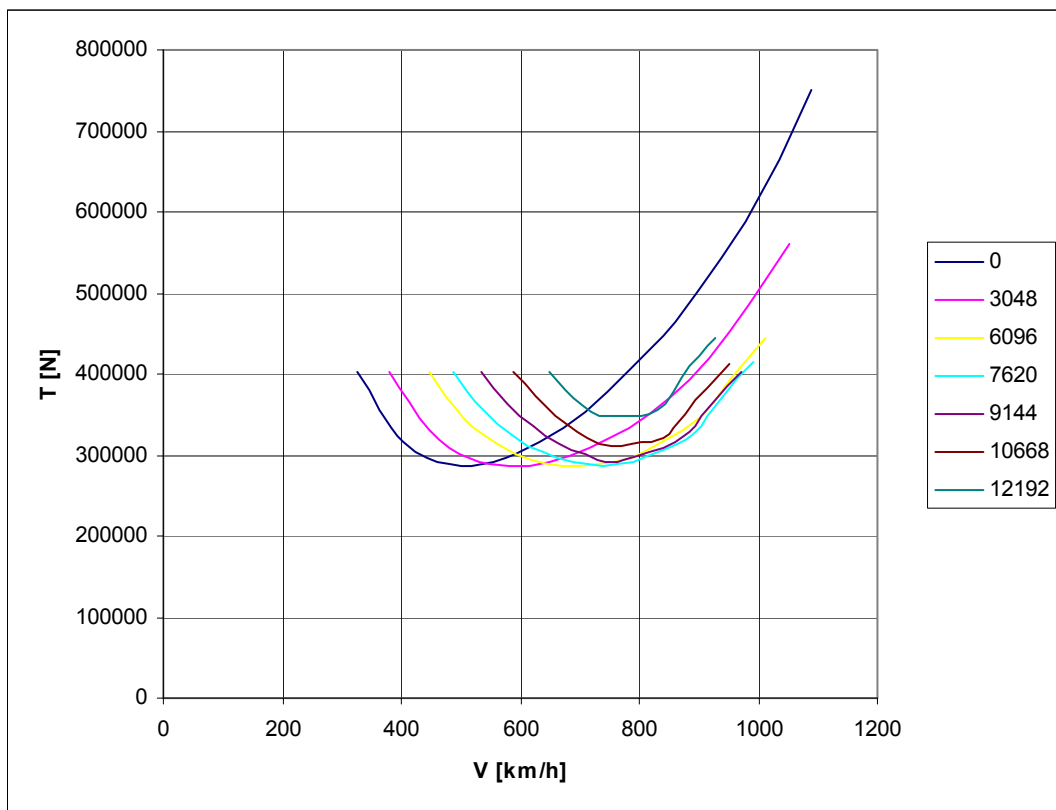
Il calcolo delle caratteristiche necessarie al volo in salita viene effettuato facendo riferimento al peso massimo al decollo del velivolo, pari a 549.000 chilogrammi. Di seguito si riportano i risultati ottenuti sia in forma grafica.

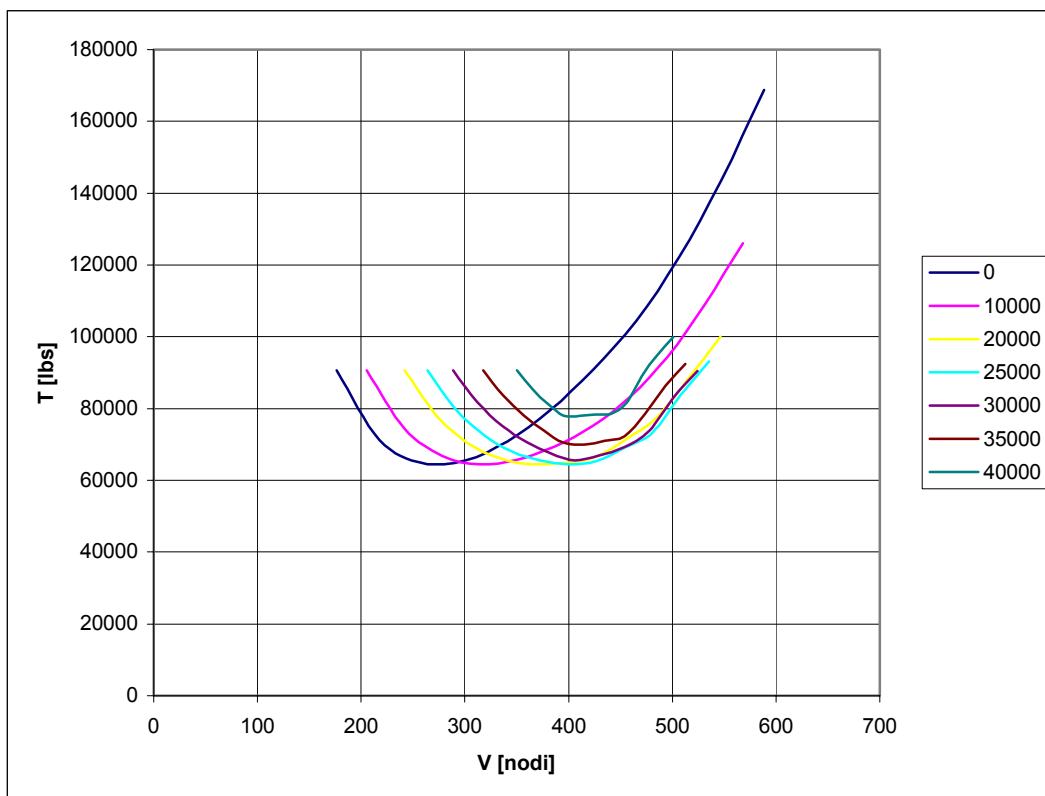
## 2. Crociera

Il calcolo delle caratteristiche necessarie al volo in crociera viene effettuato facendo riferimento ad un peso pari al peso massimo al decollo del velivolo decurtato di un quarto del peso del carburante trasportato, e quindi pari a 500.000 chilogrammi. Di seguito si riportano i risultati ottenuti sia in forma grafica.

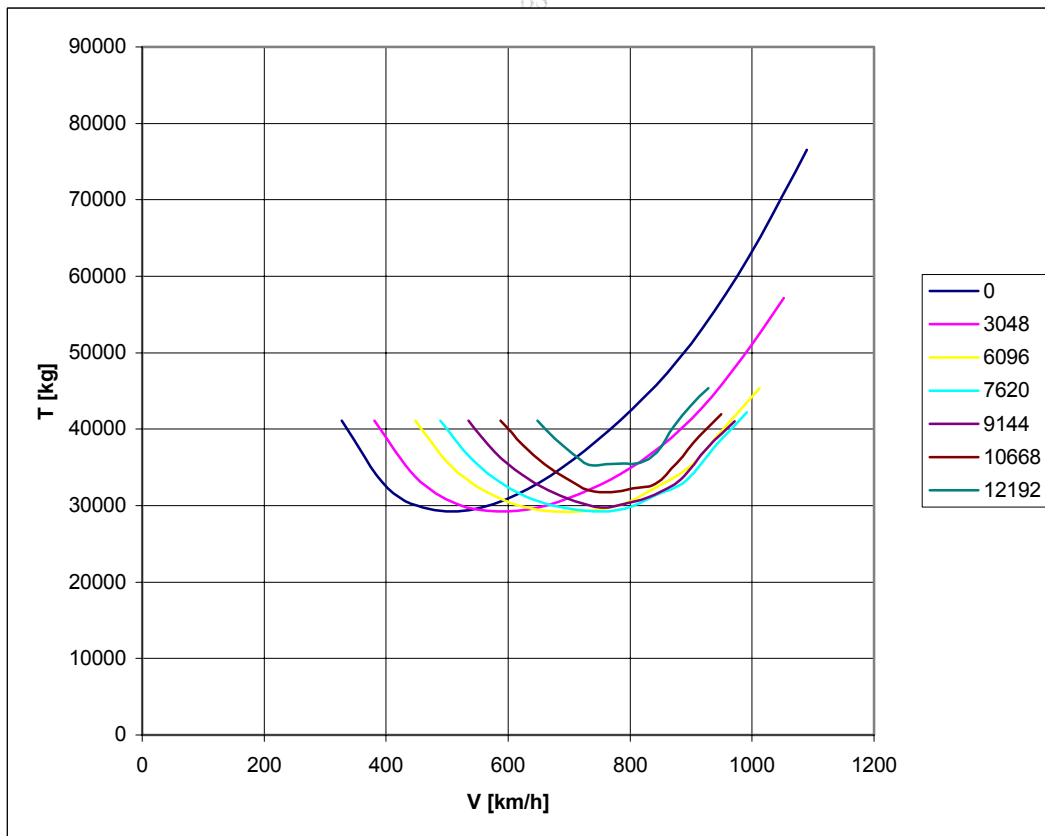


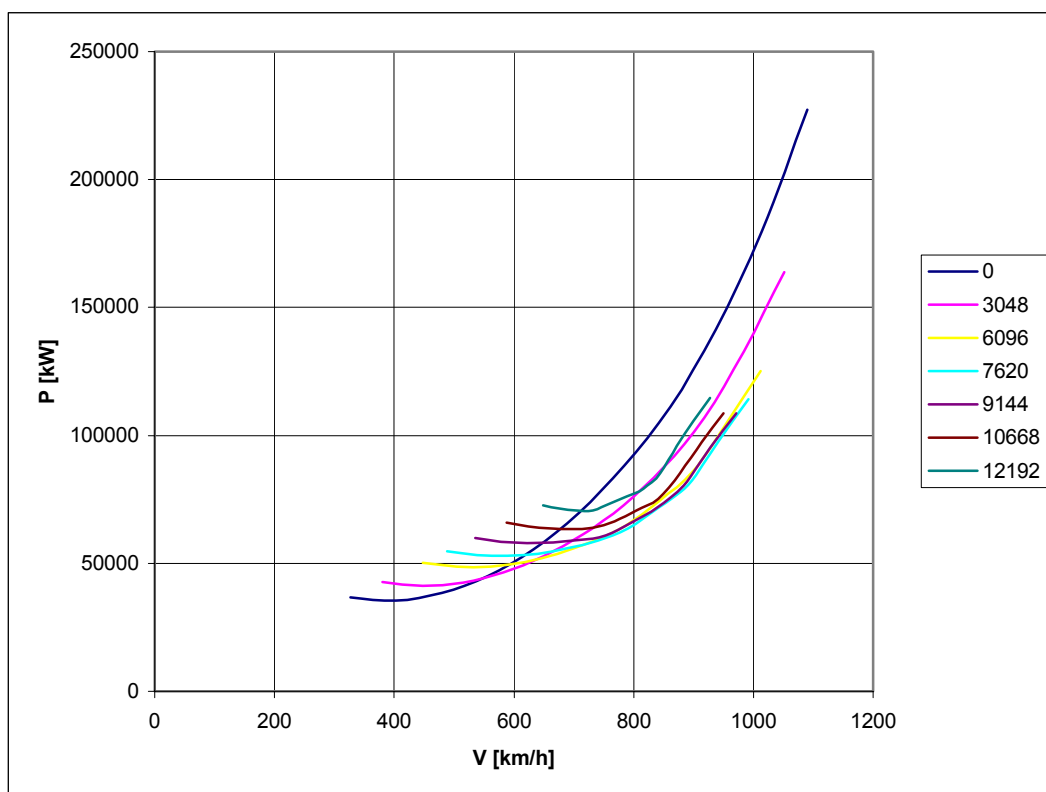
Figura 8.3 – Particolare della prua dell'Airbus A380-800.

**SALITA – SPINTA NECESSARIA**

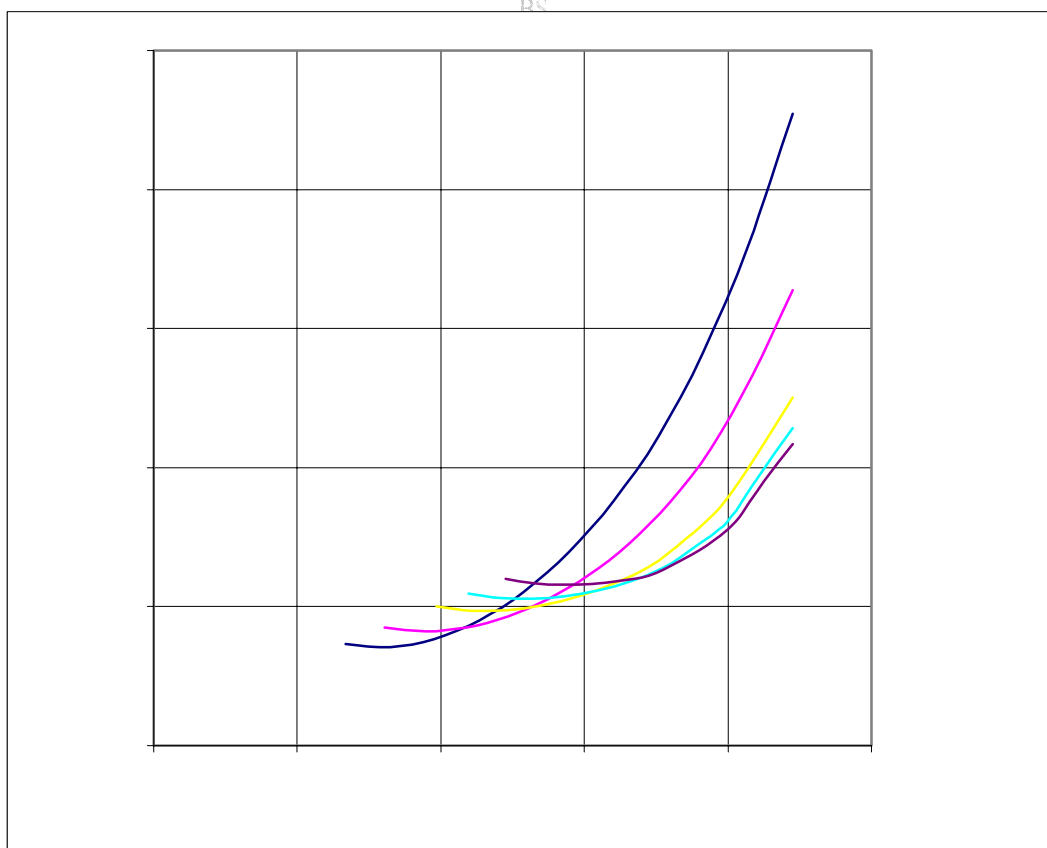
**SALITA – SPINTA NECESSARIA**

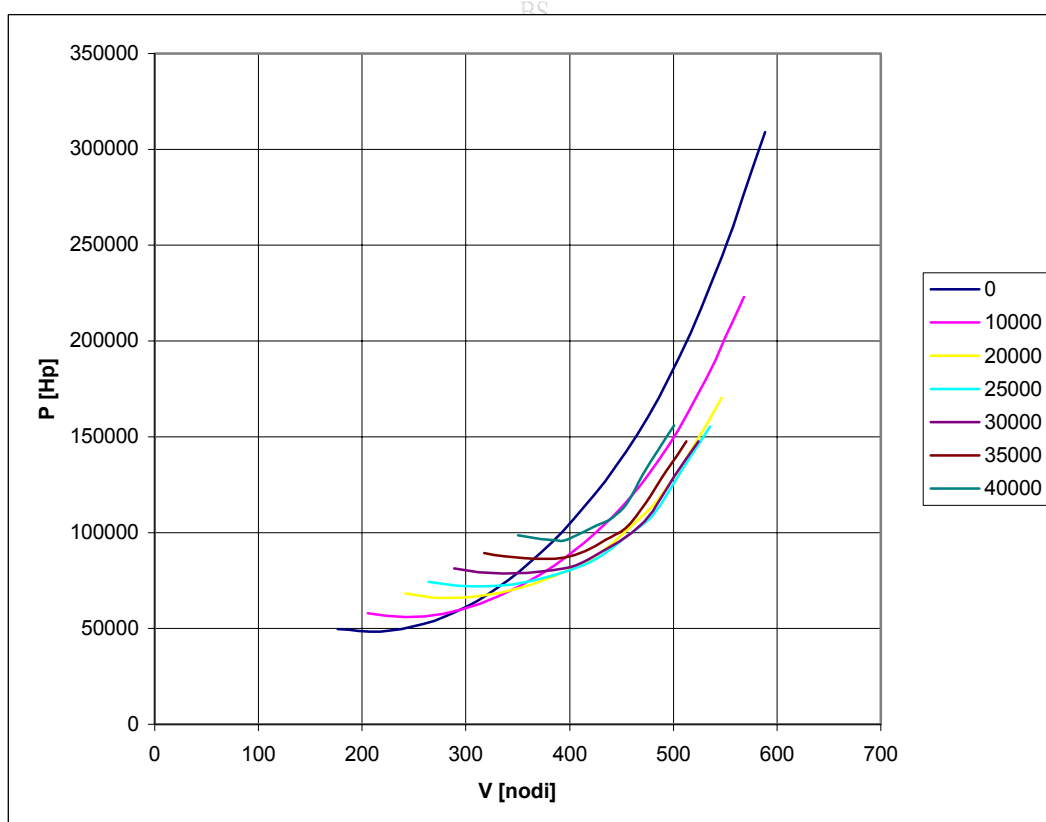
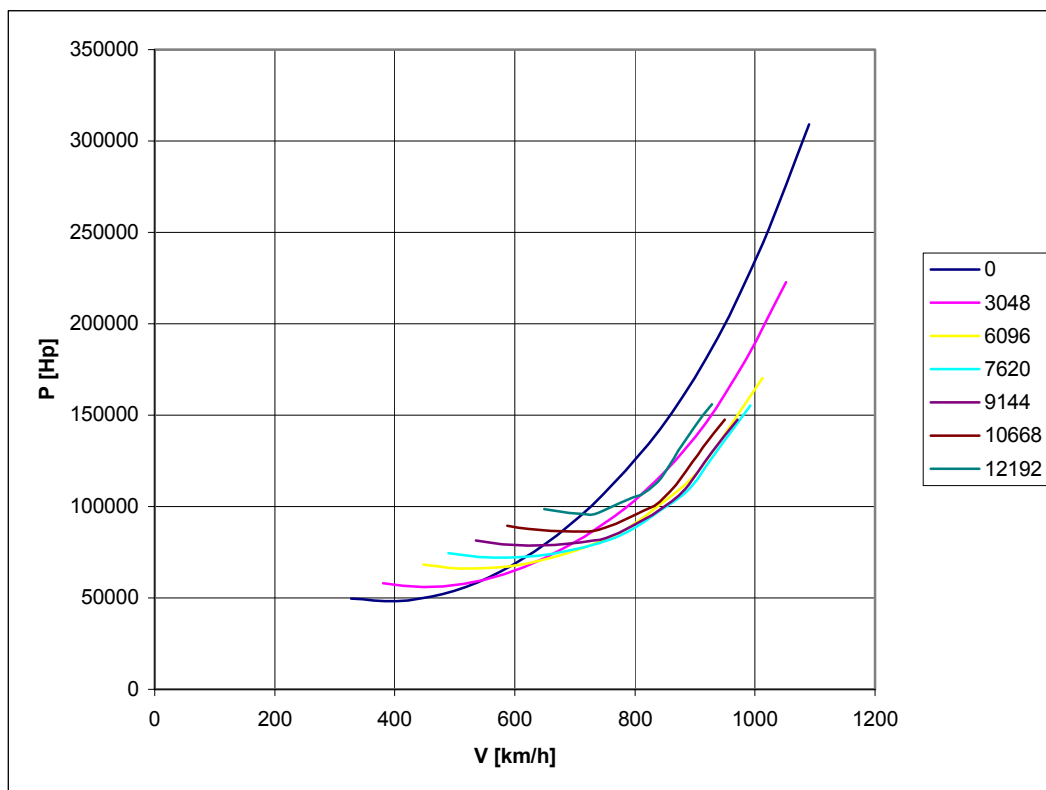
BS



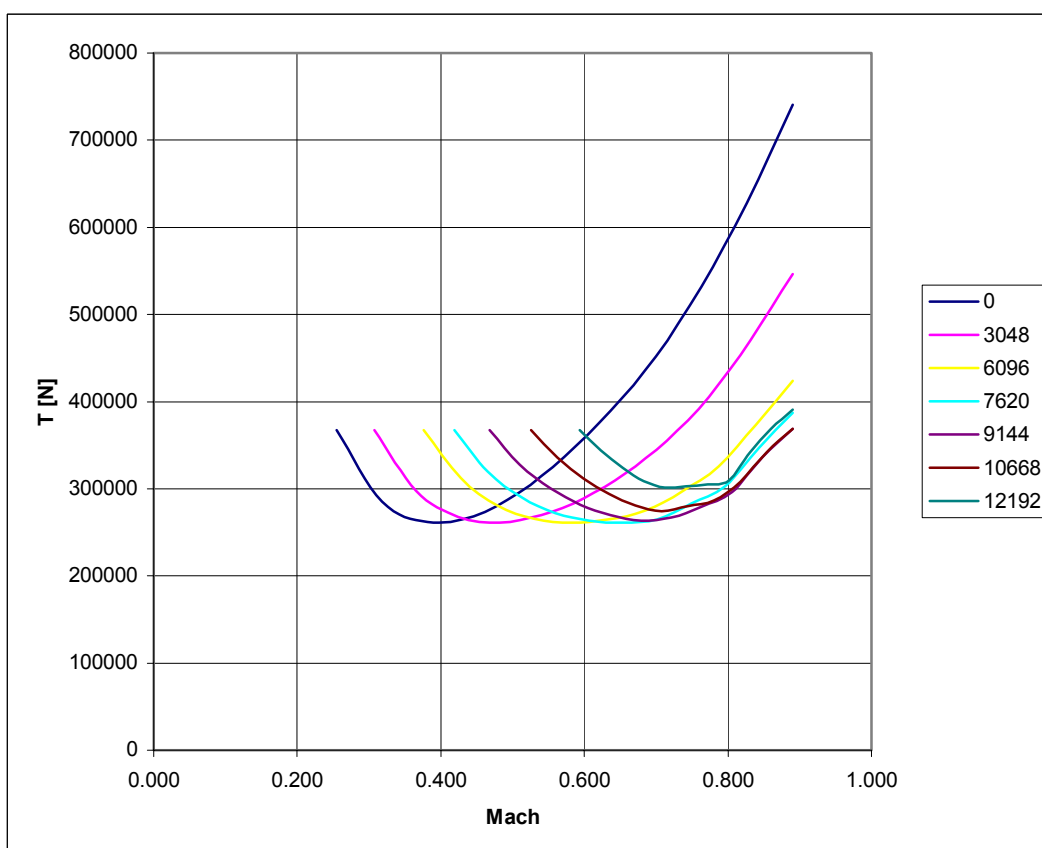
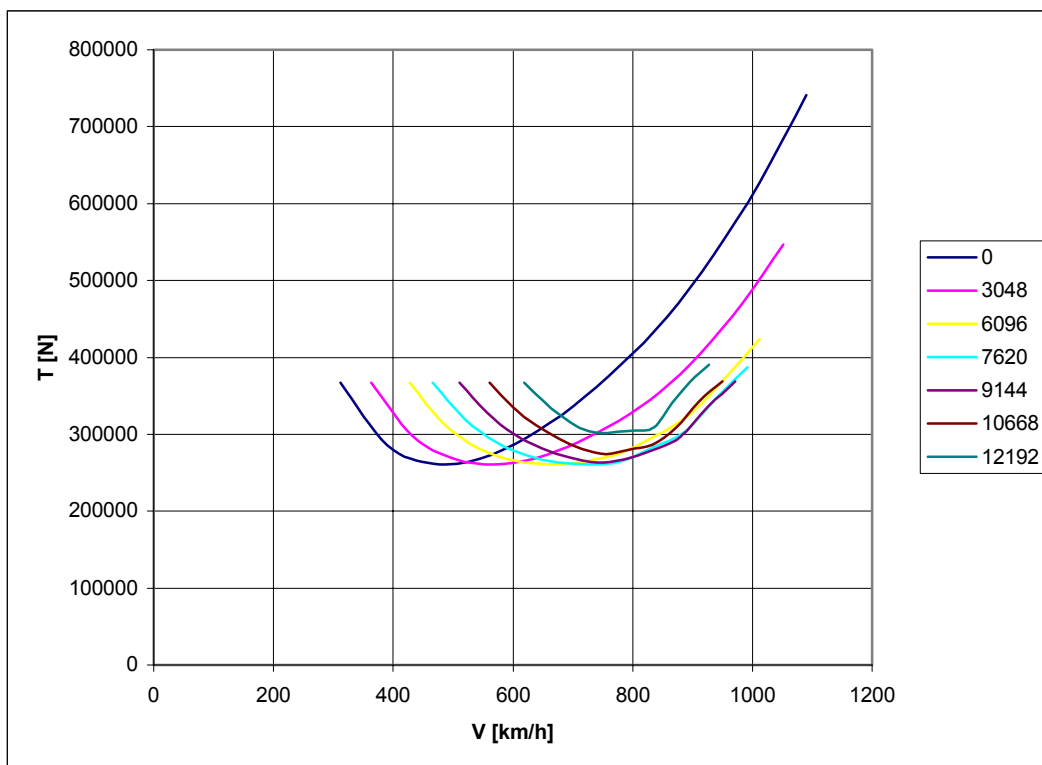
**SALITA – POTENZA NECESSARIA**

DS

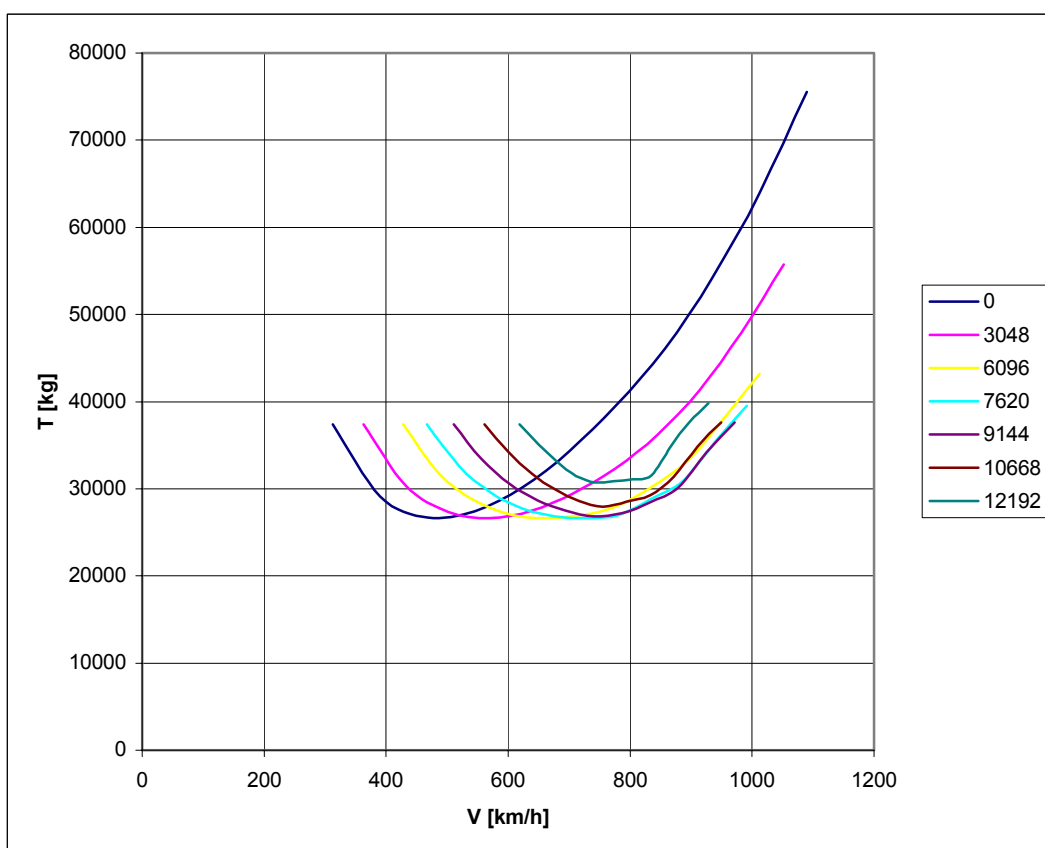
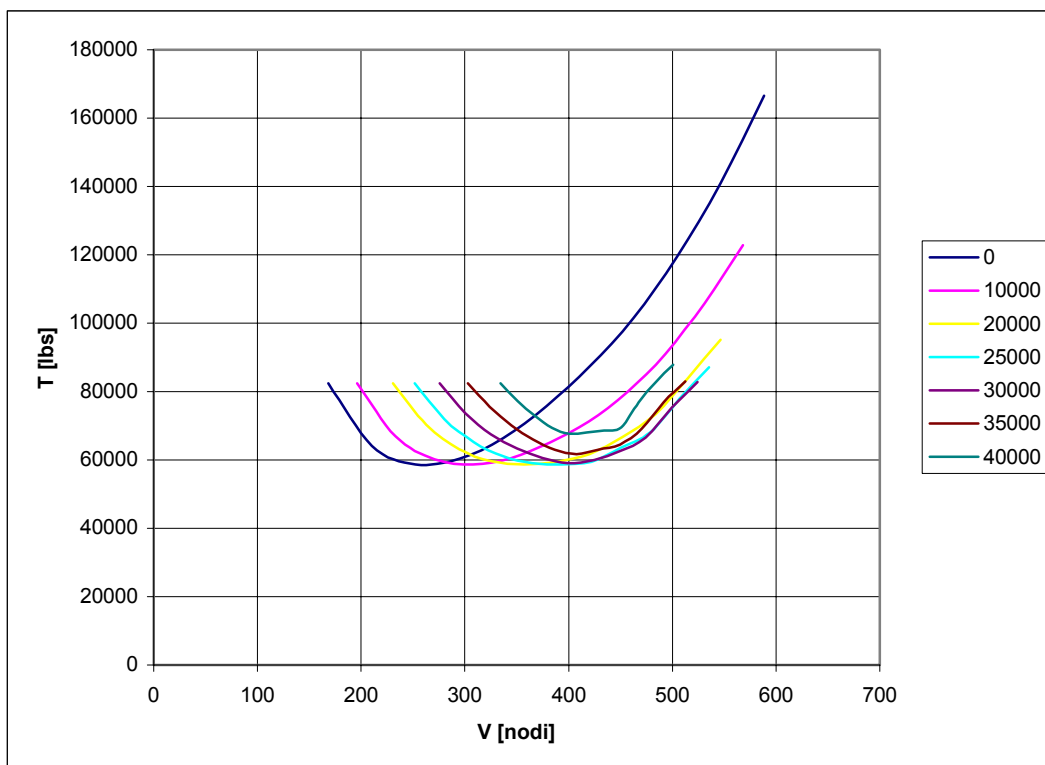


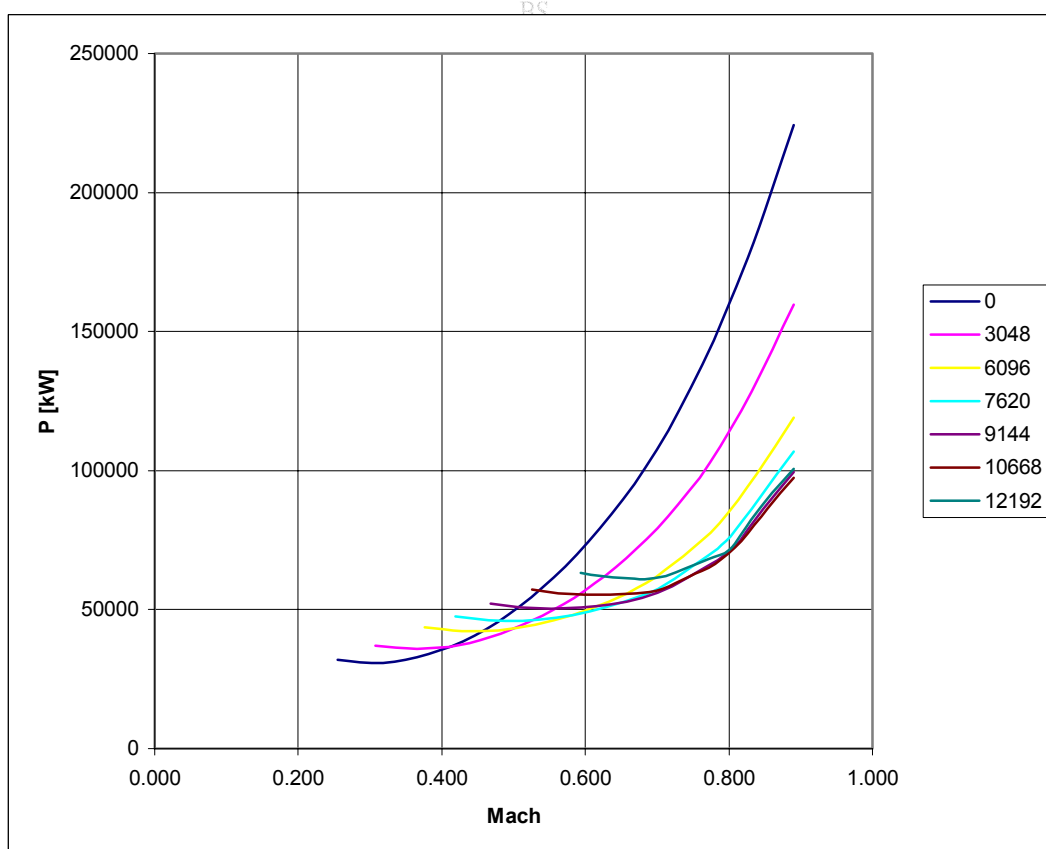
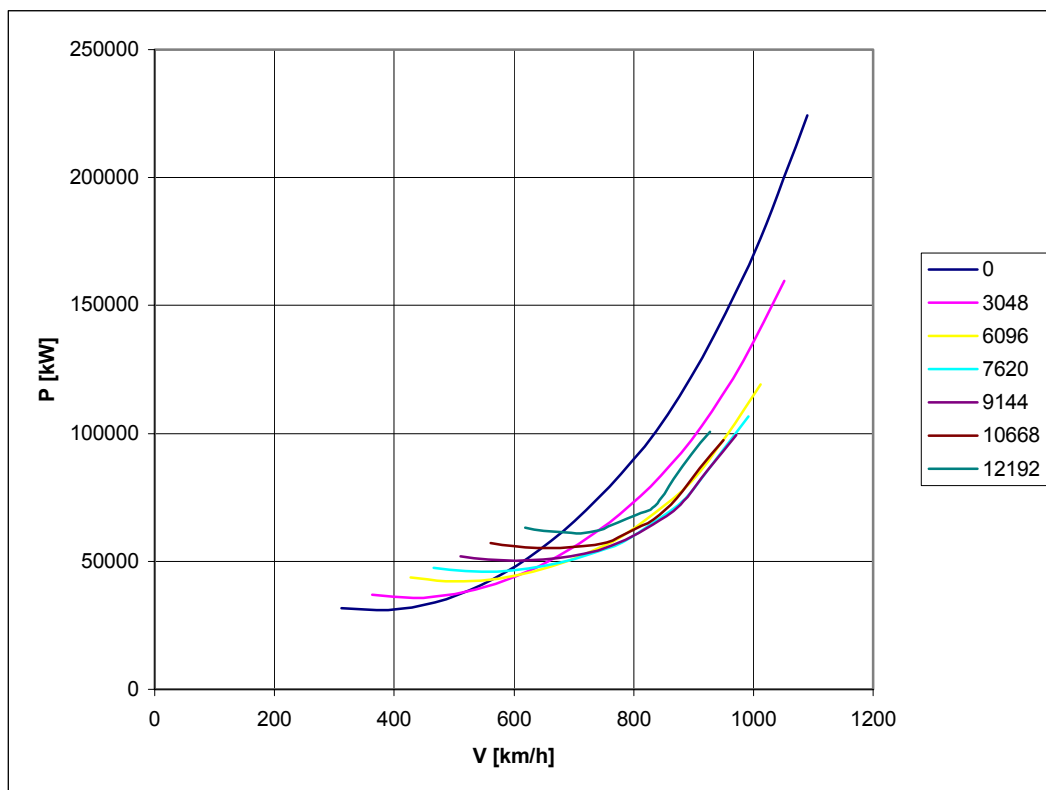
**SALITA - POTENZA NECESSARIA**



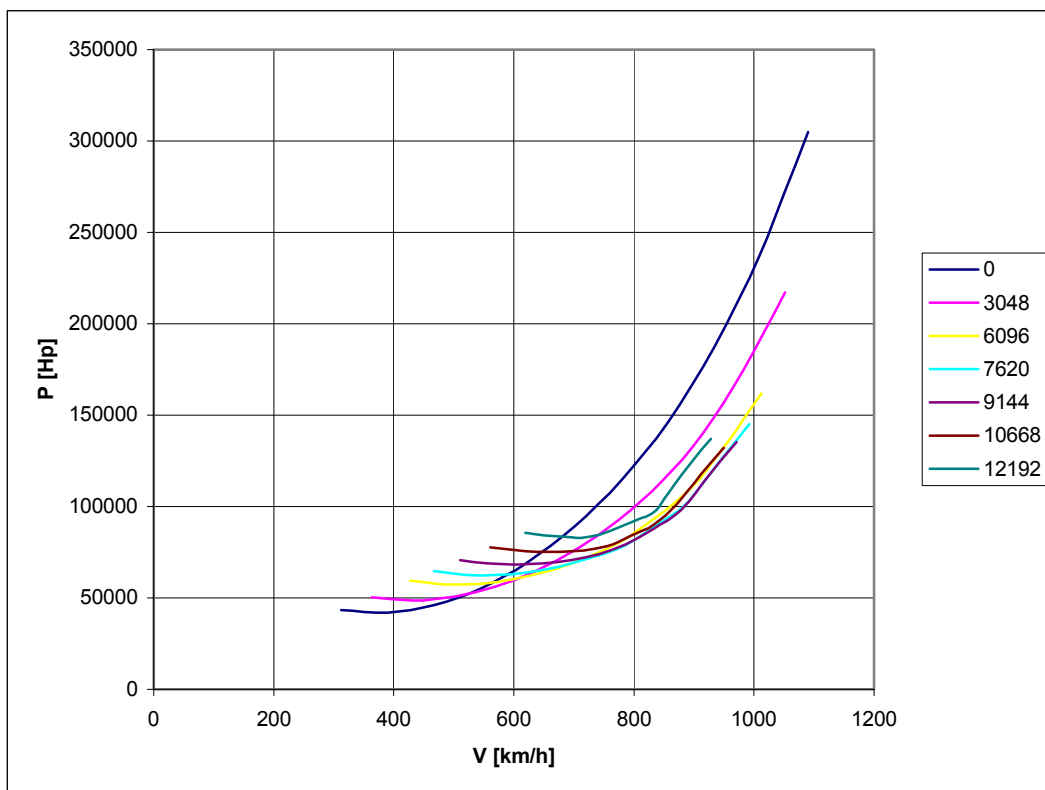
**CROCIERA – SPINTA NECESSARIA**

## CROCIERA – SPINTA NECESSARIA

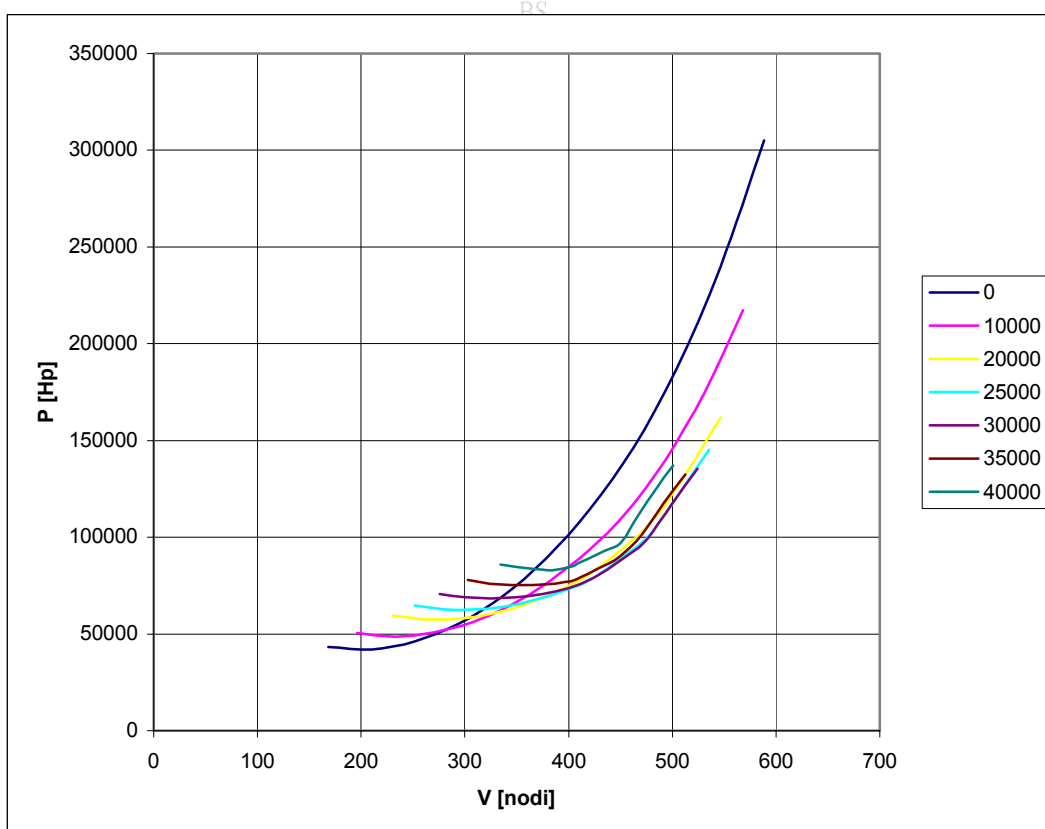


**CROCIERA – POTENZA NECESSARIA**

## CROCIERA - POTENZA NECESSARIA



DS



### • Calcolo delle prestazioni di volo.

Attraverso i dati fino ad ora ricavati, si rende finalmente possibile il calcolo di prima approssimazione delle prestazioni di volo dell'aeromobile in questione.

