

DESIGN OF A TWIN ENGINE PROPELLER AIRCRAFT ; AERODYNAMIC INVESTIGATION ON FUSELAGE AND NACELLE EFFECTS



L. PASCALE

***Industrie Aeronautiche Tecnam
Casoria – Napoli***

F. NICOLOSI

***Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale
Univ. Napoli “Federico II”***



1. INTRODUCTION

Tecnam è estremamente attiva nel mercato dei velivoli leggeri ed ultraleggeri da 15 anni

- Configurazioni ad ala alta e bassa
- Interessanti innovazioni tecnologiche (per gli ULM o VLA)
(ad es. il carrello retrattile)
- Alta Commonality
- Il DPA (ora DIAS) dell'Università di Napoli è stato sempre coinvolto in attività di ricerca riguardanti lo sviluppo e l'analisi dei velivoli
 - analisi strutturali FEM
 - prove in galleria del vento
 - prove statiche
 - prove di volo



...P2002 JR...



COSTRUZIONI AERONAUTICHE
TECNAM



2. MARKET ANALYSIS AND P2006 AIRCRAFT DESIGN ASPECTS

Dal 2006 nasce l'idea dello sviluppo di un velivolo leggero quadriposto FAR-CS 23.

Negli ultimi anni l'Aviazione Generale ha subito una fase di rivitalizzazione.

- Ad esempio in USA *AGATE-SATS*
- L'esigenza dovuta alla necessità di decongestionare il classico traffico commerciale e utilizzare i migliaia di piccoli aeroporti.
- Il veloce sviluppo economico di paesi in via di sviluppo (Africa) senza sistemi di trasporto estremamente sviluppati spinge all'uso ed alla diffusione del trasporto privato con piccoli aeroplani (costi di volo e gestione bassi).



USO VELIVOLI AVIAZIONE GENERALE E VLA:

- **Trasporto turistico**
- **Monitoraggio (Polizia, antincendio) con costi notevolmente inferiori all'elicottero**

ALLA BASE DELLO SVILUPPO DEL PROGETTO :

=> Uso di combustibile economico e facilmente reperibile

- **Motori Rotax 912 e 912S (100 hp) usano benzina e non combustibile AVIO**

=> Tipo di costruzione in lega Al derivante da quella dei VLA

- **Soluzioni costruttive semplici**
- **Leggerezza**
- **Basso costo**

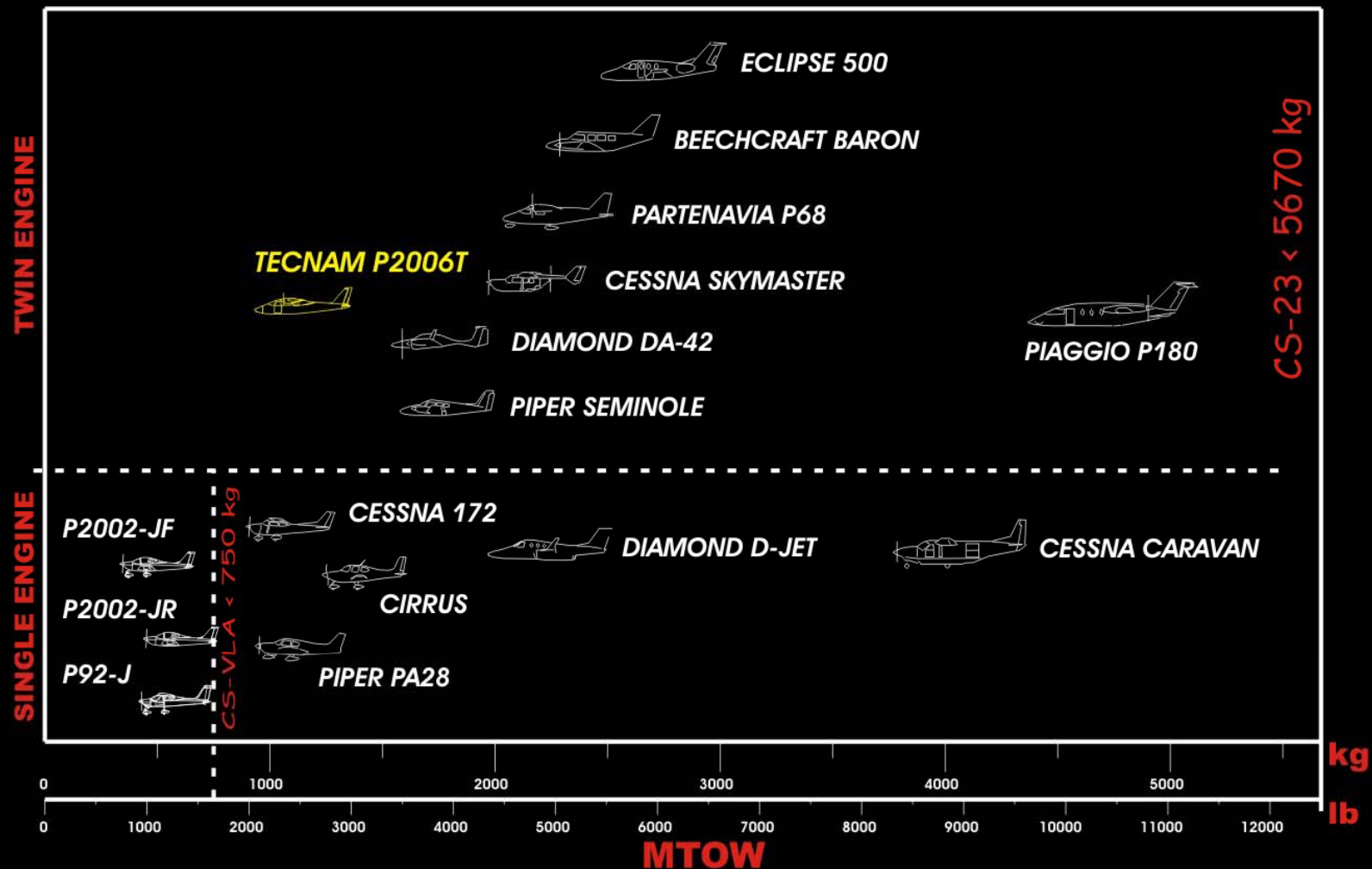
=> Bassi costi di manutenzione e gestione

=> Short Take-off and Landing anche da piste non preparate



- **SVILUPPO DI UN VELIVOLO 4 POSTI BIMOTORE E LEGGERO (Uso dei Rotax 912S)**
- **BIMOTORE CON PESO PARAGONABILE A QUELLO DI UN MONOMOTORE**
- **VELIVOLO BIMOTORE CHE PUO' COMPETERE IN MODO FAVOREVOLE (Simili prestazioni ma costi diretti di esercizio notevolmente inferiori) CON VELIVOLI MONOMOTORE**





IL MOTORE ROTAX 912 S (100 hp) è certificato usa combustibile non AVIO

**Vantaggi principali rispetto ai motori
tradizionali usati in av. generale:**

- **Ridotta area frontale e rapporto peso/potenza più vantaggioso**
- **Inferiore Consumo Specifico (lb/hp h)**
- **Minore rpm all'elica (maggiore efficienza e minori emissioni acustiche)**
- **Stabile temperatura dei cilindri dovuta al raffreddamento ad acqua**



Rotax 912 S (100 hp) - 1800 rpm



ROTAX vs Lycoming

Peso (a secco, senza accessori)

Potenza max

Area frontale

Larghezza massima

Consumo (75%)

ROTAX 912S

59 kg

100 hp @2390

0.322 m²

575 mm

19 l/hr

Lycoming IO-360

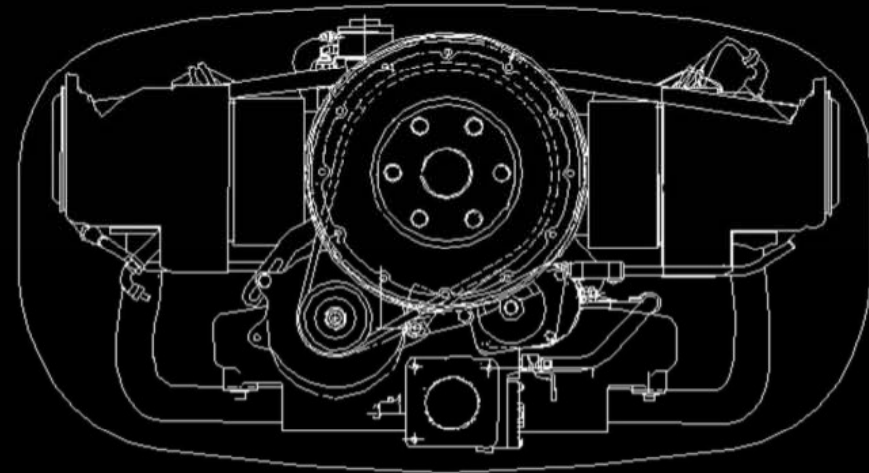
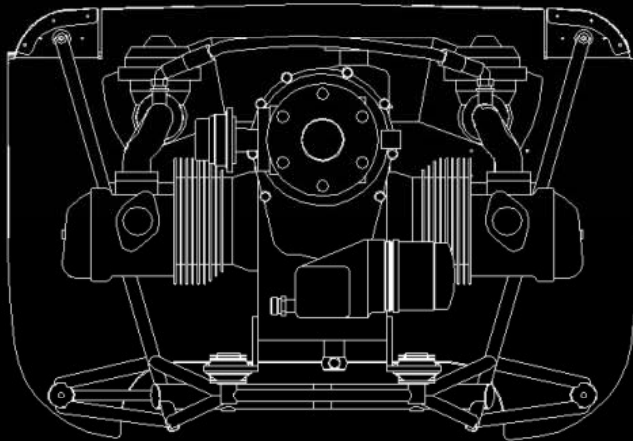
149 kg

200 hp @2700

0.428 m²

867 mm

46 l/hr



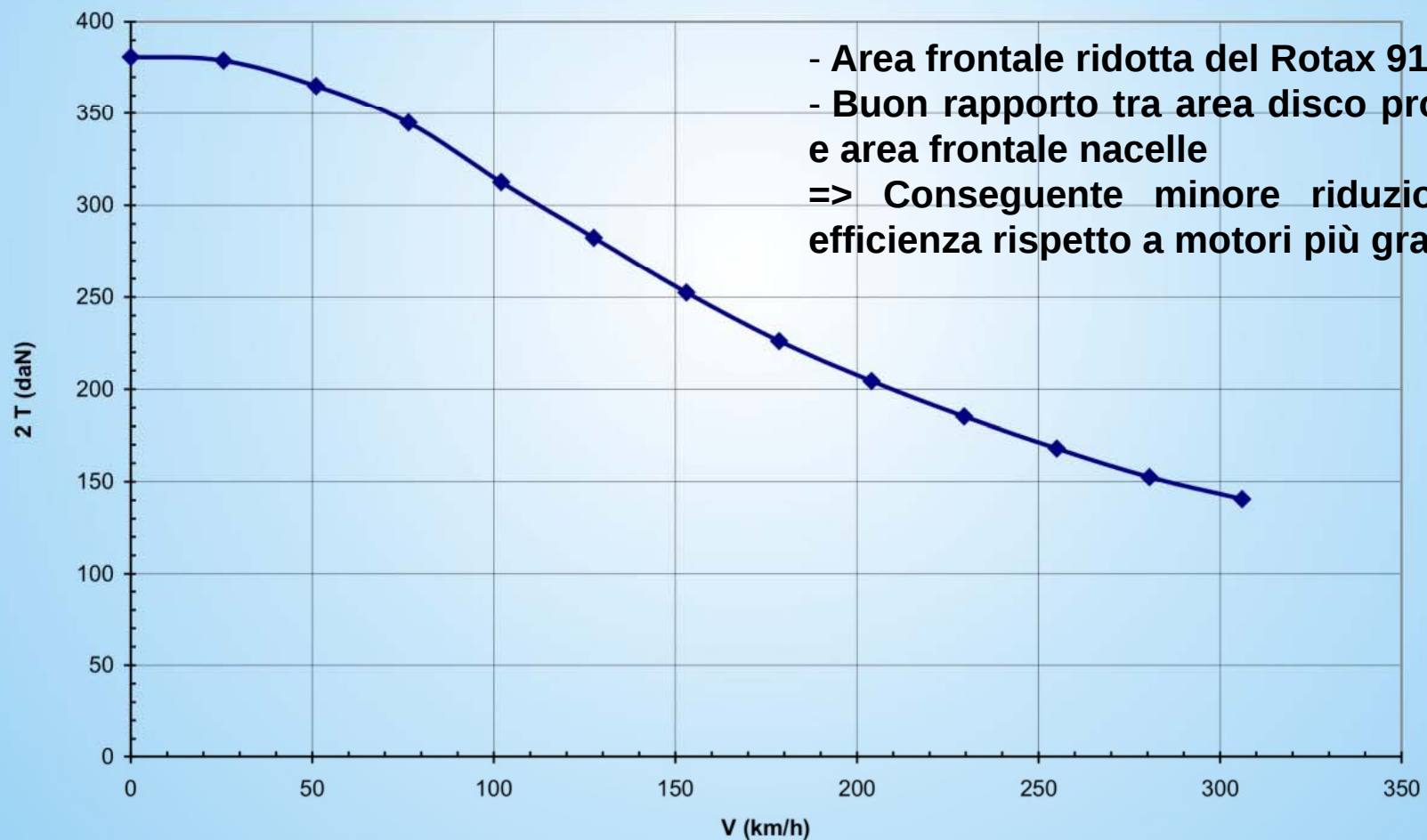
VANTAGGI

- Miglior rapporto peso/potenza
- Area frontale ridotta permette di avere due gondole di dimensioni contenute riducendo la penalizzazione di resistenza derivante dalle due gondole montate in ala
- Rpm di Pot. massima minore (2390 / 2700)
 - => Migliore spinta alle basse velocità (migliori prestazioni di decollo e salita)
- Migliore consumo specifico



