Fondamenti teorici dell'avamprogetto degli aeromobili

Memoria del Socio corrispondente ETTORE ANTONA
presentata nella adunanza del 13 giugno 2007

Abstract. *The first phase of the design, called conceptual or also feasibility phase, is analyzed within its purposes as the feasibility analysis and the comparison among possible solutions.*

Its possible aspects are also discussed - analyses of architectures or layouts, parametrical studies and growth factor. For each of them the logical foundations are given, in order to have correct approaches, both from the point of view of the design and of the mathematic aspects. Particularly, as the growth factor is concerned, deepening are proposed for the classical concepts and new definitions are introduced, i.e. the fundamental grow factor, which allows the introduction of the design efficiency concept, and the design ductility factor, which determines in each grow process an optimal weight. Moreover the most recent problems of the conceptual design are taken into consideration: the importance of the risk analysis in the design decisions and the extension of the conceptual design up to the analysis of the possibility offered by the technological improvements, when the usual technology leads to a non feasibility conclusion.

Keywords: conceptual design, analyses of architectures, parametrical studies, grow factor, risk analysis.

Riassunto. *La prima fase del progetto, indicata sinteticamente come avamprogetto, viene analizzata nei suoi scopi tra cui l'esame della fattibilità e il confronto fra soluzioni possibili, e nelle sue possibili forme, analisi di architetture o configurazioni, studi parametrici e fattore di ingrandimento. Di ciascuna di esse si danno fondamenti logici per corrette impostazioni, sia dal punto di vista del progetto, sia dal punto di vista matematico. In particolare per il fattore di ingrandimento si propongono approfondimenti ai concetti classici e si introducono definizioni quali il fattore di ingrandimento fondamentale, che consente di introdurre il concetto di efficienza del progetto, e il fattore di duttilità del progetto, che determina in ogni ingrandimento un peso ottimo. Vengono infine poste in evidenza le problematiche più recenti dell'avamprogetto, il comprendere l'aspetto delle decisioni basate sull'analisi del rischio e l'estendersi fino all'analisi delle possibilità offerte dagli avanzamenti tecnologici, nei casi in cui la usuale tecnologia conduca alla conclusione della non fattibilità.*

Parole chiave: avamprogetto, analisi di architetture, studi parametrici, fattore di ingrandimento, analisi del rischio.

1. L'avamprogetto come prima fase del progetto

Il progetto può essere suddiviso in fasi, delle quali è più chiaro indicare gli scopi anziché le denominazioni, non strettamente coerenti nelle varie lingue.

Il problema del progetto origina da un tema che assegna quali requisiti un gruppo di caratteristiche (solitamente prestazioni dell'aeromobile) e dei dati quali ad esempio il carico pagante. A questi valori noti preliminarmente si devono aggiungere dati fisici sui quali non è possibile influire e dipendenti dall'ambiente in cui deve svolgersi la missione, comprendenti le caratteristiche dei mezzi da attraversare, le proprietà dei materiali e i requisiti di sicurezza. Le grandezze da determinarsi si distinguono in incognite e potenziali quantità da estremizzare, che possono avere anche il ruolo di quantificatori dell'onerosità dei requisiti.

Un primo scopo della fase iniziale del progetto è stabilire se, con il livello tecnologico interpretato dai parametri aggiunti ai dati e con i limiti imposti dall'ambiente, sia fattibile una soluzione che soddisfi i requisiti e i dati. Se così è, come secondo scopo devono essere individuate delle soluzioni, con un grado di approssimazione che consenta di operare fra di loro una scelta e di avviare le fasi successive del progetto, senza pretendere che essa dia luogo a progetti costruibili, ma confrontabili. Per i due scopi predetti, possono essere prese in esame architetture diverse, che possono condurre a conclusioni diverse, fra le quali la scelta dipende da parametri di bontà da definirsi caso per caso.

A fianco degli scopi predetti, nell'avamprogetto risulta utile e talvolta fondamentale disporre della capacità di discutere l'onerosità delle scelte architettoniche e dei vari requisiti e la sensibilità del progetto stesso a loro cambiamenti, in particolare se essi non discendono da rigide necessità operative.

Che il complesso dei dati fisici dell'ambiente e del livello tecnologico possa generare limiti alla realizzabilità può essere compreso anche dalle vicende che hanno condotto al primo volo. Il velivolo dei fratelli Wright aveva una riserva di combustibile sufficiente per qualche minuto di volo e sviluppò una velocità massima di circa 50 km/h, sollevandosi da terra soltanto di pochi metri. Essi avevano tuttavia realizzato un velivolo da record, per ottenere il quale si dovette sfruttare al massimo il livello tecnico del tempo, in particolare per quanto riguarda la leggerezza delle strutture, il rapporto potenza/peso del motore, al quale essi diedero un miglioramento decisivo, e il rendimento dell'elica, da essi migliorato con innovazioni anch'esse decisive, ottenendo ad un tempo il massimo offerto dalla tecnologia e il minimo per realizzare il volo. Questo problema, sostanzialmente di fattibilità, era ben presente ai fratelli Wright, visti gli sforzi che essi fecero per migliorare la situazione, in particolare nei tre problemi precedentemente accennati [5]. Nel contempo era loro ben presente il fondamentale problema della sicurezza, in particolare dal punto di vista strutturale. Nel 1900 Wilbur Wright scriveva a suo padre: «Io sto costruendo la mia macchina in modo che essa possa sostenere cinque volte il mio peso e sto sperimentando ogni pezzo per conto suo. Io penso che così facendo non ci sia possibilità che la macchina si rompa in aria». Egli si preoccupava quindi di stabilire un criterio di sicurezza, prefiggendosi, se si vuole, di ottenere probabilità unitaria di non avere rotture in volo. Nello stesso tempo, adottava il criterio di sottoporre preventivamente esemplari, a questo destinati, di ogni componente della struttura a carichi statici corrispondenti al criterio di sicurezza, per verificarne la rispondenza al di là dei calcoli. Il loro velivolo fu quindi il primo al mondo a possedere una potenza motrice o più precisamente un forza propulsiva sufficiente a vincere la resistenza dell'aria sino a una velocità tale da conferire alle ali, attraverso la "circolazione", una portanza pari al peso della macchina, nel rispetto di prefissati requisiti di sicurezza.

