



UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI GENOVA
FACOLTA' DI INGEGNERIA

TESI DI LAUREA

*P.180 main wing anti-ice system:
analysis and improvements*

Allievo: Andrea Vacca

Relatore: Chiar.^{mo} Prof. Ing. Alessandro Bottaro
Correlatori: Ing. Alberto Siviero
 Ing. Fabrizio Pace

DICEMBRE 2013 ANNO ACCADEMICO 2012- 2013

P.180 main wing anti-ice system: analysis and improvements

This study was carried out within the product support engineering unit of Piaggio Aero, and it is part of the activities for continuous improvement of safety, performance and reliability of the aircraft produced by the company.

One of the aims of this work is to understand the reasons of the damages found during inspections, on the main wing anti-ice system.

After the analysis of the temperature ranges that affect the structure, through the development of the finite element model of the assembly, it was possible to clarify some aspects that are the basis of the cracks.

Several possible modifications on the system were identified in order to improve its life cycle, assessing the technical and industrial aspects.

Ringraziamenti

Desidero innanzitutto ringraziare il Professor Alessandro Bottaro per la grande disponibilità concessami durante tutto questo periodo, l'ingegner Alberto Siviero e l'ingegner Fabrizio Pace, con i quali ho condiviso gran parte del lavoro svolto e verso i quali desidero rivolgere un mio personale attestato di stima.

Al termine di questa mia esperienza di studio, un sentito ringraziamento va alla mia famiglia tutta, per essermi sempre stata accanto ed avermi sostenuto nel corso di questi anni. Ringrazio inoltre i miei compagni di studio Roberto e Michele per le tante giornate di fatica e risate passate insieme e tutti gli amici ed i colleghi che, come me, hanno creduto fosse possibile un simile risultato.

Un particolare ringraziamento va a Patrizia, la mia compagna da oltre sedici anni, che più di ogni altro mi è stata accanto durante questo lungo periodo di studio, condividendo con me momenti belli e meno belli, incoraggiandomi sempre e senza la cui presenza ritengo non mi sarebbe stato possibile portare a termine questa avventura.

Colgo infine l'occasione per salutare una persona che ha sempre creduto in me in questi anni e che, sono sicuro, starà godendosi questo momento :« Arrivederci Sig. Vincenzo ».

Prefazione

Questo studio nasce all'interno dell'ufficio di ingegneria di supporto al prodotto di Piaggio Aero, e si inserisce nel quadro delle attività di continuo miglioramento dei livelli di sicurezza, prestazione ed affidabilità dei velivoli prodotti dall'azienda.

Uno degli obiettivi del lavoro svolto, è di fornire uno strumento per la comprensione delle cause, che hanno portato ai ripetuti danneggiamenti riscontrati sulla sezione di impianto antighiaccio, installato sull'ala principale del velivolo, nel corso delle ispezioni effettuate sulla flotta in esercizio.

Attraverso un'analisi dei campi di temperatura che interessano la struttura e la modellazione ad elementi finiti dell'insieme, è stato possibile chiarire numerosi aspetti alla base delle rotture.

Sono quindi state individuate delle possibili modifiche apportabili all'impianto per prolungarne la vita utile, valutandone gli aspetti tecnici progettuali ed industriali.

Indice

1	Storia dell'azienda e del progetto	1
1.1	Cenni storici sull'azienda	1
1.2	Storia e descrizione del velivolo P.180	5
2	P.180: impianto <i>anti-ice</i>	13
2.1	I velivoli ed il ghiaccio	13
2.2	Descrizione dell'impianto	14
2.3	Cenni sul lavoro di certificazione dell'impianto (<i>main wing section</i>)	19
2.4	Confronto con altri sistemi	21
3	Descrizione del problema	25
3.1	Concetti cardine nel campo della manutenzione aeronautica	25
3.2	Descrizione delle <i>failures</i> sopravvenute durante il servizio	26
3.3	Considerazioni preliminari sulle cause delle <i>failures</i>	32
3.4	Presupposti ed obiettivi dello studio di modifica dell'impianto	33
4	Analisi	34
4.1	Raccolta ed elaborazione dei dati di progetto	34
4.2	Analisi delle temperature	38
4.3	Dilatazione termica, concentrazione di tensioni e previsione di deformazioni e <i>failures</i>	47
4.4	Uso del modello 3D dell'assieme	50
4.5	Creazione del modello ad elementi finiti (FEM) dell'assieme	52
4.6	Creazioni di vincoli sul modello ad elementi finiti - temperature	58
4.7	Introduzione delle temperature nel modello FEM	59
4.8	Risultati del modello FEM - temperature	62
4.9	Vincoli e risultati del modello FEM - flessione	67
4.10	Considerazioni sui risultati ottenuti e sulla vita delle parti	70
5	Proposte di soluzione del problema	72
5.1	Modifiche al modello FEM	72
5.2	Modifiche applicabile all'assieme condotto - bordo d'entrata	78

6	Analisi costi/tempi e conclusioni	84
6.1	Descrizione del processo di modifica	84
6.2	Analisi costi/tempi	85
6.3	Considerazioni conclusive	91
	Allegati	92
	Bibliografia	106

Capitolo 1 Storia dell'azienda e del progetto

1.1 Cenni storici sull'azienda

“Piaggio Aero Industries” nasce nel 1998, sostituendosi alla “Rinaldo Piaggio Industrie Aeronautiche e Meccaniche”; l'azienda vanta però complessivamente oltre 120 anni di storia. La “Rinaldo Piaggio & C.” venne infatti fondata dall'omonimo proprietario nel 1883 ed iniziò la sua avventura industriale occupandosi inizialmente di arredi navali e, successivamente, di produzioni ferroviarie. Il primo sito fu quello di Sestri Ponente fondato sui terreni acquistati qualche anno prima dal padre di Rinaldo, Enrico, anziano uomo d'affari. Enrico, commerciava legnami ed aveva acquistato i terreni con lo scopo di insediarvi una segheria.

L'idea del giovane Rinaldo, fu quella di sospendere la vendita di legnami grezzi per mettersi invece a lavorare il legname; grazie alla rapida crescita della cantieristica navale nell'area del porto di Genova, che stava avvenendo in quegli anni, in poco tempo si giunse alla produzione di arredi navali.



Figura 1.1 Primo stabilimento Piaggio (Sestri Ponente)

Questo periodo storico fu anche caratterizzato da una esponenziale crescita del trasporto ferroviario, e il giovane Rinaldo, che aveva un gran fiuto degli affari, subito ne approfittò; in breve tempo la produzione nello stabilimento di Sestri Ponente giunse a saturazione e nacque così l'idea di acquistare delle aree a Finalmarina (comune autonomo fino al 1927, oggi nucleo urbano che contribuisce a formare il Comune di Finale Ligure), per poter così aumentare la capacità produttiva ed espandere le attività dell'azienda. A quelle aree furono infatti destinate inizialmente alcune attività di riparazione ferroviaria, per poi passare, di lì a poco, alla produzione di locomotori e soprattutto di carrozze per il trasporto civile, militare ed industriale.



Figura 1.2 Stabilimento di Finalmarina nel 1910

Durante la 1° Guerra Mondiale, l'impulso bellico generò la domanda di nuove tecnologie militari e, tra le altre, iniziarono in Italia le prime produzioni aeronautiche, grazie all'attività di alcune aziende come la "Nieuport-Macchi", già attiva nel panorama dell'aviazione militare dell'epoca, e la Caproni.

Piaggio allora impegnata oltre che nel settore del trasporto terrestre anche nell'industria bellica generale, entrò in quello aeronautico, inizialmente, con produzioni su licenza. Negli anni del dopoguerra Rinaldo divenne proprietario di alcuni fabbricati a Pisa e, contestualmente, acquistò vaste aree boschive nelle zone di Montalto di Castro e Sezze Romano, da cui ricavare legnami pregiati, che erano materiali essenziali per le nuove produzioni dell'epoca.

Nel periodo compreso tra la 1° e la 2° Guerra Mondiale, Piaggio & C. crebbe di pari passo con l'espansione del settore aeronautico e con essa il numero di stabilimenti presenti sul territorio italiano. L'azienda poteva infatti contare in quegli anni su quattro siti produttivi:

Finalmarina, Sestri Ponente, Pisa e Pontedera e, complessivamente, su oltre 10.000 dipendenti. Piaggio era presente all'epoca in quasi tutti i settori del trasporto, con produzioni ferroviarie, aeronautiche (motori e velivoli) e trasporto cittadino (filobus e tram). Rinaldo decise di passare dalla produzione di velivoli su licenza per altre aziende ad una produzione vera e propria di velivoli Piaggio, acquistando nel 1923 lo stabilimento Pegna-Bommartini di Roma, dove l'ingegner Giovanni Pegna, creativo progettista aeronautico dell'epoca, stava ultimando le prove di un nuovo modello denominato "Rondine" per il quale esisteva già una commessa di acquisto per 12 esemplari. Rinaldo, una volta terminate le prove sul velivolo a Roma, spostò la produzione a Finale Ligure ed il progetto venne ribattezzato "P.1 Rondine". Ufficialmente fu questo il primo modello della firma "Piaggio". Rinaldo si rese conto che, per poter entrare con autorevolezza in questo settore, era fondamentale avvalersi di ingegneri progettisti di alto livello. Dopo questa operazione industriale, infatti, oltre ad assicurarsi la commessa di velivoli, egli poté anche contare per gli anni a venire sullo straordinario contributo creativo dell'Ing. Pegna, al quale affiancò qualche tempo dopo il giovane ingegnere Giuseppe Gabrielli, che diventerà uno dei più famosi progettisti aeronautici italiani (sarebbe poi passato nel 1931 alle dipendenze della Fiat). Da lì ebbe inizio una fiorente attività di progettazione e realizzazione di velivoli comprendente sia i classici velivoli terrestri che gli idrovolanti e che ebbe come naturale centro creativo lo stabilimento di Finale Ligure. Fu a Finale che nel 1929, a sancire la maturità tecnica dell'azienda nel settore, venne progettata e successivamente realizzata la galleria aerodinamica per lo studio dei modelli in scala ridotta dei velivoli, tuttora in uso (seppur con ovvi aggiornamenti tecnologici apportati nel corso degli anni successivi). Rinaldo, riconosciuto in quegli'anni come uno tra i più importanti industriali italiani, divenne nel 1934 Senatore del Regno.

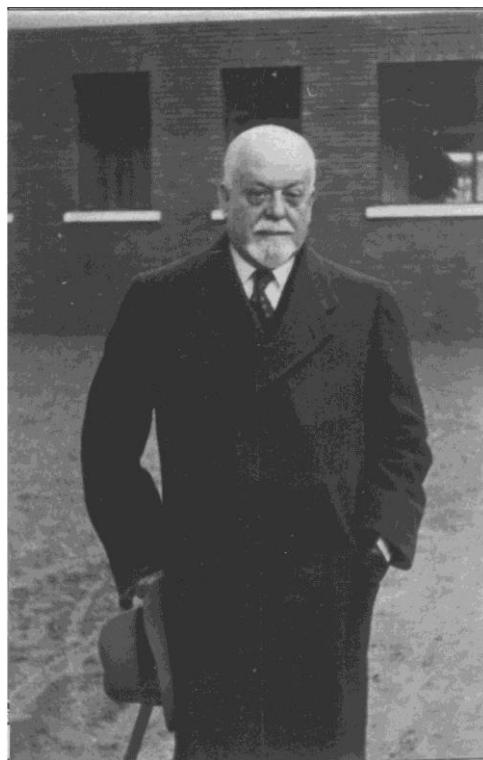


Figura 1.3 Sen. Rinaldo Piaggio

Alla sua morte, sopraggiunta a Genova nel 1938, la proprietà dell'azienda si allargò a tutta la famiglia Piaggio mentre la conduzione dei siti produttivi passò nelle mani dei figli di Rinaldo: Armando ed Enrico. Essi saranno, nel dopoguerra, tra i protagonisti significativi della rinascita industriale italiana. Il primo, Armando, si occupò degli stabilimenti liguri mentre Enrico di quelli toscani; i due fratelli dimostrarono nei fatti attitudini personali ed obiettivi diversi. Enrico infatti ebbe scarso interesse verso il campo aeronautico, decise con il tempo di concentrarsi su produzione di mezzi per la mobilità di massa. Dalla sua intraprendenza e dall'idea illuminata dell'Ing. D'Ascanio, nascerà la "Vespa", prodotta negli stabilimenti di Pontedera e Pisa e venduta in milioni di esemplari in Italia ed in tutto il mondo.

Sul fronte aeronautico, la guida della direzione tecnica velivoli era passata all'Ing. Giovanni Casiraghi, già Capo Progettista al posto dell'Ing. Pegna dal 1936. Fu dalla matita di Casiraghi, il quale nutriva una grande passione per gli idrovolanti, che negli anni '50 partì e prese forma il progetto dell'anfibio P.136 con il quale si posero le basi della nuova aeronautica italiana. In quel tempo, infatti, gran parte degli aeroporti regionali italiani avevano subito pesanti danni di guerra e l'idrovolante poteva essere molto utile a stabilire una nuova rete nazionale di collegamenti.



Figura 1.4 La Vespa ed il P.136 insieme sotto la Lanterna

L'inizio del boom economico dalla metà degli anni '50 portò notevoli differenze di fatturato tra il settore scooter e quello aeronautico, il primo era infatti in fiorente ascesa mentre il secondo stava attraversando una fase difficile. Questo portò con il tempo i fratelli a maturare la decisione di dividere i due rami in due aziende distinte. Dal 1964 esisterono infatti una "Piaggio & C." che si occupava del settore scooter negli stabilimenti di Pisa e Pontedera e la "I.A.M. Rinaldo Piaggio" specializzata nella produzione di velivoli e motori aeronautici, con stabilimenti a Sestri Ponente e Finale Ligure. Nel 1965 Enrico morì a Pisa.

La "I.A.M. Rinaldo Piaggio", guidata da Armando, nello stesso anno della scissione effettuò le prove di volo del prototipo del PD 808, il primo ed unico velivolo con propulsione a turbogetto di marca Piaggio ed anche il più veloce mai costruito dall'azienda (Mach 0.8). Il progetto fu portato a termine grazie alla collaborazione con l'americana Douglas Aircraft Company che, come gran parte dell'industria aeronautica statunitense, possedeva ben più ampia conoscenza nel settore dei velivoli a reazione (grazie ad un accordo di Armando Piaggio con Donald Wills Douglas in persona). Il PD 808 era equipaggiato con due motori Viper Rolls-Royce, anch'essi prodotti su licenza nello stabilimento di Finale Ligure. A seguito di un tragico incidente avvenuto in Spagna, dove perse la vita l'industriale Zanussi, non a causa della macchina ma di una procedura a vista durante un volo in condizioni meteo strumentali, il progetto ebbe un immeritato insuccesso commerciale, sebbene, sotto il punto di vista tecnico, il velivolo venisse comunque molto apprezzato per la grande affidabilità e costituisse comunque un grande passo avanti tecnologico nell'ambito delle tecniche di progettazione, realizzazione a riguardo dei materiali e delle lavorazioni utilizzate.

Nel 1978 morì anche Armando Piaggio e, a Genova, la conduzione dei due stabilimenti passò sotto la guida del figlio Rinaldo, il quale ne ebbe la direzione sino alla famosa crisi degli anni '90, che portò, dopo anni bui per l'azienda, alla successiva rinascita in "Piaggio Aero Industries" con nuovi proprietari e nuovi obiettivi. E' curioso osservare che l'anno della morte di Armando e della conseguente successione alla conduzione di Rinaldo, coincide con l'emissione, da parte della Direzione Tecnica Velivoli, della relazione interna n° 6394, intitolata: "P.180 Preliminary Proposal".

1.2 Storia e descrizione del velivolo P.180

E' proprio nel 1978 che possiamo incontrare la prima traccia del progetto P.180. Gli anni '70 fecero da scenario alla prima vera crisi energetica dal dopoguerra (esiti della Guerra dello Yom Kippur del 1973) e molti settori dei trasporti e dell'industria dovettero fare i conti con questa nuova situazione. Il ramo di Piaggio dedicato all'aviazione generale (*executive*) aveva subito un'importante battuta d'arresto in quegli anni a causa dei costi operativi dei velivoli, che divennero sempre più onerosi. C'era allora, come tutt'oggi del resto, il profondo bisogno di ripensare la sostenibilità del costo dei trasporti e questo valeva ancor di più per il settore privato. Fu in questa prospettiva che prese corpo l'idea di progettare un modello dalla grande efficienza aerodinamica. Si trattava di un compito tutt'altro che semplice, in quanto occorreva intraprendere una strada mai battuta prima nel campo dell'aviazione generale. Ovviamente tutto ciò comportava lo stanziamento di pesanti investimenti, sia sotto il punto di vista tecnico progettuale, in quanto, fino allora, le fasi di ricerca/sviluppo non avevano precedenti, sia dal punto di vista industriale, per via dei costi che tale ricerca e sviluppo avrebbe comportato. Il Dr. Rinaldo Piaggio decise di

accettare la sfida ed affidò il compito di dare il via ad un nuovo progetto ad Alessandro Mazzoni.

Mazzoni nacque a Firenze nel 1931 e fu assunto, neolaureato in ingegneria aeronautica al Politecnico di Milano, dall'Ing. Armando Piaggio, nel 1957. Egli partecipò ai lavori di progetto del P.136 come giovane ingegnere e, successivamente, con ruoli sempre più di primo piano, ai progetti del P.166 e del PD 808. In quegli anni, sotto la sua guida, la galleria aerodinamica di Finale Ligure lavorava a pieno ritmo.

Nell'agosto del 1978 Mazzoni presentò al Dr. Piaggio il disegno di un progetto ed ottenne da lui un limitato budget per proseguire negli studi. Nel disegno era rappresentato un velivolo convenzionale, ma, nel proseguire degli studi, i risultati esaltanti che si ottennero in galleria del vento, modificarono la configurazione ed introdussero la terza superficie portante. Si trattava di una soluzione assolutamente innovativa, che traeva spunto anche da alcune ricerche della NASA che non avevano trovato, fino allora, alcuna applicazione commerciale. La N.A.S.A. stessa si interessò ai risultati raggiunti da Mazzoni.

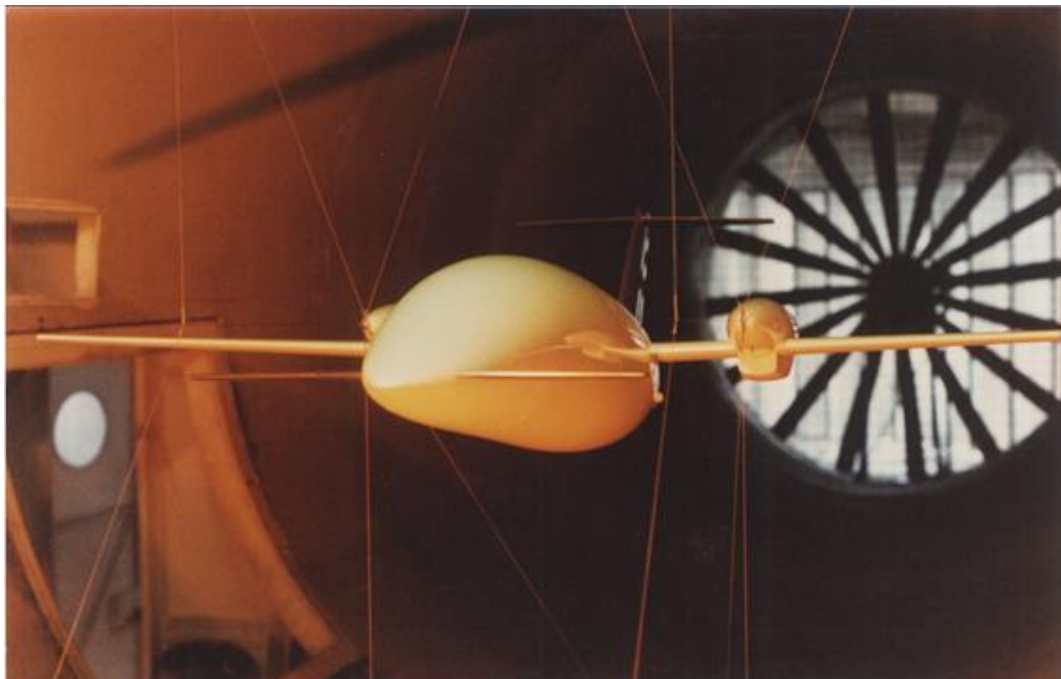


Figura 1.5 Modello P.180 su bilance elastiche in galleria aerodinamica

Gli studi preliminari in galleria del vento durarono circa quattro anni, durante i quali vennero valutate varie configurazioni. Si iniziò, come già detto, da quella tradizionale, con ala principale e superficie secondaria portante di coda. Si decise successivamente di provare con una soluzione a due superfici con superficie portante secondaria montata in posizione anteriore rispetto alla superficie primaria, detta "canard" (ma il vero "canard" è una superficie di controllo mobile). I vantaggi derivanti dal fatto che, con questa soluzione, la forza di bilanciamento del momento picchiante risulta concorde con la forza di portanza generata dall'ala principale (al contrario di quello che accade con superficie portante posteriore) consente una riduzione della superficie alare complessiva che si traduce in una conseguente diminuzione della resistenza all'avanzamento.

Durante le prove emersero però alcuni problemi di stabilità in manovra e di equilibrio complessivo del velivolo, che solamente molti anni dopo sarebbero stati risolti in ambito militare con l'introduzione di logiche sofisticate in grado di controllare dinamicamente la superficie canard e provvedere alla continua stabilizzazione del velivolo. Queste soluzioni, basate sull'utilizzo di elettronica avanzata, erano e restano tutt'oggi inapplicabili in ambito civile a causa di requisiti prioritari di sicurezza. Da qui l'idea di risolvere il problema della stabilità con l'introduzione di un terzo piano stabilizzatore posteriore, dotato, però, di dimensioni ridotte rispetto a quelle dei piani posteriori tradizionali. Questa soluzione a tre superfici portanti si rivelò essere del tutto inedita a livello mondiale e per tale motivo la Piaggio decise, nel 1982, di proteggere l'invenzione richiedendone il brevetto internazionale. La richiesta venne accolta nel 1988 nei paesi CEE, negli U.S.A. ed in Australia; l'ingegner Alessandro Mazzoni è da allora riconosciuto come l'inventore di questa nuova configurazione.

United States Patent [19] **Mazzoni**

[11] **Patent Number:** **4,746,081**
 [45] **Date of Patent:** **May 24, 1988**

[54] **AIRCRAFT**
 [75] **Inventor:** Alessandro Mazzoni, Genova, Italy
 [73] **Assignee:** Industrie Aeronautiche e Rinaldi Piaggio S.p.A., Italy

[21] **Appl. No.:** 382,664
 [22] **Filed:** May 27, 1982

[30] **Foreign Application Priority Data**
 Jan. 23, 1982 [IT] Italy 19275 A/82

[51] **Int. Cl.⁴** B64L 5/02
 [52] **U.S. Cl.** 244/89; 244/45 R; 244/45 A

[58] **Field of Search** 244/45 R, 45 A, 55, 244/89; D12/331, 332, 337, 339

[56] **References Cited**
U.S. PATENT DOCUMENTS
 D. 237,957 12/1975 Rellis D12/332
 D. 240,721 7/1976 Bunyard D12/332
 D. 269,669 7/1983 Hancock et al. D12/332
 1,710,423 4/1929 Lindstrand 244/89
 2,402,311 6/1946 Blissett 244/45 A
 2,430,793 11/1947 Wells 244/45 R

FOREIGN PATENT DOCUMENTS
 2,604,276 7/1952 Huben 244/33
 3,362,659 1/1968 Raszak D12/332
 3,483,462 12/1969 Spence 244/33
 3,883,094 5/1975 Mederer 244/45 A
 4,116,405 9/1978 Bacchi et al. D12/331

0033053 8/1981 European Pat. Off. 244/45 A

OTHER PUBLICATIONS
 "Popular Science", Feb. 1983, *Future Commuter* under heading of Science Newsfront.
Primary Examiner—Joseph F. Peters, Jr.
Assistant Examiner—Rodney Corl
Attorney, Agent, or Firm—Laney, Dougherty, Hessin & Beavers

[57] **ABSTRACT**
 This invention relates to an aircraft having three lift surfaces, and precisely a main wing lift surface located in an intermediate position of the aircraft and two less extended lift surfaces positioned, respectively, in a position ahead of the main wing surface and astern thereof.

1 Claim, 2 Drawing Sheets

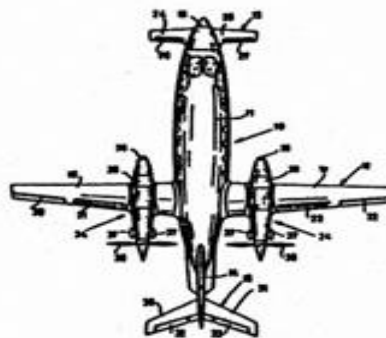


Figura 1.6 1° pagina del Brevetto U.S.A. per velivolo a tre superfici portanti

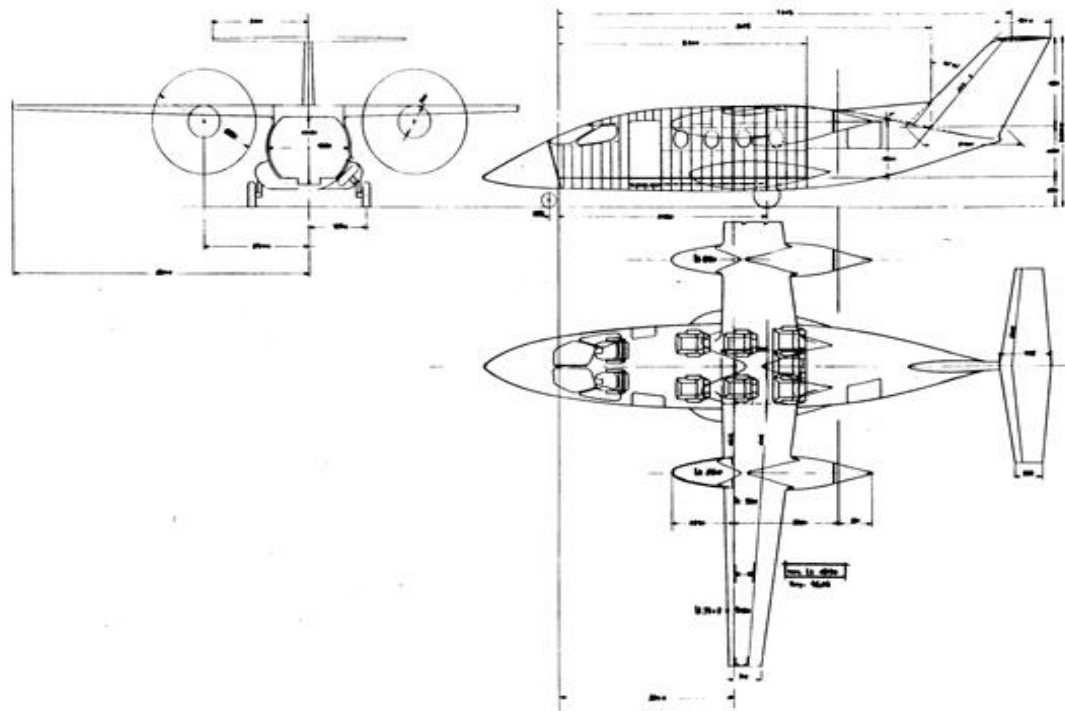


Figura 1.7 1° configurazione P.180 X

Le configurazioni tradizionali a due superfici portanti prevedevano l'installazione dell'ala principale in posizione superiore o inferiore rispetto all'asse verticale della fusoliera e generalmente in posizione centrale rispetto all'asse longitudinale. La configurazione a tre superfici portanti, consentiva l'installazione dell'ala principale in posizione più arretrata lungo l'asse longitudinale del velivolo ed in conseguenza di ciò si poté posizionare l'ala in posizione mediana rispetto all'asse verticale senza causare drastiche riduzioni di volume abitabile della fusoliera; sul P.180 le semiali sono infatti installate subito dietro la paratia posteriore della cabina passeggeri. Questa soluzione costituisce un grande vantaggio aerodinamico perché riduce la resistenza per interferenza tra ala e fusoliera ed aumenta contestualmente la manovrabilità; allo stesso tempo, il livello di rumorosità in cabina risulta molto attenuato. Questo aspetto è anche conseguenza della configurazione ad elica spingente, già utilizzata in precedenza su altri velivoli Piaggio e scelta anche per il P.180. I motori, infatti, e le eliche, risultano in posizione remota rispetto alla cabina passeggeri.

L'obiettivo in questo caso era evitare la formazione di flussi perturbati nella zona anteriore della superficie alare. In un progetto di questo tipo, un aspetto che non poteva essere tralasciato, per ottenere vantaggi aerodinamici consistenti, era quello della laminarità. Presa in considerazione nella progettazione di alianti, ma mai introdotta sino a quel momento nell'aviazione generale, si sapeva che l'ottenere un'ampia laminarità nella più ampia superficie alare possibile, era un obiettivo pratico molto ambizioso che avrebbe comportato un indubbio vantaggio aerodinamico. La difficoltà di tale realizzazione dipende in larga misura dal tipo di profilo utilizzato e dalla *planform* dell'ala, oltretutto dall'osservanza in fase di realizzazione di ristrette tolleranze superficiali; lo scopo è quello di allontanarsi il meno possibile dalla sezione teorica stabilita. Si studiarono quindi nuove soluzioni strutturali e costruttive in grado di assicurare tale risultato. Venne deciso

L'utilizzo di materiali compositi come la fibra di carbonio ed il metal-honeycomb per la realizzazione di parte dei sotto-assiemi, come l'ala anteriore, la deriva, gli impennaggi posteriori e le parti mobili (flap, alettoni, timone). I vantaggi derivanti dall'utilizzo del composito furono, oltre la possibilità di ottenere pezzi con superfici curve complesse (conservando ottime tolleranze dimensionali), un risparmio di peso rilevante ed una elevata rigidità strutturale. Al proposito è giusto ricordare che nel corso di questi anni, grazie alle nuove tecnologie nel campo dell'analisi strutturale ed a nuovi sistemi di lavorazione introdotti in azienda, parte dei componenti strutturali in composito utilizzati sui primi esemplari, sono stati sostituiti in produzione con componenti in lega. In questo modo, pur aumentando il peso complessivo, si sono risolti problemi di tenso-corrosione nelle zone di accoppiamento composito-lega evidenziati sui velivoli durante l'esercizio.

I profili dell'ala principale vennero studiati per Piaggio dal Prof. Gerard M. Gregorek della Ohio State University che in quel periodo collaborava già con la NASA per la progettazione per via analitica di profili laminari. A metà del 1980 erano disponibili diversi profili per l'ala anteriore e principale, suddivisi in due gruppi denominati rispettivamente "low risk profile" e "high risk profile"; dall'analisi risultava che i primi fornivano buona efficienza ed ampi margini di sicurezza mentre gli ultimi risultavano più critici ma con efficienza ancora più spinta. Fu utilizzata quella denominazione in particolare perchè si trattava di profili mai sperimentati in volo, frutto di analisi teorica a calcolatore.

Mazzoni che per questo progetto non volle mai scendere a compromessi riguardo l'efficienza aerodinamica, scelse la configurazione definita "ad alto rischio". Vennero effettuati numerosissimi test in galleria aerodinamica (sia a Finale che in Aermacchi) ed i profili vennero adattati alla configurazione del modello per esaltarne le caratteristiche; si lavorò a fondo anche sulla fusoliera ottenendo bassi valori di resistenza ed un effetto portante in corrispondenza dell'intersezione alare. Si condussero parallelamente test anche nella galleria aerodinamica della Wichita State University in Kansas e nel 1981 venne costruito un modello transonico di vibrazione in scala 1:7 del velivolo con cui si effettuarono test nella galleria transonica della Convair a San Diego, per poter studiare il comportamento in volo ad elevate velocità subsoniche, eseguire rilievi di pressione e visualizzazioni di flusso. Si testarono i profili alari in diverse configurazioni di volo ed a differenti numeri di Mach, i risultati confermavano una estesa laminarità sul profilo dell'ala principale. Le prove evidenziarono allo stesso tempo, problemi di formazione prematura di onde d'urto sulle gondole motore che furono rimodellate adattandole alla cosiddetta "Regola delle Aree", sviluppata dal prof. Whitcomb della NASA.

Si osservarono inoltre problemi di stabilità posteriore in alcune fasi dell'involuppo di volo, risolti a loro volta con un nuovo disegno delle pinne ventrali. Nel 1982, al termine di questa parte di test, risolti gli ultimi problemi emersi venne congelata la configurazione aerodinamica del velivolo.

L'anno successivo Piaggio si rivolse alla Gates Learjet Corporation, azienda americana leader nel settore della business aviation, per la costituzione di una "join venture" che portasse alla realizzazione di due prototipi e successivamente alla co-partecipazione nella produzione dei velivoli destinati alla vendita. In Piaggio la speranza consisteva nella possibilità di aumentare in modo cospicuo i volumi di vendita sul territorio americano, grazie all'apporto della rete distributiva Gates Learjet. Si pensava di avviare la produzione del velivolo sia a Wichita in Kansas, sia a Genova. Qualche anno più tardi, a causa di suoi problemi interni (costi eccessivi del velivolo Learjet 55), la Gates Learjet decise di uscire dal progetto, mantenendo però l'accordo che prevedeva di collaborare alla realizzazione dei due prototipi; in seguito il progetto tornò completamente nelle mani di Piaggio. Nel

1984 venne realizzato il modello aeroelastico (modello che simula oltre all'aerodinamica del velivolo anche la rigidità strutturale, la distribuzione delle masse e gli effetti giroscopici di motori e delle eliche) in scala 1:5.7, il quale venne successivamente testato nella galleria aeroelastica della Boeing a Seattle. Queste prove, rare in campo commerciale, avevano l'obiettivo di assicurare che l'innovativa configurazione del P.180 non presentasse problemi di instabilità aeroelastica (quali il *flutter*). Venne perciò determinata la frequenza naturale di vibrazione della macchina ed in galleria aeroelastica si svolsero prove critiche in proposito. I risultati furono soddisfacenti, la comparsa di problemi di instabilità si osservò a velocità ben maggiori rispetto a quelle raggiungibili dal velivolo. Conclusa questa ultima sessione, il quadro sui dati sperimentali preliminari risultava oramai completo.



Figura 1.8 Modello aeroelastico del P.180

Si passò all'analisi strutturale per il dimensionamento delle strutture primarie e secondarie del velivolo. Per la prima volta in azienda furono utilizzati software di calcolo basati sul metodo degli elementi finiti (NASTRAN). Dopo aver generato a calcolatore il modello FEM del velivolo, i dati sperimentali vennero introdotti all'interno del modello matematico e da esso si ottennero direttamente i carichi agenti sui singoli componenti strutturali come fasciami e longheroni alari, ordinate di lavoro longheroni longitudinali di cabina, ecc. Queste nuove tecnologie di progettazione permisero una maggior precisione e, soprattutto, una drastica riduzione dei tempi di analisi e dimensionamento. Poco tempo dopo si diede il via alla fase prototipale, con la collaborazione di Gates Learjet, che produsse le fusoliere dei primi due esemplari, mentre le parti in composito come la deriva furono realizzate dall'americana Sikorsky.



Figura 1.9 Prototipo 1001 in costruzione a Sestri Ponente

I due prototipi s/n 1001 e 1002 furono sottoposti a svariati test per ottenere la certificazione di “tipo” secondo le normative europee ed americane. La cellula s/n 1003 venne utilizzata per le prove a carico statico, mentre quella s/n 1005 venne sottoposta ai carichi di fatica. Vennero condotte prove a terra su impianti apparsi avionici e motori installati a bordo; contemporaneamente furono condotte prove statiche sui singoli componenti e sui sottoassiemi. Il 23 settembre del 1986 il P.180 prese ufficialmente il volo per la prima volta, accompagnato da un “chase plane” MB339 dell’Aeronautica Militare. Da allora seguirono cicli molto lunghi di test in volo, condotti dal “Reparto Sperimentale di Volo” in associazione con lo Sperimentale della Piaggio, per completare l’iter certificativo della macchina. Venne ampliato l’intero involucro di volo, con successo, furono condotte prove di *flutter* ed una lunga campagna di prove venne dedicata alla verifica, a fini certificativi, dell’impianto *anti-ice* progettato ed installato a bordo del P.180 dal costruttore.

Nei primi mesi del 1990 il P.180, battezzato “Avanti” (era stato indetto un concorso internazionale allo scopo di trovare un nome), ottenne la certificazione di tipo in Italia e poi, subito dopo, negli USA. Essa venne estesa a Canada, Germania, Francia, Spagna e Bulgaria, senza dover apportare modifiche al progetto, a testimonianza della grande sicurezza e capacità operativa del velivolo. Dopo la crisi economica degli anni ’90, che aveva colpito in modo irreversibile la Rinaldo Piaggio S.p.A., la proprietà passò all’attuale “Piaggio Aero Industries”, che ha continuato fin da allora a puntare sul P.180, che, nel 2005, è stato presentato sul mercato come modello “Avanti II”, una versione aggiornata

soprattutto nei sistemi avionici di guida e navigazione, con l'introduzione di nuovi apparati digitali per la navigazione e l'interfaccia macchina/pilota ed aggiornamenti strutturali che hanno portato alla sostituzione di parti realizzate tramite assemblaggio di un numero elevato di pezzi con parti realizzate tramite lavorazione di macchina a controllo numerico. Questo ha migliorato ulteriormente la sicurezza del prodotto ed ha permesso sensibili risparmi di tempo (e di costi) per la produzione.



Figura 1.10 P.180 Avanti II in volo in formazione sul Mar Ligure

Oggi, dopo quasi trent'anni dal primo volo del P.180 e circa dieci anni dall'uscita dell'Avanti II, l'Azienda si prepara alla presentazione sul mercato del modello "Avanti III" che incorporerà modifiche di sviluppo su cui essa ha lavorato in questi ultimi anni.

Capitolo 2 P.180: Impianto *Anti-Ice*

2.1 I velivoli ed il ghiaccio

Il ghiaccio rappresenta per l'aeroplano una seria minaccia durante il volo; infatti il suo accumulo sulle superfici del velivolo, in special modo su quelle alari, modifica la dinamica dei flussi arrivando a compromettere, di fatto, la capacità dell'ala di generare una adeguata forza di portanza ed incrementando drasticamente la forza resistente. L'accumulo di ghiaccio interessa in particolare tutte le superfici frontali esposte al flusso. Studi in galleria del vento hanno dimostrato che uno strato di ghiaccio di spessore e rugosità pari a quelle di un foglio di carta abrasiva, genera una diminuzione della portanza sino al 30% ed un aumento della resistenza sino al 40%.



Fig.2.1 Formazione di ghiaccio sulla superficie alare

La formazione di ghiaccio è un fenomeno meteorologico dovuto alla presenza in atmosfera di gocce d'acqua in stato di soprassaturazione. Queste gocce d'acqua, pur trovandosi a temperature inferiori al valore di solidificazione, rimangono liquide. Questo equilibrio instabile è permesso dalla tensione superficiale della pellicola d'acqua che avvolge le gocce; poiché la tensione superficiale è tanto maggiore quanto minore è il diametro della goccia, accade che gocce grosse possono rimanere in stato di soprassaturazione solo a temperature di poco inferiori allo zero, mentre gocce molto piccole (10-15 μm) possono trovarsi allo stato liquido anche a temperature di -30°C . L'equilibrio viene rotto quando le gocce soprassature urtano un corpo solido, al quale aderiscono in conseguenza della loro immediata solidificazione. Per questo motivo, come già detto in precedenza, le parti dell'aereo più soggette agli accumuli di ghiaccio sono quelle direttamente esposte al moto. Nel corso degli anni l'aviazione generale ha legato molto il contenimento del rischio di incidenti causati da ghiaccio al miglioramento continuo della previsione meteorologica.

Dall'esperienza si è osservato che la formazione di ghiaccio è altresì legata alle differenti tipologie delle formazioni nuvolose. Nubi stratiformi sono causa di problemi di formazione di ghiaccio sino a quote pari a circa 2500 metri, mentre formazioni di tipo cumuliforme, spesso accompagnate da forti correnti ascensionali, causano problemi di ghiaccio anche a quote molto maggiori, fino a 8000-9000 metri. Le possibilità di incontrare ghiaccio durante il volo, variano quindi con la quota di crociera. L'aviazione generale comprende categorie di aeromobili con caratteristiche tecniche ed operative molto differenti tra loro. I velivoli più leggeri, progettati per il volo a vista e non pressurizzati, volano generalmente a quote comprese tra 500 e 2000 metri, dove la probabilità di formazione di ghiaccio risulta maggiore. Vengono talvolta equipaggiati con impianti antighiaccio aventi caratteristiche di protezione minima e non sono di fatto in grado di affrontare il volo all'interno di formazioni nuvolose, cosicché, da regolamento, devono mantenere distanze minime di sicurezza da esse. I velivoli pressurizzati, progettati per il volo strumentale come quelli per la business aviation o per effettuare voli commerciali di linea operano a quote superiori, sino a 13000 metri). Questi velivoli possono andare incontro alla formazione di ghiaccio durante la salita in quota e, soprattutto durante i circuiti d'attesa prima di essere vettorati all'atterraggio. Per ottenere la certificazione di un nuovo velivolo di questa categoria, occorre quindi dimostrare la capacità della macchina di volare in presenza di ghiaccio senza subirne rilevanti effetti negativi.

2.2 Descrizione dell'impianto

Il P.180 è stato progettato per volare sino ad una quota di 12500 metri, con una quota di crociera media di circa 11000 metri. Durante la salita in quota ed in particolari condizioni meteorologiche anche a quote elevate, il velivolo può incontrare formazioni di ghiaccio. Oltre a tale condizione, si deve considerare anche la possibilità di dover effettuare "circuiti" di attesa (che si possono a volte protrarre per decine di minuti) a quote relativamente basse, in prossimità di aeroporti molto trafficati. Per questi motivi, ai fini certificativi, si è dovuto dimostrare che i sistemi con cui è stato equipaggiato il velivolo sono in grado di proteggerlo in modo efficace, senza penalizzare il corretto funzionamento di altri impianti di bordo.

Le zone protette tramite l'impianto antighiaccio sono:

- bordo d'entrata dell'ala anteriore;
- parabrezza della cabina piloti;
- bordo d'entrata dell'ala principale;
- bordo d'entrata della presa d'aria del cofano motore;
- bordo d'entrata della presa d'aria di raffreddamento dell'impianto olio motore;
- sonde per la rilevazione dei dati aria (sonde Pitot, porte statiche);
- porte statiche del sistema di controllo della pressurizzazione della cabina;

- sonda per la rilevazione dell'angolo di attacco (AOA: *Angle of Attack*):
- sonda per la rilevazione della temperatura totale dell'aria (TAT: *Total Air Temperature*) (solo su Avanti II).

Le pale delle eliche, installate in configurazione spingente, vengono investite dai gas di scarico del motore, lavorando quindi a temperature che scongiurano l'accumulo di ghiaccio e non necessitano per tale motivo di alcun sistema di protezione dedicato. Le prove certificative in volo hanno dimostrato che il bordo d'attacco della deriva, così come quello dello stabilizzatore orizzontale, non vengono influenzati nelle loro prestazioni in volo dalla presenza di ghiaccio e non necessitano quindi di protezione; per questo motivo essi ne sono sprovvisti.

