

Aeroelasticità
Esercitazione 4
Prof.re Franco Mastroddi

Matteo Hakimi
1455230



SAPIENZA
UNIVERSITÀ DI ROMA

Laurea Magistrale in Ingegneria Aeronautica

Indice

1	Introduzione	3
2	Formulazione del problema	3
2.1	Implementazione del modello	3
3	Stabilità aeroelastica	6
4	Confronti dei risultati con esercitazione 3	8

1 Introduzione

Si vuole studiare la stabilità di una superficie portante sottile investita da una corrente, attraverso l'uso del solutore SOL 145 del codice NASTRAN. In particolare verranno calcolate le velocità di *divergenza* e *flutter* e il luogo delle radici del sistema preso in considerazione.

2 Formulazione del problema

La superficie portante viene modellata come se fosse una lastra piana rigida collegata elasticamente alla fusoliera, attraverso degli elementi cedevoli.

In particolare le rigidità flessionale e torsionale della struttura vengono sostituite con delle molle concentrate, applicate, ad un estremo, al punto di ascissa x_e , corrispondente al centro elastico di questa, e, all'altro estremo, alla fusoliera (si veda figura 1).

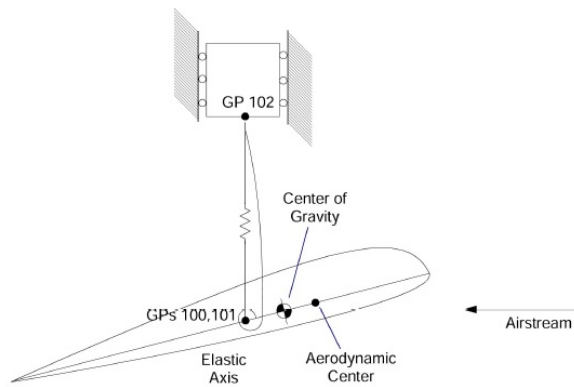


Figura 1: Sezione tipica vincolata elasticamente alla fusoliera

Dove la fusoliera è libera solo di traslare verticalmente.

I gradi di libertà scelti per descrivere il problema sono: lo spostamento verticale (T3) di un punto della superficie portante (*plunge*), la rotazione attorno al centro di massa del profilo (R2) e il *plunge* della fusoliera (T3).

2.1 Implementazione del modello

Il file .dat, che deve essere implementato al fine dell'analisi in ambiente NASTRAN, consta di tre sezioni principali: l'*Executive Control Section*, il *Case Control Section* e il *Bulk Data Section*; nella prima scheda, deve essere specificato il tipo di solutore utilizzato nell'analisi.

Quest'ultimo dipende dal tipo di problema preso in considerazione; nel caso del *flutter* si ha: SOL 145.

Nel *Case Control Section* vengono indicati i metodi numerici utilizzati per la risoluzione del problema preso in considerazione. Nella fattispecie, si è scelto il metodo p-k per il problema aeroelastico; mentre per il calcolo degli autovalori/autovettori, del problema di dinamica strutturale, si è fatto uso del metodo di *Lanczos*.

Infine nella terza parte viene riportato il modello aeroelastico in questione, comprensivo delle sue caratteristiche aerodinamiche e strutturali.

Da quanto detto sopra, al fine del calcolo della stabilità aeroelastica, dobbiamo innanzitutto introdurre un modello strutturale, che ci permetta di calcolare i modi propri, e relative frequenze proprie, della struttura. Ricordiamo infatti, come il sistema di equazioni del moto, e relative condizioni al contorno, sia ottenuto a partire dalla proiezione dell'equazione di Cauchy sulle funzioni di forma, scelte coincidenti con i modi propri della struttura.