Per quanto riguarda il comprendere i limiti dovuti in particolare all'ambiente, valgano i risultati dell'indagine statistico sperimentale *A qual prezzo la velocità?*, [1], dovuta a Gabrielli-Von Karman, che prende in esame le caratteristiche effettive di tutti i mezzi di trasporto. Essa fornisce indicazioni di grande rilievo e di natura generale sui risultati dell'ingegneria nel campo dei trasporti, presentando le conseguenze, sotto forma di limiti invalicabili, dei condizionamenti che la natura oppone alla realizzazione di mezzi più veloci, per effetto della gravità, della natura dell'acqua e dell'aria, degli attriti che si manifestano nella pratica e, ancora, delle capacità dei materiali trovabili in natura di sopportare senza rotture carichi di varia natura ed anche di fornire energia attraverso vari processi chimici. In funzione delle velocità di avanzamento dei vari veicoli in trasferimento orizzontale, in uno dei due diagrammi, con cui si riassumono i risultati della citata indagine di Gabrielli e Von Karman, sono riportati i valori della forza trattiva specifica ε, ovvero il rapporto fra trazione e peso, mentre nell'altro sono invece riportate le potenze specifiche. Le curve riportate sono gli inviluppi inferiori delle zone occupate dai punti rappresentativi dei vari veicoli di quella classe; è chiaro che ε inferiore significa migliore soluzione. Da tali diagrammi importanti conclusioni possono essere tratte sui veicoli in generale e sugli aeromobili in particolare. Per esempio la forza trattiva specifica nelle aeronavi o dirigibili non accenna a crescere con la velocità, inducendo a pensare che si possano realizzare più elevate velocità senza grandi incrementi della potenza di trasporto; una considerazione analoga vale per gli elicotteri; i velivoli e in genere gli aeromobili a sostentazione dinamica sono caratterizzati da alti valori della forza trattiva specifica tanto ad alte velocità quanto a basse velocità rispetto a velocità ottimali, ciò costituisce limitazioni allo sviluppo in entrambe le direzioni. Tralasciando qui altre osservazioni per motivi di spazio, non si può non sottolineare l'importante conclusione-osservazione della esistenza di una retta limite, inviluppo inferiore delle curve delle singole categorie di veicoli, evidenziante un limite tecnologico imposto dai materiali disponibili in natura e dalle caratteristiche dei mezzi da attraversare.

2. Avamprogetto e sue varietà

Alla base dell'avamprogetto si hanno una o più scelte di fondo dell'architettura dell'aeromobile (numero dei motori, tipo dei motori, tipo di fusoliera, ecc.) sulle quali l'avamprogetto non può intervenire, se non al momento del confronto fra i risultati ottenibili con ciascuna architettura. Per ciascuna architettura si effettuano studi di avamprogetto.

Ogni studio di avamprogetto si fonda su un modello matematico, che contiene elementi di arbitrarietà, tanto che per lo stesso tema operativo del progetto si possono concepire più avamprogetti. L'esperienza e le conoscenze del responsabile dell'avamprogetto dovrebbero rendere in misura accettabile ai fini del progetto l'incidenza delle arbitrarietà sui risultati. Verifiche possono essere effettuate operando diverse scelte arbitrarie e confrontando i risultati.

L'avamprogetto è interdisciplinare al massimo grado e necessariamente approssimato. Esso richiede di fondare le sue deduzioni su nozioni e dati sulla tecnologia e le realizzazioni di questa, che possono dipendere da esperienze e tradizioni diverse, ma che richiedono una padronanza delle implicazioni del progetto in possesso solo di esperti di grande cultura tecnica e capacità di sintesi fra tutte le discipline coinvolte.

Con lo sviluppo delle applicazioni degli elaboratori elettronici l'avamprogetto si è andato sempre più avvalendo di tali mezzi per l'effettuazione delle elaborazioni e dei calcoli, senza perdere però la sua caratteristica di operazione interdisciplinare, nella quale è necessario utilizzare risultati sintetici, provenienti dalle teorie e da risultati statistici affidabili, da cui trarre, in via anche approssimata, semplificazioni nella complessa operazione interdisciplinare.

2.1. Analisi di architetture (configurazioni)

Se ci si astrae dalle influenze di scelte soggettive, inevitabili nelle varie fasi, il problema della prima fase del progetto può essere razionalmente presentato come un problema che origina da un tema che assegna quali requisiti un gruppo di caratteristiche (solitamente prestazioni dell'aeromobile) e dei dati quali ad esempio il carico pagante. A questi valori noti preliminarmente si devono aggiungere dati fisici sui quali non è possibile influire e dipendenti dall'ambiente in cui deve svolgersi la missione, comprendenti le caratteristiche dei mezzi da attraversare, le proprietà dei materiali e i requisiti di sicurezza. Infine, nella fase iniziale del progetto si aggiungono altri parametri, tipici delle tecnologie che si prevede di utilizzare, sui quali si compiono scelte preventive. Le rimanenti grandezze si distinguono in incognite, che con le caratteristiche ipotizzate e i dati di progetto contribuiscono a definire il risultato del progetto stesso, e grandezze da determinarsi o potenziali quantità da estremizzare, che possono avere anche il ruolo di quantificatori dell' onerosità dei requisiti.

L'analisi di architetture riguarda i casi in cui il numero delle equazioni eguaglia quello delle incognite o ne è superiore. Nel secondo caso il problema può essere affrontato considerando i requisiti come disuguaglianze che impongono alle caratteristiche in questione di assumere valori in un campo di cui è dato un estremo.

2.2. Indagini parametriche

Le indagini parametriche consentono contributi significativi in fase di avamprogetto alla discussione sulla fattibilità e sulle possibilità di ottimizzazione, in particolare per quanto riguarda il peso totale, nella scelta di soluzioni al tema di progetto. Essi sostanzialmente rispondono alla necessità di discutere l'onerosità delle scelte architettoniche e dei vari requisiti e la sensibilità del progetto stesso a loro cambiamenti. L'idea fondamentale degli studi parametrici è di mettere a confronto più architetture, ovvero più proposte di soluzione del tema operativo, non solo con riguardo al tema operativo stesso inteso in senso stretto, ma esaminando le conseguenze dei cambiamenti nelle diverse specifiche e, se necessario, di dati che possano essere cambiati.

2.3. Fattori di ingrandimento

La scienza del progetto è pervenuta ad analizzare in forma globale la complessa dipendenza, che possiamo denominare "processo di ingrandimento", del peso totale di un velivolo dai requisiti del tema di progetto e dalle soluzioni adottate, tenuto conto delle mutue interdipendenze fra i pesi delle varie parti.

Le teorie fino ad ora adottate presuppongono una fondamentale suddivisione del peso totale in due parti. La prima è costituita da tutti quei pesi che non sono coinvolti nel processo di ingrandimento, il cui valore cioè può essere riguardato come un parametro indipendente nel processo stesso, comprendente essenzialmente il carico pagante e il peso del personale minimo e degli equipaggiamento necessari al tipo di missione. Questa parte può essere detta "peso fisso", senza con ciò voler significare che non si possano prendere in esame suoi valori differenti per considerare progetti differenti. La seconda, che può essere detta “peso variabile”, comprende tutti i pesi rimanenti, cioè quelli coinvolti nel processo di ingrandimento, ed assume l’aspetto di una variabile dipendente dal peso fisso, da tutti gli altri dati del progetto e dai parametri sui quali si possono compiere scelte nell’ambito del tema proposto.