L'impianto è in grado di rilevare in modo autonomo la formazione di accumuli di ghiaccio, ed il suo corretto funzionamento è monitorato da un'unità di controllo (*Monitor Box*) che ha il compito di segnalare al pilota sia la mancata attivazione di un sistema, sia il suo eventuale malfunzionamento. I piloti ricevono le informazioni sullo stato di funzionamento dei singoli sistemi direttamente attraverso gli schermi principali multifunzione (MFD), posti centralmente sulla plancia di comando.

Il sistema di rilevazione principale è costituito da una sonda posta nelle vicinanze del portello destro del vano carrello anteriore, sotto l'ala anteriore. La sonda è fornita di uno stelo metallico messa in vibrazione da un oscillatore interno. In caso di accumulo di ghiaccio, la frequenza di vibrazione dello stelo varia, ed arrivati ad un valore che segnala un accumulo di 0.5 mm di spessore, la sonda invia un segnale alla *Monitor Box* e contemporaneamente al segnalatore luminoso "ICE" del pannello *Master Warning* (MWN) in plancia di comando. Negli istanti successivi, un riscaldatore interno alla sonda si attiva, sciogliendo il ghiaccio accumulato e preparandola ad un nuovo ciclo di misura.



Fig.2.2 Sonda per il rilevamento della presenza di ghiaccio

I sistemi di protezione operanti sul velivolo possono essere di tipo: elettrico, elettromeccanico e pneumatico. Sono utilizzati dei riscaldatori elettrici per proteggere le seguenti parti:

- bordo d'attacco dell'ala anteriore;

- parabrezza della cabina piloti;
- sonde per rilevamento dei dati aria (sonde Pitot, porte statiche);
- porte statiche del sistema di controllo della pressurizzazione della cabina;
- sonde AOA e TAT.

All'interno di ciascuna semiala anteriore sono installati otto riscaldatori elettrici e cinque termostati che ne controllano il funzionamento, prevengono problemi di *overheat* (sovrariscaldamento) e forniscono l'informazione di impianto funzionante alla *Monitor Box*. Il parabrezza anteriore è invece dotato di sei riscaldatori elettrici affogati all'interno dello stesso, divisi in zone primarie e secondarie e con possibilità di funzionare alternativamente in modalità antiappannamento/antighiaccio (non per tutte le zone è prevista la doppia modalità di funzionamento). Questi elementi sono controllati attraverso sensori di temperatura e due *Controllers* elettronici, che forniscono anche la segnalazione di surriscaldamento. Lo stesso principio di funzionamento è stato adottato per ognuna delle sonde per il controllo dei dati ambientali e di navigazione, anch'esse dotate di riscaldatore e termostato interno.



Fig.2.3 Sonda Pitot e porta statica



Fig.2.4 Sonda AOA e sonda TAT

All'interno della presa d'aria principale della gondola motore è installato un sistema di separazione inerziale. Esso è costituito da due paratie mobili, associate ad un portello di scarico (*bypass door*), azionati da un attuatore elettromeccanico attraverso opportuni

leveraggi interconnessi. Una volta azionato il sistema, la geometria del condotto di aspirazione del motore varia, in modo tale da riuscire a separare la traiettoria dell'aria da quella delle particelle di acqua/ghiaccio, che vengono così espulse attraverso un'apposita apertura situata nella parte inferiore della gondola.

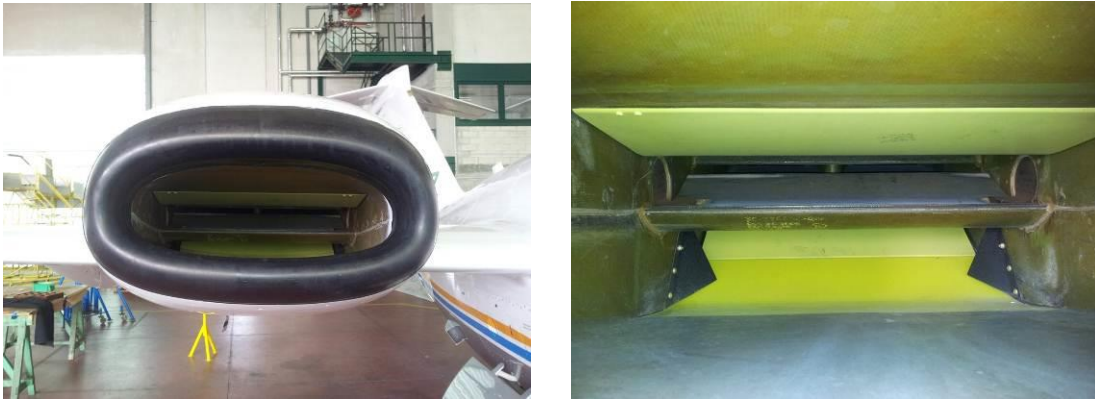


Fig.2.5 Presa d'aria motore e sistema interno di separazione inerziale

Un sistema pneumatico a spillamento d'aria dal motore è invece utilizzato per la protezione delle seguenti parti:

- bordo d'attacco dell'ala principale;
- bordo d'attacco della presa aria motore (*boot*);
- bordo d'attacco della presa d'aria di raffreddamento dell'impianto olio motore.

L'aria calda (*bleed air*) viene estratta dall'ultimo stadio del compressore, ad una temperatura di circa 260° C. L'aria viene incanalata su due linee di distribuzione (*manifold*) indipendenti tra loro, denominate: "*normal*" ed "*emergency*"; il compito dei *manifold* è di connettere funzionalmente i flussi d'aria provenienti dai due motori in modo tale da garantire il funzionamento dei sistemi anche in caso di avaria ad un propulsore. La linea *normal* alimenta l'impianto di controllo ambientale della cabina, che attua sia il suo condizionamento che la pressurizzazione mentre la linea *emergency* è dedicata, tra le altre cose, alla parte pneumatica dell'impianto antighiaccio. Ognuna delle tre utenze sopra citate, viene alimentata in maniera autonoma.

Sulla linea "*Boot*" è montata una "*pressure regulator valve*" che mantiene la pressione in uscita tra 1.1 e 1.3 bar. La valvola è dotata di sistema *relief* che scarica la pressione se si raggiungono valori compresi tra 1.3 e 1.5 bar. Proseguendo nel suo percorso, l'aria raggiunge la valvola "*distributor/vacuum*", la quale è collegata parallelamente ad una *Electronic Control Unit* (ECU) e ad un *Timer*, e provvede a gonfiare e sgonfiare (il primario ed il secondario dell'eiettore vengono invertiti a seconda della necessità di gonfiare le soles o di sgonfiarle) la camera d'aria (suola) in gomma montata sul labbro della presa d'aria principale del motore. Tra il distributore e la camera d'aria è installato un sensore di pressione che ne controlla il corretto funzionamento.

Ricevuto il segnale della presenza di ghiaccio, è possibile selezionare il sistema in modalità AUTO, in questo caso sarà gestito dall'ECU con cicli di gonfiaggio e sgonfiaggio commisurati alla velocità di accrescimento degli accumuli, da parte del rilevatore. In caso di malfunzionamento dell'ECU, si può utilizzare la modalità MANUAL ed in questo caso il sistema viene gestito dal *Timer* che provvede ad effettuare un ciclo immediato ed i successivi ad una distanza di 180 secondi.



Fig.2.6 Distributor/Vacuum valve e boot gonfiabile

Sul bordo della presa d'aria per l'*oil cooler*, è installato un sistema che riceve aria dalla linea dedicata, sulla quale è montata una *shut-off valve* ed un sensore di pressione per il controllo. L'aria viene successivamente scaricata all'interno della stessa gondola. Il flusso raggiunge la presa ad una temperatura di 150 – 180°C; il corretto funzionamento è monitorato attraverso un termostato che invia una segnalazione in plancia comando al raggiungimento degli 80°C.



Fig.2.7 Bordo d'attacco della presa d'aria *oil cooler* e della semiala principale

Il bordo d'attacco dell'ala principale è suddiviso in tre sezioni, per ogni semiala, dette "*inboard*", "*middle*" e "*outboard*"; tutte le sezioni sono interamente protette da un impianto di distribuzione di aria calda che utilizza un sistema detto "*piccolo tube*", (termine che definisce un distributore di forma cilindrica, sigillato ai suoi estremi e forato lungo il suo asse longitudinale) che, nel caso del P180, assume la geometria di un vero e

proprio profilo alare forato interno. L'aria immessa nel tubo, fuoriesce da tali fori e va a lambire la superficie interna del bordo, riscaldandola. Nel caso del P.180, il distributore è stato disegnato appositamente con lo scopo di massimizzare l'efficienza dello scambio termico e, allo stesso tempo, avere un peso contenuto. I particolari costruttivi del "piccolo tubo" verranno descritti più avanti.

L'aria in arrivo dall'*emergency manifold* passa attraverso una *shut-off valve* che ne regola il flusso; di seguito, sulla linea, è installato un sensore di temperatura, collegato all'unità di controllo, il quale segnala ai piloti che l'impianto è in funzione. Il flusso dalla *shut-off valve* giunge ad una "*ejector/mixing valve*", che provvede a mescolarla con aria esterna ed inviarla ai distributori. L'aria, dopo aver scambiato calore con i bordi d'attacco, viene rilasciata all'esterno del velivolo; quella proveniente dalle sezioni *inboard* e *middle* viene convogliata sulla gondola ed espulsa da un'apertura sulla parte inferiore di questa, mentre quella in arrivo dalla sezione *outboard* raggiunge una feritoia ricavata sulla parte inferiore dell'estremità alare e da lì viene scaricata. Anche questo sistema può essere gestito dai piloti in modalità AUTO e MANUAL. Nel primo caso la TCU (*Temperature Control Unit*) assume il controllo dell'impianto; tre sensori di temperatura sono installati, all'interno dei bordi e a diretto contatto con la superficie interna del fasciame; due di questi, T1 e T2, verificano il mantenimento della temperatura di esercizio, che in quei punti è prevista essere $45 \pm 5^\circ\text{C}$. Il terzo sensore, T3, si attiva fornendo un segnale "*overheat*" al pannello MWN quando la temperatura media supera i 90°C . La TCU agisce direttamente sulla *shut-off valve* parzializzando il flusso di aria calda in arrivo alla *mixing valve*. In caso di bisogno o malfunzionamento di T1, T2 o della TCU, è possibile utilizzare la modalità MANUAL: in questo caso è escluso il controllo da parte dei due sensori e dell'unità TCU, la *shut-off valve* viene aperta o chiusa su input diretto del pilota, mentre rimangono attivi il monitoraggio dell'*overheat* da parte di T3 e della temperatura di alimentazione da parte del termostato.

2.3 Cenni sul lavoro di certificazione dell'impianto (*main wing section*)

Il lavoro di progettazione, realizzazione e certificazione dell'impianto antighiaccio installato sul P.180, ebbe inizio nel 1983, in largo anticipo sul primo volo del velivolo e si concluse nel 1990, anno dell'ottenimento della certificazione al volo.

Si procedette facendo sempre riferimento ad alcuni paragrafi delle norme americane FAR (*Federal Aviation Regulation*) riguardanti i sistemi generali di bordo, la protezione da liquidi infiammabili ed altri dedicati in modo specifico ai sistemi antighiaccio. I due maggiori ostacoli tecnici furono rappresentati dalla limitata portata d'aria spillabile dal propulsore PT6A-66 e, dal punto di vista aerodinamico, dalla necessità di rispettare, nel modo più assoluto, la laminarità del profilo alare.



Fig.2.8 Bordo d'attacco sbarcato ed il suo distributore interno

Da qui la necessità di prevedere un'installazione, raramente utilizzata in ambito civile, nella quale il bordo d'attacco risultasse completamente integrato nel profilo alare.



Fig.2.9 Particolare del bordo d'attacco installato

Viste le limitate portate d'aria disponibili, venne posta particolare attenzione all'efficienza complessiva del sistema, allo scopo di massimizzare lo scambio termico sulla superficie del bordo, mantenendo un peso molto limitato dell'intera installazione. Si pensò quindi alla realizzazione di un impianto che utilizzasse un distributore del tipo a *piccolo tube*, disegnando però il condotto di scambio con la superficie interna del bordo, dal volume molto limitato e si scelse di realizzare le parti utilizzando esclusivamente leghe di alluminio (2024 e 6065). La calibrazione e l'analisi delle prestazioni vennero inizialmente condotte tramite metodi analitici, grazie all'aiuto di un codice di calcolo dedicato, sviluppato da Piaggio in linguaggio FORTRAN IV. In questo modo, partendo dai dati termodinamici di aria spillabile, forniti dal produttore del propulsore (PT6A-66 Pratt&Whitney of Canada), si giunse al dimensionamento preliminare dei condotti di alimentazione dei distributori. L'obiettivo era di fornire a questi ultimi, posti nelle tre sezioni del bordo d'attacco (*inboard, middle, outboard*), una quantità d'aria uniforme, minimizzando le perdite di temperatura e di portata. Venne realizzato e verificato in laboratorio un prototipo in scala 1:1 dell'impianto di distribuzione aria calda, allo scopo di validare ed affinare i valori dei parametri termodinamici ottenuti con le analisi software e tarare il sistema di monitoraggio dell'impianto, in modo tale da non raggiungere mai temperature critiche per i materiali. Durante l'analisi e le prove sperimentali vennero valutate varie configurazioni di volo con conseguenti variazioni nei valori del flusso di alimentazione (proporzionali al regime di lavoro dei propulsori). Dovette essere verificata

la capacità del sistema di funzionare in modo efficace anche in condizioni di volo critiche, con un solo propulsore in esercizio.

Successivamente, prendendo a riferimento l'appendice C della norma "FAR 25", la quale definisce l'inviluppo delle condizioni meteo complessive (quota, temperatura ambiente, diametro delle gocce e contenuto di acqua sopralfusa per unità di volume), vennero condotti studi e prove sperimentali per determinare le dinamiche di *run-back* del liquido sul profilo alare, da cui si ottennero le possibili forme degli accumuli di ghiaccio con sistema attivo; le forme furono poi riprodotte in poliuretano ed applicate al velivolo. Si svolsero numerosi test in volo, in cui venne gradualmente ricoperta l'intera lunghezza alare con le forme in poliuretano, allo scopo di verificare la sostenibilità, da parte della macchina, di tale distorsione geometrica del profilo e determinarne le perdite di prestazioni. Attraverso questi test, si poté anche verificare che gli impennaggi posteriori (deriva e stabilizzatore orizzontale) non necessitavano di protezione antighiaccio.

I dati ottenuti dalle prove sperimentali riguardanti il degrado delle prestazioni del velivolo e l'efficacia del suo impianto antighiaccio, risultarono soddisfacenti. Con riferimento alla sezione *main wing* dell'impianto, si è potuto verificare il sistema di distribuzione, che ha dimostrato la sua efficacia, essendo in grado di proteggere in modo rapido ed omogeneo l'intera superficie esterna del bordo d'attacco. Allo stesso tempo, il velivolo è risultato capace di sopportare la presenza di eventuali accumuli, senza compromettere la sicurezza del volo, in accordo con i regolamenti di aeronavigabilità.

2.4 Confronto con altri sistemi

Occorre innanzitutto fare delle precisazioni riguardo le differenti categorie di velivoli. Le norme FAR negli Stati Uniti e la *Part 21* del regolamento EASA (*European Aviation Safety Agency*), relative alla progettazione e realizzazione di aeromobili, definiscono le categorie certificative di appartenenza, suddivise in base al peso massimo al decollo della macchina ed alla destinazione operativa. Esistono quindi, per ogni categoria, linee guida che definiscono i requisiti minimi operativi dell'aeromobile e dei sistemi di bordo di cui lo stesso dovrà essere dotato. Ponendo l'attenzione sulla protezione delle superfici alari, un altro grande elemento distintivo è rappresentato dal tipo di propulsione adottata. Questo incide considerevolmente sulle caratteristiche di volo, quali le velocità raggiungibili e le quote di lavoro. I velivoli leggeri, equipaggiati con propulsori alternativi sovralimentati o ad aspirazione, e tra questi, in special modo, quelli appartenenti all'aviazione privata (*Sport Aviation*), operano generalmente, come detto in precedenza, sino a quote massime di 2000 metri (si ricorda che le zone più critiche per presenza di umidità allo stato sopralfuso non sono quelle alte) e con velocità (di crociera e massima), ampiamente subsoniche. Per questi velivoli la protezione anti-ghiaccio non viene richiesta in generale dai regolamenti aeronautici. Salendo invece di categoria, i turboelica (*turboprop*) sono generalmente progettati prevedendo profili alari non particolarmente critici in presenza di ghiaccio (l'eventuale accumulo di ghiaccio si localizza nell'intorno del bordo d'attacco e ha comunque l'effetto di aumentare leggermente la corda aerodinamica locale del profilo, pur disturbando la vena). Stante la non elevata disponibilità di portata d'aria estratta, dedicabile al sistema di protezione, spesso, su tali aeromobili, si opta per sistemi *de-ice* per la protezione dei bordi d'attacco delle superfici alari (principali e di coda). La differenza operativa tra un sistema *anti-ice* ed un sistema *de-ice*, sta nel fatto che quest'ultimo

prevede l'asportazione meccanica dell'accumulo di ghiaccio, una volta formatosi. Per questo scopo è usualmente utilizzato un sistema a "boot" gonfiabile, azionato tramite aria spillata dal propulsore.



Fig.2.10 Esempio di sistema "boot" in funzione

Questo sistema fu inventato e brevettato dalla BF Goodrich nel 1923 e da allora è stato usualmente installato su velivoli di piccole dimensioni (con utilizzi operativi vari) e su velivoli di linea di medie dimensioni.

Velivoli come il Beechcraft 1900 CD ed il King Air 200, dell'americana Hawker, sono in parte accostabili al P.180 (per tipo di propulsori utilizzati e capacità di carico); entrambi i modelli installano dei *boot* (suole) gonfiabili sul bordo d'attacco dell'ala principale e del piano di coda.



Fig.2.11 Beechcraft 1900 CD e King Air 200

Riguardo la sezione installata sull'ala principale, l'utilizzo dei *boot* in questo caso risulta possibile anche grazie al fatto che su questi velivoli, i propulsori sono posizionati sull'ala e le eliche sono installate in configurazione traente. Questo tipico schema progettuale scongiura l'urto tra le pale dell'elica ed i frammenti di ghiaccio, una volta rimossi dalla superficie alare, e diminuisce nel contempo la possibilità di ingestione accidentale dei frammenti da parte del propulsore.

In commercio, esistono modelli con propulsione *turboprop* di categoria superiore rispetto al P.180, come l'Embraer 120 (capacità max. 30 passeggeri), i modelli SAAB (340 e 2000), l'ATR 42 e l'ATR 72 (capacità max. 72 passeggeri); tutti utilizzano il sistema *de-icing* del tipo a *boot*, per la protezione dei bordi d'attacco delle superfici portanti, associato ad un sistema di protezione per le pale dell'elica. Per queste vengono però utilizzati *boot* in gomma, riscaldabili elettricamente, montati sul bordo d'attacco della pala, allo scopo di prevenire la formazione di ghiaccio.



Fig.2.12 Embraer 120 e ATR 72

Il *boot* gonfiabile, come del resto tutti i sistemi di tipo pneumatico, quando è in funzione crea una certa perdita di prestazioni da parte del propulsore. E' giusto però ricordare che tale sistema risulta molto efficace come *de-icer* e può essere utilizzato anche a terra durante le operazioni pre-volo; ha costi di progettazione, installazione e manutenzione relativamente limitati, risulta però molto sensibile agli urti con piccoli oggetti in volo e si degrada con il tempo e gli agenti esterni in quota (basse temperature, ozono, ecc.).

Anche sul mercato dei velivoli con propulsione a getto destinati al trasporto privato esistono modelli di gamma superiore al Piaggio equipaggiati con sistema a *boot*, come il Citation Bravo della Cessna ed i modelli Gulfstream G100 e G150. Su velivoli con caratteristiche e dimensioni superiori, e sui modelli destinati al volo di linea, come quelli prodotti da Boeing ed Airbus, è invece utilizzato un sistema *anti-ice* con distribuzione diretta dell'aria all'interno del bordo. Molto spesso su questi velivoli, lo stesso sistema è utilizzato anche per la protezione della presa d'aria principale dei cofani motore.



Fig.2.13 Gulfstream G450 con bordi d'attacco in acciaio

Il sistema a distribuzione diretta dell'aria rappresenta una valida alternativa quando occorre ottenere un effetto preventivo alla formazione del ghiaccio. Tipicamente viene utilizzato un distributore del tipo "*piccolo tube*", costituito da un vero e proprio tubo, installato

all'interno del bordo e dotato di fori allineati in senso longitudinale, dai quali il flusso di aria calda fuoriesce, lambendo la superficie interna della *skin*. Frequentemente questo tipo di configurazione progettuale prevede l'installazione del tubo in una porzione semichiusa del bordo; il tubo è sostenuto tramite punti di vincolo ottenuti sulla centinatura del bordo stesso. Per la realizzazione delle parti del distributore, come del resto per la realizzazione dei bordi, vengono usualmente utilizzati acciai inossidabili di tipo austenitico serie 400, materiali che, se confrontati con le leghe di alluminio (es. serie 2000 o serie 6000), risultano avere un peso maggiore ma caratteristiche meccaniche di resistenza statica ed a fatica decisamente superiori.

Il sistema risulta, complessivamente, molto efficace ed affidabile; occorre però puntualizzare che tali installazioni, come detto in precedenza, sono tipiche su aeromobili turbogetto con peso e potenze propulsive, del tutto superiori a quelle di un *turboprop* come il P.180. Grazie infatti alla grande disponibilità d'aria calda, spillabile dal propulsore turbogetto, anche una efficienza non molto elevata risulta comunque accettabile.

In ultima analisi, le maggiori differenze progettuali, tra le più conosciute installazioni su velivoli *jet* e quella presente sul Piaggio, sono da attribuire alle diverse portate di flusso in gioco ed ai differenti materiali utilizzati per la realizzazione delle parti. La soluzione utilizzata sul P.180 risulta progettualmente più sofisticata, ma notevolmente più critica in termini strutturali.

La scelta di un sistema *anti-ice a bleed*, sul P.180 è risultata una "sfida" progettuale, vista la scarsa disponibilità di portata estraibile dai due propulsori, ma, comunque, essa si è rivelata ampiamente sufficiente a garantire la protezione dei bordi di entrata alari, sia in condizioni normali (bimotore) che in emergenza (monomotore).

Capitolo 3 Descrizione del problema

3.1 Concetti cardine nel campo della manutenzione aeronautica

In campo aeronautico il concetto di manutenzione preventiva è, per ovvi motivi, applicato in maniera estremamente rigorosa; le autorità di sorveglianza effettuano *audits* periodici sulle ditte di manutenzione, verificando che gli addetti non solo seguano ricorrenti corsi di aggiornamento, ma possano dimostrare di eseguire con continuità le operazioni per le quali sono stati certificati. Per mantenere sempre ai massimi livelli di sicurezza i velivoli, le normative prevedono che essi vengano sottoposti, oltre alle normali operazioni di *service*, anche ad ispezioni programmate. Le ispezioni devono essere effettuate in funzione delle ore di volo della macchina o del tempo trascorso dalla data di immatricolazione. Il livello di invasività dei controlli cresce con l'aumentare delle ore di servizio e con l'età del velivolo. Come già detto, le aziende che operano in campo manutentivo devono essere certificate dall'ente di controllo e dalla casa costruttrice per poter operare e riammettere in servizio un determinato modello di aeromobile. Questo si applica anche ai singoli tecnici, i quali devono possedere specifiche abilitazioni personali, rilasciate dall'ente di aeronavigabilità, nonché di attestati di partecipazione ai corsi-macchina ottenuti dalla casa costruttrice e ratificati a loro volta dalle autorità, prima di poter fisicamente operare sulla macchina.

Le norme prevedono inoltre che, durante le operazioni di *service* e nel corso delle ispezioni, qualora si riscontri un qualsiasi problema sulla macchina, il tecnico addetto all'ispezione debba segnalare l'inconveniente tramite la compilazione di un modulo di non conformità, chiamato, nello specifico della realtà Piaggio, "*Failure Report*", documento nel quale egli è tenuto a documentare e descrivere la problematica insorta. Le linee aeree definiscono tale modulo "*MAREP*", dall'acronimo "*MAintenance REPort*". Qualora l'evento si verifichi durante le fasi in cui il velivolo è pilotato, un simile modulo viene compilato dai piloti, e in tal caso viene definito (sempre per la consuetudine delle linee aeree) "*PIREP*", dall'acronimo di "*PIlot REPort*", venendo poi trascritto sul cosiddetto "QTB" o "Quaderno Tecnico di Bordo" (*Airplane Logbook*). In ogni caso, il *Failure Report* deve essere immediatamente inviato all'assistenza della casa costruttrice, la quale provvede all'analisi della problematica, in collaborazione con gli enti tecnici aziendali preposti (Ufficio di Progettazione, Qualità, Ufficio Aeronavigabilità). Quest'ultimo provvede ad informare l'autorità di sorveglianza nel caso si tratti di un evento significativo, o quando sia stata comunque messa in pericolo l'integrità del velivolo e l'incolumità dei passeggeri.

Il costruttore è tenuto a rispondere tempestivamente alle segnalazioni, fornendo informazioni e supporto per giungere rapidamente all'individuazione delle cause e porre in atto le necessarie azioni correttive. Il modulo *Failure Report* riguardante l'evento, viene in ogni caso archiviato divenendo parte di un *database* continuamente implementato dall'azienda, in grado con il tempo, di fornire spunti utili per analisi statistiche, per modifiche al progetto o alle tecniche di costruzione e collaudo, per migliorare, con i fornitori dei componenti, l'affidabilità dei loro prodotti o per migliorare lo stesso programma di manutenzione. Questo flusso risulta uno strumento fondamentale per il

monitoraggio dello stato della flotta e per il continuo miglioramento dell'affidabilità della macchina, nonché per il mantenimento del livello di sicurezza prescritto dalle autorità e implicito nel Certificato di Tipo dell'Aeromobile.

Nel caso del P.180, le prescrizioni manutentive impongono, fra le altre cose, un'ispezione molto approfondita di tutta la macchina al raggiungimento delle 3600 ore di volo (che costituisce la fine di ogni ciclo manutentivo). Nel corso di tale ispezione, sono previsti controlli strutturali e verifiche approfondite degli impianti. In questa occasione i bordi d'attacco dell'ala principale vengono rimossi, per effettuare un controllo visivo sulla parte esterna del distributore d'aria ed un controllo con endoscopio del suo condotto interno.

Durante questi anni, attraverso l'analisi dei *failure reports* che hanno interessato l'impianto antighiaccio, è emerso chiaramente il ripetersi di anomalie strutturali riguardanti i distributori d'aria; spesso, infatti, sono state riscontrate rotture sia nella parte frontale che su quella posteriore.

3.2 Descrizione delle *failures* sopravvenute durante il servizio

L'assieme che costituisce ogni sezione del bordo d'attacco (*inboard*, *middle*, *outboard*) è formato da parti in lega d'alluminio ricavate tramite lavorazioni di formatura e piegatura, ed assemblate tra loro mediante rivetti ribattuti; a tale proposito, le uniche parti saldate dell'assieme sono i due tappi in lega, posti sulle estremità laterali del condotto di distribuzione. La sezione *inboard* è differente per lunghezza (circa 635 mm) dalle altre due sezioni, le quali hanno lunghezze (sezione *middle* 2100 mm, sezione *outboard* 2177 mm) molto vicine tra loro ed uguale numero di componenti. In entrambi i casi l'assieme è composto da:

- bordo d'attacco (B1);
- lamiera anteriore del condotto di distribuzione (L2);
- lamiera posteriore del condotto di distribuzione (L3);
- tappi laterali del condotto di distribuzione (T4 e T5);
- flangia di accoppiamento (F6);
- raccordo di ingresso dell'aria (R7);
- centine strutturali di forma del bordo d'attacco (C8 ... C19).

Si è scelto di attribuire a tutti questi componenti un riferimento identificativo, con l'obiettivo di facilitarne la localizzazione nel corso delle prossime descrizioni ed associare ad essi le zone riguardanti le problematiche in osservazione. Qui di seguito è riportato, uno schema "esploso", in Fig.3.1, delle parti costituenti la sezione *middle* del bordo d'attacco. Si fa notare che lo schema costruttivo della sezione *outboard* è del tutto simile a quello rappresentato e, per questo motivo, proseguendo, utilizzeremo gli stessi riferimenti per entrambe le sezioni di bordo d'attacco.

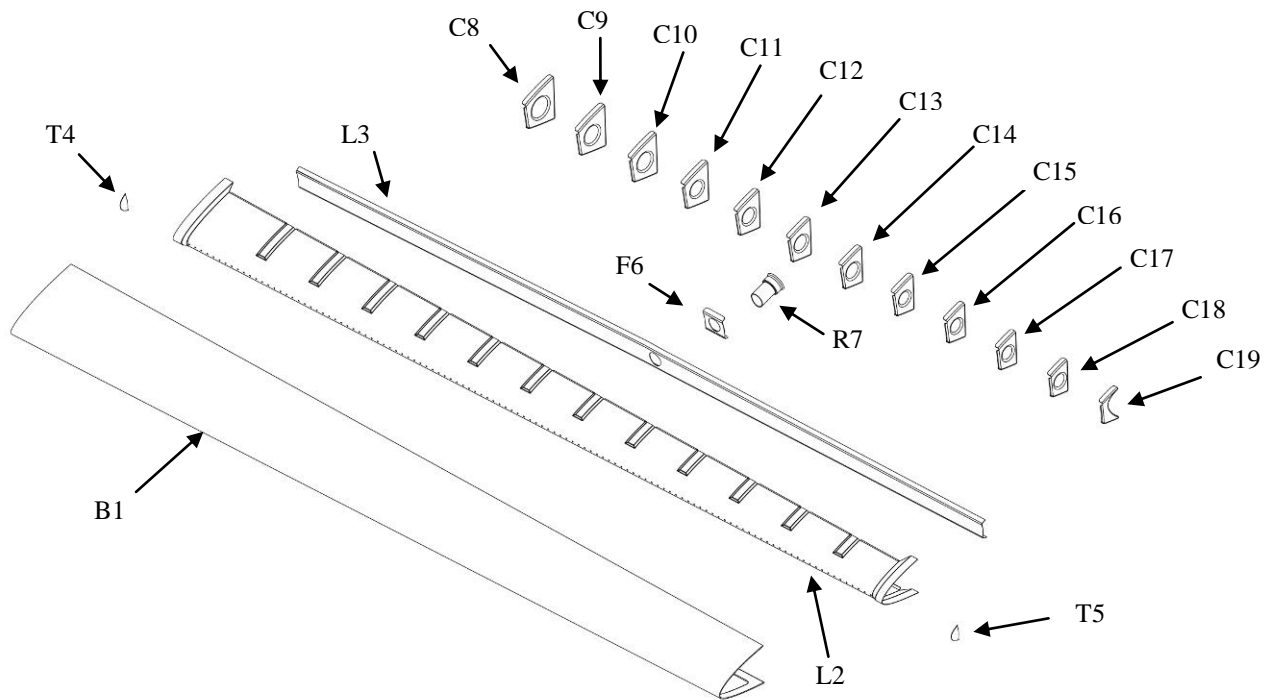


Fig. 3.1 Esploso dell'assieme

Di seguito presentiamo alcuni esempi, estratti dai *Failure Reports* redatti nel corso di questi ultimi anni di servizio del P.180, che documentano le anomalie riscontrate sul condotto di distribuzione.

Nell'ottobre del 2009, durante un'ispezione sul velivolo s/n (*serial number*) 1049, sono state osservate delle cricche sui componenti L2 ed L3. La zona interessata dalle cricche relative a L2 è in prossimità del tappo T4, mentre per la rottura riguardante L3, risulta localizzata nella zona subito al fianco della centina C14.

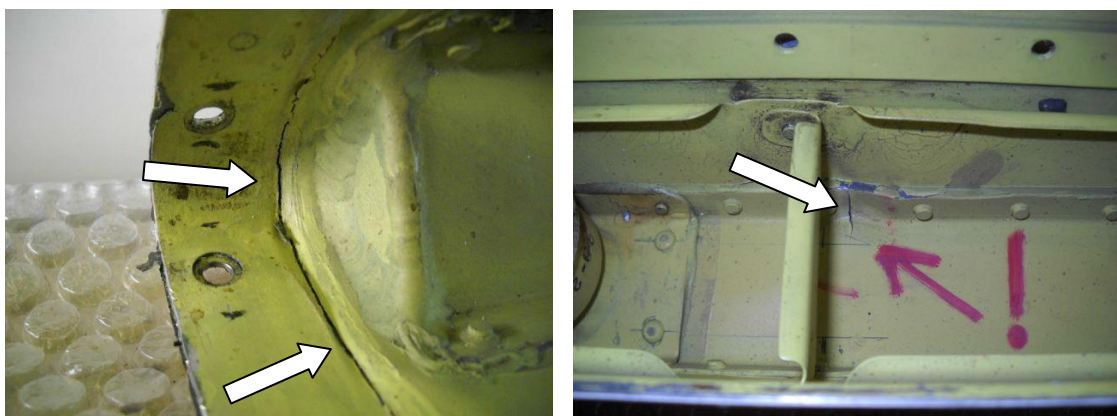


Fig. 3.2 Sezione *middle*, semiala destra (s/n 1049)

La prima immagine di Fig.3.2 mostra una rottura molto estesa che corre lungo una doppia piegatura presente sul lamiera L2, con il punto di vincolo sull'ala, mentre nella seconda è

interessante notare l'ampia deformazione osservabile intorno alla zona di rottura, sia di L3 che di L2.

La Fig.3.3 mostra rotture rilevate sul distributore del velivolo s/n 1051, durante un'ispezione effettuata nell'agosto del 2010.

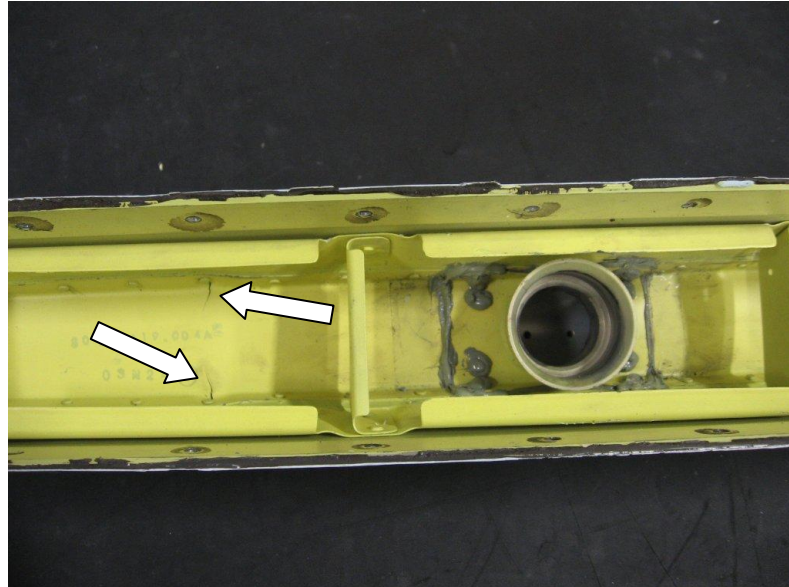


Fig. 3.3 Sezione *outboard*, semiala sinistra (s/n 1051)

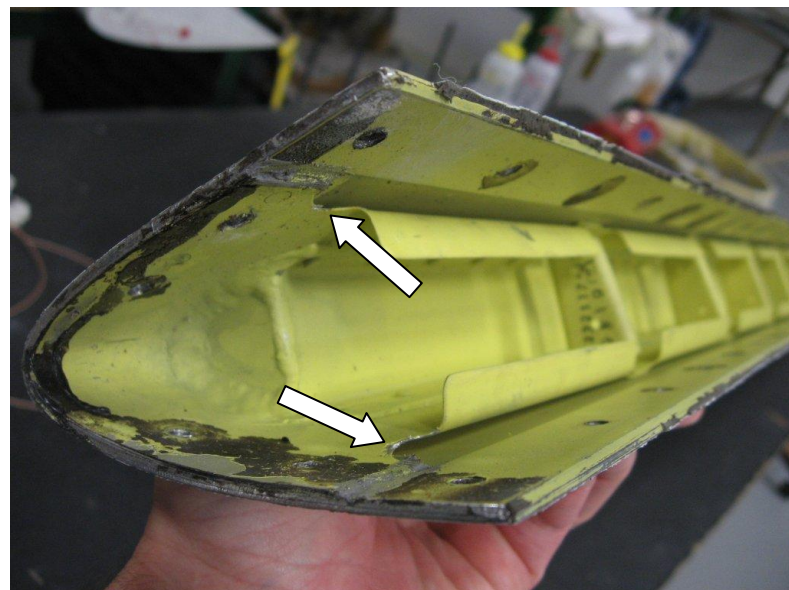


Fig. 3.4 Sezione *outboard*, semiala sinistra (s/n 1051)

In questo caso le rotture evidenziate nella Fig. 3.3 e riguardanti L3, risultano simili ad alcune viste nelle immagini precedenti, relative al velivolo s/n 1049. Questa volta però le cricche sono partite in corrispondenza della chiodatura che vincola L2 ad L3 in zona prossima a C13. La Fig. 3.4 mostra invece principi di rottura, osservati su L2 nella zona

all'altezza di T5; nel caso in questione le zone di interesse sono quelle subito a ridosso della curva di raccordo con il punto di vincolo del bordo, sul cassone alare.

Nel febbraio del 2011 il velivolo s/n 1079 è stato sottoposto ad ispezione completa, durante la quale sono emersi problemi relativi all'impianto di distribuzione dell'aria, documentati dalle immagini seguenti di Fig.3.5:



Fig.3.5 Sezione *middle*, semiala sinistra (s/n 1079)

Queste immagini, riferite allo stesso evento, mostrano la completa frattura di L3, e cricche evidenti anche sulla parte adiacente di L2. La zona interessata dal danno è in corrispondenza di C14. Come in altri casi osservati in precedenza, la rottura è avvenuta immediatamente a ridosso di una centina e comunque a breve distanza da F6 ed R7, nella zona di ingresso dell'aria.

Il caso seguente, di Fig. 3.6, si riferisce al velivolo s/n 1006, ispezionato nel maggio del 2011.

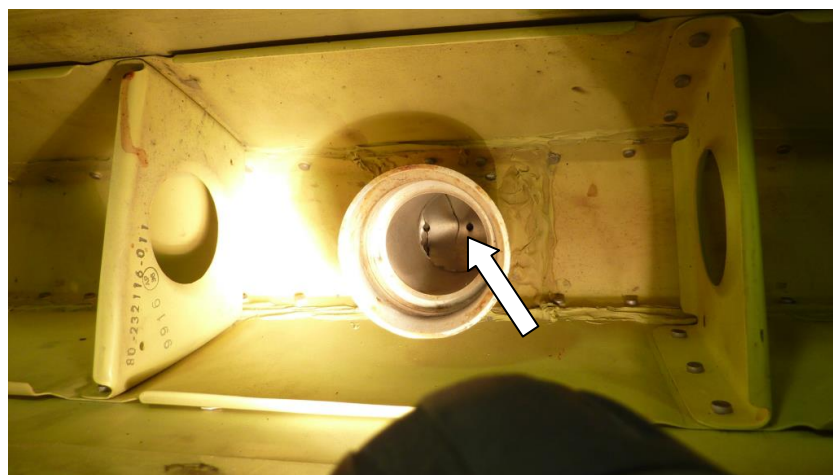


Fig.3.6 Sezione *middle*, semiala destra (s/n 1006)

In quest'occasione la frattura si è verificata nella parte frontale di L2, in corrispondenza dei fori di deflusso dell'aria dal distributore verso il canale di scambio con la superficie interna

del bordo d'attacco; la zona colpita è immediatamente di fronte a F6, zona di ingresso del flusso. Nella zona di rottura è visibile anche una certa deformazione della lamiera L2. Come ultimo esempio, prendiamo in considerazione i risultati dell'ispezione effettuata sul velivolo s/n 1048 nel marzo del 2012, le seguenti immagini (da Fig.3.7 a Fig.3.11) documentano le anomalie rilevate sui distributori d'aria installati sul velivolo.

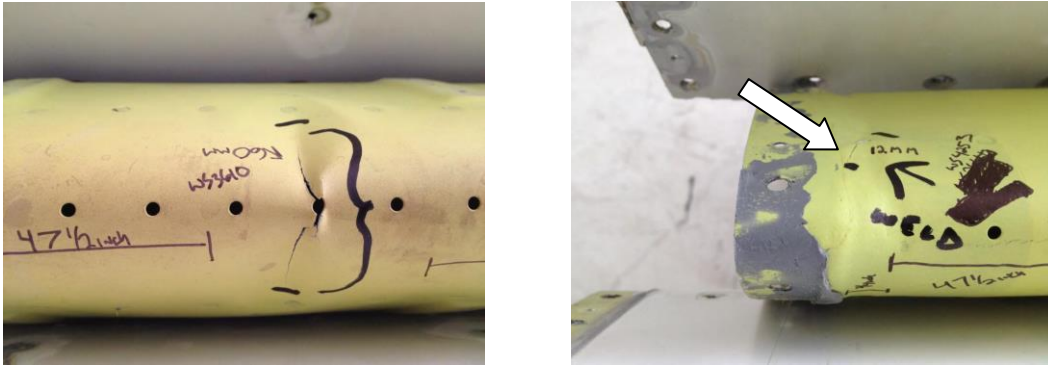


Fig.3.7 Sezione middle, semiala sinistra (s/n 1048)

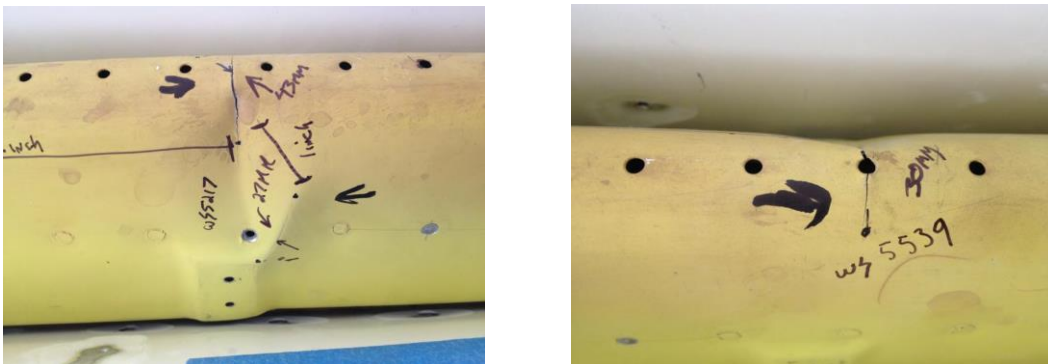


Fig.3.8 Sezione outboard, semiala sinistra (s/n 1048)

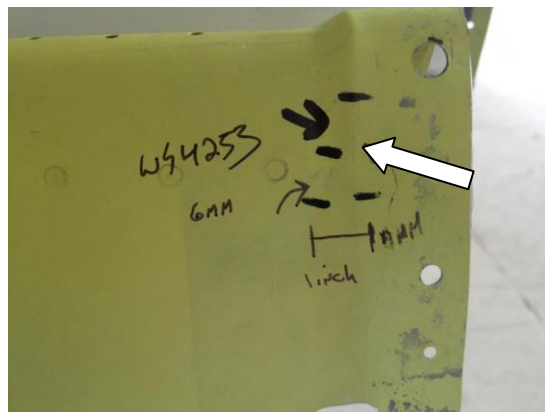


Fig.3.9 Sezione middle, semiala destra (s/n 1048)



Fig.3.10 Sezione *outboard*, semiala destra (s/n 1048)

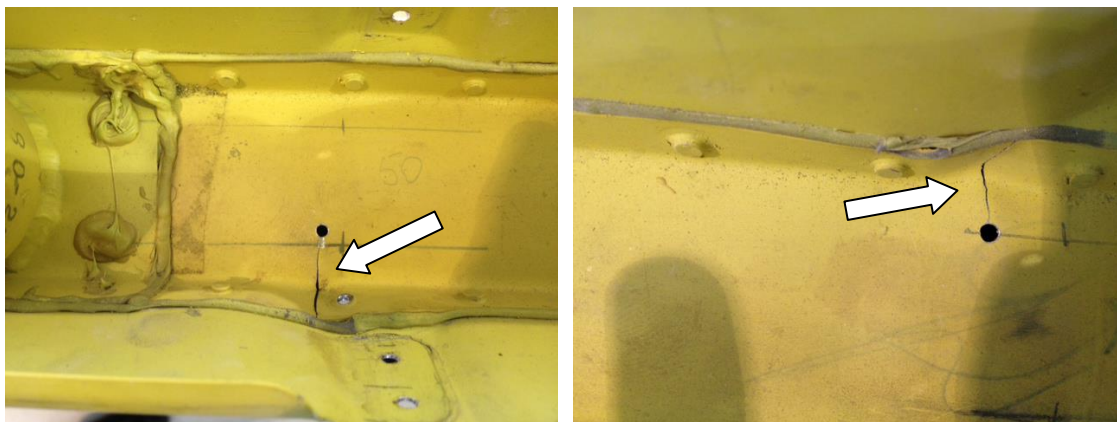


Fig.3.11 Sezione *outboard*, semiala destra (s/n 1048)

In quest'occasione le rotture hanno interessato le sezioni *middle* e *outboard*, su entrambe le semiali. Sull'assieme *middle* sinistro il danno ha coinvolto la parte anteriore di L2 nella zona all'altezza di C14 e la parte laterale nella zona accanto a T5; le cricche presenti sulla sezione *outboard* hanno invece colpito la parte anteriore di L2 (fori di deflusso), in corrispondenza di C12 e C14. Spostandoci sulla semiala destra, la sezione *middle* ha riportato danni su L2, nella zona di piegatura prossima a T5, mentre sulla sezione *outboard* sono state osservate numerose cricche in vari settori dell'assieme: sulla zona di piegatura laterale di L2 sul lato di T4 e sulla parte anteriore in corrispondenza di uno dei fori di efflusso, all'altezza di C14. Le due immagini di Fig.3.12 mostrano cricche sulla lamiera L3 in prossimità di C13 e C14. L'entità dei danni riscontrati sui distributori d'aria del velivolo s/n 1048, è stata tale da costringere alla sostituzione completa di tutti i quattro condotti di distribuzione (*middle* e *outboard*, semiala sinistra e semiala destra).