Trazione per due motori Rotax

2 Rotax 912S 100hp + elica Hoffmann a p.v.g.c. $\varnothing 1.78\text{m}$
Correz. nacelles



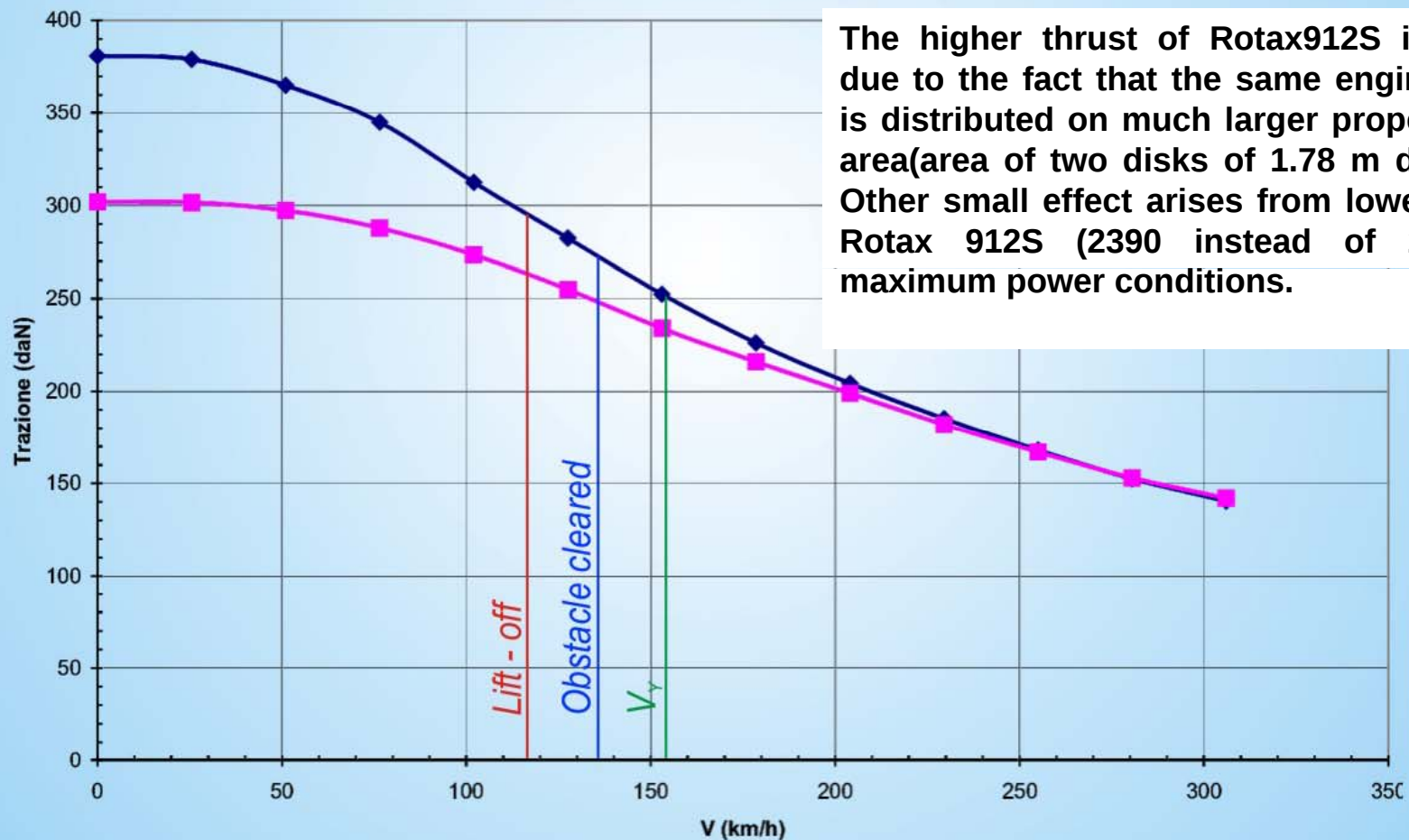
- Area frontale ridotta del Rotax 912S
- Buon rapporto tra area disco propeller e area frontale nacelle
- => Conseguente minore riduzione di efficienza rispetto a motori più grandi

Paragone Trazione mono/bimotore

2 Rotax 912S 100hp + elica Ø1.78m

vs

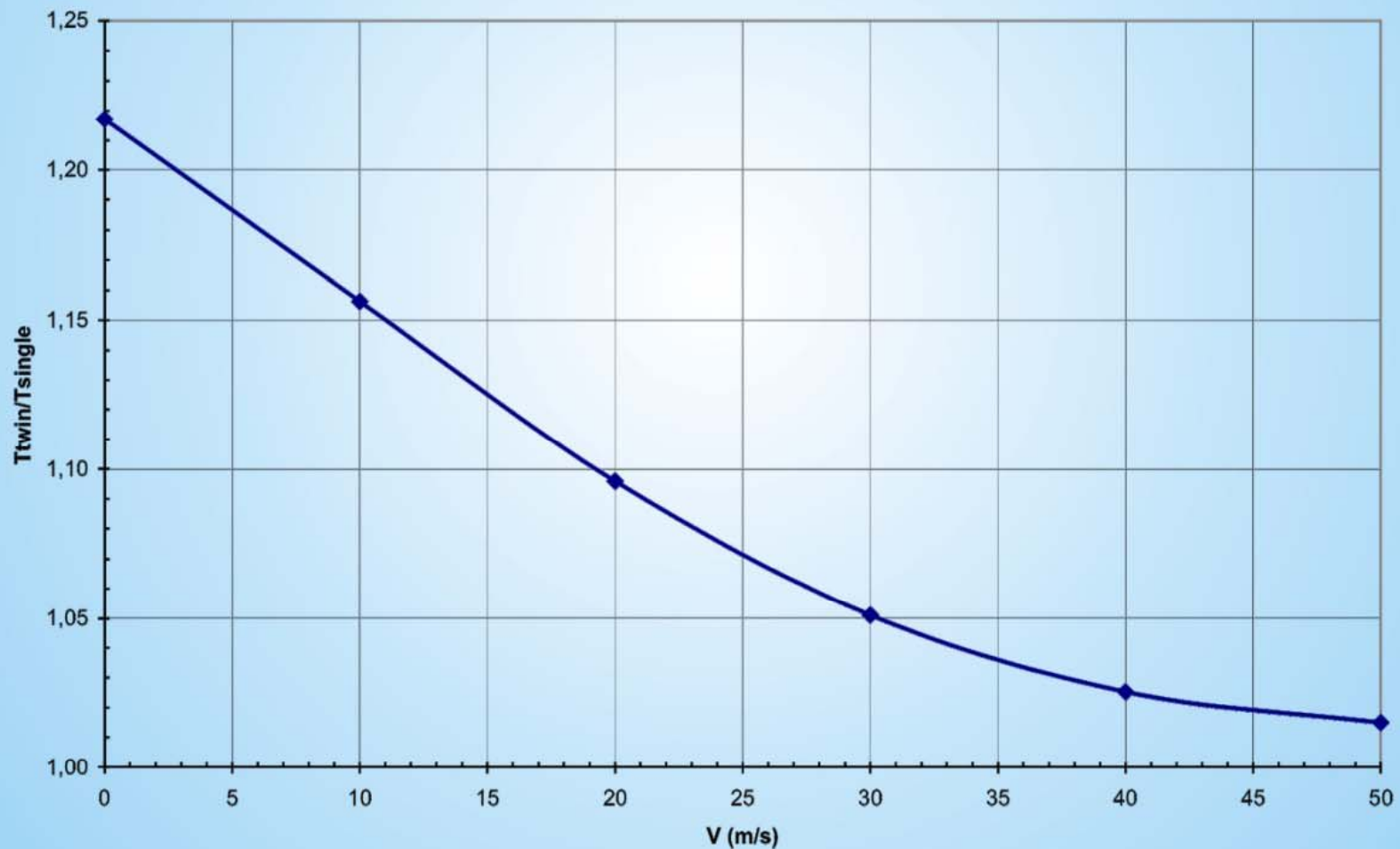
1 Lycoming 200hp + elica Ø1.88m



The higher thrust of Rotax912S is mainly due to the fact that the same engine power is distributed on much larger propeller disk area (area of two disks of 1.78 m diameter). Other small effect arises from lower rpm of Rotax 912S (2390 instead of 2700) at maximum power conditions.

Teoria impulsiva semplice

$\frac{\text{trazione(bimotore)}}{\text{trazione(monomotore)}}$ vs Velocità



MODEL	Cessna 172R	Cessna 182T	Piper PA28-181	Cirrus	Diamond	EADS Socata	TECNAM
Specifications	Skyhawk	Skylane	Archer	SRV-G2	DA-40	TB10 Tobago	P2006T
wingspan (m)	10,97	10,97	10,80	10,84	12,00	10,04	11,20
wing area (mq)	16,20	16,20	16,00	12,50	13,47	11,90	14,76
length (m)	8,28	8,84	7,32	7,92	8,02	7,75	8,70
height (m)	2,72	2,84	2,20	2,59	1,98	3,02	2,90
cabin width (m)	1,00	1,07	1,06	1,24	1,14	1,08	1,20
cabin length (m)	3,60	3,40	2,49	3,30	n. a.	2,53	2,60
landing gear type	fixed, tricycle	fixed, tricycle	fixed, tricycle	fixed, tricycle	fixed, tricycle	fixed, tricycle	retractable, tricycle
Engine							
manufacturer	Lycoming	Lycoming	Lycoming	Continental	Lycoming	Lycoming	Rotax
model	IO-360-L2A	IO-540-AB1A5	O-360-A4M	IO-360-ES	O-360-M1A	O-360-A1AD	2x 912 S
horsepower	160 hp @ 2400 RPM	230 hp @ 2400 RPM	180 hp @ 2700 RPM	200 hp @ 2600 RPM	180 hp @ 2700 RPM	180 hp @ 2700 RPM	2x98 hp @ 2400 RPM
Propeller							
type	Fixed Pitch, 2 blade	Const. speed, 3 blade	Fixed Pitch, 2 blade	Const. speed, 2 blade	Const. speed, 2 blade	Const. speed, 2 blade	Const. speed, 2 blade
diameter (m)	1,91	2,00	n. a.	1,93	1,80	1,88	1,78
Design weight & Loading							
max. gross weight (kg)	1043	1406	1157	1360	1149	1150	1160
std. empty weight (kg)	588	860	760	929	744	730	750
useful load (kg)	455	550	397	431	405	420	410
seating capacity	4	4	4	4	4	4	4
fuel capacity (lt)	159	348	182	213	148	210	200
Wing loading (kg/mq)	64,4	86,9	72,3	108,8	85,3	96,6	78,6
Power loading (kg/hp)	6,52	6,10	6,43	6,8	6,38	6,39	5,92
Performance							
max. level speed s.l. (kts)	123	149	133	n. a.	n. a.	n. a.	150
cruise speed (kts)	122 (80%,8000 ft)	145 (80%,6000 ft)	128 (75%,7900 ft)	150 (75%)	145 (75%,6500 ft)	127 (75%,6000 ft)	145 (75% 7000 ft)
cruise speed "	116 (10000 ft)		n. a.	n. a.	134 (65%,10000ft)	109 (65%,6000 ft)	140 (65%,9000 ft)
stall speed, flaps up, pwr off (kts)	51	54	n. a.	54	52	n. a.	53
stall speed, flaps down, " " "	47	49	52	n. a.	49	n. a.	48
best rate of climb (ft/m')	720	924	n. a.	900	1070	787	1350
service ceiling (ft)	13500	18100	14100	n. a.	15000	13000	16500
fuel cosump. lt/h (65%)	28	41	32	35	32	32	32
cruise range w/reserve (30') nm	580	968	487	634	n. a.	n. a.	750
takeoff, ground roll (m)	288	242	346	409	219	505	235
takeoff, total distance (50 ft) (m)	514	461	490	597	352	n. a.	460
landing ground roll (m)	168	180	280	309	146	460	180
landing distance (50 ft) (m)	395	411	427	622	314	n. a.	420
					* Single eng. R/c (s.l.), ft/m'		350
					Single eng. ceiling, ft		7500



- Per la prima volta si può confrontare un bimotore con dei monomotori con caratteristiche di peso e potenza simili
- Il peso a vuoto del P2006 è il più basso tra i bimotori, mentre il payload è il più alto
 - => alta efficienza strutturale
 - => buon rapporto peso /potenza del Rotax 912
 - => i motori in ala sgravano il carico aerodinamico e rendono la struttura più leggera
- La buona efficienza propulsiva del P2006 può essere attribuita al rpm più basso ed alla ridotta resistenza delle nacelle. Insieme ad una *streamlined fuselage* => buona efficienza aerodinamica
- Da un punto di vista operativo l'uso del combustibile *automotive* invece dell'AVGAS permette di ridurre il DOC e volare in aree in cui l'AVGAS è introvabile o troppo costoso



Aero 45

**Il velivolo bimotore leggero
NON E' UNA NOVITA'**

**4-seat aircraft - Two Walter 105 hp eng
MTOW 1600 Kg.**

**The wing loading 88 Kg/m²
Maximum flight speed 270 Km/h.**

Discreto successo => 800 aircrafts



P2006 CHARACTERISTICS

P
2006

Wing span	11.2 m	Cabin width	1.20 m
Mean geometric chord	1.32 m	Wing Area S	14.76 m ²
Aspect ratio	8.47	Length	8.30 m

Maximum Take-off weight 1160 Kg

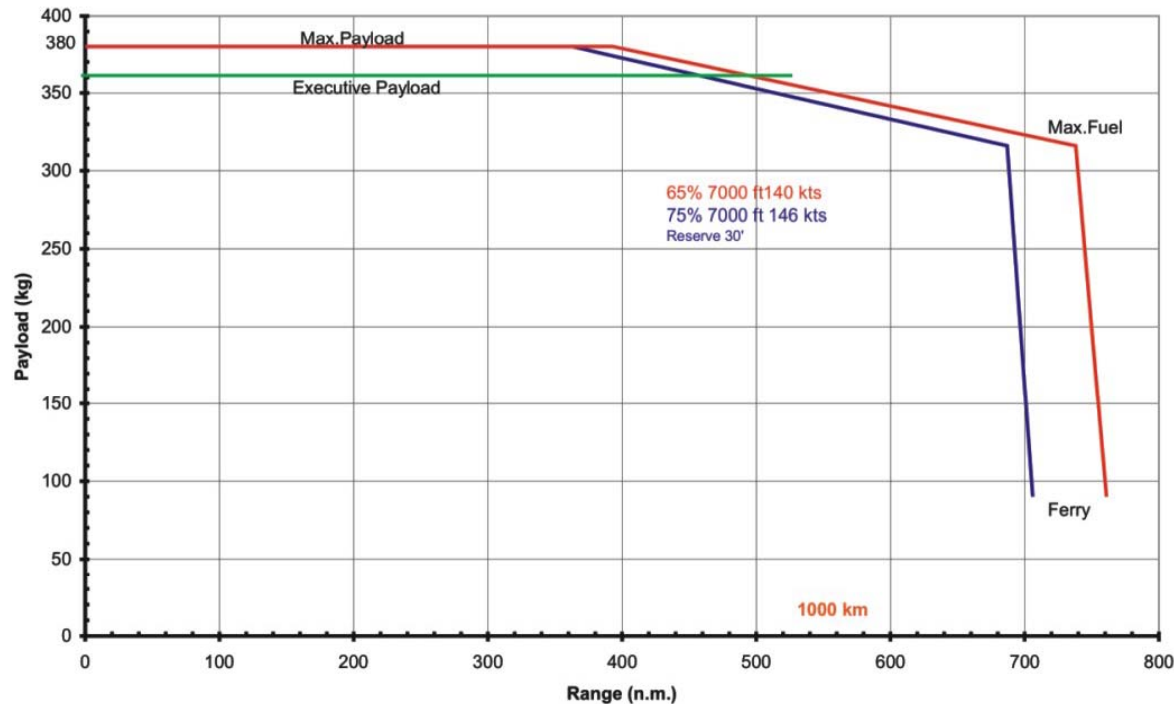


Design Specifications

Il risultato di un approfondito studio di mercato ha indicato una capacità di 4 posti + ampio bagagliaio, con importanti punti di *appeal* commerciale quali:

- comodità di accesso delle persone e di accesso al bagagliaio (piano di carico cargo)
- possibilità di involo da piste erbose di lunghezza limitata (2000ft)
- velocità di crociera ad una quota d'utilizzo di 7000/8000ft di 140/145kts
- autonomia non inferiore alle 500nm
- installazione di serie dell'A.F.C.S (Automatic Flight Control System)
- installazione Glass Cockpit

TECNAM P2006T - PAYLOAD vs. RANGE



Executive Payload:
 Occupante + bagaglio
 91kg (200lb)

Twin-engine possible configurations Wing pos => opt CG travel

✓ *Push pull*

(D)

Cessna...