3. Teoria delle analisi di configurazioni

Le grandezze coinvolte nell’avamprogetto possono essere distinte secondo il seguente schema:

i) grandezze note:

- requisiti di progetto $x_{j,k}(j=1,2,.....,n_j)$, dove il pedice k sta ad indicare una molteplicità di dati che caratterizzano il requisito (velocità minima a una quota data, velocità di crociera ad una quota data, spazio di decollo ad una quota data, ecc.);
- dati di progetto $a_p(p=1,2,...,n_p)$ (carico pagante, ecc.);
- dati fisici e requisiti sulla sicurezza provenienti dalla normativa, in un insieme che possiamo indicare “ambiente” $b_q(q=1,2,...,n_q)$ (gravità, densità dell’aria, ecc., caratteristiche dei materiali esistenti, ecc., fattore di carico, ecc.);
- caratteristiche ipotizzate $c_r(r=1,2,...,n_r)$ (coefficiente di resistenza minimo, coefficiente di portanza massimo, ecc.);

ii) grandezze incognite o da determinarsi:

- incognite $y_i(i=1,2,\ldots,n_i)$ (carico alare, potenza superficiale, ecc.), delle quali sono accettabili valori reali, contenuti in intervalli noti a priori;
- quantità da determinare o potenziali quantità da estremizzare $As(s=1,2,\ldots ns)$. Queste quantità hanno anche il ruolo di quantificatori dell’onerosità dei requisiti.

Le incognite con il contributo di caratteristiche ipotizzate e di dati di progetto definiscono la configurazione. Le quantità da determinarsi, dopo la determinazione delle incognite, sono calcolabili con relazioni, fondate sulle tecnologie disponibili, del tipo:

$$A_s = A_s(y_i, a_p, c_r) \tag{2.1}$$

In particolare risultano utili formule di varia origine che consentono le previsioni dei pesi (vedi, ad esempio, [13]).

Ogni requisito di progetto sottintende una equazione con $n_j = n_m$:

$$f_m(y_i, x_{j,k}, a_p, b_q, c_r) = 0 (m = 1, 2, ... n_m) .$$

Quando il numero delle incognite apparenti supera quello delle equazioni dettate dalle specifiche – si possono avere anche funzioni incognite a fianco di valori incogniti, il problema può risultare bene impostato se sussistano condizioni di estremo per qualche parametro, che di fatto riducano il numero delle incognite effettive a non superare quello delle equazioni. In caso contrario il problema non risulta definito. Ad esempio in una impostazione molto analitica la forma in pianta dell'ala potrebbe riguardarsi come una funzione incognita; la condizione di minima resistenza indotta, applicata preventivamente, cancella dal novero delle incognite tale funzione.

Il numero delle equazioni n_m deve essere maggiore od uguale a quello delle incognite n_i , perché se inferiore il problema non risulta definito.

Nel caso si abbia $n_i = n_m$ i requisiti di progetto sono da intendersi come valori assegnati $\overline{x}_{j,k}$ ad altrettante caratteristiche: $x_{j,k} = \overline{x}_{j,k}$.

Se le equazioni che traducono i requisiti ammettono una soluzione, costituita da un gruppo di y_i , tutte comprese nei rispettivi intervalli di accettabilità, viene così dimostrata l'esistenza di una soluzione al problema del progetto nell'ambito delle tecnologie disponibili e quindi la fattibilità del progetto con riferimento all'architettura esaminata. In possesso della soluzione si possono calcolare le A_s . Se le equazioni non dimostrano tale fattibilità, è possibile esaminare la possibilità di ottenerla con tecnologie più avanzate, purché sia possibile tenere in conto gli oneri degli sforzi per migliorare le tecnologie, o almeno alcune di queste, attraverso la programmazione dinamica per minimizzare l'onere degli avanzamenti tecnologici. Data la natura delle equazioni risolventi si possono verificare casi in cui si hanno, dal punto di vista matematico più soluzioni. Di esse deve essere scelta quella che minimizza un quantificatore di bontà, che in molti casi è il peso totale.

Se invece $n_i \leq n_m$ il problema può essere affrontato considerando i requisiti come disuguaglianze che impongono alle caratteristiche in questione di assumere valori in un campo di cui è dato un estremo $\overline{x}_i$. Allontanandosi dall'estremo verso il campo ammesso, la x_i assume valori vieppiù severi, dal punto di vista della sua realizzabilità dal punto di vista del progetto, e quindi soddisfacenti a maggior ragione rispetto alla $\overline{x}_j$. Nello spazio che ammette le x_j come coordinate le equazioni traducenti i requisiti creano semispazi ammissibili, da distinguersi dai complementari. Se l'intersezione dei semispazi ammissibili è non nulla, il problema ammette soluzione, anzi ne ammette infinite, una per ogni punto dell'intersezione non nulla.

Una ricerca di ottima soluzione può essere in tal caso effettuata cercando il punto dell'intersezione che estremizza una funzione, ad esempio una A_s. I procedimenti con cui cercare la soluzione ottima possono essere di varia natura, arrivando fino agli algoritmi genetici, [16].

Se invece l'intersezione è nulla, sulla base delle tecnologie disponibili, è possibile anche in questo caso esaminare la possibilità di ottenere una intersezione non nulla con tecnologie più avanzate, purché sia possibile tenere in conto gli oneri degli sforzi per migliorare le tecnologie, o almeno alcune di queste, attraverso la programmazione dinamica per minimizzare l'onere degli avanzamenti tecnologici.

A parità di tecnologie tutte le operazioni di estremizzazione di funzioni esprimenti onerosità dei requisiti, sottostanno, come effetti, al seguente

PRINCIPIO DI ONEROSITÀ DEI REQUISITI:

> «Qualunque sia la scelta del modello matematico di un avamprogetto e qualunque sia il quantificatore della onerosità, l'aumento della severità di un requisito è causa di un cambiamento della onerosità che non può essere in senso della diminuzione».

Un esempio elementare chiarisce quanto sopra detto. Il Gabrielli ha proposto, [2], un metodo di avamprogetto per velivoli ad elica dove siano assegnate quali requisiti la velocità minima, la quota di tangenza e la velocità di crociera, e dove è assegnato il carico pagante. Indicando con W, P, λ, S rispettivamente il peso totale, la potenza massima, l'allungamento alare e la superficie alare, i requisiti originano rispettivamente:

– una equazione che determina il valore di $\dfrac{W}{S}$;
– una equazione che lega $\dfrac{W}{S}, \lambda, \dfrac{P}{S}$;
– una equazione che lega $\dfrac{W}{S}, \lambda, \dfrac{P}{S}$.