I valori del rateo di salita e dell'angolo di inclinazione della traiettoria in funzione della velocità di volo, ad una quota fissata, possono ottenersi confrontando le caratteristiche necessarie con quelle disponibili, entrambe calcolate per il volo in salita, nel modo descritto dalle seguenti formule.

$$RC \approx \frac{\Pi_{disp} - \Pi_{nec}}{W} \qquad \gamma \approx \frac{T_{disp} - T_{nec}}{W}$$

La conoscenza di tali andamenti funzionali consente la determinazione di alcuni diagrammi significativi per le prestazioni di volo:

- 1) Rateo di salita massimo  $RC_{\max}$  in funzione della quota;
- 2) Angolo di inclinazione della traiettoria massimo  $\gamma_{\max}$  in funzione della quota;
- 3) Velocità di salita rapida  $V_{RC_{\max}}$  in funzione della quota;
- 4) Velocità di salita ripida  $V_{\gamma_{\max}}$  in funzione della quota;
- 5) Tempo minimo  $t_{\min}$  per il raggiungimento di una determinata quota in funzione della quota stessa:

$$t_{\min} = \int_{z_1}^{z_2} \frac{1}{RC_{\max}} dz$$

Tali diagrammi vengono ricavati attraverso un opportuno processo di interpolazione dei dati disponibili e, proprio a partire da essi, è possibile determinare le quote di tangenza teorica e pratica.

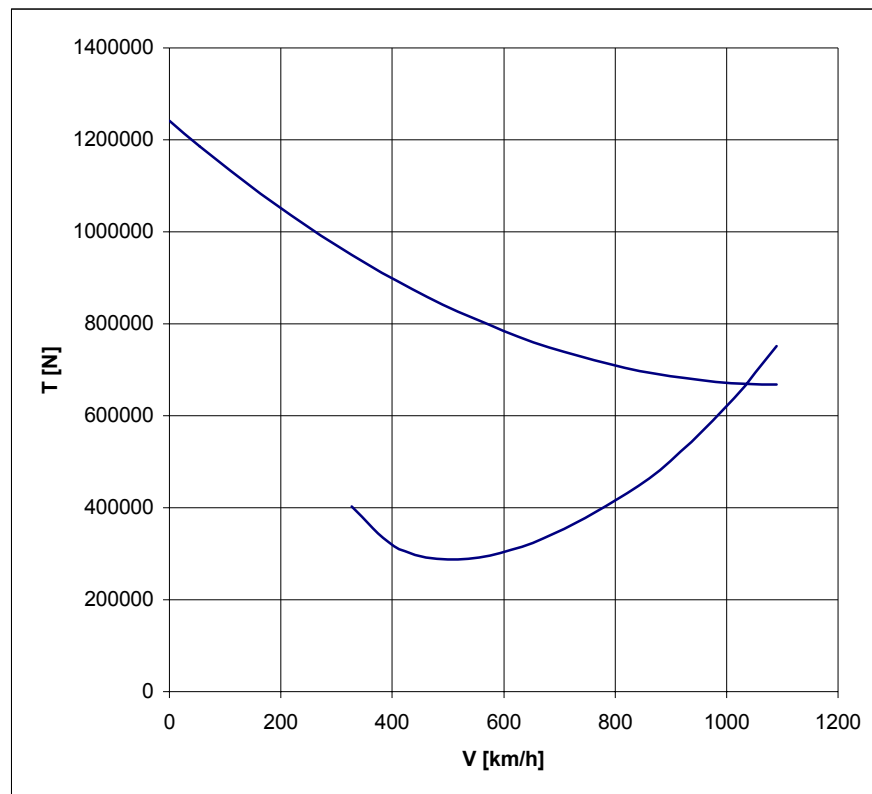
I valori della massima velocità di volo in funzione della quota si ottengono, invece, dal confronto delle caratteristiche necessarie con quelle disponibili, entrambe calcolate per il volo in crociera.

Nelle pagine seguenti, tutti gli andamenti grafici sopra menzionati vengono proposti in differenti unità di misura, appartenenti sia al Sistema Internazionale che a quello Anglosassone.

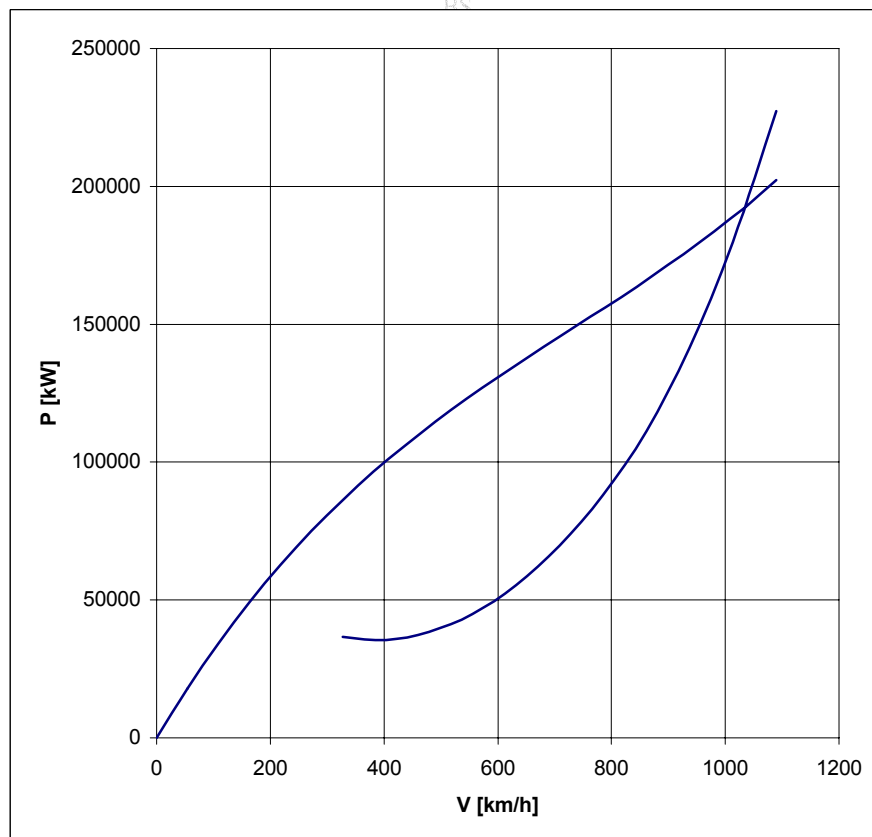


Figura 8.4 – Airbus A380-800 negli stabilimenti di Blagnac (Tolosa).

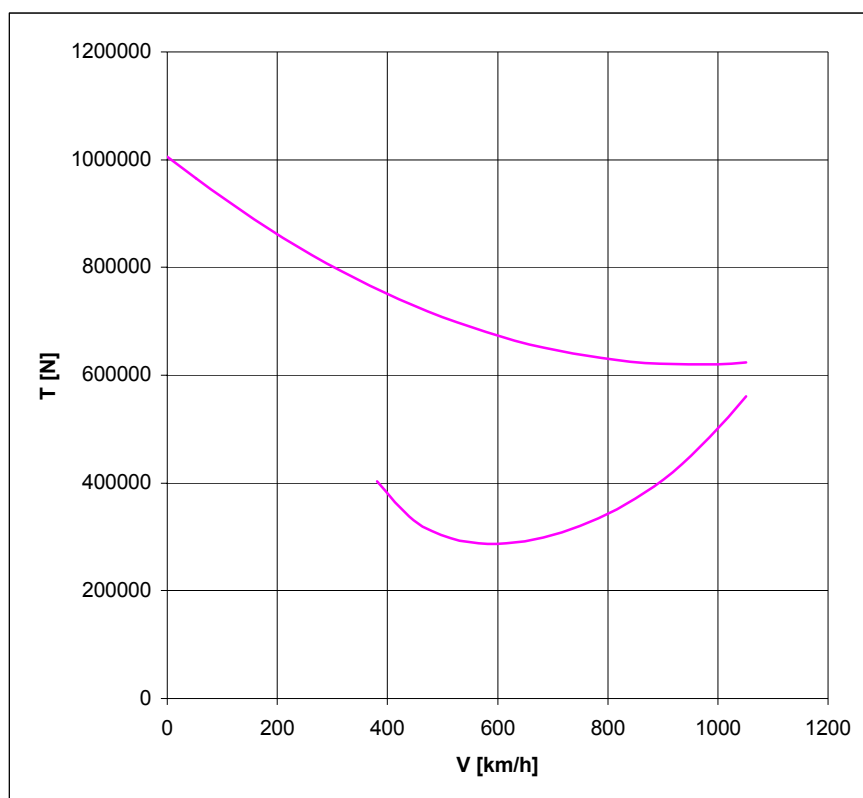
## SALITA - QUOTA 0 FT



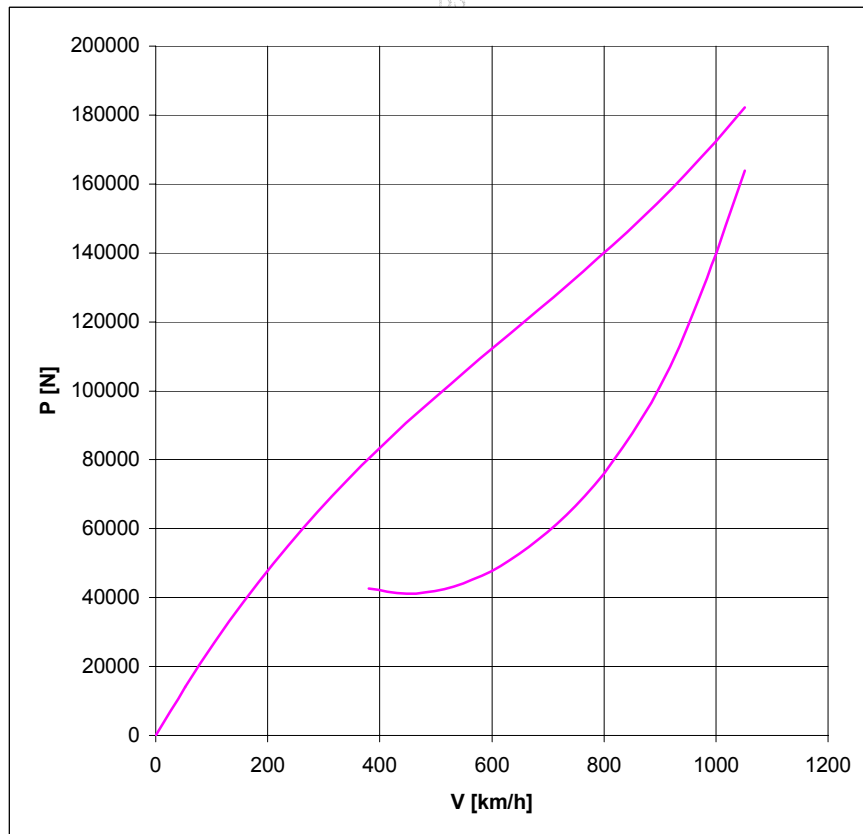
PC

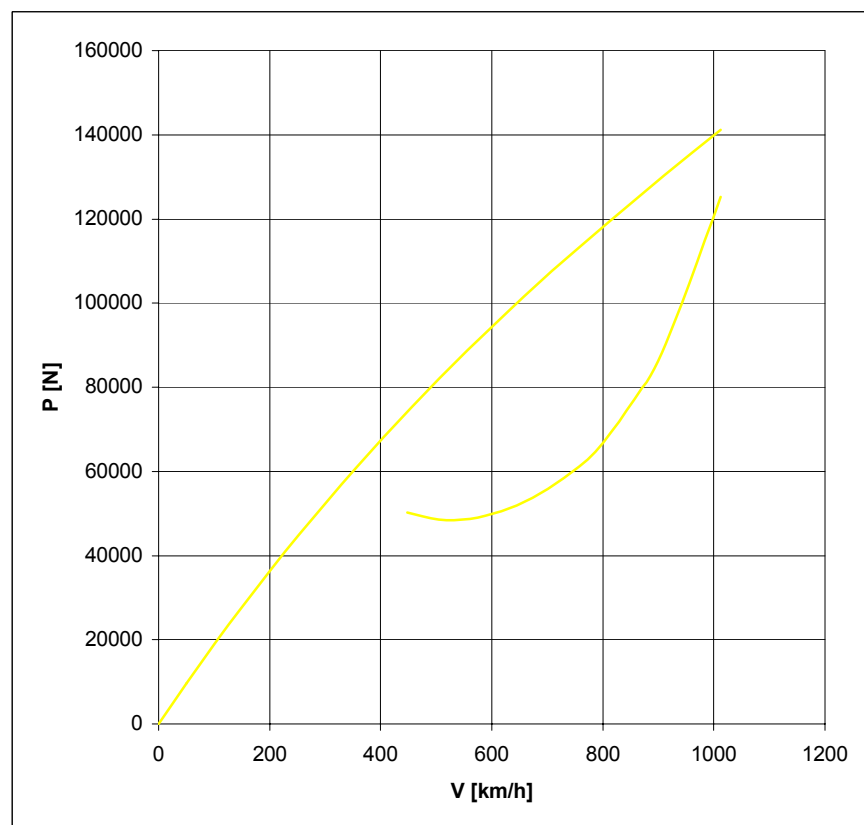
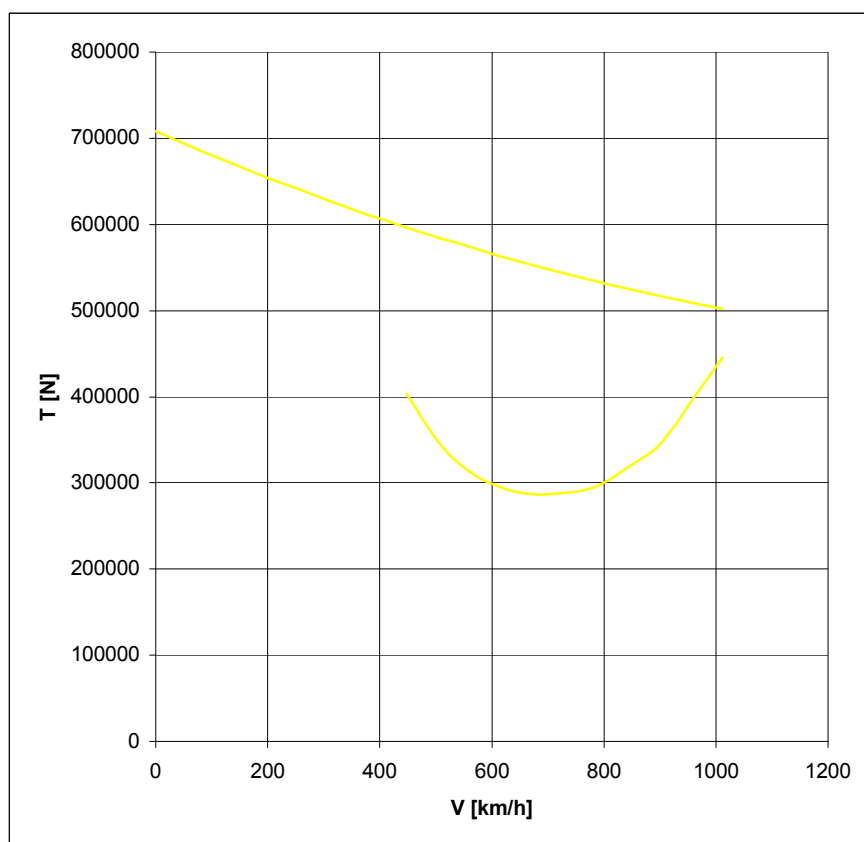


