

IL PROGETTO GALILEO IV: UN NUOVO APPROCCIO ALLA PROGETTAZIONE CONCETTUALE INTEGRATA DI PICCOLI UAV

Argentini Enrico, De Gennaro Giovanna, Gambini Nicola, Greco Paolo,
Guarino Vanessa, Puccica Filiberto, Sbaraglia Luca, Tromboni Pier Domenico, Zavarella Fabio
Università degli Studi di Roma "La Sapienza"
e-mail di riferimento: alroda@libero.it

ABSTRACT

Scopo di questo articolo è illustrare il lavoro svolto da un gruppo di studenti in Ingegneria Aerospaziale presso l'Università degli Studi di Roma "La Sapienza" nel campo della progettazione, costruzione e collaudo di piccoli UAVs (Unmanned Aerial Vehicles, veicoli aerei senza pilota), a controllo remoto e propulsione elettrica. L'inizio di questa esperienza risale all'anno accademico 1998-1999, quando tre studenti fondarono il gruppo di progetto "the Flying Centurions", raccogliendo la sfida dei migliori Atenei americani inerente una competizione studentesca organizzata dall'AIAA (American Institute of Aeronautics and Astronautics). Con la partecipazione alle successive edizioni del concorso, il team ha continuamente ampliato e approfondito il proprio know-how in materia, migliorando le proprie capacità progettuali, come testimonia il trend dei risultati raggiunti negli anni. Questo articolo concentra l'attenzione sull'ultimo progetto, *Galileo IV*, capace di conquistare il terzo posto nell'ultima edizione (2002-2003) della suddetta manifestazione. Per raggiungere questo risultato, possibile dopo una serie di esperienze nel mondo reale degli UAVs, è stato sviluppato ed implementato un nuovo approccio progettuale, capace di sfruttare al meglio le risorse disponibili entro i severi limiti imposti dal concorso in termini di requisiti di progetto e tempo disponibile. Nel presente articolo è documentato l'intero percorso progettuale di *Galileo IV*, dettagliando le principali aree di interesse, e sottolineando le soluzioni che hanno maggiormente contribuito alla realizzazione di un prodotto ingegneristico competitivo. Gli autori sono stati parte dei "the Flying Centurions", ed hanno redatto il presente atto a nome dell'intero team.

INTRODUZIONE

Tra le iniziative dedicate a studenti universitari, l'AIAA, con la sponsorizzazione ed il supporto della CESSNA Aircraft Company e dell'Office of Naval Research (U.S. Navy), organizza ogni anno una competizione studentesca che richiede di progettare, costruire e confrontare in una gara di volo un velivolo della classe UAV con controllo in remoto e propulsione elettrica, "AIAA/CESSNA/ONR Student Design/Build/Fly Competition" (nel seguito, *D/B/F*). Questo concorso ha catturato negli ultimi cinque anni l'attenzione degli studenti dell'Università di Roma "La Sapienza", rispondendo alla loro urgenza di confrontarsi con la sfida di tradurre in un prodotto ingegneristico reale quanto appreso nel corso degli studi accademici, dal carattere prettamente teorico. Infatti, al partecipare al *D/B/F* permette agli studenti di vivere una piccola ma completa esperienza ingegneristica nel settore aeronautico, seguendo, durante un intero anno accademico, il completo sviluppo di un piccolo UAV: partendo dall'interpretazione dei requisiti di missione, attraverso la soluzione di problemi logistici (management delle risorse umane e materiali in seno al team) e tecnici (acquisizione di know-how, sviluppo dell'abilità progettuale), fino alla costruzione ed al collaudo del prototipo e finalmente il confronto con le soluzioni dei progetti concorrenti. Le regole della competizione e gli obiettivi della missione di volo sono pubblicati nel mese di Giugno. Questi cambiano di anno in anno per incentivare la

ricerca e lo sviluppo di nuove soluzioni. In Marzo, i teams concorrenti devono sottomettere al giudizio della commissione competente un report che documenti in modo dettagliato lo sviluppo del progetto (in termini tecnico e gestionale). Il lavoro termina in Aprile, quando i velivoli concorrenti devono dimostrare la propria abilità al volo, cercando di rispondere al meglio ai requisiti della missione obiettivo.

Gli elementi di giudizio sono tre:

1) la valutazione del percorso progettuale e della documentazione presentata, Design Report Score (DRS); 2) il valore di una funzione rappresentativa dei costi economici e tecnologici del progetto, Rated Aircraft Cost (RAC); 3) il punteggio ottenuto nella gara di volo, Total Flight Score (TFS).

Il punteggio globale, Global Score (GS), è una combinazione di 1, 2 e 3:

$$GS = \frac{DRS * TFS}{RAC}$$

VINCOLI PROGETTUALI E REQUISITI DI MISSIONE

Le principali specifiche del *D/B/F* 2002/03 sono riassunte nel seguito:

- L'aereo poteva essere di qualsiasi configurazione eccetto che ad ala rotante o più leggero dell'aria;
- Doveva essere propulso da eliche alimentate da motori elettrici commerciali;

- Doveva utilizzare batterie NiCad commerciali;
- Motori e batterie erano limitati ad una corrente massima di 40 A per mezzo di un fusibile da 40 A;
- Il massimo peso ammissibile dei pacchi batterie per la propulsione era 5.0 lb (2.27 Kg). Le batterie non potevano essere cambiate o ricaricate tra decolli successivi di una stessa missione;
- Il peso massimo al decollo (TOGW, take-off gross weight) con payload doveva essere inferiore a 55 lb. (25 Kg);
- La corsa di decollo doveva essere inferiore a 120 ft (36 m);
- L'aereo doveva essere contenuto (disassemblato) in una scatola 1x2x4 ft (120x60x30 cm, dimensioni interne);
- L'aereo doveva essere capace di compiere almeno due tipi di missione obiettivo, in un range di tre tipi di missioni proposte. Tutte erano basate sul profilo di volo illustrato in figura 1. Le differenze tra le varie missioni sono descritte nel seguito. In più, ciascun team doveva compiere una "Time Assembly Task" almeno una volta prima di eseguire una missione di volo, per stabilire l'"Assembly Time" del team. Quest'ultimo era sommato al "Flight Time" per ottenere il "Total Mission Time".