Una equazione che esprime il peso lega inoltre $\lambda, \frac{W}{S}, S, \frac{P}{S}$. In realtà la quarta equazione contiene gli effetti di una specifica di progetto riguardante l'autonomia, condizione che si potrebbe mettere sotto forma di equazione che leghi, oltre le incognite dette, il peso del combustibile, componente del peso totale. Le quattro equazioni possono essere considerate, come fa il Gabrielli, un sistema nelle quattro incognite W, P, λ, S. Possono però essere considerate anche separando le prime tre per calcolare le incognite $\frac{W}{S}, \lambda, \frac{P}{S}$; la quarta equazione consente quindi di calcolare la grandezza da determinarsi S e da questa, noto $\frac{W}{S}$, il peso *W*. Nel caso in cui si ponesse un requisito in più, le disequazioni relative, nello spazio $\frac{W}{S}, \lambda, \frac{P}{S}$, darebbero il campo di compatibilità nel quale cercare ad esempio la soluzione di minor peso totale.

Un adattamento del metodo ai velivoli a getto si trova in [7].

4. Indagini parametriche

In una indagine parametrica di avamprogetto si adottano quali parametri alcune delle grandezze incognite y_i, in una analisi di configurazione, facendo invece dipendere le rimanenti da requisiti di progetto $x_{j,k}$, che si considera di rispettare nell'indagine stessa. Sulla base dei parametri e dei dati di progetto scelti, si esprimono quantità A_s come il peso totale e altre su cui basare il giudizio sulla soluzione. Ciò si effettua per più architetture da mettere a confronto, non solo in corrispondenza di tutti i requisiti di progetto, ma anche nell'intorno dei requisiti rispettati, [8].

Al fine di definire il problema nel suo complesso si devono utilizzare anche in una indagine parametrica dati di progetto a_p, dati fisici e requisiti di sicurezza b_q, nonché caratteristiche ipotizzate c_r, ritenute adatte nel progetto in questione.

Le quantità A_s risultano legate da relazioni funzionali alle rimanenti:

$$\phi_s\left(A_s, x_{j,k}, a_p, b_q, c_r, y_i\right) = 0 .$$

5. Teoria dei fattori di ingrandimento

5.1. Definizioni classiche di fattori di ingrandimento

Il Driggs in un lavoro specialmente dedicato ai velivoli da caccia imbarcati, [3], definisce fattore di ingrandimento in peso il rapporto:

$$G = \frac{W}{F} \tag{2.2}$$

fra il peso totale e il peso fisso. Allo scopo di determinarne il valore, il Driggs suddivide il peso totale nel modo seguente:

$$W = F + W_p + W_s + W_b \tag{2.3}$$

dove W_p, W_s e W_b sono rispettivamente il peso dell'impianto propulsore, il peso della struttura, che possiamo ritenere debba contenere anche il peso degli equipaggiamenti variabili, e il peso del combustibile, nei quali si intende suddiviso l'intero peso variabile. Ne deriva la seguente espressione del fattore di ingrandimento:

$$G = \frac{1}{1 - \frac{W_p}{W} - \frac{W_b}{W} - \frac{W_s}{W}}. \tag{2.4}$$

I tre rapporti al denominatore sono funzioni di numerose variabili e per la loro valutazione il Driggs effettua altrettanti studi parametrici nei quali si fanno variare tutti i parametri di cui si vogliono indagare le ripercussioni sul peso totale.

La (2.4) mostra che la stima del fattore di ingrandimento, attraverso dati di varia natura, empirica, statistica e teorica, può avvenire sulla base di alcuni rapporti, senza la necessità di scrivere funzioni di validità generale, esprimenti per esempio il peso totale a partire dal peso fisso e altre variabili. Inoltre il fattore di ingrandimento consente, prima di un giudizio sulla bontà dell'architettura e del progetto, un giudizio sulla fattibilità degli stessi. Se G risulta negativo la soluzione non è fattibile. Valori molto grandi dello stesso fattore indicano difficoltà nella realizzazione e alte probabilità di insuccesso. Il fattore di ingrandimento secondo Driggs va dunque considerato uno strumento valido per l'avamprogetto, inteso come prima fase del progetto. Il Ballhaus, [6], assume invece come fattore di ingrandimento in peso la derivata:

$$G = \frac{dW}{dF} \tag{2.5}$$

nella ipotesi che al variare di F si conservino tutte le caratteristiche del velivolo (ingrandimento totale) o solo alcune di esse (ingrandimento parziale).

La (2.5) si presta in particolare a studiare la variazione di peso totale dovuta ad una data variazione di peso fisso nell'intorno di un dato progetto, facilitando la scelta di compromessi in sede di discussione di alcuni dati, quali il peso fisso, l'autonomia ed altri, le cui variazioni si ripercuotono sul peso totale con influenze valutabili con il fattore d'ingrandimento in peso. Poiché è $W=F+f$, dove f è il peso variabile, la (2.5) si riduce con facili passaggi alla:

$$G = \frac{1}{1 - \frac{df}{dW}}. \tag{2.6}$$

La teoria sviluppata dal Ballhaus, [6], si fonda sulla schematizzazione che pone il peso variabile quale funzione:

$$f = f\left(W, S, n, P, U\right), \tag{2.7}$$

dove P e U indicano rispettivamente le prestazioni e le qualità di volo. Nell'ingrandimento totale il peso variabile risulta quindi funzione soltanto del peso totale e delle dimensioni, qui indicate con S. Si ha quindi:

$$W = F + g\left(W, S\right), \tag{2.8}$$

dove g(W,S) è l'espressione del peso variabile, che si considera suddiviso in tre parti:

$$g\left(W, S\right) = W_p + W_b + W_s, \tag{2.9}$$

rispettivamente peso dell'impianto di potenza, peso del combustibile e peso delle strutture e degli equipaggiamenti variabili. Introducendo le ipotesi di prima approssimazione:

– le prestazioni, salvo l'autonomia, rimangono costanti per costanti valori del rapporto spinta/peso e del carico alare;

– il rapporto spinta/peso del sistema propulsivo è costante per un certo livello della tecnica e per un certo tipo di motore;
– per autonomia costante è costante il rapporto peso totale/peso del combustibile.

Ne derivano le relazioni:

$$W_p = W_p\left(W\right), W_b = W_b\left(W\right), W_s = W_s\left(W, S\right) \qquad (2.10)$$

e, per costanti prestazioni, si ha:

$$\frac{dW_p}{dW} = \frac{W_p}{W}, \frac{dW_b}{dW} = \frac{W_b}{W}, \frac{\partial W}{\partial S} = \frac{W}{S} \qquad (2.11)$$

Il fattore di ingrandimento di Ballhaus, (2.6), diviene quindi:

$$G = \frac{1}{1 - \dfrac{df}{dW}} = \frac{1}{1 - \left(\dfrac{W_p}{W} + \dfrac{W_b}{W} + \dfrac{S}{W}\dfrac{\partial W_s}{\partial S} + \dfrac{\partial W_s}{\partial W}\right)} \qquad (2.12)$$

Il Ballhaus non fa ipotesi sulle condizioni che garantiscono la costanza delle qualità di volo. Egli afferma, per quanto concerne i processi di ingrandimento parziali, che essi possono essere ottenuti ponendo uguali a zero una o più delle derivate al denominatore della (2.12). Così facendo si ammette la variazione delle corrispondenti caratteristiche.