3.3 Considerazioni preliminari sulle cause delle *failures*

E' utile da prima osservare che, nei *Failure Reports* presi in considerazione, non sono citati danni alla sezione *inboard* del sistema antighiaccio dell'ala principale; per questo motivo essa non verrà presa in considerazione durante le prossime analisi. Nelle sezioni *middle* e *outboard* le segnalazioni di danni, riscontrati durante le verifiche, sono viceversa cresciute negli ultimi anni, imponendo alcune riflessioni tecniche a riguardo.

Da una prima osservazione dei dati estratti dai *Failure Reports*, si è osservata una costante ripetitività nella localizzazione delle zone interessate dagli eventi e nelle tipologie di danno che le hanno riguardate. Tra i componenti maggiormente colpiti dalle rotture, la lamiera frontale del condotto L2 e quella posteriore L3 risultano essere le parti strutturalmente più critiche dell'assieme. La fascia frontale di L2, in corrispondenza dei fori di deflusso dell'aria verso il condotto di scambio, è stata spesso interessata da rotture soprattutto nell'area che va da C12 a C16, così come le sezioni esterne in vicinanza di T4 e T5 e sulla curva subito adiacente. Sempre nell'area tra C12 e C16 sono state spesso riscontrate cricche su L3, con un punto di innesco localizzato sugli apici verticali della lamiera, nella zona di vincolo con la lamiera frontale L2. Queste zone risultano dunque le più colpite da questo genere di evento.

Durante le fasi di salita in quota e quelle di discesa, l'impianto antighiaccio viene sovente attivato, sottoponendo la struttura del distributore a dei cicli termici; questa prima sollecitazione va sommata al lavoro di flessione a cui è sottoposta l'ala durante il volo e di conseguenza a cui viene sottoposto il distributore, integralmente vincolato ad essa.

Per ottenere un assieme dal peso limitato, le lamiere L2 ed L3 vengono realizzate utilizzando lega di alluminio del tipo 6061T62 di spessore 0.6 mm. Il distributore una volta assiemato (L2+L3+T4+T5+F6+R7), viene vincolato, insieme alle centine di forma, al bordo d'attacco attraverso chiodatura. In prima analisi, soprattutto l'elevato numero di vincoli tra il distributore ed il resto della struttura gioca un ruolo determinante nella generazione di tensioni all'interno del materiale, il quale non è libero di deformarsi elasticamente, sotto l'azione delle variazioni di temperatura. I punti di vincolo sulle centine rappresentano, così come le piegature presenti su L2 ed L3 e le saldature dei tappi di chiusura del distributore, punti di notevole irrigidimento della struttura, con la conseguente formazione nelle loro immediate vicinanze, di aree maggiormente sensibili agli sforzi. In questo quadro è lecito ipotizzare che le rotture siano sopravvenute a seguito di cicli di fatica a cui è stato sottoposto il materiale. Le cause di questo genere di sollecitazione, sono con tutta probabilità da attribuire alla contemporanea applicazione di cicli termici, dovuti all'utilizzo dell'impianto antighiaccio, ed al lavoro di flessione continuo, cui le sezioni di bordo sono sottoposte durante le fasi operative del velivolo. Per poter verificare queste ipotesi preliminari, occorre in ogni caso procedere con un'analisi statica dell'intera struttura, per valutare analiticamente l'entità delle tensioni presenti in esercizio, successivamente sarà possibile avanzare considerazioni più accurate sul lavoro di fatica a cui è sottoposto l'assieme.

3.4 Presupposti e obiettivi dello studio di modifica dell'impianto

L'analisi svolta sulla problematica descritta, nasce nell'ambito dell'ingegneria di supporto al prodotto di Piaggio Aero. Questo studio è da considerarsi un'analisi tecnica preliminare, che parte dall'esame della documentazione sopra riportata e dalla raccolta di dati estratti da alcuni *reports* tecnici redatti in fase di progettazione e certificazione del velivolo, in particolare dell'impianto antighiaccio. In quelle fasi l'attenzione fu focalizzata sull'efficienza dello scambio termico dell'impianto e, in assenza di dati di servizio sul lungo periodo, non vennero presi in considerazione questi aspetti strutturali. Durante il corso degli anni l'azienda non ha ritenuto necessario implementare l'analisi termodinamica, già svolta in passato, attraverso la costruzione di modelli software per l'analisi dello scambio termico, di questa zona del velivolo.

Il primo obiettivo è quindi quello di ottenere, attraverso una semplice elaborazione delle dinamiche di scambio termico all'interno dell'assieme, uno spettro dei campi di temperatura, benchè approssimato, cui vengono sottoposte le parti dell'impianto durante l'utilizzo. I dati ottenuti da questo primo esame verranno successivamente inseriti in un modello ad elementi finiti dell'assieme, modello elaborato appositamente, per mezzo del quale sarà possibile ricostruire le dinamiche strutturali delle sezioni in osservazione ed ottenere dati sul loro stato di sollecitazione. Dopo essere stata verificata la sensibilità del modello, questo potrà successivamente essere utilizzato allo scopo di predire le possibili risposte della struttura a determinati cambiamenti strutturali.

In questo modo, dopo opportune considerazioni tecniche, potranno essere valutate possibili modifiche apportabili agli assiami, in termini di cicli di costruzione ed installazione delle parti che li compongono. Occorrerà considerare come ulteriore vincolo progettuale la richiesta, da parte dell'azienda, di evitare la ricostruzione delle attrezzature per la realizzazione delle parti, per motivi di *budget*. Pertanto, come consueto per le modifiche in esercizio, sarà opportuno effettuare un'attenta valutazione delle implicazioni industriali, in termini di costi e tempi di attuazione della modifica degli assiami, in modo da rendere il lavoro svolto uno strumento il più possibile completo da sottoporre ad una futura valutazione da parte degli organi aziendali preposti. L'obiettivo finale è quello di ottenere, per la proposta di modifica elaborata, un parere tecnico positivo da parte del Capo Progetto e degli specialisti strutturali, e dimostrare quindi la convenienza dell'investimento in termini di maggiore durata delle parti e riduzione dei costi di manutenzione. Naturalmente, la modifica dovrà essere resa applicabile in *retrofit*, con adattamenti nulli o minimi, sui velivoli già in servizio.

Capitolo 4 Analisi

4.1 Raccolta ed elaborazione dei dati di progetto

Per condurre la prima parte dell'analisi, sono stati utilizzati dati, estratti dai *reports* di certificazione dell'impianto. I *reports* contengono risultati sperimentali ottenuti tramite misurazioni effettuate durante i *tests* in volo. A quell'epoca le prove furono mirate a dimostrare (come richiesto dai requisiti di certificazione) l'efficacia del sistema, e a validare i codici di calcolo utilizzati per calcolare lo scambio termico ed il rateo di accrescimento del ghiaccio. Gli stessi codici sarebbero poi stati utilizzati per determinare gli accrescimenti nelle condizioni ambientali più sfavorevoli, originando una serie di "forme di accrescimento" che, replicate con schiuma poliuretanic, sarebbero poi state applicate sui profili portanti per verificare la capacità del velivolo di operare in modo sicuro in tali condizioni. All'interno dei *reports* sono altresì documentate prove in differenti configurazioni di volo, durante le quali sono comunque, state effettuate delle misurazioni di temperatura delle superfici interne dei bordi in corrispondenza di parametri motore, rilevati tramite telemetria. Le misurazioni vennero effettuate attraverso delle termocoppie installate nelle tre sezioni di bordo. Si scelse di monitorare, per ogni assieme (*inboard*, *middle*, *outboard*), una stazione alare prestabilita, vennero distribuite otto termocoppie lungo il perimetro interno del bordo d'attacco ed una lungo il canale di scarico dell'aria. Dai test si ottennero delle "istantanee" della situazione a bordo, nei vari assetti e condizioni climatiche.

Nel report Piaggio Aero n. 5241 sono contenute alcune immagini che documentano le posizioni delle 8 termocoppie installate all'interno della *skin* del bordo d'entrata, in corrispondenza della stazione n° 3947 (che di seguito coinciderà per noi con la sez. B-B).

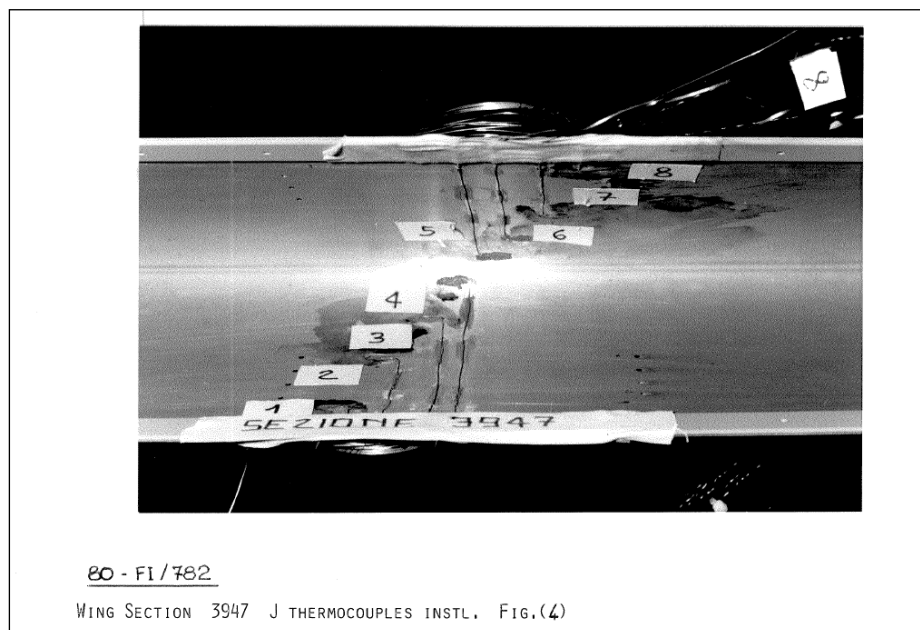


Fig.4.1 Fotografia delle termocoppie installate (report n° 5241)

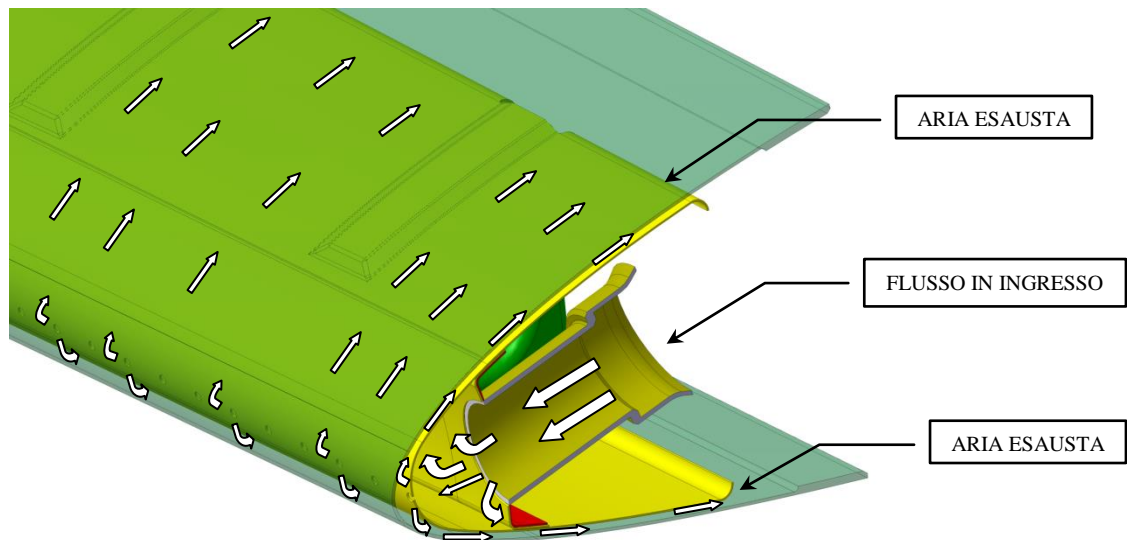


Fig.4.2 Schematizzazione dei flussi all'interno dei condotti

Nel nostro caso, l'obiettivo è stato quello di valutare le situazioni più critiche per i distributori dal punto di vista strutturale, ossia quando la portata e la temperatura del flusso a loro erogato dai propulsori, è pressoché la massima possibile. I dati considerati sono relativi a prove effettuate nel giugno del 1990, con le seguenti condizioni operative:

- Volo in assetto di salita (140 nodi di velocità e circa 600 HP di potenza motore): si è imposta una potenza motore abbastanza elevata in modo da ottenere temperature dell'aria di spillamento sufficientemente elevate;
- quota di riferimento della misurazione: 12000 ft (~3650 m);
- temperatura esterna $\approx -4^{\circ}\text{C}$ (temperatura totale $\approx 0^{\circ}\text{C}$);
- velivolo in uscita dalla nube;
- valvola *shutoff* completamente aperta (piena portata dallo spillamento motore)

Le portate disponibili e le perdite di carico lungo la linea di alimentazione sono state stimate sulla base dei dati registrati a bordo e sul prototipo in laboratorio. La dispersione termica lungo la tubazione di alimentazione nonché lungo il condotto di distribuzione ed all'interno del condotto di scambio con il bordo, è stata valutata mediante le relazioni relative allo scambio termico per convezione naturale all'esterno di tubi e per convezione forzata (laminare e turbolenta) all'interno dei tubi. I valori di temperatura della superficie interna del bordo d'entrata e del condotto di scarico dell'impianto considerati, sono quelli misurati durante le prove di certificazione. I valori termodinamici dell'aria in uscita dal propulsore sono, in tali condizioni:

- temperatura: 272°C ;
- pressione: 4.88 bar;
- portata: 0.1089 kg/s;

Partendo da questi dati si è cercato innanzitutto di definire il valore di temperatura e portata d'aria sul raccordo all'ingresso del condotto di distribuzione all'interno dell'ala, per poi procedere con un'analisi di scambio termico fra condotto e ambiente circostante.

La Fig. 4.3 mostra in vista isometrica lo sviluppo delle tubazioni dal punto di spillamento sul propulsore, sino al distributore interno al bordo d'attacco dell'ala ed al punto di scarico dell'aria esausta, posto sulla gondola motore.

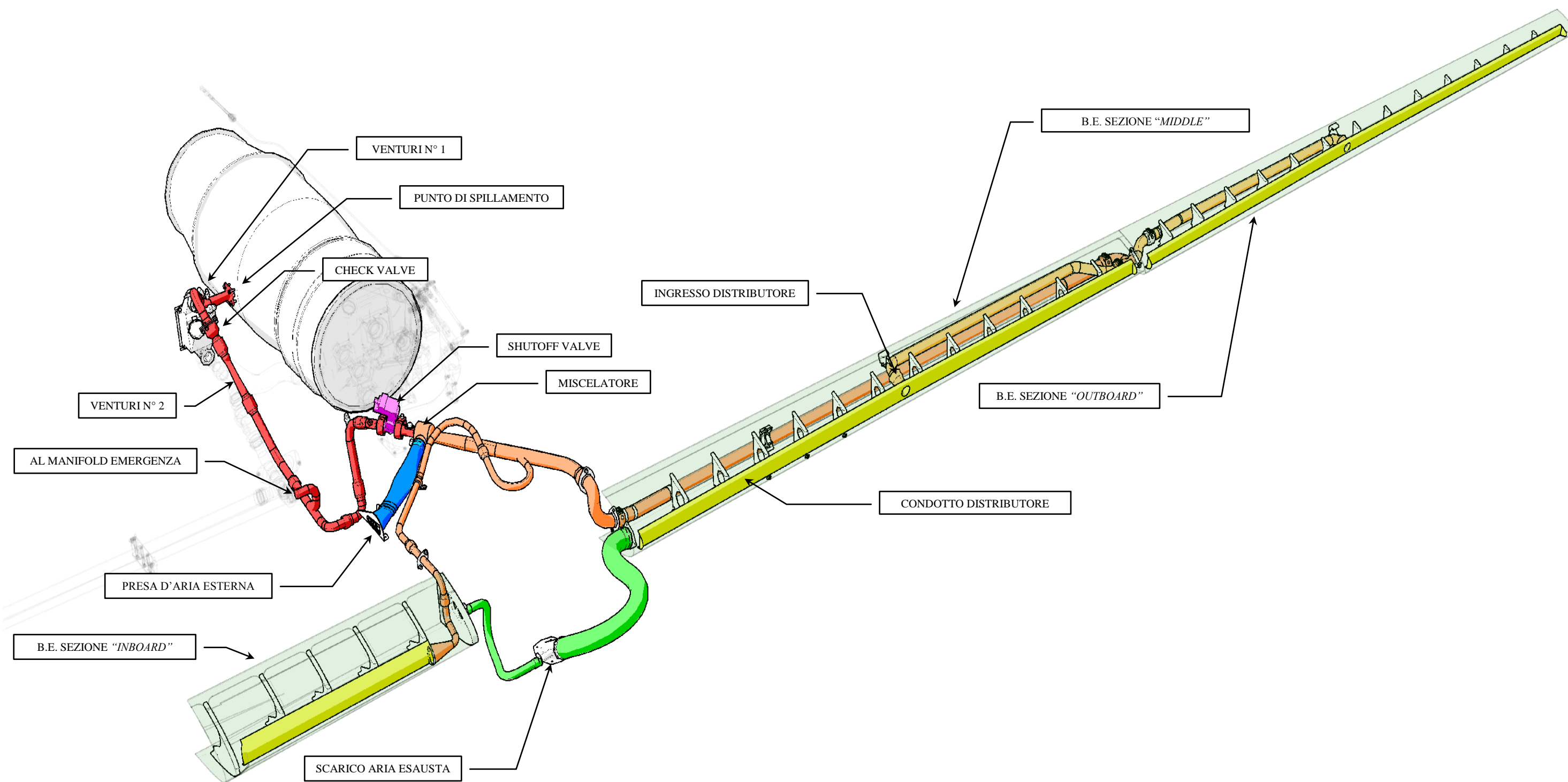


Fig.4.3 Vista isometrica dell'impianto anti-ice della semiala sinistra

Le temperature rilevate durante la prova dalle termocoppie installate sulla sezione *middle* del bordo d'attacco, con riferimento alla Fig.4.4, sono:

- $T_1 = 37^\circ \text{ C}$;
- $T_2 = 50^\circ \text{ C}$;
- $T_3 = 62^\circ \text{ C}$;
- $T_4 = 81^\circ \text{ C}$;
- $T_5 = 83^\circ \text{ C}$;
- $T_6 = 67^\circ \text{ C}$;
- $T_7 = 55^\circ \text{ C}$;
- $T_8 = 32^\circ \text{ C}$;

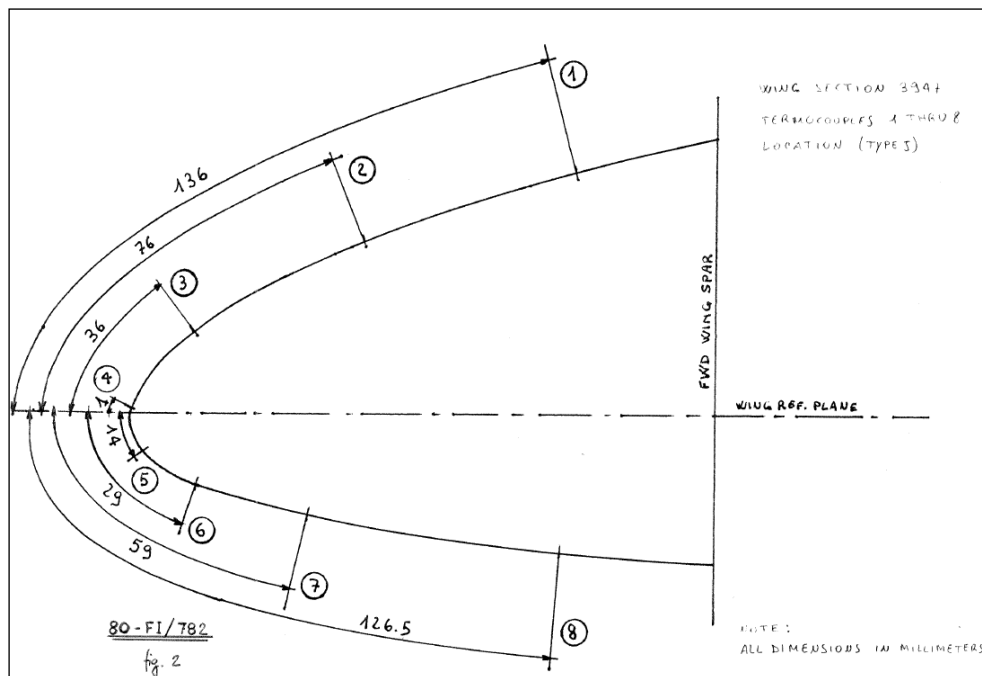


Fig.4.4 Posizione delle otto termocoppie sul profilo del bordo

4.2 Analisi delle temperature

Partendo dai dati sopra citati, vengono qui ricavati tutti i valori di temperatura delle tubazioni, del condotto *anti-ice* e della *skin* del bordo d'entrata, sovrapposto al condotto stesso.

Come primo passo sono state valutate le perdite di carico lungo la linea, dal motore al condotto; tale informazione risulta necessaria perché dalla pressione a monte del miscelatore, dipende l'efficienza dello stesso e secondariamente perché essendo le perdite non trascurabili, le velocità e quindi i coefficienti di scambio all'interno dei tubi variano lungo il percorso.

Sono state individuate sette stazioni lungo la tubazione con lettere da “A” a “G” (vedi schema in Fig.4.5), più la sezione “3” immediatamente a valle del compressore, in accordo con la convenzione utilizzata dal costruttore del propulsore. In corrispondenza di ciascuna sezione sono state valutate le pressioni e le temperature.

Mediante le correlazioni sperimentali di cui agli allegati da A1 a A7 (derivate da *tests* al banco), si sono stimate le perdite di carico ed il rendimento del miscelatore; stabilita la portata e quindi la velocità all'interno delle tubazioni a valle del miscelatore, si è proceduto con il calcolo delle dissipazioni termiche fino all'ingresso del condotto di distribuzione all'interno dell'ala (vedi diagramma di flusso in fig. 4.6).

Le seguenti correlazioni sono state utilizzate per lo scambio termico esterno ai tubi:

A) Tratto all'interno della gondola motore (convezione naturale):

$$h_{nce} = \frac{k \cdot Nu}{D} \quad \text{dove:} \quad (1)$$

h_{nce} è il coefficiente di scambio termico per convezione [$W/m^2 \cdot K$]

k è il coefficiente di conducibilità dell'aria ambiente

D è il diametro idraulico della tubazione

Nu è il **numero di Nusselt**, esprime il rapporto fra calore scambiato per convezione e quello scambiato per conduzione. Esso è a sua volta ricavabile dalla relazione:

$$Nu = \left\{ 0.6 + \frac{0.387 \cdot Ra^{1/6}}{[1 + 0.559/Pr^{9/16}]^{8/27}} \right\}^2 \quad \text{essendo} \quad (2)$$

$$Ra = \text{Numero di Rayleigh} = Gr \cdot Pr \quad (3)$$

$$Pr = \text{Numero di Prandtl} = \frac{\mu \cdot c_p}{k} \quad (4)$$

$$Gr = \text{Numero di Grashof} = \frac{g \cdot D^3 \cdot \beta \cdot (T_s - T_\infty)}{\nu} \quad \text{con:} \quad (5)$$

g è l'accelerazione di gravità

β è il coefficiente di comprimibilità isobarica dell'aria ambiente

T_s è la temperatura di parete

T_∞ è la temperatura ambiente (o “asintotica”)

ν è la viscosità cinematica dell'aria ambiente ($\nu = \mu/\rho$)

μ è la viscosità dinamica dell'aria ambiente

ρ è la densità dell'aria ambiente

c_p è il calore specifico dell'aria a pressione costante

Come temperatura esterna al tubo, si è assunta quella ambiente maggiorata di 30 °C (relazione ricavata da prove in volo);

B) Tratto all'interno del bordo d'entrata: come temperatura ambiente si è assunta quella dell'aria esausta del sistema antighiaccio pari a 50°C (misurata durante i *tests*).

Le seguenti correlazioni empiriche sono state utilizzate per lo scambio termico esterno in convezione forzata:

$$h_{fce} = \frac{k \cdot Nu}{D} \quad \text{dove:} \quad (6)$$

a) In presenza di flusso laminare ($Re < 10^4$):

$$Nu = 0.332 \cdot Re^{1/2} \cdot Pr^{1/3} \quad (7)$$

b) In presenza di flusso turbolento ($Re > 10^4$):

$$Nu = 0.023 \cdot Re^{4/5} \cdot Pr^{1/3} \quad (8)$$

Dove **Re** è il **Numero di Reynolds**, che esprime il rapporto fra le forze d'inerzia e le forze viscosive:

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot D}{\mu} \quad (9)$$

Per la convezione all'interno dei tubi, si sono utilizzate le stesse correlazioni dello scambio in convezione forzata all'esterno, sostituendo ovviamente i parametri relativi all'aria ambiente con quelli dell'aria all'interno della tubazione.

$$h_{fci} = \frac{k \cdot Nu}{D} \quad (10)$$

Per lo scambio termico interno del condotto distributore, si è dovuto calcolare il diametro idraulico come rapporto fra sezione moltiplicata per 4 e perimetro della sezione:

$$D = \frac{4A}{P} \quad (11)$$

Procedendo quindi con le stesse correlazioni usate per le tubazioni.

Per il calcolo dello scambio termico esterno al condotto, si è proceduto dividendo la parete dello stesso in 8 settori (7 sulla parte anteriore ed 1 su quella posteriore), assegnando a ciascuno la rispettiva temperatura ambiente ricavata dalle prove descritte all'interno dei *reports*, la rispettiva dimensione caratteristica (altezza del condotto) e la rispettiva velocità, essendo la sezione del condotto variabile; le correlazioni utilizzate sono in ogni caso analoghe a quelle utilizzate per le tubazioni.

Come detto in precedenza, i dati di temperatura estratti dai reports, sono relativi al fasciame in una determinata stazione alare ed al canale di scarico dell'aria esausta; come temperatura dell'aria circostante il condotto, si è dovuto procedere con un valore di primo tentativo, calcolato come media fra la temperatura del fasciame e quella dell'aria all'interno del condotto (vedi diagramma di flusso in Fig.4.7).

Per valutare lo scambio per conduzione attraverso la parete dei tubi / condotti, si è calcolato il rapporto fra il coefficiente di conducibilità della lega d'alluminio e lo spessore della parete.

$$h_p = \frac{k_p}{s} \quad (12)$$

Noti i coefficienti di scambio esterno, interno e della parete, si è quindi calcolato il coefficiente globale con il metodo delle "resistenze termiche in serie":

$$h = \frac{1}{(1/h_{nce} + 1/h_p + 1/h_{fce})} \quad (13)$$

Ovviamente nel caso di convezione esterna forzata, si è usato h_{fce} al posto di h_{nce} . Si è potuta così calcolare la dissipazione termica di ciascun tratto di tubo o di elemento di condotto:

$$\dot{Q}_n = h_n \cdot (T_{li} - T_{Ei})_n \cdot S_n \quad (14)$$

Dove \dot{Q}_n è il calore scambiato dall'elemento n-esimo di quella stazione, S_n è la superficie di scambio corrispondente, T_{li} e T_{Ei} le temperature all'interno e all'esterno del condotto nella stazione "i-esima"

Per le tubazioni la suddivisioni in elementi non è necessaria data la simmetria cilindrica, quindi la caduta di temperatura è data da:

$$\Delta T = T_i - T_{i+1} = \frac{\dot{Q}}{c_p \cdot \dot{M}} \quad (15)$$

Mentre per il condotto occorre sommare tutti i contributi degli "n" elementi della stazione:

$$\Delta T = T_i - T_{i+1} = \frac{\sum \dot{Q}_{1,n}}{c_p \cdot \dot{M}} \quad (16)$$

Essendo \dot{M} la portata massica che attraversa il tubo / condotto e c_p il calore specifico (a pressione costante) dell'aria nel condotto.

Va precisato che, essendo disponibili le temperature del fasciame solo in una stazione alare, si è ipotizzato una caduta di temperatura lungo il condotto di 1°C ogni 4 cm. Una volta calcolata la dissipazione totale del tratto di condotto fra il punto di ingresso e la stazione dove erano state misurate le temperature, si è corretto il valore del ΔT e reiterato il calcolo.

Noti i flussi termici e le temperature all'interno e del condotto, si sono infine calcolate le temperature della parete del condotto con la relazione inversa:

$$T_{Pn} = T_{In} - \frac{\dot{Q}_n}{h_n \cdot S_n} \quad (17)$$

La procedura è stata ripetuta per calcolare le temperature degli elementi nelle stazioni poste a 418 e 800 mm da quella di ingresso (vedi Fig. 4.8). Occorre precisare che, data la scarsità di dati di partenza relativi alle temperature del bordo e vista la geometria del condotto, si è scelto di simmetrizzare il calcolo, ipotizzando uno scambio termico pressoché simile in direzione della gondola motore ed in direzione della *tip* alare; tali ipotesi sono confortate da riscontri sperimentali. In tal modo si è creata una matrice di 40 valori di temperatura di parete, ovvero 8 elementi per 5 stazioni.

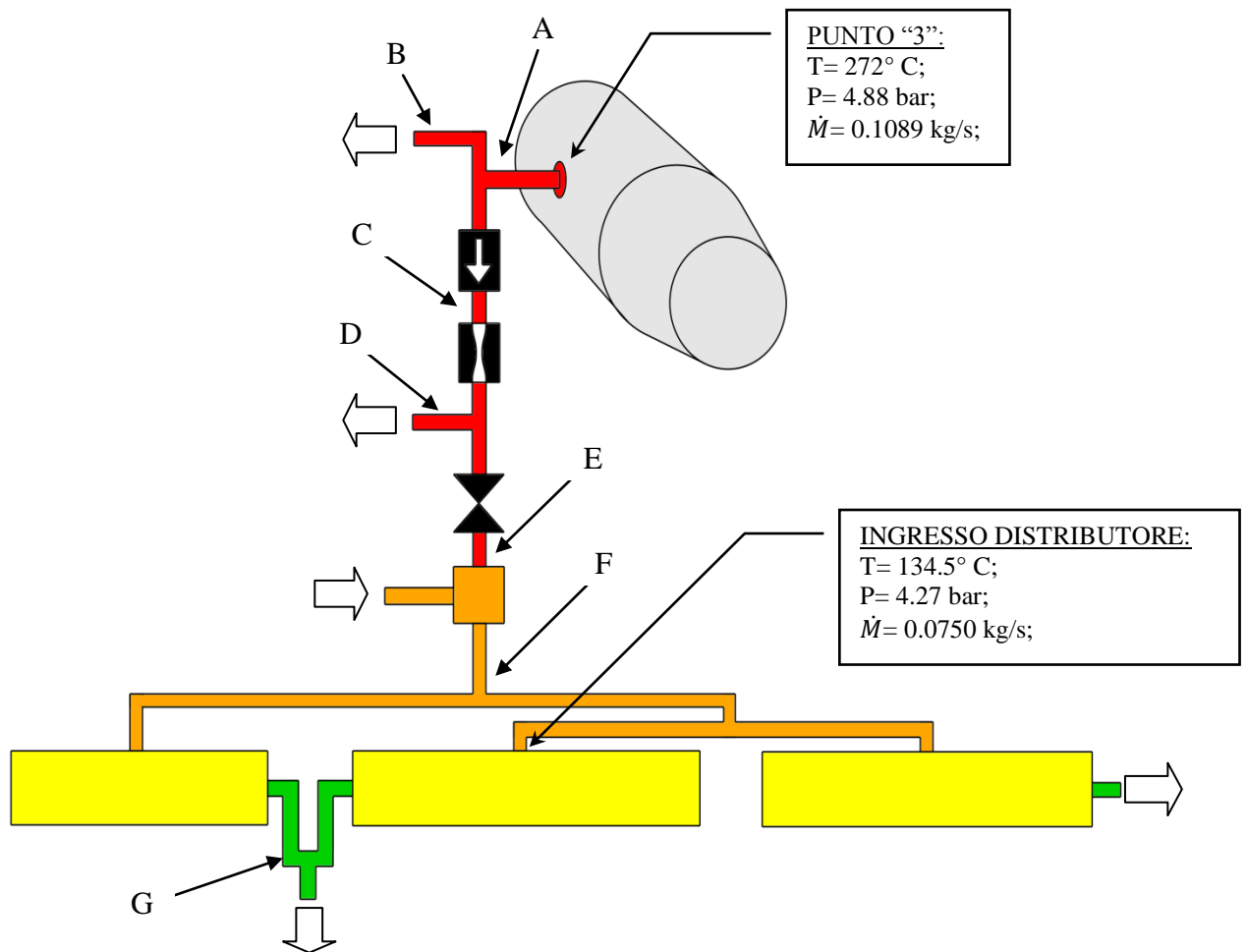


Fig.4.5 Schema dell'impianto anti-ice dell'ala sinistra

Completata questa prima parte di analisi, è stato possibile assegnare ad ogni componente del condotto *anti-ice* e del *leading edge* centrale, dei precisi valori di temperatura. Per quanto riguarda le due lamiere (anteriore e posteriore) del condotto distributore, e la *skin* del bordo d'entrata, viste le estensioni è stato creato uno schema a scacchiera, assegnando ad ogni area una temperatura. Allo scopo di semplificare l'impostazione del modello ad elementi finiti, dopo opportune valutazioni di tipo strutturale, si è deciso di suddividere le sezioni trasversali della lamiera frontale del condotto e della *skin* del bordo d'entrata, in

sette fasce, attribuendo ad ognuna i valori di temperatura precedentemente calcolati, opportunamente mediati e simmetrizzati lungo il profilo della sezione, riducendo così i campi di temperatura su questi elementi in quattro differenti valori per ogni sezione (vedi Fig.4.9), rispettivamente: **T_a**, **T_b**, **T_c**, **T_d**.