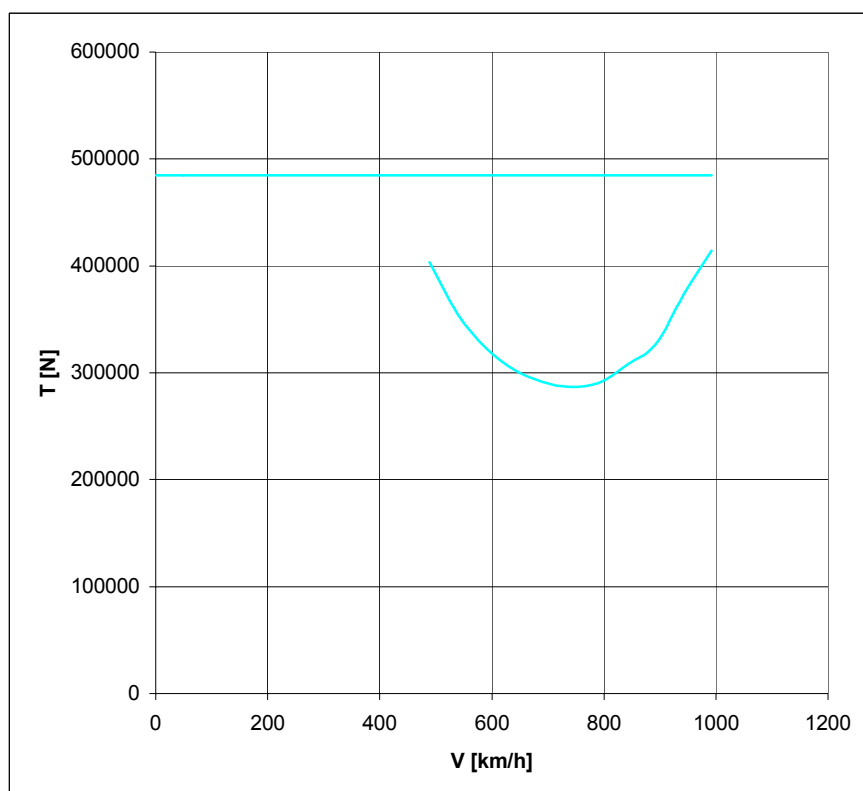


**SALITA - QUOTA 10000 FT**

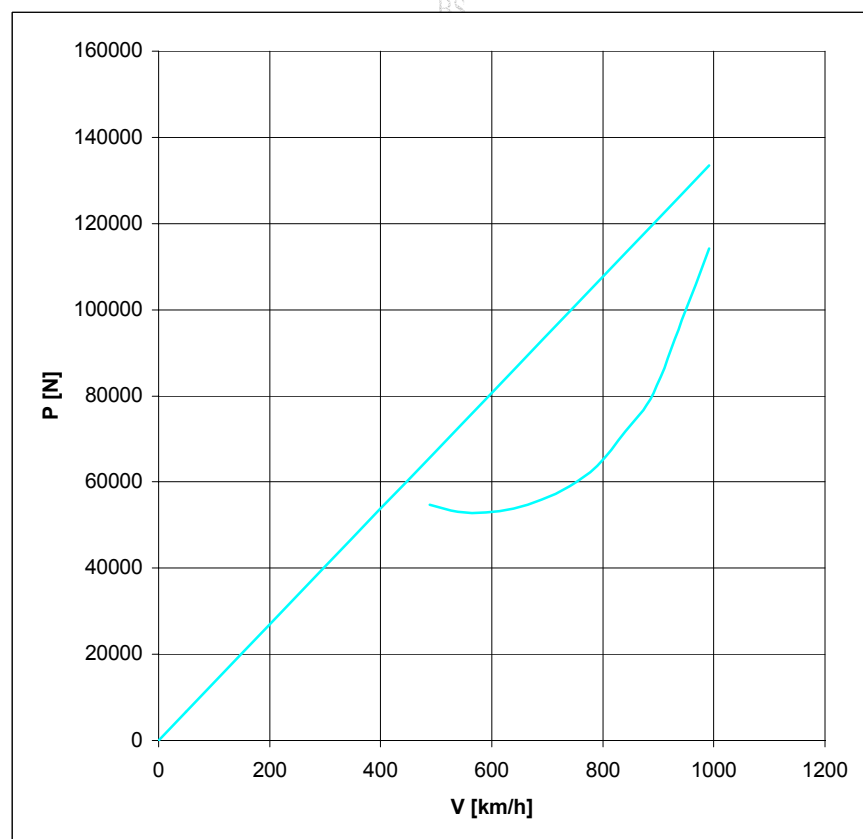
BS

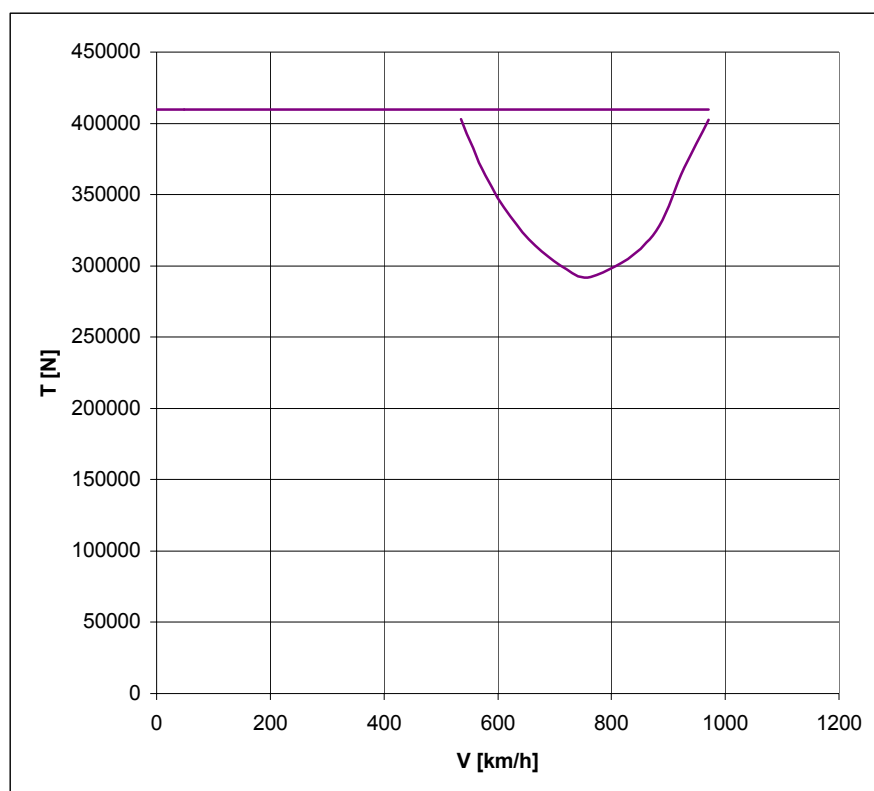


**SALITA - QUOTA 20000 FT**

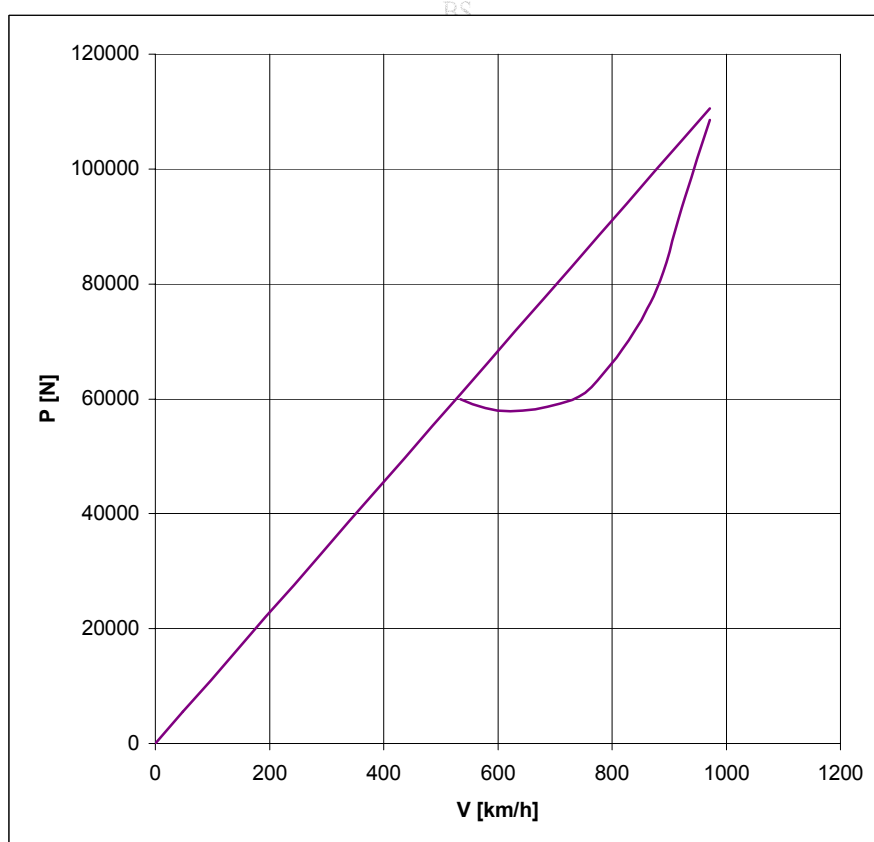
**SALITA - QUOTA 25000 FT**

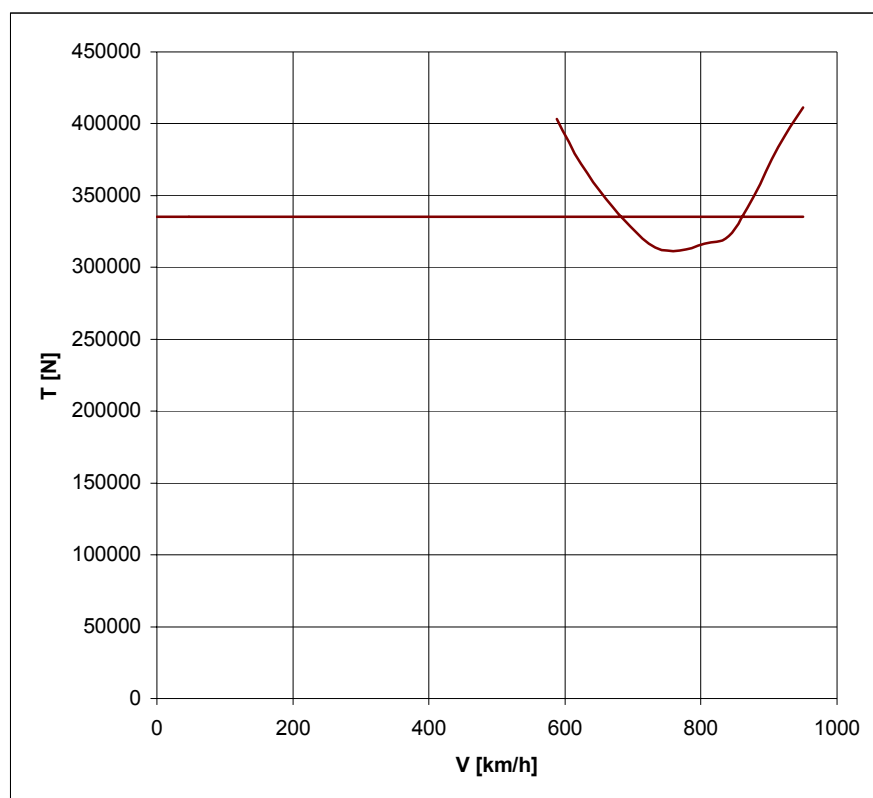
PC



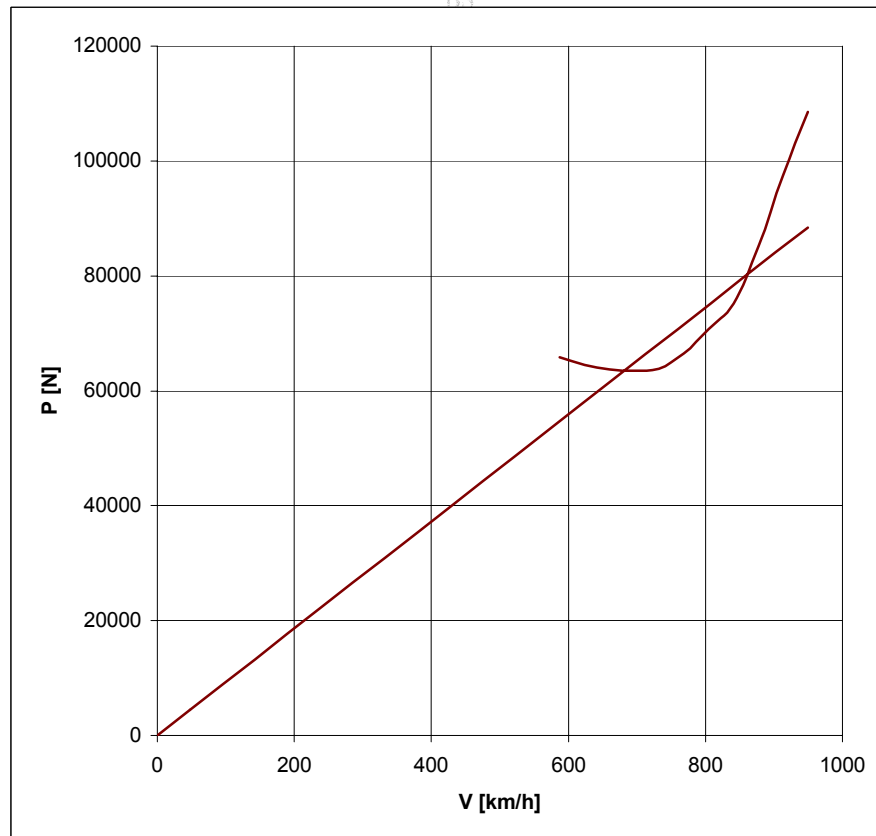
**SALITA - QUOTA 30000 FT**

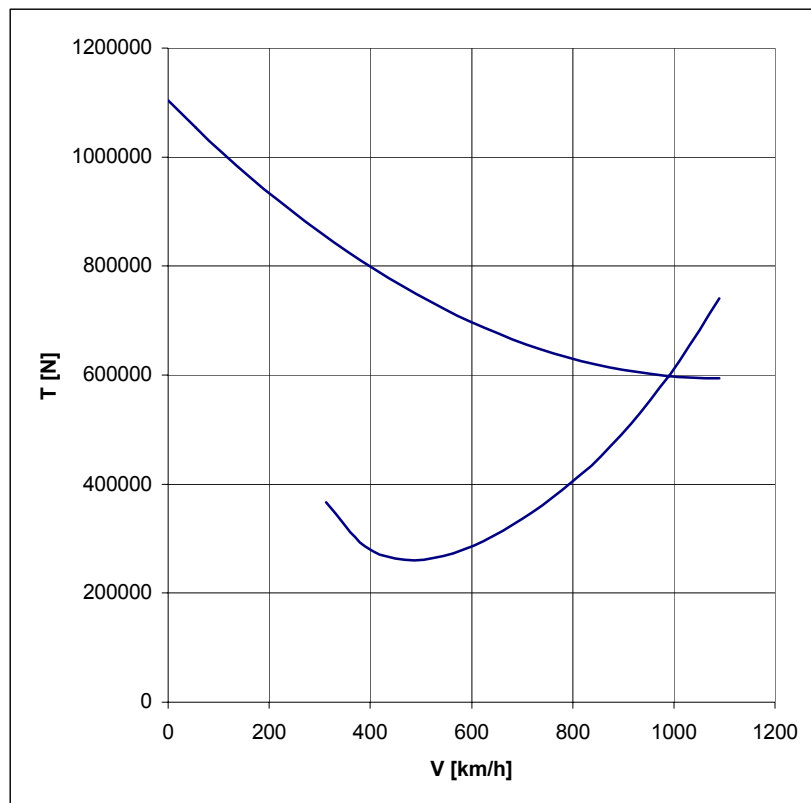
PS



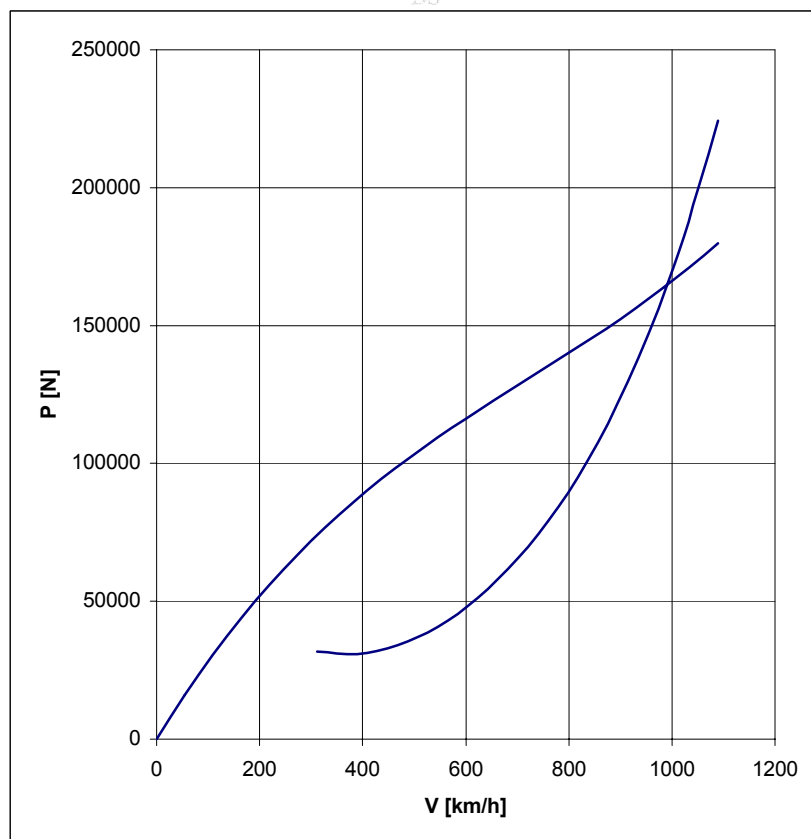
**SALITA - QUOTA 35000 FT**

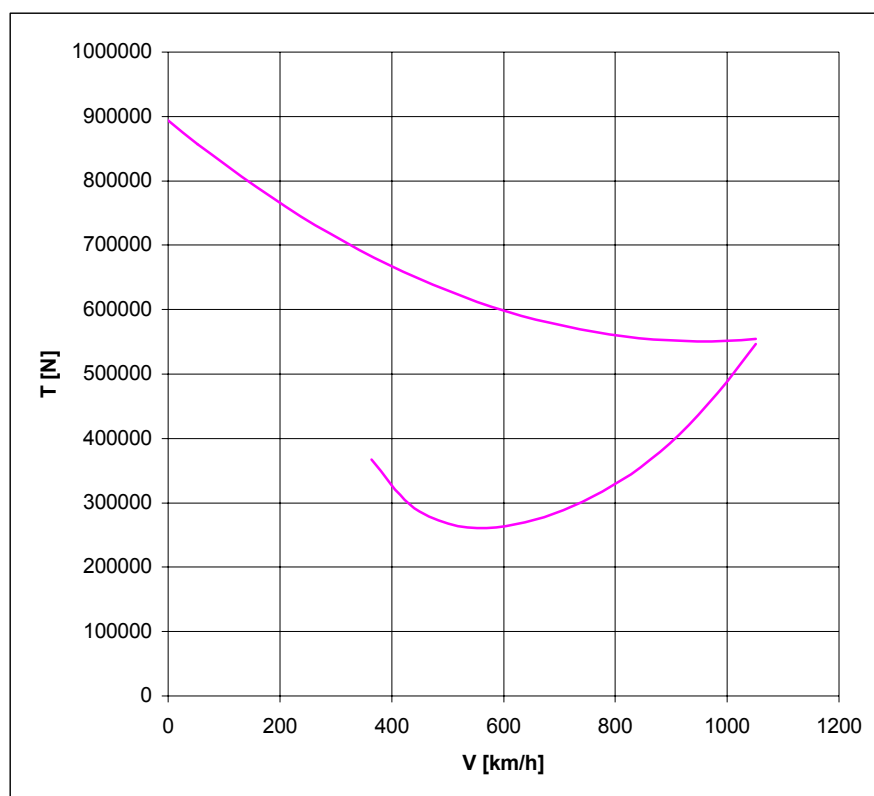
BS



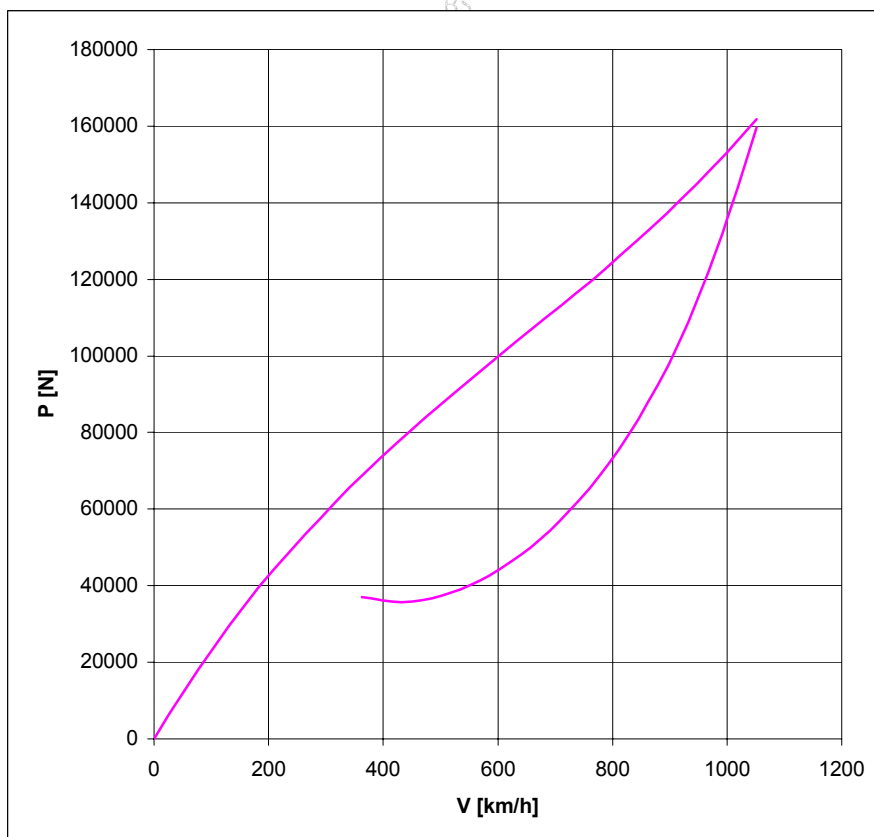
**CROCIERA - QUOTA 0 FT**

BS

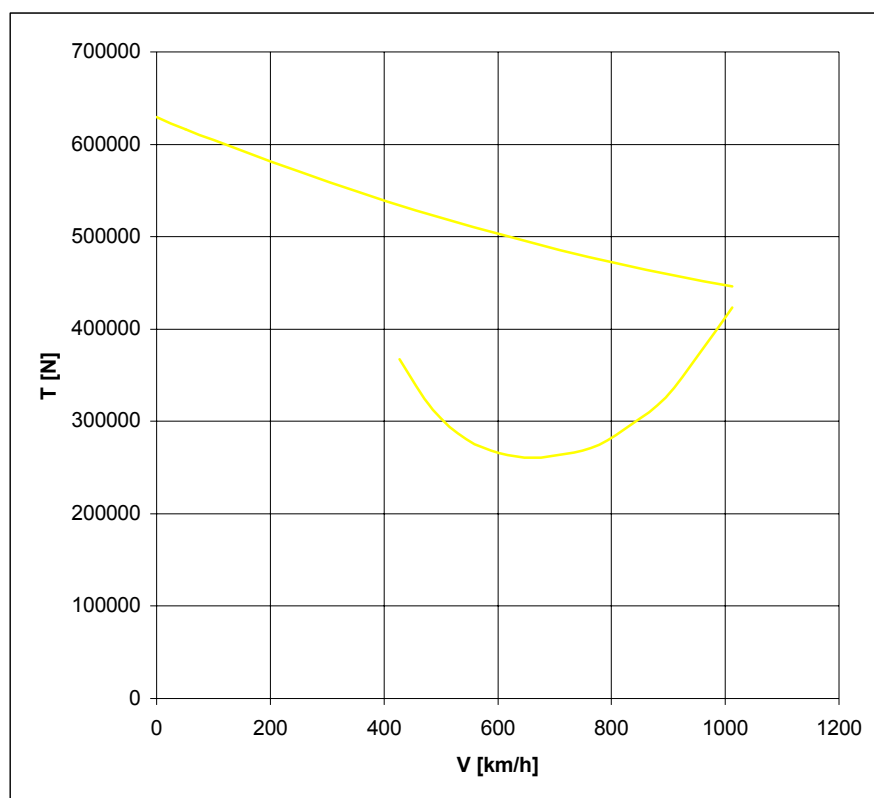


**CROCIERA - QUOTA 10000 FT**

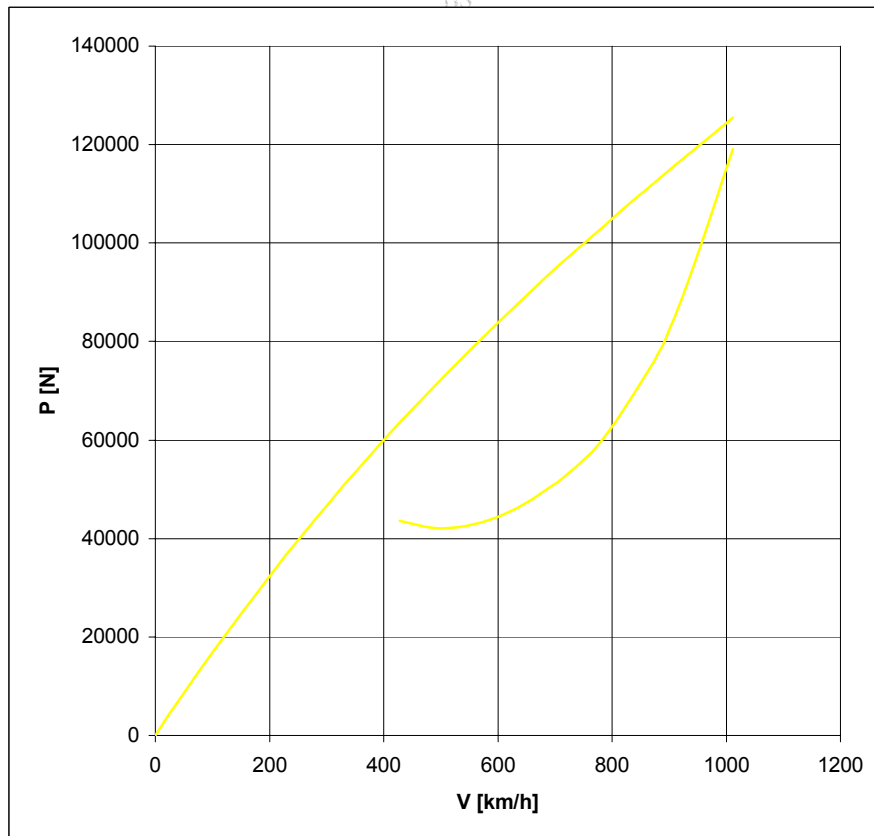
RS

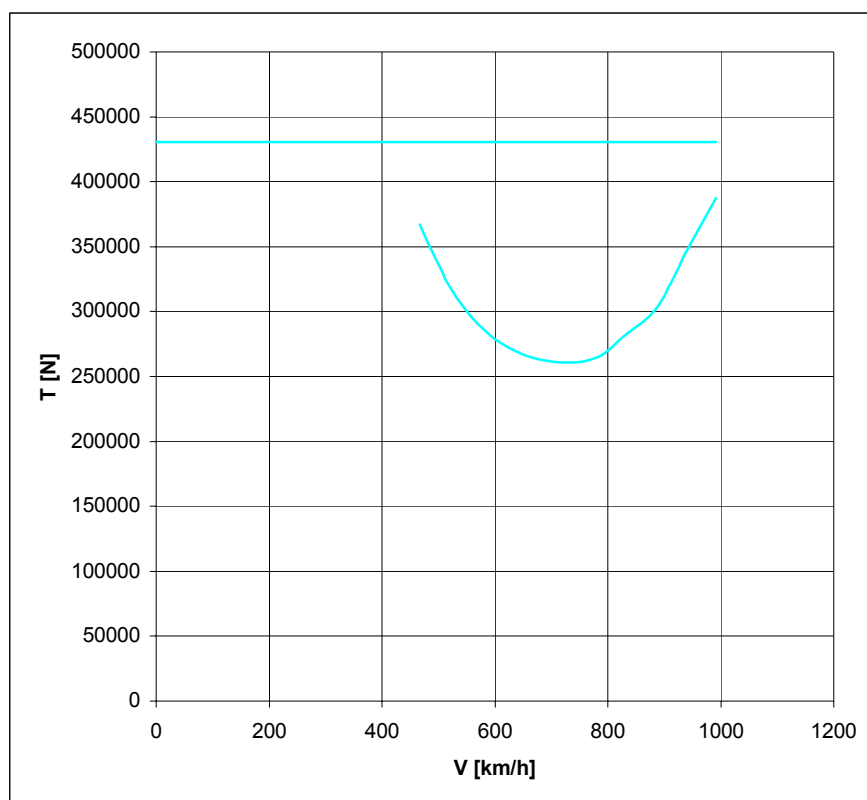




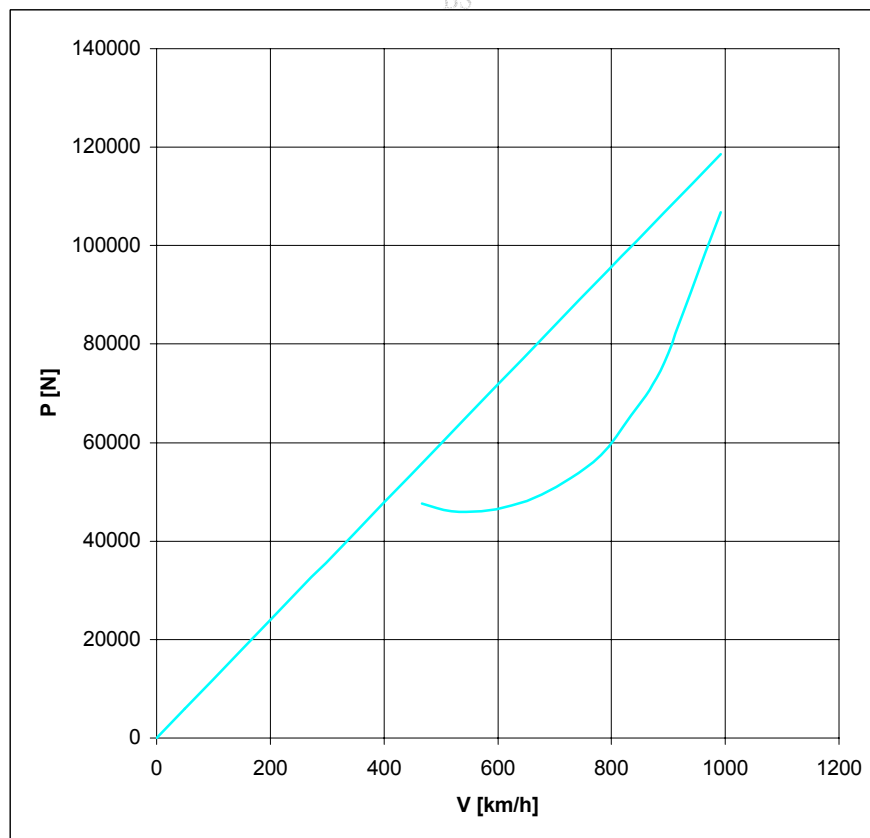
**CROCIERA - QUOTA 20000 FT**

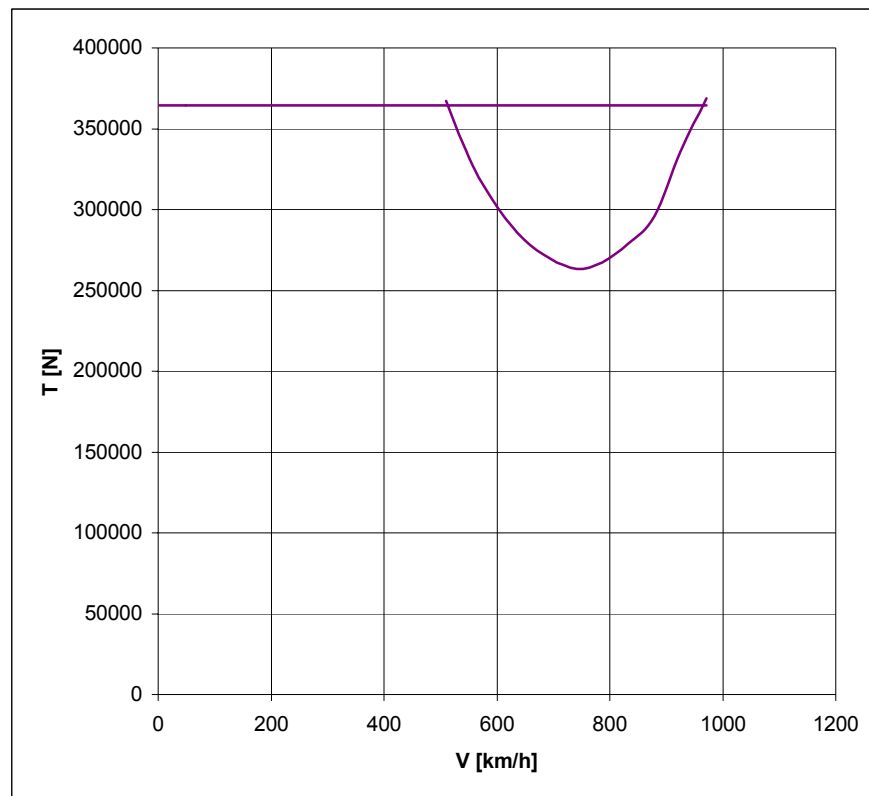
RS



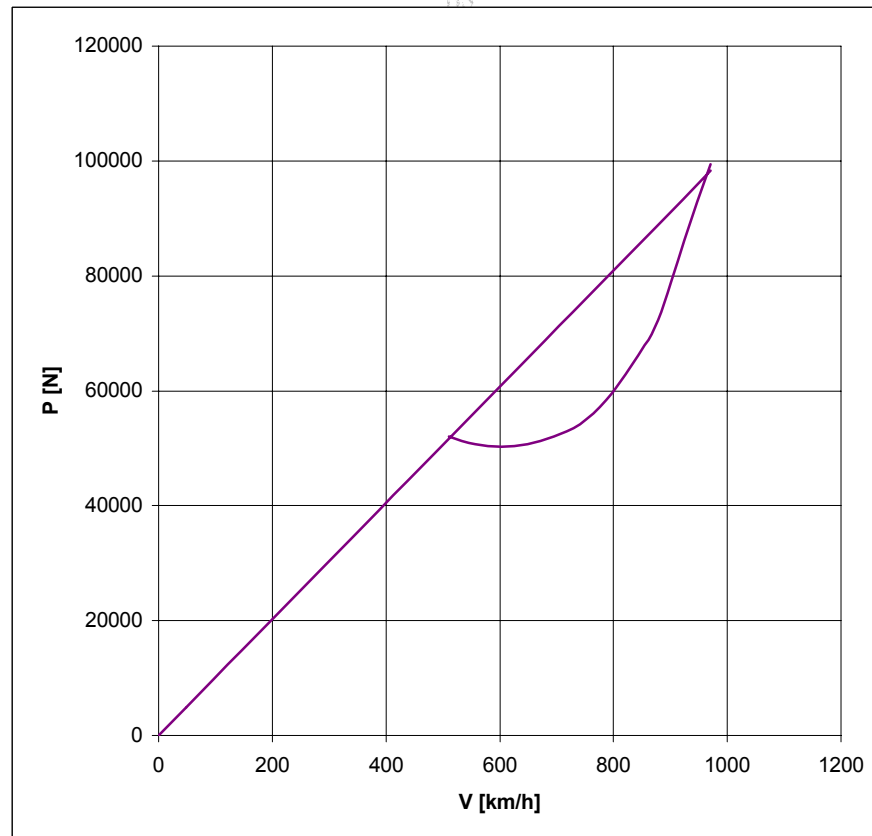
**CROCIERA - QUOTA 25000 FT**

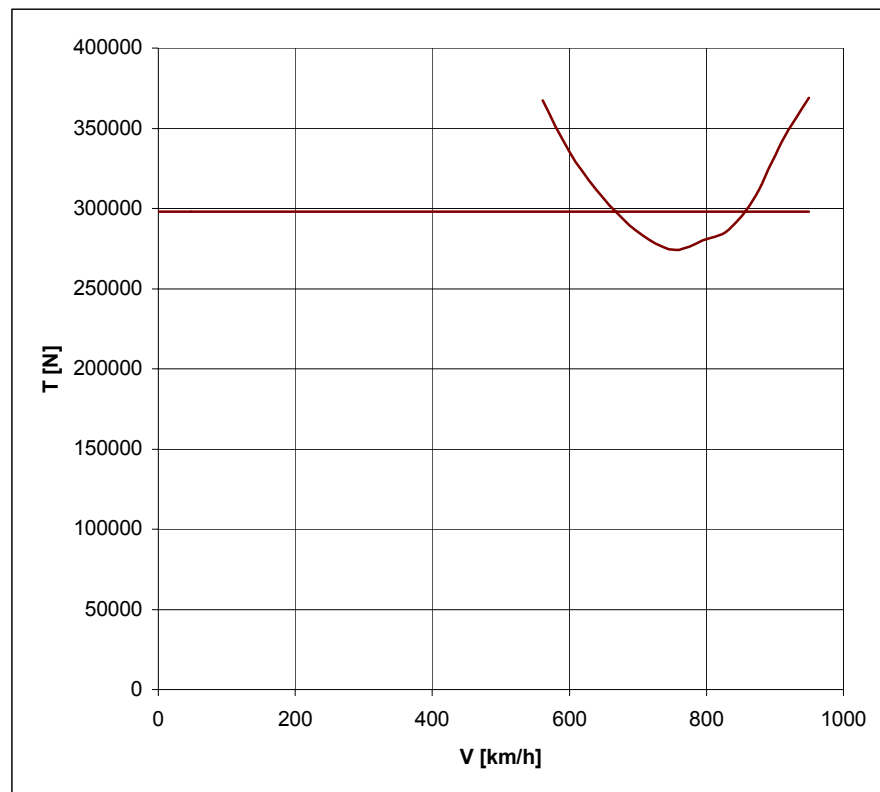
BS



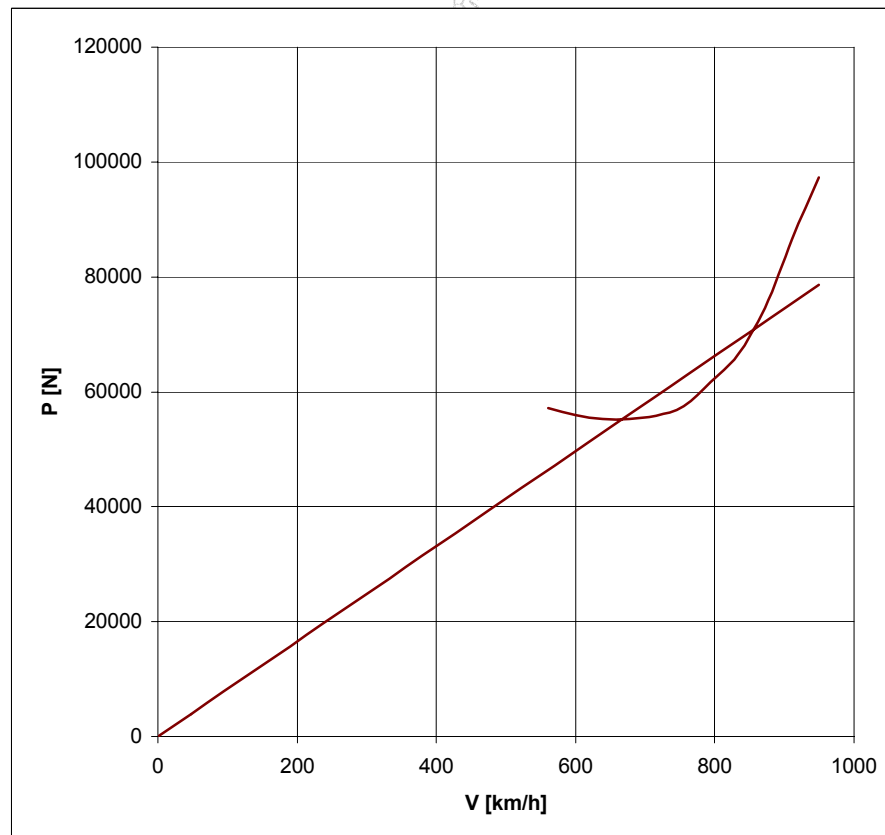
**CROCIERA - QUOTA 30000 FT**

BS

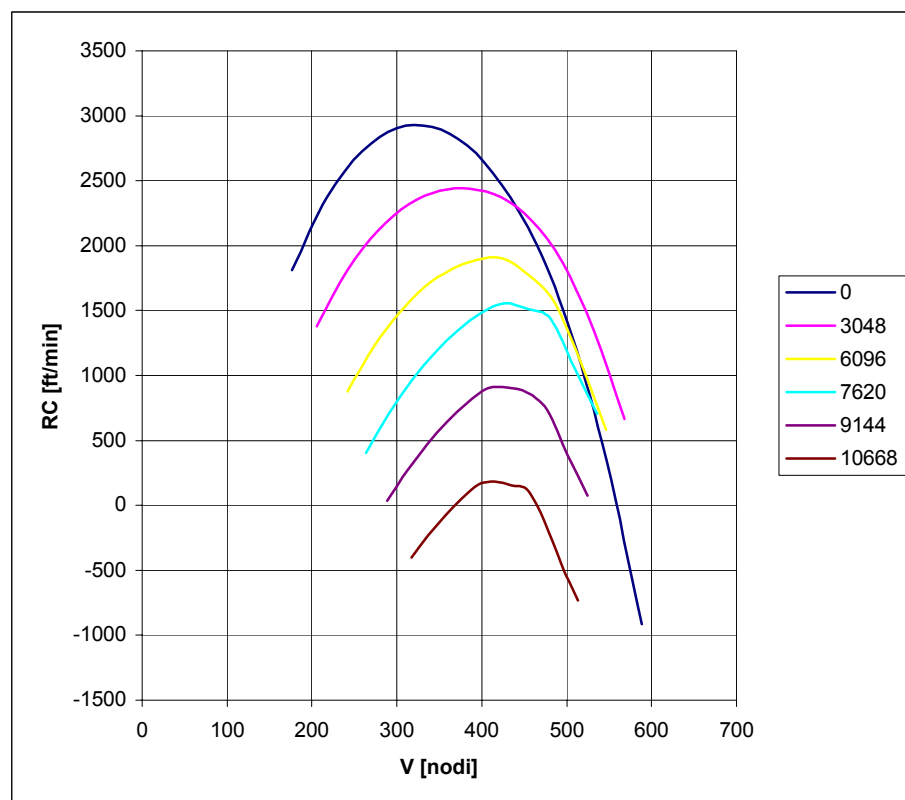
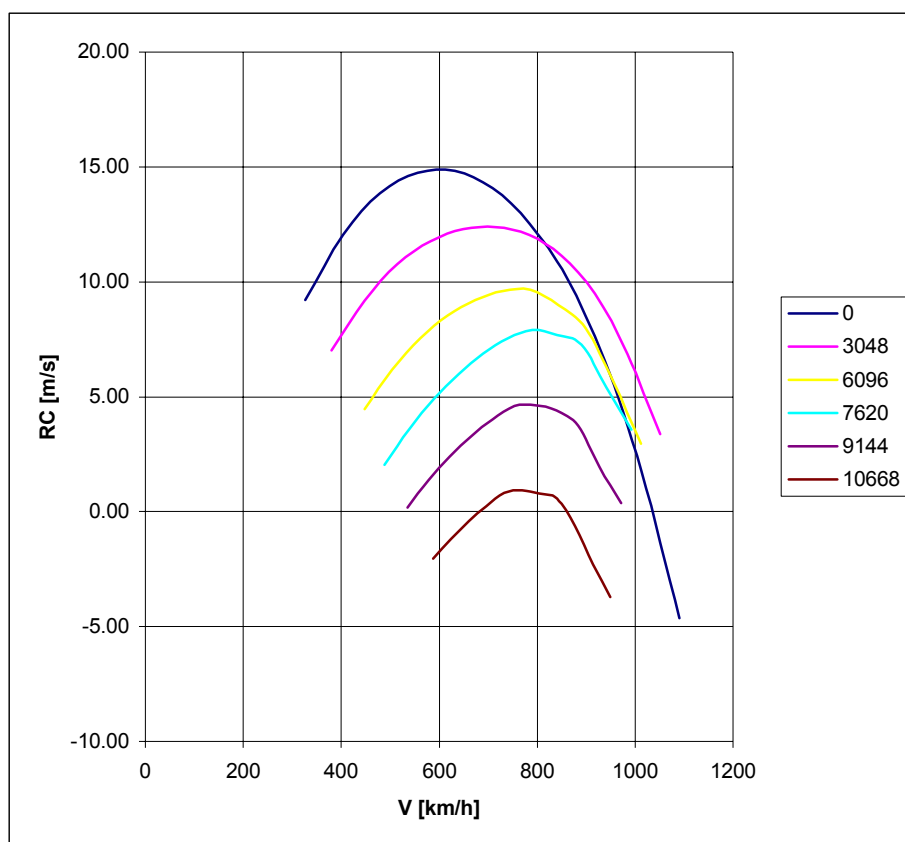


**CROCIERA - QUOTA 35000 FT**

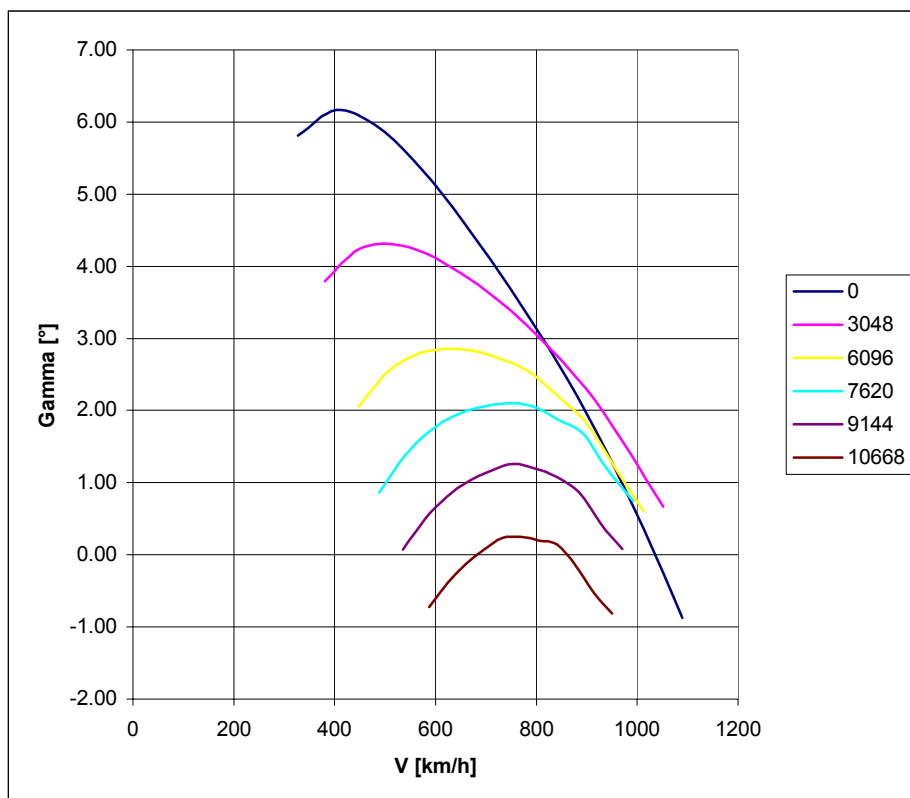
DS



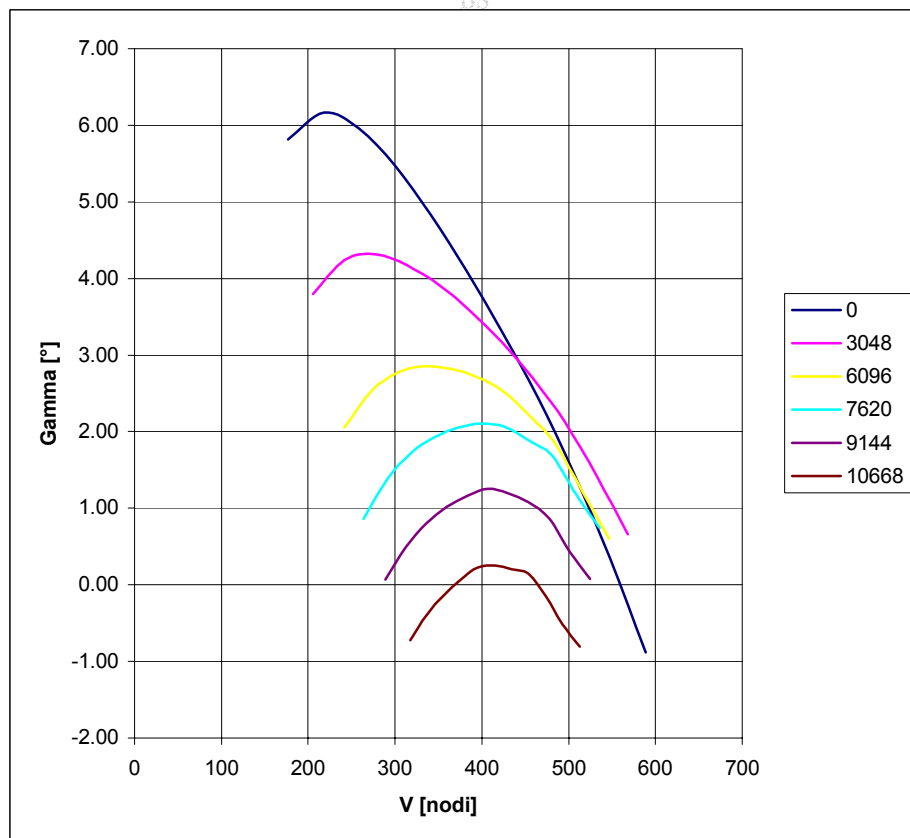
## RATEO DI SALITA

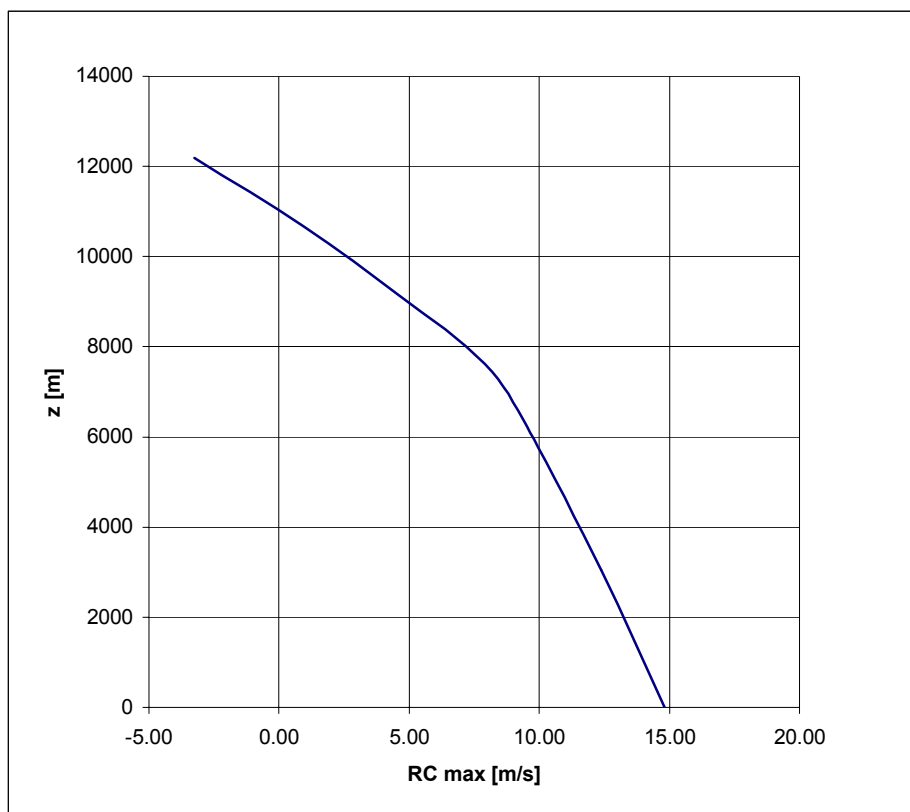


## ANGOLO DI SALITA

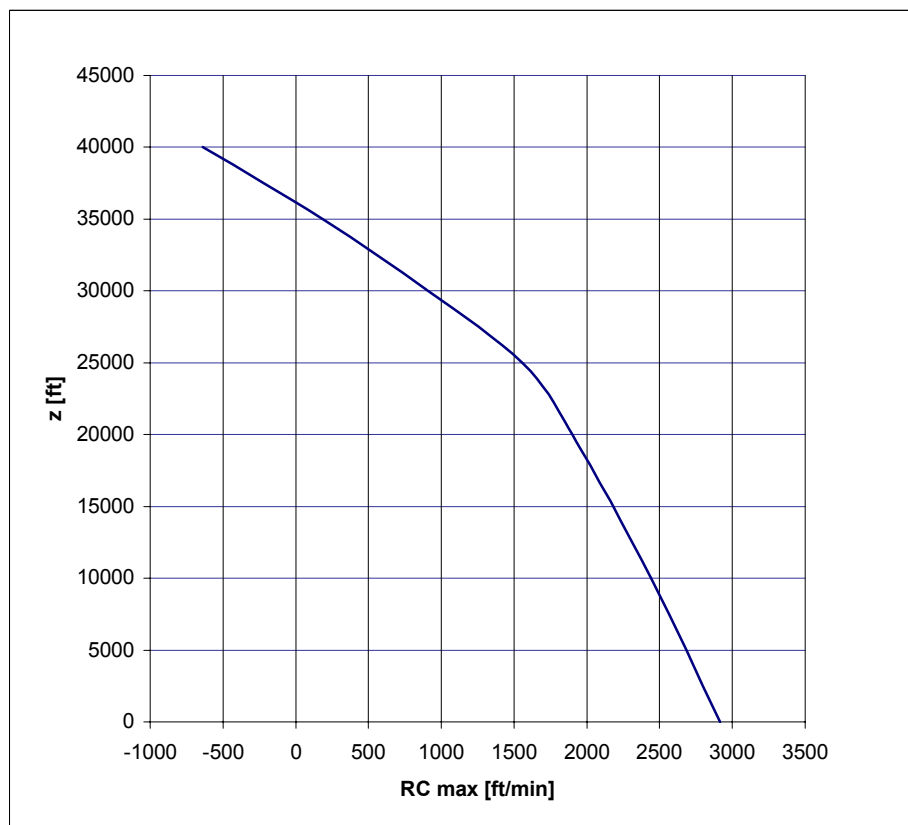


BS

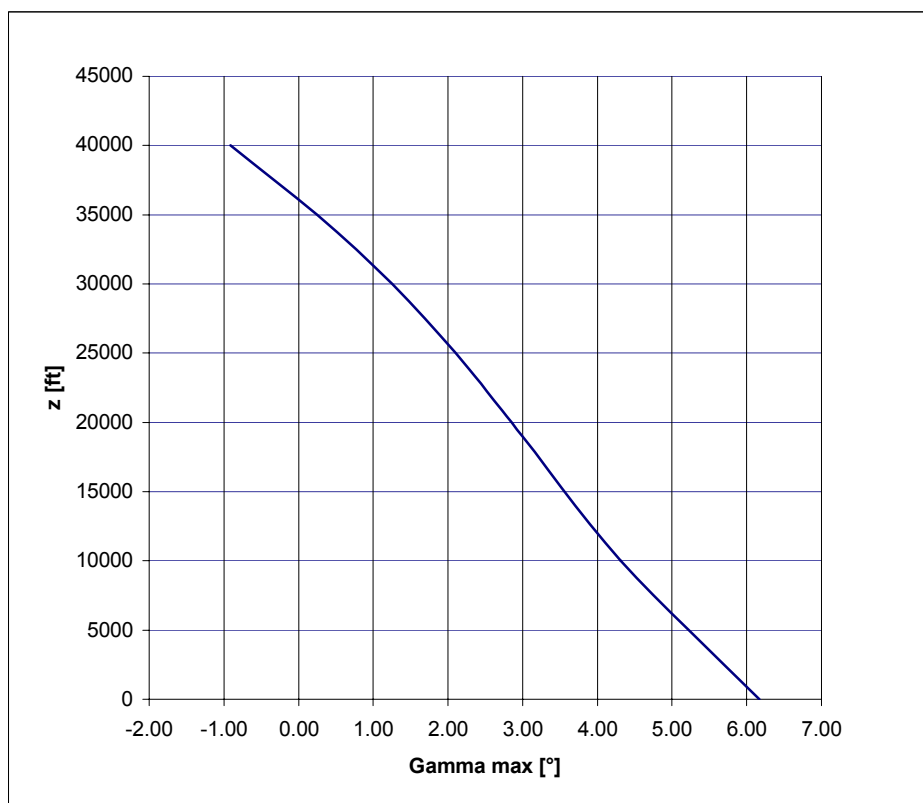
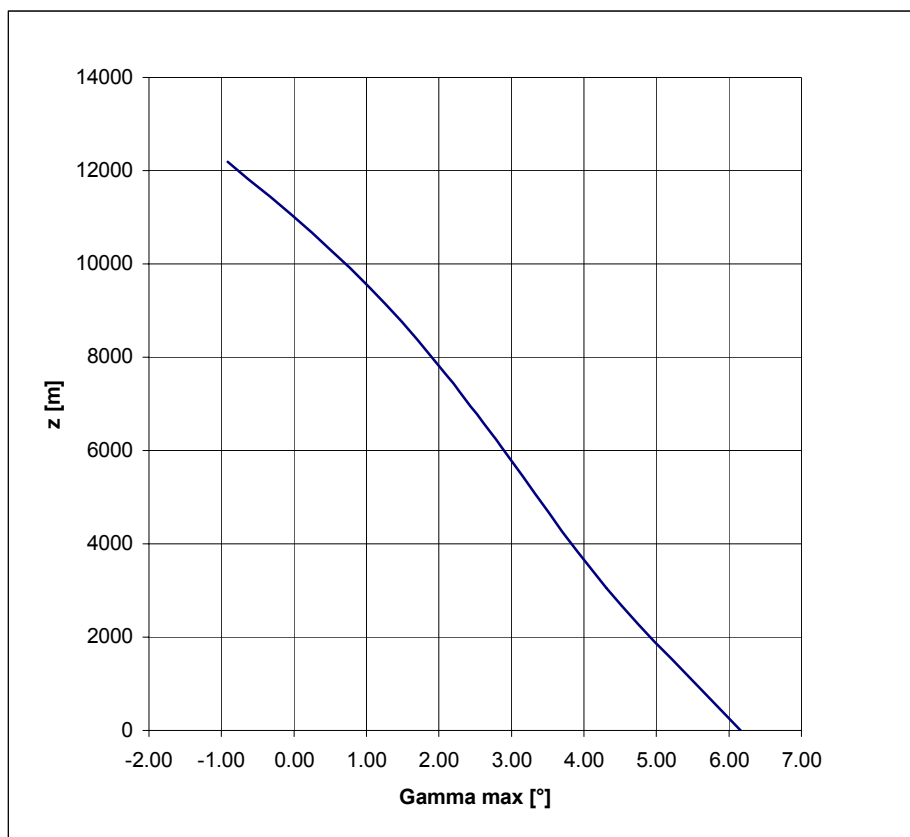


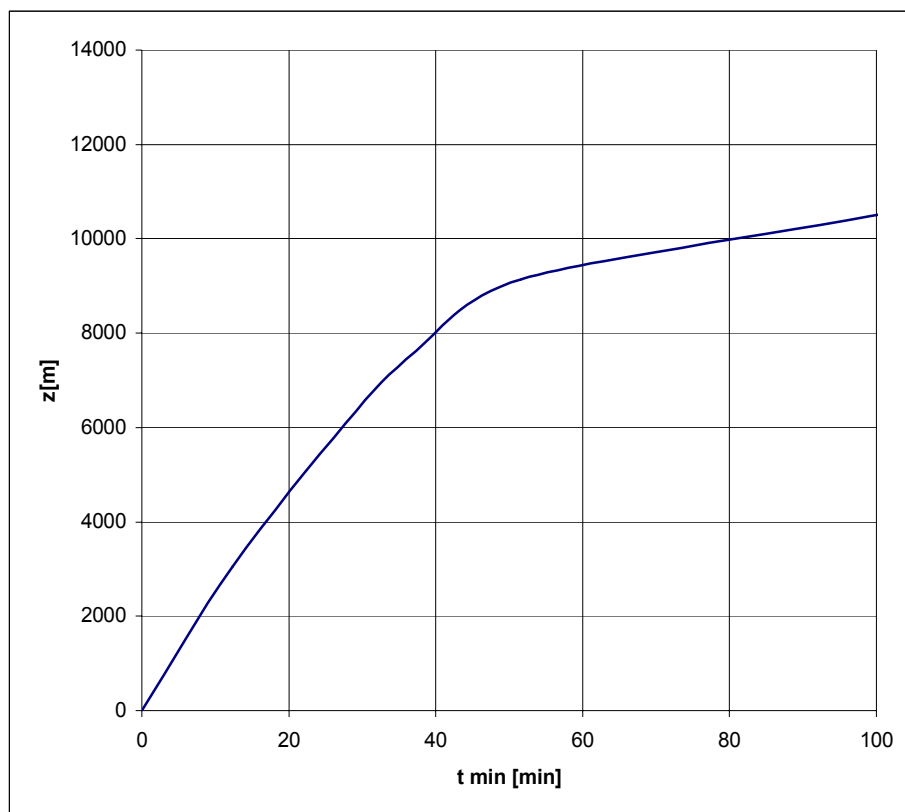
**RATEO DI SALITA MASSIMO**

BS





**ANGOLO DI SALITA MASSIMO**

**TEMPO MINIMO DI SALITA**

BS

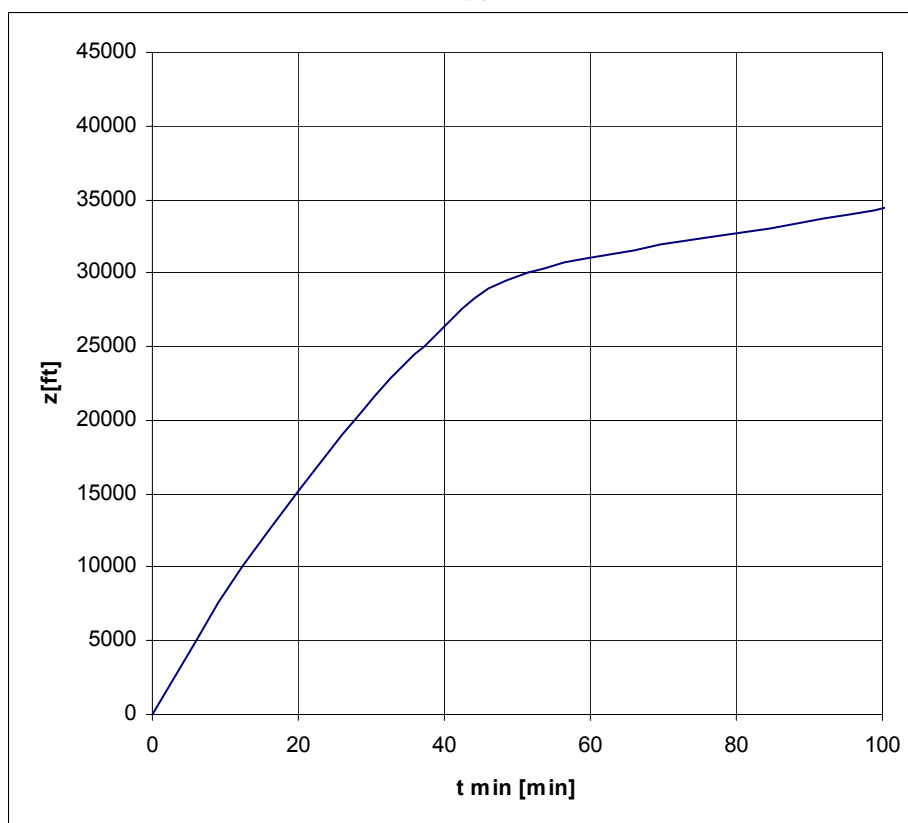




Figura 8.5 – Airbus A380-800 al suo terzo volo: primo rientro dei carrelli.