5.2. Approfondimenti sulle definizioni classiche

In particolare la definizione di Ballhaus è stata oggetto di approfondimenti, [10] e [12], tendenti a impostare il problema su rigorosi fondamenti teorici. Per calcolare la derivata del peso totale rispetto al peso fisso, a parità di tutte le rimanenti caratteristiche sarebbe utile poter esprimere il peso totale con una funzione, che possiamo dire di ingrandimento, del tipo:

$$W = F + f^*\left(F, x_j, a_p, c_r\right), \qquad (2.13)$$

cioè una funzione nella quale il peso totale viene considerato dipendente dalle caratteristiche e dai parametri che, indipendenti fra loro, possono essere scelti o perché requisiti o perché dati o perché scelte espressive della tecnologia o della architettura.

La (2.13) consente di calcolare la derivata del peso totale in un processo di ingrandimento nel quale siano assegnati gli incrementi delle variabili indipendenti che vi compaiono:

$$dW = \frac{\partial W}{\partial F} dF + \dots \frac{\partial W}{\partial x_j} dx_j \dots + \frac{\partial W}{\partial a_p} da_p \dots + \frac{\partial W}{\partial c_r} dc_r \,. \tag{2.14}$$

Nel caso di invarianza delle x_j, a_p, c_r, cioè nel caso definito dal Ballhaus "totale", la (2.14), salvo la distinzione fra derivata parziale e totale, qui inespressiva, si riduce alla (2.5).

Nella realtà non si dispone di espressioni del tipo (2.13). I risultati empirici, statistici e teorici di cui si dispone indicano la possibilità di considerare funzioni del tipo:

$$W = F + f\left(y_1, y_2, \dots\dots, y_n\right), \tag{2.15}$$

Dove le y_n sono, non indipendenti, ma in generale parametri a loro volta variabili nel processo di accrescimento. Altresì è insostenibile una ipotesi a-prioristica che individui in via generale le y_n. Conviene far dipendere di volta in volta la loro scelta dai dati disponibili e dalle schematizzazioni adottate. Un accrescimento è dunque caratterizzato dagli incrementi dei parametri considerati. Se essi sono messi in relazione con le variazioni del peso totale, $y_n = y_n(W)$, il fattore di ingrandimento, come facilmente si dimostra, diviene:

$$G = \frac{1}{1 - \left(\frac{\partial f}{\partial y_1} \frac{dy_1}{dW} + \dots + \frac{\partial f}{\partial y_n} \frac{dy_n}{dW} \right)} \,. \tag{2.16}$$

Come si vede, nella (2.16) intervengono le derivate parziali della (2.15), che diremo derivate di ingrandimento, le quali come la (2.15) stessa dipendono dalla natura della soluzione costruttiva esaminata, nonché le derivate dei parametri che diremo di condizione, le quali definiscono il tipo di ingrandimento. Anche l'ingrandimento totale deve essere ottenuto per questa via.

Le derivate di condizione devono in generale sottostare a relazioni di compatibilità, non potendosi assegnare valori arbitrari a ciascuna di esse. Sul fondamento di questa impostazione teorica, nella quale le derivate di condizione possono essere scelte nel modo più generale, si può dar luogo a processi di ingrandimento in peso le cui caratteristiche rimangono costanti o hanno variazioni a scelta del progettista, sia con miglioramenti, sia con peggioramenti.

L'aggettivo "totale" per l'ingrandimento che conserva tutte le caratteristiche risulta inespressivo: meglio la locuzione "totalmente conservativo", per distinguere dal caso in cui talune caratteristiche non si conservano. Sono ovviamente parzialmente conservativi quegli accrescimenti in cui almeno una caratteristica viene mantenuta inalterata.

Tutto ciò ha valore solamente se si è in grado di esprimere la funzione f o almeno le sue derivate che sono necessarie per applicare la (2.16).

Le considerazioni precedenti, data la natura involuta delle funzioni del tipo f, acquistano il significato di una via per ricavare il fattore di ingrandimento sulla base di informazioni e dati sui valori delle derivate contenute nella (2.16), nella impossibilità di esprimere analiticamente la (2.15).

Se, seguendo Driggs e Ballhaus, si suddivide il peso variabile in tre addendi, ciascuno in generale funzione delle stesse variabili:

$$f = W_p + W_b + W_s , \tag{2.17}$$

ciascuno dei tre addendi a secondo membro può essere ulteriormente suddiviso. Ad esempio, [9], il peso delle strutture può essere suddiviso in tre addendi:

$$W_s = W_F + W_L + W_G , \tag{2.18}$$

rispettivamente: peso della struttura primaria, peso degli organi di atterramento e peso dei comandi e servocomandi. Dal punto di vista dei parametri coinvolti si può porre:

$$W_s = W_s\left(n, n_a, S, W, R, c_v, c_a\right) , \tag{2.19}$$

dove i simboli in parentesi esprimono rispettivamente: il fattore di carico in volo, il fattore di carico all'atterraggio, la superficie alare, il peso totale, il rapporto fra il peso a vuoto e il peso totale, il rapporto fra il peso di progetto e il peso totale al decollo e il rapporto fra il peso totale all'atterraggio e il peso totale al decollo.

Derivando si ottiene:

$$\begin{aligned}\frac{dW_s}{dW} &= \frac{\partial W_s}{\partial W} + \frac{\partial W_s}{\partial n}\frac{dn}{dW} + \frac{\partial W_s}{\partial S}\frac{dS}{dW} + \frac{\partial W_s}{\partial R}\frac{dR}{dW} + \\ &+ \frac{\partial W_s}{\partial c_v}\frac{dc_v}{dW} + \frac{\partial W_s}{\partial n_a}\frac{dn_a}{dW} + \frac{\partial W_s}{\partial c_a}\frac{dc_a}{dW}\end{aligned} . \tag{2.20}$$

Le derivate di W_s devono essere desunte da dati sul peso delle strutture.

Le derivate dei parametri rispetto a W definiscono invece il modo secondo cui avviene l'ingrandimento e devono essere desunte da equazioni di condizione. Ad esempio, se si pone che nell'ingrandimento sia costante il fattore di carico n, si deve porre $\frac{dn}{dW} = 0$; se si impone la costanza del carico alare si deve porre $\frac{dS}{dW} = \frac{S}{W}$ e così via.

