

**ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ**  
**ΕΡΓΑΣΤΗΡΙΟ ΜΗΧΑΝΙΚΗΣ ΡΕΥΣΤΩΝ & ΣΤΡΟΒΙΛΟΜΗΧΑΝΩΝ**  
**2ο Θέμα στον «Αεροδυναμικό Σχεδιασμό και Έλεγχο Αεροσκάφους»**

Το Lockheed F-104 Starfighter είναι ένα μονοκινητήριο υπερηχητικό καταδιωκτικό αεροσκάφος. Αρχικά αναπτύχθηκε από την Lockheed για την Αμερικανική Πολεμική Αεροπορία, αλλά χρησιμοποιήθηκε ευρέως από συμμάχους των Η.Π.Α. σε όλο τον κόσμο και παρήχθη από πολλές άλλες χώρες του NATO. Η ομάδα σχεδιασμού του είχε επικεφαλής τον Κέλι Τζόνσον, ο οποίος συνέχισε να καθοδηγεί ή να συμβάλει στην ανάπτυξη του Lockheed SR-71 Blackbird και άλλων αεροσκαφών της Lockheed.



Το F-104 έσπασε πολυάριθμα παγκόσμια ρεκόρ, συμπεριλαμβανομένων αμφοτέρων της ταχύτητας στον αέρα και του υψομέτρου. Η επιτυχία του αμαυρώθηκε από ορισμένες... απρόβλεπτες πτητικές συμπεριφορές του αεροσκάφους, καθώς επίσης και από σκάνδαλα, σύμφωνα με τα οποία η Lockheed είχε δωροδοκήσει σημαντικό αριθμό πολιτικών και στρατιωτικών αξιωματούχων σε διάφορες χώρες, προκειμένου να επηρεάσουν την κρίση τους και να εξασφαλίσουν πολλά συμβόλαια αγοράς.

Τα βασικά γεωμετρικά του χαρακτηριστικά του F-104 παρατίθενται στον παρακάτω πίνακα.

Parameter	Value	Units
Wing		
Reference area	18.22	[m <sup>2</sup> ]
Wingspan	6.7	[m]
Semi-chord sweep angle	8	[deg]
Taper ratio	0.36	[-]
Airfoil	NACA 0006	[-]
Mean aerodynamic chord	2.91	[m]
Horizontal Tail		
Reference area	4.2	[m <sup>2</sup> ]
Wingspan	3.6	[m]
Semi-chord sweep angle	0	[deg]
Taper ratio	0.15	[-]
Airfoil	NACA 0006	[-]
Tail arm	5.3	[m]

Σε συνθήκες προσέγγισης, για το F-104 ισχύουν επίσης τα δεδομένα:

Approach Mass: 6,400 [kg]

Approach speed: 315 [km/h]

Altitude: Sea level

Configuration: Full Flaps & Gears Down

$x_{cg, approach}$ : 1.443 [m]

$x_{ac_w}$ : 1.40 [m]

$C_{L_{\delta s, low speed}}$ : 0.68 [1/rad] (μεταβολή συντελεστή άντωσης ως συνάρτηση της περιστροφής του HT)

$C_{m_{\delta s, low speed}}$ : -1.46 [1/rad] (μεταβολή συντελεστή ροπής ως συνάρτηση της περιστροφής του HT)

Θεωρείστε επίσης ότι μόνο η κύρια πτέρυγα και η οριζόντια ουρά έχουν ουσιαστική επίδραση στη διαμήκη ευστάθεια και ότι η συνεισφορά της ατράκτου και των λοιπών τμημάτων είναι αμελητέα.