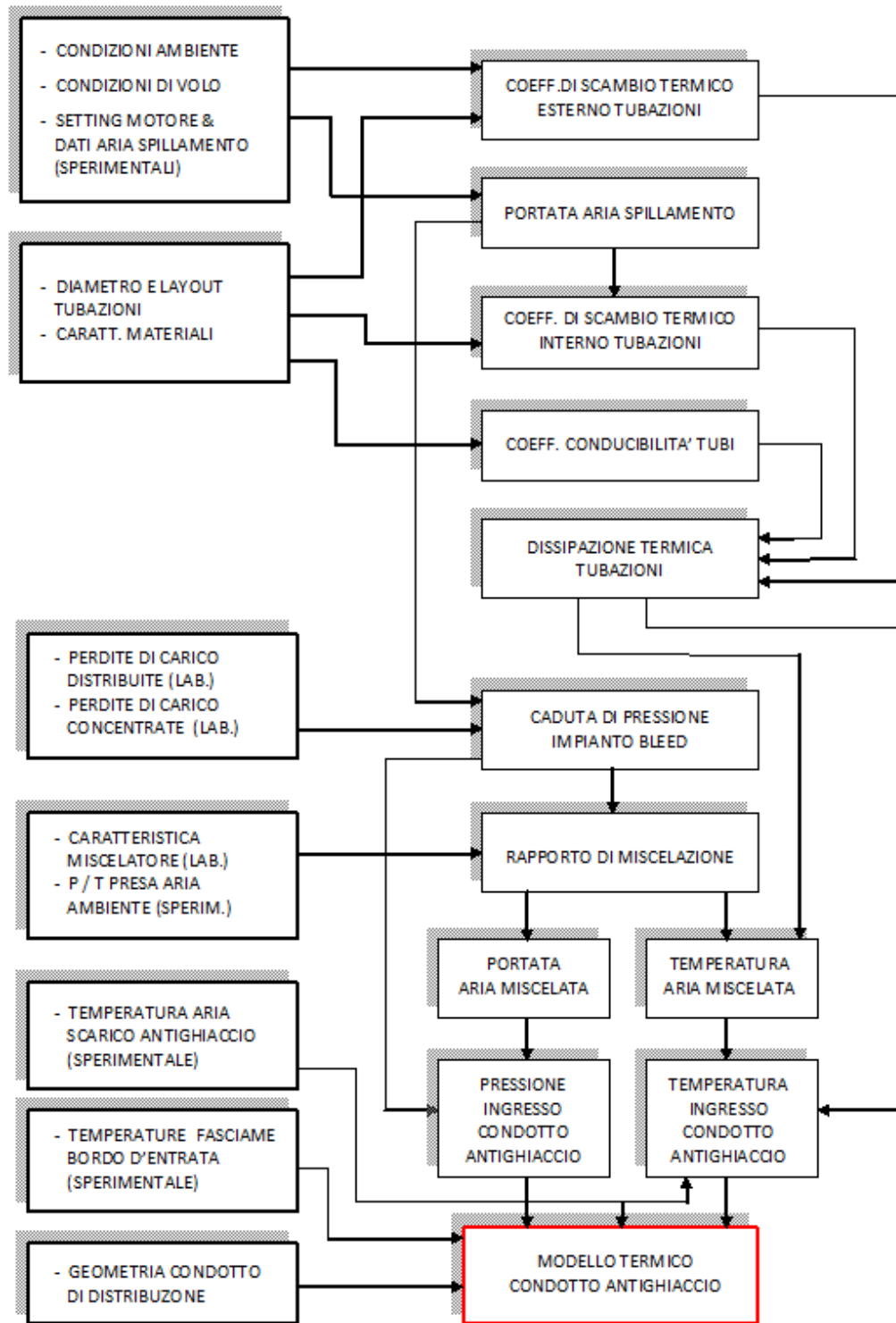


Fig.4.6 Diagramma di flusso, calcolo di scambio termico nei tubi di alimentazione

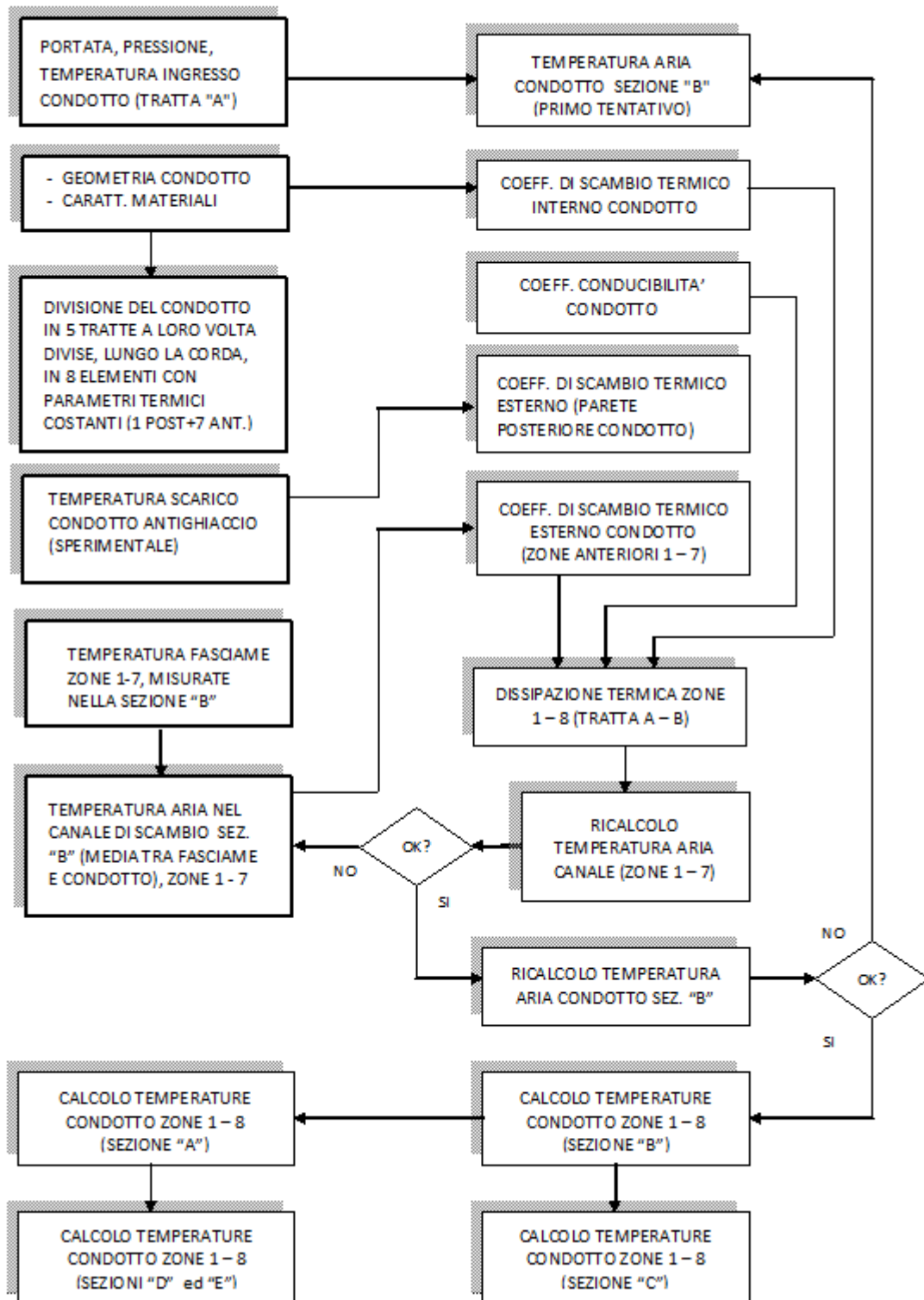


Fig.4.7 Diagramma di flusso, calcolo di scambio termico nei condotti

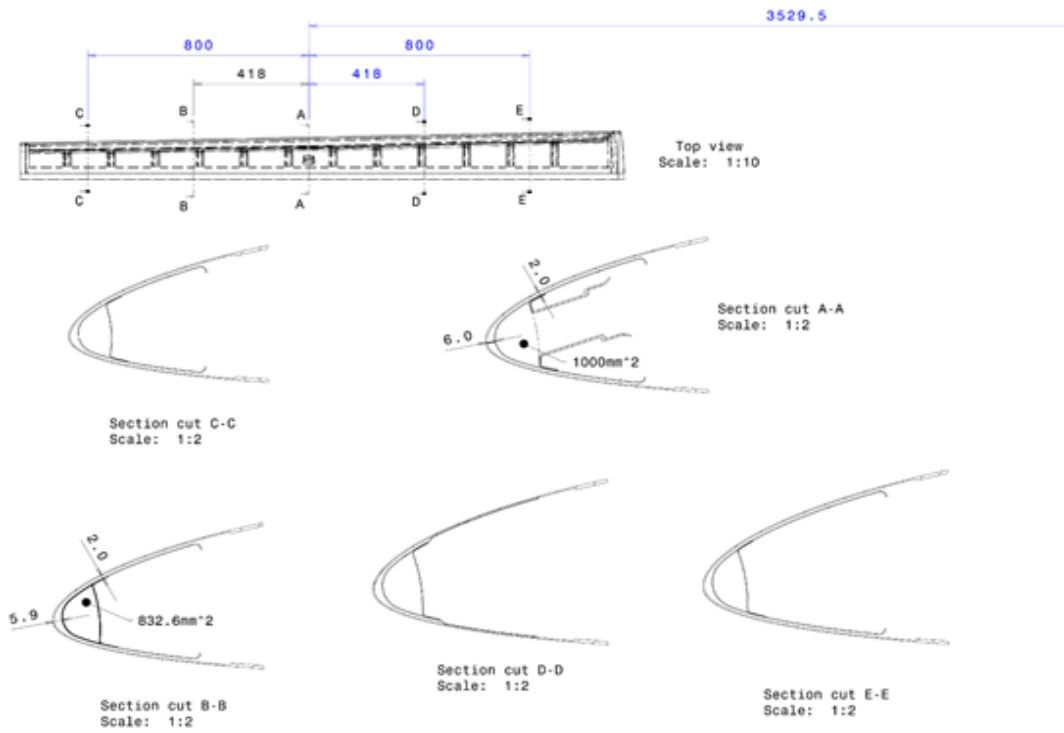


Fig.4.8 Definizione delle sezioni dell'assieme in osservazione

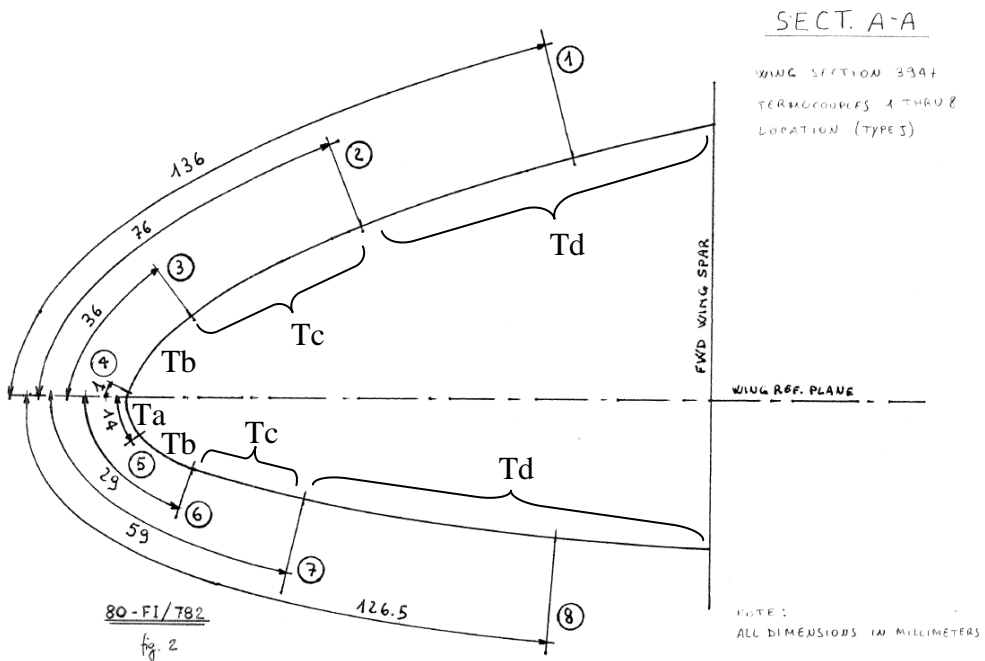


Fig.4.9 Suddivisione delle sezioni in "fasce" di temperatura

4.3 Dilatazione termica, concentrazione di tensioni e previsione di deformazioni e failures

Una volta ottenuto lo schema di temperature, tenendo presente che la condizione a terra ad impianto spento è quella di temperatura ambiente ($T_0 = 15^\circ\text{C} = 59^\circ\text{F}$), la legge di dilatazione termica impone che per ogni variazione di temperatura:

$$\Delta T = T - T_0$$

Il materiale cerchi di espandersi secondo la legge:

$$\frac{\Delta V}{V} = \alpha_V \cdot \Delta T \quad (18)$$

Poiché stiamo trattando delle lamiere, di spessore minimo paragonato alle altre due dimensioni, e poiché si tratta di un tubo sottile molto lungo e stretto, l'espansione termica più influente è quella lineare lungo "y" (direzione parallela al longherone anteriore dell'ala, perpendicolare alla linea di volo):

$$\frac{\Delta L}{L} = \alpha_L \cdot \Delta T \quad (19)$$

α_L è il coefficiente di dilatazione termica, ed è specifico per ogni materiale. Per quanto riguarda i materiali in uso, i valori (fonte: asm.matweb.com) sono mostrati in Tab.4.2:

Tab.4.1 Materiali utilizzati

Componenti (vedere fig. 3.1)	materiale
bordo d'attacco (B1)	2024-T42
lamiera anteriore del condotto di distribuzione (L2)	6061-T62
lamiera posteriore del condotto di distribuzione (L3)	6061-T62
tappi laterali del condotto di distribuzione (T4 e T5)	6061-T62
flangia di accoppiamento (F6)	6061-T62
raccordo di ingresso dell'aria (R7)	6061-T62
centine strutturali di forma del bordo d'attacco (C8...C19)	2024-T42
rivetti di collegamento lamiera anteriore-lamiera posteriore	2117-T4
rivetti di collegamento lamiera anteriore-centine-leading edge skin	2117-T4
rivetti di collegamento	5056

Tab.4.2 Coefficienti di dilatazione termica

Materiali	α_L		
2024-T42	22.9 $\mu\text{m}/\text{m}\cdot^\circ\text{C}$	12.7 $\mu\text{in}/\text{in}\cdot^\circ\text{F}$	Tipico, medio per un range di 68-212°F.
6061-T62	23.6 $\mu\text{m}/\text{m}\cdot^\circ\text{C}$	13.1 $\mu\text{in}/\text{in}\cdot^\circ\text{F}$	Tipico, medio per un range di 68-212°F.
2117-T4	23.8 $\mu\text{m}/\text{m}\cdot^\circ\text{C}$	13.2 $\mu\text{in}/\text{in}\cdot^\circ\text{F}$	Tipico, medio per un range di 68-212°F.
5056	24.1 $\mu\text{m}/\text{m}\cdot^\circ\text{C}$	13.4 $\mu\text{in}/\text{in}\cdot^\circ\text{F}$	Tipico, medio per un range di 68-212°F.

Considerando solamente la lamiera anteriore, se il condotto di distribuzione fosse vincolato esclusivamente tramite il tubo di ingresso, tenderebbe ad espandersi dalla zona centrale verso l'esterno, in entrambe le direzioni rispetto al punto di vincolo:

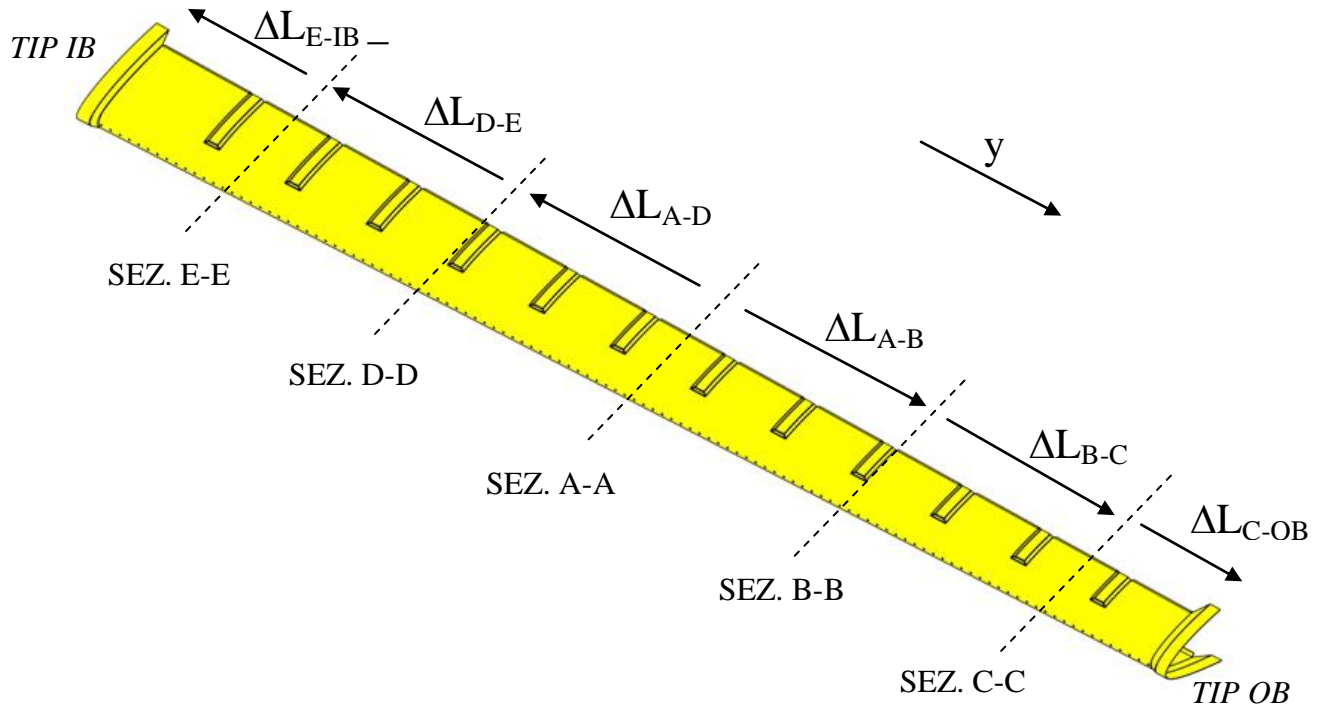


Fig.4.10 Direzioni degli allungamenti della lamiera anteriore del condotto

Considerando le sezioni descritte in precedenza, abbiamo:

- $L_{A-D} = L_{A-B} = 418\text{mm}$
- $L_{D-E} = L_{B-C} = 800\text{mm} - 418\text{mm} = 382\text{mm}$
- $L_{E-IB} = 287\text{mm}$
- $L_{C-OB} = 212\text{mm}$

Per semplificare, consideriamo solo la T_b del condotto *anti-ice*. Le deformazioni dei segmenti sono:

- $L_{A-D} = L_{A-B} = 418\text{mm}$
- $L_{D-E} = L_{B-C} = 800\text{mm} - 418\text{mm} = 382\text{mm}$
- $L_{E-IB} = 287\text{mm}$
- $L_{C-OB} = 212\text{mm}$

Usando la formula:

$$\Delta L = L \cdot \alpha_L \cdot \Delta T \tag{20}$$

abbiamo ottenuto la tabella degli spostamenti divisi per bande e per fasce, riportata di seguito:

Tab.4.3 Spostamenti delle sezioni del condotto causati dalle variazioni termiche

ΔL [mm]	Ta	Tb	Tc	Td
$\Delta L_{A-D} = \Delta L_{A-B}$	1.17	1.09	0.77	0.49
$\Delta L_{D-E} = \Delta L_{B-C}$	1.04	0.90	0.66	0.45
ΔL_{E-IB}	0.76	0.66	0.47	0.32
ΔL_{C-OB}	0.56	0.49	0.35	0.24

Sommando i contributi dal centro verso gli estremi, abbiamo per ogni fascia:

Tab.4.4 Allungamento totale del condotto

ΔL [mm]	Ta	Tb	Tc	Td
ΔL_{A-IB}	2.97	2.64	1.90	1.26
ΔL_{A-OB}	2.77	2.47	1.78	1.18

Ci si aspetta quindi che un tubo libero, vincolato solo nel punto di imbocco, si espanda lateralmente di circa 3mm per lato (il valore reale dipende dalle rigidzze effettive) e, viste le differenti dilatazioni a cui è sottoposta la parte anteriore/centrale rispetto alle altre, ipotizziamo che il tubo si fletta leggermente, come mostrato in Fig.4.11:

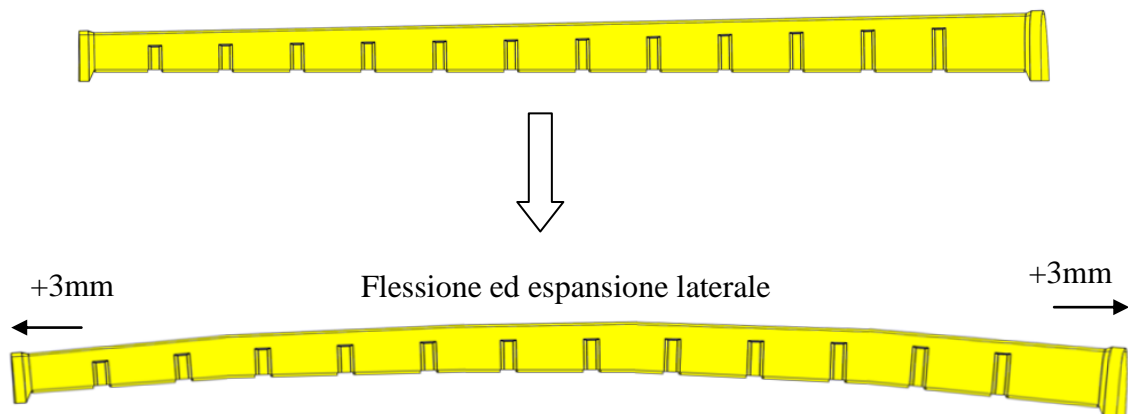


Fig.4.11 Deformazione ipotizzata del condotto svincolato (visto dall'alto)

In realtà il condotto è vincolato lateralmente, insieme alla *skin* del bordo d'entrata, a centine di chiusura (realizzate di macchina, quindi molto rigide) ed alle centine di forma, anch'esse vincolate al bordo d'entrata (il quale a sua volta è vincolato posteriormente al cassone alare), e che per questo motivo, possono essere considerate come vincoli quasi rigidi.

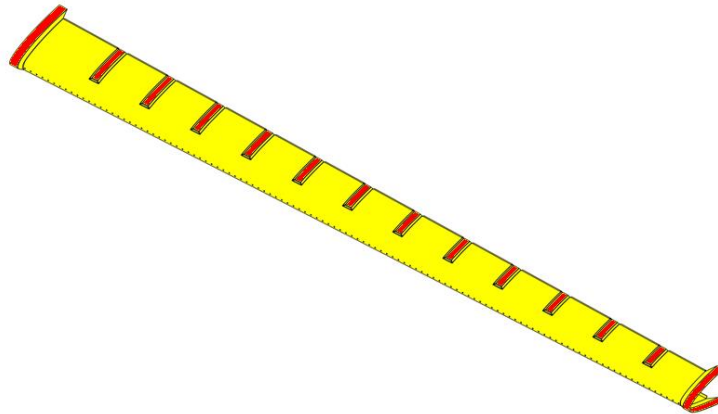


Fig.4.12 Zone di vincolo con il bordo d'attacco (in rosso)

Essendo vincolato, il condotto cercherà di espandersi e flettersi, come indicato in precedenza; i vincoli impedendone il movimento ne modificheranno la deformata come indicato, in forma qualitativa, in Fig.4.13 e Fig.4.14:

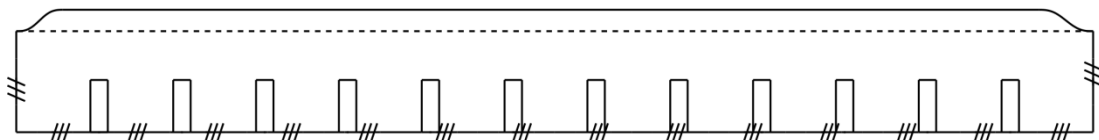


Fig.4.13 Deformazione prevista (vista dall'alto) – 3 lati vincolati

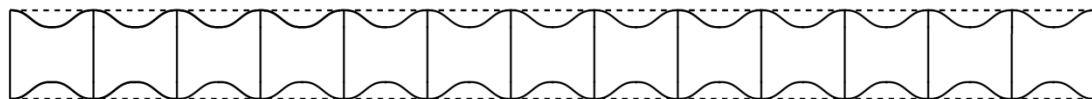


Fig.4.14 Deformazione prevista della parte posteriore (vista da dietro)

La deformazione reale è più complessa perché tiene conto delle geometrie e delle rigidità, ma ci si aspetta un andamento simile a quello teorico.

Per quanto riguarda gli sforzi, ci aspettiamo zone di concentrazione non solo attorno ai fori di uscita dell'aria (dove il fattore di concentrazione della tensione è di circa 2-3), ma anche in zone dove la rigidità cambia, ed in prossimità dei vincoli.

Queste zone critiche coincidono con le zone danneggiate, descritte nei *Failure Reports*.

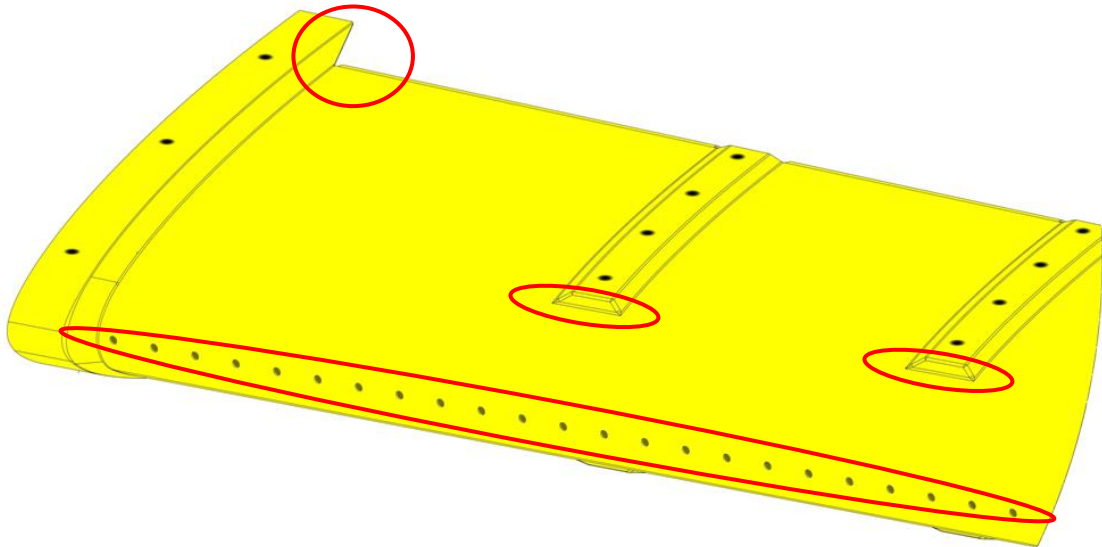


Fig.4.15 Zone della lamiera anteriore considerate critiche

Per poter analizzare le deformazioni e gli stress in dettaglio, non potendo condurre prove sperimentali, si è deciso di creare un apposito modello ad elementi finiti (FEM) dell'intero assieme.

4.4 Uso del modello 3D dell'assieme

La realizzazione del modello ad elementi finiti dell'assieme, è stata preceduta da alcune operazioni svolte sui modelli 3D disponibili, ed in particolare:

- (1) Sono stati individuati negli archivi informatici della Piaggio Aero i modelli tridimensionali di ogni componente necessario (vedere esploso di Fig. 3.1).
- (2) I modelli, originariamente creati con il software di disegno CATIA V4 sono stati convertiti in CATIA V5 per una più facile manipolazione (Fig. 4.16).
- (3) Dato che si sta lavorando su lamiere sottili, è buona norma utilizzare solo le superfici e creare elementi bidimensionali (SHELL) piuttosto che lavorare con

elementi tridimensionali sottili. Per questo le superfici sono state estratte ed è stato creato un modello 3D di sole superfici (Fig. 4.17). In tale modello sono presenti anche tutti gli organi di collegamento rappresentati da linee.

- (4) Il modello 3D delle superfici è stato esportato tramite file di tipo .igs (iges: Initial Graphic Exchange Specification) e fatto leggere dal software MSC Patran per la creazione del modello ad elementi finiti (FEM).

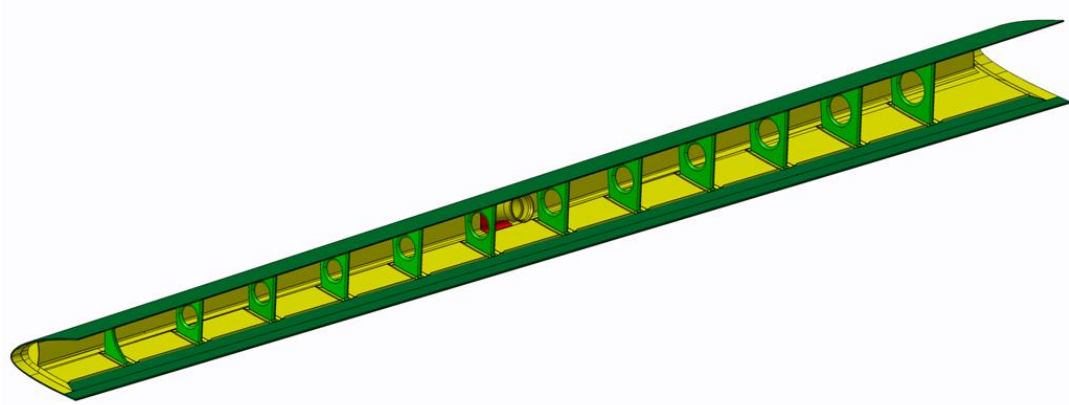


Fig. 4.16 Modello solido dell'assieme (CATIA V5)

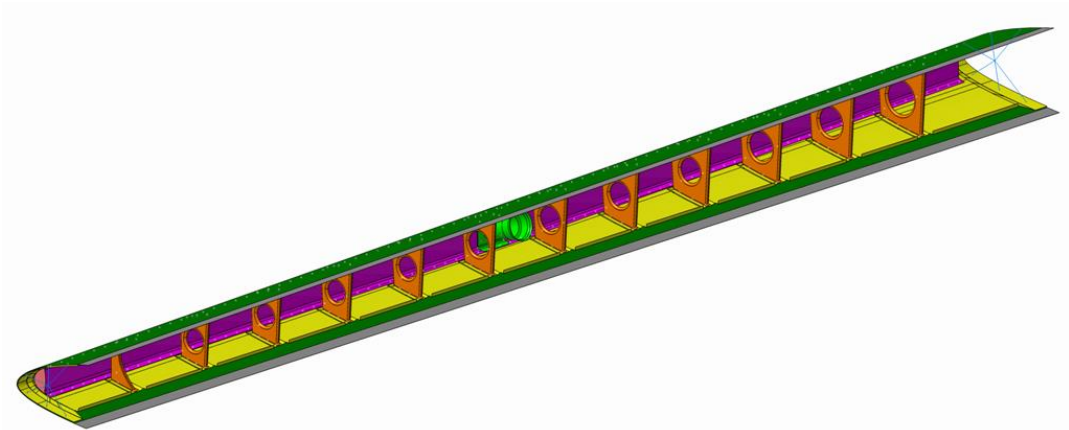


Fig. 4.17 Modello di superficie dell'assieme (CATIA V5)

4.5 Creazione del modello ad elementi finiti (FEM) dell'assieme

La modellazione ed il calcolo dei risultati vengono eseguiti da due software distinti: MSC Nastran e MSC Patran.

Il programma di calcolo numerico utilizzato è MSC Nastran (versione 2008r1).

Nastran è un software senza interfaccia, è un comando eseguibile (nastranw.exe) che legge un file di testo il quale deve avere estensione .dat o .bdf. In questo file di testo devono essere indicati, in ordine:

- il tipo di analisi (di solito statica lineare);
- il titolo della condizione di carico, chiamata LOADCASE;
- i materiali utilizzati, con le loro caratteristiche meccaniche e termiche;
- le proprietà degli elementi (spessori, materiali, ecc...);
- la lista di tutti gli elementi, con numero di identificazione e numero dei nodi appartenenti a ciascun elemento;
- la lista di tutti i nodi, con numero di identificazione e coordinate per il posizionamento;
- i carichi su nodi/elementi (forze, pressioni, temperature, ecc,...);
- gli spostamenti, ovvero i vincoli ai nodi.

Al termine del calcolo, se tutto è andato correttamente e non ci sono errori (è raro che non ce ne siano all'inizio, quindi si va avanti per iterazioni fino ad eliminarli tutti), i file di uscita sono:

- File .F06: file di testo che indica l'eventuale fallimento dell'analisi per presenza di errori (parola: FATAL all'interno del file) o, se non ci sono errori, costituisce il listato di tutti i risultati di tensioni e deformazioni per tutti i nodi e tutti gli elementi.
- File .op2: file non di testo (quindi non leggibile) da dare al software MSC Patran (vedi qui sotto).

Nastran è nato in un periodo (fine anni '60) in cui non esistevano interfacce grafiche, per cui gli input dovevano essere dati a Nastran scrivendo le informazioni nel file di testo .dat riga per riga dall'utente. Questo sistema col passare degli anni e con l'aumento della complessità dei modelli è diventato sempre meno pratico.

Commenti (preceduti da "\$")	\$ NASTRAN input file created by the Patran 2008r2 input file translator \$ on October 07, 2013 at 14:55:18. \$ Direct Text Input for Nastran System Cell section \$ Direct Text Input for File Management Section \$ Direct Text Input for Executive Control \$ Linear Static Analysis, Database
Tipo di soluzione	SOL 101 CEND
Titolo e parametri della soluzione	\$ Direct Text Input for Global Case Control Data TITLE = MSC.Nastran job created on 16-Jul-13 at 12:32:59 ECHO = NONE SUBCASE 1 TITLE=This is a default subcase. SPC = 2 TEMPERATURE(LOAD) = 202 DISPLACEMENT(SORT1,REAL)=ALL SPCFORCES(SORT1,REAL)=ALL GPFORCE=ALL STRESS(SORT1,REAL,VONMISES,BILIN)=ALL
Proprietà	\$ Direct Text Input for this subcase BEGIN BULK \$ Direct Text Input for Bulk Data PARAM POST -1 PARAM PRTMAXIM YES \$ Elements and Element Properties for region : 11 PSHELL 11 1 .039 1 1
Listato degli elementi	\$ Pset: "11" will be imported as: "pshell.11" CQUAD4 128466 14 119607 124016 124321 121313 ... CTRIA3 128467 14 119607 124319 124016
Materiali	\$ Material Record : 1 \$ Description of Material : Date: 16-Jul-13 Time: 12:10:24 MAT1 1 1.05+7 .33 1.27-5 59.
Listato dei nodi	\$ Nodes of Group : fem for temperature GRID 1 230.807 -96.128 37.0695 GRID 2 230.76 -96.127137.0444 ... GRID 174647 231.686 -138.08936.0018 GRID 174648 230.877 -179.16838.7401
Listato dei carichi (temper. in questo caso)	\$ Nodal Temperatures of Load Set : 211 TEMP 202 165039 115. 165040 115. 165041 115. TEMP 202 165042 115. 165043 115. 165044 115. ... TEMP 202 25882 300. 25883 300. 25983 300. TEMP 202 25984 300. 25988 300. 26161 300.
Listato dei vincoli/spostamenti	\$ Displacement Constraints of Load Set : 100 SPC1 100 123 172696 172702 172709 172713 172719 172725 172731 172735 172742 172748 172754 172760 172765 172771 100 123 173859 THRU 173866 \$ Referenced Coordinate Frames ENDDATA d840dae3

Fig. 4.18 Esempio di file .bdf di testo per MSC Nastran

Negli anni successivi, con l'avvento dei computer portatili, è nato l'MSC Patran, ovvero l'interfaccia grafica di pre- e post-analisi (è definito infatti come *pre-processor and post-processor graphic interface*). Questa interfaccia ha grandi vantaggi:

- lavora in ambiente Microsoft Windows;
- è possibile creare ed importare (tramite file .igs) geometrie complesse;
- è possibile modificare le geometrie e manipolarle facendo zoom, rotazioni, ecc...;
- presenta una interfaccia ordinata e comandi intuitivi;
- è possibile suddividere le varie componenti in gruppi per visualizzarli separatamente;
- è possibile creare elementi e nodi tramite il comando "mesh";
- è possibile inserire facilmente carichi e vincoli su nodi ed elementi;
- è possibile esportare nodi, elementi, proprietà, carichi e vincoli in un file .bdf leggibile da Nastran;
- è possibile leggere i risultati da Nastran selezionando ed aprendo il file di risultati .op2;
- è possibile plottare i risultati delle analisi (stress, deformazioni) su schermo e/o stamparle su file di immagini.

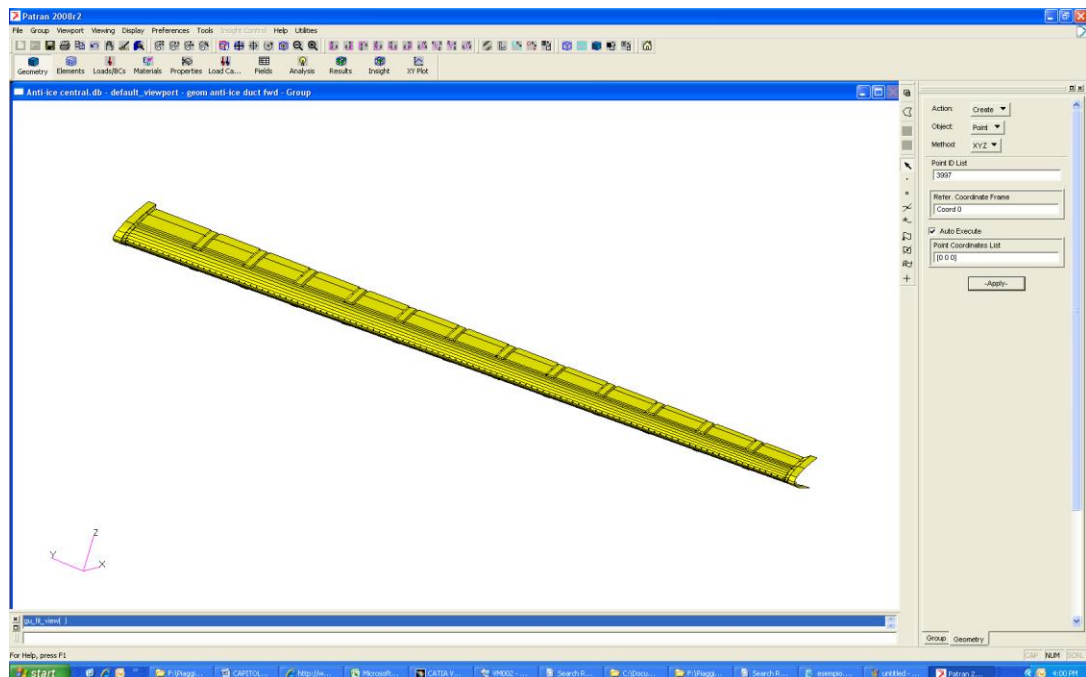


Fig.4.19 Esempio di schermata in ambiente Patran

Grazie alle licenze MSC Patran e Nastran di cui è in possesso Piaggio Aero, è stato possibile ricreare tutto l'assieme del condotto anti-ice, compreso di centine di forma e bordo d'entrata, con elementi finiti, raggiungendo un notevole livello di precisione. Le immagini successive mostrando il modello.

Ogni lamiera ha subito il processo di "mesh" venendo discretizzata in elementi relativamente piccoli per poter approssimare al meglio la struttura.

Tutti gli elementi delle lamiere sono (salvo rare eccezioni) elementi bidimensionali con quattro lati e quattro nodi di estremità chiamati (CQUAD). Essi sono adiacenti tra loro e condividono i nodi di estremità, dando continuità alla struttura.

Le linee che costituiscono i rivetti sono invece state modellate attraverso elementi rigidi (chiamati RBE2), i quali vincolano rigidamente due nodi su due lamiere diverse e li bloccano tra loro lungo le tre traslazioni (UX, UY, UZ). Vengono invece lasciate libere le rotazioni (RX, RY, RZ), per simulare al meglio il lavoro dei rivetti.

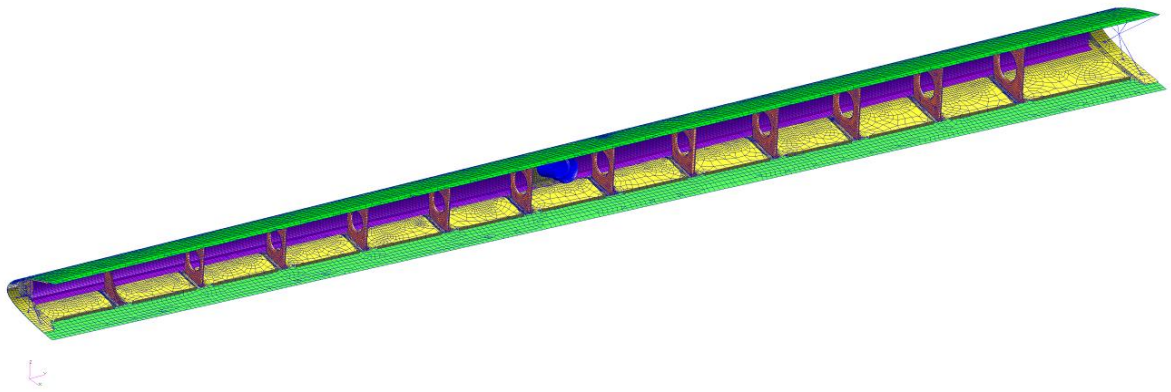


Fig. 4.20 Modello ad elementi finiti dell'assieme

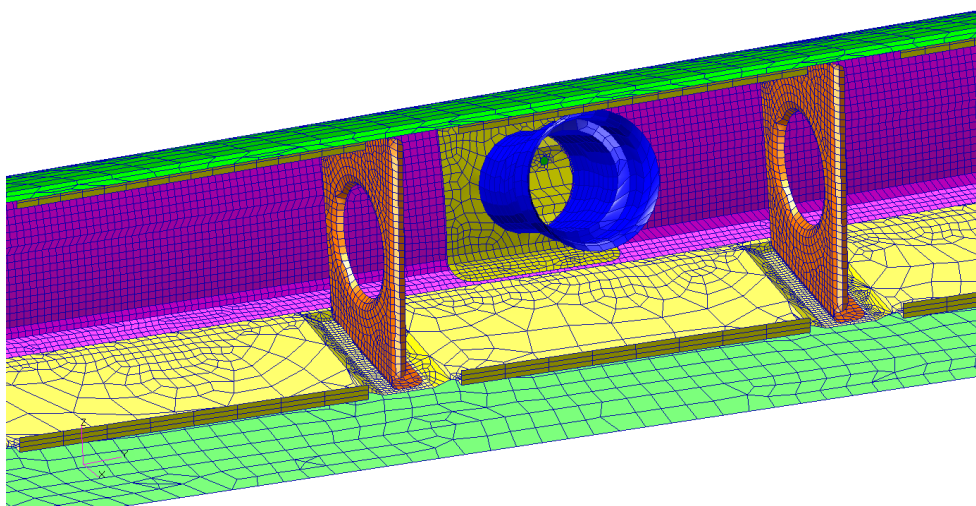


Fig. 4.21 Dettaglio del FEM dell'assieme

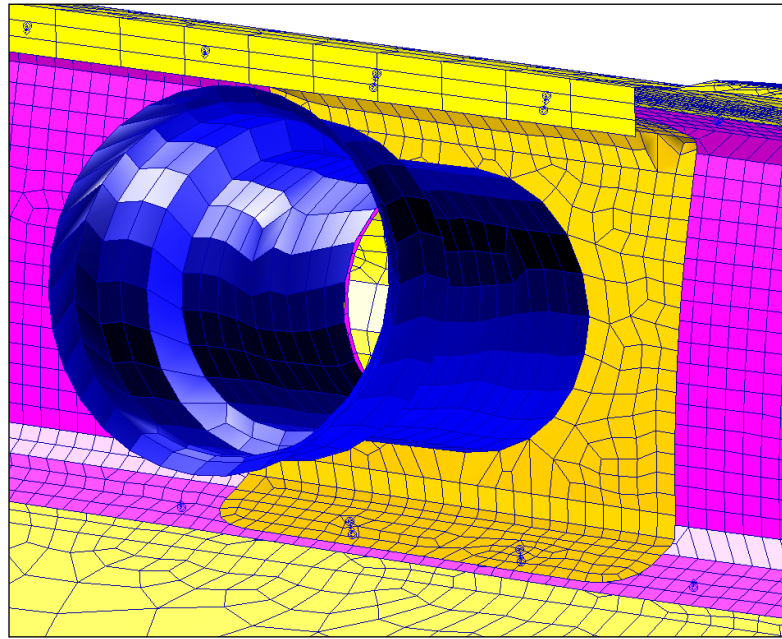


Fig. 4.22 Dettaglio del FEM: zona inlet con elementi RBE2 di collegamento

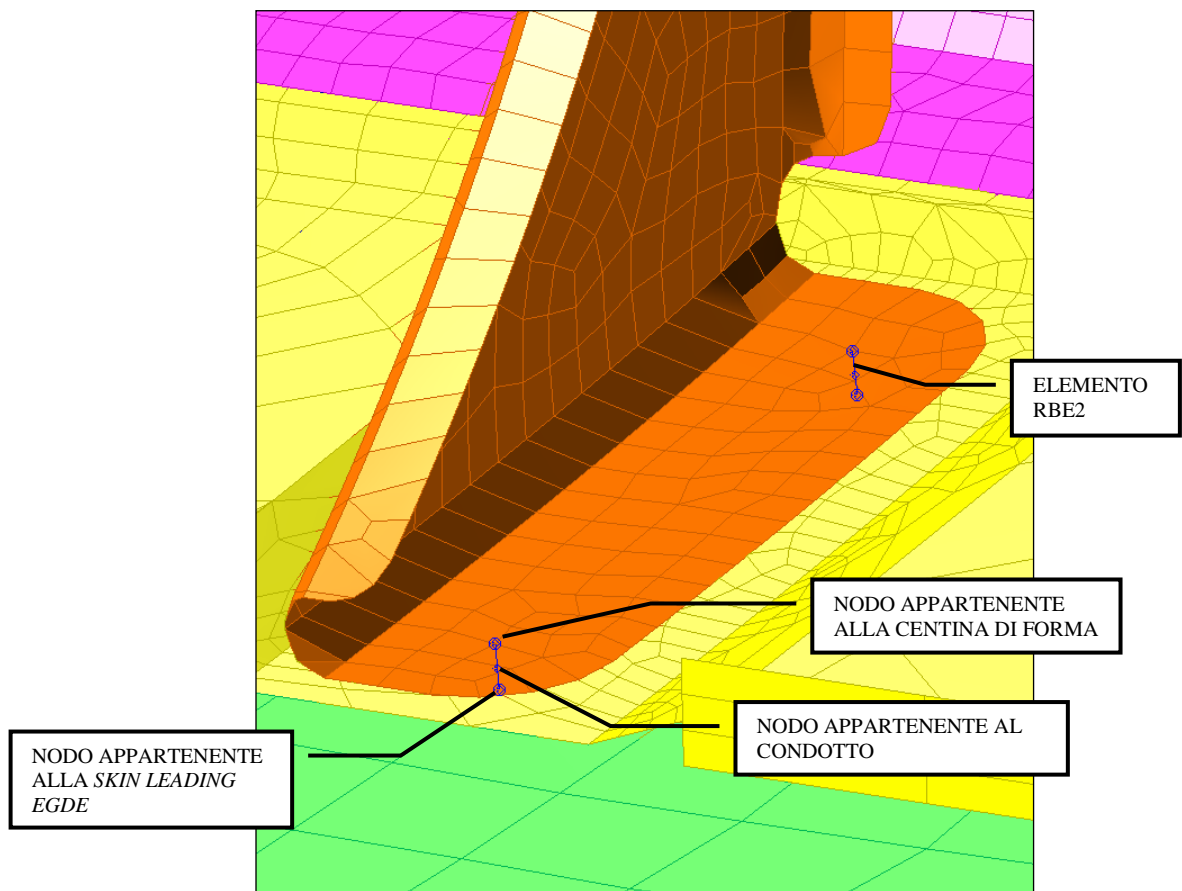


Fig. 4.23 Dettaglio del FEM: centina di forma con elementi di collegamento RBE2

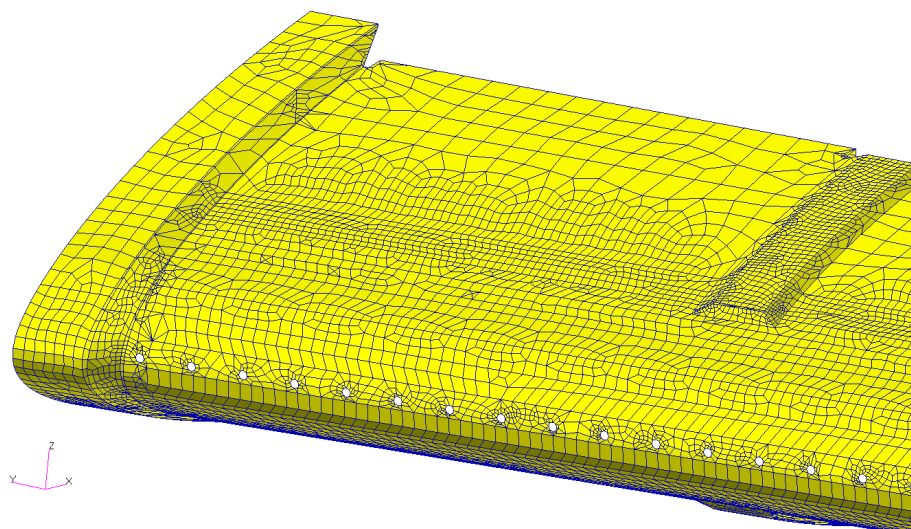


Fig. 4.24 Dettaglio FEM: lamiera frontale

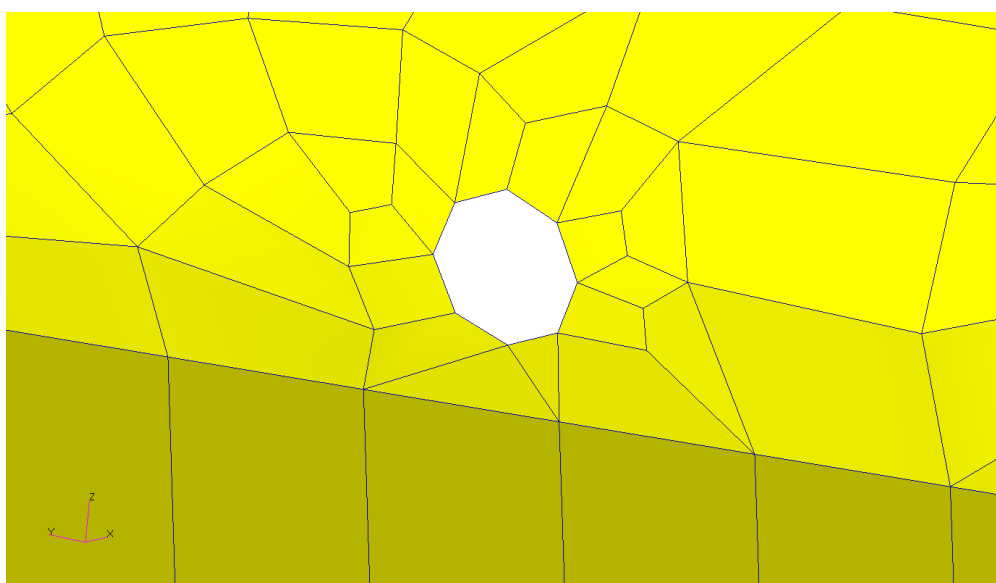


Fig. 4.25 Dettaglio di un foro di eiezione con otto nodi

4.6 Creazione di vincoli sul modello ad elementi finiti – temperature

Sul velivolo l'assieme viene vincolato al cassone alare sia longitudinalmente che ai suoi lati d'estremità, tramite viti di accoppiamento. Nella prima parte dell'analisi FEM, dedicata agli effetti della temperatura sulla struttura, si è scelto di modellare questi vincoli, considerando per ognuno di essi la rigidità intrinseca del materiale degli organi di collegamento.