L'azzerarsi di un termine della (2.20) non dipende mai dall'azzerarsi di una derivata parziale di ingrandimento, ma da quello della relativa derivata di condizione. Questa circostanza permette di ricollegare le equazioni di condizione alle variazioni di caratteristiche che accompagnano gli ingrandimenti. A titolo di esempio, non è matematicamente possibile assegnare alla $\frac{\partial W_s}{\partial W}$ valore nullo se tale valore è diverso da zero in virtù della costituzione del peso strutturale. È invece possibile annullare $\frac{\partial W_s}{\partial W} + \frac{\partial W_s}{\partial n}\frac{dn}{dW}$ e ciò con una appropriata scelta di $\frac{dn}{dW}$.

Oltre a questi due casi, che traducono in termini più generali e più appropriati quanto fatto dal Ballhaus, è però possibile assegnare a $\frac{dn}{dW}$ valori qualsiasi, anche positivi, condizionando così l'ingrandimento in altrettanti modi.

Quale esempio di relazione di compatibilità si riporta una analisi dei legami che intercorrono fra $\frac{dR}{dW}$ e le altre variabili del problema di ingrandimento. Indicando il peso a vuoto e il carico utile rispettivamente con W_e e con W_u, per definizione è $R = \frac{W_e}{W} = 1 - \frac{W_u}{W}$ e quindi $\frac{dR}{dW} = -\frac{d}{dW}\frac{W_u}{W}$.Nel carico utile si distinguono due parti: una inclusa nel peso di combustibile e una inclusa nel peso fisso, $W_u=W_{bu}+F_u$. La derivata di condizione può essere determinata nel modo seguente:

$$\frac{dR}{dW} = -\lim_{\Delta F \to 0} \lim \frac{\frac{W_u + \Delta W_u}{W + \Delta W} - \frac{W_u}{W}}{\Delta W}. \qquad (2.21)$$

Ponendo ora $\Delta W_u = \Delta W_{bu} + \Delta F_u$, in cui ΔF_u è l'incremento, facente parte di ΔF, che interessa il peso fisso del carico utile, dalla (2.21) si ottiene:

$$\frac{dR}{dW} = \frac{1}{W}\left\{\left(\frac{W_{bu}}{W} - \frac{dW_{bu}}{dW}\right) + \left(\frac{F_u}{W} - \frac{dF_u}{dW}\right)\right\}. \qquad (2.22)$$

La (2.22) mostra che la derivata di condizione $\frac{dR}{dW}$ è legata da una relazione di compatibilità alle variabili W, W_{bu}, F_u, nonché alle altre derivate di condizione $\frac{dW_{bu}}{dW}, \frac{dF_u}{dW}$. Quest'ultima stabilisce l'ammontare della variazione della parte di peso fisso che appartiene al carico utile. Un caso particolare semplice si ha quando $dF_u = 0$, ovvero quando tutta la variazione di peso fisso interessa il peso a vuoto.

5.3. Esempi di applicazioni

Applicazioni di questo tipo si hanno, per esempio, anche nel progetto di veicoli spaziali, cosa interessante per comprendere l'affinità fra il progetto strettamente aeronautico e alcuni aspetti di quello spaziale, dove si procede tanto allo studio del cambiamento in peso totale al variare di taluni parametri, 11, quanto alla determinazione del carico pagante a partire da un dato peso totale, attraverso il conteggio dei pesi necessari per realizzare la missione, [15].

I sistemi aerospaziali presentano applicazioni interessanti da vari punti di vista. In particolare si hanno casi in cui il numero di parametri y_i considerati nella (2.15) è molto limitato e anche limitato è quello dei requisiti considerati. Ad esempio in [11], con riferimento a un missile da rientro si considerano due soli parametri, peso totale e dimensioni, a fronte di due soli requisiti di prestazione, il raggio di azione totale e la robustezza. È così possibile considerare un ingrandimento in cui i motori risultano inalterati e la diminuzione di raggio d'azione causata da un aumento del peso proprio viene compensata con un aumento dello stesso raggio ottenuto da un incremento dell'efficienza aerodinamica, ottenuta con un cambiamento delle dimensioni del corpo, il quale consiste semplicemente di un cono con flaps direzionali. Il particolare problema consente di ottenere tutte le derivate che compaiono nella (2.16) per via teorica, usando leggi elementari, che consentono di trattare l'ingrandimento del peso, essendosi suddiviso quello variabile in quelli della zavorra di bilanciamento, della struttura e dei flaps.

Una applicazione particolarmente interessante, [15], riguarda un Single Stage to Orbit, per il quale vengono messe a confronto varie soluzioni propulsive. Il solo requisito di progetto è costituito dai dati che individuano quota e velocità iniziale e quota e velocità orbitale. I dati di progetto sono rappresentati, nel caso specifico, dalla superficie alare, fissata a priori, dai dati sul comportamento aerodinamico e dalle aree dei getti, note a priori. I dati fisici sono quelli ovvi: raggio terrestre alle varie quote, costante gravitazionale, accelerazione di gravità a quota zero e dati sull'atmosfera. In luogo di assegnare il carico pagante e cercare il peso totale, si procede a partire dal peso totale cercando di calcolare il valore che può essere assegnato al carico pagante, detratti dal peso totale tutti i pesi necessari alla missione, con particolare riguardo al peso del combustibile e comburente necessario. Il problema così posto ammette come incognita le funzioni di guida, angolo di assetto e manetta, entrambe soggette a limiti condizionanti nel problema di ricerca dell'ottimo. Si ha qui un esempio di quanto affermato in 3 circa i casi in cui il numero delle incognite ecceda il numero dei requisiti. Per completare il quadro del problema di estremo affrontato va detto che nello studio vengono posti vincoli realistici anche alla pressione dinamica, al riscaldamento aerodinamico massimo e all'accelerazione tangenziale massima. I valori del fattore di ingrandimento risultanti dall'analisi vengono utilizzati per esprimere giudizi sulla fattibilità, tenuto anche conto delle approssimazioni che il calcolo effettuato consente.

5.4. Fattore di ingrandimento fondamentale e rapporto di efficienza del progetto

Onde illustrare il concetto che si vuole introdurre, conviene rifarsi al alla definizione di fattore di ingrandimento data dal Driggs:

$$G = \frac{1}{1 - \frac{W_p}{W} - \frac{W_b}{W} - \frac{W_s}{W}}.$$

Si definisce *fattore di ingrandimento fondamentale* G_f il valore minimo ideale del fattore stesso, quello cioè che si ottiene con i valori minimi ideali dei tre rapporti al denominatore.

Per il rapporto $\frac{W_p}{W}$ si può porre $\frac{W_p}{W} = \frac{W_p}{\Pi}\frac{\Pi}{W}$, dove $\frac{W_p}{W}$ si può trarre dai dati statistici sui motori.

$\frac{\Pi}{W}$ si può trarre dalla retta limite o dagli inviluppi dei minimi valori della potenza specifica contenuti nel lavoro Gabrielli-Von Kàrmàn, 1.