## Πρόβλημα 1<sup>ο</sup> (ευστάθεια)

Για τις συνθήκες προσέγγισης ζητούνται τα παρακάτω:

1. Να υπολογίσετε τα χαρακτηριστικά την κλίση της καμπύλης της ροπής πρόνευσης ( $C_{m_\alpha}$ ) του αεροσκάφους και να υπολογίσετε το static margin σε συνθήκες προσέγγισης.
2. Να υπολογίσετε τους σταθερούς όρους των καμπυλών άντωσης ( $C_{L_0}$ ) και ροπής πρόνευσης ( $C_{m_0}$ ) θεωρώντας ότι το αεροσκάφος προσεγγίζει με σταθερή γωνία προσβολής  $\alpha=2.3$  μοίρες και γωνία εκτροπής της οριζόντιας ουράς  $\delta s=-7.1$  μοίρες σε κατάσταση trim (ισορροπία δυνάμεων και ροπών).
3. Να σχεδιάσετε σε ένα διάγραμμα με άξονες τη ροπή πρόνευσης και τη γωνία προσβολής ( $\alpha$ ), την εξέλιξη της καμπύλης του συντελεστή ροπής, με βάση τους υπολογισμούς των ερωτημάτων 1 & 2, και να σχολιάσετε το αποτέλεσμα.

Σε υψηλές ταχύτητες οι κλίσεις των συντελεστών άντωσης και ροπής πρόνευσης, καθώς και οι μεταβολές των συντελεστών άντωσης και πρόνευσης από την εκτροπή της οριζόντιας ουράς, υπολογίζονται για κάθε αριθμό Mach σύμφωνα με την σχέση:


$$C_x = A * M^4 + B * M^3 + C * M^2 + D * M + E$$

Όπου οι συντελεστές για κάθε συντελεστή παρουσιάζονται στον παρακάτω πίνακα.

Coefficient	A	B	C	D	E
$C_{L_\alpha}$	-5.524	34.344	-78.940	76.698	-21.539
$C_{m_\alpha}$	-4.485	23.523	-41.934	29.286	-8.085
$C_{L_{\delta s}}$	0.00331	0.878	-3.694	4.432	-0.760
$C_{m_{\delta s}}$	0.086	-1.912	6.986	-7.934	1.115

Επιπλέον, το αεροσκάφος εκτελεί επίπεδη οριζόντια πτήση (cruise) στις παρακάτω συνθήκες:

Cruise Mass: 7400 [kg]

→ Cruise speed: 961 [km/h] → 

Altitude: 35,000 [ft]

Configuration: No Flaps & Gears up

Για τις συνθήκες Cruise ζητούνται τα παρακάτω:

3. Να υπολογίσετε τους σταθερούς όρους των καμπυλών άντωσης ( $C_{L_0}$ ) και ροπής πρόνευσης ( $C_{m_0}$ ) θεωρώντας ότι το αεροσκάφος προσεγγίζει με σταθερή γωνία προσβολής  $\alpha=3$  μοίρες και γωνία εκτροπής της οριζόντιας ουράς  $\delta s=-1.5$  μοίρες. Συγκρίνετε τους συντελεστές με το ερώτημα 2 και σχολιάστε το αποτέλεσμα.
4. Να υπολογίσετε σε ένα εύρος αριθμών Mach 0.7-2 την απαιτούμενη εκτροπή των πηδαλίων και την γωνία προσβολής στην οποία το αεροσκάφος εκτελεί ευθύγραμμη οριζόντια πτήση (ισορροπία δυνάμεων και ροπών).
5. Θεωρώντας ότι το αεροσκάφος πετάει σε ταχύτητα  $M=2$  και έχει καταναλώσει 700kg καυσίμου σε σχέση με την προηγούμενη κατάσταση, υπολογίστε με την χρήση του trim diagram την απαιτούμενη γωνία εκτροπής της οριζόντιας ουράς για να εκτελεί ευθύγραμμη οριζόντια πτήση.