## • Prestazioni economiche.

Le prestazioni economiche di un velivolo da trasporto sono graficamente riassunte in un gruppo di diagrammi che ci si appresta ivi a ricavare. Il primo nonché il più importante di essi è il diagramma *Payload-Range*, nel quale si riporta l'andamento del massimo carico pagante, espresso in chilogrammi, in funzione della distanza chilometrica massima percorribile. Tale andamento grafico può essere ricavato attraverso una applicazione della formula di Breguet ai dati riportati nella Tabella 8.3 ed in parte ricavati nel Capitolo 2 attraverso l'applicazione del *Fuel Fraction Method*.

Tabella 8.3 – Dati per la determinazione del diagramma *Payload-Range*.

Dati	
Velocità di crociera $V$ [km/h]	900
Efficienza aerodinamica $E$	16
Consumo specifico [kg / (kg·h)]	0.450
Peso a vuoto operativo OEW	281000
Peso carico pagante	53500
Peso max carburante (full tank)	261000
Peso riserva di carburante RFW	10000
Peso max al decollo MTOW	549000

Attraverso una analisi dei risultati riportati alla pagina seguente è possibile trarre le seguenti conclusioni:

- una autonomia compresa tra 0 e 15.000 chilometri consente un carico pagante pari al suo valore massimo, con un peso al decollo crescente in funzione della distanza in virtù dell'aumento del carburante portato a bordo;
- una autonomia compresa tra 15.000 e 19.500 chilometri richiede una riduzione del carico pagante, a vantaggio di una maggiore quantità di carburante (fino al riempimento dei serbatoi), via via crescente con la distanza da percorrere e tale da tenere il peso al decollo al di sotto del tetto massimo di 549.000 chilogrammi;

- una autonomia compresa tra 19.500 e 20.000 chilometri circa richiede, per contenere il peso al decollo, una ulteriore riduzione del carico pagante fino al suo azzeramento.

A partire dal diagramma *Payload-Range* è quindi possibile la determinazione dei diagrammi della produzione di trasporto, della velocità di percorrenza (*block speed*) e della produttività di trasporto tutti in funzione della autonomia di distanza. Le formule adoperate per i calcoli sono le seguenti.

Carico pagante  $W_p$

Autonomia  $R$

Velocità di crociera  $V_{cr}$

Tempo che tiene conto delle operazioni di decollo e atterraggio nonché della minore velocità di volo per le fasi non di crociera  $\Delta t$  (3h).

Tempo di percorrenza (*block time*)  $E_B = \frac{R}{V_{cr}} + \Delta t$

Velocità di percorrenza (*block speed*)  $E_B^{BS} = \frac{R}{V_{cr}} + \Delta t$

Produzione di trasporto  $P_R = W_p \cdot R$

Produttività di trasporto  $P_R = W_p \cdot R$

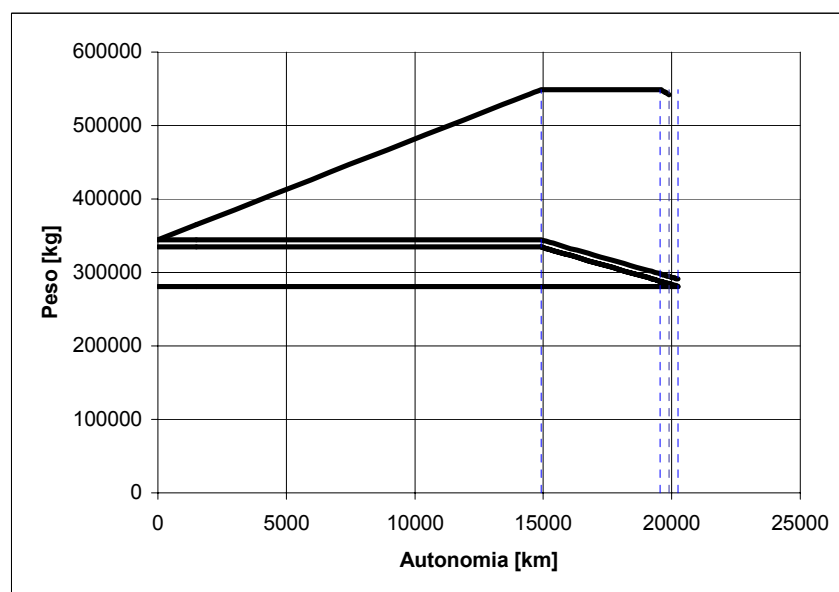
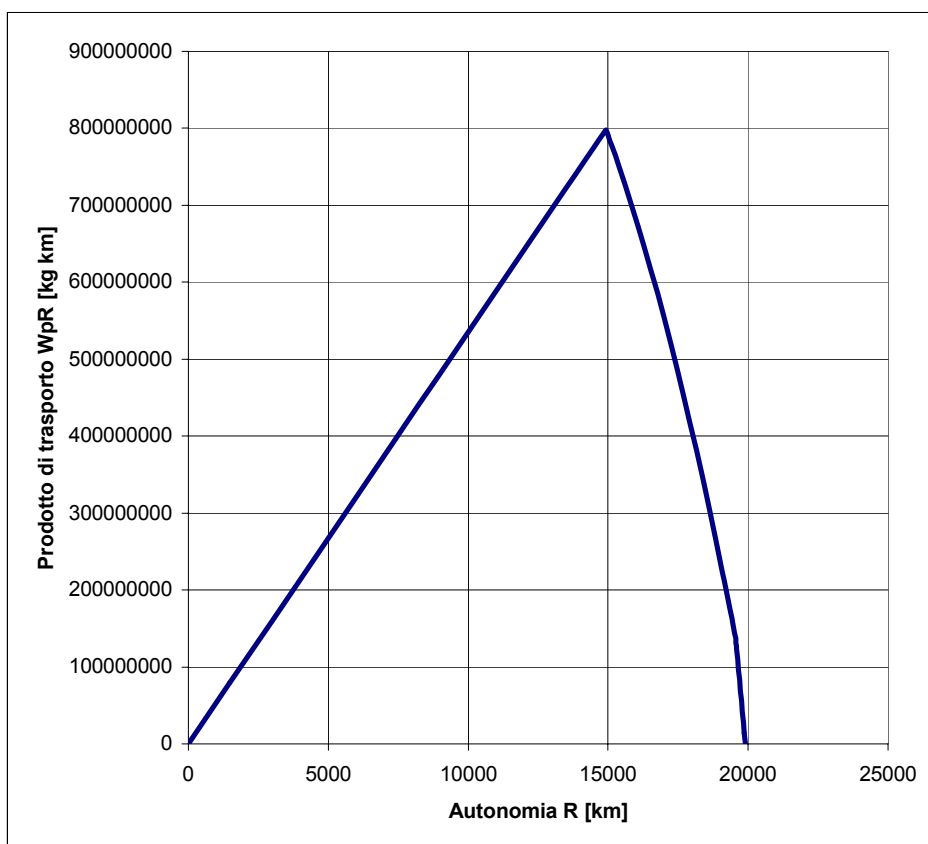
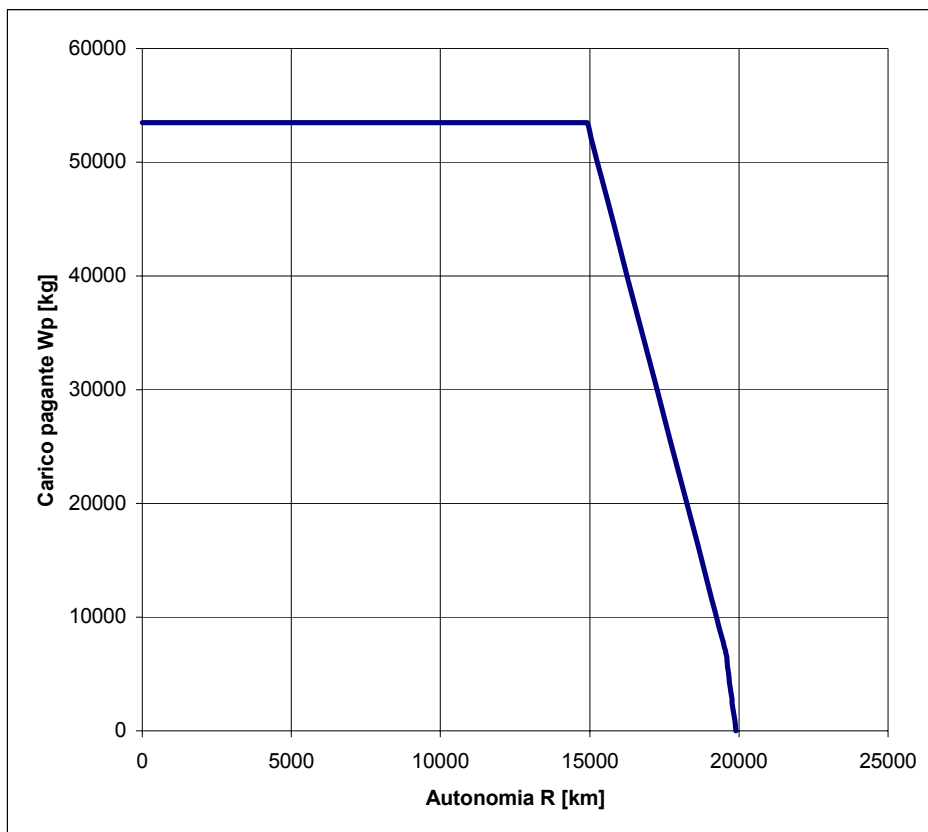


Figura 8.6 – Diagramma del *breakdown* del peso. (Excel)

Figura 8.7 – Diagrammi *Payload-Range* e della produzione di trasporto. (Excel)

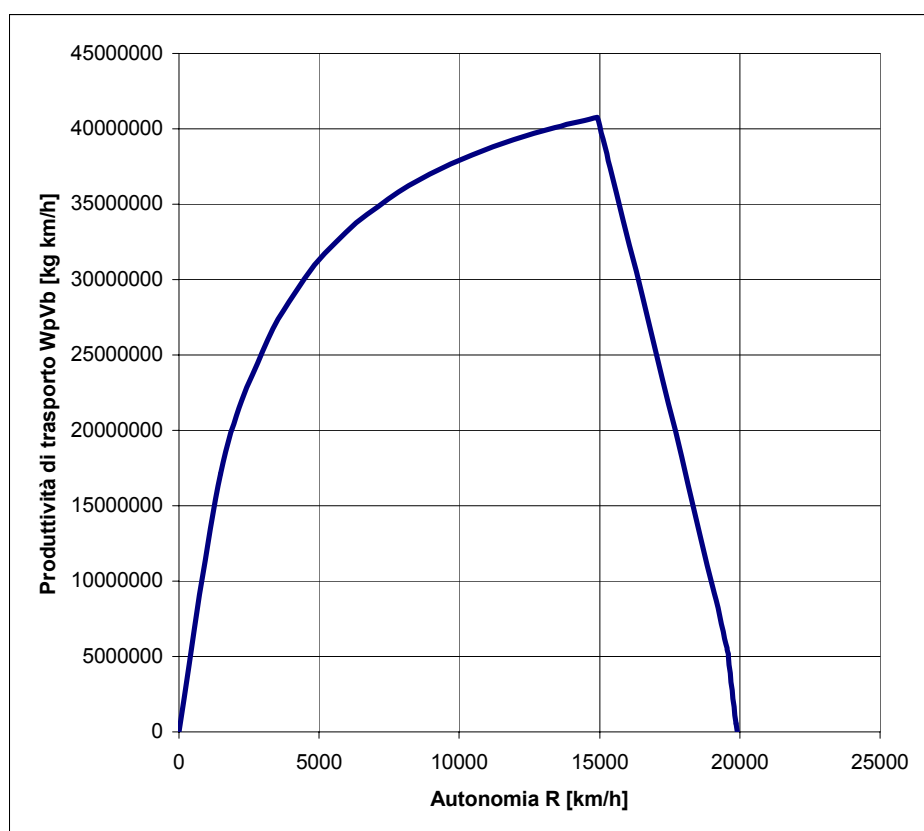
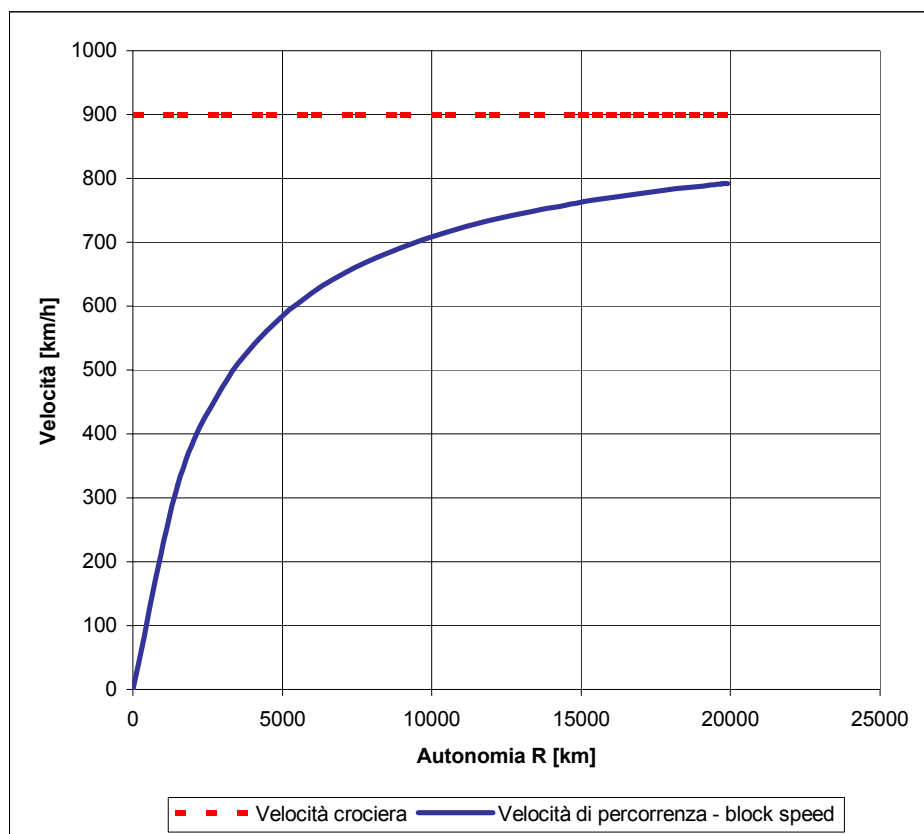


Figura 8.8 – Diagrammi della velocità di percorrenza e della produttività di trasporto. (Excel)



### • Confronto tra l'Airbus A380-800 ed il Boeing B747-400F.

A titolo di confronto tra le prestazioni economiche dei due velivoli giganti del cielo, si riportano di seguito i rispettivi diagrammi *Payload-Range* pubblicati da Airbus e Boeing sul *Web*.

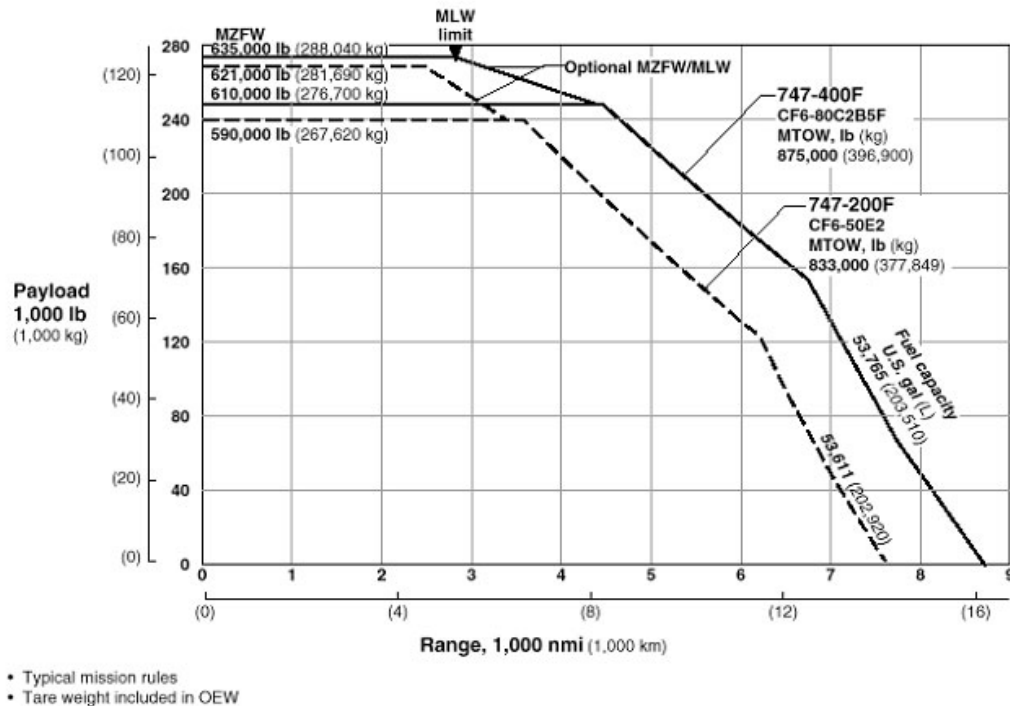
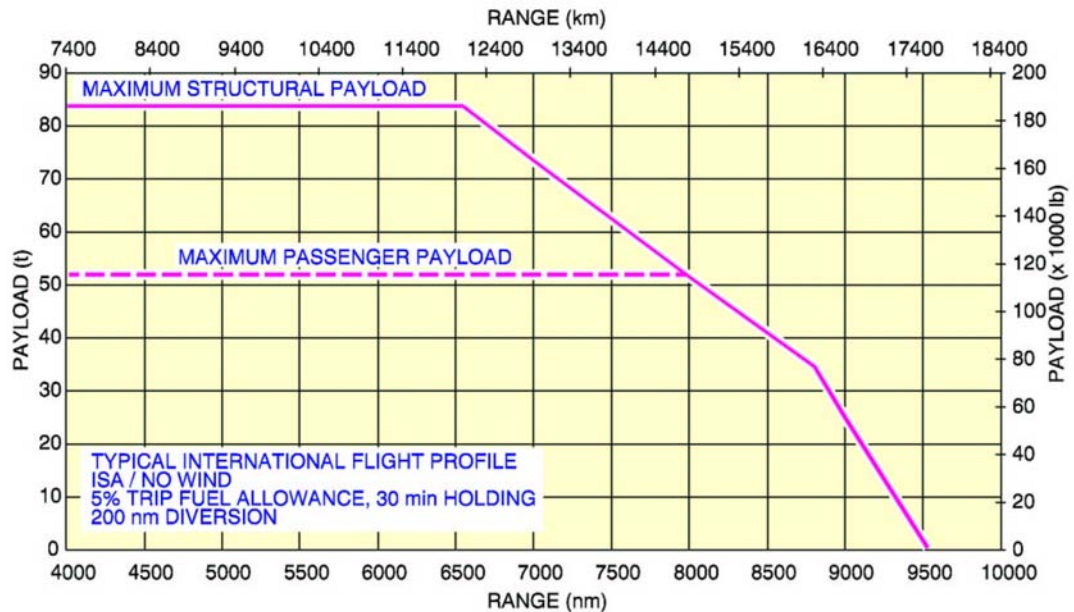


Figura 8.9 – Diagramma Carico pagante-Autonomia dell'Airbus A380-800 (sopra) e del Boeing B747-400F (sotto).

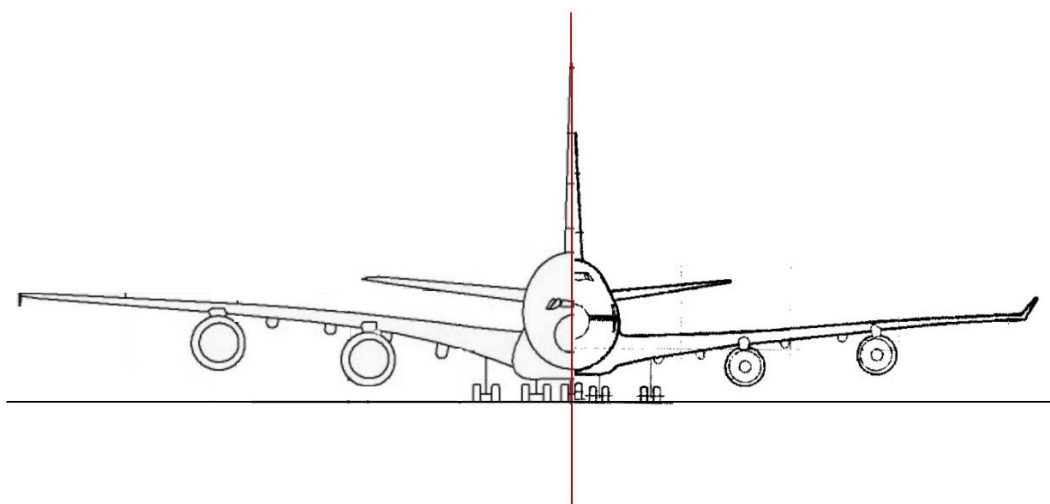


Figura 8.10 – Sovrapposizione delle viste frontali dell'Airbus A380-800 (sinistra) e del Boeing B747-400 (destra).

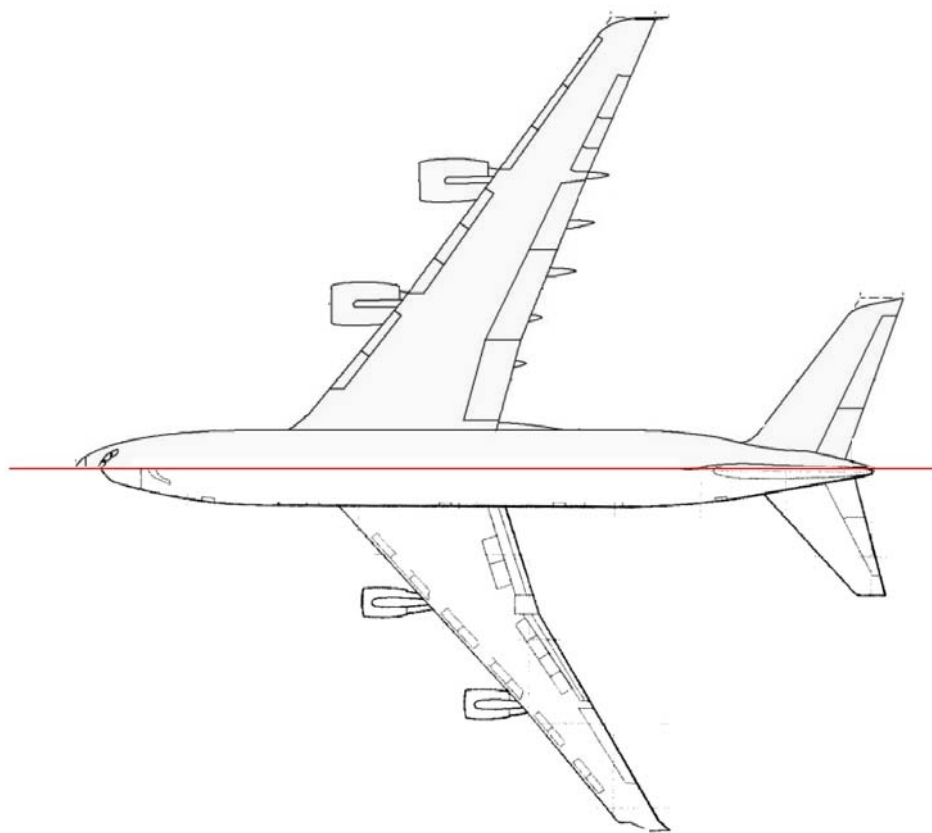


Figura 8.11 - Sovrapposizione delle viste in pianta dell'Airbus A380-800 (sopra) e del Boeing B747-400 (sotto).



Figura 8.12 – A380-800 in compagnia di un A340 e di un Belouga.

## Capitolo 9. Impennaggio orizzontale.

---

Il dimensionamento del piano orizzontale di coda necessita della conoscenza di una serie di informazioni, da ricavarsi in via preliminare, quali il posizionamento geometrico dello stesso piano, strettamente connesso con il calcolo del *downwash* prodotto dall'ala ai vari angoli di attacco, il posizionamento del centro aerodinamico del velivolo parziale ed il valore del coefficiente di momento focale del velivolo parziale. Ciascuna di queste informazioni può essere ricavata in modo più o meno approssimato a seconda del metodo di valutazione che si sceglie di adottare. In particolare, nel corso dei paragrafi seguenti, vengono brevemente descritti le metodologie di calcolo per le quali si è optato ed i corrispondenti risultati.



Figura  
9.1 –  
A380 in  
costruzio  
ne negli  
stabilime  
nti Airbus  
di  
Blagnac  
(Tolosa).

### • Calcolo del *downwash*.

Il calcolo del *downwash*, e quindi del posizionamento della scia vorticoso prodotta dall'ala e considerata piana, può essere effettuato mediante l'ausilio di un *software* che implementa una rielaborazione del *report* NACA 648.

I dati di ingresso, necessari alla esecuzione del programma, possono essere schematicamente divisi in tre gruppi, con riferimento alla sezione di radice dell'ala e quindi al piano di simmetria del velivolo.

- 1) Geometria -  $i_w = 4^\circ$        $(c.m.a.)_w = 13.1 \cdot m$        $(c.m.a.)_h = 7.29 \cdot m$   
 $x_{l.e.}^w = 17.7 \cdot m$  distanza del bordo di attacco dell'ala dalla prua del velivolo  
 $x_{l.e.}^h = 57.6 \cdot m$  distanza del bordo di attacco dell'impennaggi o orizzontale dalla prua del velivolo  
 $d_z^{w-h} = 2.28 \cdot m$  distanza lungo l'asse verticale tra i fuochi di ala ed impennaggio orizzontale  
 $b_w = 79.8 \cdot m$  apertura alare  
 $AR = 7.59$  allungamento alare <sup>BS</sup>  
 $\lambda = 0.244$  rapporto di rastremazione alare

- 2) Aerodinamica - valori del  $C_L^w$  al variare di  $\alpha_w$ .

- 3) Funzione  $\Phi$  - per fissati valori di allungamento alare e rapporto di rastremazione, sono necessari i valori assunti dalla funzione  $\Phi$  in corrispondenza delle quattro curve, relative all'inverso del rapporto di rastremazione considerato, per  $x$  pari al 70%, 80% e 90% della semiapertura alare. Infine, si richiede in ingresso il valore di  $m'$  ovvero di  $m$  sulla quarta curva, relativa all'inverso del rapporto di rastremazione considerato, letto dal diagramma a  $x = 80\%$  di  $b/2$ .

$m' = -6.98$		
70% $b/2$	80% $b/2$	90% $b/2$
7.23	7.02	6.98
6.36	6.14	6.02
5.45	5.27	5.13
4.58	4.45	4.37

Tabella 9.1 – Valori della funzione  $\Phi$ .



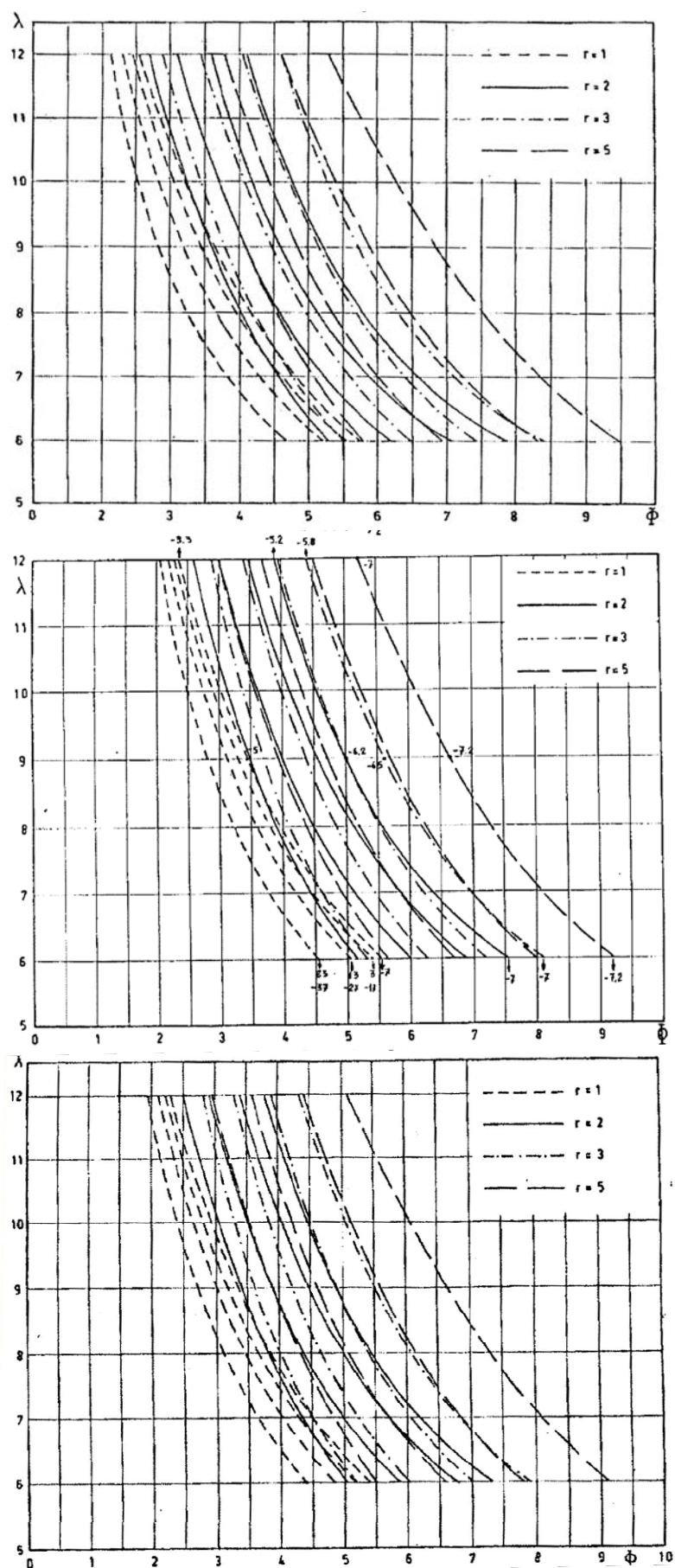


Figura 9.2 – Grafici per la determinazione dei valori della funzione  $\Phi$ .

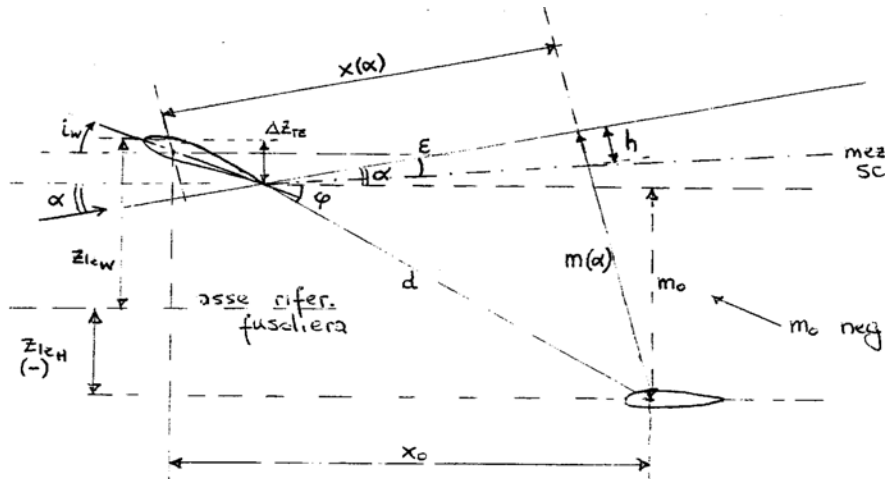


Figura 9.3 –  
Schema  
delle  
grandezze  
introdotte.

I calcoli che si sviluppano in questo modo non tengono conto, però, dell'effetto dovuto all'angolo di freccia dell'ala considerata. Affinché si ottengano dei risultati maggiormente precisi, è dunque necessario ricorrere ad una correzione dei dati in uscita dal suddetto programma. In merito, una metodologia sufficientemente accurata è proposta dal *McCormick* e consiste nel moltiplicare i valori dell'angolo  $\epsilon$ , ottenuti in corrispondenza di un angolo di freccia nullo, per un fattore che può ricavarsi attraverso il grafico di seguito proposto in cui si

entra con un valore del rapporto  $\frac{l_{ac}}{b'} = \frac{x_{ac}^H - x_{ac}^W}{b' \cdot \frac{\pi}{4}} = 0.509$ . Si ottiene  $\frac{\epsilon}{\epsilon(\Lambda = 0)} = 1.11 \cdot$

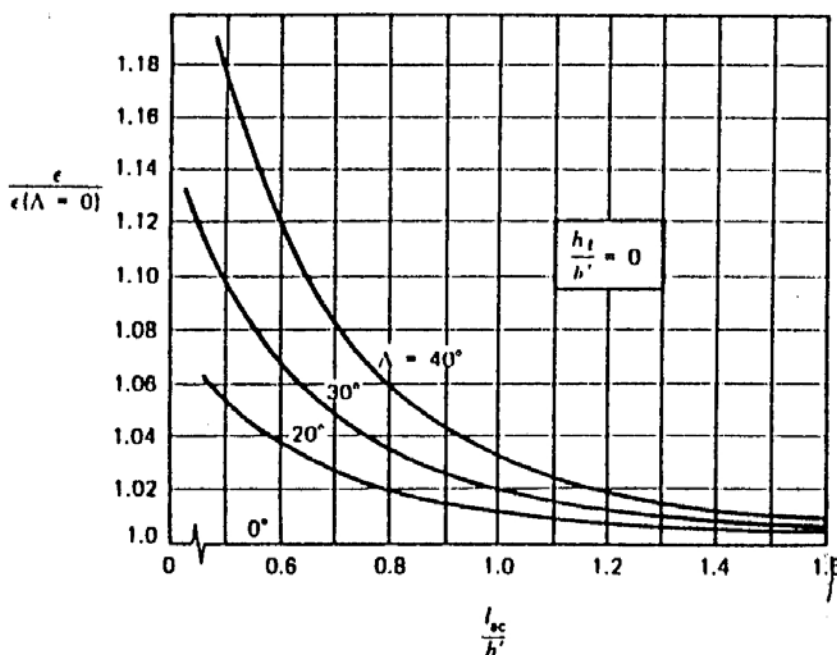


Figura 9.4 –  
Diagramma per il  
calcolo del fattore di  
correzione per  
effetto freccia  
dell'angolo di  
downwash.  
(McCormick).

I risultati in uscita dal suddetto procedimento sono riassunti nella Tabella 9.2 e nei sei grafici riportati alle pagine seguenti. In particolare, ciò che si nota dall'ultimo grafico è che la distanza  $m-h$  del piano di coda orizzontale dalla scia, nella direzione ortogonale a quella della corrente, si annulla soltanto in corrispondenza di un valore dell'angolo di attacco dell'ala di  $16^\circ$  e cioè in condizioni prossime allo stallo. In questo caso, dunque, è possibile accettare la posizione del piano orizzontale di coda ipotizzata, in virtù del fatto che un opportuno *fairing* della zona di radice dell'ala genera, in configurazioni ad elevato  $C_L^w$ , un vortice che modifica la superficie vorticosa proveniente dal bordo di uscita dell'ala in modo tale che l'impennaggio orizzontale non ne risulti investito.

Tabella 9.2 – Risultati del calcolo del downwash (senza effetto freccia).

$\alpha_b [^\circ]$	$\alpha_w [^\circ]$	CLw	$\varepsilon [^\circ]$	$d\varepsilon/d\alpha$	m	$m_w$	m-h	$\varphi [^\circ]$	$d\varphi/d\alpha$	$(d\varepsilon/d\alpha)_1$	$(d\varepsilon/d\alpha)_2$
-7.00	-3.00	-0.0180	-0.0993	0.431	15.5	0.125	15.4	5.52	0.0805	0.0770	-0.00140
-5.79	-1.79	0.0749	0.420	0.443	14.0	-0.520	14.5	5.62	0.0624	0.0770	0.00470
-4.59	-0.59	0.168	0.954	0.455	12.5	-1.17	13.7	5.69	0.0628	0.0770	0.0105
-3.38	0.62	0.261	1.50	0.470	11.0	-1.81	12.8	5.77	0.0628	0.0777	0.0164
-2.18	1.82	0.354	2.07	0.479	9.53	-2.46	12.0	5.84	0.0634	0.0771	0.0225
-0.97	3.03	0.447	2.65	0.490	8.02	-3.11	11.1	5.92	0.0638	0.0770	0.0285
0.24	4.24	0.540	3.24	0.506	6.50	-3.75	10.3	6.00	0.0672	0.0774	0.0363
1.44	5.44	0.633	3.85	0.521	4.99	-4.40	9.39	6.08	0.0689	0.0775	0.0436
2.65	6.65	0.727	4.48	0.531	3.47	-5.05	8.52	6.16	0.0693	0.0770	0.0504
3.85	7.85	0.820	5.12	0.544	1.95	-5.70	7.65	6.24	0.0694	0.0770	0.0569
5.06	9.06	0.913	5.77	0.558	0.43	-6.34	6.78	6.33	0.0693	0.0772	0.0632
6.26	10.3	1.01	6.45	0.507	-1.09	-6.99	5.90	6.41	0.0767	0.0661	0.0771
7.47	11.5	1.09	7.06	0.480	-2.61	-7.54	4.94	6.50	0.0891	0.0474	0.0967
8.68	12.7	1.14	7.55	0.460	-4.12	-7.94	3.82	6.61	0.0890	0.0474	0.102
9.88	13.9	1.20	8.06	0.430	-5.64	-8.34	2.70	6.72	0.0888	0.0474	0.107
11.1	15.1	1.26	8.58	0.271	-7.15	-8.73	1.58	6.82	0.107	0.0196	0.135
12.3	16.3	1.28	8.90	-0.609	-8.66	-8.90	0.233	6.95	-0.121	-0.0667	-0.155
13.5	17.5	1.20	8.17	-0.609	-10.2	-8.34	-1.83	6.81	-0.121	-0.0667	-0.146



Figura 9.5 – Vista laterale dell'A380-800.



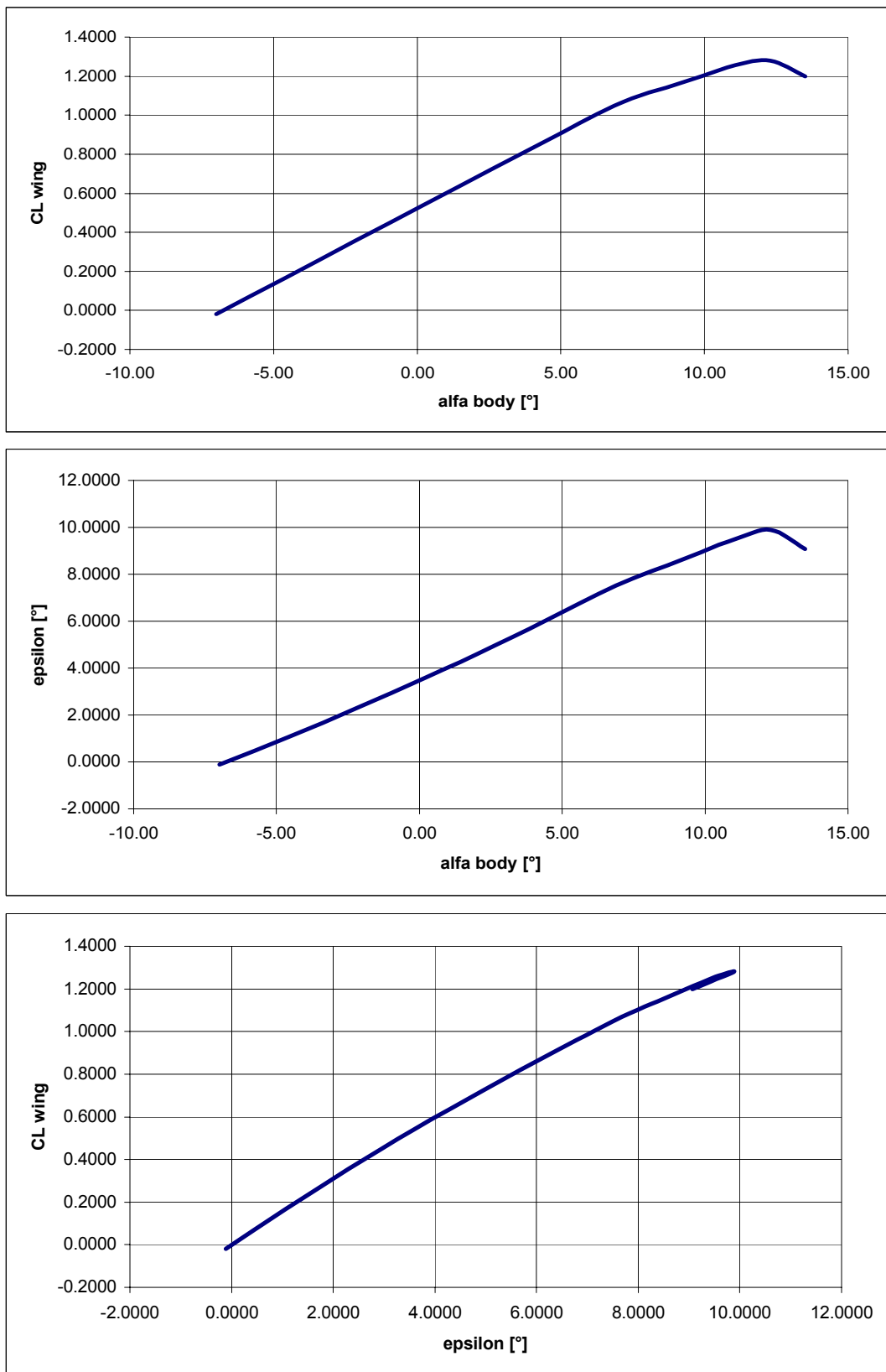


Figura 9.6 – Diagrammi dei risultati del calcolo del downwash, con correzione per effetto freccia.