Per il rapporto $\frac{W_b}{W}$ si può porre $\frac{W_b}{W} = \frac{1}{W}\Sigma\pi_i c_{\min} t$, essendo la sommatoria estesa ai vari tratti del profilo della missione, dove:

- $\Pi_i =$ potenza minima ideale o potenza della resistenza minima ideale di ciascun tratto della missione;
- $c_{\min} =$ consumo specifico minimo;
- $t =$ durata di ogni tratto.

Per il rapporto $\left(\frac{W_s}{W}\right)_{\min}$ occorre studiare una definizione e una derivazione appropriate.

Si definisce infine *rapporto di efficienza del progetto* il rapporto fra il fattore di ingrandimento fondamentale e quello effettivo:

$$E = \frac{G_f}{G}.$$

5.5. Fattore di duttilità e pesi ottimi

Se si riportano in un diagramma cartesiano i punti P=P(W,F), W in ordinate e F in ascisse con origine O, rappresentativi di tutti i progetti ottenibili in un processo d'ingrandimento per variazione del peso fisso, a parità di tutte le altre caratteristiche, si ha una linea monotona W=W(F) che presenta una concavità verso l'alto. Il fattore $\frac{W}{F}$ di Driggs ha il significato di tangente dell'angolo fra le ascisse ed il vettore OP. Il fattore $G = \frac{dW}{dF}$ di Ballhaus ha invece il significato di pendenza della tangente alla $W = W(F)$ in P.

Tale comportamento è riscontrabile in tutti i processi di ingrandimento in peso fondati su analisi parametriche di cui si ha notizia. La linea *W= W(P)* origina in un punto (*W*,0) il quale rappresenta un velivolo che può compiere la missione richiesta con peso fisso eguale a zero.

Essa ha andamento sempre crescente in virtù della dipendenza del peso di taluni componenti (come ad esempio l'ala, gli impennaggi, gli organi di atterramento ecc.) dal peso totale del velivolo ed inoltre con pendenza $\frac{dW}{dF}$ sempre crescente in virtù della legge di similitudine strutturale per la quale, nell'ingrandimento in similitudine geometrica, carichi sopportati da una struttura aumentano con il quadrato delle dimensioni lineari, mentre il suo peso proprio aumenta con il cubo delle stesse (legge del quadrato-cubo).

Si ritiene utile considerare la definizione del seguente fattore di duttilità nell'ingrandimento in peso di una soluzione di progetto:

$$D = F\frac{d\left(\frac{W}{F}\right)}{dF}.$$

Esso, similmente a quello di Ballhaus, può essere valutato a parità di tutte o di parte delle rimanenti caratteristiche: nel presente lavoro considereremo in particolare l'ingrandimento in cui tutte le rimanenti caratteristiche rimangono costanti.

Operando dalla definizione del fattore di duttilità si ottiene:

$$F\frac{d\left(\frac{W}{F}\right)}{dF} = \frac{dW}{dF} - \frac{W}{F}.$$

Questa relazione lega fra loro i tre principali fattori legati al processo di ingrandimento in peso di un velivolo e ne mostra la intima connessione. Il fattore di flessibilità proposto nel presente lavoro appare infatti alla differenza fra il fattore di ingrandimento in peso di Ballhaus equallodi Driggs.

Il fattore di duttilità può anche essere espresso con la formula seguente, come facilmente si dimostra:

$$D = \frac{dW}{dF} - \frac{W - W_0}{F} - \frac{W_0}{F}.$$

Essa mette in evidenza che se la *W = W(F)* ha derivata seconda sempre positiva, come è nei casi reali, ovvero:

$$\frac{dW}{dF} \geq \frac{W - W_0}{F},$$

il fattore di flessibilità si annulla in corrispondenza di un valore finito di F.

In corrispondenza di tale valore si ha la ottima dimensione nell'ambito della soluzione in esame,la dimensione, cioè, per cui è minimo $\frac{W}{F}$, che coincide con l'eguagliarsi dei due fattori di ingrandimento in peso di Driggs e di Ballhaus.

È possibile pertanto enunciare che al variare del peso fisso per ogni soluzione di progetto, soddisfacente a determinati requisiti di progetto,esiste una dimensione ottima per la quale si realizza il minimo rapporto W/F.

Tale enunciato appare come una più meditata enunciazione delle conseguenze, nel progetto dei velivoli, della legge di similitudine strutturale, che aveva un tempo frettolosamente condotto a far discendere dalla legge del quadrato-cubo l'impossibilità di aumentare le dimensioni dei velivoli oltre determinati limiti.

Sul piano pratico le considerazioni sopra esposte consentono di esaminare in termini propri la duttilità di progetto di un velivolo nei confronti degli ingrandimenti in peso, ovvero la sua attitudine a costituire punto di partenza per un progetto derivato di maggiore o minore peso fisso.

Valori negativi del fattore di duttilità indicano infatti che aumentando il peso fisso migliora il rapporto fra peso totale e peso fisso e ciò tanto più quanto maggiore ne è il valore assoluto. Viceversa valori positivi indicano la convenienza a diminuire il peso fisso.

Nel caso si voglia ottimizzare il rapporto fra il peso totale ed il carico pagante basta studiare il fattore di duttilità di progetto riferito al carico pagante anziché al peso fisso:

$$D_p = F_p \frac{d\left(\frac{W}{F_p}\right)}{dF_p} = \frac{dW}{dF_p} - \frac{W}{F_p}.$$

Essa si annulla nel punto di contatto della linea $W=W(F)$ con la tangente uscente da $F_p=0$. Questo punto si trova ovviamente spostato verso i più elevati valori di F rispetto a quello riferito al peso fisso e rappresenta la dimensione ottima nel problema del minimo rapporto fra peso totale e carico pagante.

Esso rappresenta come è ovvio la soluzione del problema di scegliere dimensioni e numero dei velivoli destinati a trasportare un dato carico pagante nella unità di tempo, con velivoli di una data soluzione costruttiva.

6. Analisi del rischio e di avanzamenti tecnologici in avamprogetto

6.1. Analisi del rischio

La sicurezza è il requisito fondamentale nel progetto aerospaziale. Nel corso della evoluzione del progetto aspetti della sicurezza prima non curati sono andati aggiungendosi via via fino ad arrivare alla concezione attuale che prende in considerazione la probabilità totale di successo di una missione. Il primo aspetto della sicurezza incluso nei requisiti di progetto ha riguardato le strutture, in particolare con riferimento alla capacità di sopportare carichi statici, per i quali sono stati introdotti criteri deterministici per fronteggiare i rischi di rottura. L'evoluzione del progetto ha attraversato fasi nelle quali molti requisiti di sicurezza venivano imposti a configurazioni già elaborate, con un vaglio finale del tipo passa non passa che poteva mettere in discussione tutto il lavoro fatto. Più razionali impostazioni del progetto hanno condotto ad imporre i requisiti di sicurezza in fasi sempre più precoci del progetto fino alla attuale impostazione dove essi sono già posti nell'avamprogetto. Si è quindi pervenuti ad una impostazione detta di "concurrent engineering" nella quale tutti i requisiti concorrono a stabilire la fattibilità e a individuare architetture preferibili. La filosofia di progetto viene perciò sintetizzata nella locuzione "progetto come processo decisionale fondato sulla analisi del rischio", [14], inteso come prodotto fra la probabilità di occorrenza e la gravità delle conseguenze.