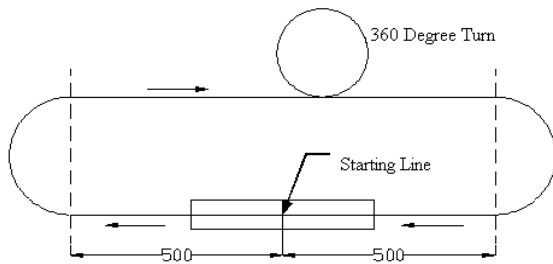


Figura 1: schema del profilo di volo base

Differenti configurazioni del Payload

Tipi di Payload

- "Simulated Avionics Package". Questo payload consisteva in una scatola 6x6x12 in, bilanciata nel suo centro di figura, del peso minimo di 5 lbs.
- "Simulated Cylindrical Antenna". Questo payload consisteva in una sezione di tubo idraulico in PVC di 6 in di diametro, alto 3 in, con le aperture superiore ed inferiore tappate da fogli di compensato spessi 1/16 in. L'antenna doveva essere completamente esposta all'esterno dell'aereo e distare dalla più vicina struttura del velivolo almeno 3 in. L'antenna non poteva essere carenata.
- "Simulated Sensor Package". Questo payload consisteva in una scatola delle stesse dimensioni e peso del "Simulated Avionics Package".
- "Communications Relay Device". Questo payload consisteva in una scatola delle stesse

dimensioni e peso del "Simulated Avionics Package".

Missione A: Missile Decoy

- Difficulty Factor 2.0
- L'aereo doveva decollare, compiere 4 giri del profilo di volo, atterrare.
- Payload: "simulated avionics package" più antenna.
- In tutti i giri percorsi l'aereo doveva compiere una virata di 360° nel lato sottovento.

Missione B: Sensor Deployment

- Difficulty Factor: 1.5.
- L'aereo doveva decollare, compiere 2 giri del profilo di volo, atterrare. Una volta fermo sulla pista, l'aereo doveva scaricare automaticamente il "simulated sensor package". Quindi doveva decollare nuovamente, compiere 2 giri addizionali, ed atterrare. L'equipaggio di terra non poteva intervenire per riposizionare l'aereo sulla pista dopo l'atterraggio, salvo che per muoverlo da fuori la pista (nel caso di un atterraggio conclusosi fuori della pista) al punto più vicino della pista stessa.
- Payload: "simulated sensor package".
- In tutti i giri percorsi l'aereo doveva compiere una virata di 360° nel lato sottovento.

Missione C: Communications Repeater

- Difficulty Factor 1.0
- L'aereo doveva decollare, compiere 4 giri del profilo di volo, atterrare.
- Payload: "Simulated Communications Relay Device".
- In tutti i giri percorsi l'aereo doveva compiere 3 (tre) virate di 360° nel lato sottovento.

Calcolo del Total Flight Score

Il *Single Flight Score* era definito come segue:

$\text{Difficulty Factor} \times (\text{Mission Flight Time} + \text{Aircraft Assembly Time})$

Per aerei che non completavano il numero totale di giri previsti per una missione, una penalità di 3 minuti per ogni giro non completato era sommata al "Mission Flight Time" calcolato.

Il massimo tempo consentito per una missione era di 10 minuti. I team avevano un massimo di 5 tentativi per compiere la missione (nei due giorni di gara).

I migliori *Single Flight Score* per ognuno di due diversi tipi di missione di volo erano sommati per ottenere il *Total Flight Score* del team.

APPROCCIO TECNICO: UNA NUOVA FILOSOFIA DI PROGETTO

Studi di sensibilità iniziali

Una volta analizzati ed interpretati vincoli progettuali ed obiettivi di missione, nell'approccio al processo progettuale il nodo era identificare e proporre le possibili soluzioni al problema in oggetto. Ovvero, individuare le configurazioni più promettenti, ed i metodi per l'analisi e lo sviluppo delle stesse, con l'obiettivo di realizzare un progetto capace di raggiungere il massimo Global Score. Prima di ciò, è stato considerato rilevante introdurre alcune considerazioni generali, basate su ragioni teoriche e soprattutto sulle esperienze acquisite nei precedenti progetti, in modo di chiarire e tenere in mente le linee guida che avrebbero guidato la selezione nella configurazione ottima. Ovvero, quali figure di merito era opportuno considerare durante la fase di Progetto Concettuale. A questo punto era necessario non trascurare il fatto che l'intero progetto era finalizzato alla partecipazione ad una competizione. Dunque, il suo unico obiettivo ultimo era ben individuabile: non doveva produrre una configurazione particolarmente attraente o innovativa. Semplicemente, doveva "funzionare": cogliere gli obiettivi della missione in modo affidabile. Del resto, occorreva considerare come ulteriori vincoli inevitabili gli stretti limiti inerenti il tempo e le risorse economiche disponibili. Tutti questi fattori dovevano condizionare il processo progettuale, fin dal primo passo. Nella formulazione del problema di approccio all'iter progettuale, dall'altra parte rispetto a questa serie di vincoli e limiti, stavano le informazioni, i metodi di analisi sviluppati, i dati raccolti nelle precedenti partecipazioni a questo tipo di esperienza; in una parola, il know-how del team. Questo, in sintesi, lo scenario nel quale doveva essere individuata una strategia di progettazione. In particolare, i seguenti aspetti furono sottolineati:

- Non esisteva una reale possibilità di variare il tipo di missione rispetto agli avversari (ad esempio, se negli anni precedenti era possibile variare geometria e peso del carico utile, intervenendo in modo apprezzabile sul punteggio di volo, questa possibilità veniva meno per le nuove regole di gara). Perciò, era facilmente prevedibile come il Single Flight Score di molti temi sarebbe stato paragonabile (dipendendo unicamente dal tempo di volo, flight time), e non sarebbe quindi stato il fattore chiave per la selezione del progetto vincente;
- viceversa, in tal senso i fattori determinanti sarebbero stati molto probabilmente il rapporto DRS/RAC (come suggerito da un preliminare studio parametrico sulla base dei dati di archivio del team) ed il tempo di assemblaggio (Assembly Time), il qual per la prima volta veniva introdotto come elemento di giudizio nella competizione;
- non esisteva una configurazione capace di azzerare la penalizzazione in termini di resistenza aerodinamica introdotta dall'

"antenna". Dunque, non era opportuno pensare ad una configurazione che mirasse principalmente a questo obiettivo.

Linee-guida nella selezione delle configurazioni possibili

Dalle considerazioni generali introdotte più sopra, furono dedotte immediatamente le linee guida per il progetto pre-concettuale (scelta dell'approccio alla selezione della configurazione ed alla metodologia di progetto):

- era importante pensare sin da subito ad una configurazione veloce e semplice da assemblare, ed allenare una squadra ad eseguire queste operazioni di montaggio;
- era determinante cercare una morfologia di velivolo capace di minimizzare il RAC;
- uno studio parametrico preliminare aveva mostrato come il RAC fosse principalmente influenzato dal peso delle batterie: quindi la necessità di potenza a bordo doveva essere ridotta il più possibile;
- c'era un solo modo praticabile per massimizzare il Single Flight Score: volare veloci. Era dunque necessario realizzare un velivolo con una aerodinamica "pulita", nonché un pilota che ne conoscesse profondamente comportamento in volo e prestazioni.