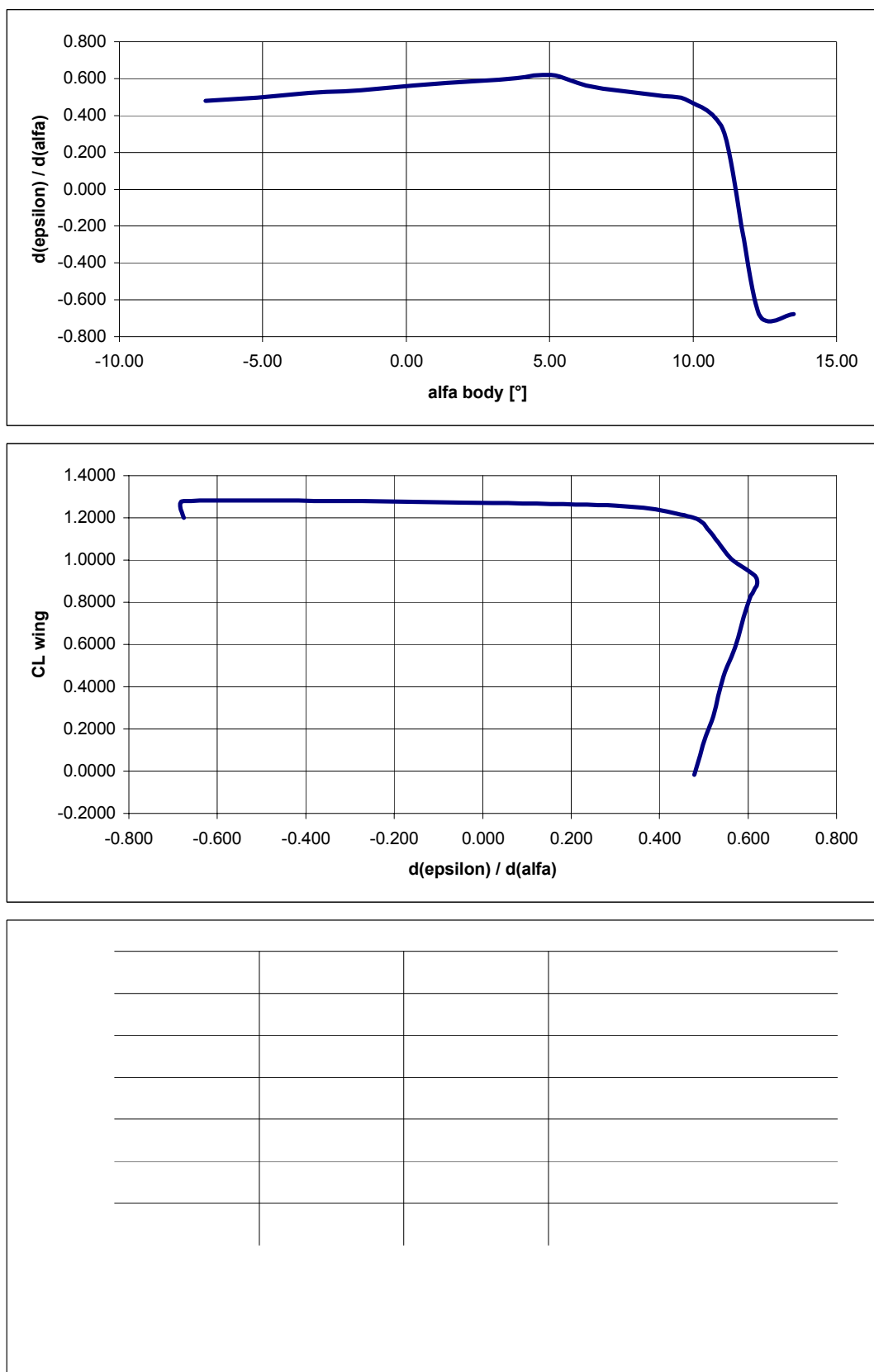


Figura 9.7 – Diagrammi dei risultati del calcolo del downwash, con correzione per effetto freccia.



Figura 9.8 Particolare del muso dell'A380-800 in costruzione.

BS



Figura 9.9 – Vista frontale dell'A380-800 nella fase iniziale delle prove di volo.





Figura 9.10 Particolare della coda dell'A380-800 in costruzione.

BS



Figura 9.11 – Vista dal retro dell'A380-800 nella fase iniziale delle prove di volo.

- **Corda media aerodinamica e centro aerodinamico.**

La lunghezza e la posizione della corda media aerodinamica alare sono state calcolate nell'ambito del Capitolo 4, attraverso l'utilizzo del *software* messo a disposizione sul *Web* dalla Università di *Stanford*.

$$(c.m.a.)_w \approx 13.1 \cdot m \quad y_{c.m.a.} \approx 15.2 \cdot m$$

Per quanto concerne l'individuazione del centro aerodinamico della stessa ala nonché del velivolo parziale, anche in questo caso i calcoli sono stati già eseguiti nell'ambito del Capitolo 6, sulla base del metodo suggerito dal *McCormick*. I risultati ottenuti sono di seguito esposti.

$$x_{ac}^w = 27.8\% (cma)_w \quad x_{ac}^{wb} = 22.3\% (cma)_w$$

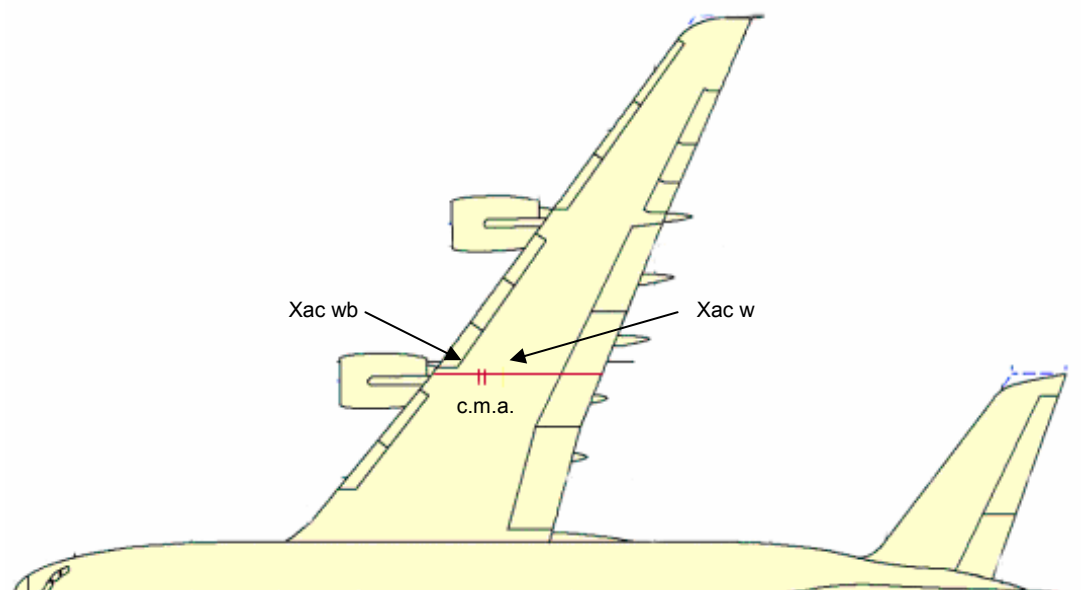


Figura 9.12 – Corda media aerodinamica e centro aerodinamico.

- **Coefficiente di momento focale del velivolo parziale.**

Il coefficiente di momento focale del velivolo parziale, computato rispetto al centro aerodinamico del velivolo parziale stesso, può essere calcolato attraverso la seguente formula.

$$\left(C_m^{wb}\right)_{a.c.}^{wb} = \left(C_m^w\right)_{a.c.}^w + C_{L\alpha}^w \cdot \alpha \cdot (x_{a.c.}^{wb} - x_{a.c.}^w) + C_{m0}^{fus} + C_{m\alpha}^{fus} \cdot \alpha + C_{m0}^{nac} + C_{m\alpha}^{nac} \cdot \alpha$$

In essa vengono considerati i contributi dell'ala, della fusoliera e delle gondole motrici, ciascuno dei quali deve essere determinato attraverso una opportuna tecnica.

#### ALA

Il contributo dell'ala al coefficiente di momento focale del velivolo parziale consta di due termini, di cui uno connesso con il coefficiente di portanza da essa sviluppato e l'altro rappresentato dal proprio coefficiente di momento focale rispetto al corrispondente centro aerodinamico. Quest'ultimo termine è stato già calcolato nell'ambito del Capitolo 4, attraverso l'utilizzo del *software* messo a disposizione sul *Web* dalla Università di *Stanford*. In particolare, si ricorda che

$$\left(C_m^w\right)_{a.c.}^w = 0.0535$$



Figura 9.13 –  
Semiala  
dell'Airbus  
A380-800 in  
costruzione.

### FUSOLIERA

Il coefficiente di momento della fusoliera (si tratta di una coppia pura e quindi si può omettere di specificare il polo), nell'ambito dell'ipotesi di linearità, è rappresentato della seguente espressione in funzione dell'angolo di attacco.

$$Cm^{Fus} = Cm_0^{Fus} + Cm_{\alpha}^{Fus} \cdot \alpha$$

Ciascuno dei due termini, che compaiono nella formula sopra descritta, può essere calcolato attraverso le formule proposte nel metodo di Multhopp (detto anche metodo delle strisce)

$$Cm_0^{Fus} = \frac{K_2 - K_1}{36.5 \cdot S \cdot CMA} \cdot \int_0^{l_F} W_F^2 \cdot (\alpha_{0L}^w + i_{cl}^{Fus}) \cdot dx$$

$$Cm_{\alpha}^{Fus} = \frac{1}{36.5 \cdot S \cdot CMA} \cdot \left\{ \overset{BS}{\int_0^{l_{F1}} W_F^2 \cdot \left[ \left( \frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 + 1 \right] \cdot dx_1} + \int_0^{l_{F2}} W_F^2 \cdot \left[ \left( \frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 + 1 \right] \cdot dx_2 \right\}$$

In esse compaiono tre integrali che possono essere calcolati, in prima approssimazione, come sommatorie:

$$Cm_0^{Fus} = \frac{K_2 - K_1}{36.5 \cdot S \cdot CMA} \cdot \sum_{j=1}^n W_F^2 \cdot (\alpha_{0L}^w + i_{cl}^{Fus}) \cdot \Delta x$$

$$Cm_{\alpha}^{Fus} = \frac{1}{36.5 \cdot S \cdot CMA} \cdot \left\{ \sum_{j=1}^{n1} W_F^2 \cdot \left[ \left( \frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 + 1 \right] \cdot \Delta x_1 + \sum_{j=1}^{n2} W_F^2 \cdot \left[ \left( \frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 + 1 \right] \cdot \Delta x_2 \right\}$$



Le grandezze presenti all'interno di tali espressioni sono le seguenti:

1.  $K_2 - K_1$  è un fattore di correzione dipendente dal valore del rapporto della lunghezza (70.4 m) e del diametro massimo della sezione maestra di fusoliera (7.82 m). Esso viene determinato attraverso il diagramma di Figura 9.14: nel caso in esame si ha un valore pari a 0.940.

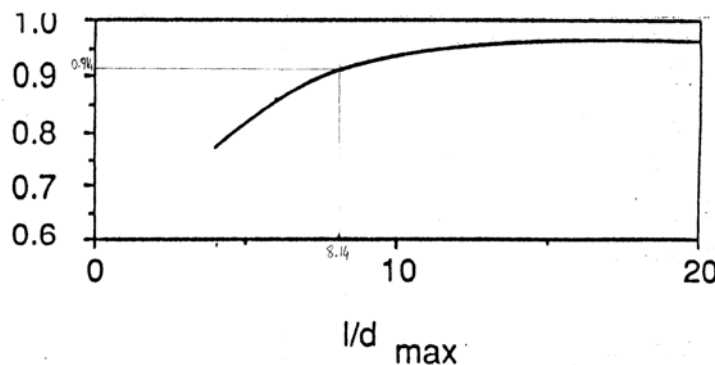


Figura 9.14 – Diagramma per la determinazione del fattore  $K_2 - K_1$  in funzione del rapporto tra la lunghezza della fusoliera ed il diametro equivalente della sezione maestra.

2.  $S$  è la superficie alare (839 m<sup>2</sup>).
3. CMA è la corda media aerodinamica dell'ala (13.1 m).
4.  $w_{Fj}$  è la larghezza della sezione j-esima della fusoliera.
5.  $\alpha_{0LB}^w$  è l'angolo di portanza nulla dell'ala riferito alla retta di costruzione della fusoliera: nel caso in esame esso vale  $-\left(\alpha_{0L}^w + |i_w|\right) = -7 \text{ deg}$ .
6.  $i_{cl}^{Fus}$  è l'angolo di incidenza della linea media della fusoliera in corrispondenza della sezione j-esima, rispetto alla retta di costruzione della fusoliera.
7.  $\Delta x_j$  è la lunghezza della j-esima parte della fusoliera.
8.  $\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}\right)_1$  è l'*upwash* che si manifesta in corrispondenza delle sezioni di fusoliera

che si trovano anteriormente all'ala. Esso si calcola mediante la seguente formula:

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

in cui compaiono il coefficiente della retta di portanza dell'ala isolata

$$C_{L\alpha}^w = 0.077 \cdot \frac{1}{\text{deg}} \quad \text{e la derivata } \overline{\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}}$$

attraverso i grafici riportati di seguito. In particolare, il primo di essi viene utilizzato per ricavarne il valore relativo alla striscia di fusoliera adiacente all'ala, mentre il secondo viene adoperato per ricavarne il valore relativo a tutte le altre strisce poste anteriormente all'ala stessa.

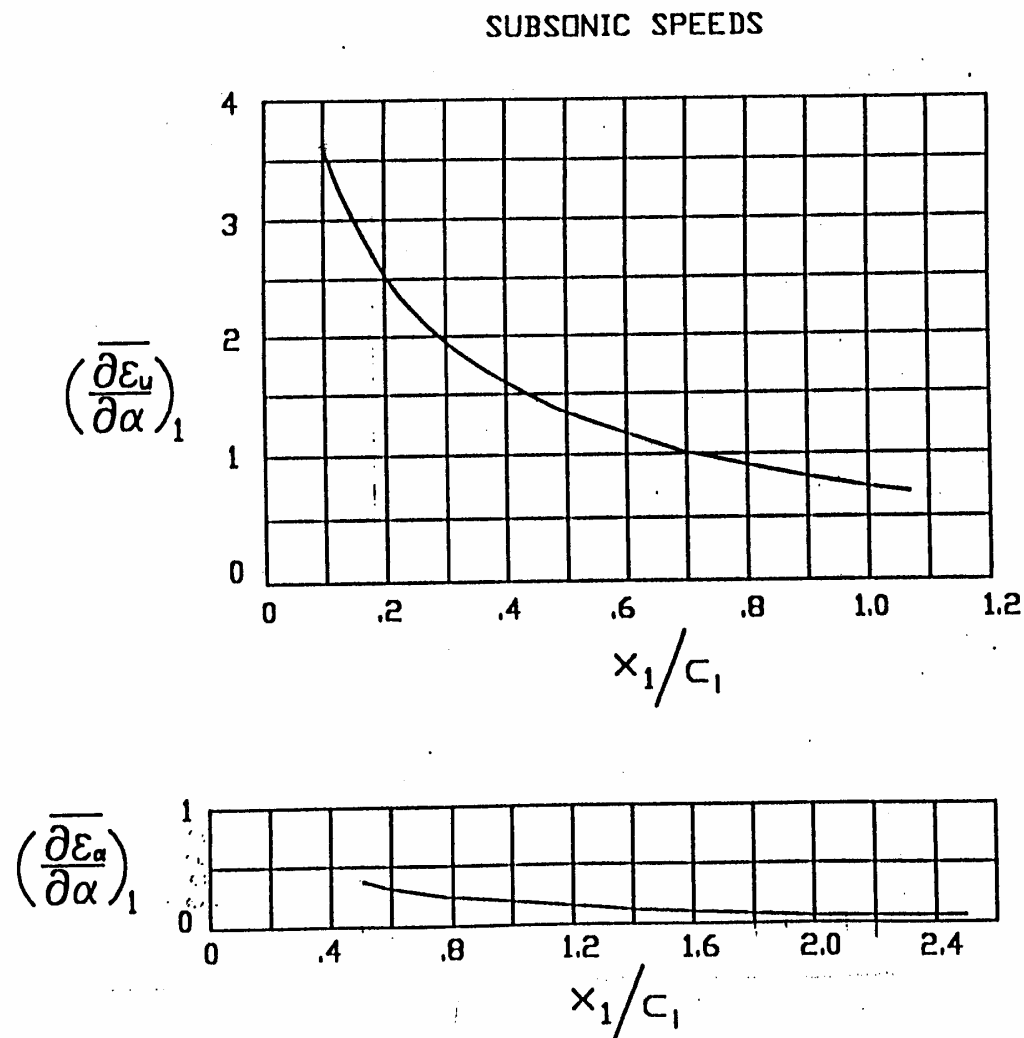


Figura 9.15 – Diagramma per il calcolo  $\overline{\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}}$ .

9.  $\left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}\right)_2$  è il *downwash* calcolato in corrispondenza di ciascuna sezione di fusoliera che si trovi posteriormente all'ala. Esso può essere valutato attraverso la seguente formula.

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

In essa compaiono il *downwash* sul piano orizzontale di coda  $\overline{\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}}$ , calcolato in corrispondenza dell'angolo  $C_L$  di crociera attraverso il metodo esposto nei paragrafi precedenti, e le distanze descritte nella Figura 9.16.

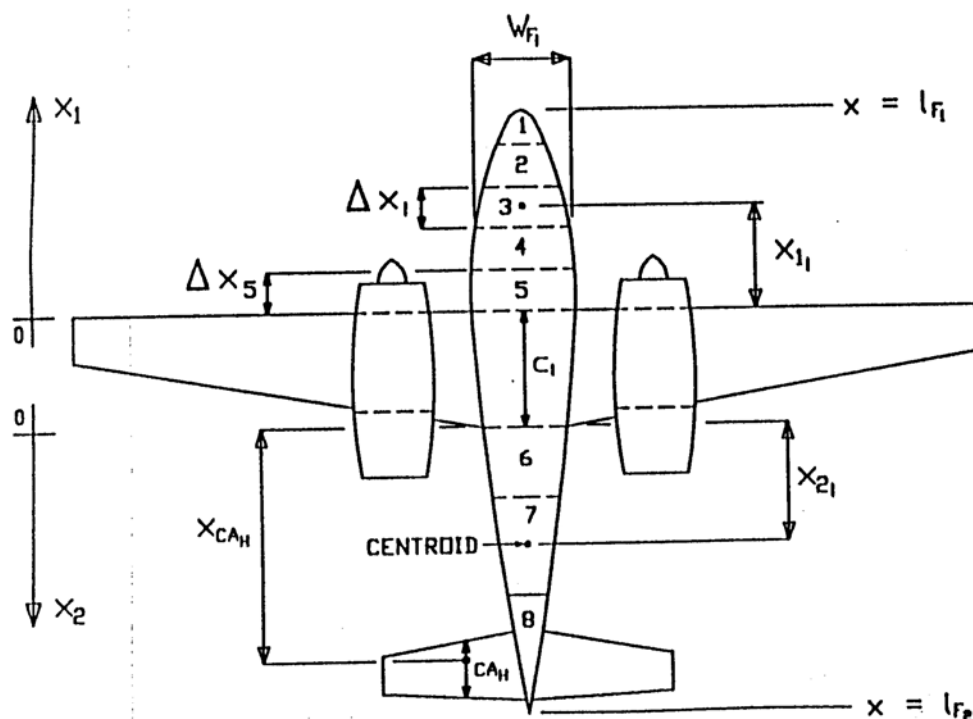


Figura 9.16 – Schema delle grandezze utili al calcolo del coefficiente di momento della fusoliera col metodo di Multhopp.

La suddivisione della fusoliera a cui si fa riferimento nel corso della presente trattazione è proposta di seguito con riferimento alle viste in pianta e laterale del velivolo studiato.

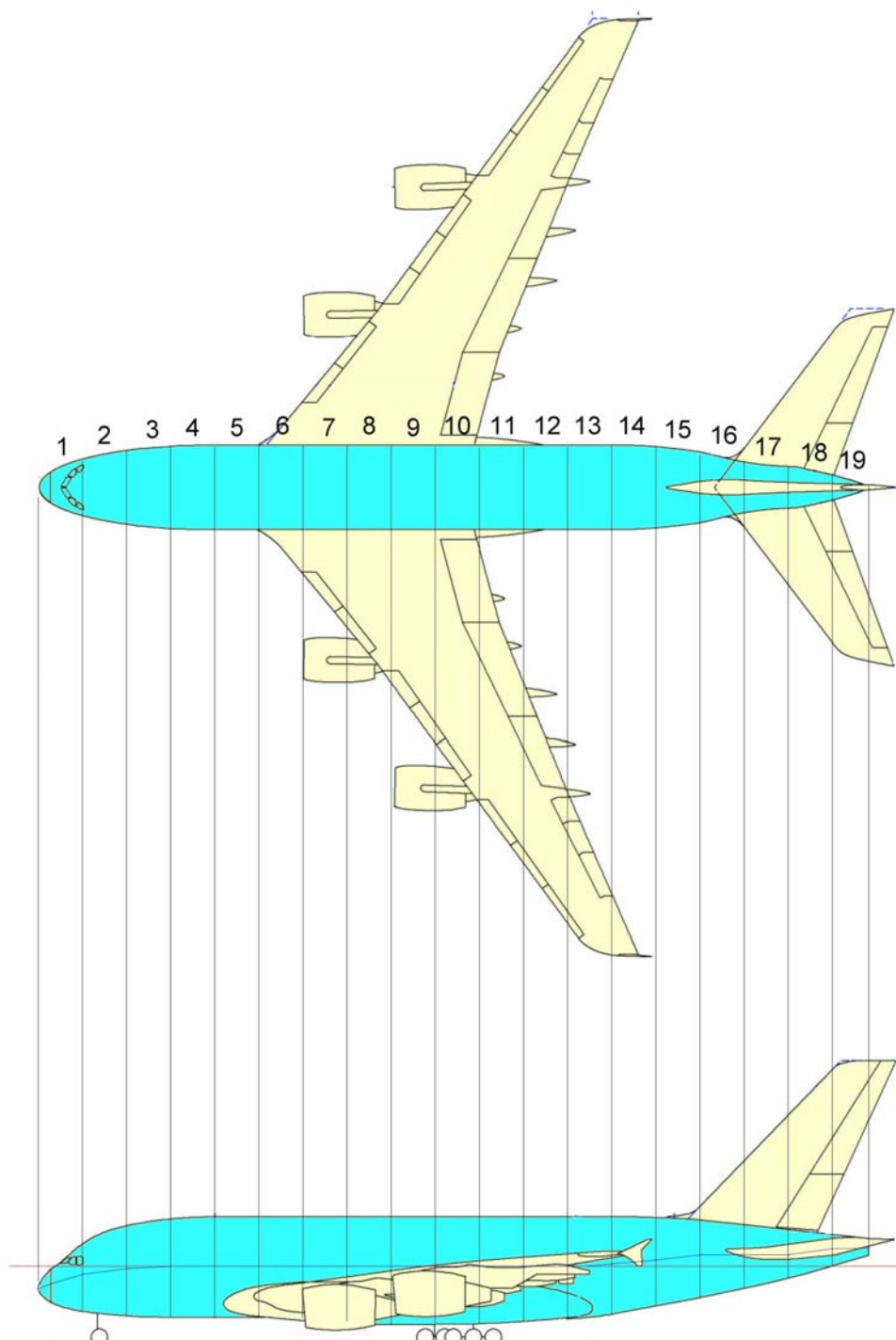


Figura 9.18 – Suddivisione della fusoliera dell'Aibus A380-800 in strisce per il calcolo del coefficiente di momento mediante il metodo di Multhopp. Nella vista laterale, la linea blu rappresenta la linea di riferimento della fusoliera mentre la linea rossa è la linea media della fusoliera.

Tabella 9.3 – Risultati del calcolo mediante il metodo di Multhopp del  $Cm_0^{Fus}$ .

n	$\Delta x$ [m]	$W_F$ [m]	$W_F^2$ [m <sup>2</sup> ]	$i_{CL}$ [°]	$(\alpha_{0L} + i_{CL})$ [°]	$W_F^2 \cdot (\alpha_{0L} + i_{CL}) \cdot \Delta x$
1	3.71	3.46	11.95	-20	-27	-1197
2	3.71	5.51	30.32	-17	-24	-2700
3	3.71	6.67	44.5	-8	-15	-2478
4	3.71	6.99	48.9	0	-7	-1270
5	3.71	7.07	50.0	0	-7	-1300
6	3.71	7.07	50.0	0	-7	-1300
7	3.71	7.07	50.0	0	-7	-1300
8	3.71	7.07	50.0	0	-7	-1300
9	3.71	7.07	50.0	0	-7	-1300
10	3.71	7.07	50.0	0	-7	-1300
11	3.71	7.07	50.0	0	-7	-1300
12	3.71	7.07	50.0	0	-7	-1300
13	3.71	7.07	50.0	0	-7	-1300
14	3.71	6.95	48.4	-5	-12	-2153
15	3.71	6.31	39.8	-7	-14	-2068
16	3.71	4.90	24.0	0	-7	-625
17	3.71	3.62	13.1	0	-7	-340
18	3.71	2.81	7.9	-8	-15	-441
19	3.62	1.21	1.5	-1	-8	-42

BS

Tabella 9.4 – Risultati del calcolo, mediante il metodo di Multhopp, del  $Cm_\alpha^{Fus}$ . Parte anteriore.

n	$\Delta x$ [m]	$W_F^2$ [m <sup>2</sup> ]	x [m]	x/Croot	$(\partial \epsilon_u / \partial \alpha)_1$	$(\partial \epsilon_u / \partial \alpha)_1$	$W_F^2 \cdot ((\partial \epsilon_u / \partial \alpha)_1 + 1) \cdot \Delta x$
1	3.71	11.95	16.70	0.99	0.250	0.245	55.20
2	3.71	30.32	12.99	0.77	0.280	0.275	143.40
3	3.71	44.5	9.28	0.549	0.400	0.392	229.98
4	3.71	48.9	5.57	0.329	0.750	0.736	314.98
5	3.71	50.0	1.86	0.110	3.500	3.433	823.11

Tabella 9.5 – Risultati del calcolo, mediante il metodo di Multhopp, del  $Cm_\alpha^{Fus}$ . Parte posteriore.

n	$\Delta x$ [m]	$W_F^2$ [m <sup>2</sup> ]	x [m]	x/Croot	$\partial \epsilon_u / \partial \alpha$	$(\partial \epsilon_u / \partial \alpha)_2$	$W_F^2 \cdot ((\partial \epsilon_u / \partial \alpha)_2 + 1) \cdot \Delta x$
11	3.71	50.0	1.86	0.1098	0.549	-0.975	4.6647
12	3.71	50.0	5.57	0.3293	0.549	-0.925	13.9942
13	3.71	50.0	9.28	0.549	0.549	-0.874	23.3236
14	3.71	48.4	12.99	0.768	0.549	-0.824	31.549
15	3.71	39.8	16.70	0.988	0.549	-0.774	33.407
16	3.71	24.0	20.41	1.207	0.549	-0.724	24.655
17	3.71	13.1	24.12	1.427	0.549	-0.673	15.857
18	3.71	7.9	27.83	1.646	0.549	-0.623	11.068
19	3.62	1.5	31.49	1.863	0.549	-0.574	2.245



Figura 9.19 – 27 aprile 2005: primo atterraggio dell'Airbus A380-800.

Attraverso i dati esposti nelle pagine precedenti, è possibile conseguire i risultati cercati.

BS

$$Cm_0^{Fus} = \frac{K_2 - K_1}{36.5 \cdot S \cdot CMA} \cdot \sum_{j=1}^n W_F^2 \cdot (\alpha_{0L}^w + i_{cl}^{Fus}) \cdot \Delta x = \frac{0.940}{36.5 \cdot 839 \cdot 13.1} \cdot (-25011) = -0.0586$$

$$Cm_\alpha^{Fus} = \frac{1}{36.5 \cdot S \cdot CMA} \cdot \left\{ \sum_{j=1}^{n1} W_F^2 \cdot \left[ \left( \frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_1 + 1 \right] \cdot \Delta x_1 + \sum_{j=1}^{n2} W_F^2 \cdot \left[ \left( \frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right)_2 + 1 \right] \cdot \Delta x_2 \right\} \Leftrightarrow$$

$$Cm_\alpha^{Fus} = \frac{1}{36.5 \cdot 839 \cdot 13.1} \cdot \{1567 + 161\} = 0.00431$$

Finalmente si ottiene l'espressione analitica della relazione iniziale.

$$Cm^{Fus} = Cm_0^{Fus} + Cm_\alpha^{Fus} \cdot \alpha = -0.0586 + 0.00431 \cdot \alpha .$$



Figura 9.20 – 27 aprile 2005: primo decollo dell'Airbus A380-800.

BS



Figura 9.21 – 27 aprile 2005: primo decollo dell'Airbus A380-800.



### GONDOLE MOTORI

Il coefficiente di momento della singola gondola motore (si tratta di una coppia pura e quindi si può omettere di specificare il polo), nell'ambito della ipotesi di linearità, è rappresentato dalla seguente espressione in funzione dell'angolo di attacco.

$$Cm^{Nac} = Cm_0^{Nac} + Cm_\alpha^{Nac} \cdot \alpha$$

Ciascuno dei due termini che compaiono nella formula sopra descritta può essere calcolato attraverso le formule proposte nel metodo di Multhopp (detto anche metodo delle strisce) ed esplicate nelle pagine precedenti. La procedura è analoga a quella utilizzata per la fusoliera, eccezione fatta per l'influenza che l'*upwash* dell'ala che in questo caso viene trascurata.

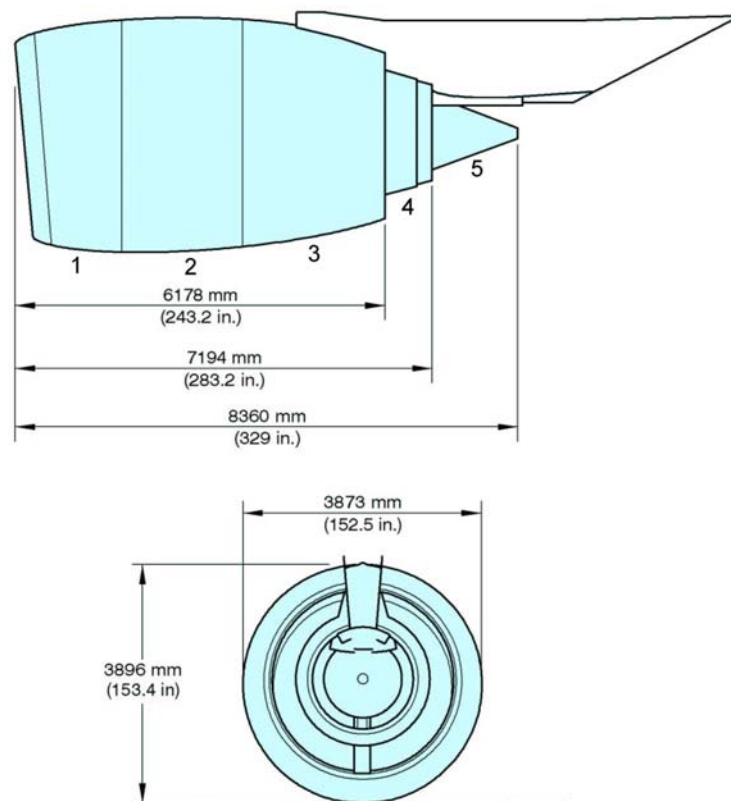


Figura 9.22 - Suddivisione della gondola motore dell'Airbus A380-800 in strisce per il calcolo del coefficiente di momento mediante il metodo di Multhopp.

Tabella 9.4 - Risultati del calcolo mediante il metodo di Multhopp del  $Cm_0^{Nac}$ .

n	$\Delta x$ [m]	$W_F$ [m]	$W_F^2$ [m <sup>2</sup> ]	$i_{CL}$ [°]	$(\alpha_{0L} + i_{CL})$ [°]	$W_F^2 \cdot (\alpha_{0L} + i_{CL}) \cdot \Delta x$
1	1.77	3.68	13.5	0	-7	-168
2	2.02	3.90	15.2	0	-7	-215
3	2.33	3.53	12.5	0	-7	-203
4	0.809	1.84	3.38	0	-7	-19.1
5	1.43	0.711	0.505	0	-7	-5.06

Tabella 9.5 - Risultati del calcolo mediante il metodo di Multhopp del  $Cm_\alpha^{Nac}$ . Parte anteriore.

n	$\Delta x$ [m]	$W_F^2$ [m <sup>2</sup> ]	$x$ [m]	$x/C_{root}$	$W_F^2 \cdot (\partial \epsilon_u / \partial \alpha) (1 + 1) \cdot \Delta x$
1	1.77	13.5	5.24	0.310	23.9
2	2.02	15.2	3.34	0.198	31
3	2.33	12.5	1.17	0.069	29

Le quotature riportate nella Figura 9.22 suggeriscono di entrare nel grafico di

Figura 9.14 con un valore di  $\frac{l}{d_{max}} = 2.15$  ricavandone  $K_2 - K_1 = 0.680$ .

Eseguendo i calcoli, si ricava, infine, che i quattro motori dell'Airbus A380-800 danno un coefficiente di momento che varia con l'angolo di attacco nel seguente modo.

$$Cm_0^{Nac} = 4 \cdot \frac{K_2 - K_1}{36.5 \cdot S \cdot CMA} \cdot \sum_{j=1}^n W_{Nac}^2 \cdot (\alpha_{0L}^w + i_{cl}^{Nac}) \cdot \Delta x = 4 \cdot \frac{0.680}{36.5 \cdot 839 \cdot 13.1} \cdot (-610) = -0.00414$$

$$Cm_\alpha^{Nac} = 4 \cdot \frac{1}{36.5 \cdot S \cdot CMA} \cdot \left\{ \sum_{j=1}^{n1} W_{Nac}^2 \cdot \Delta x_1 \right\} = 4 \cdot \frac{1}{36.5 \cdot 839 \cdot 13.1} \cdot 83.7 = 0.000838$$

$$Cm_\alpha^{Nac} = Cm_0^{Nac} + Cm_\alpha^{Nac} \cdot \alpha = -0.00414 + 0.000838 \cdot \alpha$$

## CONCLUSIONI

Il coefficiente di momento del velivolo parziale rispetto al corrispondente centro aerodinamico è dato dalla seguente formula, come già detto all'inizio del presente paragrafo.

$$\left(C_m^{wb}\right)_{a.c.}^{wb} = \left(C_m^w\right)_{a.c.}^w + C_{L\alpha}^w \cdot \alpha \cdot (x_{a.c.}^{wb} - x_{a.c.}^w) + C_{m0}^{fus} + C_{m\alpha}^{fus} \cdot \alpha + C_{m0}^{nac} + C_{m\alpha}^{nac} \cdot \alpha$$

La posizione del centro aerodinamico del velivolo parziale può essere determinata (in modo più esatto rispetto a quello adoperato nell'ambito del Capitolo 6 ed i cui risultati sono stati richiamati nel paragrafo precedente) imponendo la condizione

$$\frac{\partial \left(C_m^{wb}\right)_{a.c.}^{wb}}{\partial \alpha_{BS}} = 0.$$

Infatti, da essa si ricava che

$$x_{a.c.}^{wb} = x_{a.c.}^w - \frac{C_{m\alpha}^{Fus} + C_{m\alpha}^{Nac}}{C_{L\alpha}^w} = 0.275 - \frac{0.00431 + 0.000838}{0.077} = 0.208$$

$$x_{a.c.}^{wb} = 20.8\% \quad c.m.a. = 2.73 \cdot m$$

Il coefficiente di momento del velivolo parziale rispetto al corrispondente centro aerodinamico è dato da

$$\left(C_m^{wb}\right)_{a.c.}^{wb} = \left(C_m^w\right)_{a.c.}^w + C_{m0}^{fus} + C_{m0}^{nac} = 0.0535 - 0.0586 - 0.00414 = -0.00924$$



Figura 9.23 – Airbus A380-800 al primo decollo dall'aeroporto di Tolosa.

BS



Figura 9.24 – 27 aprile 2005: primo volo dell'Airbus A380-800.

## • Dimensionamento dell'impennaggio orizzontale.

Il dimensionamento del piano di coda orizzontale richiede l'analisi delle due condizioni critiche di funzionamento più significative.

PRIMA CONDIZIONE - minimo margine di stabilità statica longitudinale, a comandi liberi, con baricentro in posizione massima arretrata.

Si consideri il baricentro del velivolo completo nella posizione massima arretrata

( $x_{c.g.} = 43\% \text{ c.m.a.}$ ) e si imponga la seguente condizione:

$$\left( \frac{\partial C_m^{c.g.}}{\partial C_L} \right)_{c.l.} = x_a - \frac{a_t}{a} \cdot \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \cdot \left( 1 - \tau \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \right) \cdot \bar{V}_t' = -0.05.$$

Prima di poter sfruttare la relazione appena scritta ai fini del dimensionamento, si rende necessaria la determinazione di alcune quantità che compaiono in essa e che sono al momento sconosciute.

1.  $x_a = x_{c.g.} - x_{a.c.}^{wb} = 0.430 - 0.208 = 0.222$  *distanza adimensionale del baricentro del velivolo completo dal centro aerodinamico del velivolo parziale.*

2.  $a_0$  *coefficiente della retta di portanza del profilo medio dell'impennaggio orizzontale.*

La geometria del profilo medio adoperato per l'impennaggio orizzontale dell'A380 è resa nota da Airbus sul Web. Lo spessore massimo percentuale è pari a 9 ed il coefficiente della retta di portanza è uguale a  $\frac{0.11}{\text{deg}}$ .

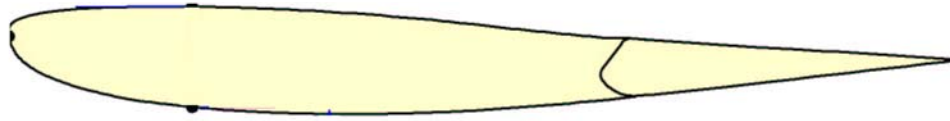


Figura 9.25 – Profilo medio del piano orizzontale di coda dell'Airbus A380-800.

3.  $a_t$  coefficiente della retta di portanza dell'impennaggio orizzontale.-

$$a_t = \frac{a_0}{1 + \frac{57.3 \cdot a_0}{\pi \cdot \frac{b_t^2}{S_t}}}.$$

4.  $a = \frac{0.0820}{\text{deg}}$  coefficiente della retta di portanza del velivolo completo.

5.  $\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 0.549$  effetto del downwash a  $C_L$  di crociera.

6.  $\tau$  fattore di efficacia dell'equilibratore. BS

Una stima orientativa del fattore di efficacia è possibile effettuarla attraverso il diagramma di seguito riportato, una volta assegnato un valore di primo tentativo al rapporto tra la superficie dell'equilibratore e la superficie dell'intero piano orizzontale. Supponendo che  $\frac{S_e}{S_t} = 0.230$ , si ottiene

$$\tau = 0.450.$$

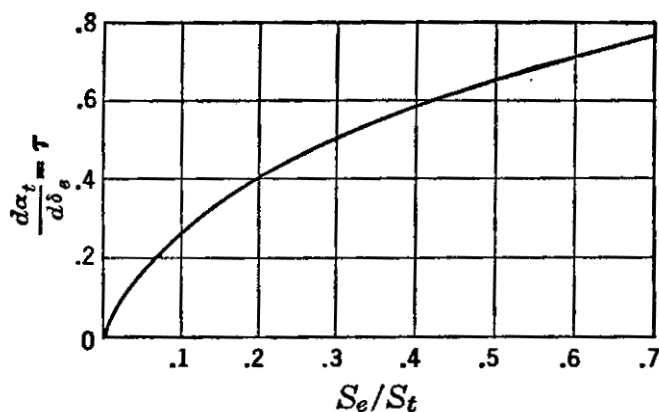


Figura 9.26 – Diagramma per il calcolo del fattore di efficacia  $\tau$ .  
(Perkins – Hage)

7.  $C_{h\alpha}$  derivata del coefficiente di momento di cerniera dell'equilibratore rispetto all'angolo di attacco.