6.2. Analisi degli avanzamenti tecnologici

Nel caso l'avamprogetto indichi, nella sua prima applicazione, la non fattibilità, si possono effettuare analisi della possibilità di ottenere la fattibilità stessa attraverso avanzamenti tecnologici, dei quali è necessario determinare gli oneri di vario tipo, tra cui principalmente costi e tempi, al fine anche di effettuare ottimizzazioni fra varie opzioni.

A titolo di esemplificazione consideriamo il caso in cui la non fattibilità derivi dalla impossibilità di ottenere con la tecnologia disponibile un requisito di probabilità di funzionamento $\overline{P}$ in precisate condizioni di tempo e di impiego. Indicando con numeri n=1,…,N i componenti della configurazione base, costituita da collegamenti serie-parallelo degli stessi componenti, ciascuno dei quali abbia probabilità di funzionamento P_n. Per quanto ipotizzato la probabilità complessiva di funzionamento risulta inferiore a quella voluta:

$$P = \phi\left(P_n\right) < \overline{P} \tag{2.23}$$

Se, attraverso avanzamenti tecnologici, per lo n-esimo componente è possibile ottenere più alti livelli di probabilità $P_{n,l}(l=l_{n,1},l_{n,2},\ldots l_{n,m})$, corrispondenti ad altrettanti livelli tecnologici $l_{n,1},l_{n,2},\ldots,l_{n,m}$, dove l_1 indica la configurazione base, si hanno in totale configurazioni differenti fra loro in numero di:

$$C = \Pi_n l_{n,m}, \tag{2.24}$$

ciascuna corrispondente ad una sequenza di livelli $\overline{l} = l_{1,l}, l_{2,l}, \ldots, l_{N,l}$. La corrispondente probabilità, ricordando la (2.23), è data da:

$$P_{\overline{l}} = \phi\left(P_{n,l}\right). \tag{2.25}$$

Indicando con $S_{n,l}$ l'onere necessario per ottenere il livello l del componente n, l'onere complessivo risulta:

$$S_{\overline{l}} = \sum_n S_{n,\overline{l}}\ . \tag{2.26}$$

Le configurazioni vanno divise in due classi: quelle per cui la (2.25) dà valori maggiori di $\overline{P}$ e quelle da scartare. La configurazione da preferire è quella, tra le non scartate, per cui la (2.26) dà il minimo valore.

Conclusioni

La prima fase del progetto, indicata sinteticamente come avamprogetto, viene analizzata nei suoi scopi tra cui l'esame della fattibilità e il confronto fra soluzioni possibili, e nelle sue possibili forme, analisi di architetture o configurazioni, studi parametrici e fattore di ingrandimento. Di ciascuna di esse si danno fondamenti logici per corrette impostazioni, sia dal punto di vista del progetto, sia dal punto di vista matematico. In particolare per il fattore di ingrandimento si propongono approfondimenti ai concetti classici e si introducono definizioni quali il fattore di ingrandimento fondamentale, che consente di introdurre il concetto di efficienza del progetto, e il fattore di duttilità del progetto, che determina in ogni ingrandimento un peso ottimo. Vengono infine poste in evidenza le problematiche più recenti dell'avamprogetto, il comprendere l'aspetto delle decisioni basate sull'analisi del rischio e l'estendersi fino all'analisi delle possibilità offerte dagli avanzamenti tecnologici, nei casi in cui la usuale tecnologia conduca alla conclusione della non fattibilità.

Bibliografia

[1] GABRIELLI G., VON KARMAN T., *What prize speed?*, Mechanical Engineering 72 (1950), 775- 781.

[2] GABRIELLI G., *Un metodo per la determinazione della superficie alare, e del suo allungamento nel progetto dei velivoli*, Accademia delle Scienze di Torino, vol. 86, 1951-52.

[3] DRIGGS I., *The airplane Growth Factor and how to control it*, Aeronautical Engineering Review, September 1952.

[4] GABRIELLI G., *Peso teorico e peso reale delle ali a sbalzo*, L'Aerotecnica, vol. XXXIII, Roma, 1953.

[5] GABRIELLI G., *Rievocazione del volo dei fratelli Wright nel suo cinquantenario*, Rotary Club Torino, Dicembre 1953.

[6] BALLHAUS W.M.F., *Clear design thinking using the aircraft Growth Factor*, SAE meeting, Los Angeles (CA), 1954.

[7] PROVERO B., *Adattamento del metodo di G. Gabrielli per la determinazione della superficie alare e del suo allungamento al progetto dei velivoli a getto*, L'Aerotecnica, n° 3, 1955.

[8] GABRIELLI G., *Parametric investigation on STOL aircraft*, AGARD graph 46, Giugno 1960.

[9] LIBERMANN, TILYOU, *The unity equation and Growth Factor,* Nineteenth National Conference of SAWE, Los Angeles, May 1960.

[10] ANTONA E., *Contributo alla teoria e alla applicazione del fattore di ingrandimento in peso dei velivoli,* 1967. Pubblicazione n° 41. Istituto di progetto di Aeromobili del Politecnico di Torino, 1967.

[11] ST. JOHN R.S., *Weigth growth factor-An example analysis*, S.A.W.E. Tecnical paper n° 609, 1967.

[12] ANTONA E., *A theoretical contribution to the study of weight factor in aircraft design,* 29th Annual Conference, Society of Aeronautical Weight Engineers, May 1970, Washington.

[13] STANTON R.N., W*eight estimation methods*, Sawe Journal, vol. 31, April-May 1972.

[14] ANTONA E., FRAGOLA J., GALVAGNI R., *Risk Based Decision Analysis in design,* Atti della Fourth Conference SRA-Europe (European Safety and Reliability Association), Roma, October 1993.

[15] MIELE A., LEE W.Y., WU G.D., *Ascent performance Feasibility of the National Aerospace Plane,* Atti della Accademia delle Scienze di Torino, vol. 131, 1997, pp. 91-108.

[16] MILLER B.L., SHAWE L.J., *Genetic algorithms with dynamic N.I.C.H.E. sharing for multi-modal function optimisation"*, Illigal, Report n° 95010, University of Illinois, at Urbana-Champaign, 1995.

[17] CHIESA S., *Un metodo di progetto preliminare per velivoli da trasporto*, IV Congresso Nazionale AIDAA, Settembre 1977, Milano.