Requisiti della configurazione ottima

Di conseguenza, la configurazione ottima doveva essere:

- semplice e "pulita" da un punto di vista concettuale, in modo da poter essere rapidamente assemblata e risultare veloce in volo (grazie ad una bassa resistenza aerodinamica);
- il più possibile piccola e leggera, così da risultare ancora veloce in volo, facilmente assemblabile, e da richiedere poca potenza a bordo (l'ultimo aspetto permetteva di ridurre il RAC);
- implementabile in un prototipo che fosse pronto per volare abbastanza presto rispetto al piano temporale di sviluppo del progetto, in modo che fosse possibile effettuare una completa campagna di test di volo, per permettere al pilota ed alla squadra di assemblaggio di acquisire sufficiente confidenza con il velivolo. Inoltre, disporre di un prototipo per una serie di prove di volo sufficientemente in anticipo rispetto alla scadenza della gara avrebbe fornito la possibilità di ottimizzare il velivolo sotto molti aspetti (peso strutturale, efficienza aerodinamica, prestazioni propulsive, RAC).

Prendendo le mosse da queste idee chiave, è stato possibile affrontare il Progetto Concettuale, con l'obiettivo di selezionare una morfologia di velivolo che promettesse il massimo punteggio di gara potenziale. Una metodologia di analisi e progetto profondamente saggia nelle precedenti esperienze del team fu adottata. Ovvero: il team fu diviso in

differenti aree tecniche (aerodinamica, meccanica del volo, propulsione, strutture e materiali), ognuna delle quali concentrò l'attenzione su problemi inerenti il proprio campo d'interesse. Nel formulare le scelte di dimensionamento, sono state introdotte da ciascun gruppo figure di merito (FOMs) e matrici di decisione, capaci di valutare come ciascuna possibile opzione influenzasse il punteggio finale, e come ciascuna potesse essere implementata da un punto di vista realizzativo degli elementi costitutivi il velivolo. Finalmente, un "brainstorming" tra i leaders dei diversi settori tecnici guidò alla definizione della configurazione finale, degli strumenti tecnologici e dei materiali che sarebbero stati utilizzati per la manifattura.

Comunque, per le ragioni introdotte più sopra, nel corso del processo decisionale le soluzioni meno sofisticate da un punto di vista teorico, ma maggiormente affidabili e semplici da definire e realizzare, furono premiate con l'assegnazione di valori ponderali maggiori nelle matrici di decisione che venivano via via implementate. Ciò che fu percepito come cruciale fu l'opportunità di pensare subito, fine nella fase di progetto concettuale, a quegli aspetti che avrebbero permesso di fare la differenza in termini di punteggio di gara: (i) sistemi di montaggio rapido; (ii) soluzioni costruttivi a basso costo, basso peso e realizzabili in breve tempo; (iii) soluzioni capaci di minimizzare i volumi di ingombro (dei singoli componenti e dell'intero velivolo) senza penalizzare le prestazioni.

E' possibile affermare che il primo approccio al problema ingegneristico è stato guidato da una nuova filosofia di progetto, introdotta in quanto considerata necessaria per realizzare un prodotto realmente competitivo nonostante il breve tempo e le ridotte risorse disponibili. Il progetto concettuale fu affrontato tenendo in mente che una soluzione più semplice avrebbe significato una soluzione migliore. Inoltre, alcuni aspetti inerenti sistemi di assemblaggio e tecnologie di manifattura dovevano essere considerate già nella prima fase del processo di sviluppo progettuale, sebbene relative ad uno step di progetto di maggior dettaglio. Ciò perché queste avrebbero influenzato la scelta della morfologia del velivolo, così come risulterà chiaro nel seguito. In questo senso è possibile affermare che la prima fase del processo di progetto è stata un "Progetto Concettuale Dettagliato".

Brevemente, l'approccio tecnico è consistito nell'individuare tre classi di parametri di progetto. La prima classe includeva quelle grandezze con la maggiore influenza sul punteggio finale, assunte come variabili di progetto nella prima fase progettuale (Concettuale). La seconda classe comprendeva variabili con minor influenza diretta sul punteggio finale, ma la cui ottimizzazione avrebbe consentito di realizzare un velivolo migliore sotto il profilo delle prestazioni e del comportamento in volo. Questo tipo di studio è stato oggetto del Progetto

Preliminare. Si è trattato sostanzialmente nel dimensionare i diversi elementi della configurazione selezionata. La fase progettuale di Dettaglio è stata focalizzata sull'analisi della terza classe di parametri di progetto, inerenti i diversi sottosistemi non ancora dimensionati interamente e la loro integrazione. Finalmente, per controllare la validità delle scelte effettuate e per identificare il modo per ottimizzare l'intero progetto, sono state programmate ed effettuate sessioni di verifiche sperimentali, per ognuna delle aree progettuali (aerodinamica, strutture, propulsione, volo).

Nel paragrafo seguente sono descritti i principali momenti del Progetto Concettuale. Non si è ritenuto opportuno esaminare in questa sede le diverse Matrici di Decisione introdotte (il lettore può consultare a riguardo: *Galileo IV Design Report*¹). Piuttosto, si è preferito illustrare in dettaglio quelle soluzioni che hanno rappresentato la chiave del successo del progetto.

PROGETTO CONCETTUALE

Obiettivo di questa fase era immaginare una configurazione che fornisse la possibilità di raggiungere il più alto punteggio globale possibile. Era quindi necessario identificare gli aspetti della morfologia del velivolo che maggiormente avessero influenza sul punteggio globale. Senza considerare il *Report Score*, questi erano rappresentati da: tipo di missione, tempo di volo (flight time) e tempo di assemblaggio (assembly time).

Per quanto riguarda la selezione della missione, una analisi preliminare aveva mostrato come la missione C fosse la peggiore in termini di consumo energetico e lunghezza del percorso, oltre a presentare il minor "Difficulty Factor". Questi svantaggi non erano compensati dalla assenza del sistema di scarico del payload (seppure sicuramente ciò rappresentava una semplificazione del problema progettuale). Pertanto il progetto fu orientato alle missioni A e B. Di conseguenza, sorse subito il problema di progettare un sistema di scarico semplice ed affidabile. La miglior soluzione da questo punto di vista sembrò quella di dotare la fusoliera del velivolo di un portellone ventrale. Infatti non richiedeva alcun meccanismo di rilascio, ad eccezione del servocomando dedicato all'apertura del portello.

