

Εργασία 3.

Έλεγχος πλάγιας πτήσης αεροσκάφους (αποσβεστήρας γωνιακής ταχύτητας περιστροφής περί τον κατακόρυφο άξονα-yaw damper)

Εγκατάσταση

Ο αυτόματος πιλότος ενός αεροσκάφους έχει σαν αποστολή την διατήρηση της προκαθορισμένης πορείας του. Στις αιτίες παρέκκλισης συγκαταλέγονται ο άνεμος, μεταπτώσεις της ατμοσφαιρικής πίεσης, μικρές ανωμαλίες των οργάνων ελέγχου κλπ. Η διατήρηση της πορείας συνίσταται στη διατήρηση της οριζόντιας θέσης του αεροσκάφους. Έτσι ο αυτόματος πιλότος πρέπει να διατηρεί την γωνία διατειχισμού (δεξιά-αριστερά) και την γωνία περιστροφής (πάνω-κάτω) στο μηδέν. Επιπλέον η γωνία πρόνευσης (κλίση) πρέπει και αυτή να είναι μηδέν για λόγους άνεσης των επιβατών.

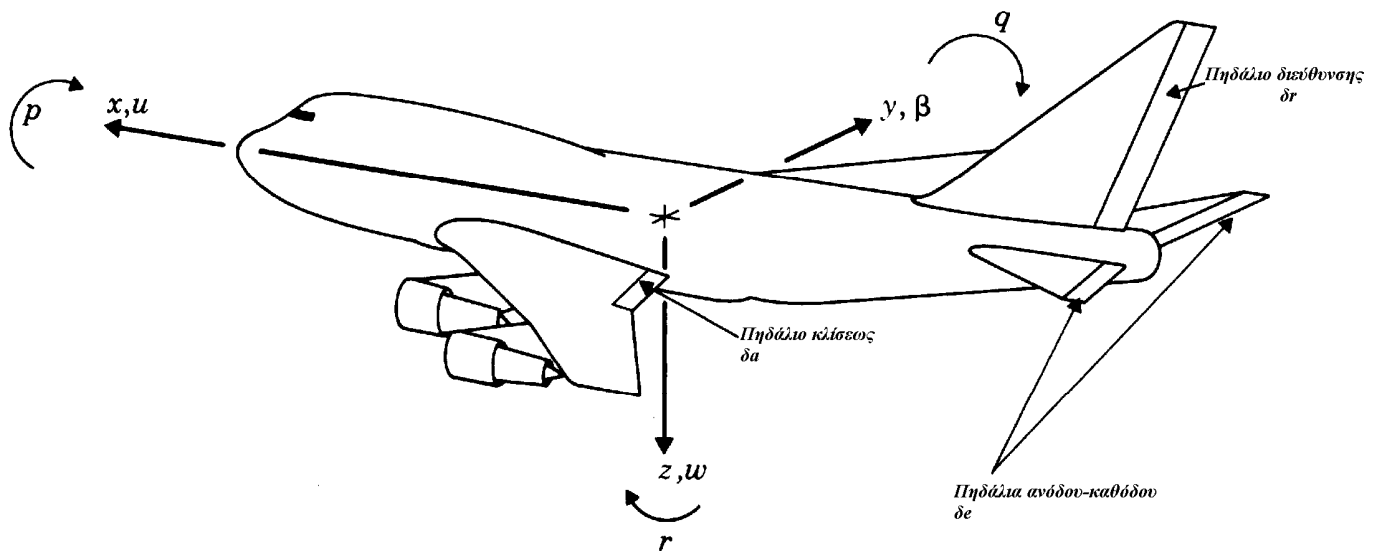


Σχήμα 1. Boeing 747-219B

Βάρος 155 τόνοι, πλάτος πτερύγων 60μ., μήκος 71μ., ύψος 19,5μ., μέγιστη ταχύτητα 981km/h, απόσταση πτήσης 12.000km