Un modello strutturale semplice proposto, viene mostrato in figura 2:

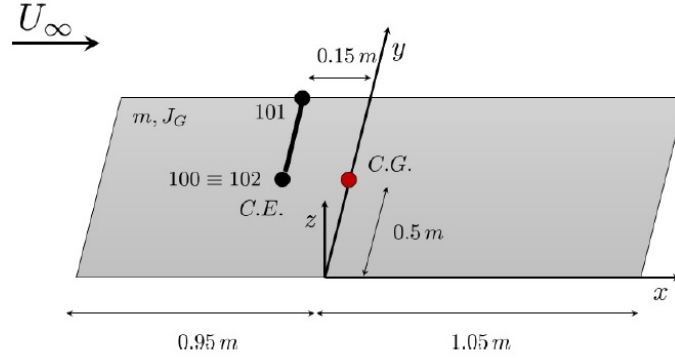


Figura 2: Modello strutturale della sezione tipica

dove:

- C.E= il centro elastico
- C.G= il centro di massa coincidente con l'origine del sistema di riferimento scelto

In particolare i gradi di libertà della struttura, superficie portante e fusoliera, è descritto attraverso l'utilizzo di 3 nodi (GRID) e di un elemento rigido di collegamento RBAR:

- GRID 100 posto sulla *centerline* del profilo in corrispondenza del C.E.
- GRID 102 coincidente con GRID 100 rappresentante la fusoliera.
- GRID 101 connesso al GRID 100 attraverso l'elemento rigido RBAR 101.

Per poter modellizzare il comportamento elastico della struttura, vengono posti degli elementi CELAS2, che rappresentano degli elementi ad elasticità concentrata.

In particolare, viene posto un elemento CELAS2, che definisce il comportamento flessionale, tra la fusoliera (GRID 102) e il profilo (GRID 100), e un'altro posto tra il profilo (GRID 100) e il terreno, a simulare la molla di torsionale.

Infine per tener conto delle proprietà inerziali, della superficie portante e della fusoliera, vengono posti degli elementi CONM2 e CMASS2. In particolare l'elemento CONM2 viene posto in corrispondenza del centro di massa del profilo, in modo da tener conto della massa m_a e del tensore di inerzia (I_{22}) dello stesso; mentre l'elemento CMASS2 viene posto in corrispondenza del GRID 102 e rappresenta la massa $M_f \gg m_a$ della fusoliera.

Come precedentemente detto, nel Bulk Data Section, oltre a definire la struttura e le sue caratteristiche, viene definito il modello aerodinamico. In particolare nella card AERO sono specificati la velocità di riferimento, la densità del flusso e la corda.

Mentre nelle cards CAERO4 e PAERO4, vengono definite le caratteristiche aerodinamiche della struttura. In particolare, nel caso preso in considerazione, il modello aerodinamico si basa sulla *Strip theory*, ovvero la superficie portante viene schematizzato come un singolo pannello, di profondità 1 in direzione y (si veda figura 2), in cui la soluzione viene rappresentata dalla teoria di *Theodorsen* esatta, avendo trascurato gli effetti di comprimibilità.

A questo punto bisogna associare le caratteristiche aerodinamiche alla superficie portante, generando un pannello a partire dalla modellizzazione della struttura, nella parte dedicata della *Bulk Data Section*; Questa operazione viene effettuata mediante l'interpolazione della struttura attraverso delle *Spline function*.

Nella sezione MKAERO1 viene generata la matrice delle forze aerodinamiche generalizzate GAF, costruita, per interpolazione, a partire dai valori campionati dalla valutazione della stessa, per una certa frequenza ridotta e per un certo numero di Mach, avendo definito un set di valori a priori per

quest'ultimi.

Infine nella scheda FLFACT, viene specificato il range di densità del fluido preso in considerazione, la velocità di *free stream* e il numero di Mach, che bisogna considerare nell'analisi di stabilità.

Nella fattispecie l'analisi di stabilità verrà condotta a quota fissa ($\rho = \text{costante}$) e a numero di Mach costante e pari a zero (flusso incomprimibile). Verrà invece fatta variare la velocità della corrente indisturbata.

Scegliendo una condizione di volo al livello del mare $\rho = 1.22 \frac{kg}{m^3}$, assumendo come parametri non dimensionali, descrittivi della nostra superficie portante, coincidenti con quelli dell' *Esercitazione 2*:

$$a = 5, \quad \Omega = 0.5, \quad \xi_E = 0.30, \quad \xi_G = 0.45, \quad r_\alpha^2 = 0.25$$

caratterizziamo il problema per un profilo che presenti le seguenti caratteristiche:

$$b = 2m, \quad \omega_\alpha = 100rad/s$$

Da cui si ricava:

- $m_a = a\rho\pi b^2 = 19.16 \text{ kg}$
- $J_\alpha = 4.7909 \text{ kgm}^2$
- $J_G = J_\alpha - m(x_G - x_E)^2 = 4.3501 \text{ kgm}^2$
- $k_h = m\omega_h^2 = 47909 \text{ N/m}$
- $k_\alpha = m\omega_\alpha^2 = 47909 \text{ N/m}$

dove:

- m_a è la massa del profilo
- J_α il momento di inerzia calcolato rispetto al centro elastico C.E.
- J_G il momento di inerzia calcolato rispetto al centro di massa C.G.
- k_h la rigidizza flessionale del sistema pensato disaccoppiato
- k_α la rigidizza torsionale del sistema pensato disaccoppiato

Mentre per quanto riguarda la massa della fusoliera, abbiamo che $M_f = 99999999 \text{ kg}$

Prima di procedere con lo studio della stabilità del sistema, è opportuno precisare che nell'analisi modale della struttura è stato richiesto il calcolo dei primi 6 modi di vibrare, anche se, al fine dell'analisi aeroelastica sarebbero stati sufficienti un numero pari a 3. Il fatto che si richieda il calcolo di un numero maggiore di modi strutturali rispetto a quelli sufficienti, è legato all'accuratezza della soluzione che si vuole ottenere.

3 Stabilità aeroelastica

In questa sezione si vuole studiare, attraverso l'uso del luogo delle radici, la stabilità del sistema. Una volta implementato il modello nel file .dat, viene effettuato il run su codice NASTRAN che fornisce i risultati nel file f06, in cui si è scelto, al fine dell'analisi di stabilità, un intervallo di velocità dimensionale pari a $40 \div 150 \text{ m/s}$.

In particolare, dalla tabella denominata *Flutter summary*, contenuta nell' f06, è possibile ottenere il luogo delle radici dimensionale costruito al variare della velocità.

Viene qui riportato il luogo delle radici, graficato grazie all'ausilio di uno script realizzato in ambiente Matlab.

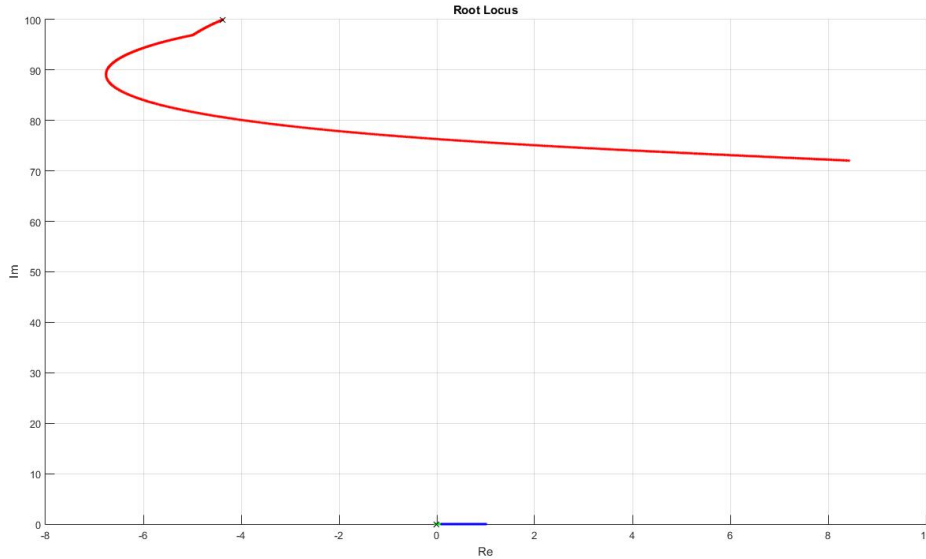


Figura 3: Luogo delle radici della sezione tipica

Sul luogo delle radici, si osserva la presenza di 3 poli, corrispondenti ai 3 gdl utilizzati per descrivere il moto del sistema.

In particolare in corrispondenza dell'origine si nota un polo fisso, al variare della velocità U , contrassegnato di verde (si veda figura), corrispondente al moto rigido della struttura.

Per quanto riguarda gli altri poli, si osserva come questi entrambi attraversano l'asse immaginario. In particolare si osserva come il polo a frequenza maggiore attraversi l'asse immaginario a una determinata frequenza; mentre quello delineato in blu lo attraversi nell'origine. Le due situazioni, appena descritte, corrispondono al fenomeno di divergenza aeroelastica di *flutter* e *divergenza* rispettivamente.