Riguardo il tempo di volo, furono identificate tre principali aree d'interesse: aerodinamica, stabilità ed efficienza propulsiva. L'influenza sul comportamento del velivolo delle possibili scelte legate a questi aspetti è stata considerata con attenzione nella formulazione delle Matrici di Decisione. Tra le principali Figure di merito introdotte per lo screening tra le differenti configurazioni, è stato inoltre considerato l'effetto sul RAC associato a ciascuna configurazione. Questa FOM è stata sempre considerata tra le più influenti. Finalmente, il tentativo di minimizzare il tempo di assemblaggio,

insieme ai limiti dimensionali imposti alla scatola che doveva contenere il velivolo disassemblato, hanno influenzato severamente la concezione del velivolo, (e delle sua manifattura ed integrazione) introducendo vincoli nel processo di decisione, e consentendo così di limitare la variabilità di molti parametri di progetto.

Tempo di Assemblaggio, RAC, Fusoliera e Coda

Come già sottolineato, il tempo di assemblaggio era stato considerato come un fattore chiave per raggiungere un punteggio elevato. Per convincersene, è possibile considerare come per un tempo di volo di 3 minuti, ad esempio, un tempo di assemblaggio di 30 sec rappresenta più 15%. Questa considerazione spinse a fissare la lunghezza della fusoliera, influenzando subito altri aspetti del progetto, come la morfologia della coda e del carrello, come descritto nel seguito.

Per ridurre il tempo di assemblaggio, era necessario pensare ad una fusoliera con gli impennaggi verticali di coda già montati (una coda montabile avrebbe comportato maggiori problemi progettuali inerenti soprattutto le connessioni meccaniche ed elettriche, risultando inoltre in un aumento del peso. D'altra parte, una seconda ragione spingeva verso ad una fusoliera che non fosse più lunga della massima dimensione della scatola: la lunghezza della fusoliera (come l'apertura dell'ala) era uno dei più influenti fattori nel calcolo del RAC. Pertanto la fusoliera fu progettata per essere più compatta possibile, capace di entrare nella scatola senza che gli impennaggi di coda fossero disassemblati. L'unico effetto negativo era l'influenza sulla stabilità longitudinale del velivolo. Diversamente dai precedenti progetti Galileo, i quali presentavano valori del rapporto volumetrico di coda intorno a 0.5, in Galileo 4 si è posto questo parametro al valore 0.36, proprio a causa delle ridotte dimensioni della fusoliera. Infatti la soluzione più probabile, ovvero una maggiore apertura del pannello di coda orizzontale, era incompatibile con il regolamento di gara, sia per i vincoli imposti alle dimensioni delle superfici aerodinamiche (l'apertura dell'orizzontale doveva essere inferiore al 25% dell'apertura alare (altrimenti il RAC sarebbe risultato notevolmente penalizzato), sia per le ridotte dimensioni della scatola. Pertanto, è stata selezionata una coda ad H. Infatti la presenza delle due derivate verticali avrebbe consentito di incrementare l'efficienza dell'equilibratore (circa del 30%), con grande vantaggio per la stabilità. Ulteriori vantaggi consistevano nel portare le superfici verticali (che conferiscono stabilità direzionale al velivolo) fuori della zona d'ombra aerodinamica proiettata dalla fusoliera, e nella possibilità di realizzare ciascuna deriva più piccola di una singola superficie verticale con la stessa superficie totale, il che favoriva il posizionamento del velivolo nella scatola.

Dunque, fin qui il velivolo era stato concepito come pezzo unico: una fusoliera dotata di coda ad H la cui

lunghezza totale era pari alla dimensione maggiore della scatola. Le decisioni successive avrebbero riguardato l'ala ed i carrelli. La loro morfologia avrebbe dovuto rispondere ad esigenze inerenti la minimizzazione del tempo di assemblaggio e del RAC.

Tempo di Assemblaggio, Scatola e Carrelli

A causa degli stretti limiti imposti dalle dimensioni della scatola, e della scelta di un sistema di scarico ventrale, le gambe del carrello non potevano essere fisse. Infatti, dovevano essere sufficientemente alte da permettere lo scarico del payload (e per non penalizzare la rotazione al decollo). Pertanto, gambe già montate non avrebbero permesso al velivolo di entrare nella scatola. D'altra parte, occorreva pensare ad un metodo rapido e sicuro per il montaggio delle gambe. Alcune soluzioni erano possibili. La prima sembrò essere l'introduzione di un carrello retrattile. Questa soluzione presentava vantaggi aerodinamici, riducendo la superficie bagnata in crociera. Tuttavia, introduceva alcuni problemi progettuali: l'esigenza di un servomeccanismo dedicato (che comportava un aumento del RAC); l'esigenza di un sistema di dispiegamento (con aumento del peso e del rischio di inaffidabilità); infine non sembrava l'idea migliore per minimizzare il tempo di assemblaggio. Un carrello completamente montabile era la soluzione peggiore riguardo l'esigenza di assemblaggio rapido, e richiedeva sistemi di giunzione capaci di sopportare alti carichi all'impatto con il suolo in fase di atterraggio, conducendo a maggiori complessità strutturali e quindi incrementi di peso. Un carrello che fosse capace di ruotare intorno ad un fulcro solidale con il velivolo sembrò il miglior compromesso. Cioè, le gambe del carrello principale sono state progettate in modo da poter ruotare intorno ad un bullone fisso, capace di portare la maggior porzione dei carichi in atterraggio. Un semplice sistema di bloccaggio, basato su piccole molle, avrebbe tenuto il carrello in posizione una volta ruotato. Similmente, la gamba anteriore è stata progettata parzialmente amovibile, introducendo una molla assiale che impediva la separazione della stessa dalla struttura di giunzione con il velivolo, così da rendere più rapido la procedura di montaggio. (Comunque, il peso del sistema di connessione della gamba anteriore risultò maggiore del carrello stesso).

Ala

Per la forma in pianta dell'ala fu presto selezionata la rettangolare come quella con la maggiore superficie a parità di RAC. Inoltre, era sicuramente la più semplice da realizzare in sede di manifattura. L'apertura totale fu fissata a 240 cm: il doppio della maggiore dimensione della scatola. La maggior dimensione che consentiva di inserire nella scatola due semiali dotate sistemi per la connessione alla fusoliera. La corda è stata dimensionata per avere l'area necessaria per decollare entro i limiti imposti

dal regolamento di gara. Un'ala alta, infine, sembrava la migliore scelta in accordo allo scarico ventrale del payload, garantendo inoltre stabilità laterale in volo.