(E)

Orka



✓ *Pusher propeller*

Certification CS23

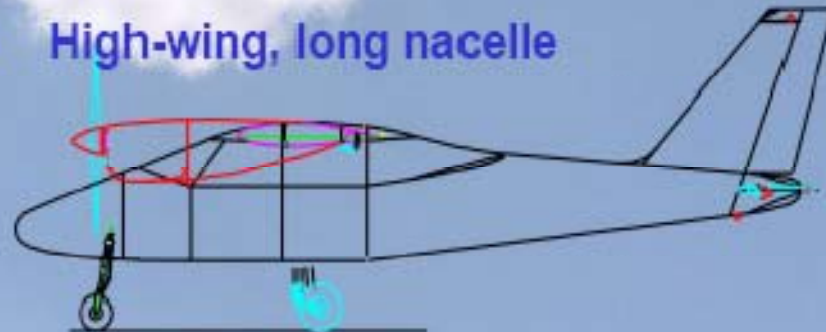


TECNAM P2006 possible solutions

(A) Low-wing



(B) High-wing, long nacelle



(C) High-wing, short nacelle



Twin-engine possible configurations

✓ *Push pull*

Cessna...

(D)

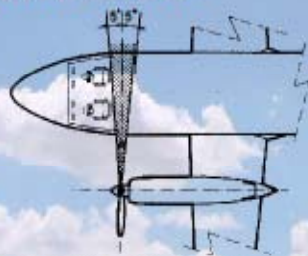


(E)



✓ *Pusher propeller*

Certification CS23

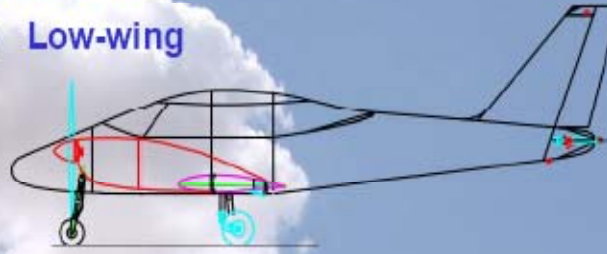


Conf. D

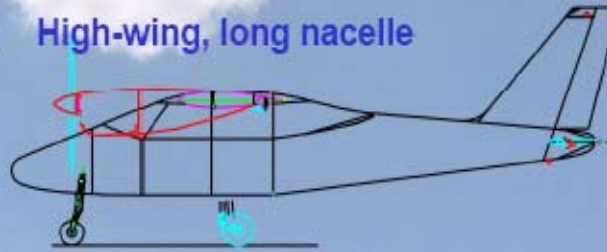
- + Yaw Mom (Vtail area)
- Structural diff and high costs of twin boom
- rear engine cooling
- parasite area

TECNAM P2006 possible solutions

(A) Low-wing



(B) High-wing, long nacelle



(C) High-wing, short nacelle



Conf. E

- rear engine cooling
- interr flap on the wing
- acoustical problems
(propeller behind the wing)

A e B

- * Wing pos => opt CG travel
- * Nacelle spos avanti
- NEG => High Tors Inertial loads on the wing
- * A , nacelle not stream.
(prop clearance)

Negative aspects A

- * Cabin access
- * Higher landing gear
(=> Higher weight)
- * Possible ingestion
(not prepared runways)

Conf. C

- + Cabin access
- + Short & stream nacelle
- + Aerodynamic (par area)
- + Empty weight
- CG travel

Configurazione prescelta

Vantaggi

- accesso di tipo "automobilistico" alla cabina
- bassa resistenza parassita delle gondole, semplicità strutturale e basso peso
 - elevato *span efficiency factor* senza la necessità di complessi raccordi ala-fusoliera
- grande visibilità al suolo specie per i sedili posteriori
 - scarso effetto dei propulsori sulla stabilità laterale e longitudinale
 - eliche poco esposte alla proiezione di materiale in rullaggio e prove motore

Svantaggi

- maggiore escursione in avanti del baricentro
- meno agevoli il rifornimento del combustibile e servicing dei motori
- necessità di sponson in fusoliera
 - maggiore peso della struttura di supporto del carrello principale



**General performance parameter
introduced by Oswald
NACA TR 408 of 1932**

$$\Lambda = \frac{\lambda_S \cdot \lambda_T^{4/3}}{\lambda_P^{1/3}}$$

$\lambda_T = W/(\eta P_a)$ **Peso/potenza propulsiva**

$\lambda_S = W/(eb^2)$ **Peso/apertura alare efficace**

$\lambda_P = W/f$ **Peso/area parassita**

rapporti da cui dipendono:

- L'energia disponibile per la trazione,
- L'energia spesa per la generazione della portanza
- L'energia spesa per vincere la resistenza parassita

Indicativo delle prestazioni ottenibili dal velivolo.

Quanto minore è il valore di Λ tanto migliori risulteranno le prestazioni.



⇒ Wing span $b=11.20$ m

Forma in pianta

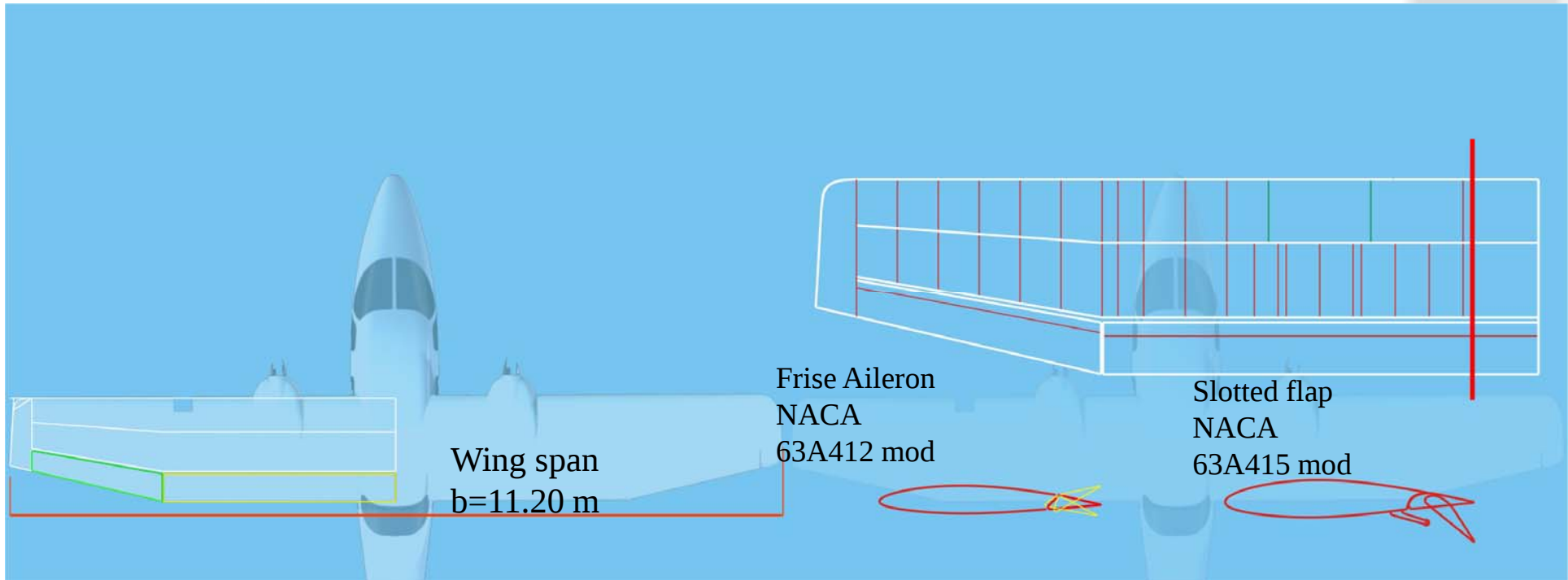
⇒ La corda media risulta spostata verso il muso del velivolo

(buono per la particolare configurazione – sfavorevole spost CG)

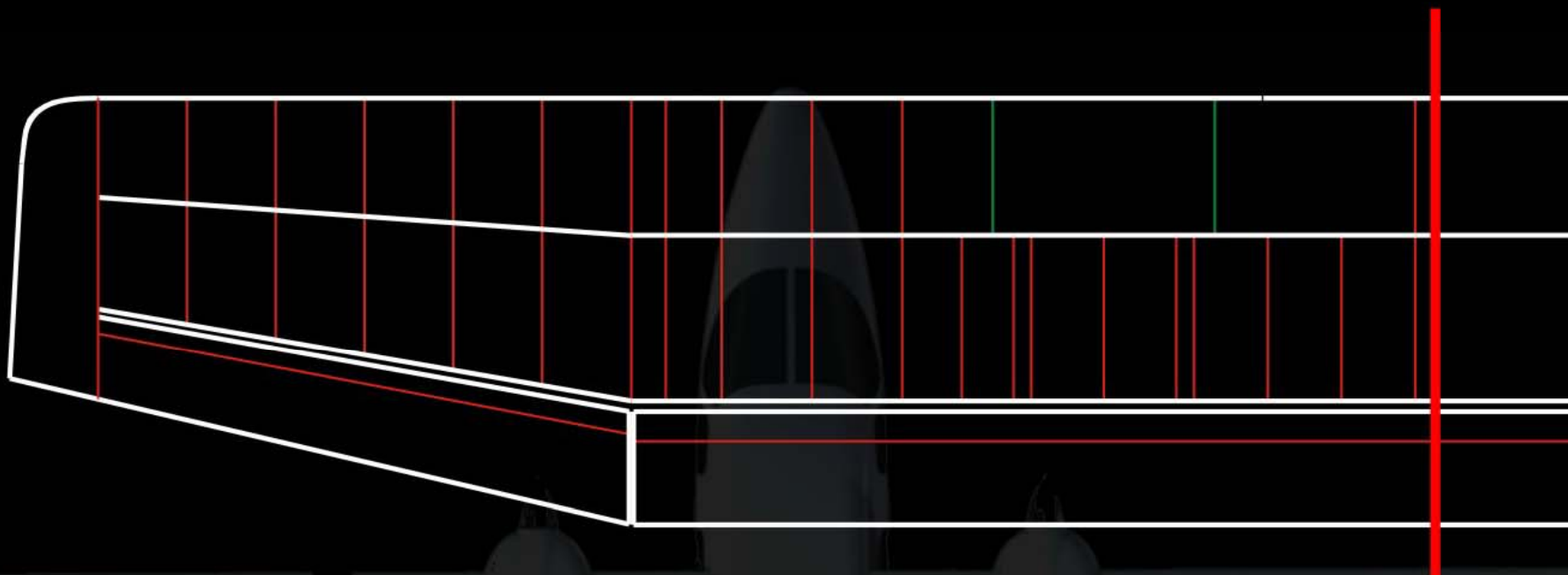
⇒ La parte interna interessata dal flap è rettangolare

(flap leggero e meno costoso)

⇒ La forma in pianta scelta fornisce un buon fattore di resistenza indotta (quindi di Oswald) ed un sentiero di stallo sicuro



Disegno dell'ala



Profilo tip

t/c 12%

NACA 6A serie mod.

Profilo radice

t/c 15%

NACA 6A serie mod.

Superfici 3D ...

Fusoliera

Low parasite drag

Low wetted area

Impennaggi

All mov stabilator

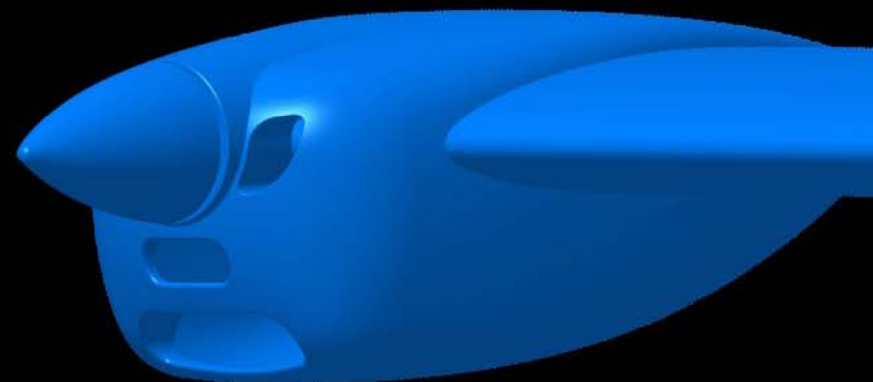
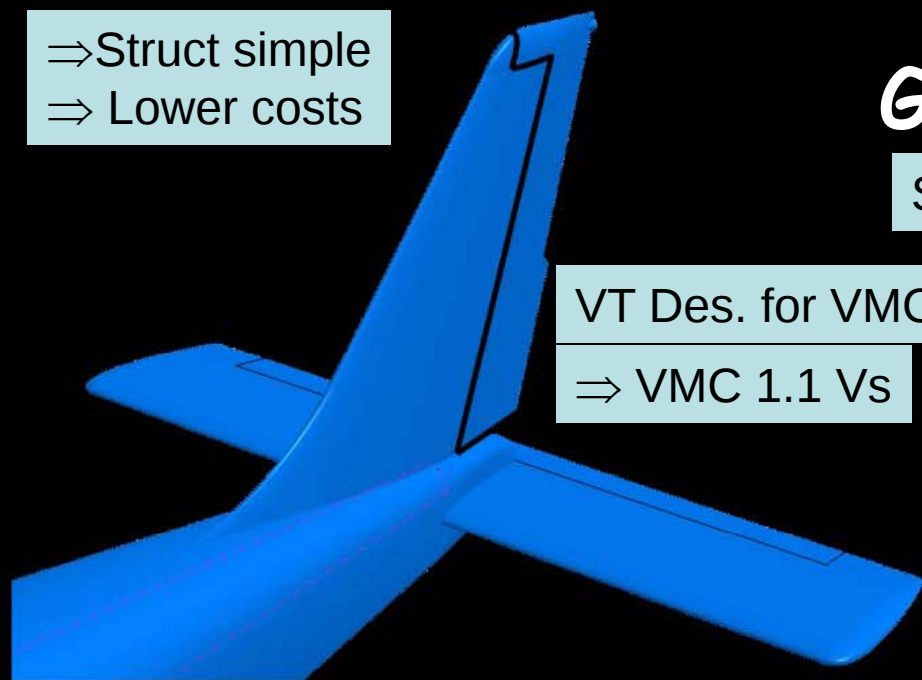
⇒ Struct simple
⇒ Lower costs