Il metodo, suggerito dal McCormick e di seguito proposto per la determinazione di tale parametro, richiede la conoscenza di alcuni dati caratteristici della geometria dell'impennaggio orizzontale che non è stato ancora dimensionato. Tuttavia, per una stima di prima approssimazione, è consentito adoperare dati ricavati su base statistica o, come in questo caso, dati ricavati dalla reale geometria del velivolo in esame.

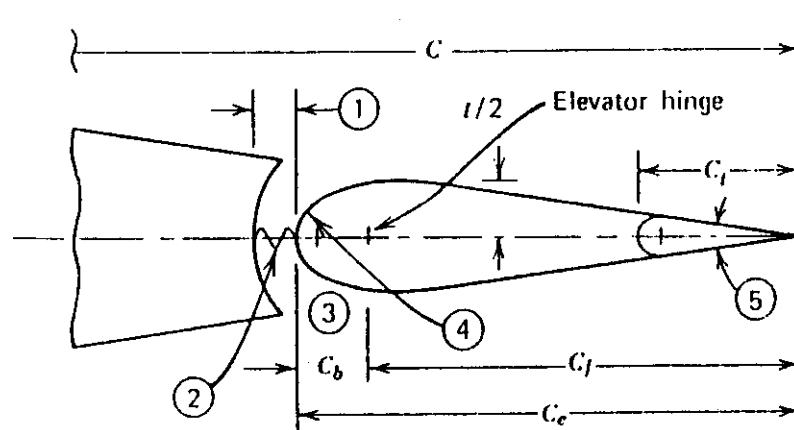
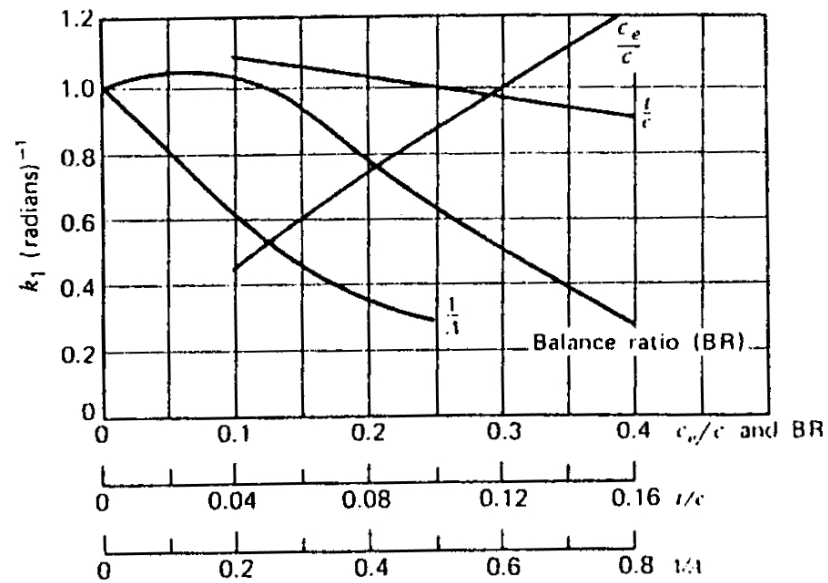


Figura 9.27 – Schema delle grandezze.

$$\frac{c_e}{c_l} = \frac{2.28}{7.29} = 0.313 \quad \frac{t}{c_l} = 4.95\% \quad \frac{1}{AR_l} = 0.241$$

$$c_b = 0.500 \cdot m \quad c_l = 1.79 \cdot m \quad BR = \sqrt{\left(\frac{c_b}{c_l}\right)^2 - \left(\frac{t}{2 \cdot c_l}\right)^2} = 0.260$$




 Figura 9.28 – Diagramma per la determinazione di  $C_{h\alpha}$ .

Dal diagramma si ricava quanto segue.

$$k_1\left(\frac{c_e}{c_t}\right) = 1.05 \quad k_1(BR) = 0.600 \quad k_1\left(\frac{t}{c_t}\right) = 1.09 \quad k_1\left(\frac{1}{AR_t}\right) = 0.520$$

$$C_{h\alpha} = (-0.55 \cdot 1.05 \cdot 0.600 \cdot 1.09 \cdot 0.520) \cdot 0.900 = -\frac{0.177}{rad} = -\frac{0.00308}{deg}$$

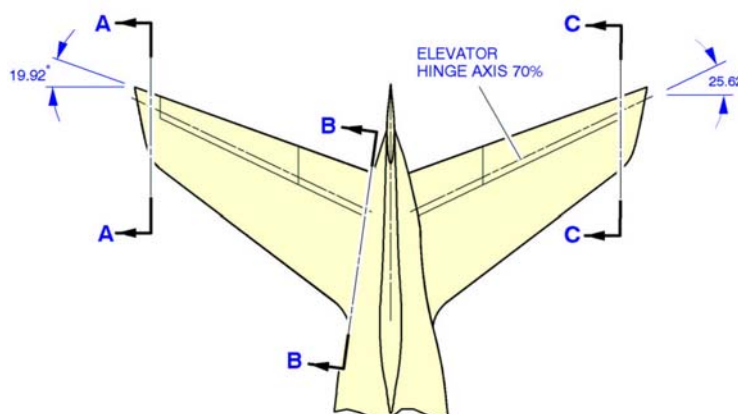


Figura 9.29 – Asse di cerniera.

8.  $C_{h\delta}$  derivata del coefficiente di momento di cerniera dell'equilibratore rispetto all'angolo di deflessione.

Anche in questo caso è possibile utilizzare il metodo esposto al paragrafo precedente per determinare la grandezza cercata. Questa volta, però, il grafico al quale si fa riferimento è il seguente.

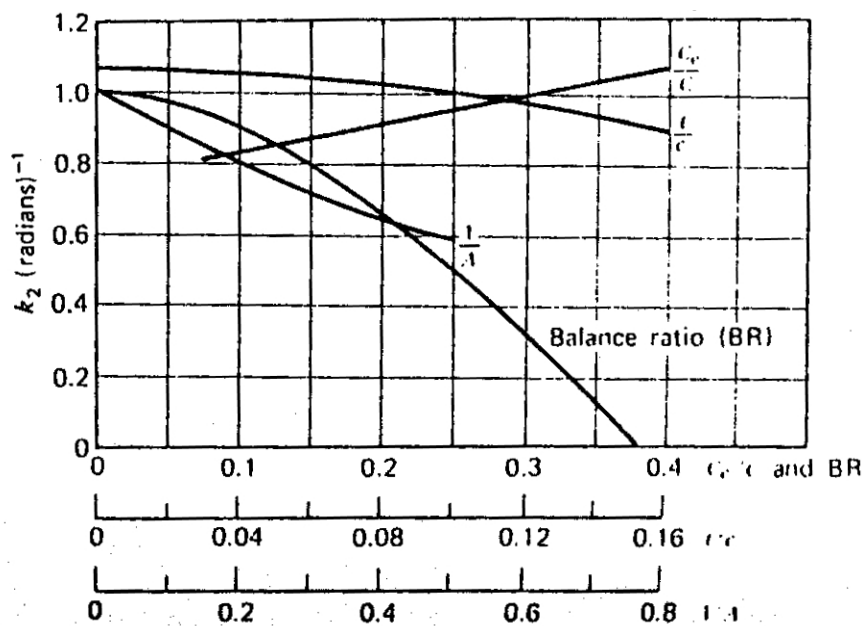


Figura 9.30 – Diagramma per la determinazione del  $C_{h\delta}$ .

Entrando in esso con i valori ottenuti per il calcolo del  $C_{h\alpha}$ , si ricava quanto segue.

$$k_2\left(\frac{c_e}{c_t}\right) = 1.01 \quad k_2(BR) = 0.450 \quad k_2\left(\frac{t}{c_t}\right) = 1.07 \quad k_2\left(\frac{1}{AR_t}\right) = 0.780$$

$$C_{h\delta} = (-0.89 \cdot 1.01 \cdot 0.459 \cdot 0.780) \cdot 0.900 = -\frac{0.284}{rad} = -\frac{0.00496}{deg}$$

9.  $l$  distanza lungo l'asse longitudinale del velivolo tra il fuoco del velivolo parziale ed il fuoco dell'impennaggio orizzontale.

Anche in questo caso, è necessario fare ricorso alla geometria reale del velivolo esaminato per avere una stima di tale lunghezza. Si supponga, dunque, che

$$l = 30.5 \cdot m$$

10.  $\bar{V}_t$  rapporto volumetrico del piano orizzontale di coda –  $\bar{V}_t = \frac{S_t \cdot l}{S_w \cdot cma_w}$

A questo punto, la formula di partenza diviene una funzione delle due variabili  $b_t$  ed  $S_t$ . Di seguito se ne riporta il diagramma.

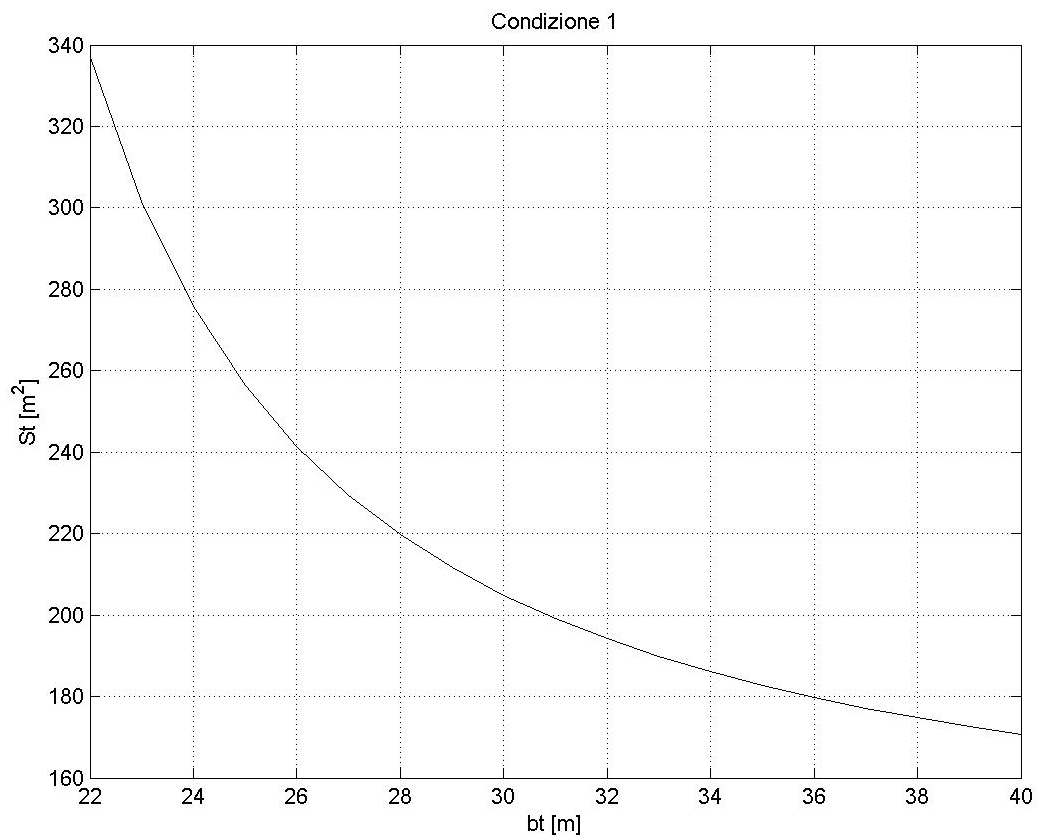


Figura 9.31 – Diagramma della prima condizione per il dimensionamento del piano di coda orizzontale.

SECONDA CONDIZIONE - equilibrio in condizioni di atterraggio e con baricentro nella posizione massima avanzata.

Si consideri il baricentro del velivolo completo nella posizione massima avanzata ( $x_{c.g.} = 28\% \text{ c.m.a.}$ ) e si imponga la seguente condizione:

$$C_m^{c.g.} = C_m^{wb}_{a.c.} + \left[ x_a - \frac{a_t}{a} \cdot \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \cdot \bar{V}'_t \right] \cdot C_{Le} - 0.9 \cdot a_t \cdot \bar{V}'_t \cdot (i_{t0} + \tau \cdot \delta_e - \alpha_0^w) = 0.$$

Prima di poter sfruttare la relazione appena scritta ai fini del dimensionamento, si rende necessaria la determinazione di alcune quantità che compaiono in essa e che sono al momento sconosciute.

1.  $C_m^{wb}_{a.c.}$  *coefficiente di momento focale del velivolo parziale in configurazione di atterraggio.*

Nelle condizioni di atterraggio, il <sup>BS</sup>coefficiente di momento focale del velivolo parziale subisce una variazione dovuta alla deflessione del flap. Dunque, vale

$$C_m^{wb}_{a.c.} = (C_m^{wb}_{a.c.})_{\delta_f=0} + (\Delta C_m^{wb}_{a.c.})_{\delta_f \neq 0}.$$

Il contributo incognito può essere determinato attraverso un apposito diagramma proposto dal McCormick. In particolare, con riferimento alla sezione alare della corda media aerodinamica, si ha

$$\frac{\text{corda flap}}{\text{c.m.a.}} = \frac{c_f}{cma} = 0.327 \Rightarrow \frac{(\Delta C_m^{wb}_{a.c.})_{\delta_f \neq 0}}{(\Delta C_l)_{\delta_f \neq 0}} = -0.145.$$

In base alle caratteristiche del profilo medio e del sistema di ipersostentazione, si ricava un valore di  $(\Delta C_l)_{\delta_f \neq 0}$  pari a 1.88 e, finalmente,

$$(\Delta C_m^{wb}_{a.c.})_{\delta_f \neq 0} = -0.273.$$

2.  $x_a = x_{c.g.} - x_{a.c.}^{wb} = 0.280 - 0.208 = 0.0720$  distanza adimensionale del baricentro del velivolo completo dal centro aerodinamico del velivolo parziale.

3.  $a_i$  coefficiente della retta di portanza dell'impennaggio orizzontale.

Per una corretta valutazione di tale parametro, occorre moltiplicarne il valore, ottenuto nella discussione relativa alla prima condizione, per un fattore che tenga conto dell'effetto suolo. Quest'ultimo può essere ricavato attraverso il grafico proposto dal Perkins.

Ipotizzando una distanza dal suolo pari alla semiapertura alare e quindi

$\frac{d_g}{b/2} = 1$  ed ipotizzando un allungamento dell'impennaggio orizzontale uguale

a 4, si ottiene il fattore correttivo 1.03. Quindi

$$a_i = 1.03 \cdot \frac{a_0}{1 + \frac{57.3 \cdot a_0}{\pi \cdot \frac{b_i^2}{S_i}}}$$

4.  $a$  coefficiente della retta di portanza del velivolo completo.

Anche in questo caso, vale lo stesso discorso fatto per il coefficiente della retta di portanza dell'impennaggio orizzontale. Con un allungamento alare pari a 7.59, si ottiene un fattore correttivo uguale a 1.02. Quindi

$$a = 1.02 \cdot \frac{0.0820}{\text{deg}} = \frac{0.0836}{\text{deg}}.$$

5.  $\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$  effetto del downwash in condizioni di atterraggio.

In condizioni di atterraggio, il downwash si riduce di circa il 10% rispetto al valore trovato nella prima condizione, in virtù dell'effetto suolo. Quindi si ha

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 0.9 \cdot 0.549 = 0.494.$$

6.  $C_{Le}$  coefficiente di portanza di equilibrio del velivolo completo, in condizioni di atterraggio.

Il coefficiente di portanza di equilibrio del velivolo completo, in condizioni di atterraggio, è molto prossimo al  $C_L^{MAX}$  relativo alle stesse condizioni. Come ipotizzato durante la ricerca del punto di progetto nel Capitolo 3,  $C_L^{MAX} = 2.8$  e pertanto, in questa sede, è possibile considerare  $C_{Le} = 2.6$ .

7.  $\delta_e$  angolo di deflessione dell'equilibratore.

Si assuma la condizione più critica possibile:  $\delta_e = \delta_e^{MAX} = -25^\circ$ .

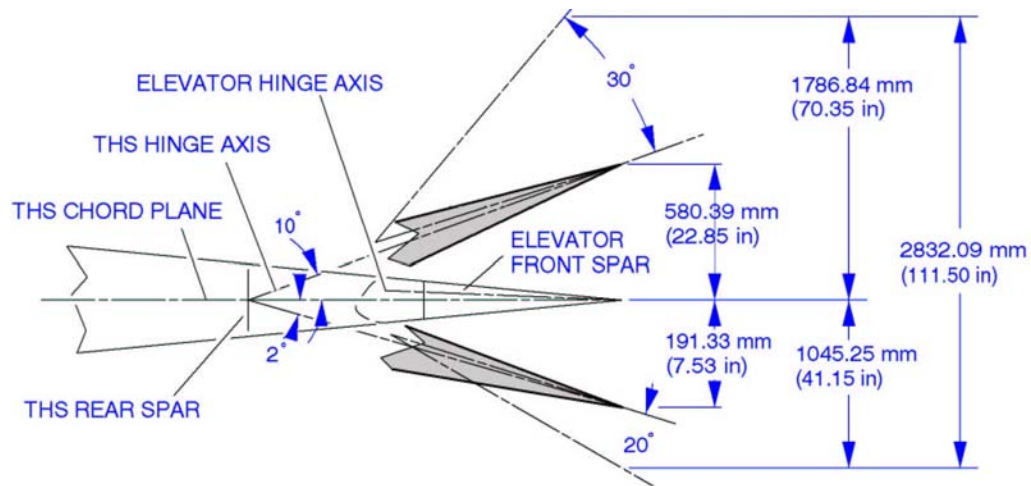


Figura 9.32 – Schema dell'equilibratore dell'Airbus A380-800. (Airbus)

8.  $\alpha_0^w = -7^\circ$  angolo di portanza nulla dell'ala con flap deflessi in configurazione di atterraggio.

9.  $i_{t0}$  calettamento del piano orizzontale di coda rispetto alla linea di riferimento.

Il valore del calettamento  $i_{t0}$  si trova imponendo che l'angolo di deflessione dell'equilibratore in condizioni di crociera  $\delta_e$  sia nullo, in maniera tale da garantire la minore resistenza di profilo.

$$\delta_e = \frac{\alpha_0^w - i_{t0}}{\tau} - \frac{Cm_{a.c.}^{wb}}{Cm_{\delta}} - \frac{Cm_{C_L}}{Cm_{\delta}} \cdot C_{L\ cr} = 0$$

Allo scopo di sfruttare la relazione appena scritta, è necessario ricavare i valori di alcuni parametri, tuttora ignoti, attraverso la conoscenza di dati di origine statistica o relativi alla reale geometria del velivolo esaminato.

1) L'angolo di attacco di portanza nula dell'ala si riferisce, ovviamente, alle condizioni di crociera. Quindi,

$$\alpha_0^w = -3^\circ.$$

2) Il fattore di efficacia  $\tau$  è quello calcolato nella discussione della prima condizione. Quindi  $\tau = 0.450$ .

4) Il coefficiente  $Cm_{a.c.}^{wb}$  è quello calcolato in precedenza per la configurazione pulita del velivolo.

$$\text{Quindi } Cm_{a.c.}^{wb} = -0.00924.$$

5) La derivata  $Cm_{\delta}$  è espressa dalla seguente relazione:  $Cm_{\delta} = -a_t \cdot \bar{V}_t' \cdot k \cdot \tau$ . Supponendo che

$$a_0 = \frac{0.11}{\text{deg}} \quad b_t = 30.2 \cdot m \quad S_t = 220 \cdot m^2 \quad k = 0.900,$$

BS

si ottiene

$$a_t = \frac{0.0741}{\text{deg}} \quad \bar{V}_t' = \frac{S_t \cdot l}{S_w \cdot cma} = 0.630 \quad Cm_{\delta} = \frac{-0.0189}{\text{deg}}.$$

6) La derivata  $Cm_{C_L}$  è espressa dalla seguente relazione:

$$(Cm_{C_L})_{C.B.} = x_a - \frac{a_t}{a} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \cdot \bar{V}_t'.$$

Supponendo che

$$x_a = x_{c.g.} - x_{a.c.}^{wb} = 0.355 - 0.208 = 0.147 \quad a = \frac{0.0820}{\text{deg}} \quad \frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 0.549,$$

si ha

$$(Cm_{C_L})_{C.B.} = -0.109.$$

7) Il coefficiente di portanza del velivolo completo, in condizioni di crociera, è  $C_{L\ cr} \cong 0.5$ .

Attraverso i dati ora descritti, si ricava finalmente che  $i_{t0} = -4.5^\circ$ .



A questo punto, la formula di partenza diviene una funzione delle due variabili  $b_t$  ed  $S_t$ . Di seguito se ne riporta il diagramma.

$$C_m^{c.g.} = C_m^{wb}_{a.c.} + \left[ x_a - \frac{a_t}{a} \cdot \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \cdot \bar{V}_t' \right] \cdot C_{Le} - 0.9 \cdot a_t \cdot \bar{V}_t' \cdot (i_{t0} + \tau \cdot \delta_e - \alpha_0^w) = 0$$

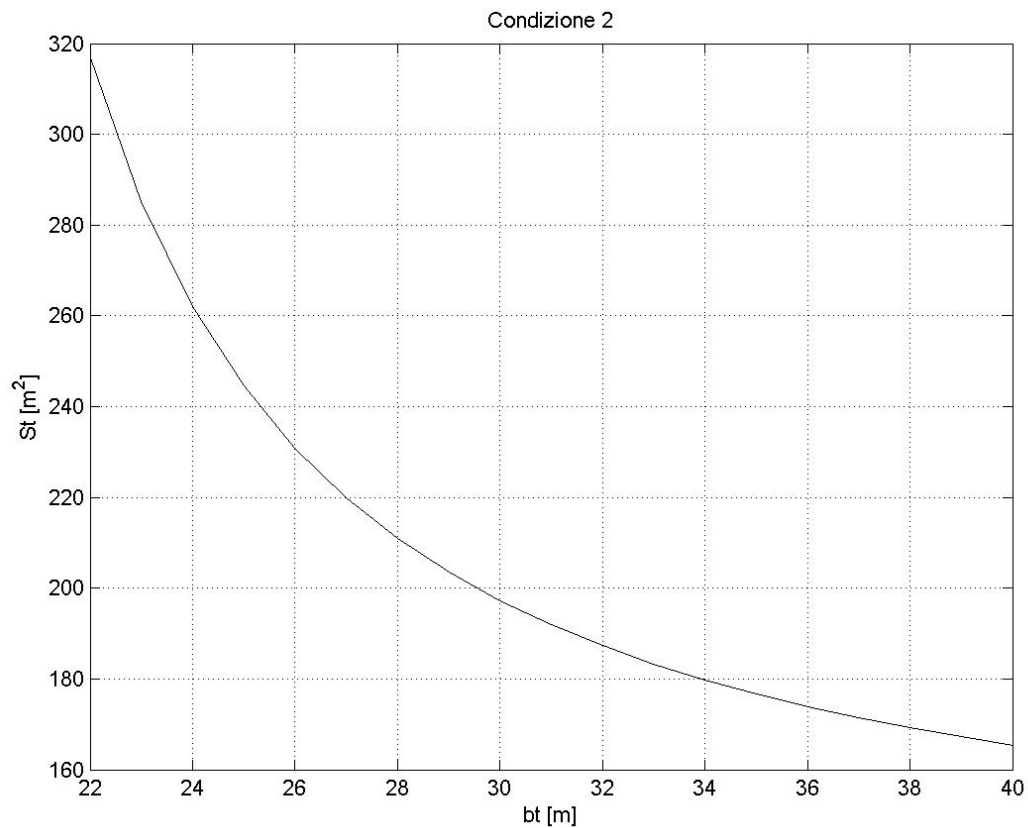


Figura 9.33 - Diagramma della seconda condizione per il dimensionamento del piano di coda orizzontale.

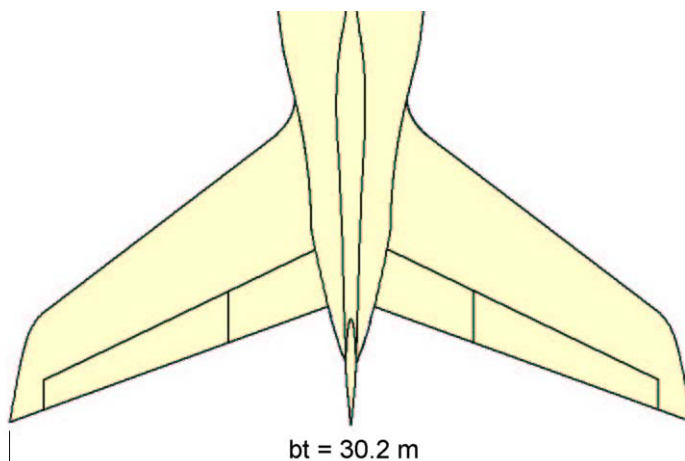


Figura 9.34 – Pianta del piano orizzontale di coda dell'Airbus A380-800.

## DIMENSIONAMENTO

Tenendo conto delle limitazioni fornite da entrambe le curve  $S_t(b_t)$  appena ricavate, è possibile effettuare la scelta del punto di progetto del piano di coda orizzontale. Nel grafico di seguito proposto, vengono visualizzati i suddetti diagrammi insieme con le curve “iso allungamento alare” per valori di quest’ultimo pari a 3, 4 e 5. Viene, inoltre, evidenziato il punto relativo all’Airbus A380-800. Una scelta opportuna si rivela essere proprio tale punto: si assume, dunque, che

$$b_t = 30.2 \cdot m$$

$$S_t = 220 \cdot m^2$$

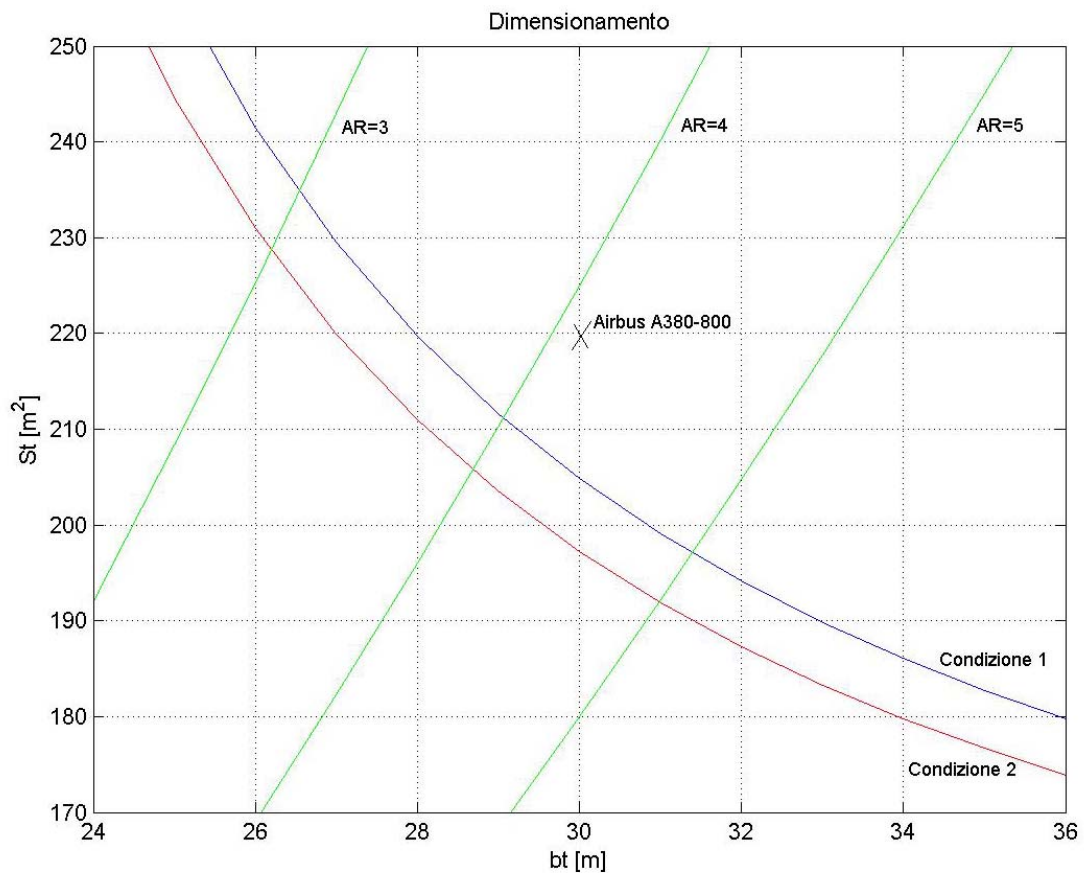


Figura 9.34 – Diagramma per il dimensionamento del piano orizzontale di coda.



Figura 9.35 – Particolare del piano di coda orizzontale dell'Aribus A380-800.

BS



Figura 9.36 – Particolare del piano di coda orizzontale dell'Aribus A380-800.

## Capitolo 10. Impennaggio verticale.

La condizione di progetto più critica per il dimensionamento dell'impennaggio verticale coincide, generalmente, con la piantata del motore critico in condizioni di decollo. Nel caso del velivolo esaminato, si supponga che uno dei due motori esterni non contribuisca alla spinta complessivamente fornita dall'impianto propulsivo. La spinta, generata dal motore esterno funzionante, produce un momento di imbardata che può essere agevolmente calcolato mediante i dati riportati in Tabella 10.1. BS

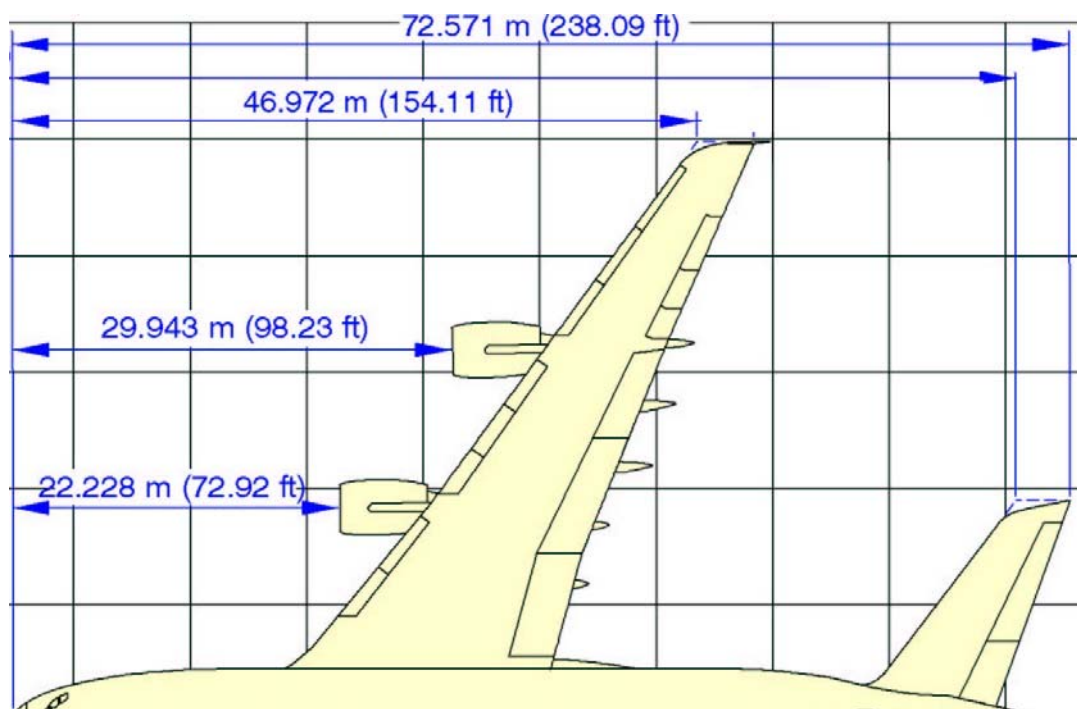


Figura 10.1 – Vista in pianta dell'Airbus A380-800.

Tabella 10.1 – Dati utili per il dimensionamento dell'impennaggio verticale.

Posizione massima arretrata del baricentro del velivolo	Xcg (%cma)	43
Distanza dell'asse del motore esterno dal piano di simmetria del velivolo	lp [m]	25.7
Distanza del baricentro del velivolo dal fuoco del piano di coda verticale	lv [m]	29.2
Peso massimo al decollo	MTOW [kg]	549000
Velocità di stallo in decollo	Vs [km/h]	261
Spinta massima di un motore	T0 [N]	345000
Rapporto delle pressioni dinamiche	$\eta_v$	0.95

In particolare, poiché la spinta al decollo è funzione della velocità secondo la relazione (incontrata nel Capitolo 7)

$$\frac{T}{T_0} = 1 - 2.52 \cdot 10^{-3} \cdot V_{\infty} + 4.34 \cdot 10^{-6} \cdot V_{\infty}^2,$$

il momento risulta essere una funzione della velocità:

BS

$$M_T = T_0 \cdot \left(1 - 2.52 \cdot 10^{-3} \cdot V_{\infty} + 4.34 \cdot 10^{-6} \cdot V_{\infty}^2\right) \cdot l_p = 8.66 \cdot 10^6 - 21.8 \cdot 10^3 \cdot V_{\infty} + 37.6 \cdot V_{\infty}^2.$$

L'impennaggio verticale deve essere in grado di fornire un momento di imbardata  $M_v$  atto ad equilibrare quello dovuto alla spinta del motore esterno funzionante.

$$M_v = \left[ \left( \frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot V_{\infty}^2 \right) \cdot \eta_v \cdot S_v \cdot C_Y^v \right] \cdot l_v$$

Nella espressione di  $M_v$ , appena scritta, compare una dipendenza dalla superficie dal coefficiente di devianza del piano verticale di coda. Il  $C_Y^v$  può essere valutato attraverso la relazione riportata alla pagina seguente, in cui compaiono nell'ordine

il coefficiente angolare della curva di portanza dell'impennaggio verticale, il fattore di efficacia del timone ed il suo angolo di deflessione:

$$C_Y^v = a_v \cdot \tau \cdot \delta_v.$$

Il fattore di efficacia può essere valutato attraverso il diagramma riportato in Figura 9.26 a pagina 273, una volta assegnato un valore di primo tentativo al rapporto tra la superficie del timone e la superficie dell'intero impennaggio verticale. Essendo l'angolo di deflessione massimo del timone pari a  $\delta_v = 25^\circ$  ed

assumendo  $\frac{S_r}{S_v} = 0.270$ , si ricava complessivamente che

$$\tau \cong 0.270.$$

Il coefficiente angolare della curva di portanza dell'impennaggio verticale  $a_v$  è funzione dell'allungamento effettivo nonché del coefficiente della retta di portanza del profilo medio  $a_o^v = 0.11$ .

$$a_v = \frac{a_o^v}{1 + \frac{a_o^v \cdot 57.3}{\pi \cdot AR_{eff}^v}}.$$

A questo punto, è necessario assegnare un valore orientativo sia alla superficie del piano verticale che al suo allungamento. Assumendo  $S_v = 122 \cdot m^2$  e  $b_v = 14.3 \cdot m$ , si ricava quanto riportato alla pagina seguente.

$$AR_{eff}^v = 1.55 \cdot AR^v = 1.55 \cdot \frac{b_v^2}{S_v} = 1.55 \cdot 1.67 = 2.58.$$

Quindi, si ha

$$a_v = \frac{a_o^v}{1 + \frac{a_o^v \cdot 57.3}{\pi \cdot AR_{eff}^v}} = 0.0620$$

ed infine

$$C_Y^v = a_v \cdot \tau \cdot \delta_v = 0.409.$$

Il momento di imbardata, generato attraverso la deflessione del timone di direzione, è

$$M_v = \left[ \left( \frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot V_\infty^2 \right) \cdot \eta_v \cdot \overset{BS}{S_v} \cdot C_Y^v \right] \cdot l_v = 6.95 \cdot S_v \cdot V_\infty^2.$$

Uguagliando le espressioni ottenute per i momenti di imbardata, si ha

$$M_T = M_v \quad \Leftrightarrow \quad 8.66 \cdot 10^6 - 21.8 \cdot 10^3 \cdot V_\infty + 37.6 \cdot V_\infty^2 = 6.95 \cdot S_v \cdot V_\infty^2.$$

Esplicitando rispetto alla superficie dell'impennaggio verticale, si ottiene

$$S_v = \frac{8.66 \cdot 10^6 - 21.8 \cdot 10^3 \cdot V_\infty + 37.6 \cdot V_\infty^2}{6.95 \cdot V_\infty^2}.$$

A questo punto, si impone che la  $V_{\infty}$  sia uguale alla velocità minima di controllo (la quale è a sua volta pari a  $1.2 \cdot V_s$ ) e si ricava la  $S_v$ .

$$V_{\infty} = V_{m.c.} = 1.2 \cdot V_s \cong 313 \cdot \frac{km}{h} = 87.0 \cdot \frac{m}{s} \quad \Rightarrow \quad S_v \cong 126 \cdot m^2$$

Mantenendo l'allungamento geometrico del piano verticale uguale a quello considerato in precedenza, e cioè pari a 2.18, si ottiene una apertura uguale a

$$b_v = 14.5 \cdot m.$$

BS

### CONSIDERAZIONE

I valori di superficie ed apertura dell'impennaggio verticale ottenuti sono leggermente superiori a quelli che caratterizzano l'Airbus A380-800 reale: ciò è dovuto all'aver considerato una spinta di targa dei motori maggiore rispetto a quella reale pari a 311 kN. E questo fatto è una semplice conseguenza della scelta operata per il punto di progetto.

Se, per pura verifica, si ripetono i calcoli con un valore della spinta massima erogata dal motore pari a 310 kN (cioè come sull'A380-800 reale), si ottiene una superficie del piano verticale di coda pari a circa 120 m<sup>2</sup>, la quale coincide con quella reale.

Come si è osservato nel corso della relazione, il vantaggio della scelta di un punto di progetto, che contempli una spinta di targa superiore a quella reale, consiste in una più elevata quota di tangenza raggiungibile.





Figura 10.2 – Piano verticale di coda dell'Aribus A380-800.

BS



Figura 10.3 – Particolare dell'impennaggio verticale.



Figura 10.4 – Impennaggio verticale dell'Airbus A380-800.

- **Stabilità statica direzionale a comandi bloccati.**

La stabilità statica direzionale di un velivolo viene misurata attraverso il parametro  $Cn_\beta$  ovvero la derivata del coefficiente di momento di imbardata rispetto all'angolo di derapata. Una condizione di equilibrio del velivolo viene considerata staticamente stabile, da un punto di vista direzionale, se, al comparire di una raffica laterale, il velivolo reagisce con un momento di imbardata che tende a metterne la prua nella corrente laterale stessa.

Il valore dell'indice  $Cn_\beta$  è dato dalla somma dei contributi relativi alle principali parti del velivolo. Nel caso dell'Airbus A380-800 si ha quanto segue.

$$Cn_\beta = (Cn_\beta)_w + (Cn_\beta)_{interf} + (Cn_\beta)_{fus} + (Cn_\beta)_{tail}$$

BS

#### Ala

Il contributo dell'ala dipende dall'angolo di freccia. Si ha

$$(Cn_\beta)_w = -0.00006 \cdot \left( \Lambda_{\frac{c}{4}} \right)^{\frac{1}{2}} = -0.000347 \cdot \frac{1}{\text{deg}}.$$

#### Fusoliera

Il contributo della fusoliera può essere calcolato attraverso la seguente formula, in modo simile a quanto visto nel caso della stabilità statica longitudinale.

$$(Cn_\beta)_{fus} = \frac{\pi \cdot (K_2 - K_1)}{114.6 \cdot S_w \cdot b_w} \cdot \sum_{i=1}^n w_{fi}^2 \cdot \Delta x_i = 0.00156 \cdot \frac{1}{\text{deg}}$$

Questa volta, però, la  $w_{fi}$  è l'altezza della sezione i-esima di fusoliera.

n	$\Delta x$ [m]	WF [m]	$W^2F \cdot \Delta x$
1	3.71	4.00	59.36
2	3.71	6.78	170.54
3	3.71	7.90	231.54
4	3.71	8.98	299.18
5	3.71	8.98	299.18
6	3.71	8.98	299.18
7	3.71	8.98	299.18
8	3.71	8.98	299.18
9	3.71	8.98	299.18
10	3.71	8.98	299.18
11	3.71	8.86	291.23
12	3.71	8.58	273.12
13	3.71	8.38	260.53
14	3.71	7.74	222.26
15	3.71	6.94	178.69
16	3.71	5.87	127.84
17	3.71	4.67	80.91
18	3.71	3.35	41.64
19	3.62	2.00	14.48

Tabella 10.2 – Dati per il calcolo del contributo della fusoliera alla stabilità statica direzionale.