Superfici mobili e servocomandi

Diversamente dai precedenti progetti Galileo, Galileo 4 è stato concepito privo di un timone verticale di coda, e del suo servocomando dedicato. Considerando che le regole della competizione non richiedevano doti acrobatiche, è sembrato possibile eseguire il circuito di volo utilizzando solo gli alettoni per effettuare le virate. Esperienze maturate negli anni precedenti suggerivano tale conclusione. Inoltre, sembrava evidente come la massima dimensione permessa dalla scatola ad un eventuale timone verticale fosse comunque insufficiente per produrre un significativo momento di controllo in imbardata alle tipiche velocità di (<15 m/s, 49 ft/s). Pertanto, il numero di superfici mobili, e dei servocomandi associati, è stato ridotto quanto possibile (riducendo peso e RAC). Il minimo numero fu stabilito essere sei: uno per ciascun alettone, uno per l'elevatore, uno per il controllo della manetta, uno per il ruotino anteriore (sterzante, per conferire al modello controllo direzionale in atterraggio e decollo); l'ultimo, per il sistema di rilascio del payload (portellone ventrale). Non si è ritenuto opportuno utilizzare il servo dedicato ad un altro controllo anche per l'apertura del portellone, per ragioni di sicurezza ed affidabilità.

Progetto Strutturale e Strategia di Manifattura

Due principali ragioni, l'esigenza di leggerezza e rapidità di assemblaggio, hanno condotto alla selezione della configurazione strutturale e dei metodi di manifattura basati sull'introduzione dei materiali compositi. Una applicazione corretta della tecnologia dei compositi non dovrebbe consistere nel sostituire uno per uno gli elementi strutturali che si usava costruire con materiali tradizionali (legno, leghe leggere) con altrettanti elementi realizzati in composito. E' necessario ripensare l'intero progetto strutturale e definire una nuova strategia progettuale capace di enfatizzare le caratteristiche di versatilità, facilità di modellazione e rapidità di realizzazione proprie di questi materiali. E' stata allora considerata l'opportunità di realizzare la struttura del velivolo come una "scatola modulare" poiché permetteva di implementare tecnologie ingegnerizzate dal team di progetto, e perché è sembrata essere la via più rapida per realizzare rapidamente alcuni prototipi delle differenti cellule strutturali del velivolo, per valicare il progetto con una seria sessione di verifiche sperimentali statiche e dinamiche, test aerodinamici, e prove di volo. Questa soluzione rispondeva all'esigenza di iniziare presto il processo di manifattura, e forniva la possibilità di effettuare dei cambiamenti in corso d'opera circa particolari elementi senza coinvolgere gli altri. Questa strategia di manifattura è stata selezionata anche perché era la

migliore per rendere concettualmente semplice e rapido l'assemblaggio dei differenti componenti in una unica struttura, interpretando la filosofia di una configurazione veloce da montare, come richiesto dai requisiti della competizione. Pertanto, la struttura principale del velivolo è stata concepita come una scatola capace di sostenere i principali carichi di esercizio, alla quale le superfici aerodinamiche sono connesse tramite elementi di giunzione di tipo trave. La scatola, che rappresenta il cuore del velivolo, è stata configurata attorno al "payload". Per rendere la sua forma esterna più efficiente da un punto di vista aerodinamico, sono stati progettati superfici e volumi di raccordo, privi di funzioni strutturali. Realizzati in schiuma di polistirene espansa, questi sono stati collocati tra la scatola centrale e la coda, attorno ad un boom che trasferiva i carichi della coda, presso la radice alare, ed attorno al motore (front radome).

Peso e Materiali

Nella selezione dei materiali e delle tecnologie di costruzione, l'obiettivo principale era la riduzione del peso globale del velivolo. L'idea di adottare materiali compositi per questo scopo era in conflitto con i limiti di tempo limitato, strumentazione abbastanza rudimentale e scarse risorse economiche disponibili. Compositi curati a temperatura ambiente e basse pressioni con cicli di lavorazione ingegnerizzati dal team sono stati ampiamente investigati fin dalla fase di Progetto Concettuale, e successivamente selezionati per realizzare l'ala, gli impennaggi di coda e il carrello principale. L'ala è stata realizzata con schiuma di polistirene espansa (25 kg/m^3) coperta con un tessuto di vetro (80 g/m^2) in una matrice epossidica. Le solette dell'unico longherone, posizionate al punto di massimo spessore del profilo, sono state realizzate in fibra di carbonio unidirezionale e matrice epossidica. Il risultato è stato un peso specifico globale per entrambe le semiali, pronte per essere connesse alla fusoliera, 1.1 kg/m^2 (0.9 lbs/ft^2). Il carrello principale, che nei precedenti progetti Galileo costituiva circa il 7-8% del peso globale al decollo, in Galileo 4 non supera il 3%. Questo risultato è stato possibile grazie alla scelta di materiali compositi ad alte prestazioni (tessuto in fibre di carbonio e Kevlar e nastro unidirezionale di fibre di carbonio in matrice epossidica). Progettando la sequenza di laminazione opportuna, è stato possibile "sintonizzare" le caratteristiche meccaniche del carrello sui carichi di atterraggio di Galileo 4. Grazie a Sistema Compositi S.p.A., l'unico sponsor esterno del gruppo di progetto, è stato possibile realizzare la cella portante della fusoliera con una struttura sandwich ad alte prestazioni: è stato utilizzato un core di Nomex e pelli realizzate con un materiale preimpregnato in tessuto di fibra di vetro e resina (300 g/m^2 , i.e. 0.06 lbs/ft^2), co-curato in autoclave. E' possibile affermare che il peso ridotto del velivolo ($5.5 \text{ kg} - 12 \text{ lbs}$ a vuoto, compresi $1.02 \text{ kg} - 2.25 \text{ lbs}$ per il pacco batterie) è principalmente

dovuto all'attento progetto delle strutture, e ad un corretto impiego dei materiali compositi.

Giunzione Ala-Fusoliera

Come detto, la soluzione più promettente per la configurazione della struttura alare sembrava quella di produrre due semiali separate, da connettere alla fusoliera. Era dunque necessario un sistema capace di fornire una connessione robusta, semplice e veloce: il miglior compromesso tra queste esigenze.