Gondola

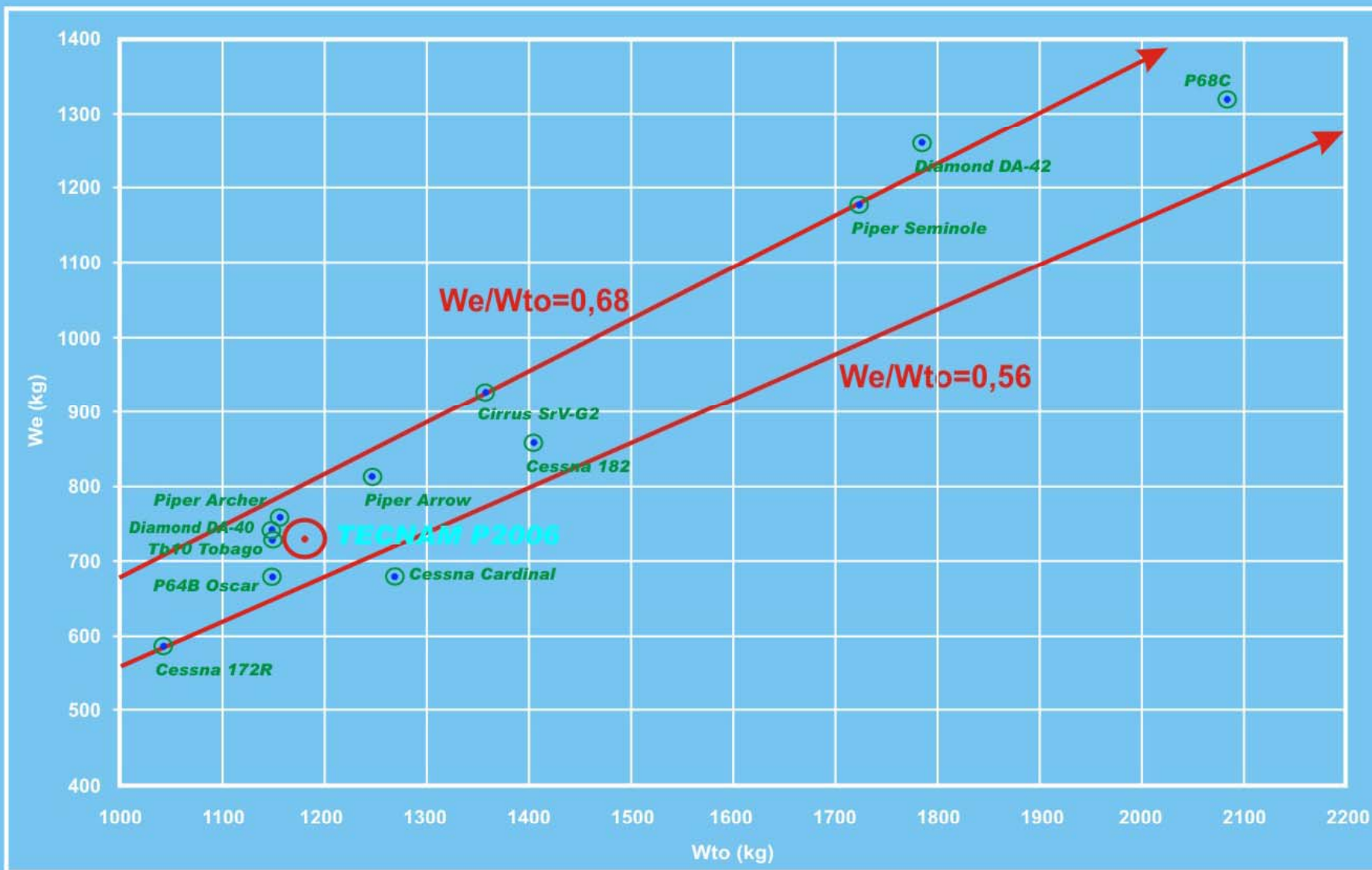
Small and streamlined

VT Des. for VMC

⇒ VMC 1.1 Vs



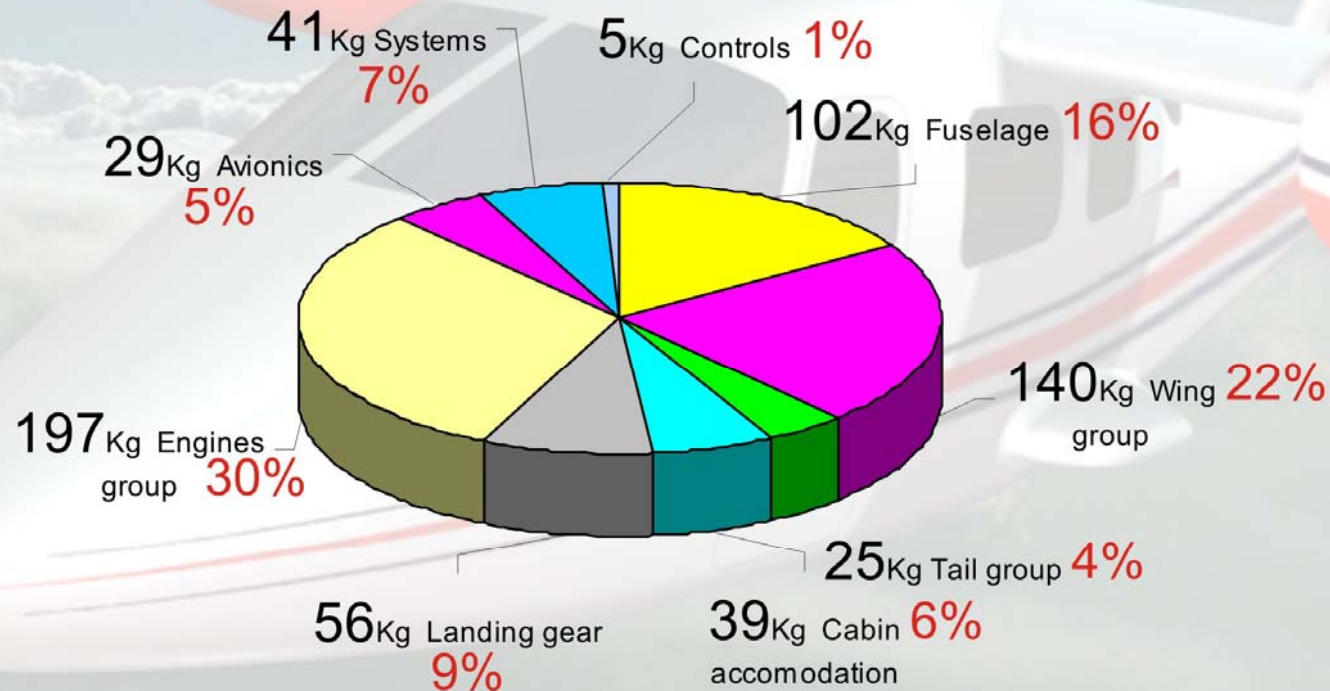
PESI



Break-Down del Peso a vuoto

TECNAM
P 2006

Std Empty Weight=750 Kg



APPROFONDIRITA ANALISI NUMERICA E SPERIMENTALE (galleria del vento) DA PARTE DEL DIAS

WIND-TUNNEL TESTS



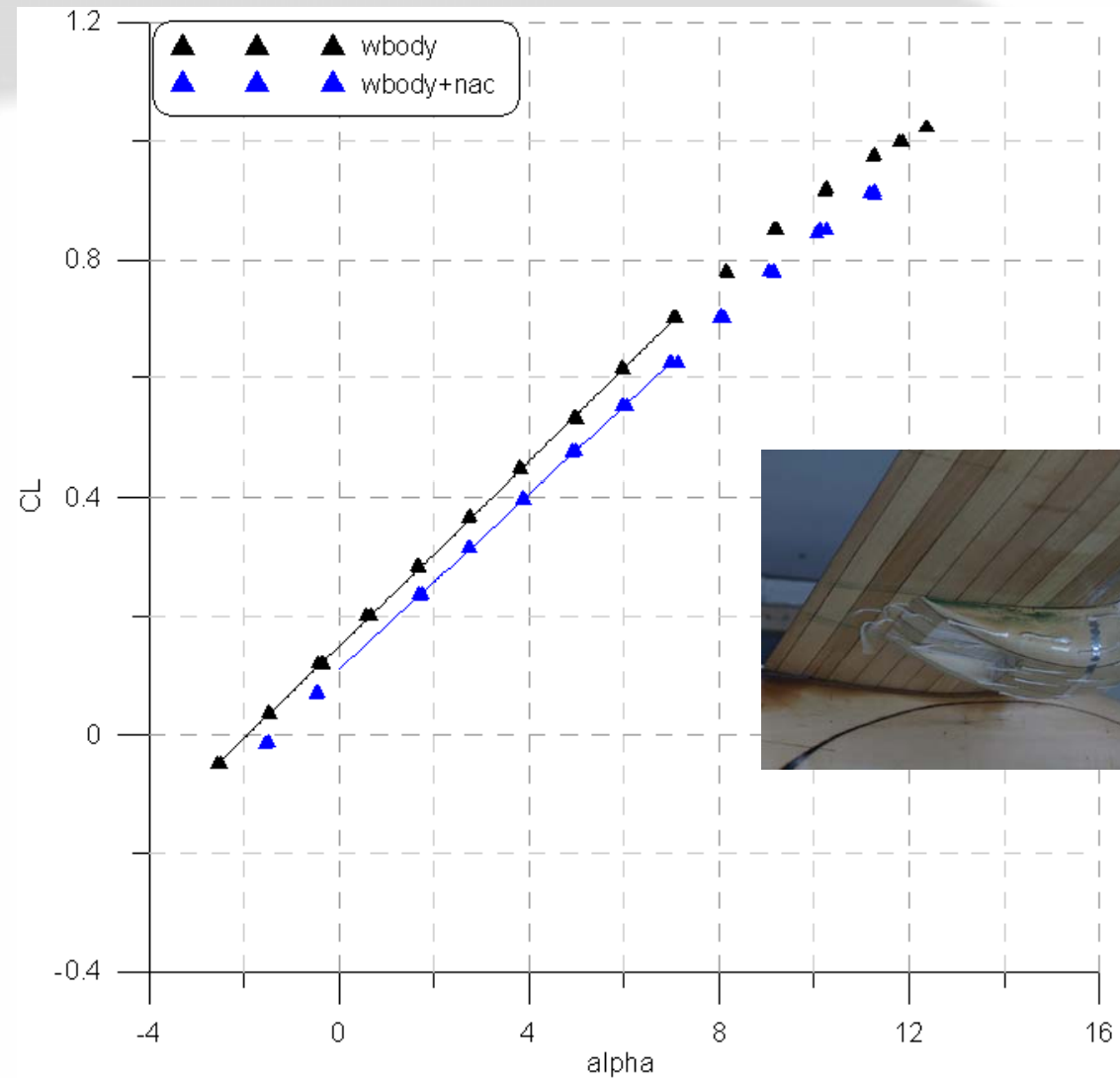
- Modello in scala 1:6.5
- Reynolds di prova = 0.6 milioni



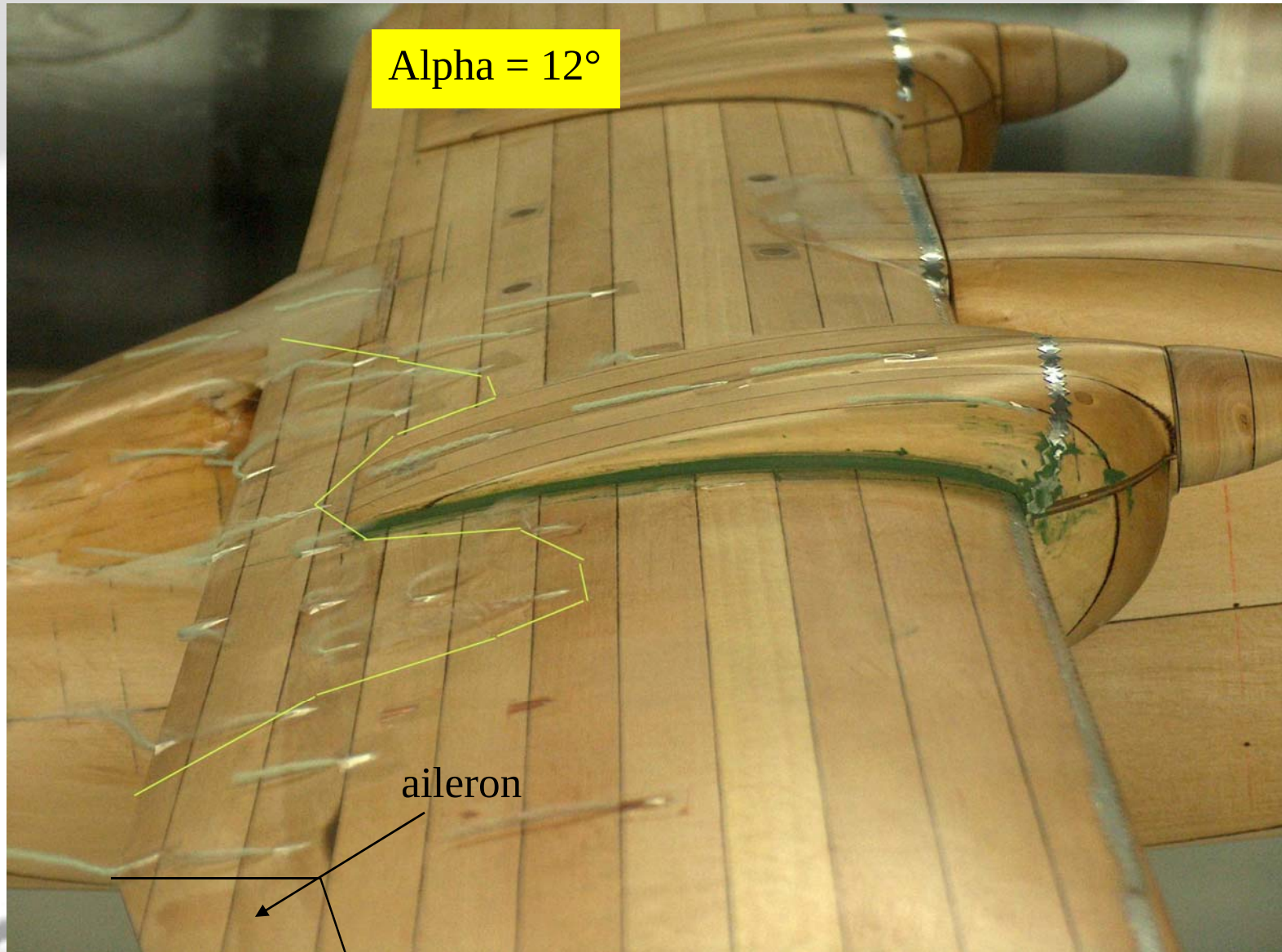
LIFT (nacelle effect)

$$CL_{\alpha} = 0.080$$

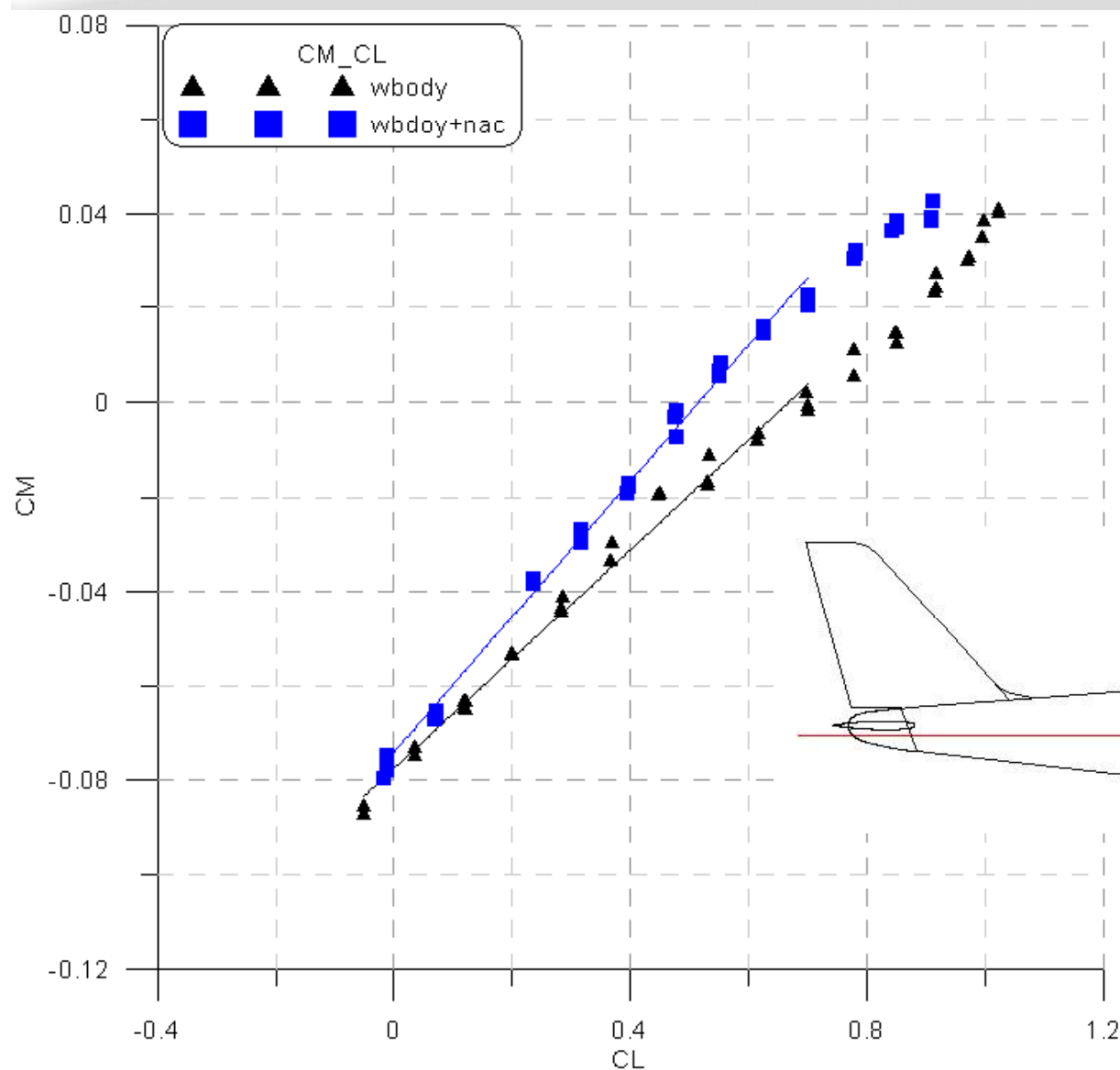
$$\Delta CL_{NAC} = -0.048$$



LIFT (stall path)