## Πρόβλημα 2<sup>ο</sup> (έλεγχος)

Το γραμμικό μοντέλο μεταβλητών κατάστασης για τη διαμήκη κίνηση του F-104 περιγράφεται από τα παρακάτω μητρώα:

$$A = \begin{bmatrix} \overset{u}{-0.0352} & \overset{w}{0.1070} & \overset{q}{0} & \overset{\theta}{-32.2} \\ -0.2140 & -0.4400 & 305 & 0 \\ 1.198 \times 10^{-4} & -0.0154 & -0.4498 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{matrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{matrix}$$

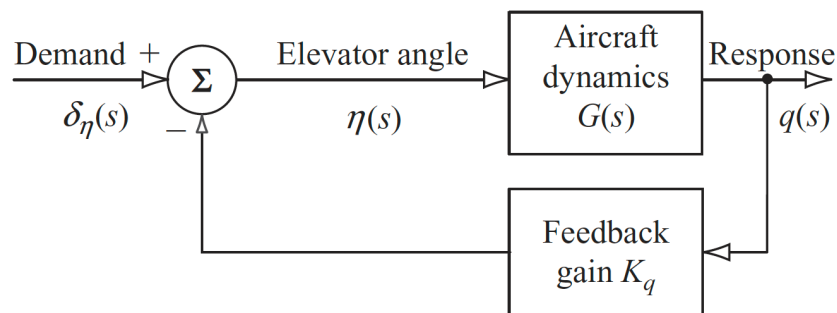
$$B = \begin{bmatrix} 0 \\ -22.1206 \\ -4.6580 \\ 0 \end{bmatrix}$$

Οι μεταβλητές κατάστασης είναι οι  $x_1(t) = u$ ,  $x_2(t) = w$ ,  $x_3(t) = q$ ,  $x_4(t) = \theta$  και η χειραγωγούμενη μεταβλητή είναι η  $u_1(t) = \eta$ .

1. Να προσδιοριστούν οι συναρτήσεις μεταφοράς ανάμεσα στην εντολή για κίνηση του elevator και τις μεταβλητές εξόδου.
2. Να υπολογιστούν τα δυναμικά χαρακτηριστικά των συναρτήσεων μεταφοράς (π.χ. πόλοι, μηδενικά, συντελεστές απόσβεσης).
3. Σύμφωνα με το πρότυπο MIL-F-8785C, και για την κατηγορία Class IV στην οποία ανήκει το F-104, θα πρέπει να ισχύουν τα παρακάτω χαρακτηριστικά (flight phase category C, Level 1 flying qualities):
  - Phugoid damping ratio  $\zeta_p \geq 0.04$
  - Short period damping ratio  $\zeta_s \geq 0.5$
  - Short period undamped natural frequency  $0.8 < \omega_s < 3 \text{ rad/s}$

Να συγκρίνετε τα αποτελέσματα του ερωτήματος (2) για τις αντίστοιχες προδιαγραφές του MIL-F-8785C.

4. Εάν στο ερώτημα (3) προκύπτουν κάποια ανεπιθύμητα δυναμικά χαρακτηριστικά, να εξετάσετε τη δυνατότητα διόρθωσή του/τους χρησιμοποιώντας τον απλό βρόγχο ανάδρασης του παρακάτω σχήματος. Να επικεντρωθείτε στην μεταβλητή του pitch rate  $q$ .



5. Να επαναληφθεί το ερώτημα (4), δηλαδή να εξετάσετε τη δυνατότητα διόρθωσή του/τους χρησιμοποιώντας τον απλό βρόγχο ανάδρασης, επιβάλλοντας στο αεροσκάφος τα παρακάτω χαρακτηριστικά
  - Short period damping ratio  $\zeta_s = 0.6$
  - Short period frequency  $\omega_s = 2 \text{ rad/s}$
6. Να επιλυθεί το ζητούμενο του ερωτήματος (5) με κατάλληλη τοποθέτηση των πόλων του κλειστού βρόχου με τη μέθοδο της ανάδρασης καταστάσεων.