Primo problema: era fondamentale garantire l'accoppiamento tra la struttura portante dell'ala e la cellula della fusoliera. Una centina strutturale è stata collocata alla radice ed ad un terzo dell'apertura di ciascuna semiala per supportare una trave cilindrica. Quest'ultima si accoppiava con un tubo cilindrico fissato tra le pareti laterali della fusoliera. Più tardi, nel dimensionare i diversi elementi strutturali, (progetto preliminare e di dettaglio), sono stati decisi la natura ed i materiali per questo accoppiamento: legno per la trave alare, composito carbonio-epossidica per il tubo che la doveva contenere. Questa soluzione presentava infatti un buon rapporto resistenza/peso, garantendo un assemblaggio sufficientemente sicuro (un accoppiamento carbonio-carbonio sarebbe risultato più fragile e sensibile ad errori di allineamento, ben possibili nelle fasi di montaggio, così delicate per l'esito della missione).

Il secondo problema riguardava la connessione elettrica tra la radio ricevente, collocata entro la fusoliera, ed i servocomandi per il movimento degli alettoni, posizionati nelle semiali. Questo collegamento doveva essere assolutamente affidabile, oltre che veloce da montare. Plugs reperibili commercialmente erano troppo piccoli, inadatti ad assemblaggi rapidi. Sono stati quindi adottati comuni jack stereo, sufficientemente robusti e sicuri, collocate rispettivamente sulla centina di radice dell'ala (maschio) e nella parete laterale della fusoliera (femmina).

In questo modo la connessione meccanica e quella elettrica potevano essere effettuate con un singolo movimento, in un tempo brevissimo.

Batterie e Sistema Propulsivo

Uno dei fattori che più influenzavano il RAC era il peso delle celle utilizzate a fini propulsive. Questa una delle ragioni che spinse la ricerca verso celle con alti rapporti energia/peso., tra le batterie al NiCd richieste dal regolamento. Tuttavia, quest'aspetto ha influenzato l'intero sottosistema propulsivo, il cui progetto è stato un punto centrale nel processo di disegno del velivolo, poiché la selezione del numero (e del peso) delle celle non poteva essere indipendente dalla scelta di motore, riduttore ed elica. Infatti, i fattori che determinano l'energia necessaria al volo sono l'efficienza del gruppo elica-riduttore-motore ed i requisiti di missione. Confrontato con i precedenti progetti Galileo, quest'anno una nuova filosofia di progetto è stata adottata riguardo il

sistema propulsivo. Nel progetto del 2002, ad esempio, furono dapprima stimate le prestazioni che il gruppo propulsivo avrebbe dovuto fornire per permettere al velivolo di compiere la missione. Successivamente, furono ricercati sul mercato gli elementi che avrebbero permesso di raggiungere lo scopo. Questo approccio aveva mostrato i suoi limiti: è ben difficile reperire componenti commerciali che posano fornire esattamente le prestazioni a loro richieste, così come sono state ricavate da un algoritmo matematico. Pertanto nel progettare Galileo 4 l'approccio è stato diverso, ed è stato pianificato sin nella fase di Progetto Concettuale. Dapprima è stato compilato un database con le caratteristiche dei motori del fornitore Graupner, accoppiati con tutti i sistemi riduttori reperibili sul mercato. Quindi, nelle fasi di progetto preliminare, sono state eseguite simulazioni numeriche di molte configurazioni celle/motore/riduttore/elica, con l'intento di selezionare quelle con le più alte efficienze elettriche e capaci di garantire una spinta al decollo di 26 – 30 N. Tali simulazioni hanno fornito i modelli del motore e del riduttore. Inoltre, hanno fornito ranges di variazione per i possibili numero di batterie e diametro dell'elica, cercando di ottenere la configurazione che ottimizzasse il consumo di energia grazie alla massima efficienza elettrica con la spinta richiesta per il decollo. L'esatto valore del numero di celle e delle dimensioni dell'elica sarebbe stato selezionato solo sulla base dei risultati delle prove di volo. Un altro aspetto connesso all'efficienza del sottosistema propulsivo è il posizionamento dell'elica. L'esigenza di completare rapidamente le fasi di progetto e di manifattura, ha spinto alla selezione di un singolo motore a pura del velivolo. Tuttavia, valutazioni circa l'opportunità di collocare l'elica nella parte posteriore del velivolo sono state introdotte. E' stato deciso che i vantaggi derivanti da tale eventuale soluzione (migliore efficienza aerodinamica per via di un flusso più pulito nella sua scia non avrebbero equilibrato la maggiore complessità meccanica e gli svantaggi in termini di stabilità statica longitudinale (centraggio).

Conclusioni

Come illustrato, dopo aver sottolineato i principali fattori che influenzavano il punteggio globale, è stata selezionata la configurazione finale come il miglior compromesso tra i differenti requisiti progettuali. Questi ultimi, se considerati da soli ed ottimizzati separatamente, non avrebbero permesso di raggiungere l'obiettivo di realizzare una configurazione realmente competitiva. Ciò che è stato messo in luce fin qui mostra come il lavoro del team di progetto sia proceduto senza mai perdere la strada che conduceva all'obiettivo finale: la competizione con i progetti concorrenti. Lo stesso approccio è da ricercare dietro le metodologie selezionate per affrontare i problemi incontrati nelle successive fasi del processo progettuale.

PROGETTO PRELIMINARE

Alla fine del Progetto Concettuale, la configurazione del velivolo era stata selezionata, e le soluzioni tecnologiche per realizzare ciascun sottosistema erano state identificate. I metodi di analisi sin qui adottati avevano un carattere principalmente statistico-qualitativo, e le reali prestazioni del velivolo non erano state calcolate accuratamente. L'obiettivo della fase successive era il dimensionamento dei sottosistemi principali in modo che la loro integrazione avrebbe fornito un velivolo capace di raggiungere il massimo punteggio di gara. E' stato compilato un metodo di ottimizzazione capace di valutare l'efficienza globale delle possibili combinazioni di parametri di progetto. E' stato necessario introdurre metodi di analisi e strumenti di calcolo capace di stimare accuratamente le prestazioni reali dei vari sottosistemi, e il modo in cui questi influissero sul comportamento di tutto il velivolo. Per ridurre la complessità del problema dovuta al gran numero di variabili in gioco, due livelli di studio sono stati sfrontati (con un approccio globale-locale). Il primo obiettivo è stato effettuare studi di dimensionamento preliminare per valutare l'influenza delle combinazioni dei diversi parametri, considerati parallelamente, sul punteggio finale, onde ridurre il range di variabilità. Successivamente, studi più dettagliati nelle principali aree di progetto hanno consentito di rifinire le soluzioni proposte nella prima parte dello studio. Alla fine della fase di Progetto Preliminare il dimensionamento dei principali sottosistemi del velivolo era effettuato.