### Interferenza ala-fusoliera

Nel caso di un velivolo ad ala bassa, il contributo alla stabilità statica direzionale dell'interferenza tra ala e fusoliera è trascurabile. Quindi

$$(Cn_{\beta})_{interf} = 0$$

### Impennaggio verticale

Il contributo dell'impennaggio verticale è dato dalla seguente relazione

$$(Cn_{\beta})_{tail} = -a_v \cdot \eta_v \cdot \left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta}\right) \cdot \frac{S_v}{S_w} \cdot \frac{l_v}{b_w} = -0.00314 \cdot \frac{1}{\text{deg}}.$$

BS

In essa, il fattore dovuto al *sidewash* può essere stimato attraverso la seguente formula

$$\eta_v \cdot \left(1 - \frac{d\sigma}{d\beta}\right) = 0.724 + 3.06 \cdot \frac{S_v/S_w}{1 + \cos \Lambda_{\frac{c}{4}}^{wing}} + 0.4 \cdot \frac{z_w}{d} + 0.009 \cdot AR_w = 0.923,$$

dove  $\frac{z_w}{d} = -0.315$  misura la posizione dell'ala rispetto all'asse di riferimento di fusoliera.

Complessivamente, si ottiene il seguente risultato.

$$Cn_{\beta} = (Cn_{\beta})_w + (Cn_{\beta})_{fus} + (Cn_{\beta})_{tail} = -0.000347 + 0.00156 - 0.00314 = -0.00193 \cdot \frac{1}{\text{deg}}$$

- **Stabilità statica direzionale a comandi liberi.**

Il calcolo del  $Cn_\beta$  del velivolo, relativo alla condizione di comandi liberi, si esegue con lo stesso metodo del paragrafo precedente. Inoltre, i contributi di ala, fusoliera e dell'interferenza di queste due sono gli stessi del caso precedente; l'unico contributo che varia è quello legato all'impennaggio verticale. Infatti, si ha che

$$(Cn_\beta)_{tail} = \left[ -a_v \cdot \eta_v \cdot \left( 1 - \frac{d\sigma}{d\beta} \right) \cdot \frac{S_v}{S_w} \cdot \frac{l_v}{b_w} \right] \cdot \left( 1 - \tau \cdot \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \right).$$

Le quantità  $C_{h\alpha}$  e  $C_{h\delta}$  possono essere determinate con gli stessi grafici adoperati dal McCormick per l'equilibratore nel Capitolo 9.

BS

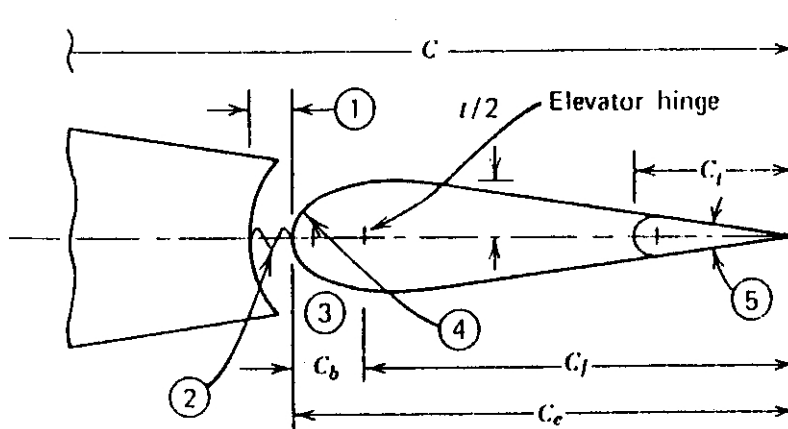


Figura 10.5 – Schema delle grandezze.

$$\frac{c_r}{c_v} = 0.303 \quad \frac{t}{c_r} = 4.95\% \quad \frac{1}{AR_r} = 0.458 \quad BR = \sqrt{\left( \frac{c_b}{c_l} \right)^2 - \left( \frac{t}{2 \cdot c_l} \right)^2} = 0.306$$

Dai diagrammi si ricava quanto segue.

$$k_1\left(\frac{c_r}{c_v}\right) = 1.00 \quad k_1(BR) = 0.510 \quad k_1\left(\frac{t}{c_v}\right) = 1.09 \quad k_1\left(\frac{1}{AR_v}\right) = 0.320$$

$$C_{h\alpha} = \frac{0.0978}{rad} = -\frac{0.00171}{deg}$$

$$k_2\left(\frac{c_r}{c_v}\right) = 1.00 \quad k_2(BR) = 0.320 \quad k_2\left(\frac{t}{c_v}\right) = 1.09 \quad k_2\left(\frac{1}{AR_v}\right) = 0.620$$

$$C_{h\delta} = -\frac{0.190}{rad} = -\frac{0.00332}{deg}$$

BS

Il contributo del piano verticale di coda alla stabilità statica direzionale a comandi liberi è dato da

$$(Cn_\beta)_{tail} = \left[ -a_v \cdot \eta_v \cdot \left( 1 - \frac{d\sigma}{d\beta} \right) \cdot \frac{S_v}{S_w} \cdot \frac{l_v}{b_w} \right] \cdot \left( 1 - \tau \cdot \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}} \right) = -0.00314 \cdot 0.768 = -0.00241 \cdot \frac{1}{deg}$$

Per il velivolo completo vale, infine,

$$Cn_\beta = (Cn_\beta)_w + (Cn_\beta)_{fus} + (Cn_\beta)_{tail} = -0.000347 + 0.00156 - 0.00241 = -0.00120 \cdot \frac{1}{deg}$$

- **Controllo direzionale.**

La potenza di controllo del timone di direzione è valutabile attraverso la seguente relazione.

$$C_{n\delta} = -a_v \cdot \tau \cdot \frac{S_v}{S_w} \cdot \frac{l_v}{b_w} \cdot \eta_v = -0.00194 \cdot \frac{1}{\text{deg}}.$$

- **Raffica laterale.**

In presenza di un flusso derapato di un angolo  $\beta$ , l'equilibrio dei momenti intorno all'asse di imbardata è espresso dalla seguente equazione:

$$\left( \frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot V_\infty^2 \cdot S_w \cdot b_w \right) \cdot Cn_\beta \cdot \beta = \left[ \left( \frac{1}{2} \cdot \rho_v \cdot V_v^2 \cdot S_v \right) \cdot a_v \cdot \tau \cdot \delta_v \right] \cdot l_v.$$

A partire da questa relazione, è possibile ricavare l'angolo di deflessione del timone di direzione necessario a garantire l'equilibrio all'imbardata del velivolo, in presenza di un flusso derapato di un angolo  $\beta$ .

$$\delta_v = \frac{1}{\eta_v} \cdot \frac{S_w \cdot b_w \cdot Cn_\beta}{S_v \cdot a_v \cdot \tau \cdot l_v} \cdot \beta \cong -0.983 \cdot \beta$$

In corrispondenza di angoli  $\beta$  pari a  $5^\circ$  e  $10^\circ$ , si rendono necessarie deflessioni del timone rispettivamente pari a  $-4.5^\circ$  e  $-9.5^\circ$ .

BS



## Appendice. Statistiche.

---

A completamento del lavoro di valutazione delle principali caratteristiche geometriche, aerodinamiche e prestazionali dell'Airbus A380-800, svolto attraverso schemi e metodologie elementari, si propongono ivi una serie di diagrammi statistici, che correlano le grandezze progettuali più significative appartenenti ad una nutrita serie di velivoli da trasporto commerciale.

Attraverso di essi, è possibile capire in modo diretto quale sia il vero 'ruolo' occupato dall'Airbus A380-800 nell'ambito della aviazione commerciale.



DC3



B707



B727-100



B737-100



DC8



DC9



B747-100



L1011



DC10



Tu154



Concorde



B767-200



B757-200



A300-600



B737-300



Fokker 100



A320-100



MD11



B747-400



Tu204



A330-300



Fokke 70



B777-200



B777-300



B767-400



A340-600

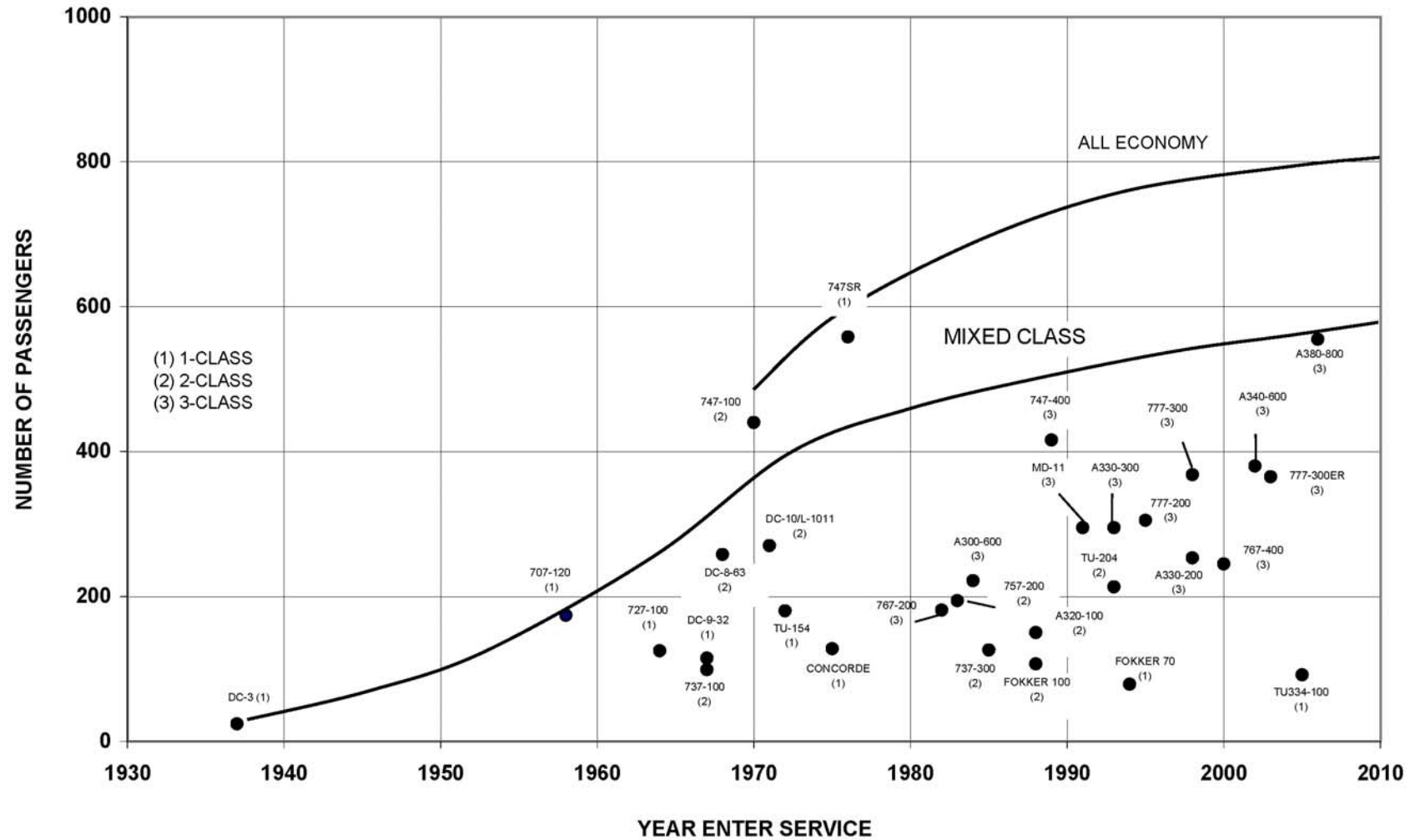


Tu334



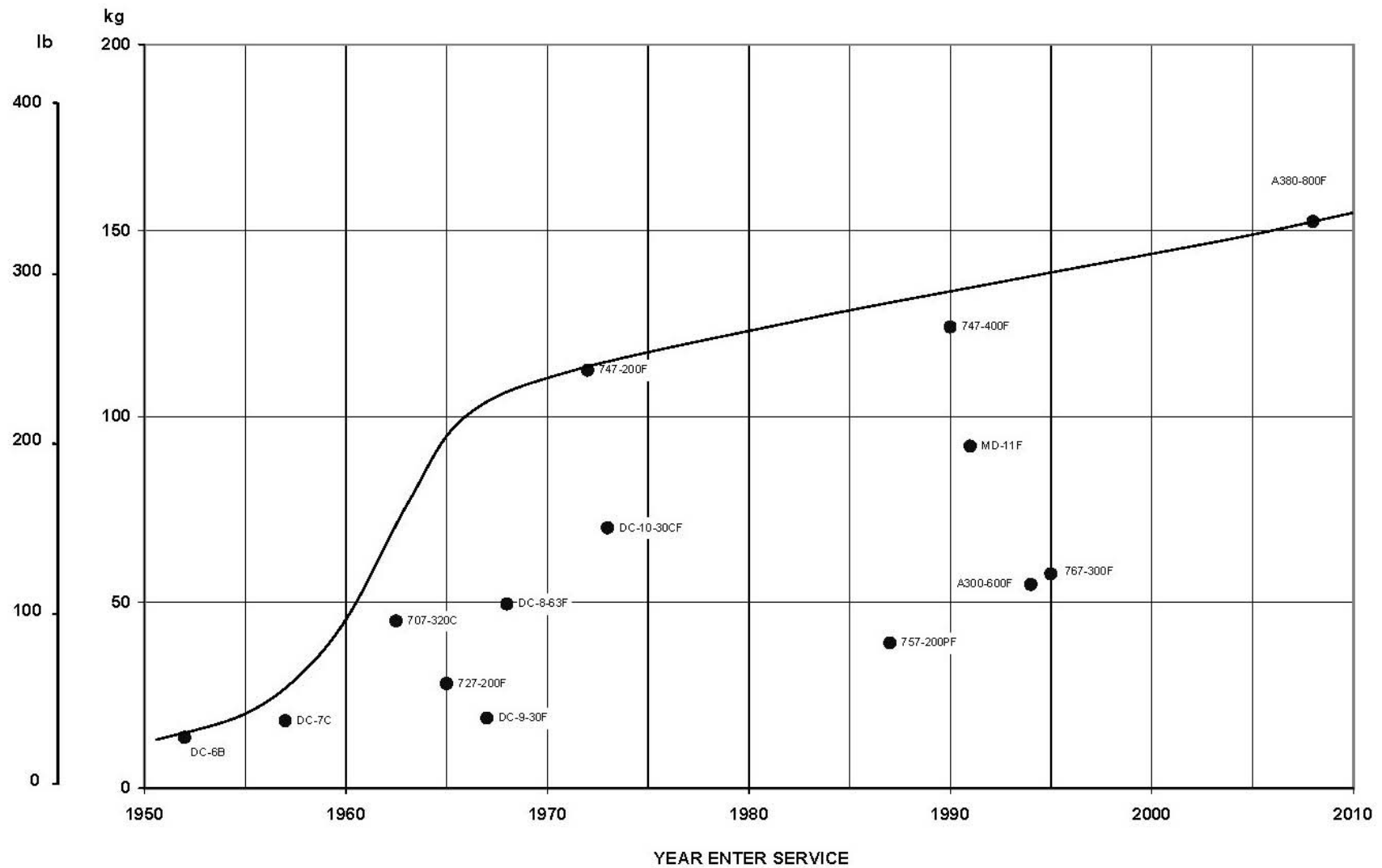
A380-800

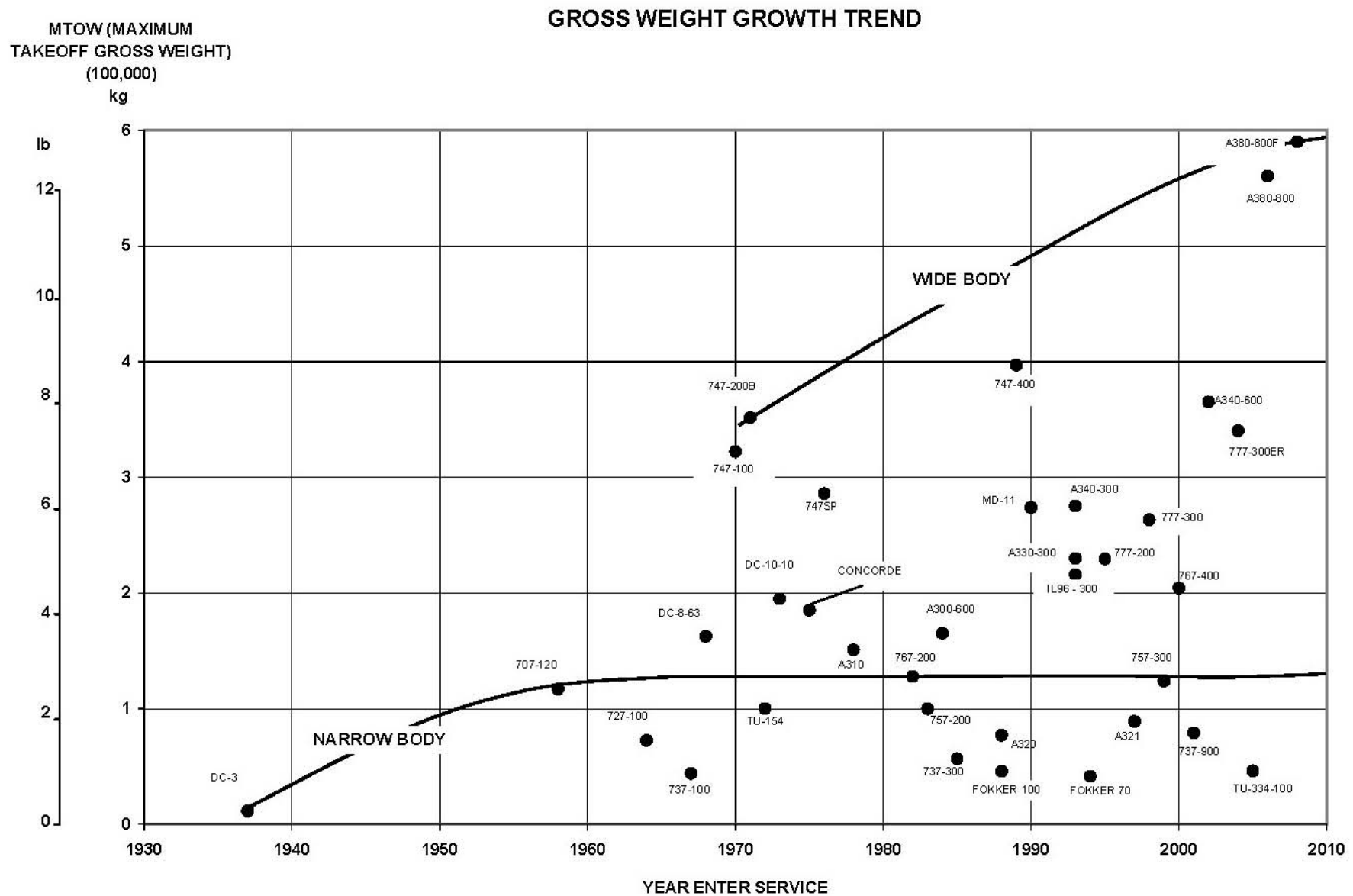
### PASSENGER AIRCRAFT CAPACITY GROWTH TREND



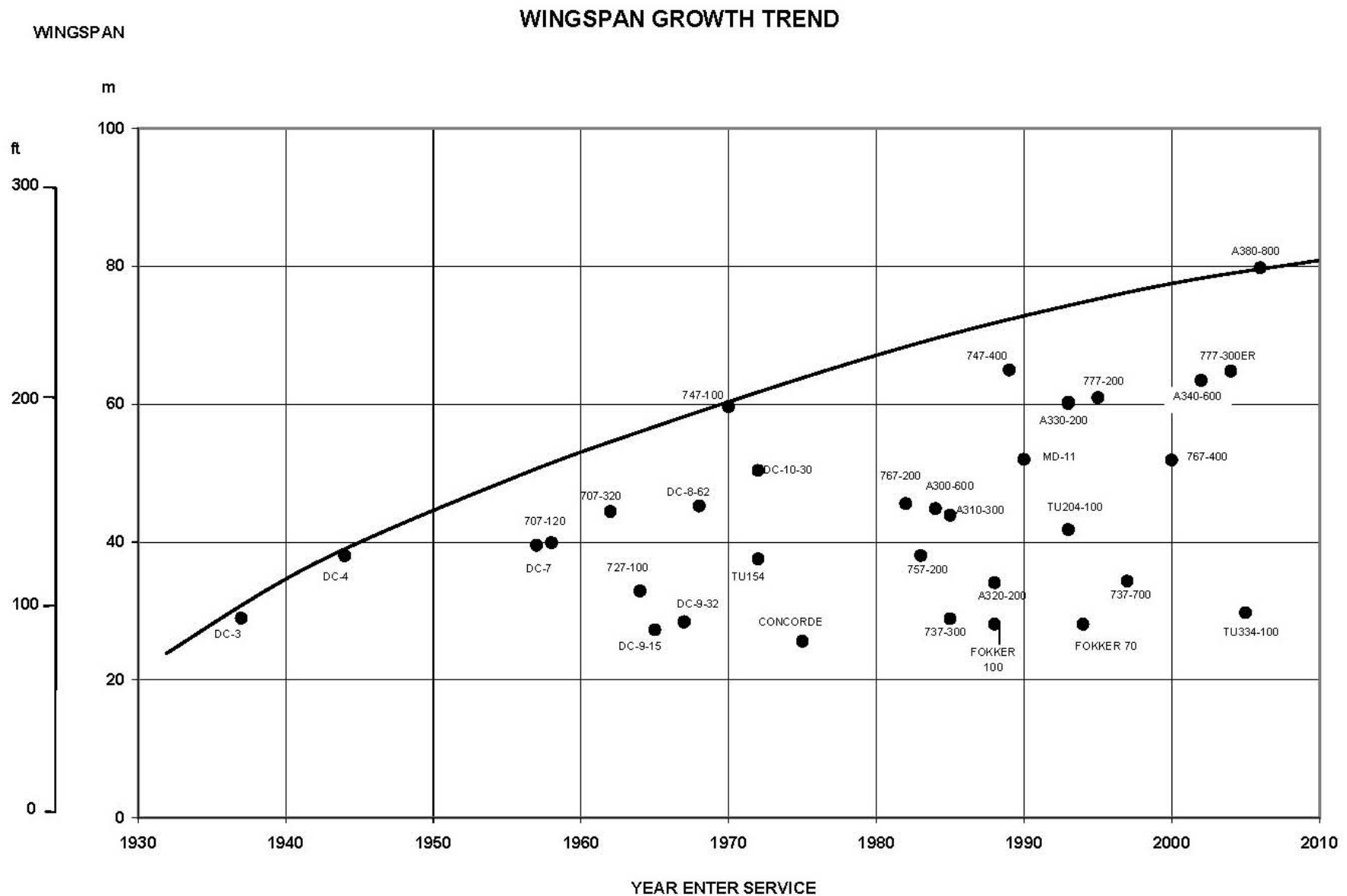
GROSS PAYLOAD (1,000)