WB mom curve

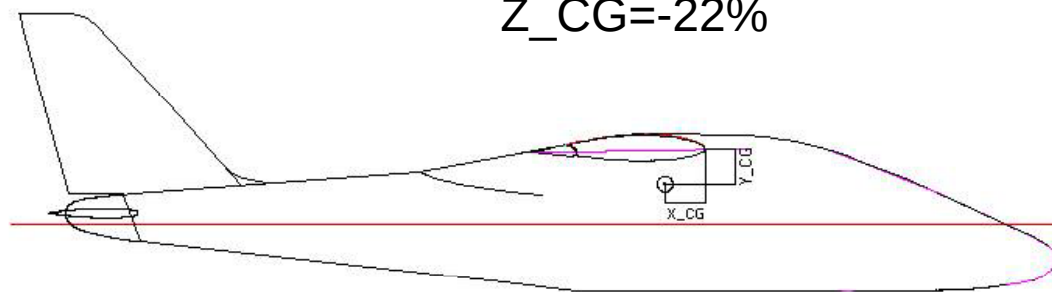


$$X_{AC_WB} = 14\% \text{ MAC}$$

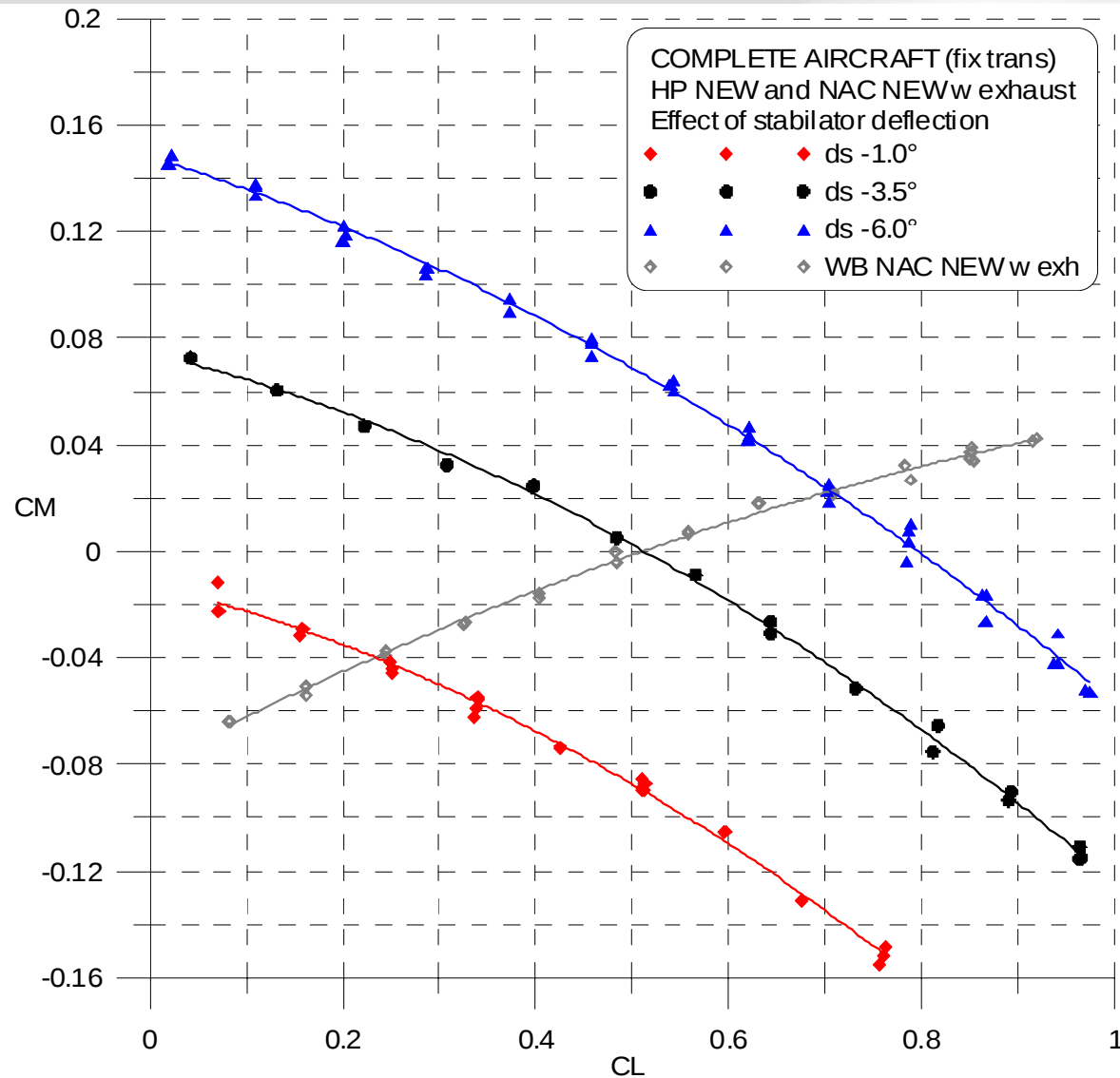
$$X_{AC_WB + NAC} = 11\% \text{ MAC}$$

$$X_{CG} = 25\%$$

$$Z_{CG} = -22\%$$



Long Stab & Control



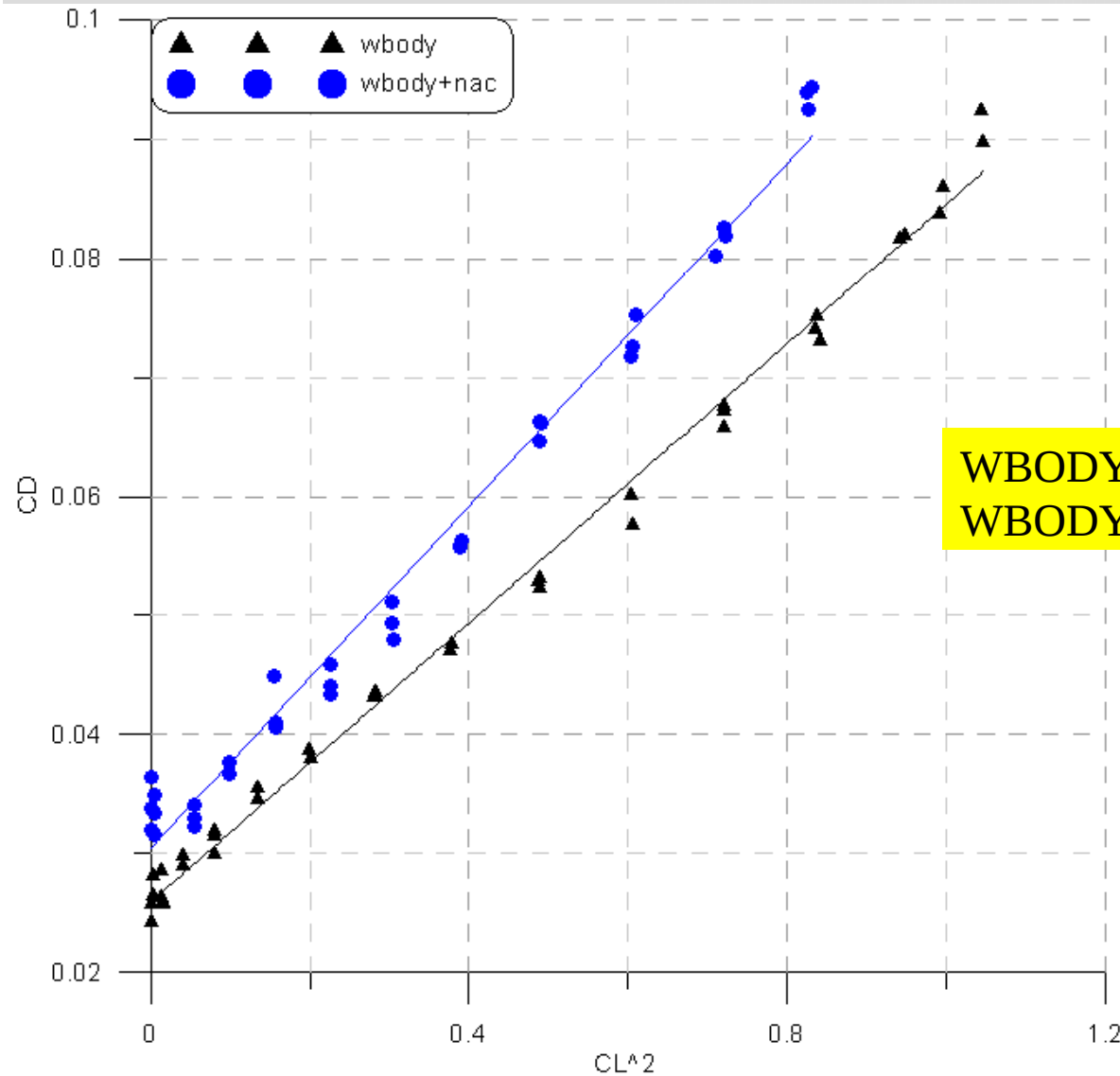
No = 38% in cruise cond.

Pendular stability

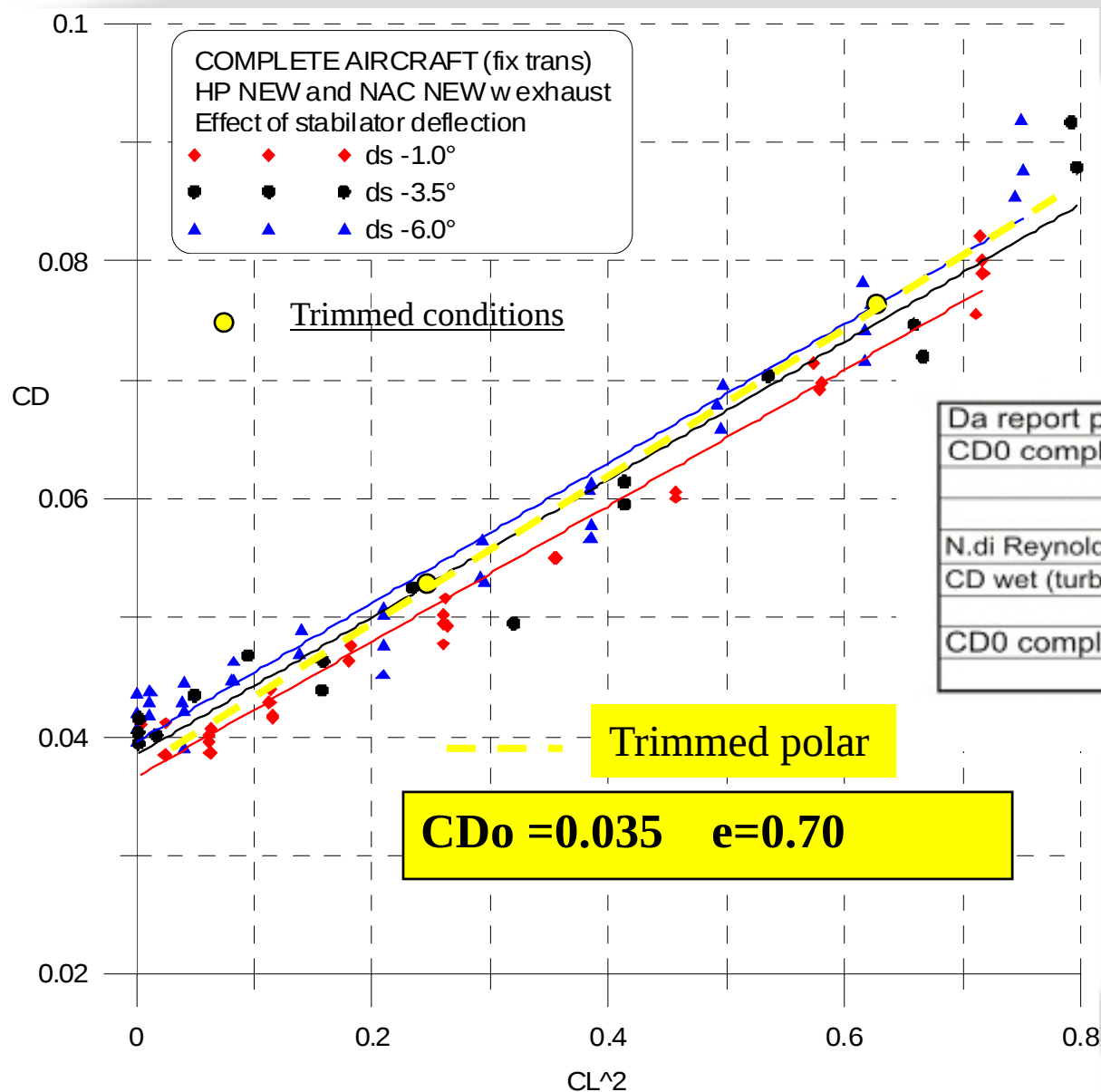
CM_{ds} = 0.033 [1/°]

1.89 [1/rad]

Wing-body drag



Complete aircraft trimmed polar



Da report prove tunnel			
CD0 complete aircraft trimmed condit.			0.0360
	Tunnel	Volo	
N.di Reynolds	600.000	7.000.000	Rapporto
CD wet (turbul.)	0,00483	0,00306	0,633
CD0 complete aircraft corretto per N.R.			0,0254
Area parassita			0,361