PROGETTO DI DETTAGLIO

Nella fase progettuale di maggior dettaglio è stato investigato il comportamento dinamico del velivolo; sono stati effettuati studi inerenti la stabilità longitudinale e latero-direzionale, e sono state quindi dimensionate le superfici di controllo aerodinamico. Sono stati completamente dettagliati i dispositivi per giungere i diversi elementi strutturali, ed è stato progettato il sistema di rilascio del payload. Finalmente sono stati affrontati i problemi del sistema di raffreddamento per il gruppo propulsivo e la sistemazione dei servocomandi e dei cablaggi. Alla fine di questa fase, erano disponibili gli strumenti per completare la manifattura e l'integrazione di tutti i componenti e sistemi del velivolo, e per prevederne le prestazioni sia a vuoto che in condizioni di massimo carico. A RAC value of 8.017 was foreseen. Tabella 1 illustra le principali caratteristiche del progetto finale.

INDAGINI SPERIMENTALI

Alcune sessioni di test sperimentali sono state effettuate parallelamente al processo di sviluppo del progetto, per fornire ai progettisti importanti informazioni riguardo le scelte effettuate e quelle da

effettuare. Le analisi sperimentali hanno incluso test strutturali (statici e dinamici), aerodinamici, propulsivi. Finalmente, una completa sessione di prove di volo ha riguardato prima un prototipo, quindi il modello da gara. I test di volo sono stati di fondamentale importanza ed ha permesso di ottimizzare molti aspetti del progetto, oltre che allenare il pilota nell'eseguire le missioni obiettivo. Una menzione particolare meritano i test propulsivi, effettuati per mezzo di un sistema di misura progettato e realizzato per l'occasione. Questi sono pertanto dettagliati nel seguito.

Test Propulsivi in Galleria del Vento

La capacità di prevedere il comportamento di un sistema propulsivo richiede la conoscenza delle Curve Caratteristiche dell'elica. I costruttori di eliche commerciali non forniscono questi dati, pertanto è stato deciso di progettare un sistema di misura da essere utilizzato in galleria del vento. Spinta, coppia assorbita, giri, velocità del flusso davanti e dietro il disco dell'elica sono stati determinati per alcuni valori della velocità del vento. Tutti i test sono stati effettuati usando il motore elettrico Graupner 3450-7, adottato sia per la sua ridotta sezione frontale (non molto più grande del mozzo dell'elica: non disturba la corrente a valle) sia perché le curve caratteristiche di questo motore erano note da studi precedenti, in modo che fosse possibile determinare la coppia fornita dal motore semplicemente misurando la corrente di alimentazione (ad un certo voltaggio). Le eliche da testare sono state scelte in base ai seguenti criteri:

- *representabilità*: le eliche da testare dovevano essere rappresentative di differenti famiglie I eliche adottate in piccolo UAVs ovvero RC models.
- *reperibilità*: le eliche selezionate dovevano essere facilmente reperibili sul mercato..
- *dimensioni*: il diametro della sezione utile della galleria dell'Università. (90 cm): per evitare il "bloccaggio" e soddisfare le condizioni di elica in "rotazione libera", i diametri non dovevano essere superiori ai 55 cm.

Il sistema di misura era composto da due principali sottosistemi collocati uno nella camera di prova della galleria, e il secondo lontano dal primo. Il primo consisteva in un basamento (30 kg) sul quale erano posizionate le scatole elettroniche Questo sosteneva la struttura che porta gli organi meccanici e propulsivi (figura 2). Il secondo sottosistema consisteva in un apparato di controllo e acquisizione dati: un generatore per corrente continua (Eutron BVR4050, max 40 Volt x 50 Amp), un modulo di acquisizione Keithley 2700 (+20 channels K7700 card) e un PC con Xilinx 2700 software per acquisizione e processo dati. Questo sottosistema era collocato fuori della camera di prova, collegato via cavo al primo (figure 3). La spinta orizzontale prodotta dall'elica (alimentata dal motore) era trasferita, per mezzo di un

carrello senza attrito, all'estremità libera di una trave di acciaio incastrata dall'altro lato. La trave era soggetta a flessione. La sua deformazione (ottenuta da un set di strani gauges), considerando le caratteristiche meccaniche, permetteva di valutare la spinta. La velocità del flusso è stata incrementata ogni 30-40 sec. Il sistema di controllo leggeva e conservava segnali (ad intervalli di tempo regolari) una volta che l'elica aveva aggiunto condizioni stazionarie. In questo modo è stato possibile determinare le curve obiettivo, delle quali un esempio è illustrato in figura 5.



Figure 2: (sin) il primo sottosistema. Nel cilindro rosso la trave d'acciaio la cui flessione forniva i dati dei test

Figure 3: (centro) controllo e acquisizione dati: Keithley system and stabilized power supply Eutron

Figure 4: (sotto) il sistema di misura in camera di prova



RISULTATI

Come detto, Galileo 4 è stato concepito per essere un sistema capace di interpretare al meglio i requisiti della competizione. L'ottimizzazione parallela di tutti gli aspetti del progetto ha permesso al team di

raggiungere il risultato. Infatti, il banco di prova della gara ha mostrato il valor dell'approccio selezionato. Con un RAC di 7.99, il quinto tra team avversari, un Design Report Score di 89.5, il decimo (e quindi uno dei migliori rapporti DRS/RA), il secondo Assembly Time (10 secondi contro i 9 del primo, e il quinto Total Flight Score (0.95), il risultato finale è stato un 3° posto nella classifica globale. E' opportuno sottolineare come i team che hanno ottenuto il massimo punteggio in ciascuna singola classifica parziale (ad eccezione della prova di volo) sono rimasti lontani dal vertice della classifica finale. Questa realtà sottolinea come tutti gli aspetti della missione, ed il modo in cui fossero correlati, erano così cruciali per le prestazioni del velivolo. In accordo con gli intenti, il risultato è stato una macchina capace di lavorare con scarsi margini. Del resto, se si vuole essere competitivi in una competizione, bisogna correre qualche rischio.

CONCLUSIONI

In conclusione, gli autori vorrebbero riconoscere come l'intera esperienza nell'ambito dei progetti Galileo abbia loro fornito molto di più dell'ultimo 3° posto. Il fatto maggiormente rilevante è stato il coinvolgimento di un numero di studenti (sempre crescente negli anni) nell'affrontare e risolvere reali problemi pratici inerenti la gestione di tutti gli aspetti di un progetto ingegneristico. Durante questi quattro anni, hanno avuto la possibilità di seguire lo sviluppo di una attività di ricerca studentesca realmente indipendente, imparando come il lavoro di team possa essere uno straordinario arricchimento tanto dal punto di vista tecnico quanto umano.