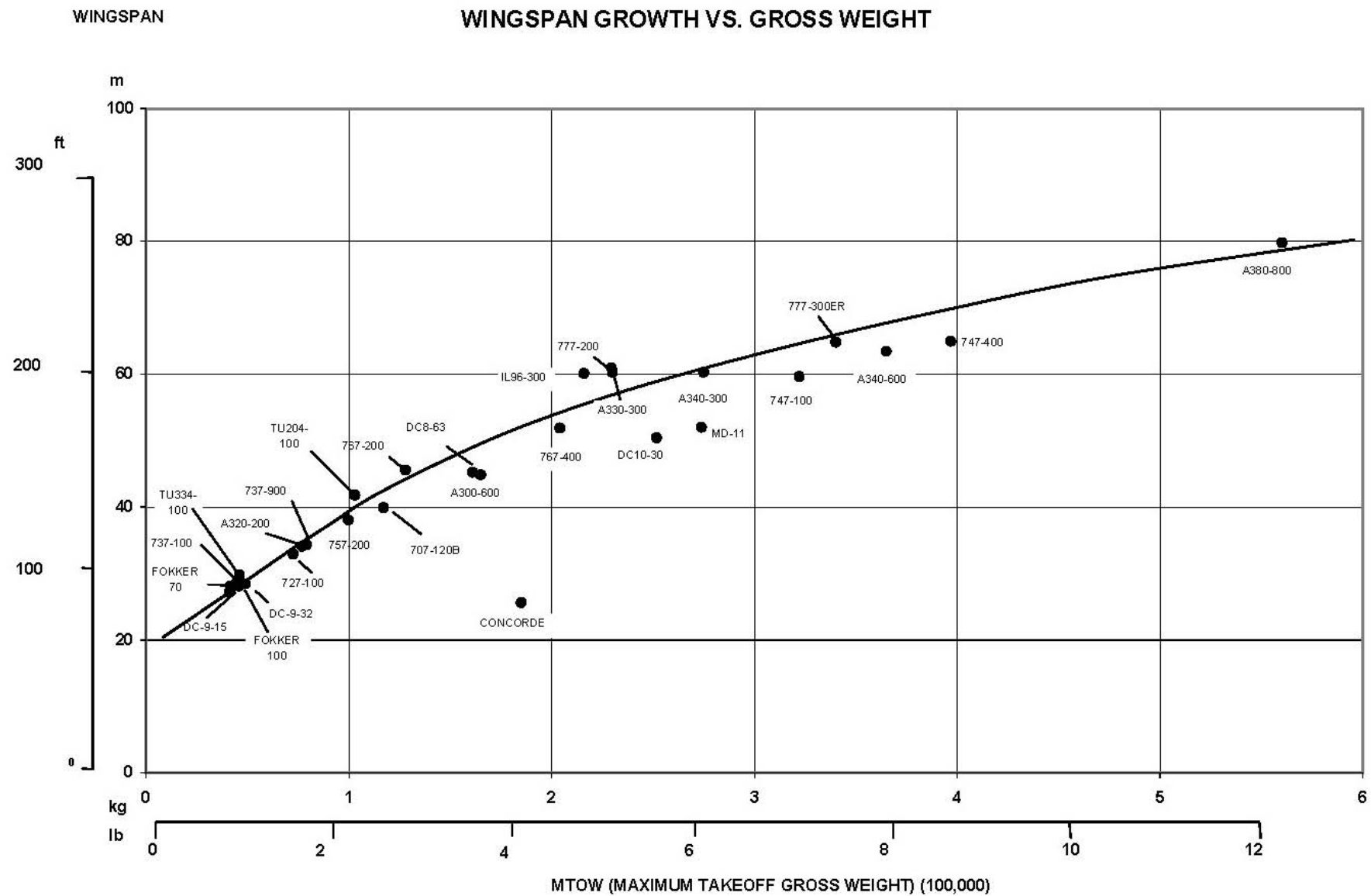
### CARGO PAYLOAD GROWTH TREND







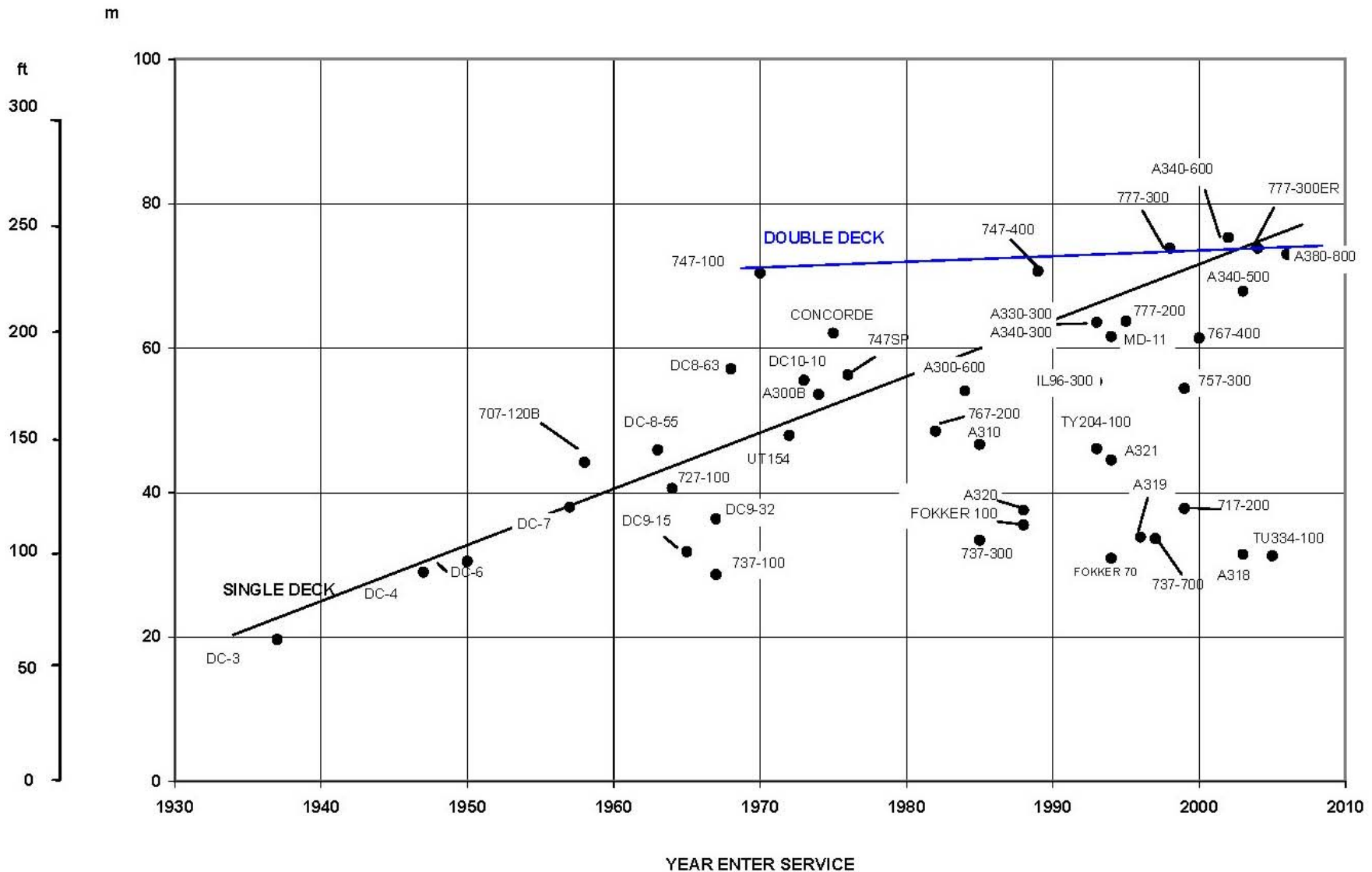


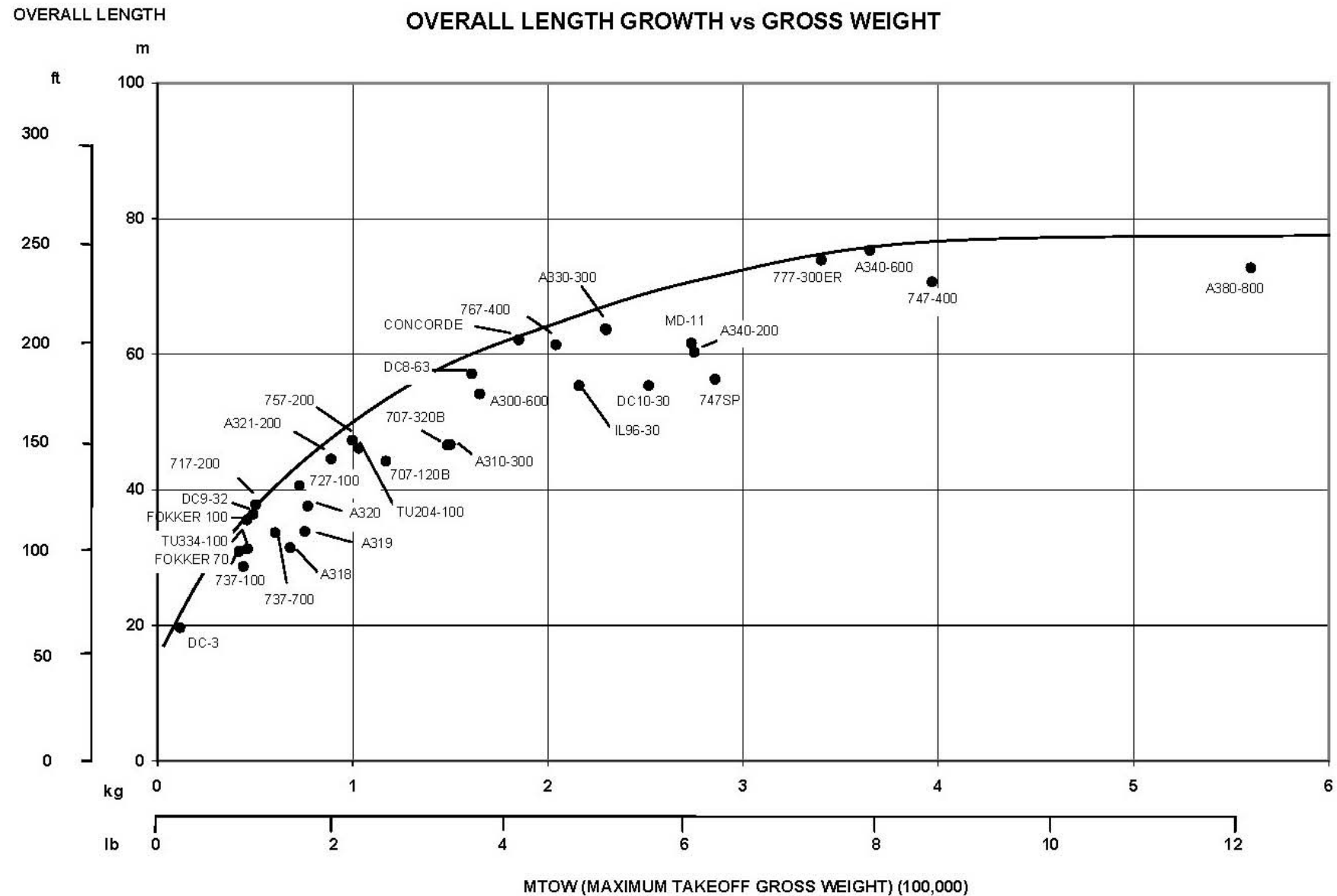


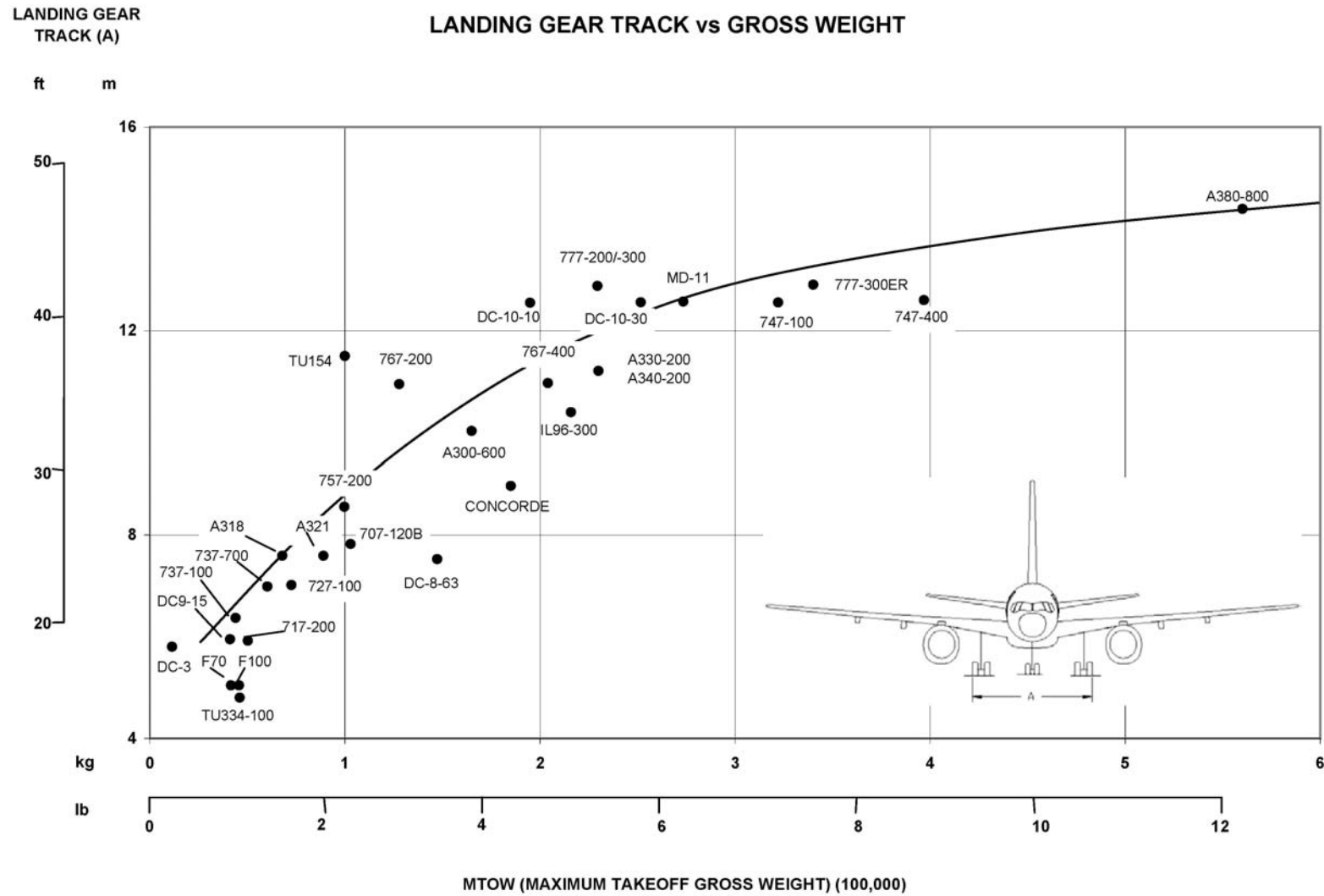


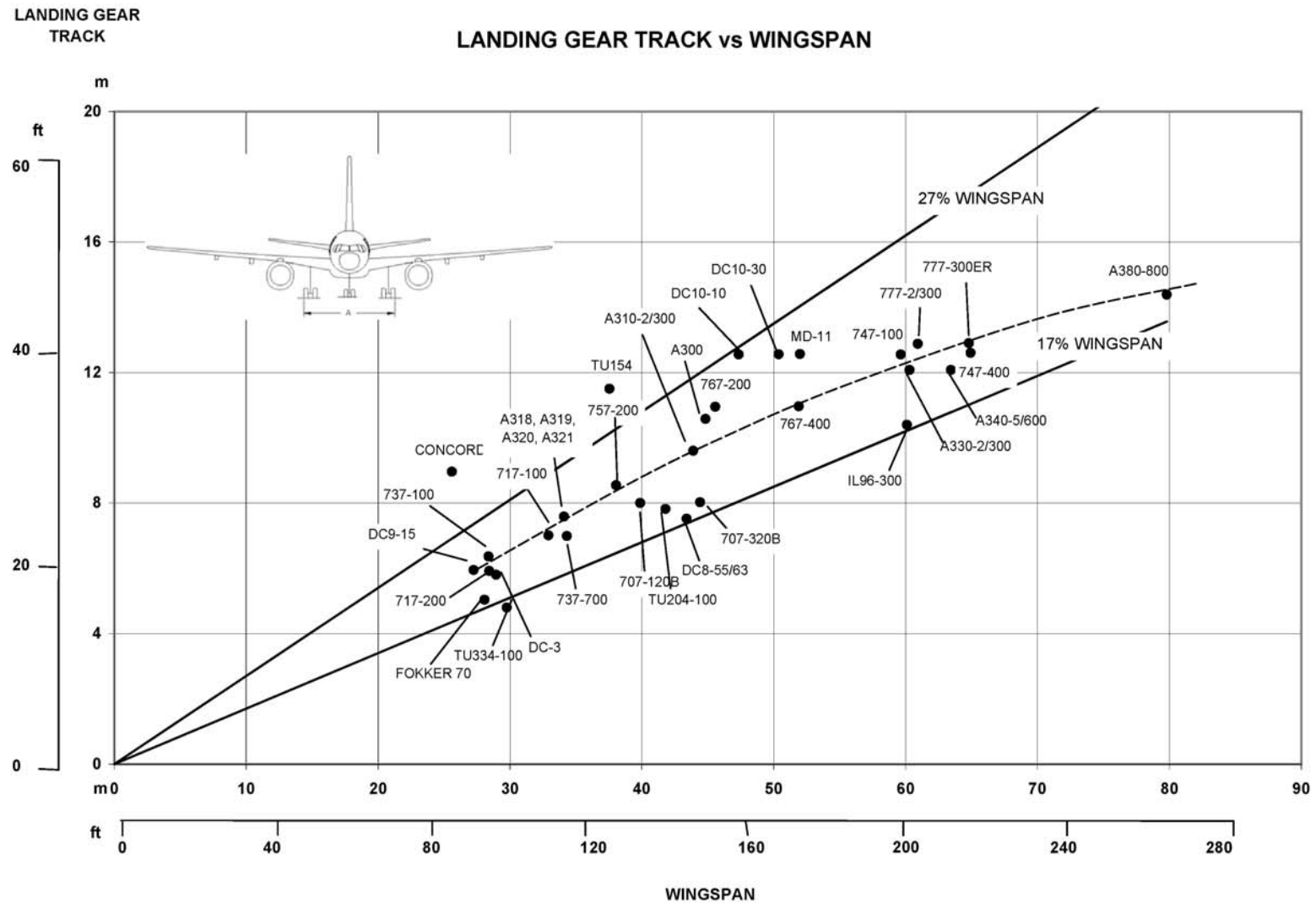
OVERALL  
LENGTH

# OVERALL LENGTH GROWTH TREND



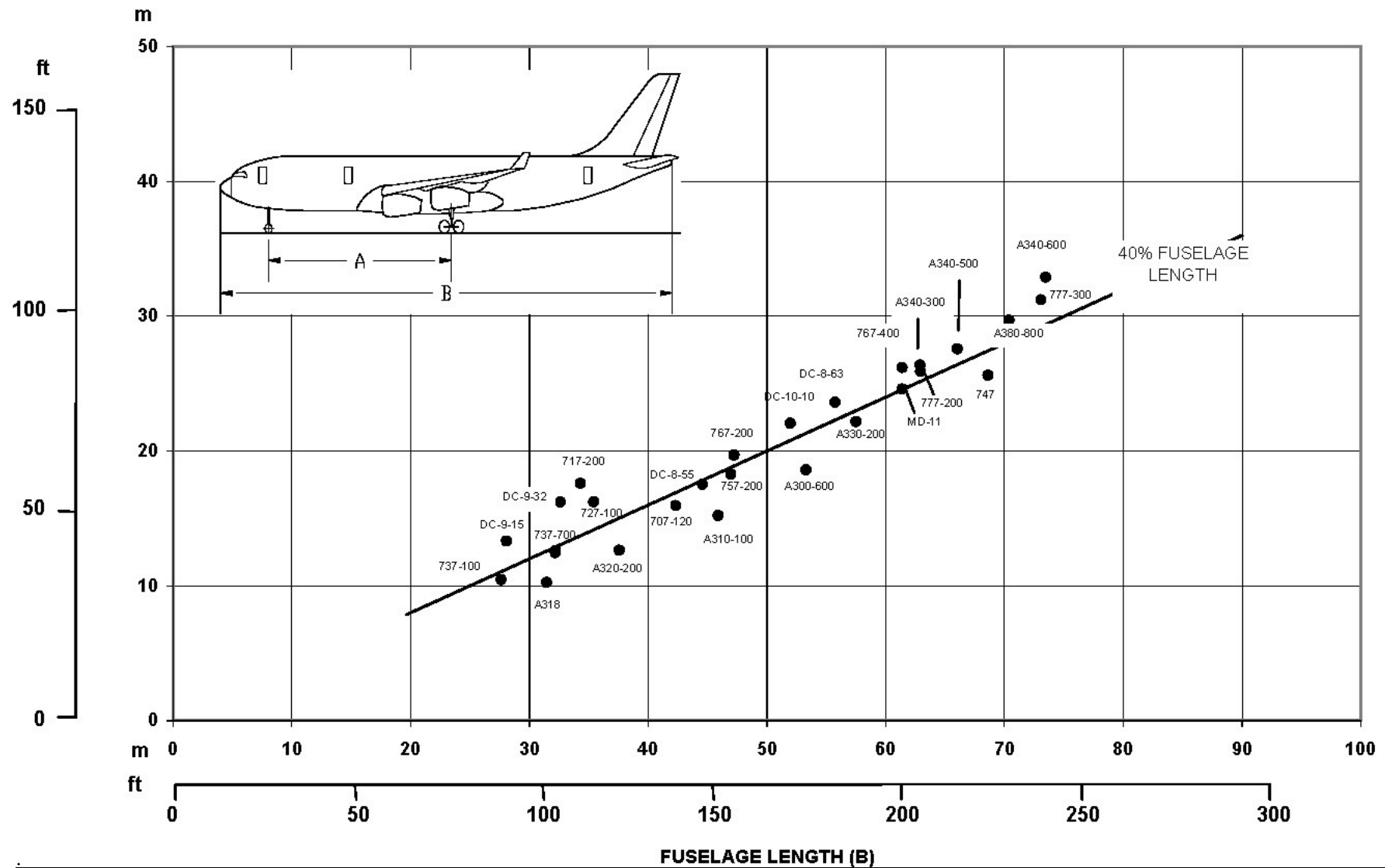


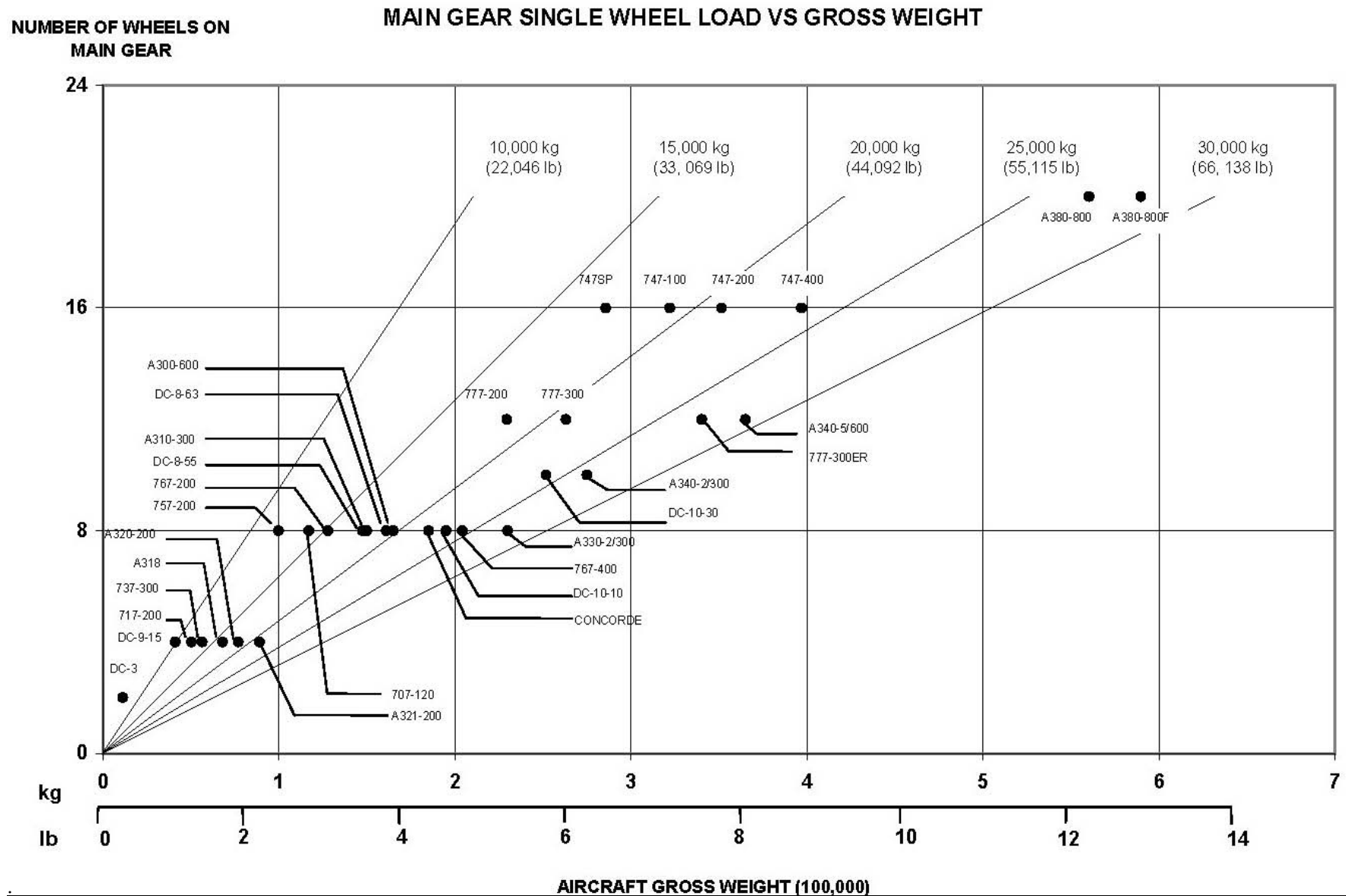


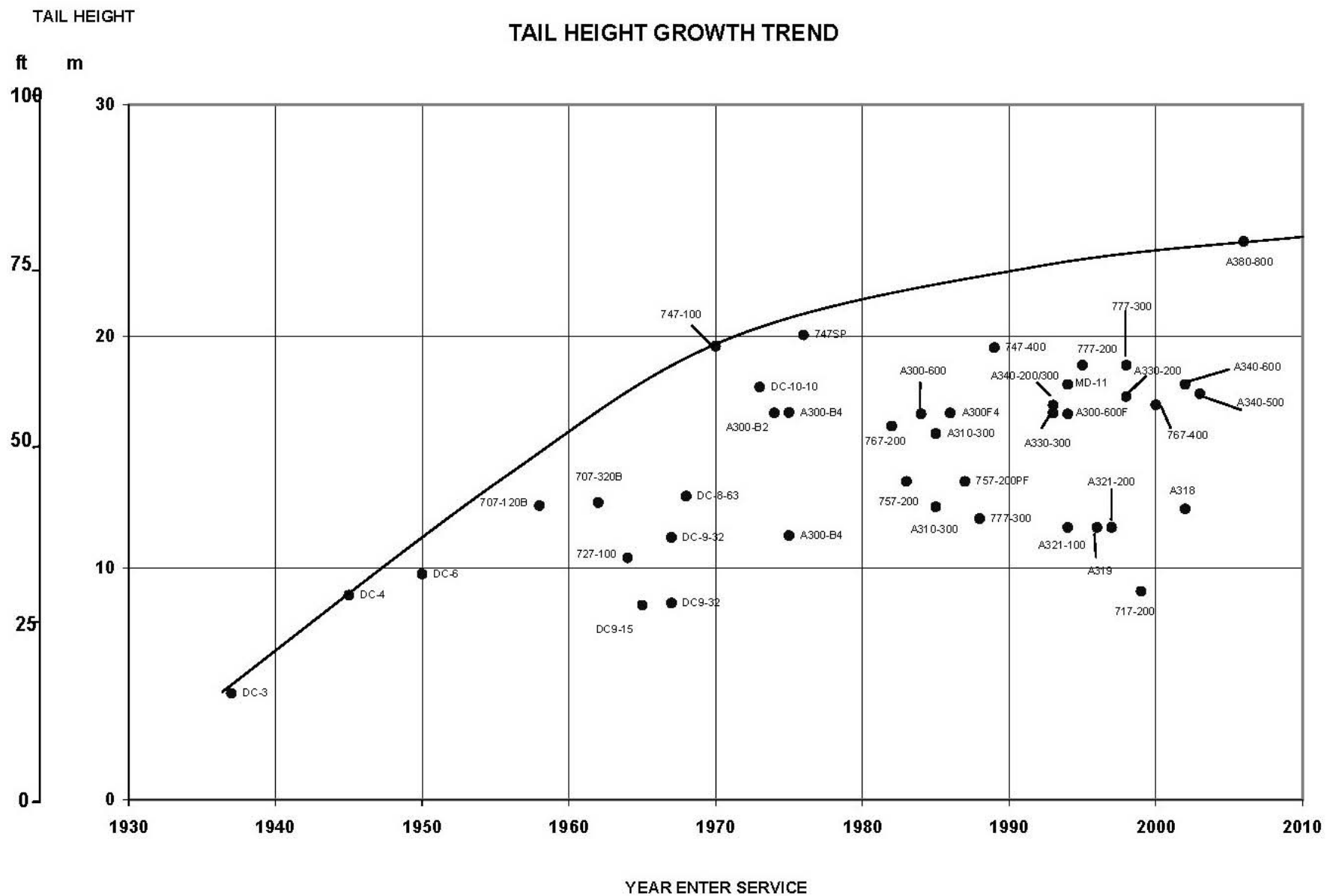


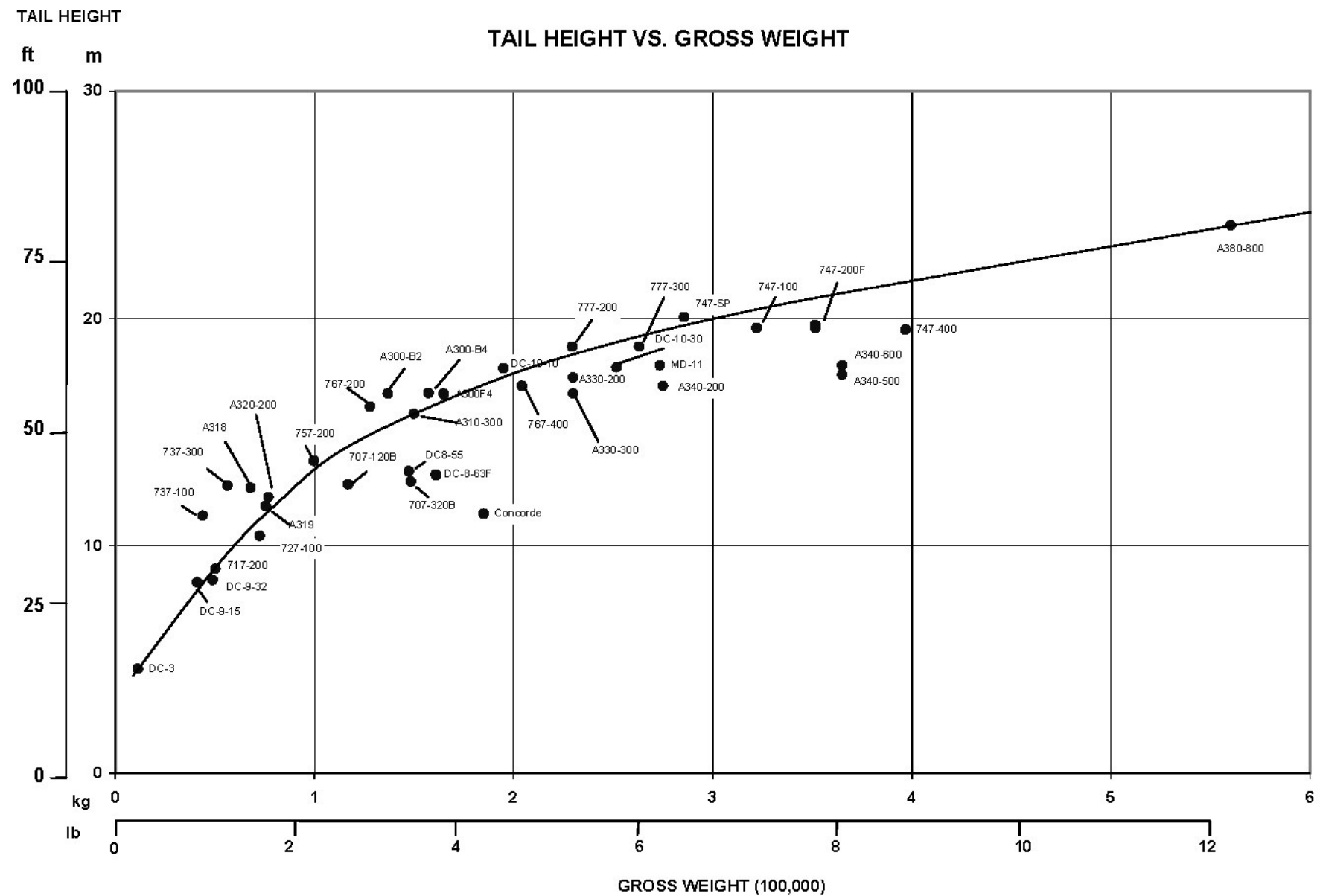
**LANDING GEAR WHEELBASE  
(A)**

**WHEELBASE VS FUSELAGE LENGTH**



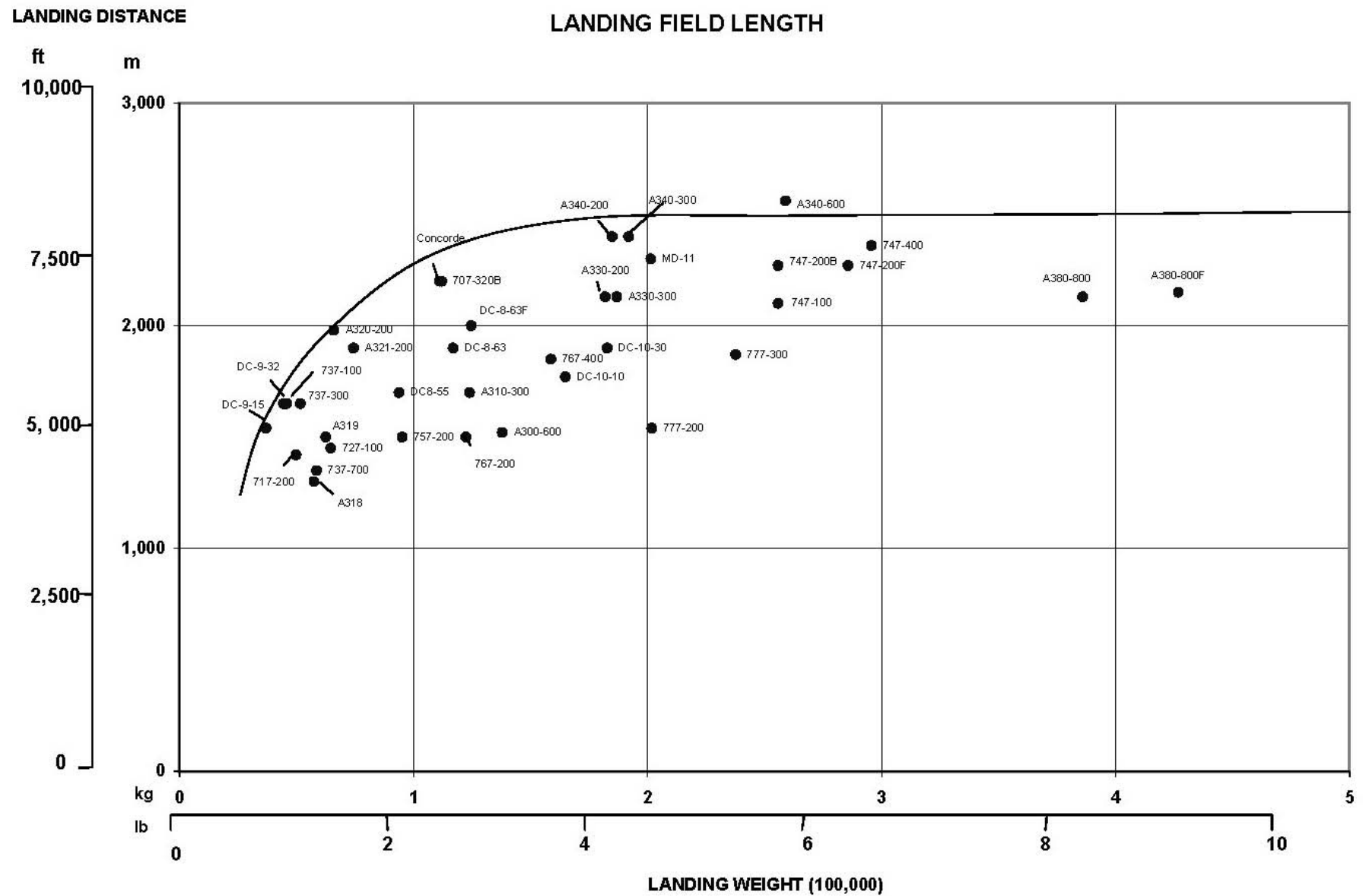






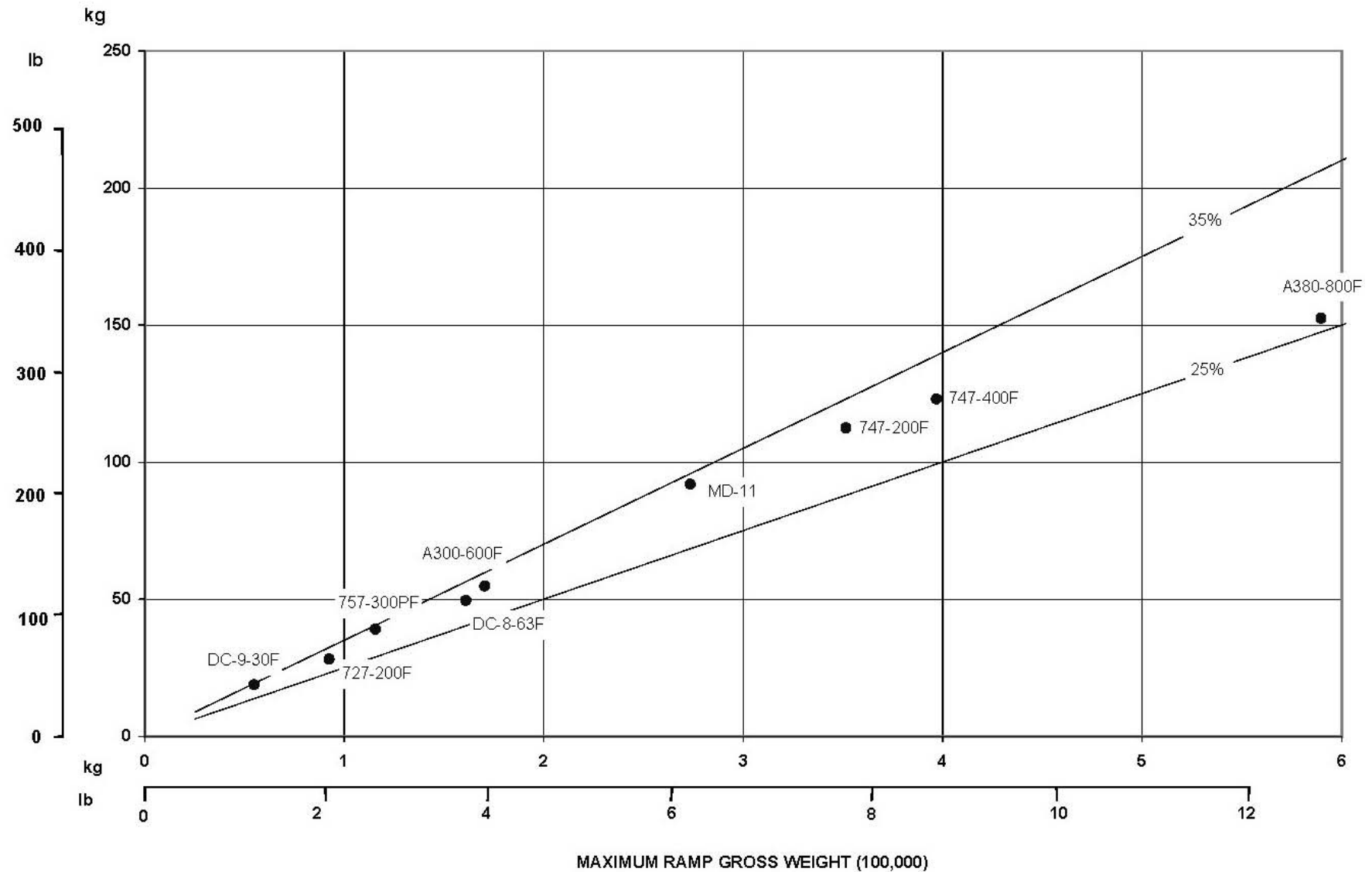


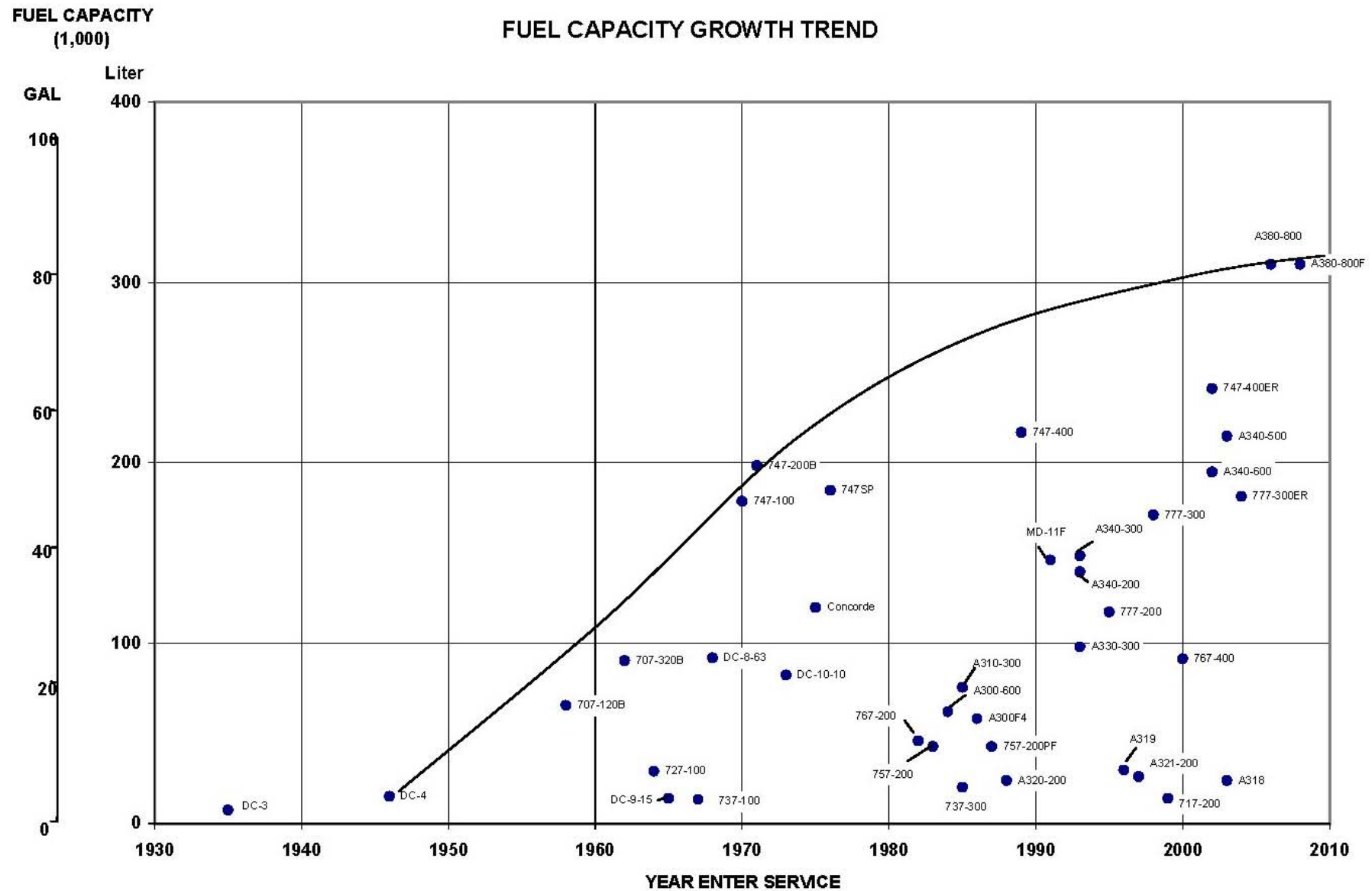


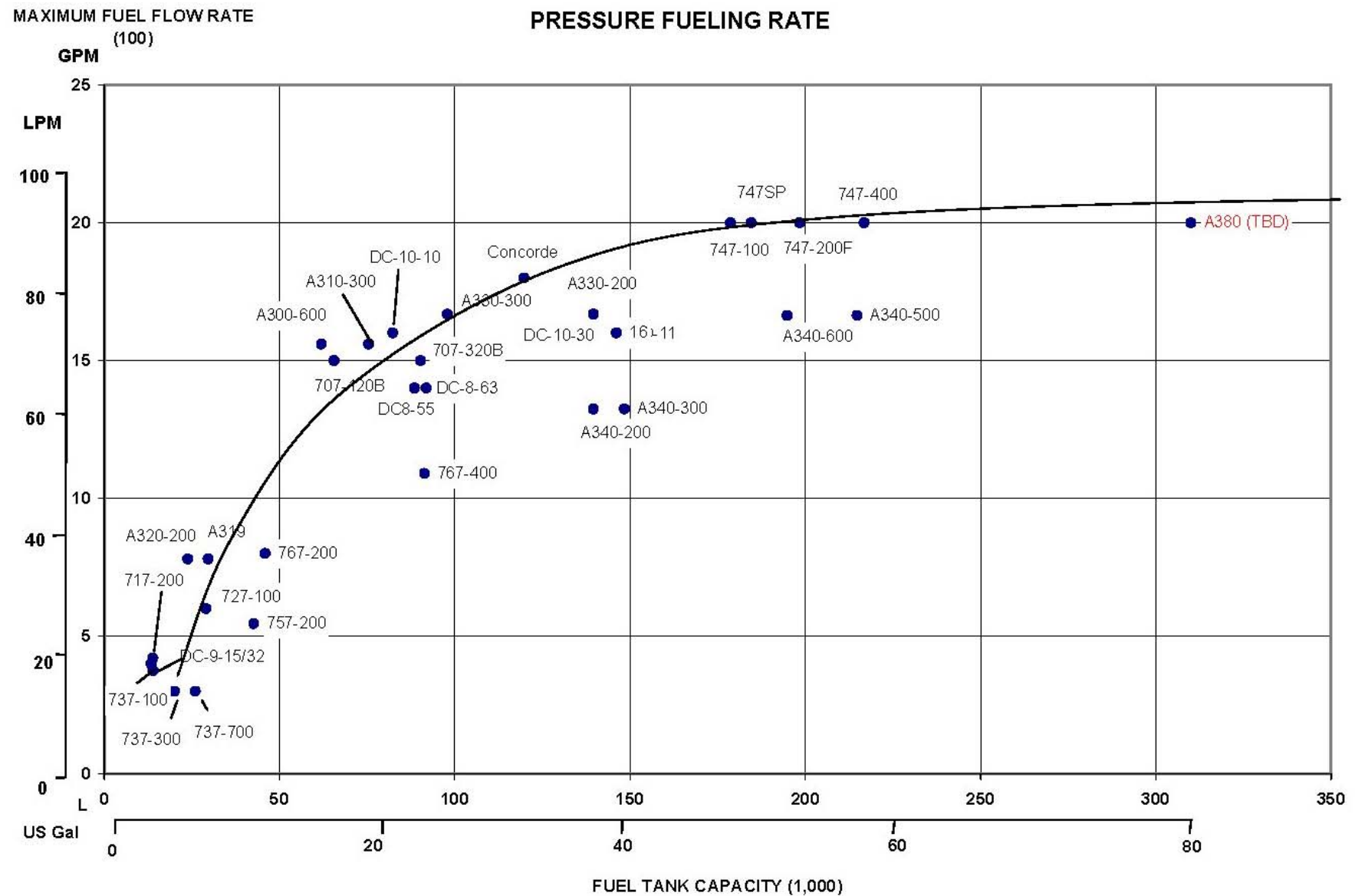


GROSS PAYLOAD (1,000)

### CARGO PAYLOAD GROWTH VS GROSS WEIGHT

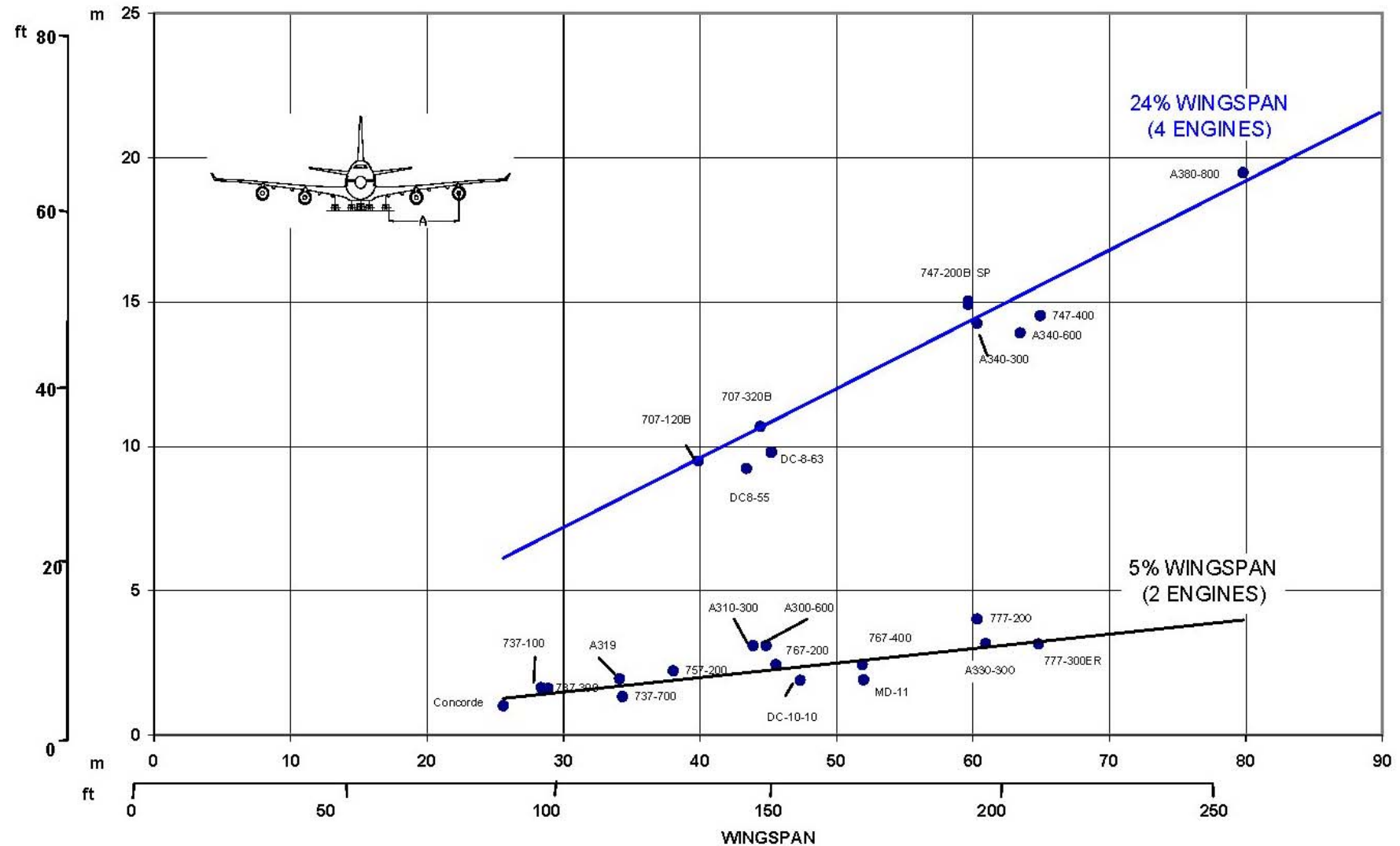


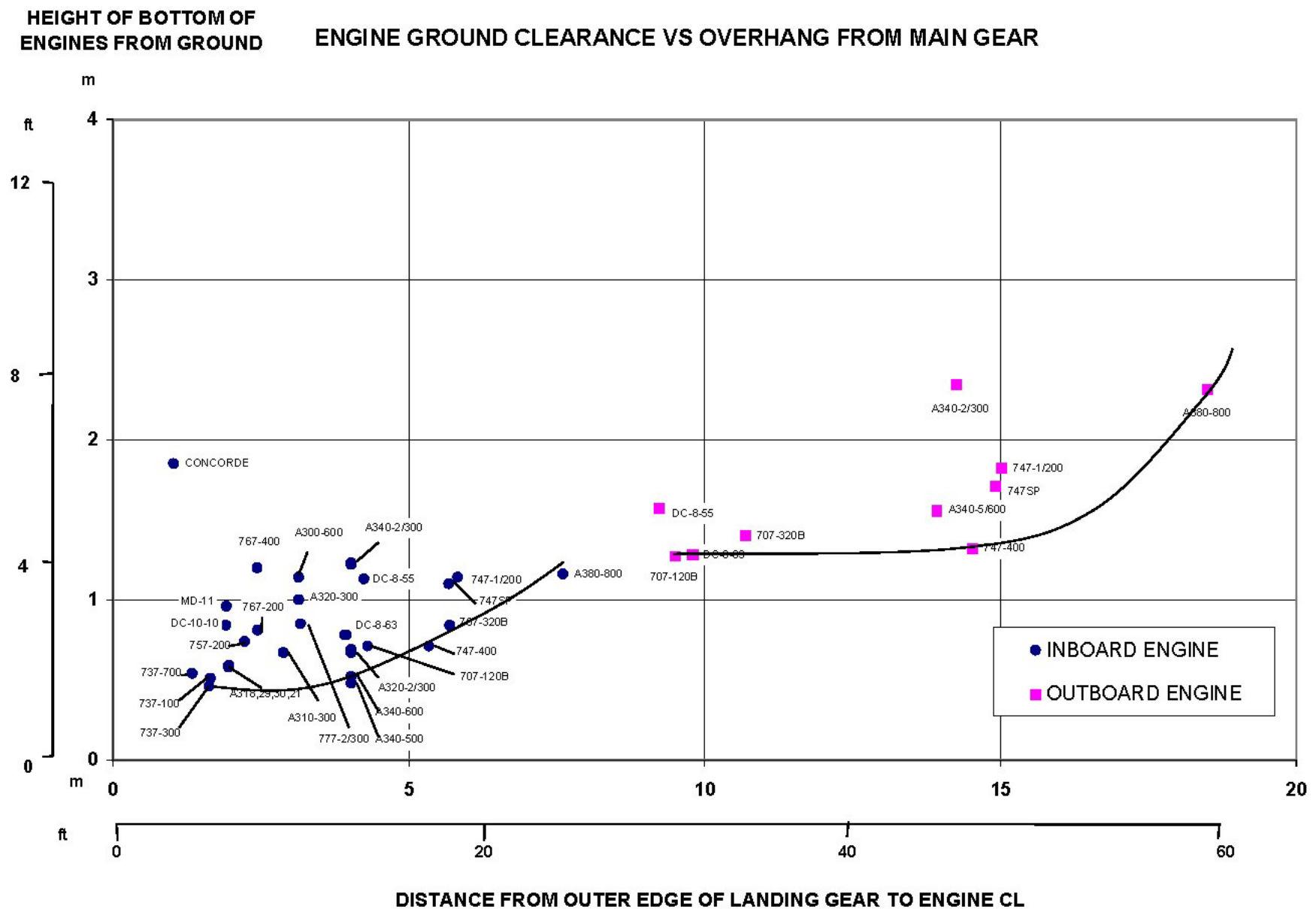




OUTBOARD ENGINE CL  
OVERHANG FROM OUTSIDE  
DGE OF MAIN LANDING GEAR (A)

### ENGINE SPAN VS WINGSPAN





BS



## Bibliografia.

---

1. John D. Anderson, Jr – *Aircraft performance and design* – McGraw-Hill, New York, 1999.
2. John D. Anderson, Jr – *Introduction to flight* – McGraw-Hill, New York, 2005.
3. John D. Anderson, Jr – *Fundamentals of Aerodynamics* – McGraw-Hill, New York, 2001.
4. Ira H. Abbott, Albert E. Von Doenhoff – *Theory of wing sections* – Dover, New York, 1959.
5. Jan Roskam, C. T. Lan – *Airplane Aerodynamics and performance* – Darcorp, Lawrence, 1997.
6. Jan Roskam – *Airplane Design part I-VIII* – Darcorp, Lawrence, 1985.
7. Egbert Torenbeek – *Synthesis of subsonic airplane design* – Delft University Press, 1976.
8. Courtland D. Perkins, Robert E. Hage – *Airplane performance, stability and control* – John Wiley & Sons Inc., New York, 1967.
9. Barnes W. McCormick – *Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics* - John Wiley & Sons Inc., New York.
10. Informazioni e notizie ufficiali Airbus : [www.airbus.com](http://www.airbus.com)
11. Informazioni e notizie ufficiali Boeing : [www.boeing.com](http://www.boeing.com)
12. Fotografie: [www.airliners.net](http://www.airliners.net)
13. Fotografie: [www.planepictures.net](http://www.planepictures.net)

BS

BS