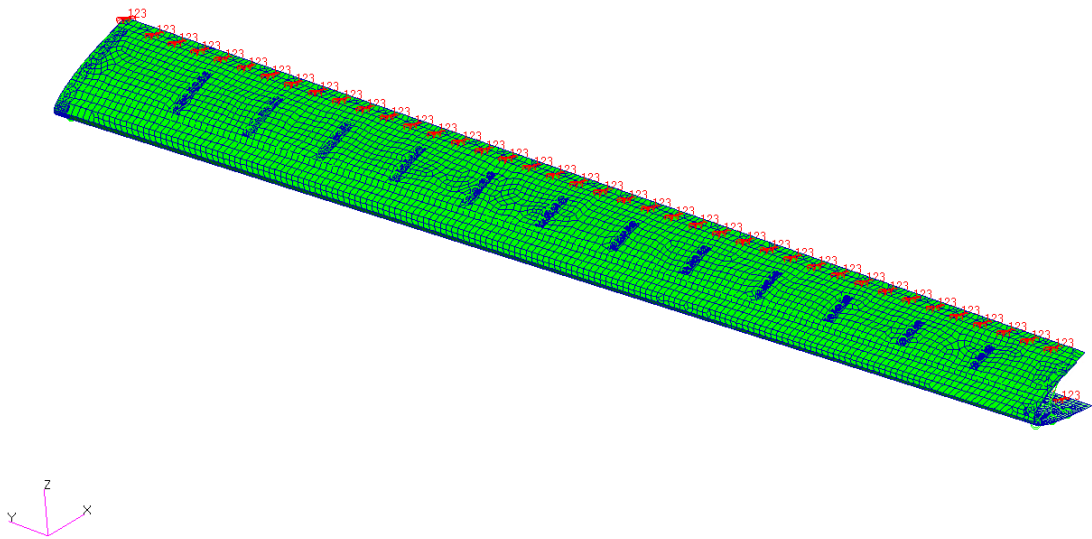


Fig. 4.26 Creazione dei vincoli sul bordo posteriore del bordo d'entrata

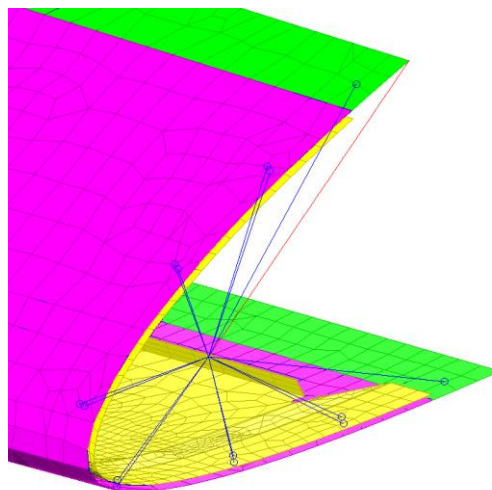


Fig. 4.27 Creazione dei vincoli sui lati dell'assieme (simulano le centine di chiusura)

4.7 Introduzione delle temperature nel modello FEM

Come già accennato in precedenza, i dati di temperatura sono stati inseriti nel modello FEM sotto forma di una “scacchiera” di valori, suddivisa secondo il senso dell’apertura (bande) e della corda (fasce).

In particolare le bande sono state definite come i segmenti del condotto e del *leading edge* compresi tra le varie sezioni:

- banda n° 1: da sez. B-B a sez. D-D;
- banda n° 2: da sez. C-C a sez. B-B;
- banda n° 3: da *tip* esterna a sez. C-C;
- banda n° 4: da sez. D-D a sez. E-E;
- banda n° 5: da sez. E-E a *nacelle*;

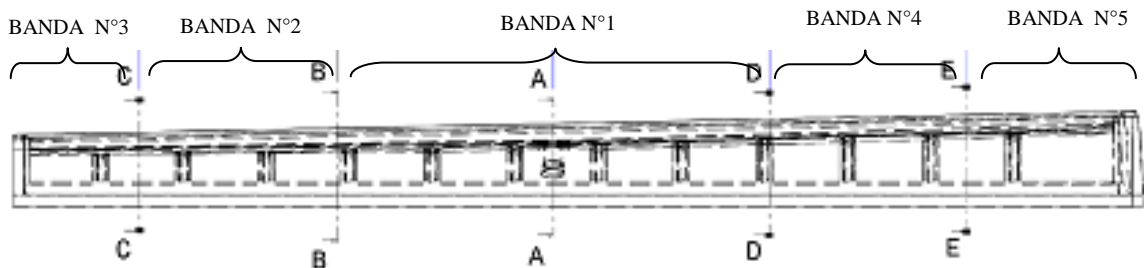


Fig. 4.28 Suddivisione in “bande” con riferimento alle sezioni

Relativamente alle fasce, queste sono state definite come già visto in precedenza e come illustrato in Fig. 4.9.

Le due tabelle sotto riportate, riassumono tutti i valori di temperatura inseriti nel modello, riportati per bande e fasce:

Tab.4.5 Temperature dei componenti condotto *anti-ice* centrale

	Sezione	Descrizione	Ta (°C)	Tb (°C)	Tc (°C)	Td (°C)	T parete posteriore (°C)
banda n°1	A-A	Imbocco centrale	134 (273°F)	125 (257°F)	93 (199°F)	65 (149°F)	125 (257°F)
banda n°2	B-B	418mm da imbocco verso tip	130 (266°F)	115 (239°F)	88 (190°F)	65 (149°F)	117 (243°F)
banda n°3	C-C	800mm da imbocco verso tip	127 (261°F)	112 (234°F)	85 (185°F)	62 (144°F)	114 (237°F)
banda n°4	D-D	418mm da imbocco verso tip	130 (266°F)	115 (239°F)	88 (190°F)	65 (149°F)	117 (243°F)
banda n°5	E-E	800mm da imbocco verso nacelle	127 (261°F)	112 (234°F)	85 (185°F)	62 (144°F)	114 (237°F)

Tab.4.6 Temperature della *skin* del bordo d'attacco centrale

	Sezione	Descrizione	Ta (°C)	Tb (°C)	Tc (°C)	Td (°C)
banda n°1	A-A	Imbocco centrale	86 (187°F)	78 (172°F)	55 (131°F)	34 (93°F)
banda n°2	B-B	418mm da imbocco verso <i>tip</i>	82 (180°F)	68 (154°F)	50 (122°F)	34 (93°F)
banda n°3	C-C	800mm da imbocco verso <i>tip</i>	79 (174°F)	65 (149°F)	47 (117°F)	31 (88°F)
banda n°4	D-D	418mm da imbocco verso <i>tip</i>	82 (180°F)	68 (154°F)	50 (122°F)	34 (93°F)
banda n°5	E-E	800mm da imbocco verso <i>nacelle</i>	79 (174°F)	65 (149°F)	47 (117°F)	31 (88°F)

Vengono riportate di seguito alcune visualizzazioni in MSC Patran, dei valori citati nelle tabelle sopra, ed inseriti nel modello di calcolo.

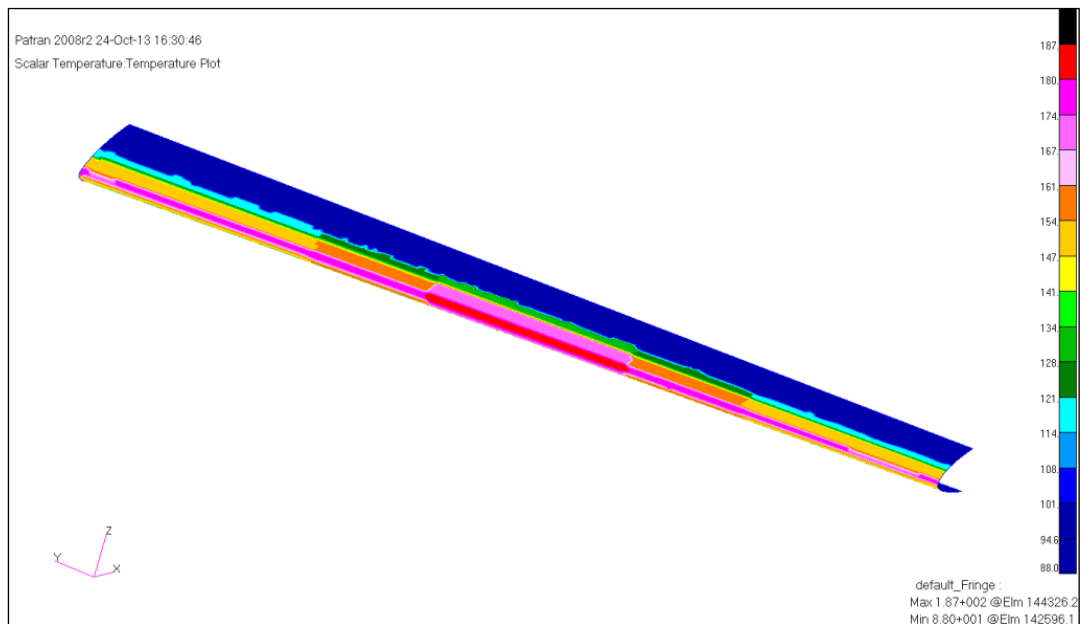


Fig. 4.29 Temperature applicate alla *skin* del bordo d'entrata (valori in °F)

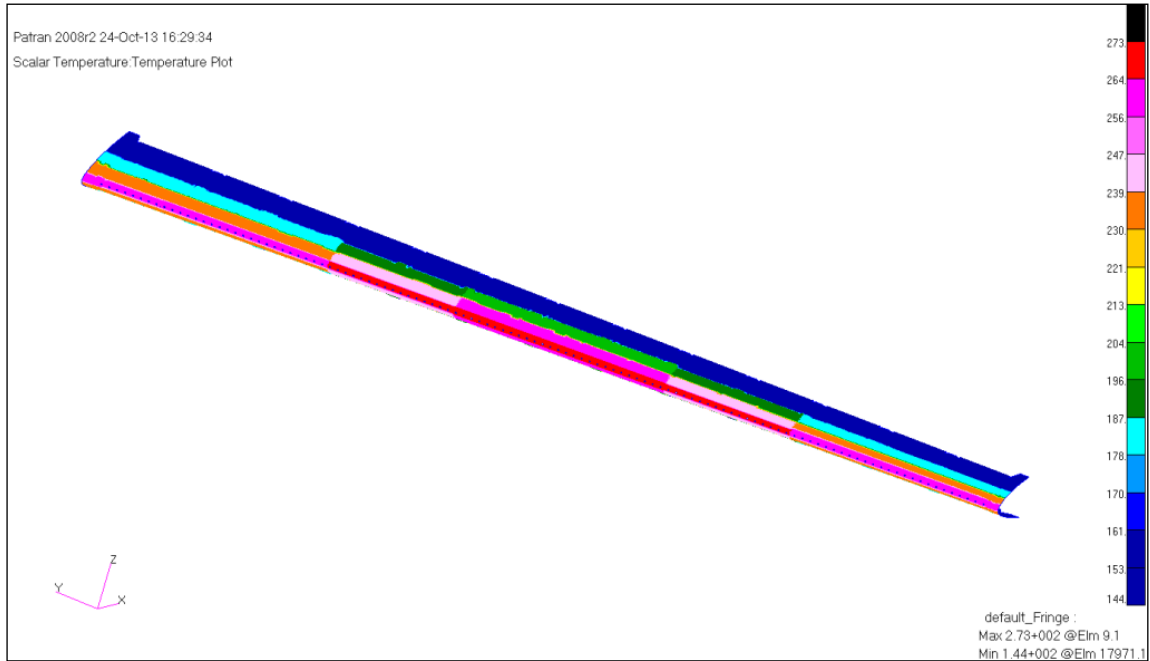


Fig. 4.30 Temperature applicate alla lamiera anteriore del condotto *anti-ice*

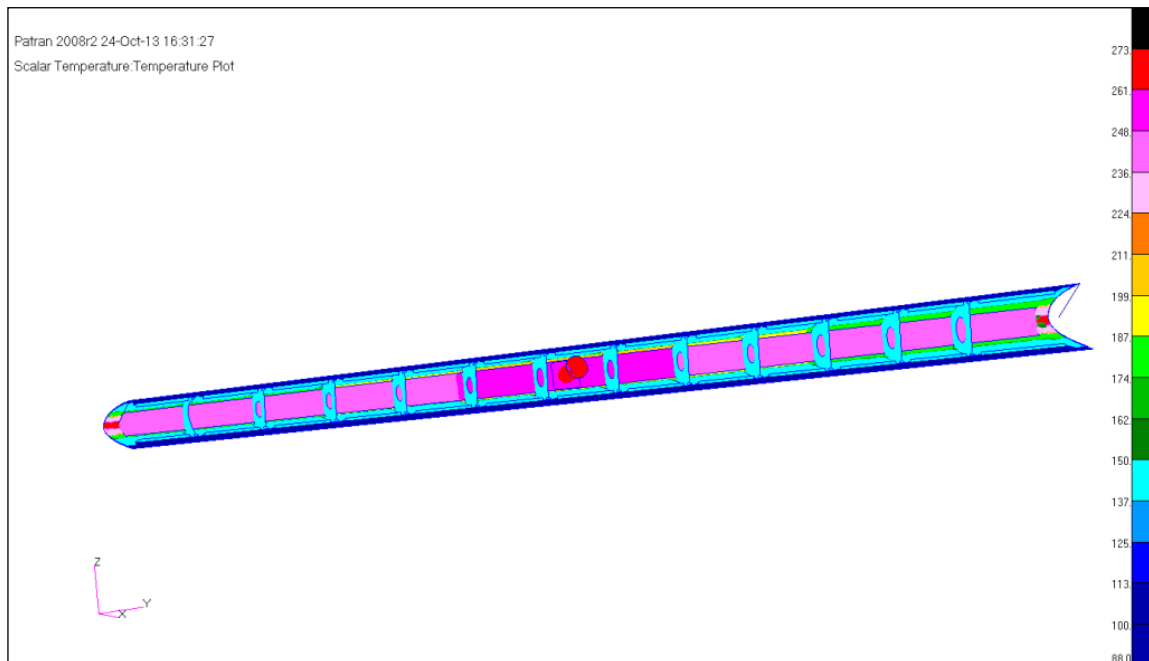


Fig. 4.31 Temperature applicate alla lamiera posteriore del condotto ed alle centine

4.8 Risultati del modello FEM – temperature

Dopo aver caricato i dati di temperatura, si è proceduto con la prima fase di calcolo. Qui di seguito vengono riportate alcune visualizzazioni grafiche (attraverso l’interfaccia MSC Patran) dei risultati ottenuti. In particolare le zone indicate dimostrano come, i punti di rottura indicati nei *Failure Reports* e nell’analisi delle deformazioni, coincidano con i punti di picco degli sforzi, ottenuti tramite l’analisi numerica a calcolatore.

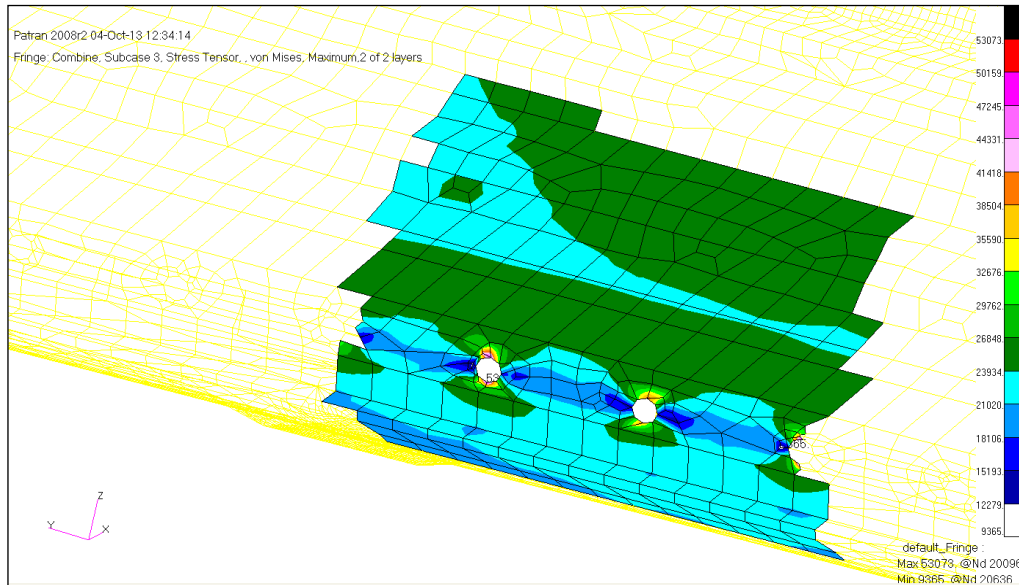


Fig. 4.32 Sforzi di Von Mises nella zona centrale dei fori di uscita aria (psi)

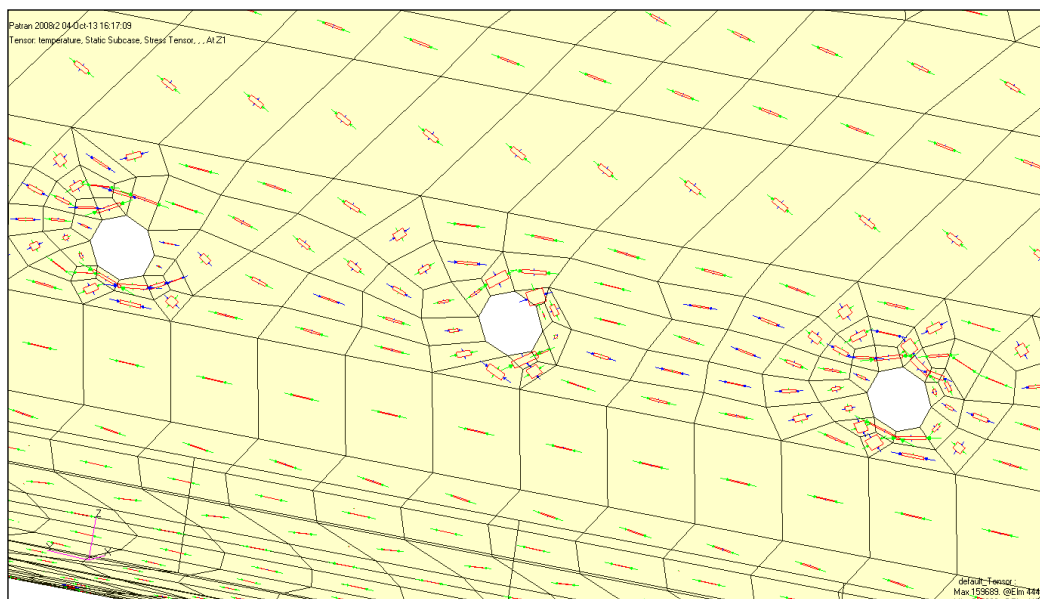


Fig. 4.33 Andamento dei flussi (tensori) di compressione nella zona attorno ai fori

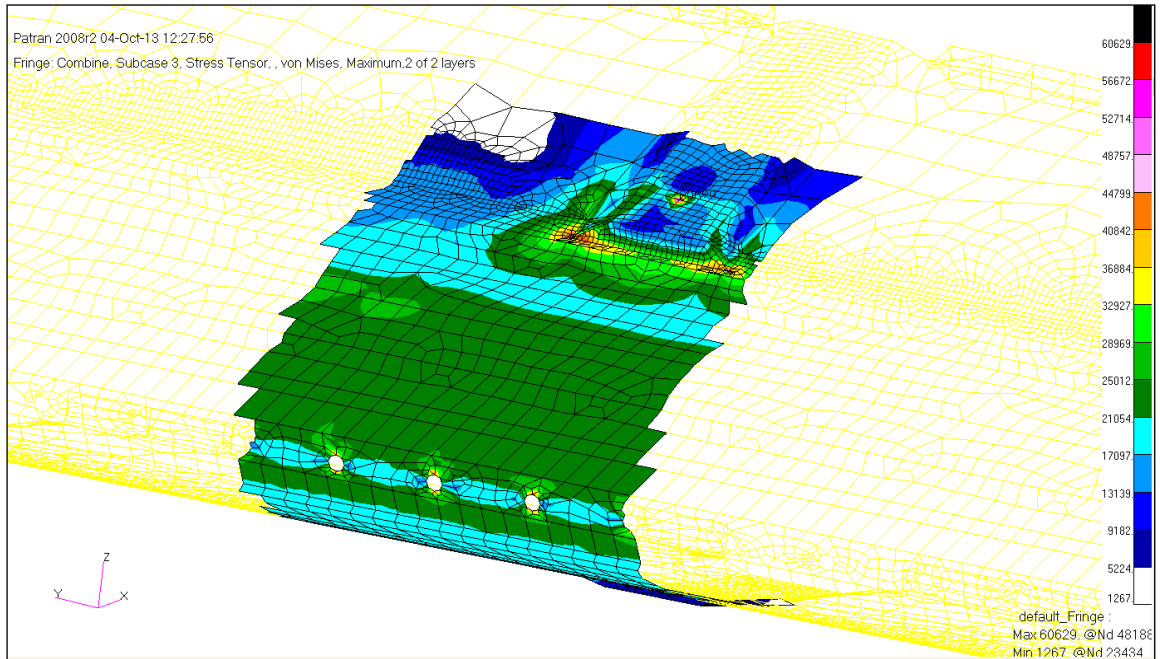


Fig. 4.34 Sforzi di Von Mises nella zona di vincolo con le centine di forma (*psi*)

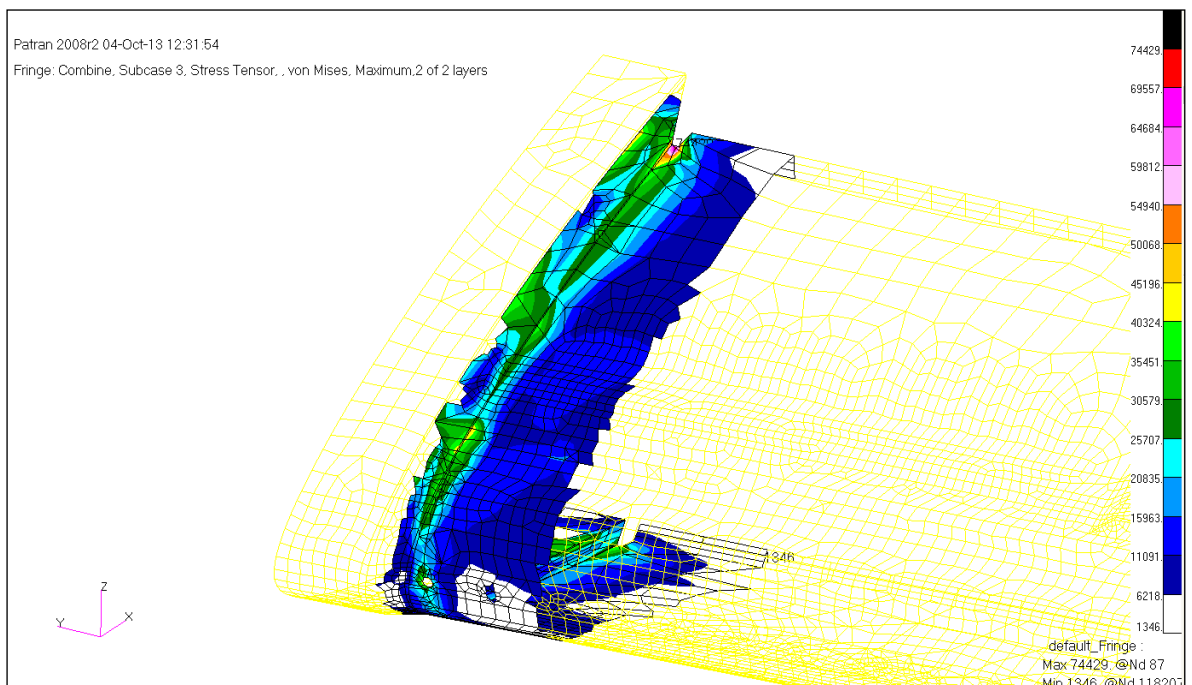


Fig. 4.35 Sforzi di Von Mises nella zona laterale di chiusura (*psi*)

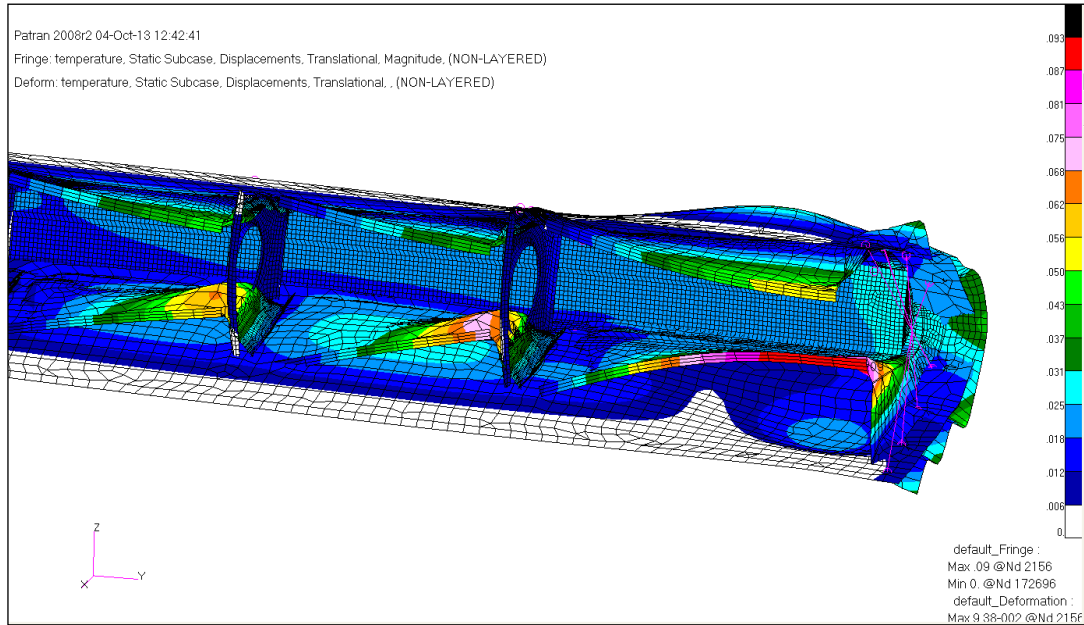


Fig. 4.36 Deformazioni (non in scala) della parte posteriore

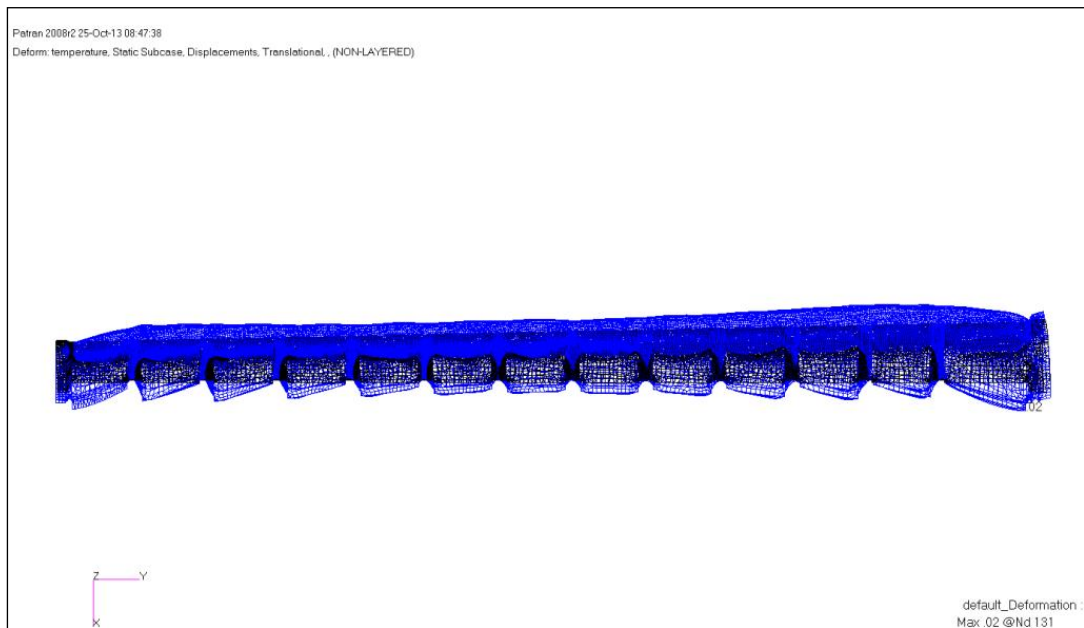


Fig. 4.37 Deformazioni (non in scala) lungo “x” viste dall’alto

Si è deciso inoltre, di testare la sensibilità del modello eseguendo ulteriori analisi di temperatura, con valori rispettivamente aumentati e diminuiti di 15°C rispetto ai valori calcolati nella fase di valutazione degli scambi termici, allo scopo di escludere eventuali rilevanti difformità nei risultati finali.

Non è necessario riportare i plottaggi dei risultati, dato che gli andamenti di tensioni (valori di picco) e deformazioni sono analoghi a quelli del modello originale, ma vengono

comunque riportati i grafici relativi alla zona centrale e a quella laterale. L'andamento è lineare quindi in accordo alle previsioni.

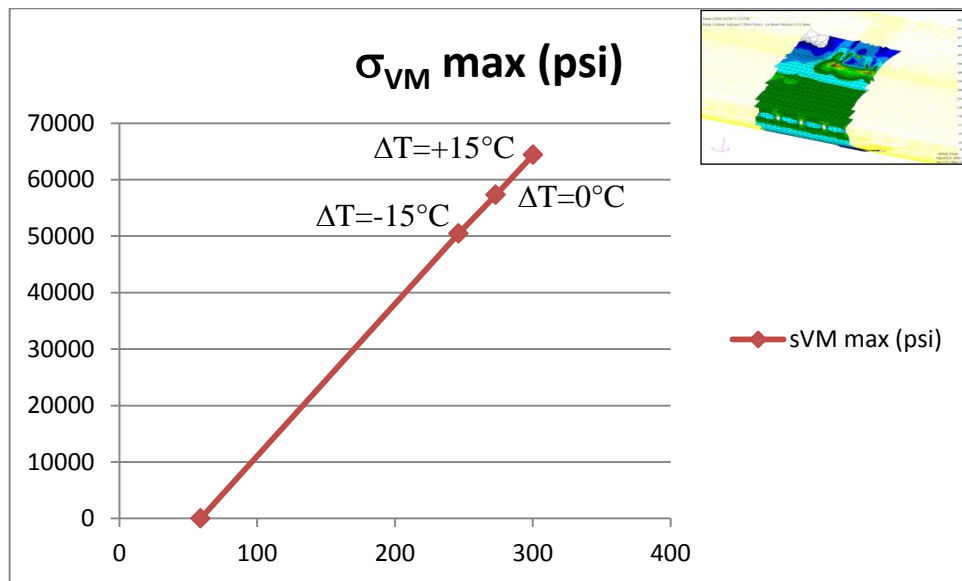


Fig. 4.38 Andamento degli sforzi per $\Delta T = -15^\circ\text{C}$, 0°C , $+15^\circ\text{C}$ (zona centrale)

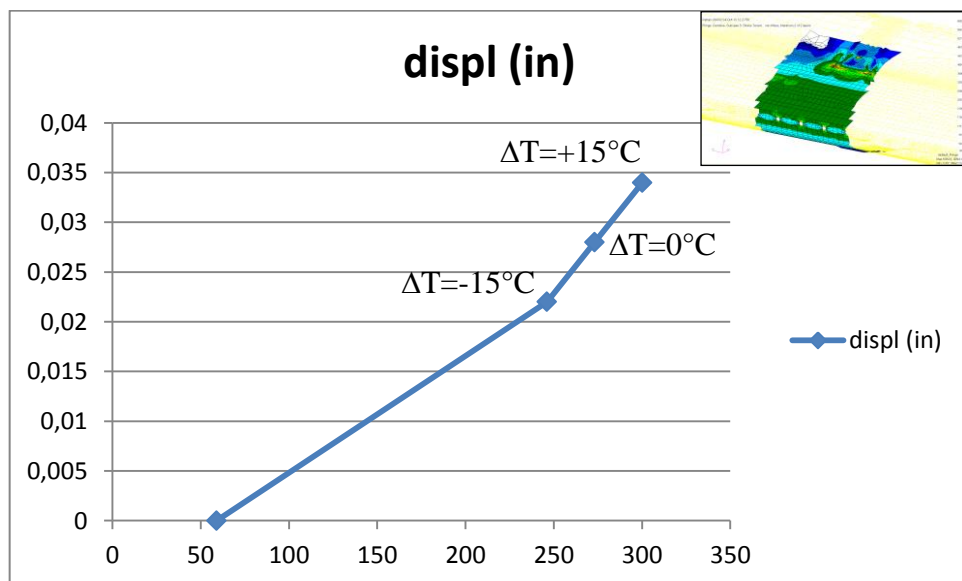


Fig. 4.39 Andamento degli spostamenti per $\Delta T = -15^\circ\text{C}$, 0°C , $+15^\circ\text{C}$ (zona centrale)

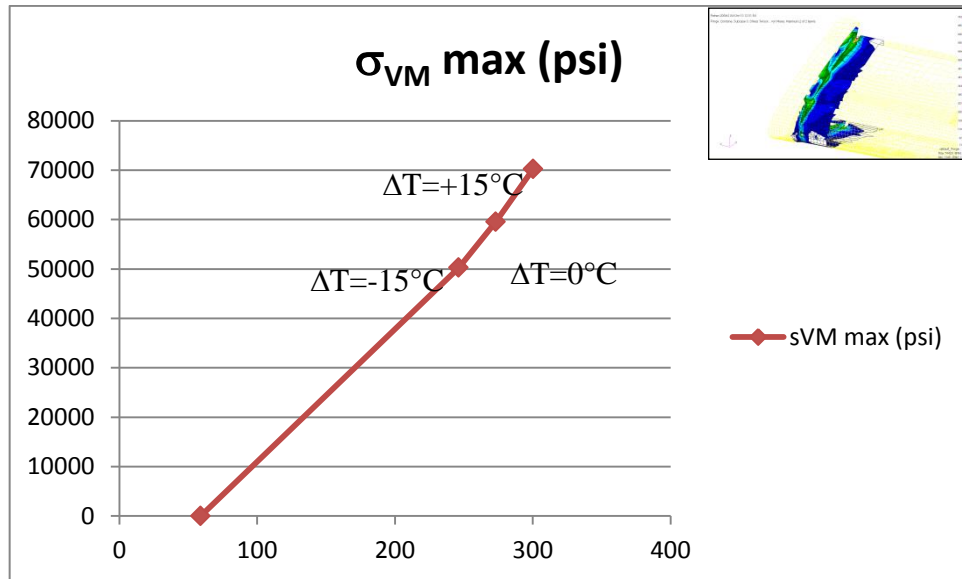


Fig. 4.40 Andamento degli sforzi per $\Delta T = -15^\circ\text{C}$, 0°C , $+15^\circ\text{C}$ (zona laterale)

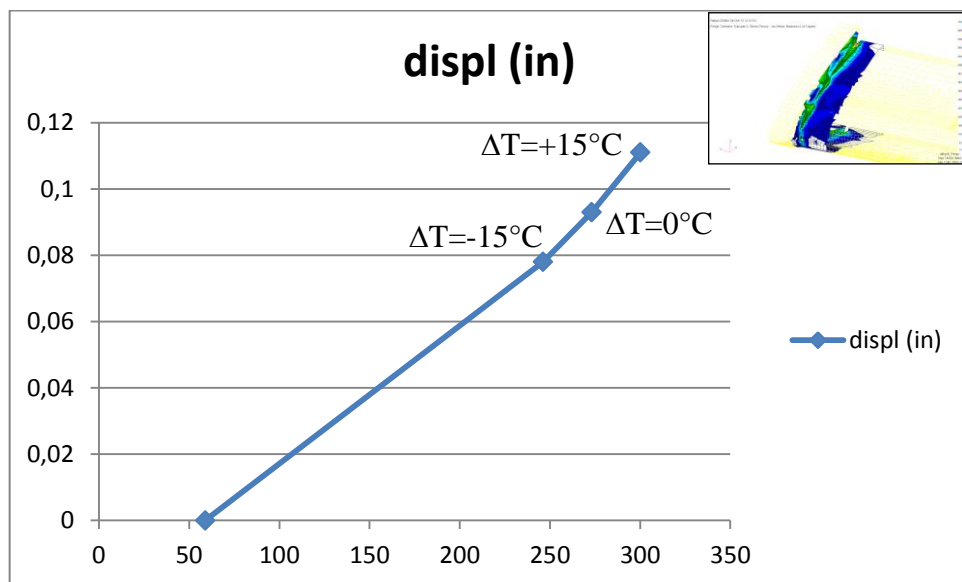


Fig. 4.41 Andamento degli spostamenti per $\Delta T = -15^\circ\text{C}$, 0°C , $+15^\circ\text{C}$ (zona laterale)

4.9 Vincoli e risultati del modello FEM – flessione

Oltre all'analisi FEM con i valori di temperatura, è stata eseguita una verifica sull'effetto di flessione dell'ala; quest'ultima trascina con sé il condotto e ne provoca una flessione forzata.

I vincoli esterni in questo caso non sono fissi ma sono degli spostamenti (UX, UY, UZ) e rotazioni (RX, RY, RZ). Questi spostamenti sono relativi alle due centine macchinate dell'ala ai lati del condotto e seguono la deformazione dell'ala.