Flight polar
 $C_{D0} = 0.0254$ $f = 0.361 m^2$

Prestazioni attese

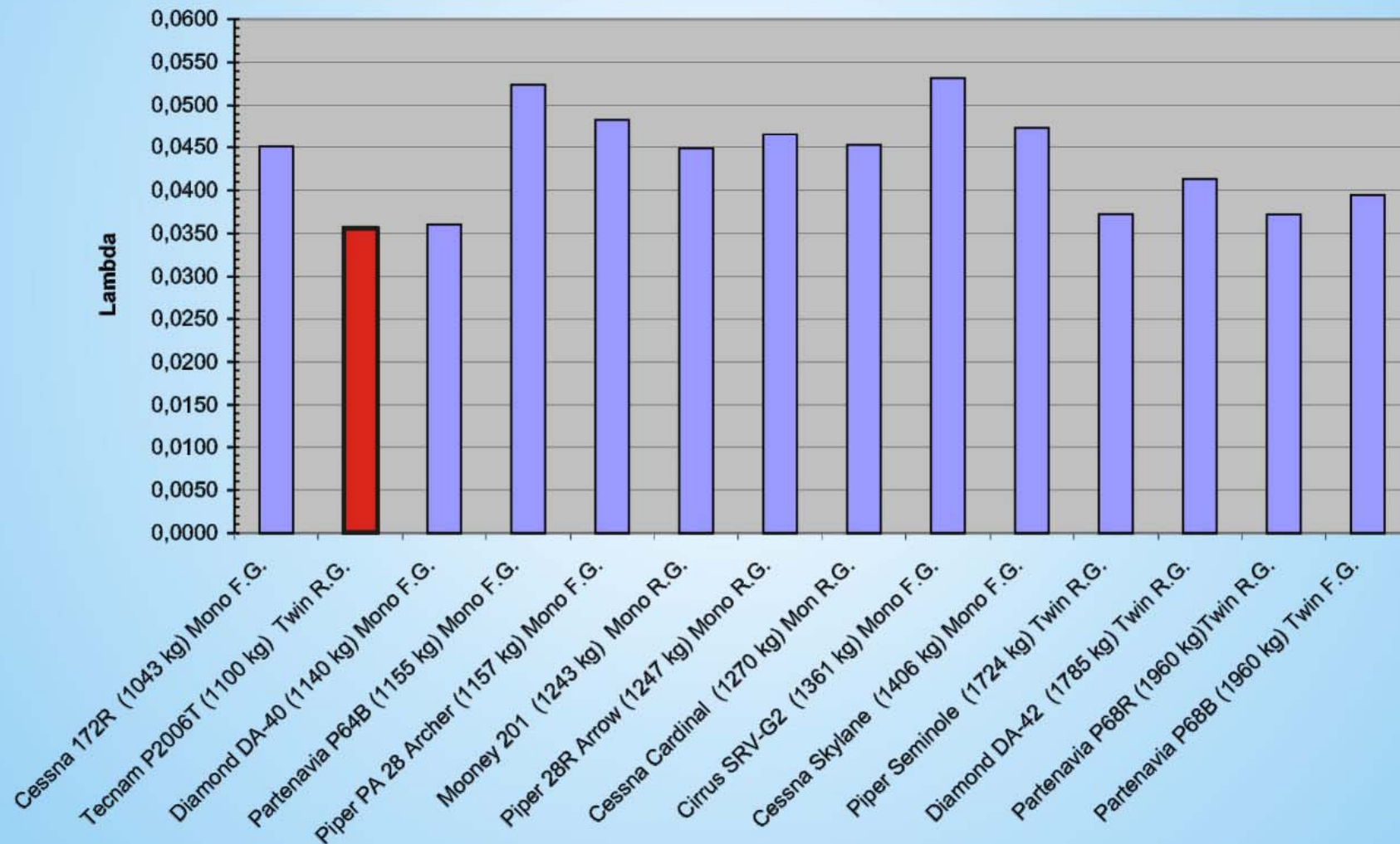


Peso massimo al decollo	1160 kg
Carico alare	77 kg/m ²
Velocità di <i>lift-off</i> ($1.3 V_{s1}$)	117 km/h (63kts)
Velocità di superamento ostacolo 15m ($1.5 V_{s1}$)	137 km/h (74kts)
Velocità ottima di salita rapida (V_y)	154 km/h (83kts)
Corsa di decollo	235 m
Distanza di decollo	470 m
Rateo di salita iniziale	1300 ft/m' (6.6m/s)
Quota di tangenza pratica	>15000 ft (4570m)
Velocità di crociera al 75% @ 7000ft	272 km/h (147kts)
Velocità di crociera al 65% @ 7000ft	260 km/h (140kts)
Autonomia specifica cruise 65%	7.5 km/lt
Range	1500 km

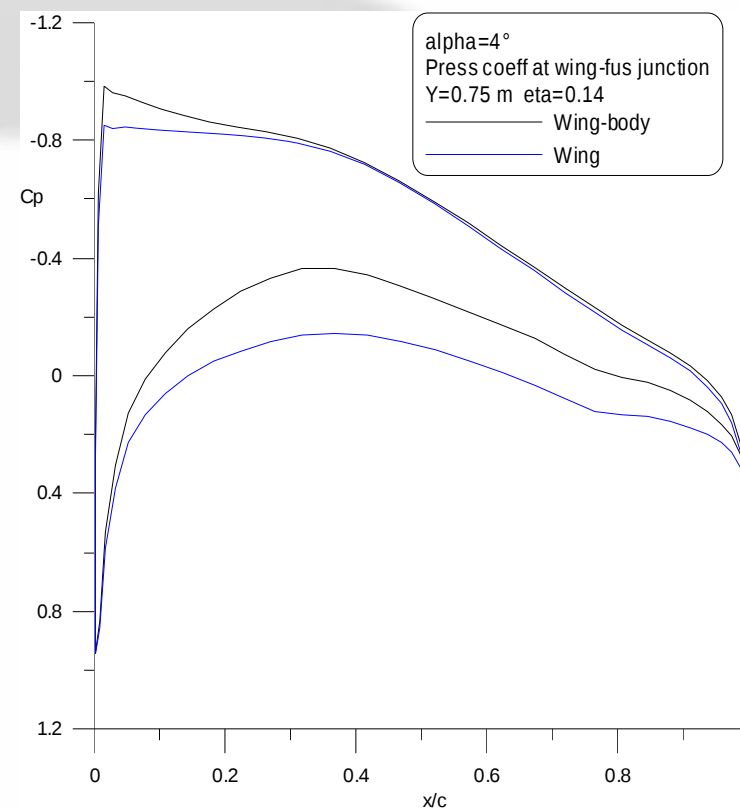
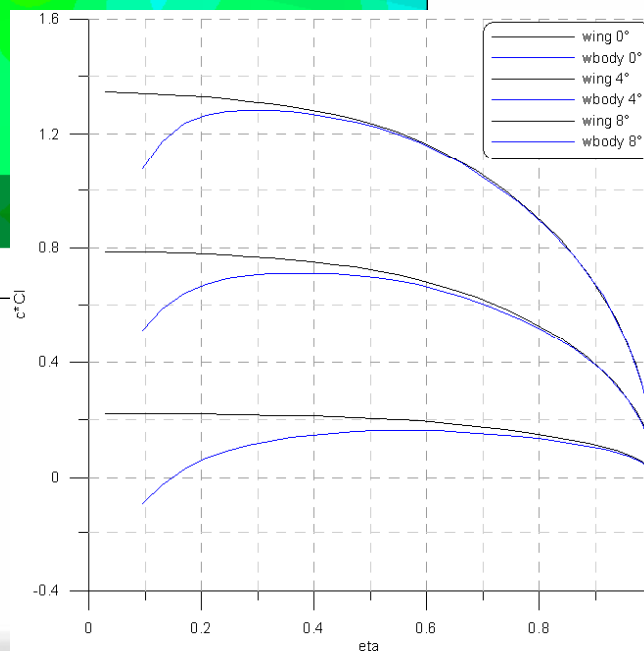
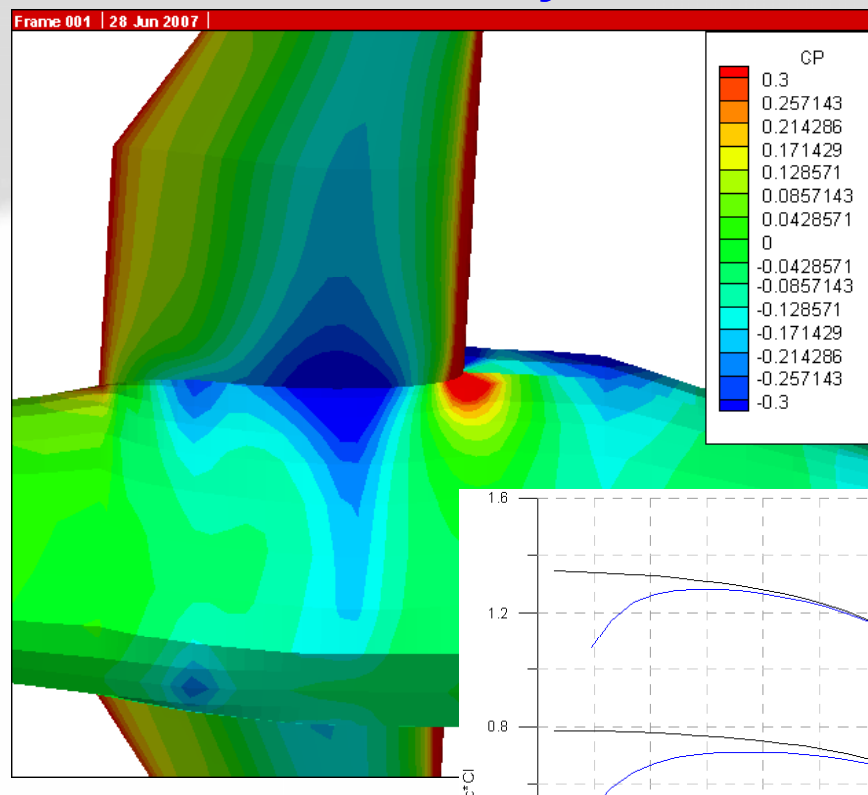


COSTRUZIONI AERONAUTICHE
TECNAM

Parametro di *performance*



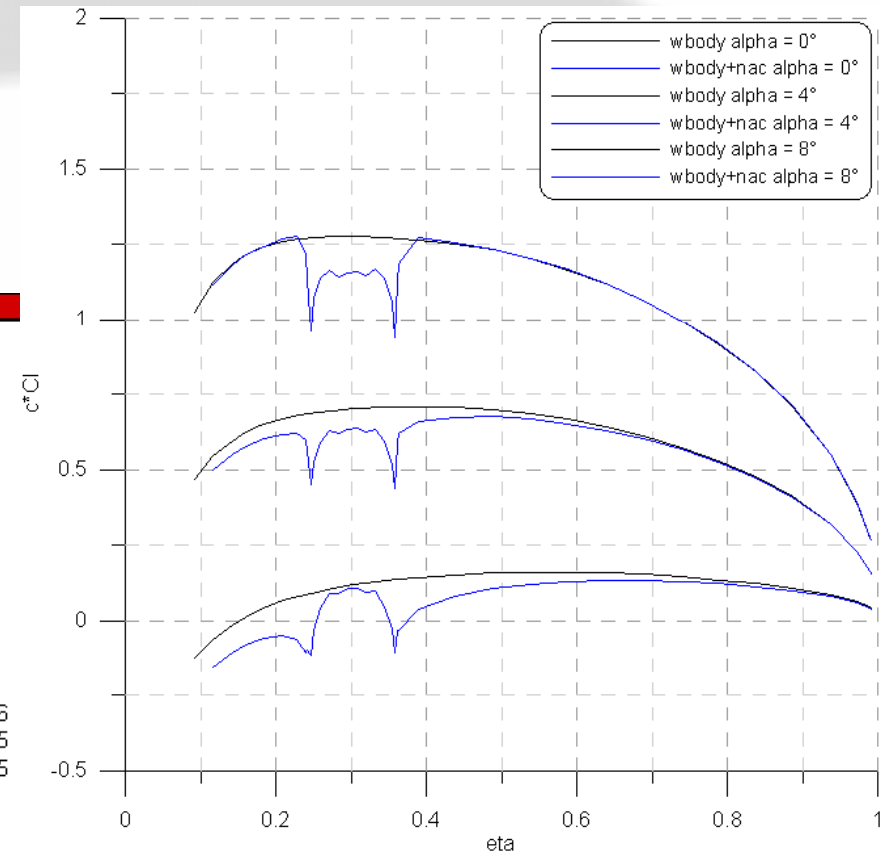
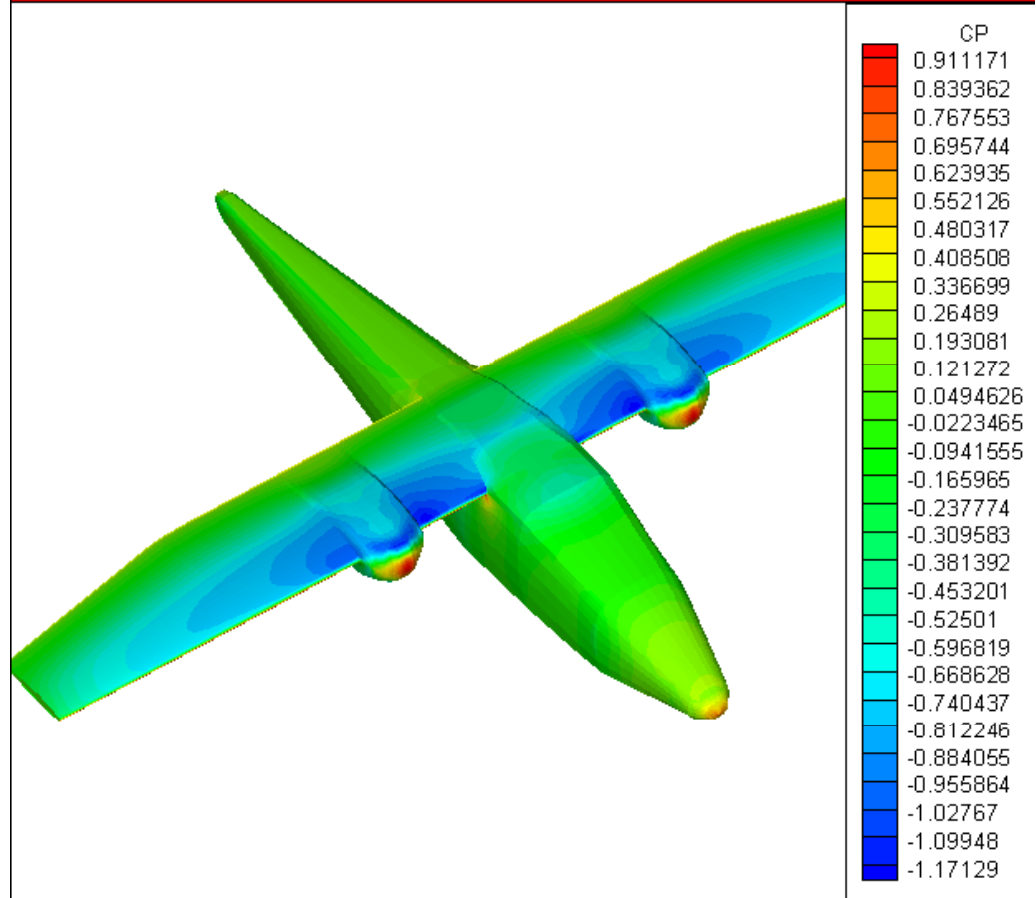
Fuselage effect on wing-span load Numerical analysis