Al fine di individuare i valori di velocità dimensionale corrispondenti alle due situazione sopra citate, si riporta in figura sottostante l'andamento dello smorzamento al variare della velocità dimensionale.

I valori critici, vengono individuati attraverso il cambio di segno dello stesso al variare di U .

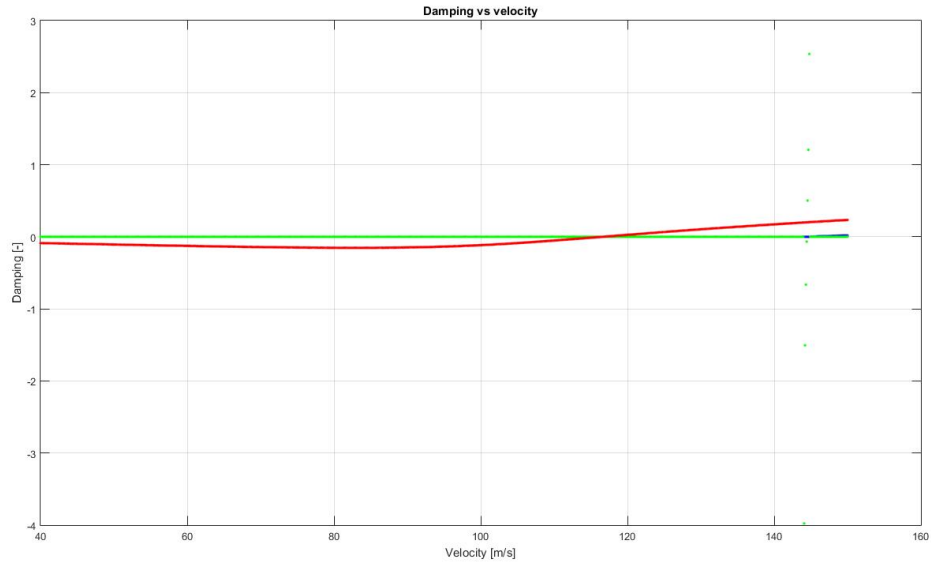


Figura 4: Andamento dello smorzamento al variare della velocità

Dal grafico di figura si ricava:

$$\begin{array}{l} \overline{U_F = 116.62 \text{ m/s}} \\ \overline{U_D = 144.78 \text{ m/s}} \end{array}$$

Ricordando che:

$$\hat{U} = \frac{Ub}{\omega_\alpha}$$

si ottiene:

$$\begin{array}{l} \overline{\hat{U}_F = 1.166} \\ \overline{\hat{U}_D = 1.447} \end{array}$$

Per il caso di divergenza dinamica, viene riportato anche il valore della frequenza ridotta corrispondente:

$$k = 0.6541$$

4 Confronti dei risultati con esercitazione 3

In questa sezione viene effettuato il confronto, in termini di velocità adimensionali e frequenze ridotte critiche, ottenute nell' *Esercitazione 3*. Vengono riportati in tabella i relativi casi con i valori critici ottenuti, sia nel caso di divergenza aeroelastica che nel flutter.

Indicato con:

- **ANSS**= Aerodinamica non stazionaria, struttura smorzata.
- **AQSNS_{Th}**= Aerodinamica quasi-stazionaria, struttura non smorzata, modello $\tilde{C}_k \rightarrow 1$.
- **AQSS_{Th}**= Aerodinamica quasi-stazionaria, struttura smorzata, modello $\tilde{C}_k \rightarrow 1$.

i casi trattati nella terza esercitazione si ha:

Caso	k_F	U_F	k_D	U_D
ANSS	0.6557	1.1701	0	1.4426
AQSNS _{Th}	5.9731	0.1790	0	1.4430
AQSS _{Th}	1.6408	0.6087	0	1.4434

Mentre nella sezione precedente abbiamo ottenuto:

$k_F =$	0.6541
$\hat{U}_F =$	1.166
$k_D =$	0
$\hat{U}_D =$	1.447

Si noti come la soluzione ottenuta tramite codice NASTRAN sia molto simile a quella ottenuta analiticamente nel caso di aerodinamica non stazionaria con struttura non smorzata.

Questo a ragione di aver implementato la funzione esatta di *Theodorsen* sul singolo pannello, e aver considerato la struttura non smorzante.