Da un punto di vista prettamente tecnico, le esperienze che "the Flying Centurions" hanno acquisito con i progetti Galileo dimostrano come sia possibile costruire piccoli UAVs, sulla base dei requisiti specifici di una missione obiettivo, in modo rapido ed economico.



Figure 6: the UAV Galileo IV during a phase of the contest

RINGRAZIAMENTI

Gli autori desiderano esprimere il proprio ringraziamento verso tutte le persone che sono state di supporto in questo lavoro, il cui aiuto è stato

fondamentale per raggiungere i risultati ottenuti. In particolare:

Report AIAA/CESSNA/ONR DBF
Competition March 2003

- *Prof. Giuseppe D'Ascenzo*, Magnifico Rettore dell'Università di Roma "La Sapienza"; solo grazie al Suo interesse ed al Suo supporto è stato possibile portare avanti questa esperienza, di straordinario valore dal punto di vista della didattica e delle applicazioni, affatto non comune negli ambienti accademici italiani;
- *Prof. Guido De Matteis*, ordinario di Meccanica del Volo presso la Facoltà di Ingegneria de "La Sapienza", "advisor" ufficiale dei teams italiani nelle ultime quattro edizioni della competizione D/B/F;
- *Prof. Mario Marchetti*, ordinario di Costruzioni Spaziali presso la Scuola di Ingegneria Aerospaziale de "La Sapienza";
- *Prof. Giorgio Sforza*, docente di Disegno di Costruzioni Aeronautiche presso l'ITIS Galilei di Roma;
- *Sistema Compositi s.p.a* ; in particolare, grazie ad Ing. Francesco Rigale, Ing. Rocco Aricò e Sig. Antonio Sciarra;
- *La Preside dell'ITIS Galilei, Prof.ssa Franca De Zardo*;
- *lo staff amministrativo del Dipartimento di Meccanica e Aeronautica de "La Sapienza"*; in particolare, *Dott.ssa Miryam Paggi*;
- *Ing. Andrea Giovannini*, ricercatore presso CIRA, Capua;
- *Sig. Angelo e Ing. Mario Silvagni*, per il loro contributo nell'ottimizzazione del sistema propulsivo;
- *Sig. Luca Friggeri e Sig. Fabio Tozzi*, piloti e collaudatori di Galileo IV.

PRINCIPALI RIFERIMENTI BIBLIOGRAFICI

1. Burns L. D.-McCormick J. B.-Borroni-Bird C. *Un mezzo per il cambiamento (a way for changing)* Le Scienze n° 411, Novembre 2002, pp 46-54
2. Roskam J. *Airplane Design: part VII, determination of stability, control and performance* Roskam Aviation and Engineering Corp. Ottawa, Kansas, 1988-1990
3. Raymer D. P. *Aircraft Design: a conceptual approach* 3rd ed., Reston, VI AIAA Educational Series, 1999
4. McCormick B. W. *Aerodynamis of V/Stol flight* Academic Press New York, 1967
5. Abbott I. H.-Von Doenhoff A. E.-Stivers L. S. *Summary or airfoil data* NACA TR 824, 1945
6. Abbott I. H. - Von Doenhoff A. E. *Theory of wing section* Dover Publication New York, 1959
7. the Flying Centurions team Universty of Rome "La Sapienza" *Galileo IV Design*

Geometry		
Length	1.18 m	3.87 ft
Span	2.4 m	7.87 ft
Height	0.52 m	1.71 ft
Wing area	0.72 m ²	7.75 ft ²
Aspect ratio	8	
Control volume	0.35	

Weight Statement		
Airframe	2.937 kg	6.475 lb
Propulsion System	1.575 kg	3.472 lb
Control System	0.698 kg	1.539 lb
Payload System	2.268 kg	5 lb
Antenna	0.522 kg	1.151 lb
Empty Weight	5.21 kg	11.4 lb
Gross Weight	8 kg	17.637 lb

Performances			
C_{LMax}	1.14		
L/D Max	14.32		
Static Margin	0.16		
Rate of Climb	Empty	7.22 m/s	23.7 ft/s
	Gross	4.46 m/s	14.7 ft/s
Stall Speed	Empty	11 m/s	36 ft/s
	Gross	12.65 m/s	41 m/s
Max Speed	Empty	29	95
	Gross	25	82
Takeoff Run	Empty	12.53 m	41.11 ft
	Gross	27.57 m	90.45 ft

System	
Radio	Futaba FP8 UPS
Servos	Futaba S9402
Battery Configuration	17 cells, serial
Motor	GraupnerUltra 930-8 12 V
Propeller	20" x 10"
Gear Ratio	3.7:1

Tabella 1: caratteristiche finali dell'UAV progettato

Menz prop S 17x8

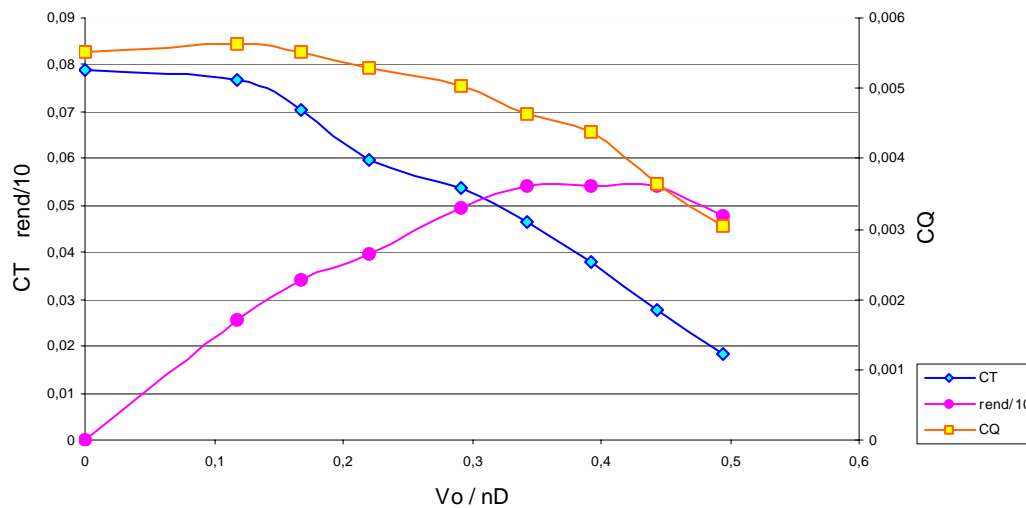


Figura 5: Menz Prop S 17x8 propellers' characteristic curves. In the primary vertical axis the values of the thrust coefficient C_T and of the efficiency are illustrated [x10]. On the secondary vertical axis, the values of the torque coefficient C_Q . In the horizontal axis the advance ratio $\gamma = V_0/N*D$ is represented