Gli spostamenti dei due punti sono stati ricavati dal modello originale FEM del P180:

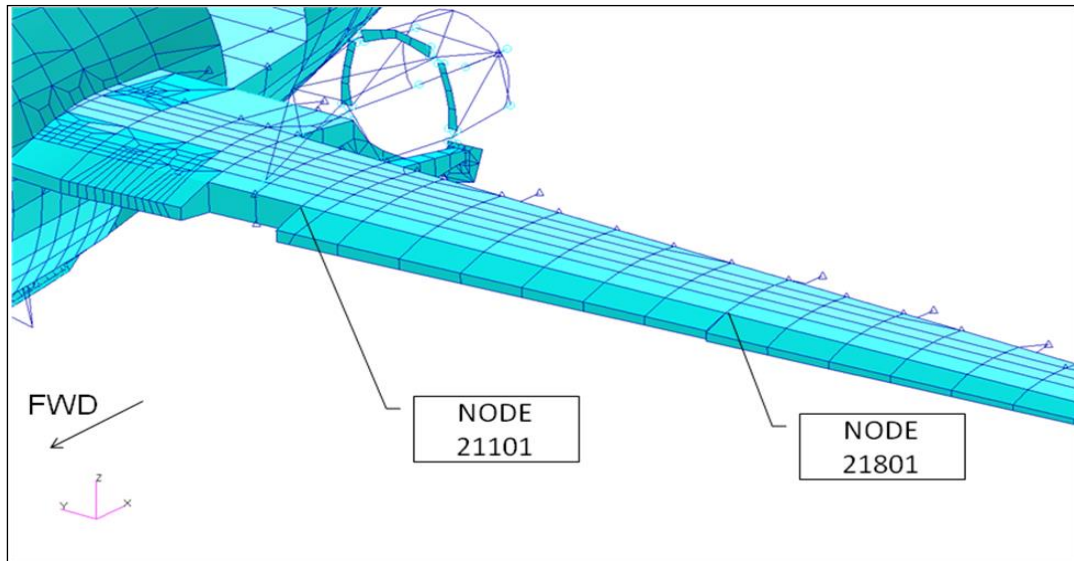


Fig. 4.42 I due nodi sul FEM del P180 da cui sono ricavati gli spostamenti

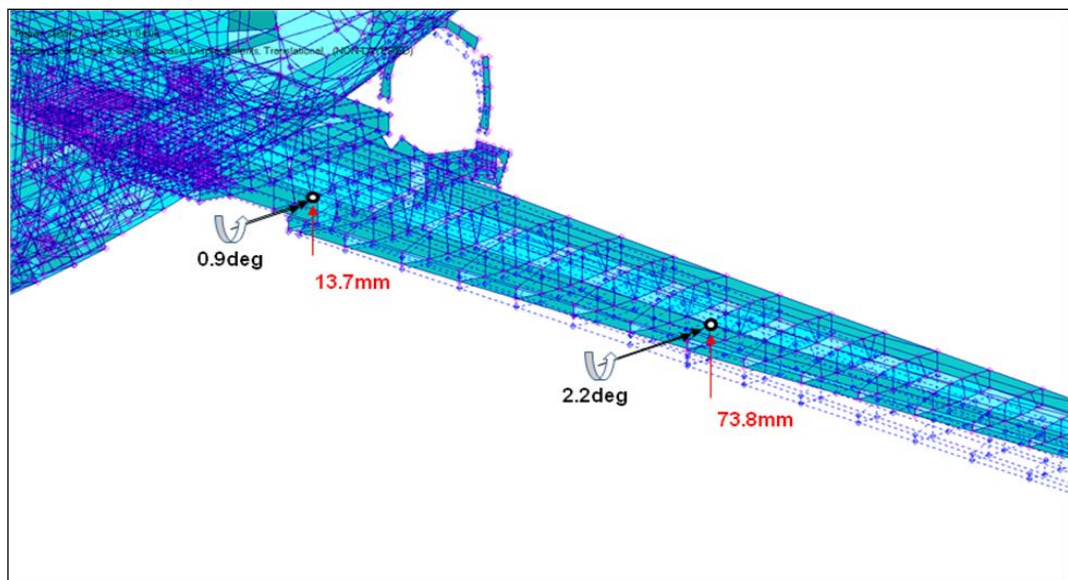


Fig. 4.43 Flessioni e rotazioni dei due nodi dovuti al volo livellato a 1g

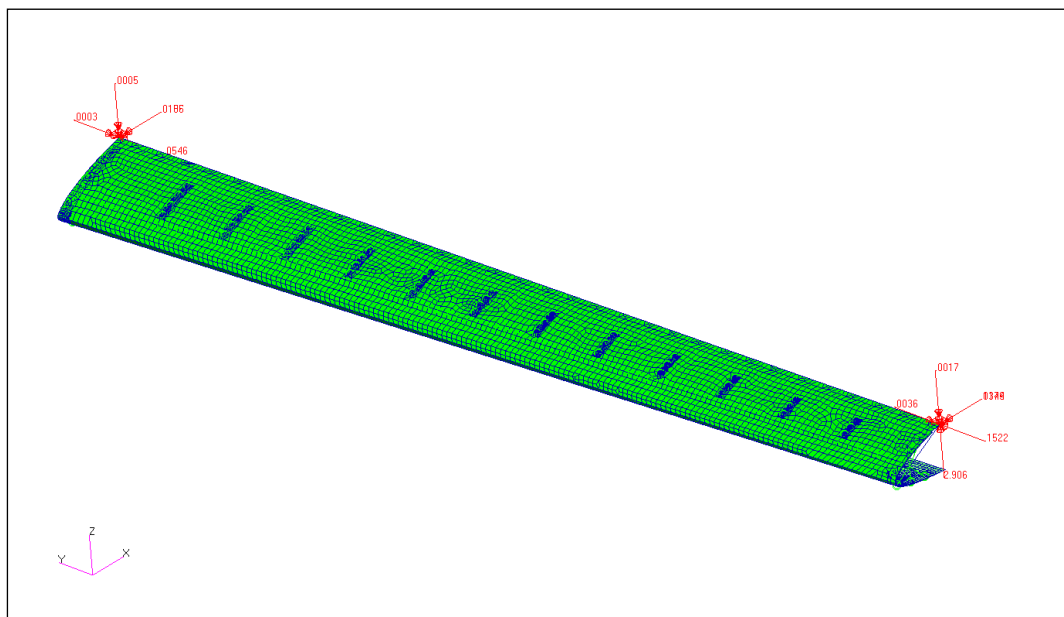


Fig. 4.44 Spostamenti e rotazioni applicati al FEM del condotto

La modellazione del vincolo sulla centina d'estremità, è stata eseguita in modo tale da simulare la rotazione rigida della centina.

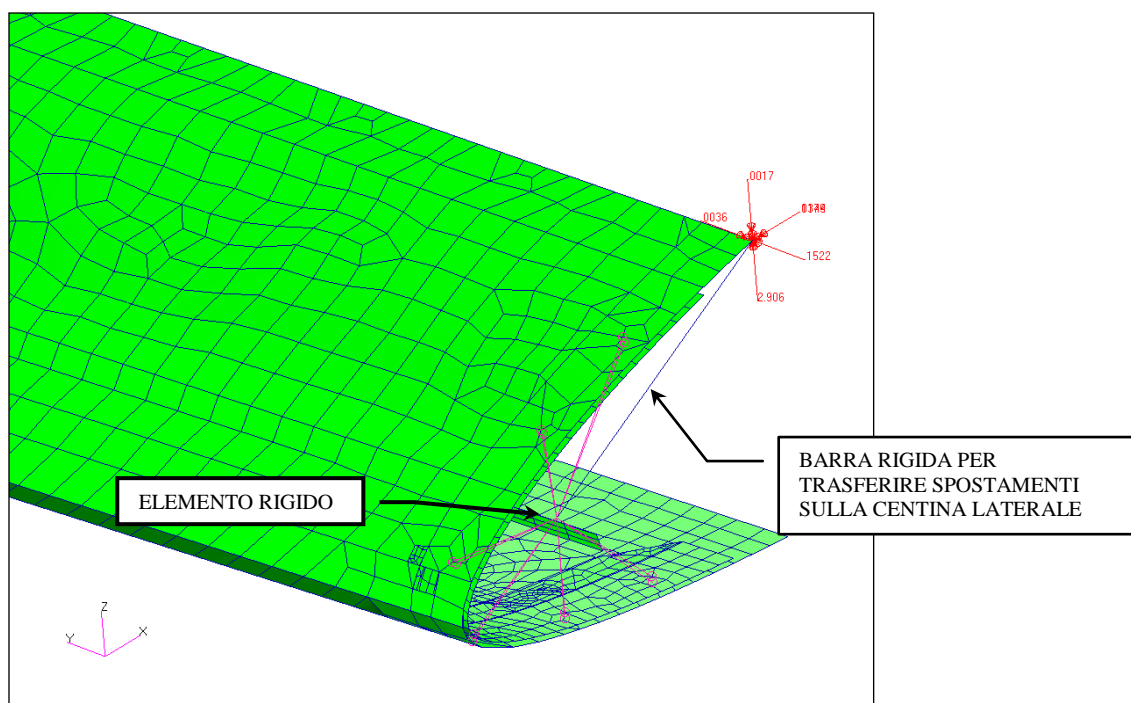


Fig. 4.45 Dettaglio della zona laterale

Di seguito sono mostrati sforzi e deformazioni del condotto, dovuti alla flessione. I valori di tensione, se confrontati con quelli riguardanti le temperature, risultano di entità inferiore, per cui non hanno effetto rilevante sul comportamento del condotto durante le fasi operative, fatta eccezione per le zone di piegatura della lamiera, in corrispondenza delle centine di forma e di estremità.

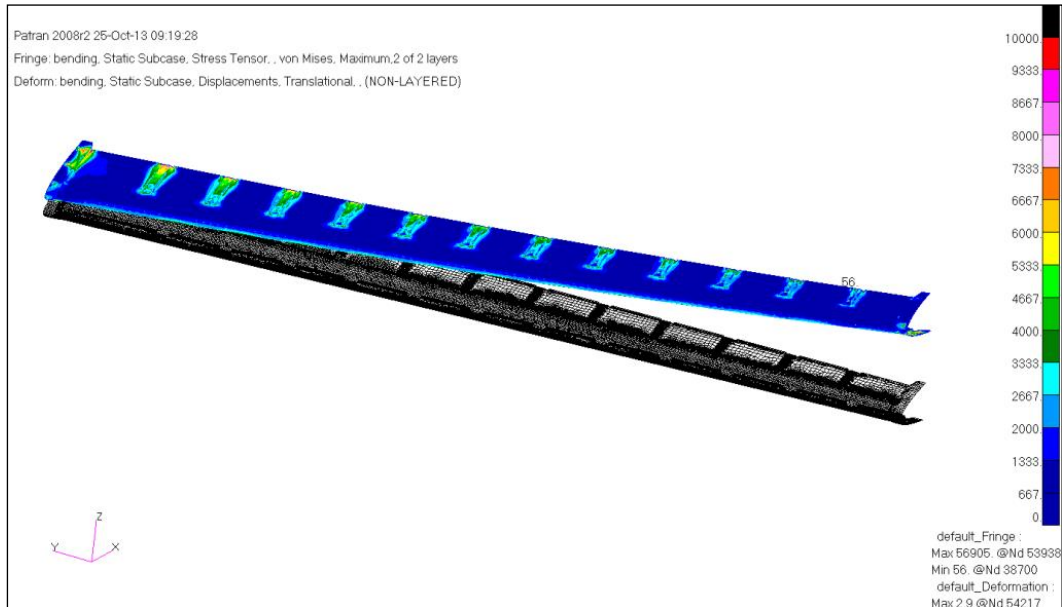


Fig. 4.46 Sforzi di Von Mises dovuti alla flessione (*psi*) – Range 1-10000 *psi*

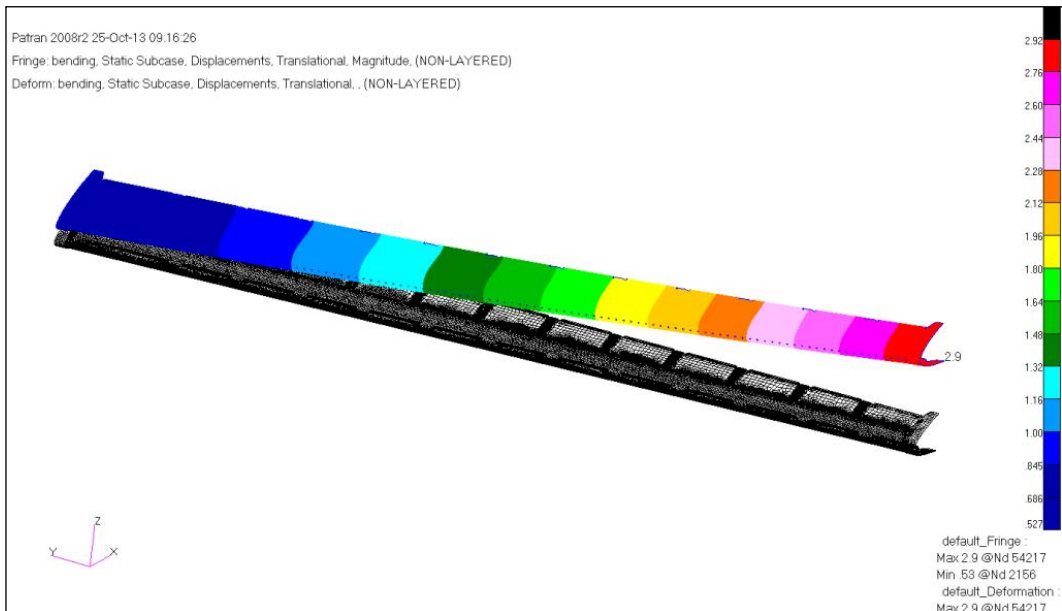
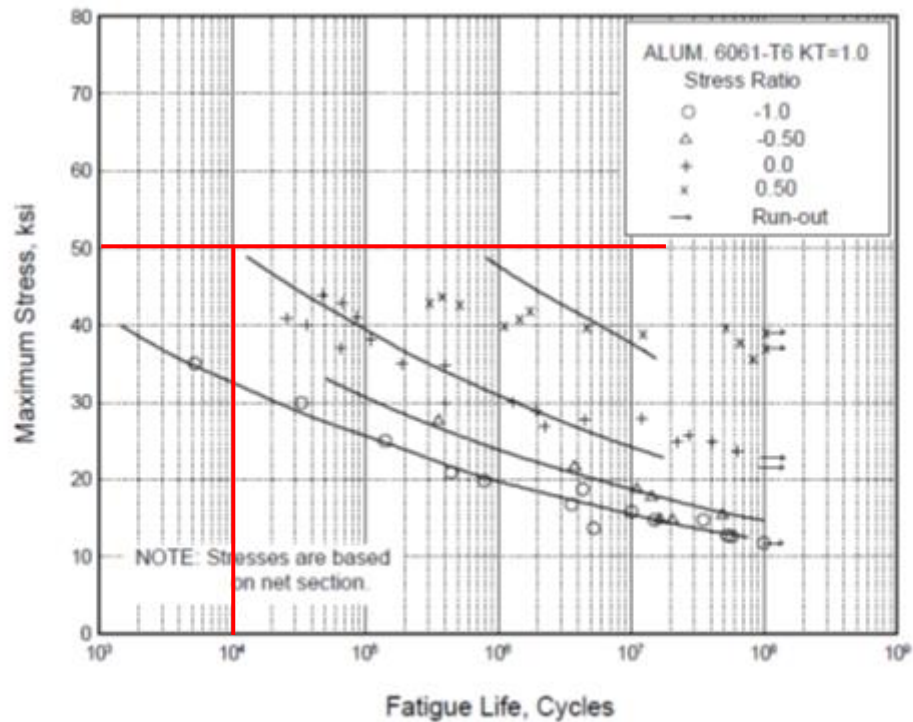


Fig. 4.47 Deformazioni dovute a flessione (*in*)

4.10 Considerazioni sui risultati ottenuti e sulla vita delle parti

Questa analisi ha contribuito a verificare le ipotesi fatte, riguardo lo stato di effettiva deformazione cui l'assieme è sottoposto durante l'esercizio, e la conseguente generazione di punti critici coincidenti, come già notato in precedenza, con i punti di effettiva frattura riscontrati durante le ispezioni. Confrontando i valori di tensione delle zone più sollecitate, con le curve S-N della lega di alluminio 6061-T62 (vedi Fig.4.48), con cui viene realizzato il condotto, è possibile procedere con una semplice verifica della sua vita a fatica.



Best-fit S/N curves for unnotched 6061-T6 aluminum alloy, various wrought products, longitudinal direction.

Fig. 4.48 Curve S-N della lega di alluminio 6061-T6

Occorre innanzitutto ipotizzare un numero di cicli di temperatura per ogni volo. Il dato non è affatto semplice da ottenere, perché influenzato da numerose variabili. Ricorrendo all'esperienza dei piloti testatori di Piaggio Aero, si è scelto di considerare come media complessiva un valore di 4 cicli per volo.

Ipotizzando che la S_{min} sia uguale a zero (impianto disattivato) e che la S_{max} coincida con i valori dovuti alle massime temperature, si ha:

$$R = S_{min}/S_{max} = 0$$

Considerando che i valori dei picchi di sforzo raggiungono i 50 ksi, dalla curva S-N risultano i cicli totali:

$$N_{tot} = 10^4 = 10000 \text{ cicli}$$

Ipotizzando 4 cicli di temperatura 0-max ogni volo (1 volo = 0.89 ore) si ha:

Numero ore a rottura = $(10000 \text{ cicli} / 4 \text{ cicli per volo}) \cdot 0.89 \text{ ore} = 2225 \text{ ore}$.

Questo risultato, da considerarsi approssimato, è comunque coerente con le rotture riscontrate dopo 3000 ore di utilizzo della macchina. Velivoli soggetti ad utilizzi più gravosi sono da considerare a forte rischio di rottura, già prima del completamento del primo ciclo di ispezioni.

L'obiettivo di possibili studi di modifica della struttura, dovrà essere quindi quello di intervenire sullo stato di sollecitazione complessivo e sui punti critici, per ottenere come risultato finale un aumento dei tempi di vita delle parti.

Capitolo 5 Proposte di soluzione del problema

5.1 Modifiche al modello FEM

Dopo aver verificato, per mezzo dell'analisi svolta, le criticità presenti nell'attuale configurazione dell'assieme, si è compreso che le due principali cause di rottura sono l'eccessivo numero di vincoli presenti ed alcune geometrie scelte in fase di progettazione, rivelatesi critiche durante l'esercizio. Si è deciso quindi di modificare il modello FEM dell'assieme, eliminando i vincoli che legano il condotto alle dodici centine di forma ed alle due centine di estremità del bordo d'entrata centrale. A seguito del ricalcolo dei risultati, si è potuto osservare un notevole cambiamento nello stato di tensione presente all'interno della struttura.

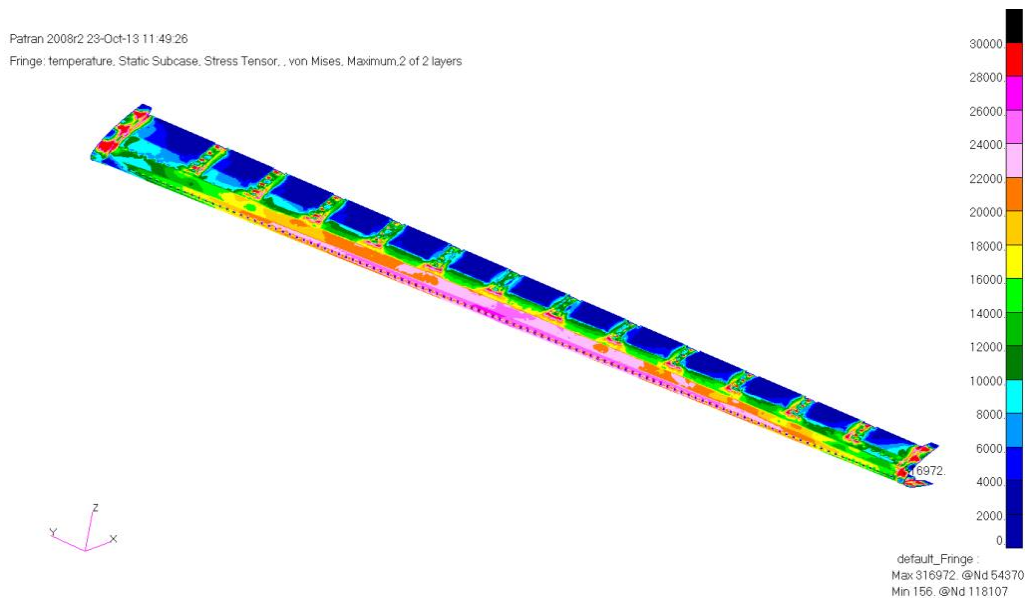


Fig.5.1 Sforzi di Von Mises stato di vincolo attuale (range 1-30000 psi)

Nella Fig.5.1 sono mostrati lo stato di sollecitazione con i vincoli attualmente presenti e le tensioni indotte dal solo effetto della temperatura, con picchi che, in alcune zone, raggiungono i 30000 psi (~ 207 MPa).

Di seguito, in Fig.5.2 è possibile osservare l'abbassamento dello stato di tensione, ottenuto svincolando il condotto dal resto della struttura.

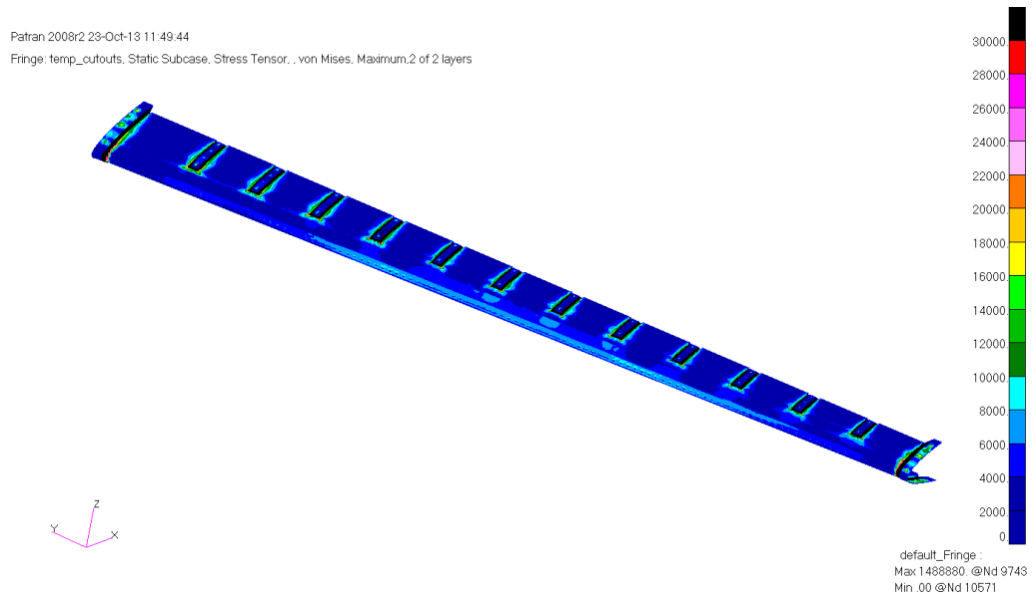


Fig.5.2 Sforzi di Von Mises con condotto svincolato (range 1-30000 *psi*)

Come mostrato nel dettaglio della zona centrale (Fig.5.3 e Fig.5.4), si passa da valori che, nello stato attuale si attestano mediamente tra 15000 e 25000 *psi* (con picchi sino a 30000 *psi*), a valori notevolmente inferiori, che non superano mai i 10000 *psi* su quasi tutta la superficie della struttura. Permangono alcuni punti in cui gli sforzi, seppur con valori notevolmente inferiori rispetto a quelli attuali, risultano maggiori se confrontati con il resto della superficie. Sui vertici delle imbutiture effettuate sulla lamiera del condotto, in corrispondenza delle centine di vincolo e lungo le piegature in prossimità delle sue estremità laterali, le tensioni raggiungono valori intorno a 20000 *psi*. Questo conferma l'inadeguatezza delle forme geometriche scelte in fase di progetto per queste zone, in rapporto al comportamento del condotto, quando questo subisce lo *stress* termico maggiore.

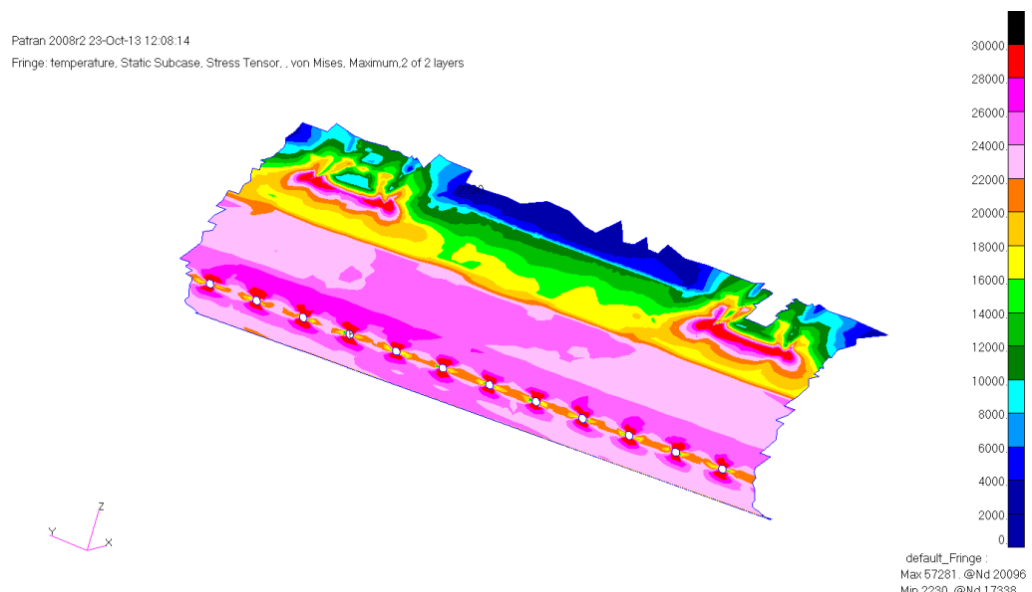


Fig.5.3 Zona centrale - Sforzi di Von Mises stato attuale (range 1-30000 *psi*)

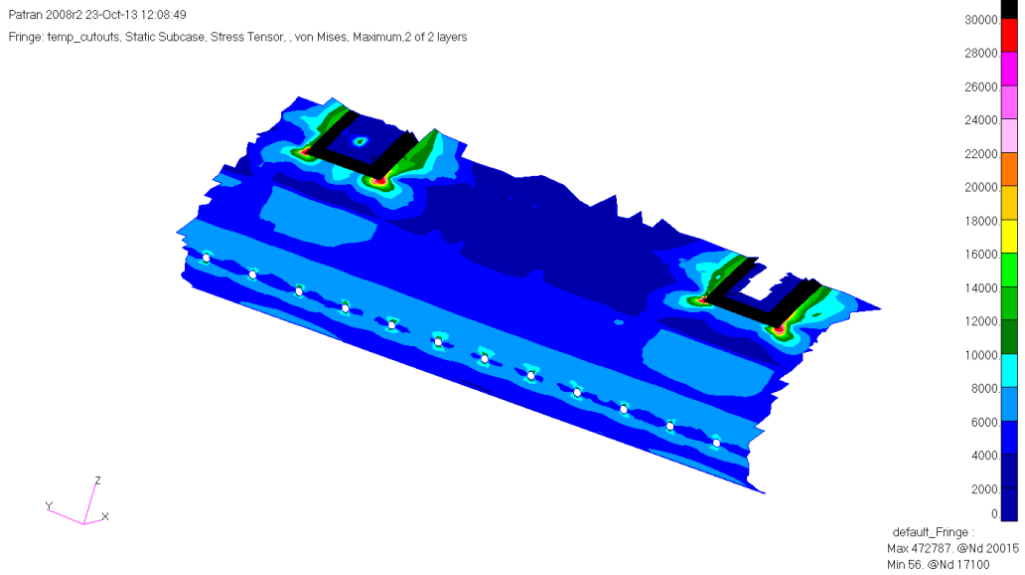


Fig.5.4 Zona centrale - Sforzi di Von Mises condotto svincolato (range 1-30000 psi)

E' interessante inoltre confrontare gli stati di deformazione del condotto attuale con quelli del condotto svincolato. Di seguito sono riportate alcune immagini del modello ad elementi finiti (da Fig. 5.5 a Fig.5.8), che mostrano le deformazioni lungo l'asse longitudinale "y" e lungo l'asse verticale "z", nelle due diverse configurazioni.

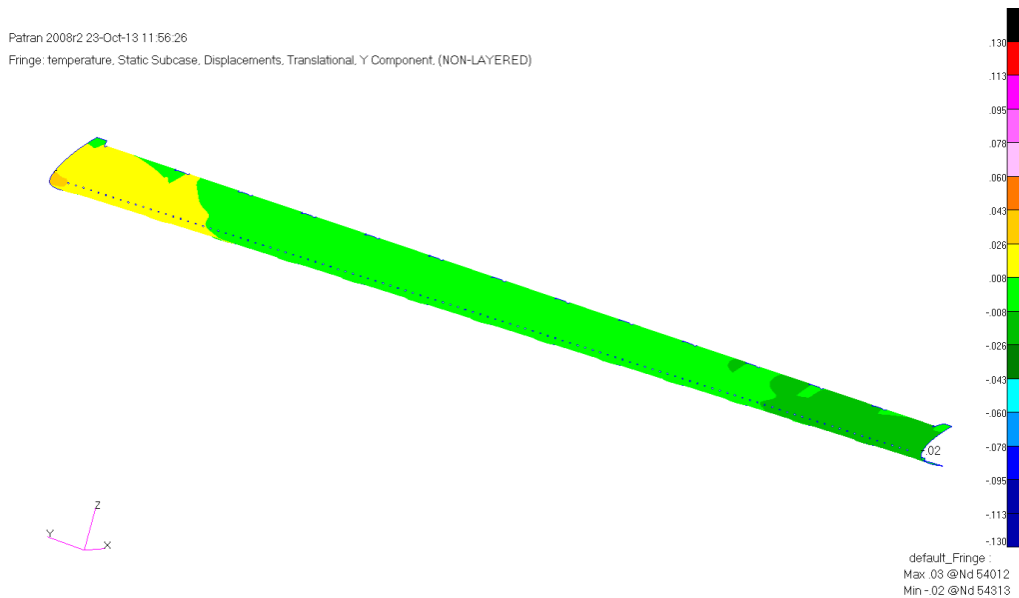


Fig.5.5 Deformazioni lungo "y" (stato attuale)

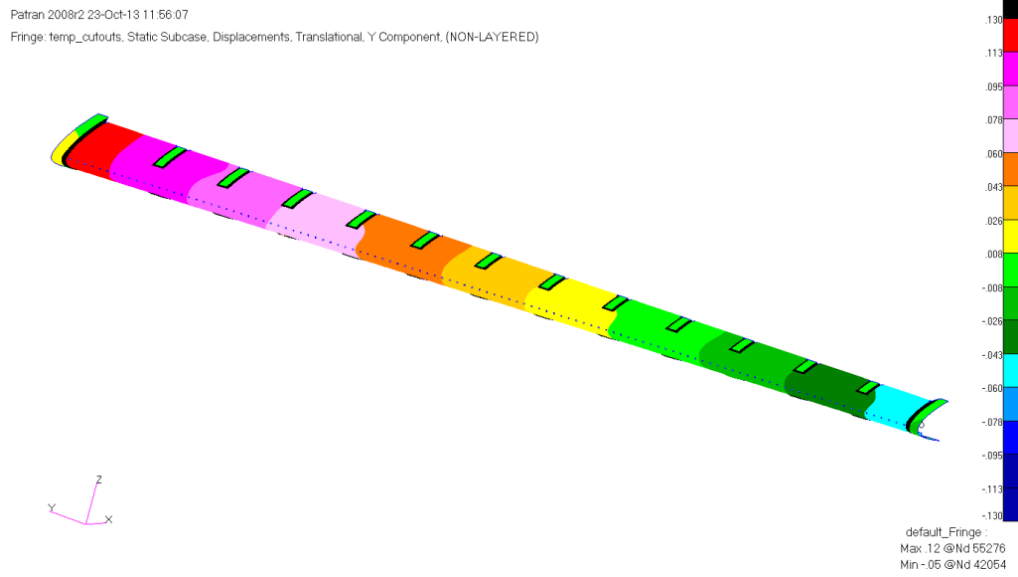


Fig.5.6 Deformazioni lungo “y” (condotto svincolato); $\pm 0.13in=3.3mm$ agli estremi

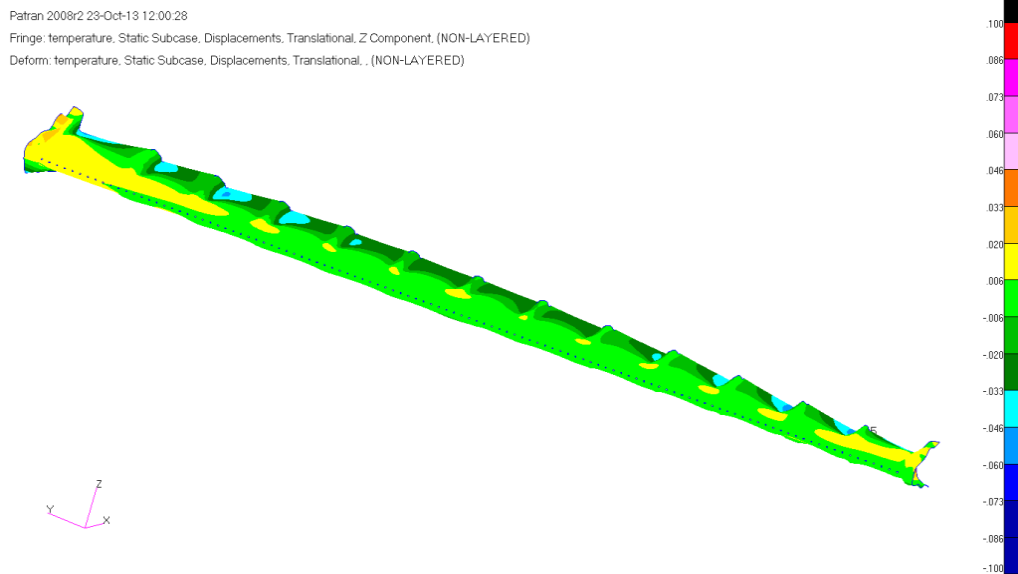


Fig.5.7 Deformazioni lungo “z” (stato attuale) – x20 volte

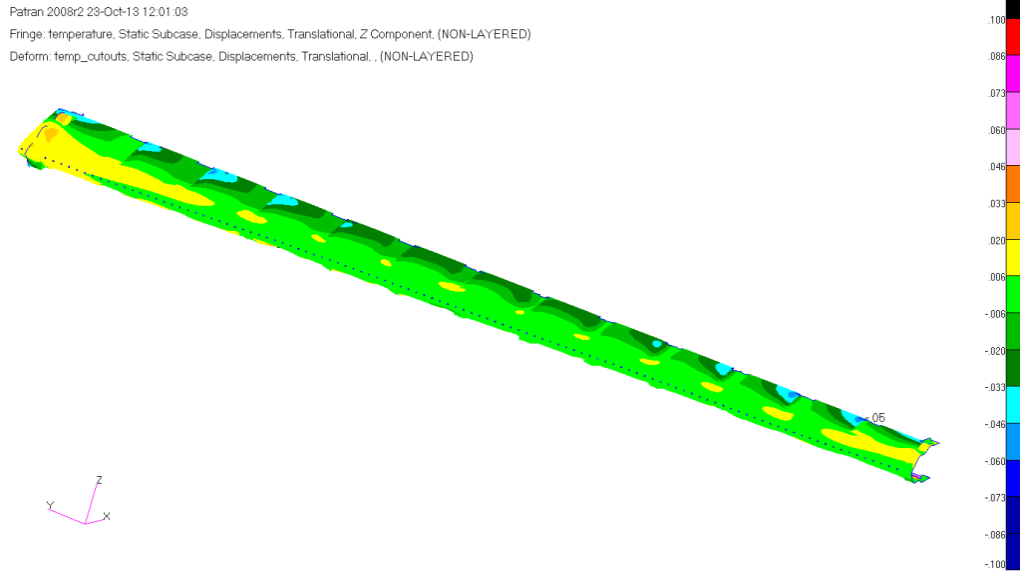


Fig.5.8 Deformazioni lungo “z” (condotto svincolato) – x20 volte

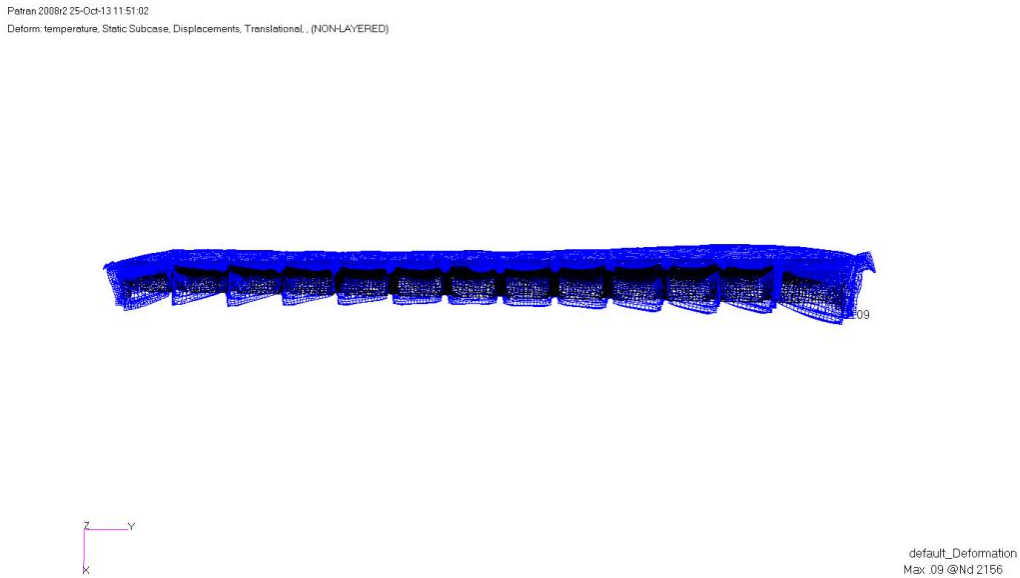


Fig.5.9 Deformazioni totali viste dall’alto (stato attuale) – x100 volte

Patran 2008r2 25-Oct-13 11:51:25
Deform: temp_cutouts, Static Subcase, Displacements, Translational, (NON-LAYERED)



default_Deformation :
Max: 12 @Nd 55276

Fig.5.10 Deformazioni totali viste dall'alto (condotto svincolato) – x100 volte

5.2 Modifiche applicabili all'assieme condotto - bordo d'entrata

Occorre innanzitutto ricordare che, per motivazioni legate a requisiti di certificazione della macchina e nello specifico dell'impianto *anti-ice* installato a bordo, si è ritenuto opportuno evitare soluzioni troppo radicali. Queste comporterebbero infatti l'obbligo di effettuare nuove verifiche funzionali dell'impianto, richieste dall'Ente certificatore secondo la normativa, proprio in quei casi in cui le modifiche apportate determinano una variazione rilevante della geometria del sistema, e quindi delle sue prestazioni. Come è evidente, tutto questo si tradurrebbe per l'azienda in elevati costi di progettazione ed introduzione in linea di produzione della modifica.

Per questi motivi sono state elaborate due soluzioni, ognuna con differenti obiettivi ed impatti, sia in termini di costo che di tempo di introduzione. Entrambe, comunque, non variano in modo rilevante le caratteristiche della struttura e risultano, in prima analisi, applicabili in produzione ed anche in *retrofit* sulla flotta in servizio. Di seguito sono descritte le due proposte.

Soluzione n° 1:

Si tratta di quella più semplice, che si pone l'obiettivo di eliminare alcuni punti di concentrazione della tensione, attraverso la modifica delle geometrie utilizzate e la variazione di alcune lavorazioni. Come detto in precedenza, si sono rivelate critiche le imbutiture in corrispondenza delle centine di forma, le piegature alle estremità longitudinali della lamiera e la zona di vertice in corrispondenza di queste ultime (vedi Fig.5.11).

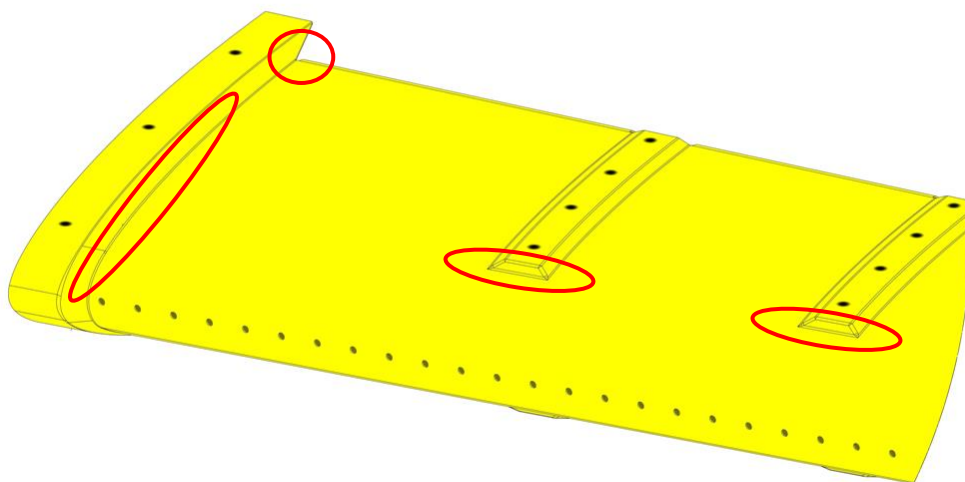


Fig.5.11 Punti critici sulla lamiera anteriore del condotto

Riguardo le imbutiture in corrispondenza delle centine, è opportuno passare da una forma rettangolare ad una ad arco di circonferenza, eliminando così i due spigoli critici.

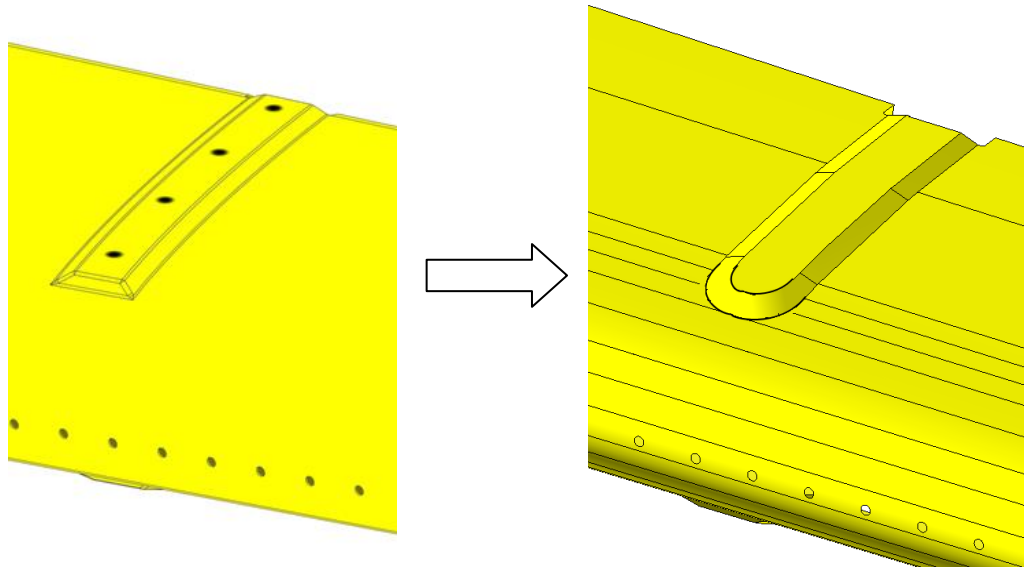


Fig.5.12 Zona di vincolo con la centina di forma (pre e post modifica)

Nella zona di piegatura occorre innanzitutto sostituire le saldature utilizzate per l'installazione dei tappi di chiusura, con una rivettatura, previa sigillatura con silicone resistente alle alte temperature. In questo modo, oltre ad eliminare l'irrigidimento creato dalla saldatura, è possibile aumentare lo spazio disponibile per variare i raggi dalle piegature.

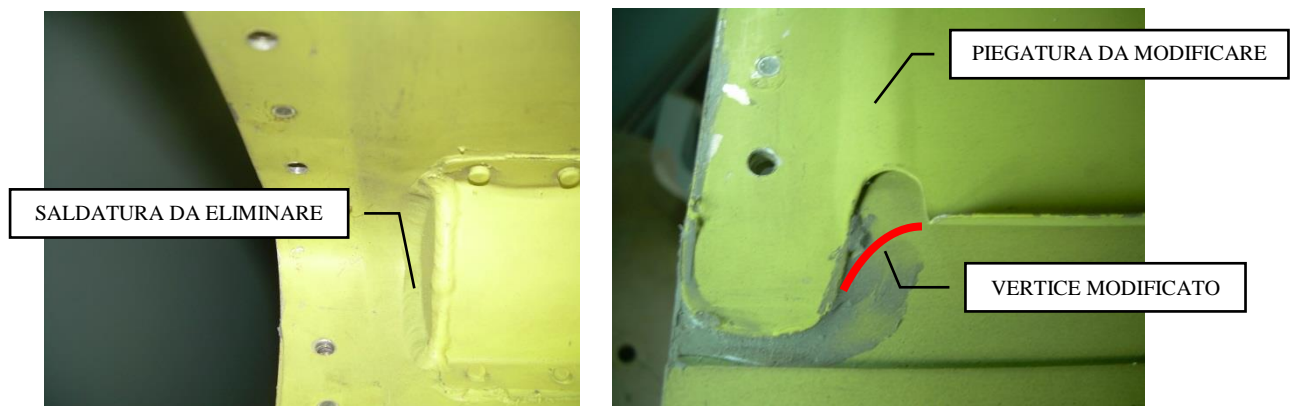


Fig.5.13 Zona di estremità - modifiche

Queste modifiche richiedono solamente alcune rilavorazioni dello stampo della lamiera anteriore del condotto e l'aggiornamento dei relativi disegni. Le variazioni da introdurre ai cicli di lavorazione sono minime ed il numero di parti dell'assieme rimane inalterato.