Fuselage and nacelle effect on wing-span load

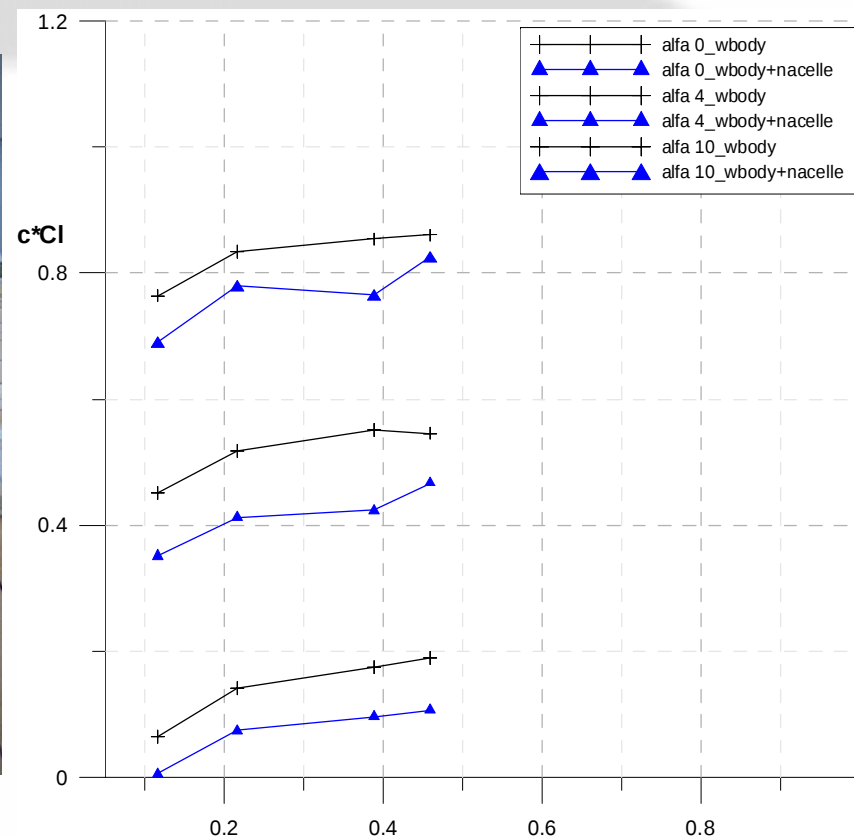
Numerical analysis

Frame 001 | 16 Jun 2007 |



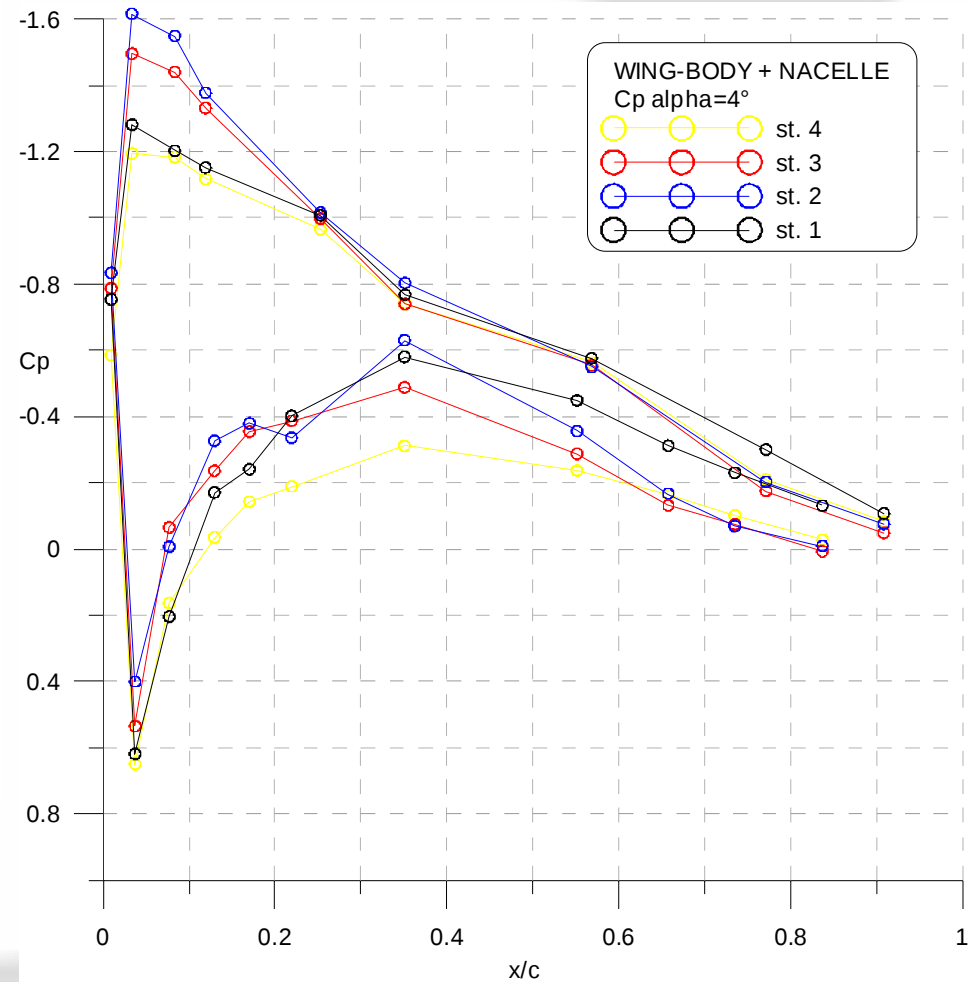
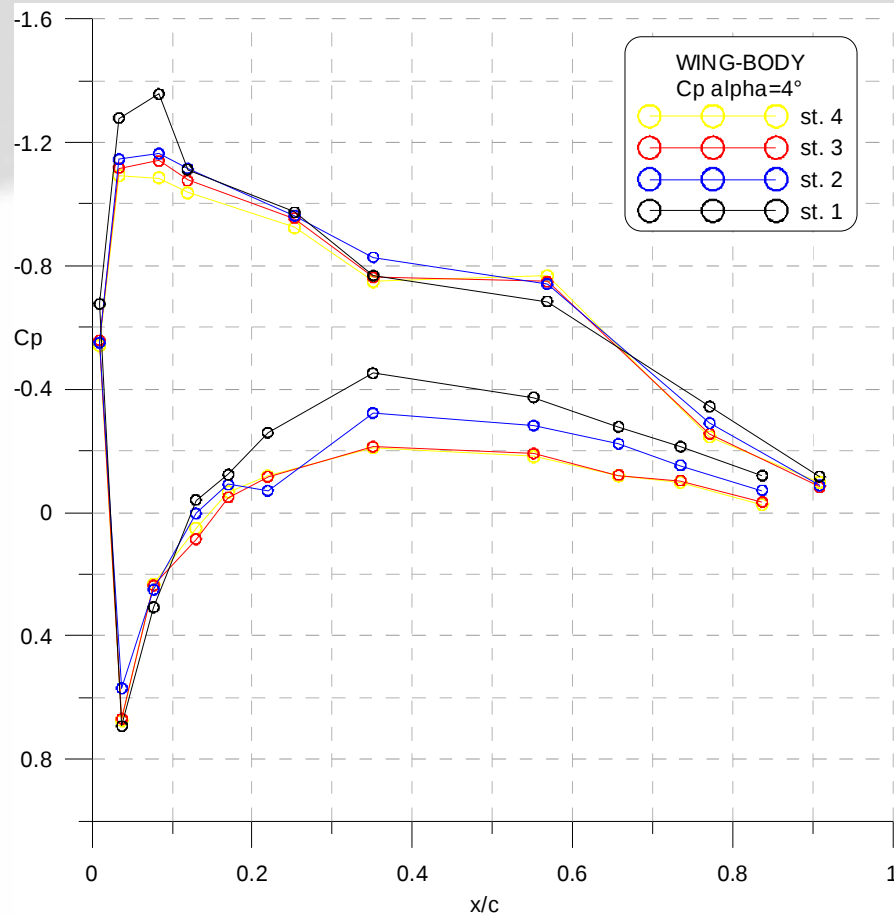
Fuselage and nacelle effect on wing-span load

Wind-tunnel tests



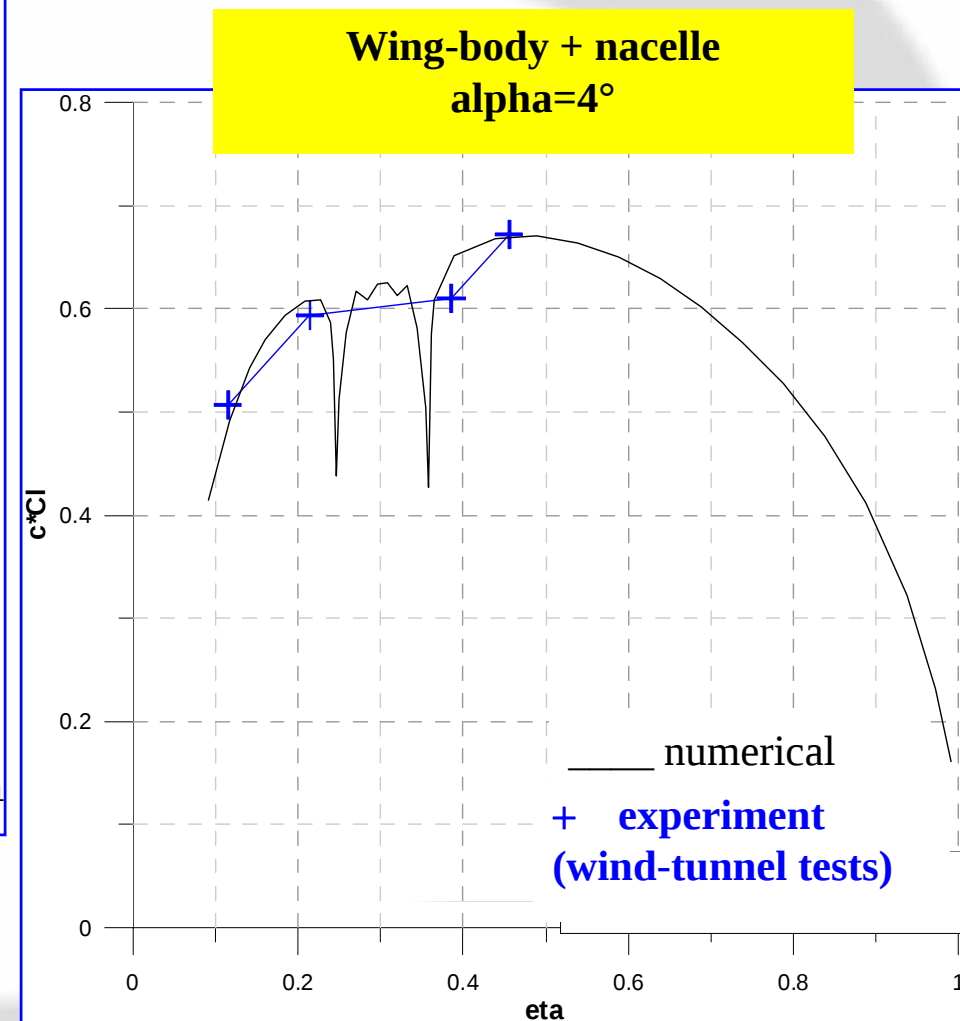
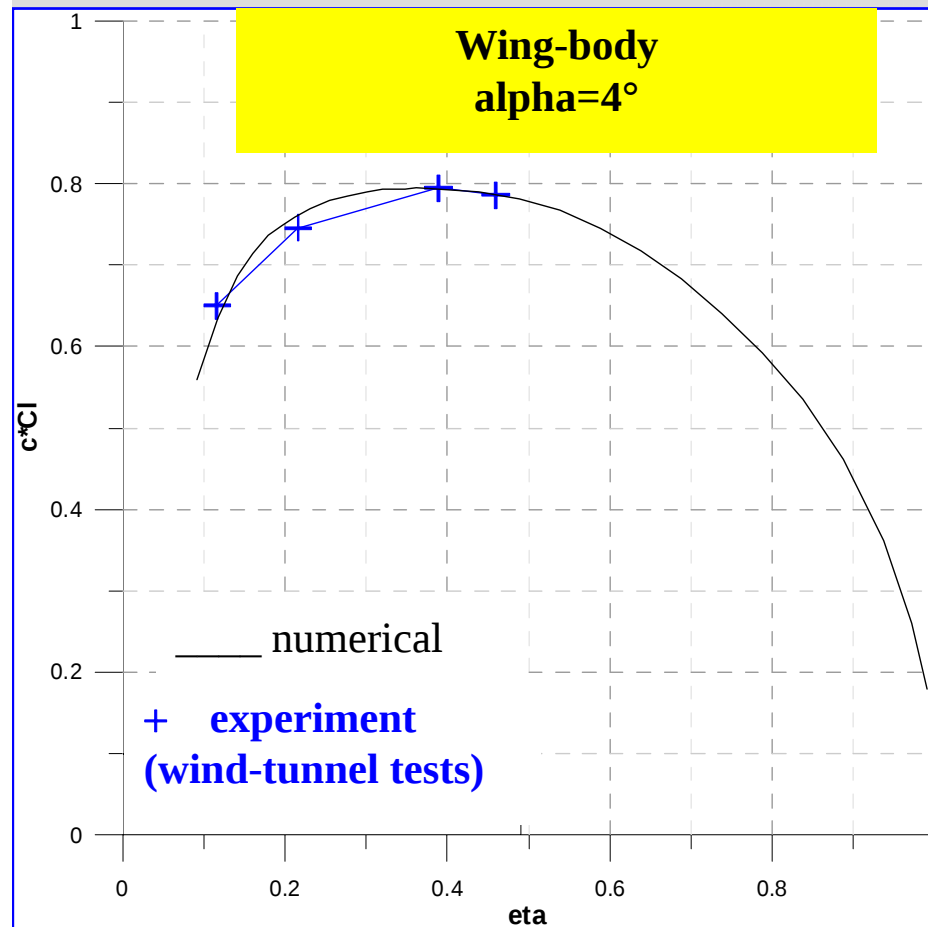
Fuselage and nacelle effect on wing-span load