In definitiva, questa soluzione non migliora lo stato di tensione interno della struttura e, con tutta probabilità, non si potranno evitare fratture nella zona dei fori di efflusso dell'aria, i quali permangono specialmente nella parte centrale, come punti di

concentrazione degli sforzi. Si tratta quindi di una soluzione di compromesso, che tuttavia consentirebbe di allungare la vita utile del condotto.

Soluzione n° 2

In questo caso si tratta di attuare modifiche più significative, che hanno l'obiettivo di abbattere lo stato di tensione interna del condotto in esercizio. Per ottenere questo risultato occorre eliminare i vincoli in eccesso (vedi Fig.4.12). Nelle zone in corrispondenza delle centine di forma, occorre praticare delle aperture nella lamiera anteriore, tali da consentire al condotto di rimanere svincolato dalle centine e dal bordo d'attacco. Le parti di lamiera eliminate possono essere sostituite da "piatti di supporto", i quali devono essere vincolati tra bordo e centina al posto della lamiera (vedi Fig.5.14). Questi hanno il compito di sostenere il condotto e tenerlo in posizione, consentendogli allo stesso tempo di muoversi lungo "y", ed in modo controllato, anche lungo "z". Di seguito sono riportate alcune immagini che mostrano le modifiche descritte. Questo studio, condotto sul modello solido 3D dell'assieme, è da considerarsi come studio preliminare ed è stato realizzato utilizzando il software CATIA V5.

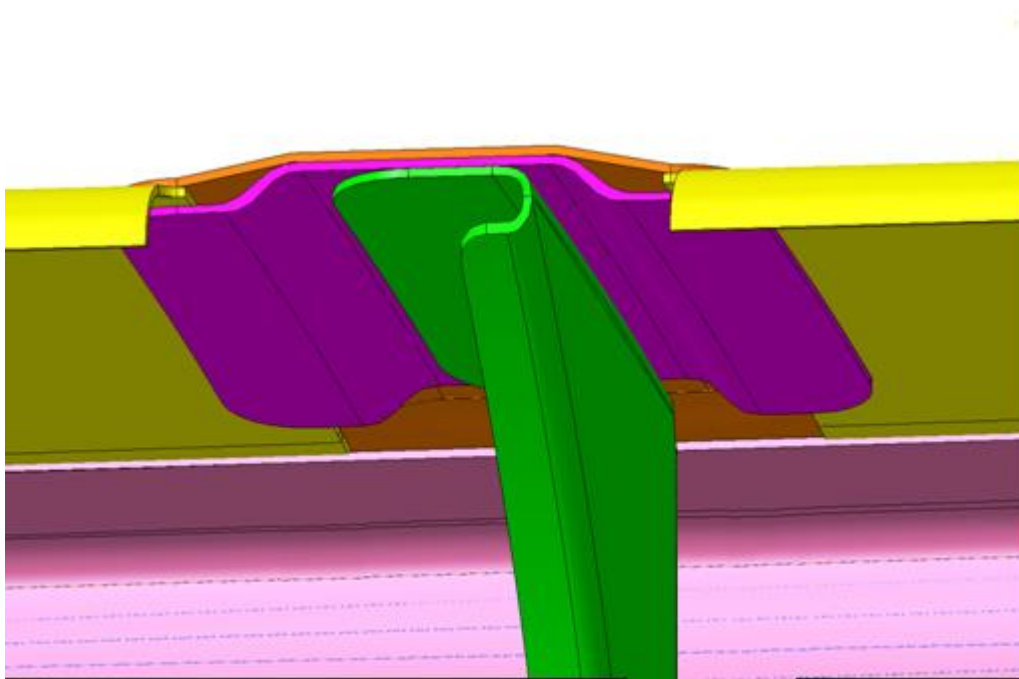


Fig.5.14 Nuovi piatti di supporto e lamiera anteriore modificata

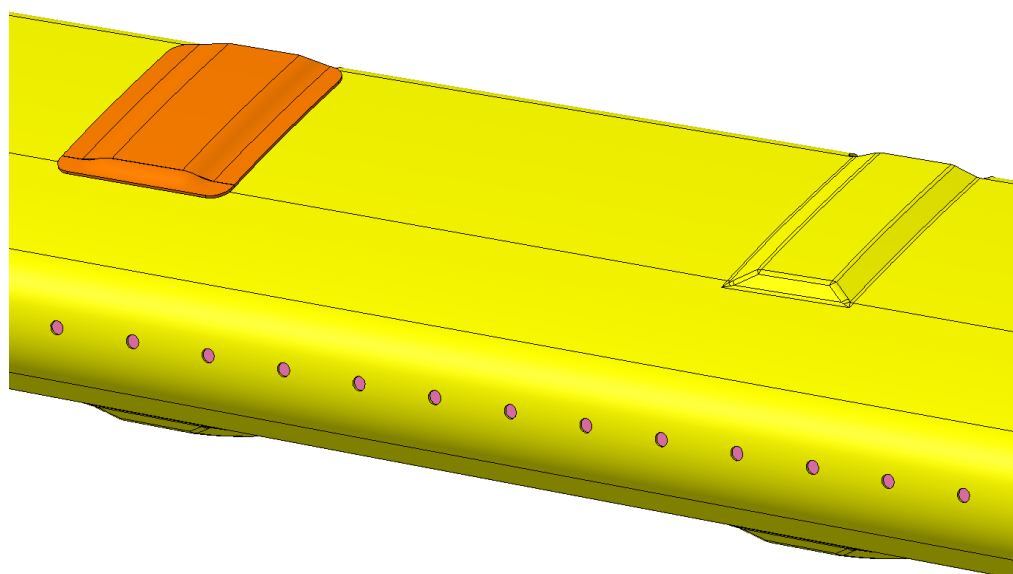


Fig.5.15 La struttura vista dall'esterno (pre – a destra - e post modifica)

Per consentire al condotto di distendersi liberamente, è necessario eliminare anche i vincoli laterali. A tale scopo occorre interrompere la lamiera anteriore prima del piano di fissaggio con la centina laterale, e sostituire la parte di lamiera rimossa con una guarnizione, fissata tramite un supporto al bordo d'entrata. In questo modo si consente al condotto di scorrere lungo "y", mantenendolo comunque in posizione in senso trasversale.

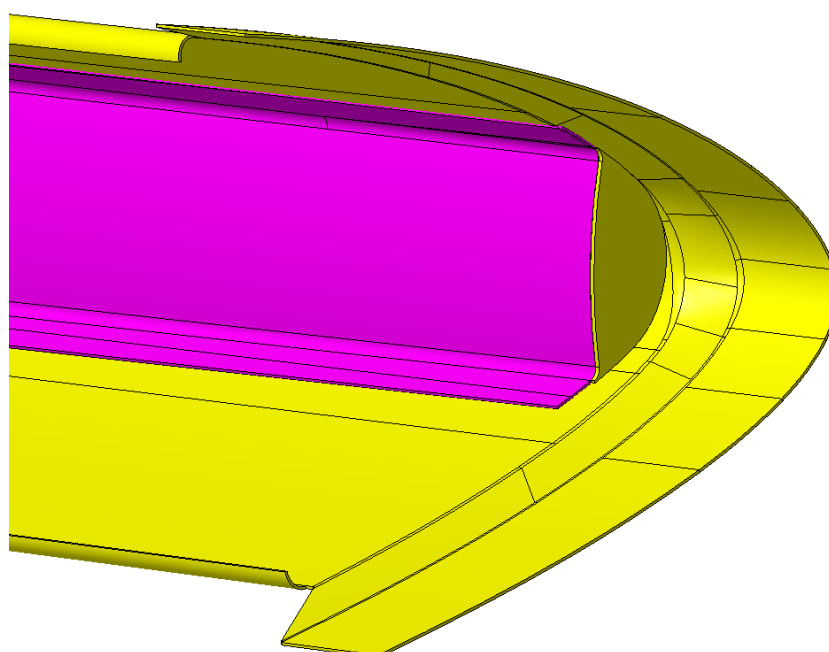


Fig.5.16 Dettaglio della zona laterale – configurazione attuale

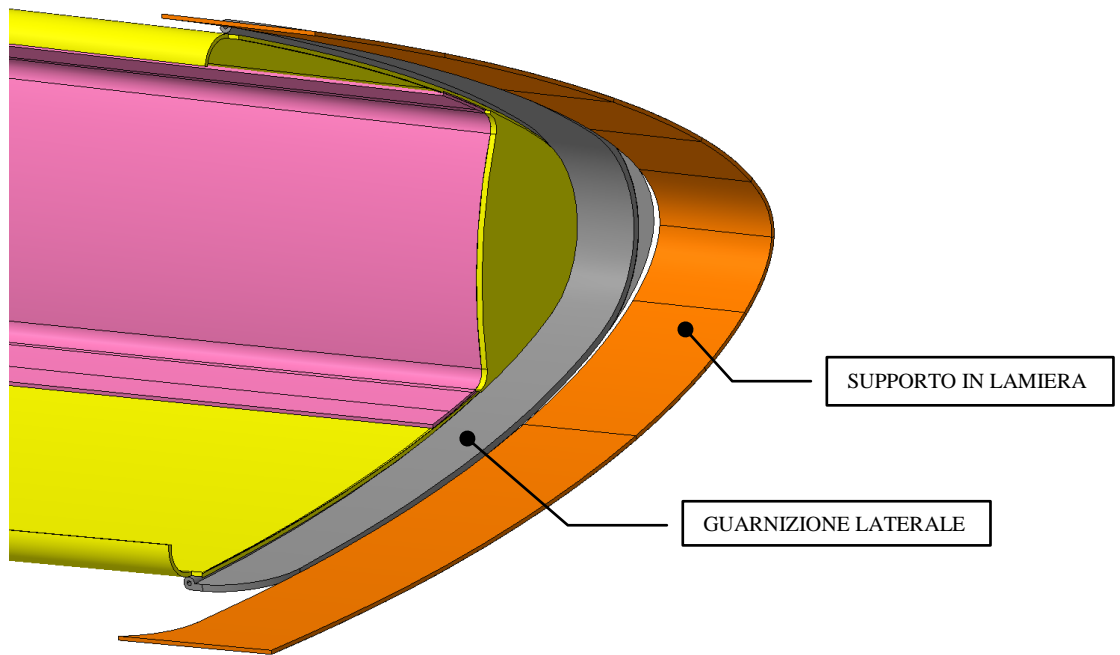


Fig.5.17 Dettaglio della zona laterale – nuova configurazione

Facendo riferimento alla Fig.5.10, allo scopo di migliorare il controllo degli spostamenti lungo “x”, è opportuno modificare le due centine C9 e C18 (vedi Fig.3.1), come mostrato in Fig.5.18, evitando così eccessivi arretramenti nelle zone laterali. Tramite l’installazione di due flange di battuta, opportunamente posizionate sulla superficie interna del bordo d’attacco (vedi Fig.5.19 e 5.20), si impedisce infine al condotto distributore di avanzare nella zona centrale.

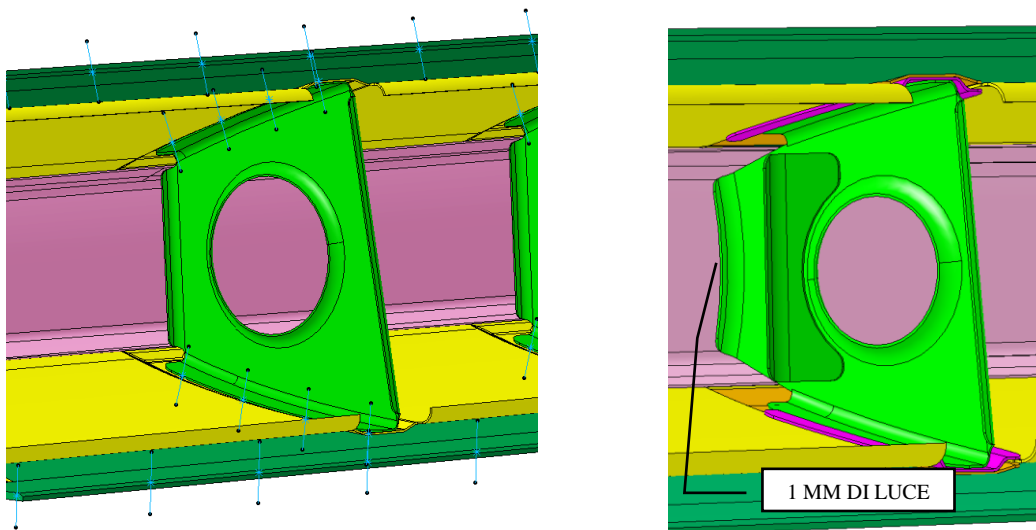


Fig.5.18 Centina laterale in configurazione pre e post modifica



Fig.5.19 Flange di battuta e loro posizionamento



Fig.5.20 Dettaglio delle flange di battuta

Queste modifiche, nel complesso, risultano di “pesantezza progettuale/realizzativa” decisamente superiore rispetto alla soluzione precedentemente presentata. E’ necessario infatti apportare cambiamenti radicali alla lamiera anteriore e ad alcune centine, realizzare nuove parti da inserire nell’assieme e variare cicli di lavoro e parte delle attrezzature utilizzate.

D’altra parte, dopo aver confrontato gli stati di tensione presenti nel condotto in questa configurazione con i grafici di vita a fatica del materiale utilizzato, è possibile affermare, con ragionevole certezza, che, adottando questa soluzione, si otterrebbero notevoli aumenti della vita utile del condotto, allineandola maggiormente alla vita complessiva di servizio del velivolo (ad oggi 15000 ore, ma che si prevede si possa estendere a 18000 ore).

Capitolo 6 Analisi costi/tempi e conclusioni

6.1 Descrizione del processo di modifica

L'iter di introduzione di una modifica ha inizio con la compilazione, da parte dell'ente aziendale promotore, di un modulo di "richiesta di modifica", il quale viene inoltrato alla direzione tecnica. Questa, in accordo con la direzione generale e con il responsabile della programmazione, dopo aver valutato la modifica, decide se destinare le risorse occorrenti per la sua realizzazione.

Le modifiche programmate vengono presentate e discusse dall'ente promotore al "Comitato interno Modifiche", convocato dal capo progetto (responsabile tecnico del progetto del velivolo), al quale prendono parte le figure aziendali ritenute coinvolte nella realizzazione della modifica.

Il primo documento tecnico stilato dall'ente promotore è un "dossier di modifica tecnica" o "D.M.T.", nel quale viene presentata la modifica, vengono individuati i vincoli normativi ai quali occorre dare rispondenza per ottenere la certificazione da parte dell'autorità e dove sono infine evidenziati gli impatti sulla configurazione del velivolo, sui cicli di produzione e collaudo, sulle attività dei laboratori di prova e del reparto volo sperimentale, sulla manualistica del velivolo.

Devono quindi essere generati ed emessi, previa verifica, i disegni costruttivi delle nuove parti da installare e/o modificati ed emessi i disegni installativi esistenti. A seguito di ciò, vengono prodotti dagli uffici di ingegneria industriale nuovi cicli di produzione, che sostituiscono quelli esistenti e che possono in qualche caso comportare un adeguamento delle attrezzature di produzione già esistenti e/o la costruzione di nuove. Viene prodotto un prototipo delle parti, il quale deve superare i collaudi richiesti in fase di progettazione ed una verifica di "prima installazione".

Se è richiesto dalla normativa, vengono compilati opportuni *reports* di analisi tecnica e condotte prove a terra ed in volo. Anche in questo caso sono redatti dei documenti di specifica sulla conduzione delle prove, e i relativi *reports* contenenti i risultati ottenuti dallo svolgimento di queste ultime.

Quando tutte le verifiche e le prove hanno dato esito positivo, la documentazione prodotta viene sottoposta alle autorità di certificazione che, dopo aver riesaminato l'intero processo, si pronunciano sulla eventuale concessione di una certificazione al volo.

Se l'esito è positivo, può essere lanciato un primo lotto di produzione che viene integrato con i lotti di produzione dei velivoli.

Parallelamente, si procede all'introduzione della modifica in *retrofit* sulla flotta in servizio (ove esistano i presupposti per poterla applicare). A seguito delle continue modifiche migliorative introdotte nel corso degli anni sui velivoli, è necessario, in alcuni casi, prevedere per il *retrofit* opportune modifiche, caratterizzate da particolari costruttivi ed installativi differenti da quelli realizzati per la linea di produzione. Una volta validate anche queste eventuali differenti configurazioni, viene redatto dagli uffici di ingegneria di supporto al prodotto un "*Service Bulletin*", per mezzo del quale si forniscono all'operatore autorizzato le istruzioni necessarie per provvedere alla corretta installazione della modifica sui velivoli in servizio.

6.2 Analisi costi/tempi

In collaborazione con i tecnici di ingegneria industriale di Piaggio Aero, è stata condotta una stima preliminare dei costi e dei tempi di introduzione delle due differenti proposte di modifica, presentate nel capitolo precedente.

Nelle tabelle seguenti (Tab.6.1 ÷ Tab.6.4) sono mostrate le stime delle ore necessarie, suddivise in fasi: progettazione, industrializzazione (compilazione dei cicli di costruzione, preparazione delle attrezzature), ovvero tutte quelle che concorrono alla valutazione complessiva dei costi definiti “non ricorrenti”.

Per la quota ricorrente dei costi di produzione si sono stimati i costi per il materiale e la costruzione delle nuove parti, ossia quelle che non hanno un corrispondente nella configurazione attuale, mentre, per le parti che occorre modificare, è stata stimata, se presente, una differenza sul costo. Sono state valutate anche possibili variazioni in fase di installazione. Questi costi sono riferiti ad una modifica integrale applicabile al velivolo. Grazie alle similitudini fra gli assiemi, si sono potute espandere le stime a tutte le quattro sezioni di bordo d'entrata (una coppia di *middle* ed una coppia di *outboard*), per poter valutare l'impatto delle modifiche sul velivolo. Per i costi ricorrenti, occorre sottolineare che le variazioni sul costo attuale di costruzione riportate nelle tabelle tenderanno a diminuire, seguendo l'andamento logaritmico delle curve di “esperienza”; un esempio di queste curve è mostrato nella Fig. 6.1.

Nella Tab.6.5 sono infine riportati i costi complessivi per entrambe le soluzioni, calcolati applicando i coefficienti di conversione tempi/costi, suddivisi per fase operativa.

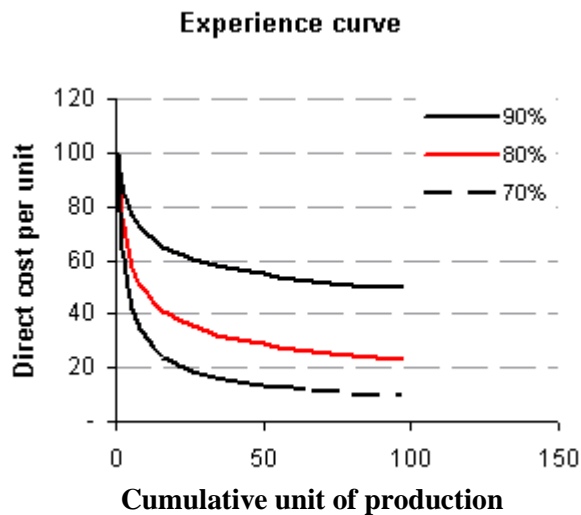
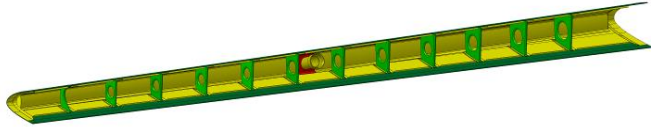
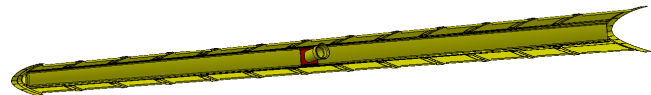
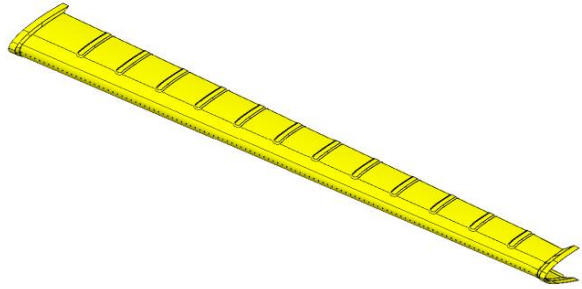
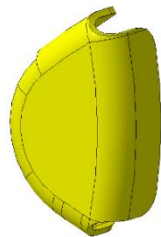
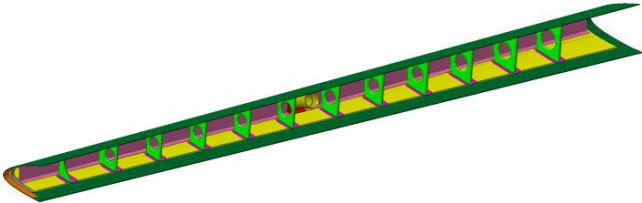
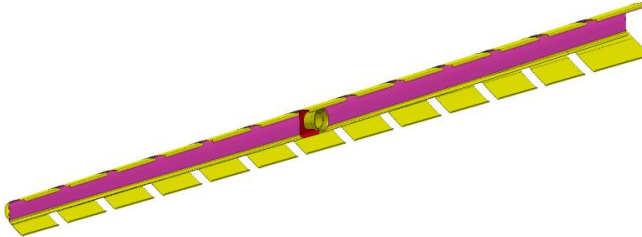
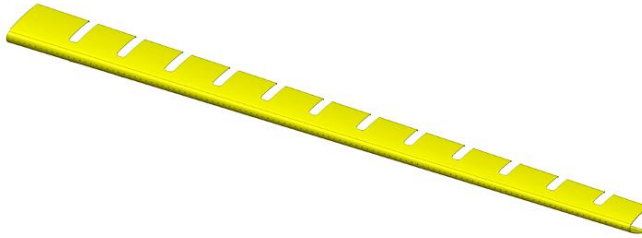
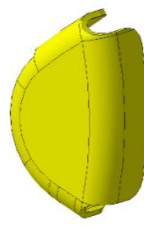


Fig.6.1 Esempio di “*Experience curve*”



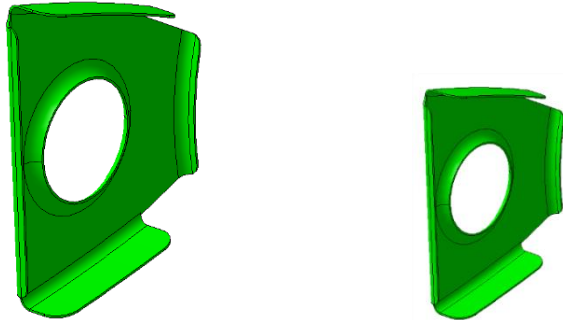

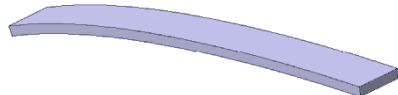
Tab.6.1 Distinta di modifica: SOLUZIONE N°1

FIGURA	DESCRIZIONE	TEMPI PROGETTAZIONE	TEMPI INGEGNERIA INDUSTRIALE	COSTI/TEMPI ATTREZ.			COSTO MATERIALE	TEMPI COSTRUZIONE
				MAT.	DIS.	COSTR.		
	<p>Assieme Bordo d'entrata/condotto antighiaccio:</p> <ul style="list-style-type: none"> • nuova installazione condotto; 	<ul style="list-style-type: none"> • Disegno: 32 h; • Gestione configurazione: 40 h; • Certificazione: 80 h; 	32 h	400 €	16h	64 h	/	/
	<p>Assieme condotto antighiaccio:</p> <ul style="list-style-type: none"> • installazione nuova lamiera modificata; • installazione tappi mediante chiodatura; 	<ul style="list-style-type: none"> • Disegno: 64 h; • Gestione configurazione: 16 h; 	45 h	1200 €	18 h	72 h	/	/
	<p>Lamiera anteriore: modificata con nuove imbutiture in corrispondenza delle centine e nuove geometrie sulle estremità laterali</p>	<ul style="list-style-type: none"> • Disegno: 32 h; • Gestione configurazione: 8 h; 	52 h	600 €	40 h	200 h	/	20 min. (X4)
	<p>Nuovi tappi di estremità (qtà. 2 per sezione)</p> <p>Materiale: lega 6061-T62</p>	<ul style="list-style-type: none"> • Disegno: 32 h; • Gestione configurazione: 8 h; 	40 h	200 €	24 h	96 h	3 € (X8)	10 min. (X8)

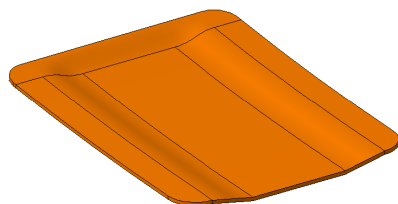
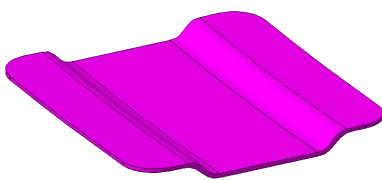
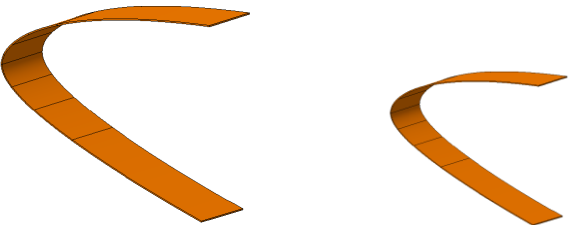

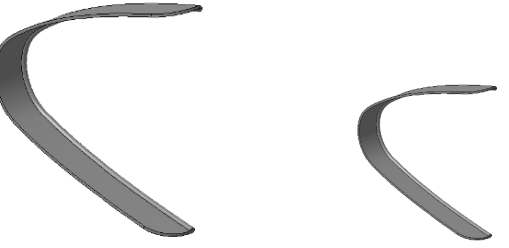
Tab.6.2 Distinta di modifica: SOLUZIONE N°2 -parte 1-

FIGURA	DESCRIZIONE	TEMPI PROGETTAZIONE	TEMPI INGEGNERIA INDUSTRIALE	COSTI/TEMPI ATTREZ.			COSTO MATERIALI	TEMPI COSTRUZIONE
				MAT.	DIS.	COSTR.		
	<p>Assieme bordo d'entrata/condotto antighiaccio:</p> <ul style="list-style-type: none"> • nuova installazione condotto; • installazione dei nuovi piatti di supporto; • installazione nuove centine C09 e C18 modificate; • installazione nuove bandelle e guarnizioni laterali; • installazione nuove flange di battuta; 	<ul style="list-style-type: none"> • Disegno: 80 h; • Gestione configurazione: 40 h; • Certificazione: 120 h; 	32 h	400 €	32h	64 h	/	Δ installazione: 1 h (X4);
	<p>Assieme condotto antighiaccio:</p> <ul style="list-style-type: none"> • installazione nuova lamiera modificata; • installazione tappi mediante chiodatura; 	<ul style="list-style-type: none"> • Disegno: 80 h; • Gestione configurazione: 16 h; 	45 h	1200 €	36 h	72 h	/	/
	<p>Lamiera anteriore: modificata con nuove aperture in corrispondenza delle centine ed eliminazione delle sezioni terminali</p>	<ul style="list-style-type: none"> • Disegno: 64 h; • Gestione configurazione: 8 h; 	52 h	600 €	68 h	200 h	/	/
	<p>Nuovi tappi di estremità (qtà. 2 per sezione)</p> <p>Materiale: lega 6061-T62</p>	<ul style="list-style-type: none"> • Disegno: 32 h; • Gestione configurazione: 8 h; 	40 h	200 €	24 h	96 h	3 € (X8)	10 min. (X8)

Tab.6.3 Distinta di modifica: SOLUZIONE N°2 -parte 2-

FIGURA	DESCRIZIONE	TEMPI PROGETTAZIONE	TEMPI INGEGNERIA INDUSTRIALE	COSTI/TEMPI ATTREZ.			COSTO MATERIALI	COSTO COSTRUZIONE
				MAT.	DIS.	COSTR.		
	<p>Assieme Centina di forma C09 modificata:</p> <ul style="list-style-type: none"> chiodatura angolare di rinforzo; 	<ul style="list-style-type: none"> Disegno: 32 h; Gestione configurazione: 8 h; 	8 h	/	/	/	/	20 min. (X4)
	<p>Assieme Centina di forma C18 modificata:</p> <ul style="list-style-type: none"> chiodatura angolare di rinforzo; 	<ul style="list-style-type: none"> Disegno: 32 h; Gestione configurazione: 8 h; 	8 h	/	/	/	/	20 min. (X4)
	<p>Nuove centine di forma (C9 e C18)</p> <ul style="list-style-type: none"> allungamento centina C9 in direzione "x"; allungamento centina C18 in direzione "x"; <p>Materiale: lega 2024-T42</p>	<ul style="list-style-type: none"> Disegno: 64 h; Gestione configurazione: 16 h; 	64 h	400 €	24 h	96 h	/	/
	<p>Nuovi angolari di rinforzo per centine C9 e C18</p> <p>Materiale: lega 2024-T42</p>	<ul style="list-style-type: none"> Disegno: 64 h; Gestione configurazione: 16 h; 	48 h	200 €	16 h	64 h	8 € (X8)	30 min. (X8)
	<p>Nuova flangia di battuta (qtà. 4 per sezione)</p> <p>Materiale: lega 2024-T42</p>	<ul style="list-style-type: none"> Disegno: 32 h; Gestione configurazione: 8 h; 	8 h	300 €	12 h	40 h	3 € (X16)	10 min. (X8)

Tab.6.4 Distinta di modifica: SOLUZIONE N°2 -parte 3-

FIGURA	DESCRIZIONE	COSTI PROGETTAZIONE	COSTI INGEGNERIA INDUSTRIALE	COSTI/TEMPI ATTREZ.			COSTO MATERIALI	COSTO COSTRUZIONE
	Nuovo piatto di supporto (qtà. 24 per sezione) Materiale: lega 2024-T42	<ul style="list-style-type: none"> Disegno: 48 h; Gestione configurazione: 8 h; 	8 h	60 €	6 h	16 h	8 € (X96)	4 h (complessivo)
	Nuovo piatto di chiusura (qtà. 24 per sezione) Materiale: lega 2024-T42	<ul style="list-style-type: none"> Disegno: 48 h; Gestione configurazione: 8 h; 	8 h	60 €	6 h	16 h	8 € (X96)	4 h (complessivo)
	Nuove bandelle di supporto guarnizioni (qtà. 2 per sezione) Materiale: lega 2024-T42	<ul style="list-style-type: none"> Disegno: 32 h; Gestione configurazione: 8 h; 	24 h	240 €	12 h	24 h	8 € (X8)	30 min (X8)
	Nuovi elementi compensatori (qtà. 2 per sezione) Materiale: di tipo elastico, siliconico o teflon (TBD)	<ul style="list-style-type: none"> Disegno: 32 h; Gestione configurazione: 8 h; 	16 h	/	/	/	15 € (X8) (particolare d'acquisto)	/
	Nuove guarnizioni di estremità (qtà. 2 per sezione) Materiale: gomma siliconica (TBD)	<ul style="list-style-type: none"> Disegno: 32 h; Gestione configurazione: 8 h; 	16 h	/	/	/	10 € (X8) (particolare d'acquisto)	/

Tab.6.5 Costi complessivi

MODIFICA	COSTI PROG.	COSTI ING./IND.	COSTI ATTREZZ.	Δ COSTI COSTR.	TOTALE
Soluzione n°1	24000 €	11500€	48000 €	260 €	83500 € (non ricorrenti) + 260 € (ricorrenti)
Soluzione n°2	74000 €	25500 €	82000 €	4250 €	181500 € (non ricorrenti) + 4250 € (ricorrenti)

6.3 Considerazioni conclusive

Dalle valutazioni effettuate nel paragrafo precedente risulta evidente che la seconda soluzione proposta ha costi realizzativi non ricorrenti superiori del 120% rispetto alla prima; anche l'impatto sui costi ricorrenti risulta, in prima analisi, maggiore di un fattore di circa ≈ 16 .

È d'altra parte opportuno evidenziare che, dati i costi legati alle parti di ricambio ed alla manodopera necessaria per la sostituzione dei condotti danneggiati, l'ammortamento di tali costi produttivi è valutabile dentro un intervallo compreso tra dieci e dodici velivoli.

Queste considerazioni assumono un'importanza maggiore alla luce dei programmi futuri dell'Azienda, che prevedono la commercializzazione di un nuovo modello del P.180, l'Avanti III e di nuovi velivoli militari, sviluppati sulla piattaforma P.180, i quali ne ereditano quindi i concetti progettuali.

Inoltre, soprattutto negli ultimi anni, l'aspetto riguardante i costi di gestione del velivolo ha assunto un ruolo sempre più rilevante ai fini della commerciabilità del prodotto, il quale, per competere sul mercato con i diretti concorrenti, deve garantire affidabilità e bassi costi operativi e di manutenzione. In quest'ottica, la seconda proposta di soluzione prospetta miglioramenti assai più significativi e, se ne viene valutato il rapporto costi/benefici, appare più in linea con le capacità industriali di Piaggio Aero.

Nel caso in cui queste proposte suscitassero l'interesse e ne scaturisse un parere positivo da parte della Direzione Tecnica aziendale, il passo successivo a questa prima analisi, potrebbe essere rappresentato dalla creazione di un prototipo da sottoporre a prove di laboratorio. Ciò consentirebbe di avallare, sulla base di dati sperimentali, le analisi svolte nel presente lavoro, e renderebbe possibile l'inizio dell'iter di sviluppo ed introduzione della modifica in produzione e *retrofit*.

Allegati

Allegato A: caratteristiche dell'impianto

A1	Portata totale aria estratta dal propulsore	Pag. 93
A2	Caratteristiche dei tubi di Venturi del sistema	Pag. 94
A3	Portata d'aria utilizzata dal sistema antighiaccio in funzione della potenza motore	Pag. 95
A4	Perdite di carico distribuite sulla linea di alimentazione	Pag. 95
A5	Perdite di carico concentrate lungo la linea di alimentazione	Pag. 96
A6	Temperature all'ugello primario del miscelatore	Pag. 96
A7	Curva caratteristica dell'eiettore	Pag. 97

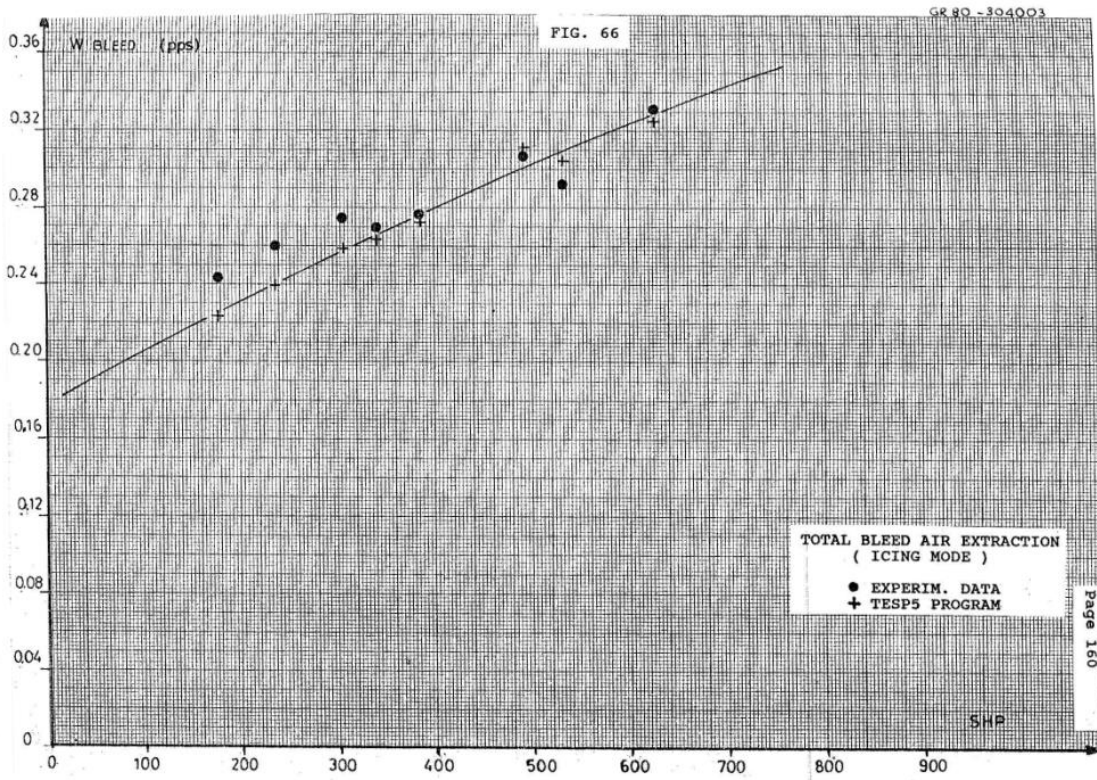
Allegato B: parametri ambiente

B1	Correlazione tra contenuto d'acqua sopraffusa ed estensione orizzontale della nube	Pag. 98
B2	Correlazione tra contenuto d'acqua sopraffusa e diametro medio delle gocce	Pag. 99
B3	Inviluppo (standard) delle condizioni favorevoli alla formazione di ghiaccio	Pag. 100

Allegato C: temperature misurate

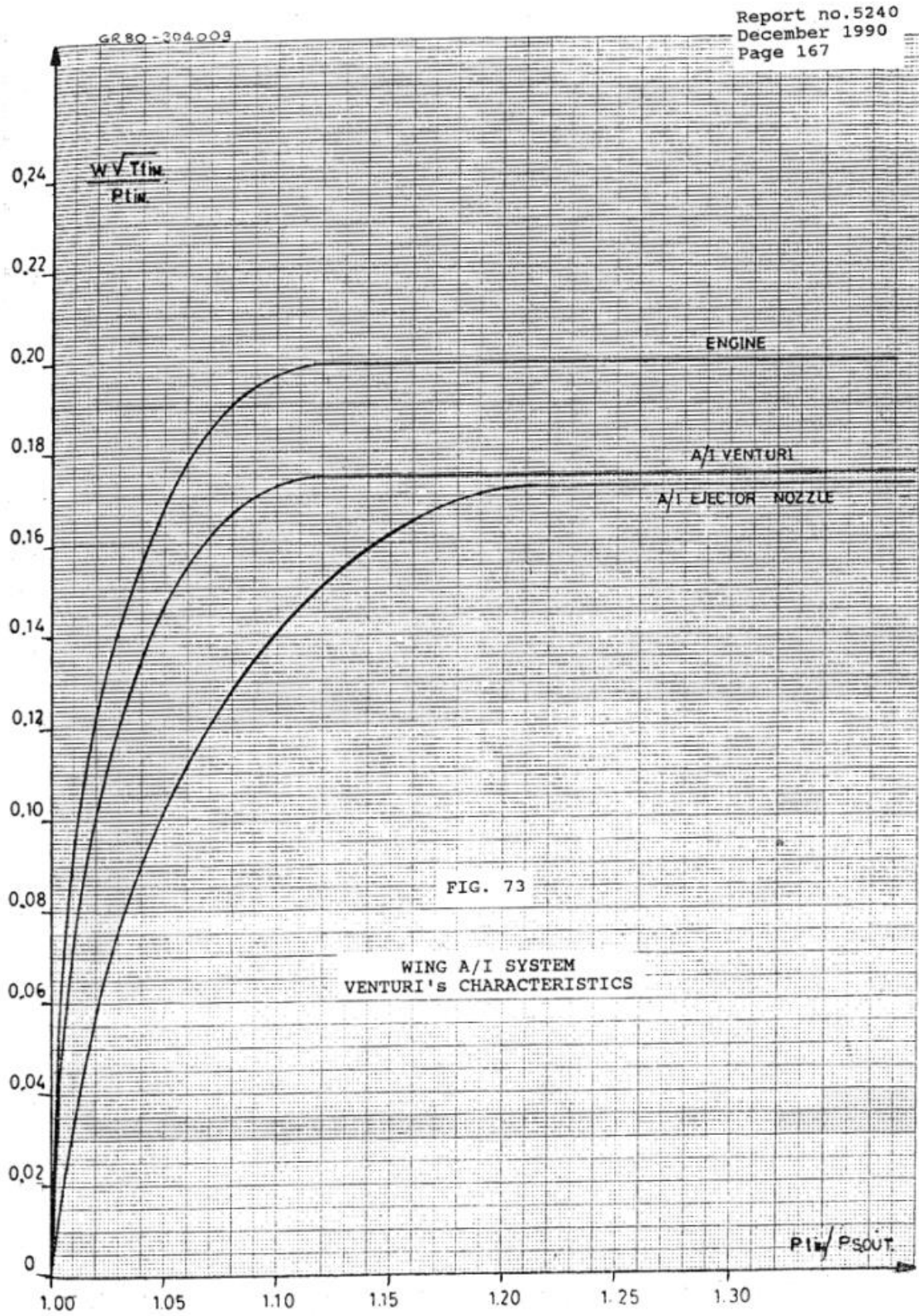
C1	Test in aria secca: parametri motore (temperatura motore, numero di giri, coppia)	Pag. 101
C2	Temperature misurate sul bordo d'attacco in aria secca: sezione <i>middle</i>	Pag. 102
C3	Temperature misurate sul bordo d'attacco in aria secca: sezione <i>outboard</i>	Pag. 103
C4	Temperature misurate sul bordo d'attacco in ghiaccio naturale: sezione <i>middle</i>	Pag. 104
C5	Temperature misurate sul bordo d'attacco in ghiaccio naturale: sezione <i>outboard</i>	Pag. 105