Wind-tunnel tests



Fuselage and nacelle effect on wing-span load

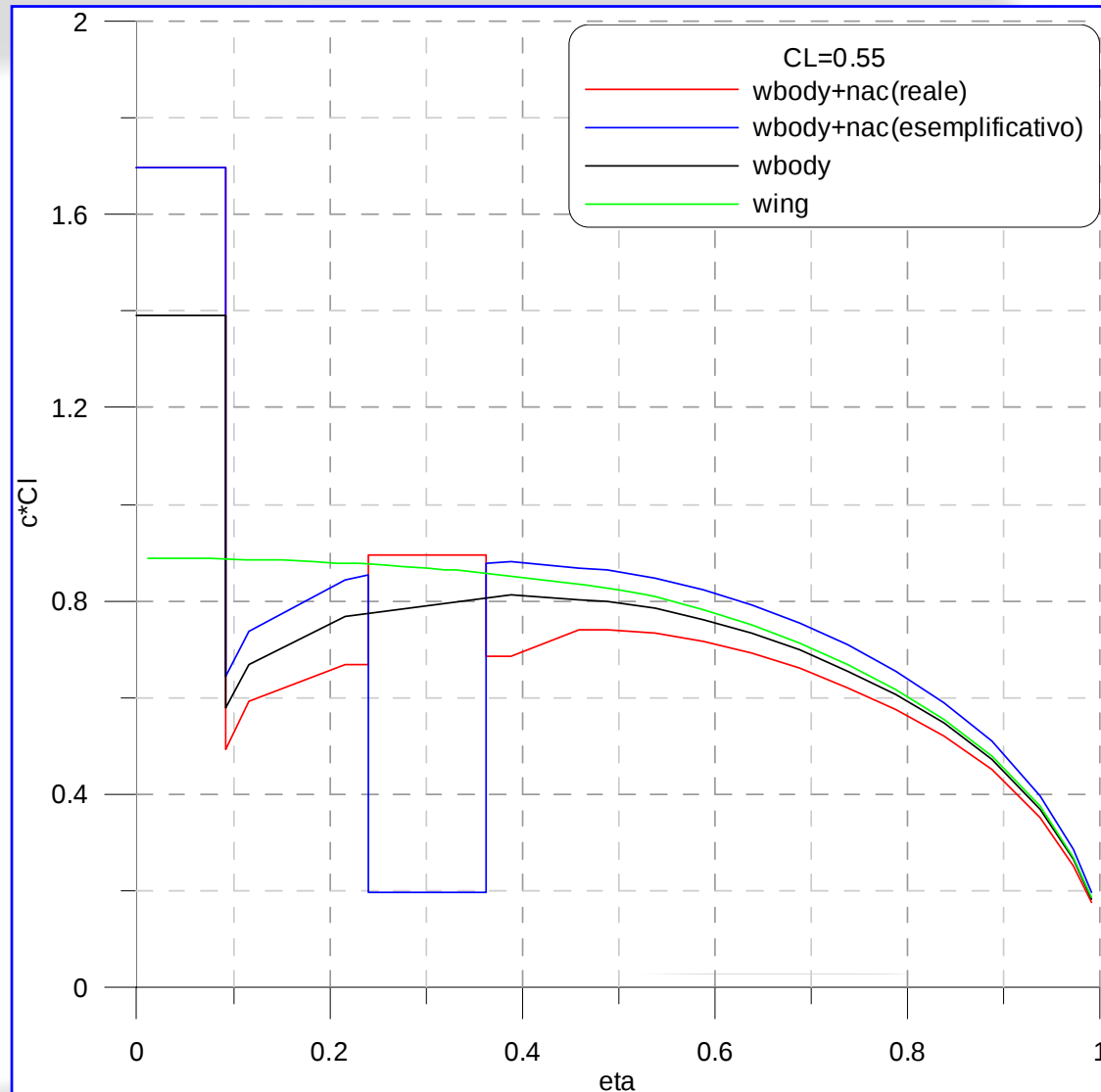
Wind-tunnel tests



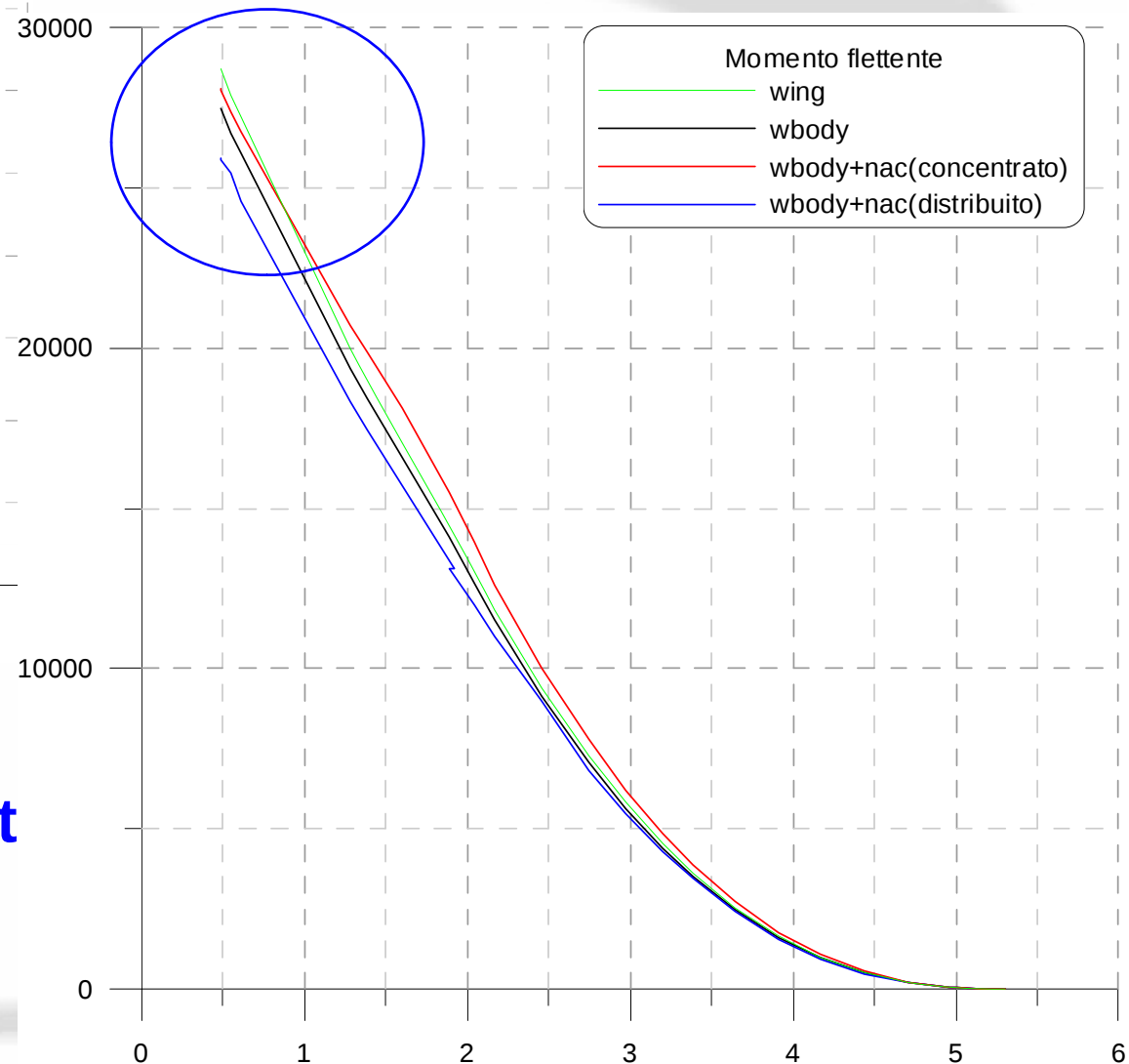
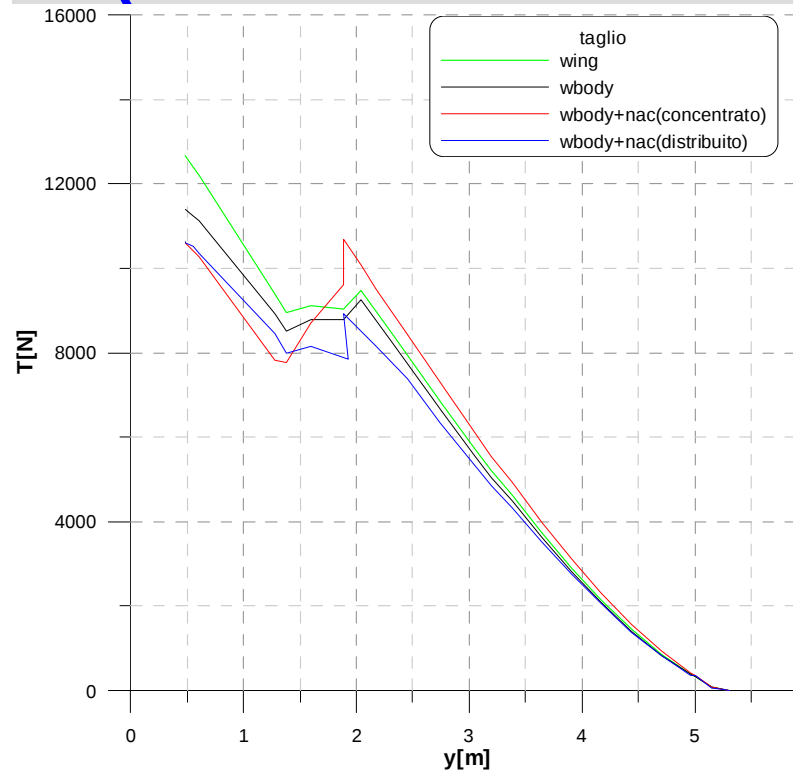
Effects on span aerodynamic loading (certification & evaluation of flight loads)

**D point of
Man. Diagram**

**CL=0.535
n=3.8**



Effects on span aerodynamic loading (certification & evaluation of flight loads)



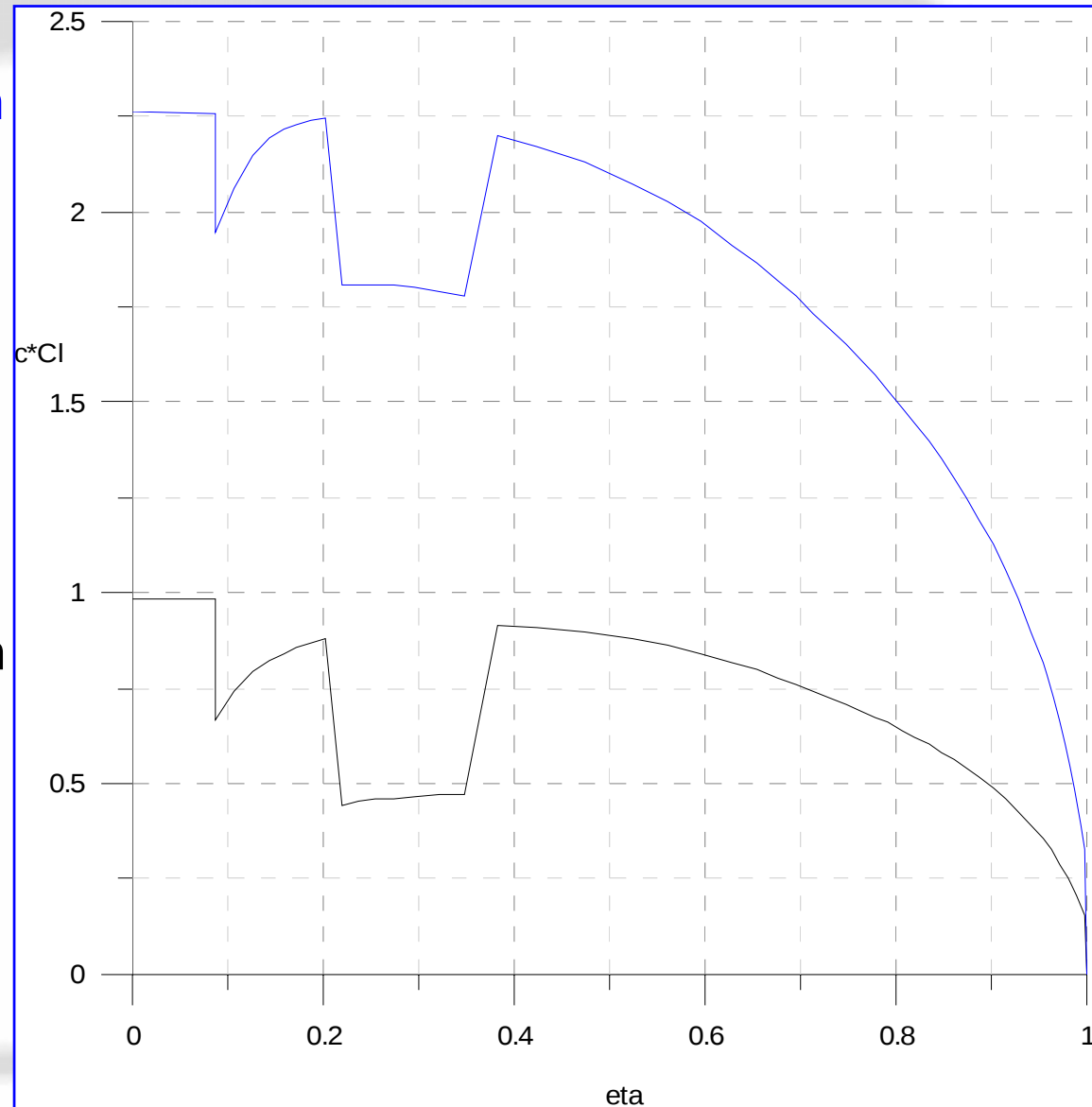
Up to 10% difference
 In “bending” moment
 @ junction



Effects on span aerodynamic loading (certification & evaluation of flight loads)

A point of Man. Diagram
 $CL=1.36$

D point of Man. Diagram
 $CL=0.53$



...al prototipo...



Prototipo volante (s/n 002)





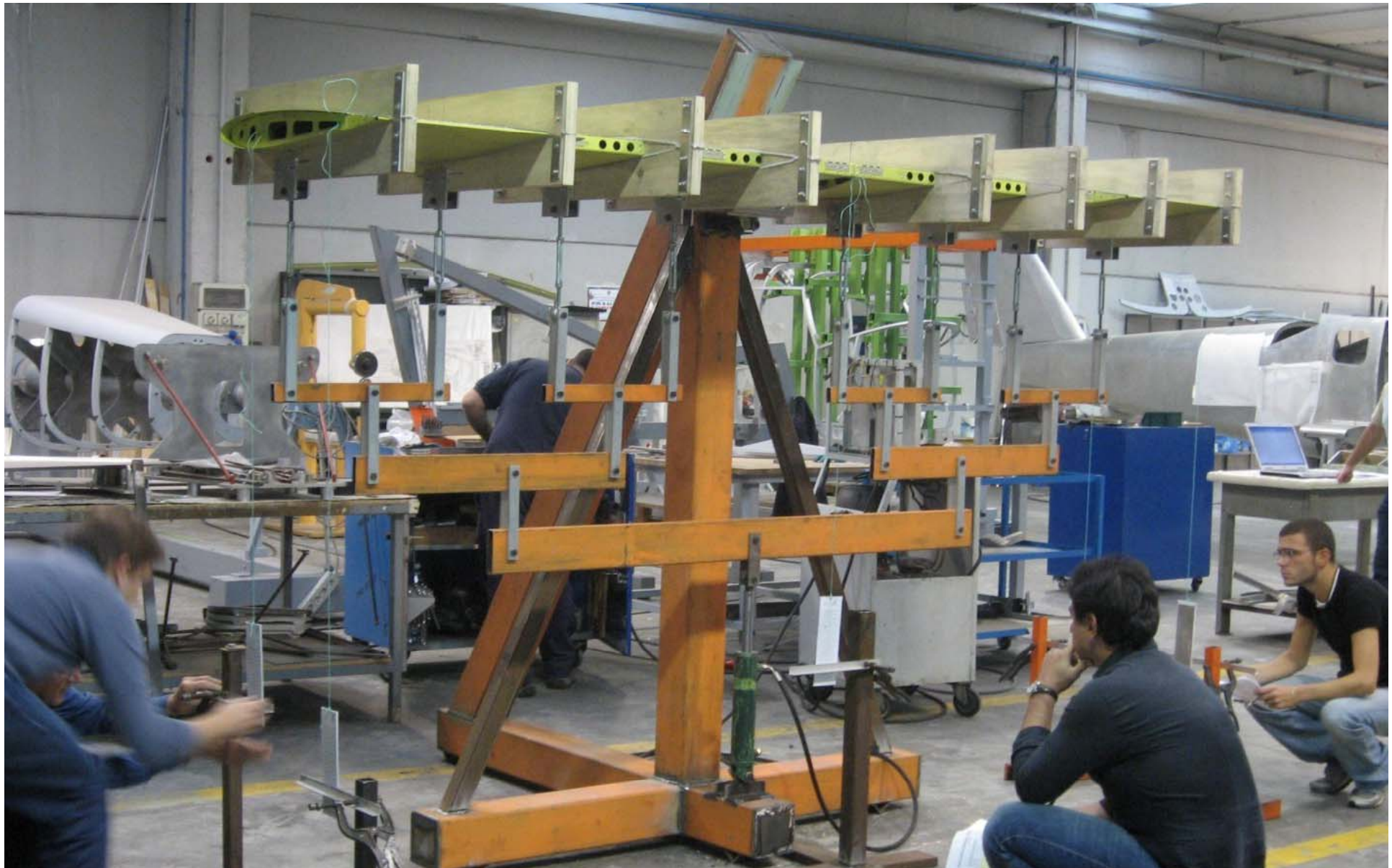
Dipartimento di
Ingegneria
AeroSpaziale



Università di Napoli Federico II

ADAG
RESEARCH GROUP
www.dpa.unina.it/adag





Prove statiche sullo stabilizzatore

Carrello d'atterraggio



M N
A O
I S
N E
G. G.



“Glass cockpit”





Dipartimento di
Ingegneria
AeroSpaziale



Università di Napoli Federico II

ADAG
RESEARCH GROUP
www.dpa.unina.it/adag

GRAZIE PER L'ATTENZIONE !