A1

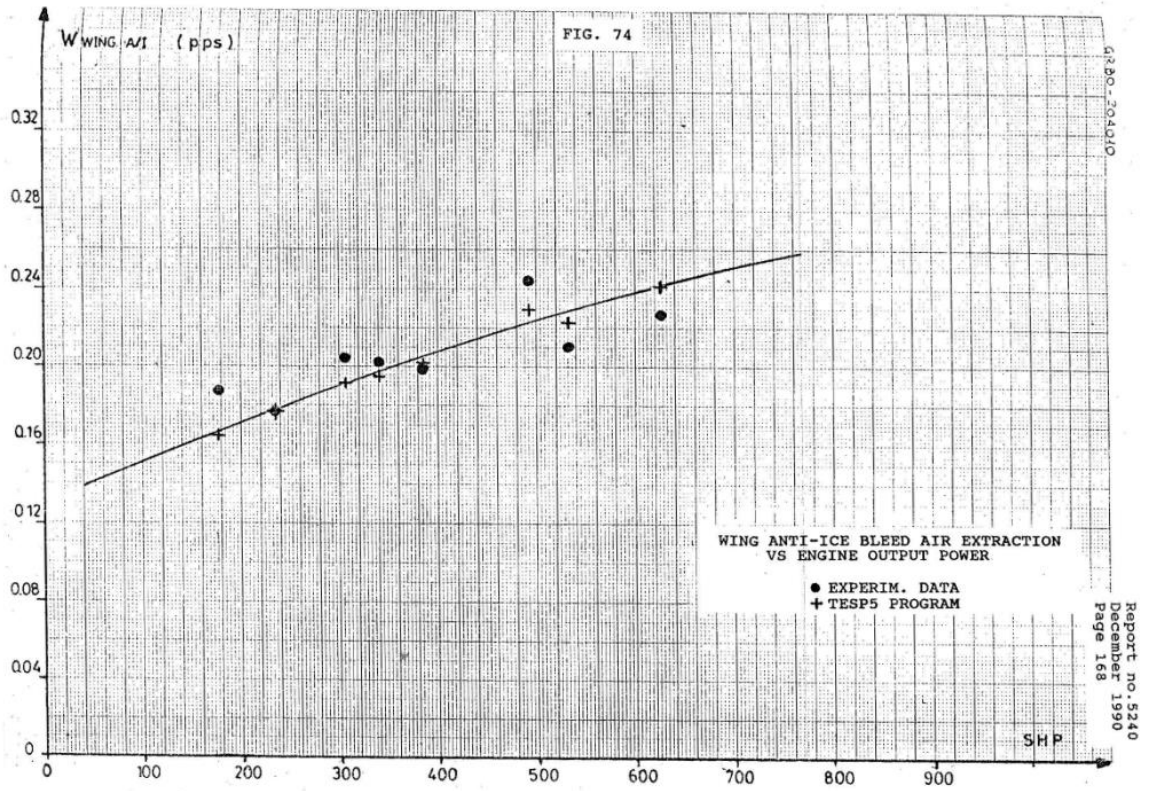


Report no. 5240
December 1990
Page 160

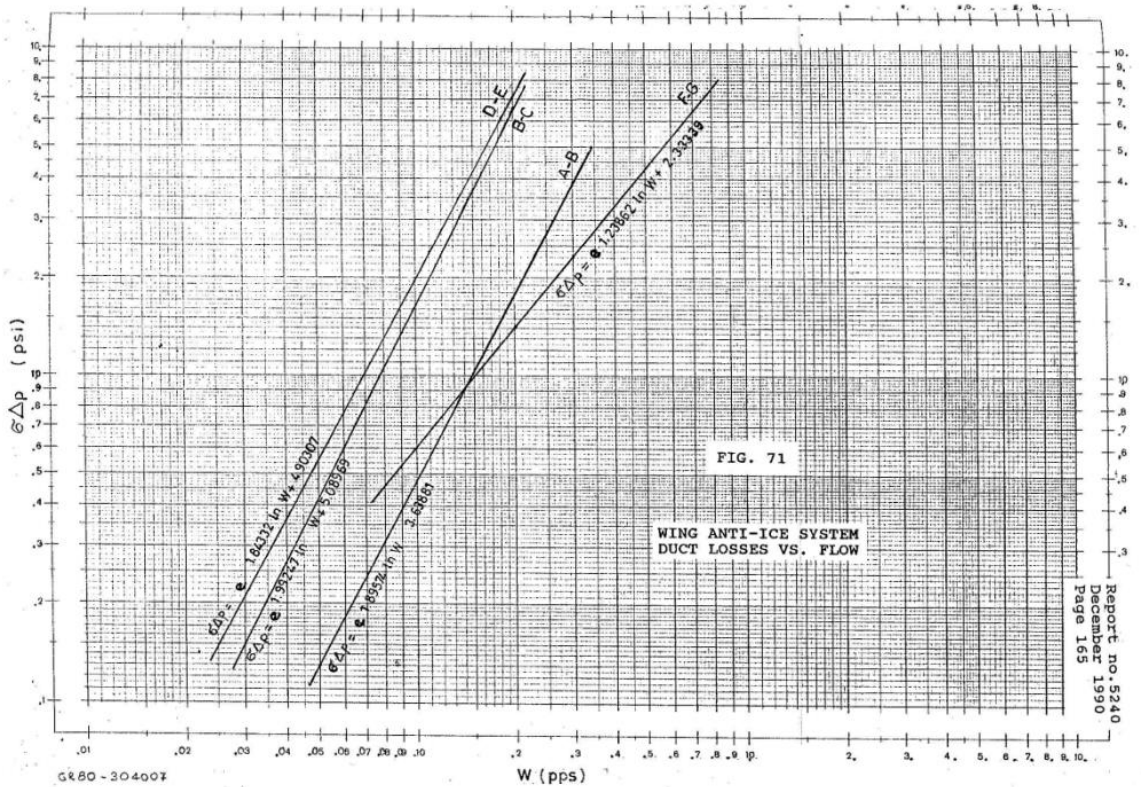
A2



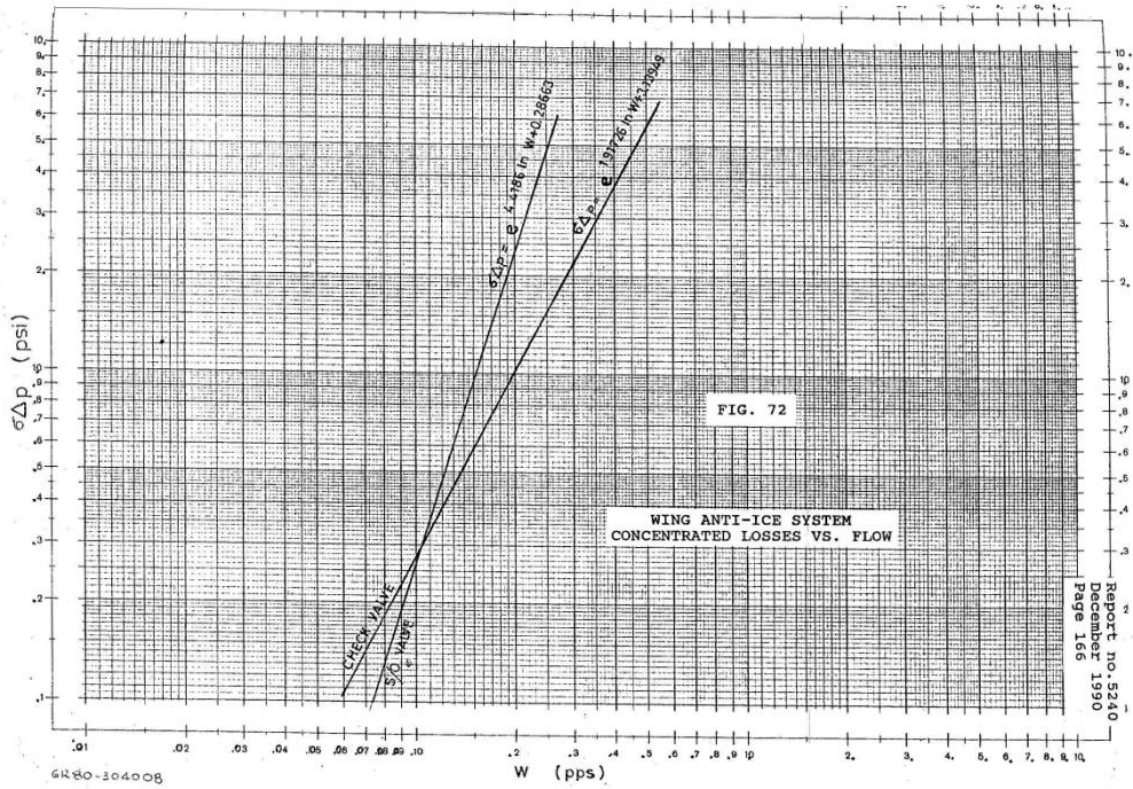
A3



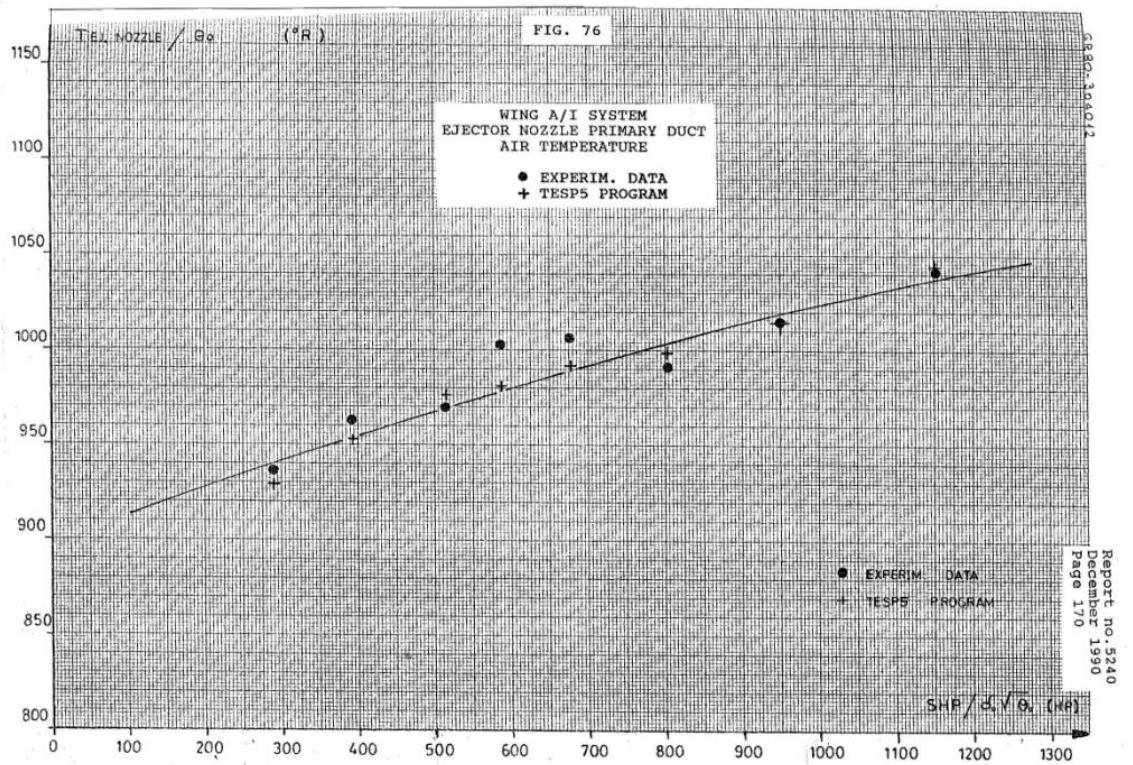
A4



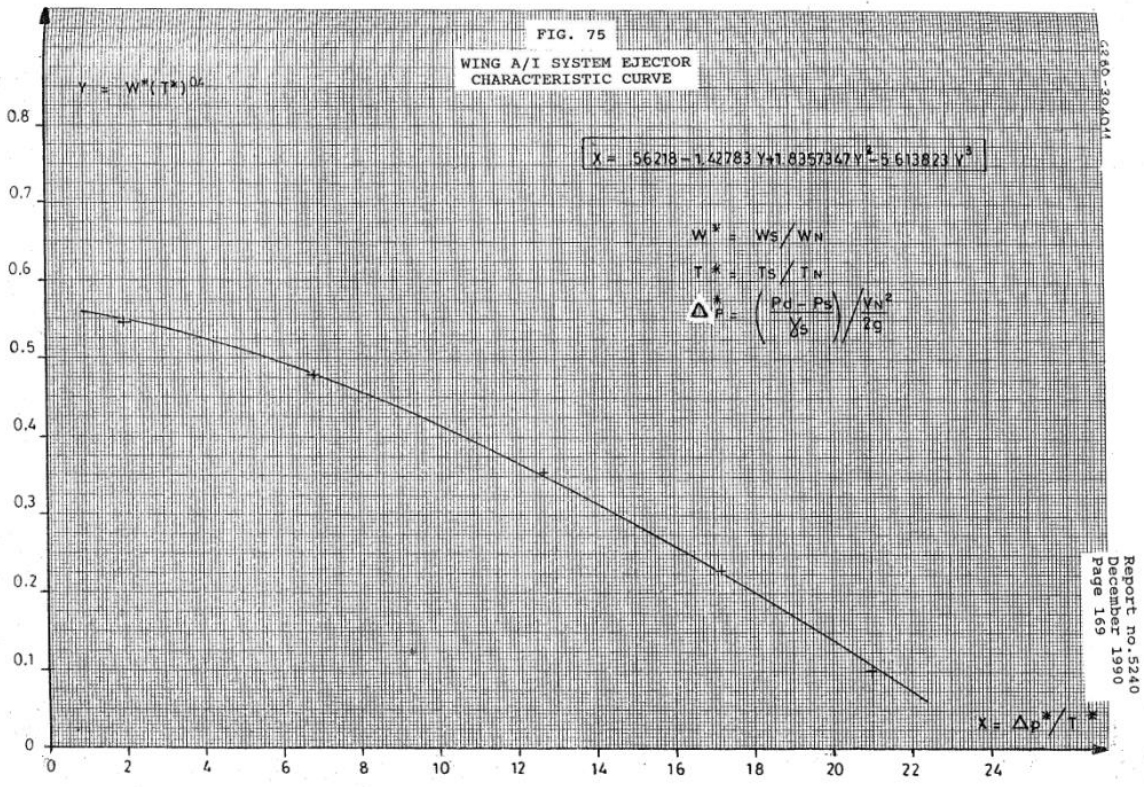
A5



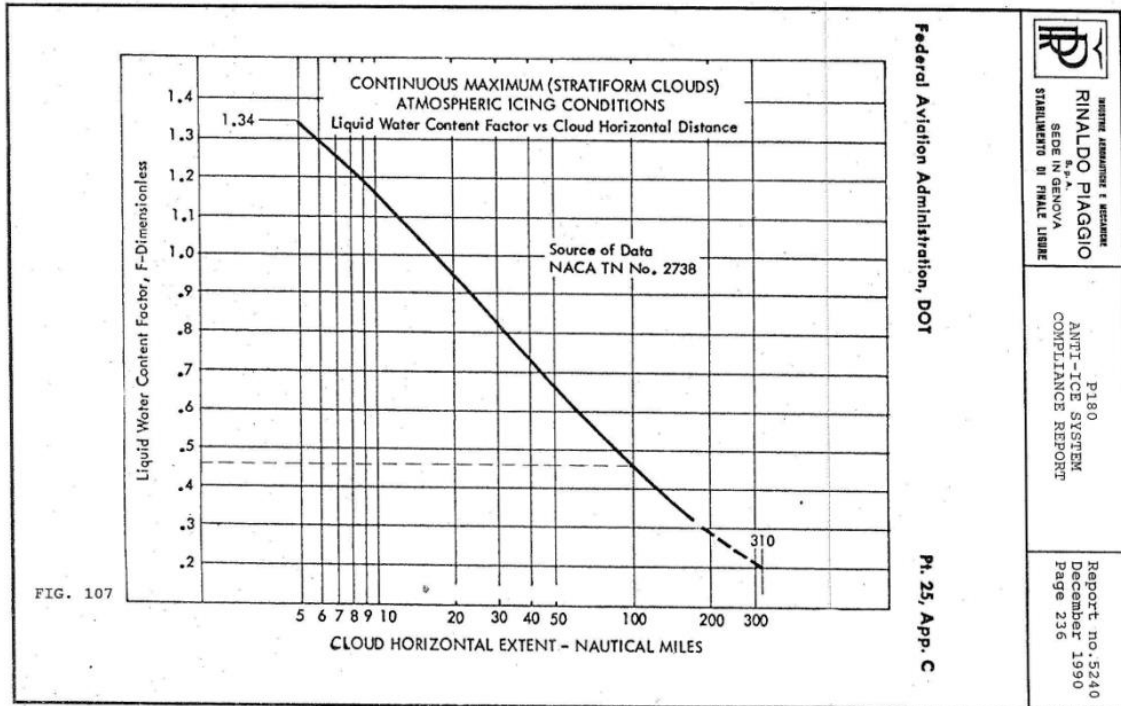
A6



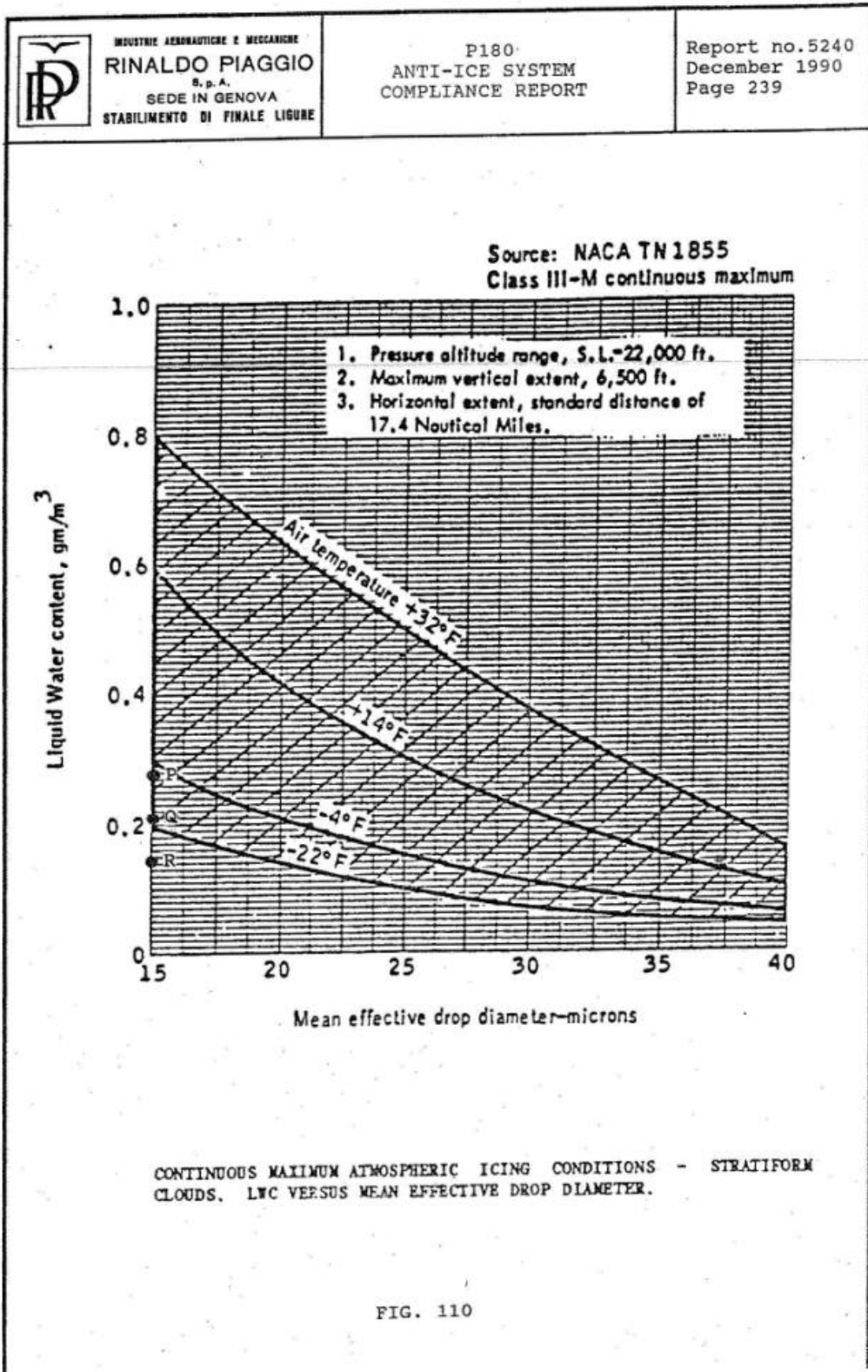
A7




B1



B2



B3

 <p>INDUSTRIE AERONAUTICHE E MECCANICHE RINALDO PIAGGIO S. p. A. SEDE IN GENOVA STABILIMENTO DI FINALE LIGURE</p>	<p>P180 ANTI-ICE SYSTEM COMPLIANCE REPORT</p>	<p>Report no.5240 December 1990 Page 240</p>
---	---	--

Pt. 25, App. C

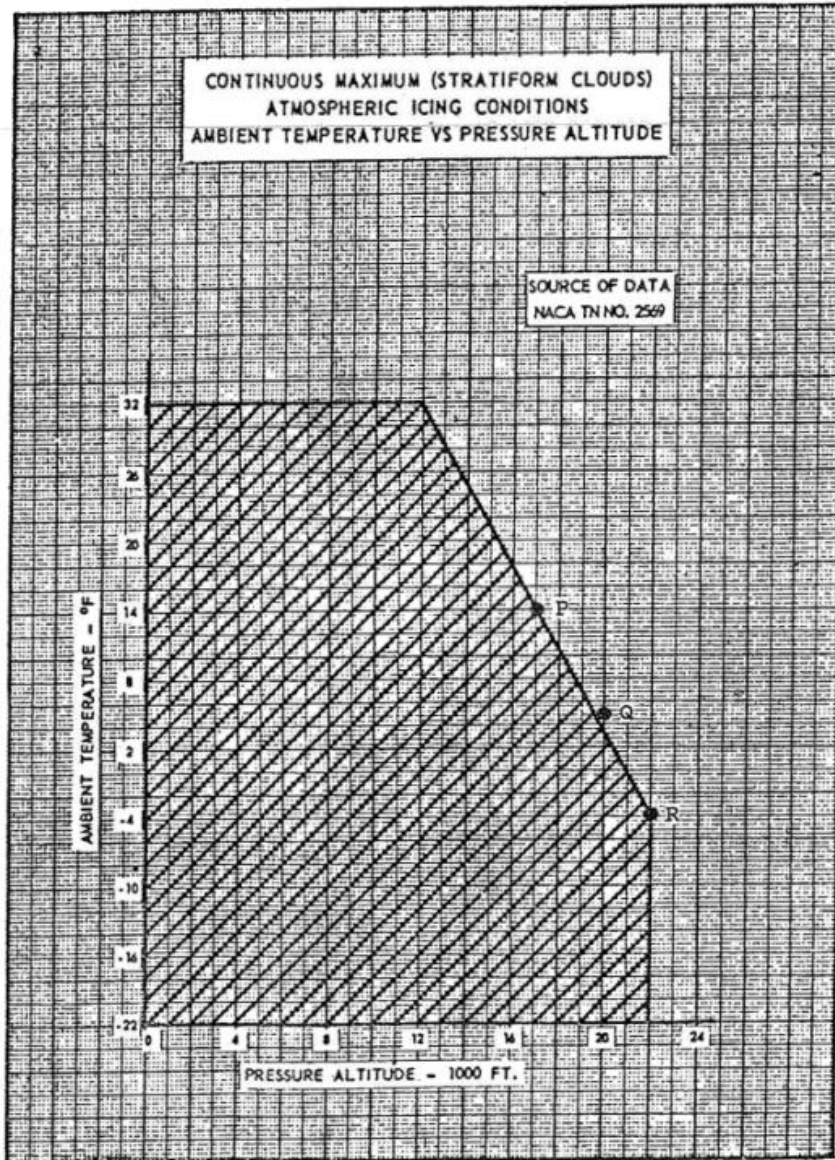


FIG. 111

C1

ALT ft	KIAS	FWD WING ANTI - ICE	MAIN WING ANTI-ICE MODE	FAN	TIME	Report no.5240 December 1990 Page 208
CLIMB 12-20000	160	YES	Auto	638	121758 26-30	

Dry Air Tests

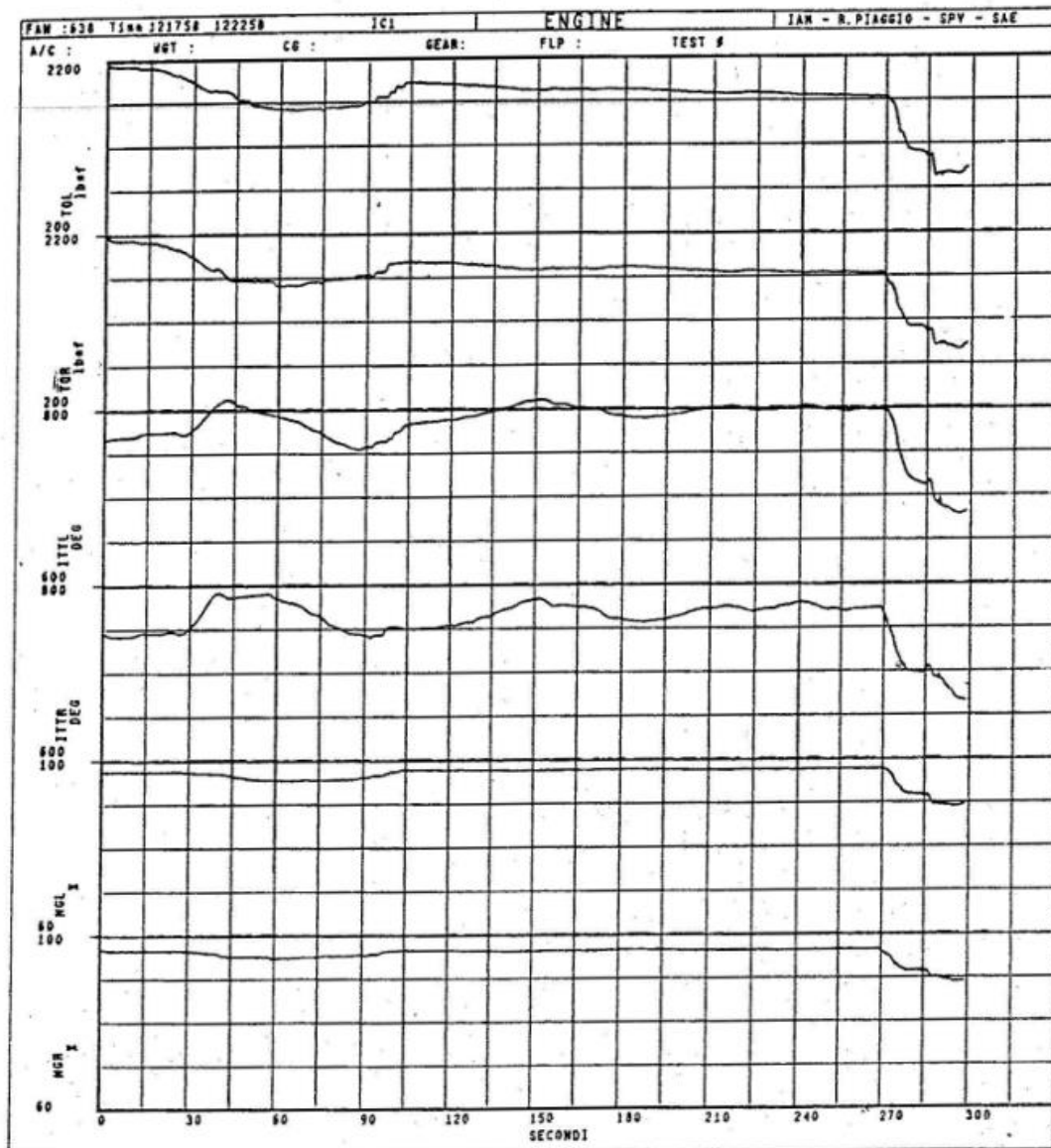


FIG. 80

C2

Report no.5240
December 1990
Page 209

ALT ft	KIAS	FWD WING ANTI - ICE	MAIN WING ANTI-ICE MODE	FAN	TIME
CLIMB 12-20000	160	YES	Auto	638	121758 26-30

Dry Air Tests

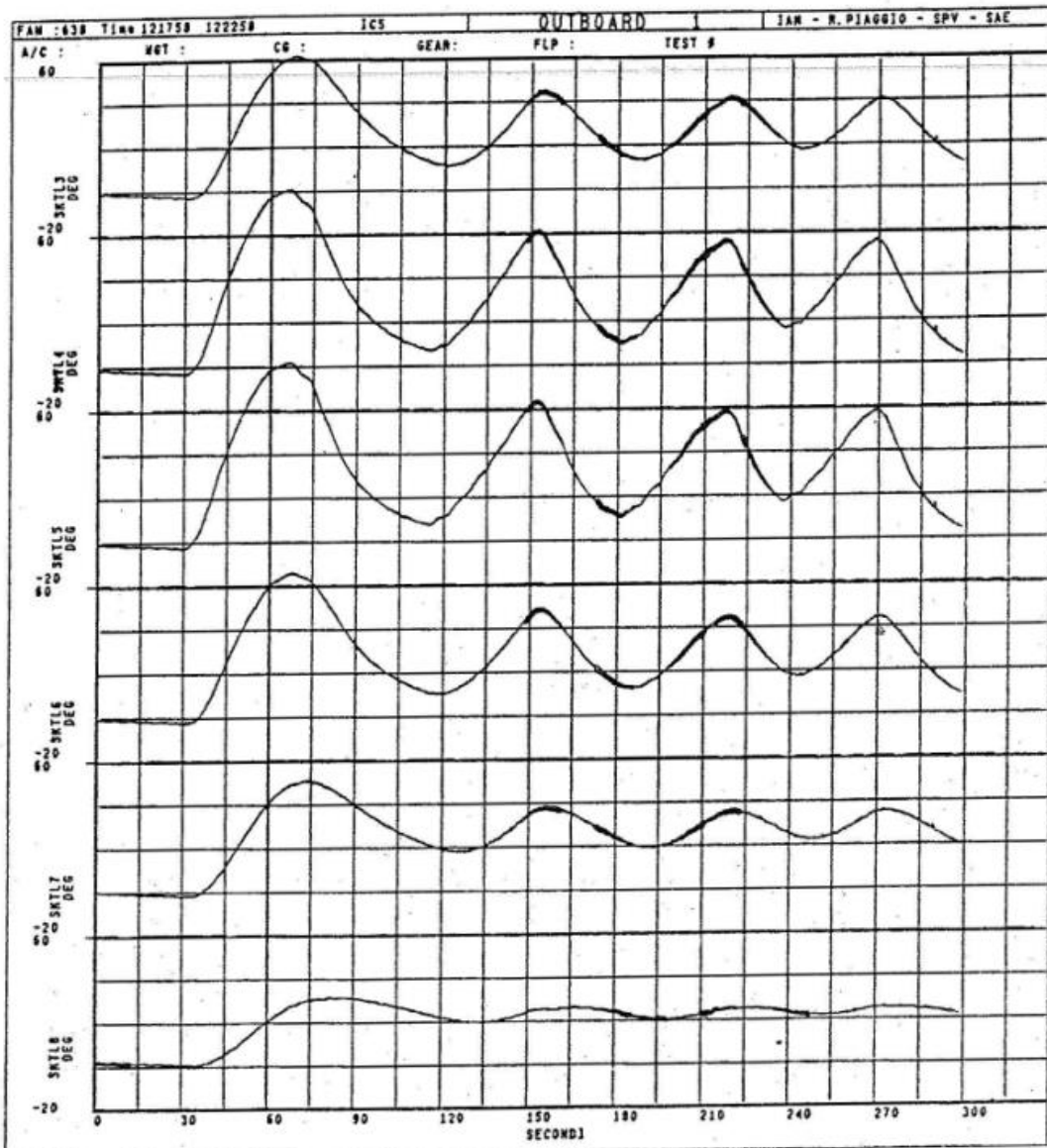


FIG. 81

C3

ALT	KIAS	FWD WING	MAIN WING	FAN	TIME	Report no.5240
ft		ANTI - ICE	ANTI-ICE			December 1990
			MODE			Page 210

CLIMB 12-20000 160 YES Auto 638 121758 26-30

Dry Air Tests

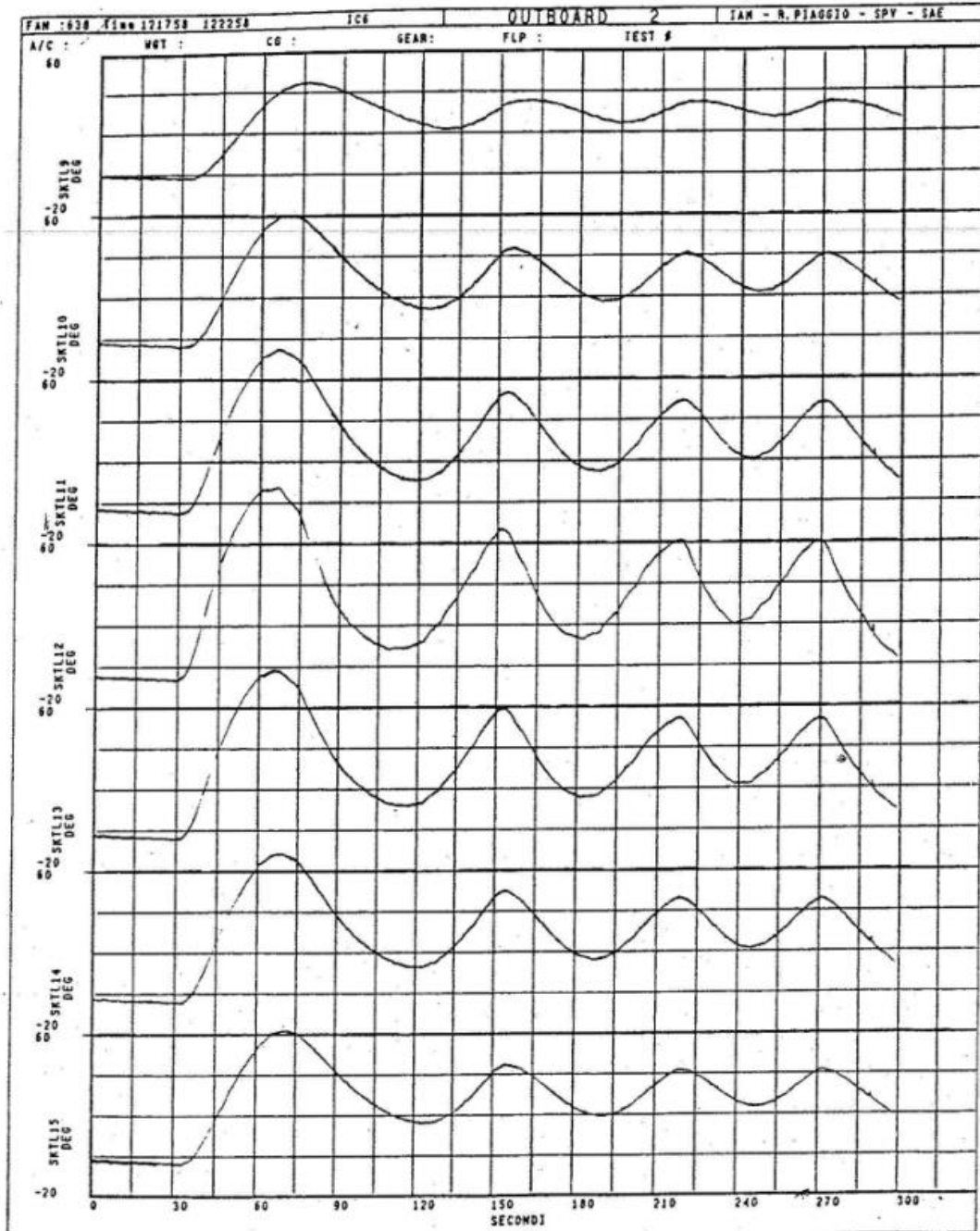


FIG. 82

C4

P-180 ICING CONDITIONS
FLIGHT TESTS RESULTS
- NATURAL ICE TESTS -

Report no. 5240
December 1990
Page 225

TEST 1A - GRAPH 1

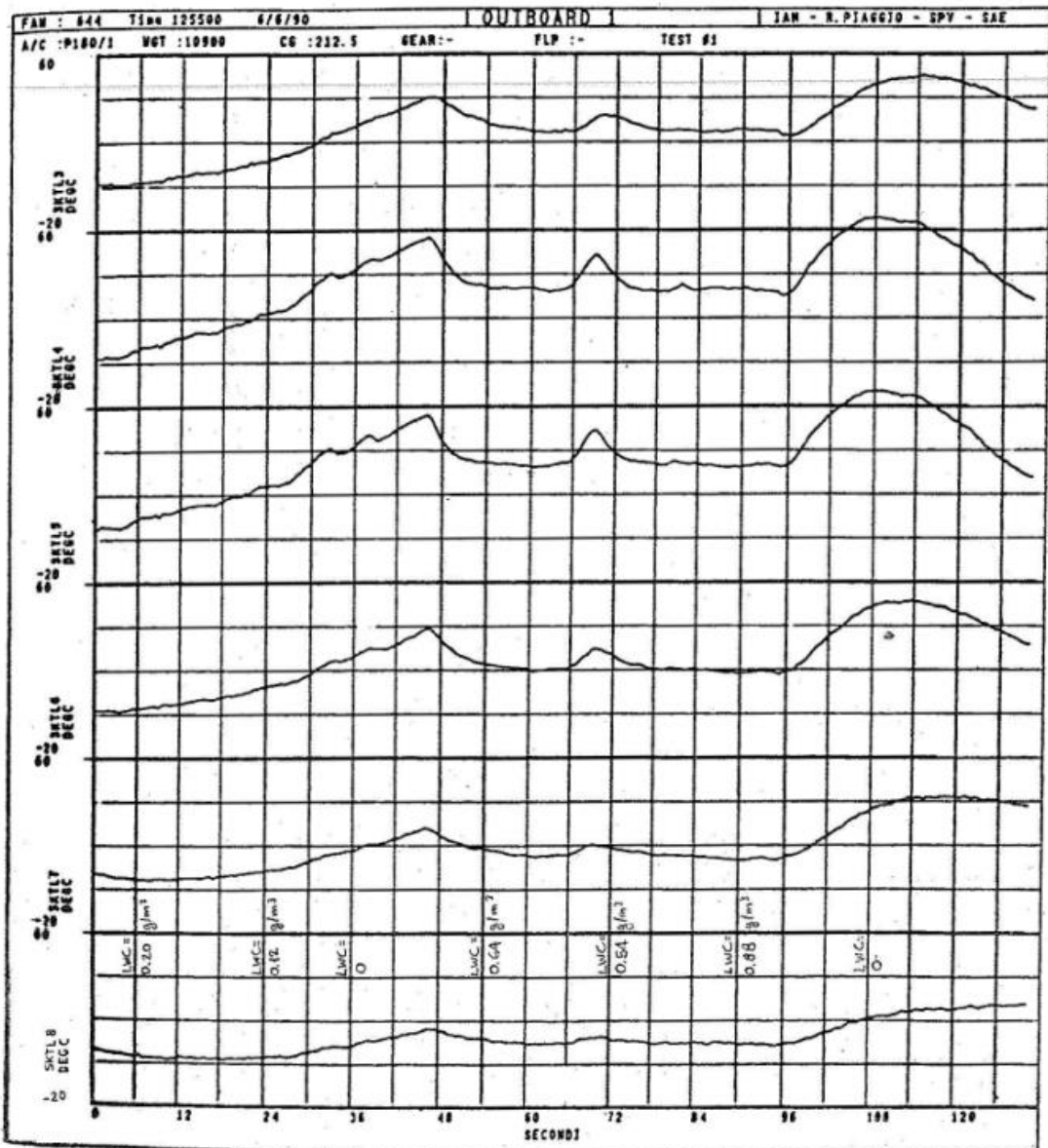


FIG. 97

C5

P-180 ICING CONDITIONS
FLIGHT TESTS RESULTS
- NATURAL ICE TESTS -

Report no. 5240
December 1990
Page 226

TEST 1B - GRAPH 11

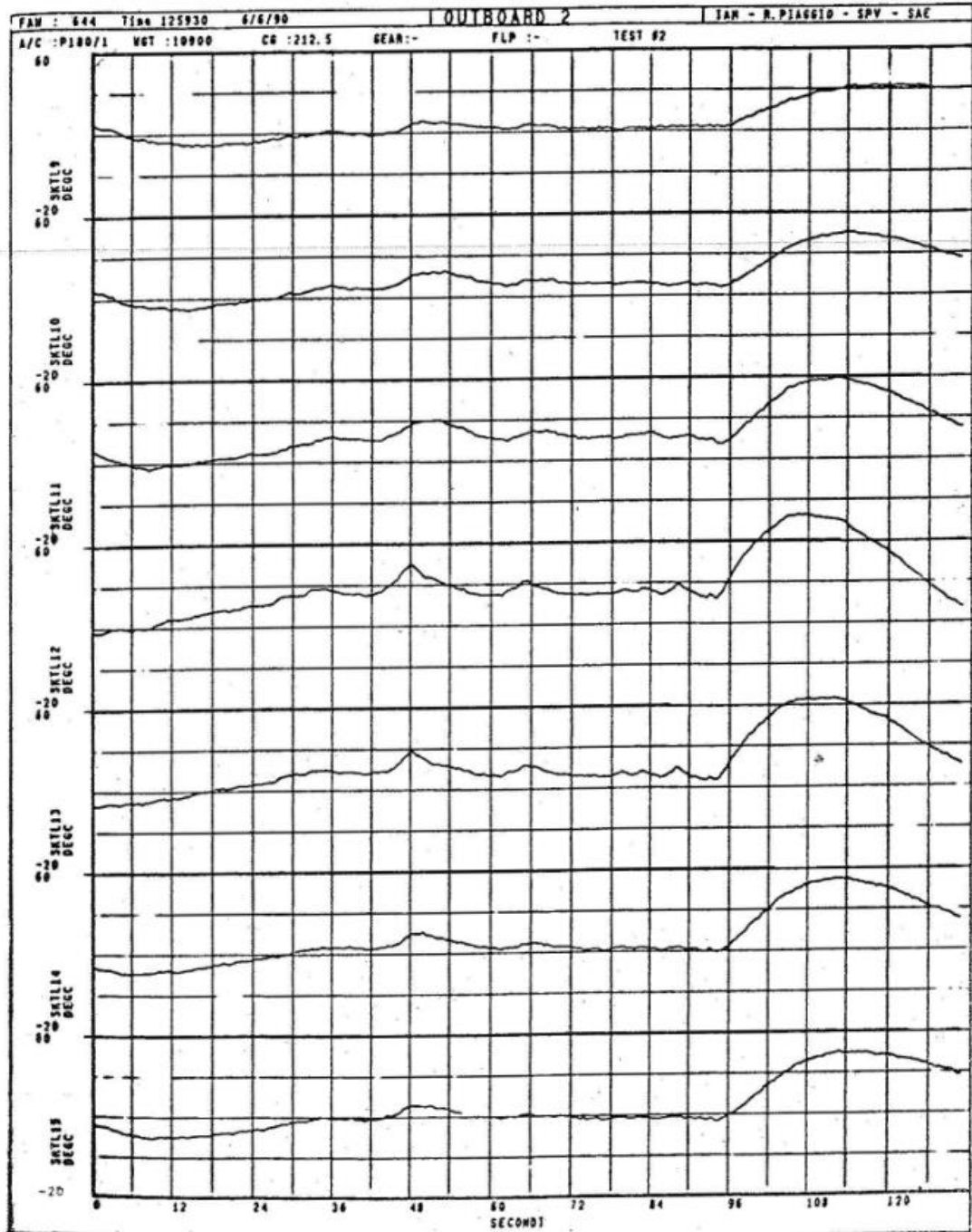


FIG. 98

Bibliografia

- [1] Chiarlone P.,1986, PIAGGIO, Storia aziendale e aeronautica, velivoli e motori storici, Rev.9 luglio 2002: 1-12
- [2] Kreith F.,1975, *Principi di Trasmissione del Calore*, ed. Liguori, Napoli
- [3] Siviero A., 1990, Rep.5240 - P.180 anti-ice system compliance report; archivio tecnico Piaggio: 34 - 45
- [4] Gamalero S., 1987, Rep.5241 - P.180 forward and main wing ice protection system, dry air flight test; archivio tecnico Piaggio: 34 - 45
- [5] Siviero A., 1990, Rep.5263 - P.180 natural icing test result report; archivio tecnico Piaggio: 34 - 45
- [6] <http://www.asm.matweb.com>
- [7] Rice R.C., Jackson J.L., Bakuckas J., Thompson S., 2003, *Metallic Material Properties Development and Standardization*, FAA,Washington
- [8] Niu C.Y.M., 1999, *Airframe Stress analysis and sizing*, Hong Kong Conmilit Press Ltd, Hong Kong