Δεδομένα

Η σημασία των μεταβλητών που συμμετέχουν στο μαθηματικό υπόδειγμα που ακολουθεί φαίνεται στο Σχ. 2.



x, y, z : συντεταγμένες θέσης
 u, β, w : συντεταγμένες ταχύτητας
 p, q, r : ρυθμοί διατείχισμού, πρόνευσης, περιστροφής

Σχήμα 2 Μεταβλητές αεροσκάφους

Η γραμμικοποιημένη εξίσωση κατάστασης της πλάγιας πτήσης ενός αεροσκάφους Boeing 747 για ύψος πτήσης 40000 πόδια και ταχύτητα 774 πόδια/δευτ. (Mach 0.8), δίνεται από τον τύπο,

$$\begin{bmatrix} \frac{d\beta(t)}{dt} \\ \frac{dr(t)}{dt} \\ \frac{dp(t)}{dt} \\ \frac{d\phi(t)}{dt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0,0558 & -0,9968 & 0,0802 & 0,0415 \\ 0,598 & -0,115 & -0,0318 & 0 \\ -3,05 & 0,388 & -0,465 & 0 \\ 0 & 0,0805 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta(t) \\ r(t) \\ p(t) \\ \phi(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0,0729 \\ -4,75 \\ 1,53 \\ 0 \end{bmatrix} \delta r(t)$$

ενώ η εξίσωση εξόδου είναι,

$$y(t) = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta(t) \\ r(t) \\ p(t) \\ \phi(t) \end{bmatrix}$$

όπου,

δ_r : εκτροπή του πηδαλίου διεύθυνσης (rudder). Σήμα ελέγχου u (rad).

β : γωνία πλαγιολίσθησης (sideslip angle). Κατάσταση x_1 (rad).

r : γωνιακή ταχύτητα περιστροφής περί τον κατακόρυφο άξονα (yaw rate). Κατάσταση x_2 (rad/sec).

p : γωνιακή ταχύτητα διατειχισμού (roll rate). Κατάσταση x_3 (rad/sec).

φ : γωνία διατειχισμού (εκτροπή από τον διαμήκη άξονα-roll angle). Κατάσταση x_4 (rad).

Όλες οι παραπάνω ποσότητες είναι μεταβολές από τις τιμές ισορροπίας.

Ζητούμενα

Να σχεδιασθεί ένας ελεγκτής που να ελέγχει την γωνιακή ταχύτητα περιστροφής, r , με τρόπο που να κάνει την πτήση άνετη. Έχει φανεί ότι αυτό επιτυγχάνεται αν οι φυσικές συχνότητες του συστήματος είναι <1 rad/s και ο λόγος απόσβεσης $\zeta > 0,5$.

Απαντήστε στα ακόλουθα:

1. Βρείτε την συνάρτηση μεταφοράς $\delta_r \rightarrow r$.
2. Εξετάσετε την ελεγχσιμότητα, παρατηρησιμότητα και ευστάθεια του ανοικτού συστήματος.
3. Σχεδιάστε έναν ελεγκτή ανατροφοδότησης κατάστασης, τέτοιον ώστε το σύστημα να ανακάμπτει ικανοποιητικά από την τιμή,

$$x(0) = \begin{bmatrix} 0 & \frac{1^\circ \times \pi}{180} & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

υποθέτοντας κατ' αρχή πλήρη μέτρηση του διανύσματος κατάστασης. Στη συνέχεια προσπαθήστε να επαναλάβετε τη σχεδίαση υποθέτοντας: (α) πλήρη παρατηρητή κατάστασης και (β) παρατηρητή κατάστασης μειωμένης τάξης. Σε κάθε περίπτωση σχεδιάστε την απόκριση του συστήματος και το απαιτούμενο σήμα ελέγχου. Τι διαφορές παρατηρείτε;

4. Τι αισθητήρες απαιτούνται για κάθε μία από τις περιπτώσεις του 3; Βρείτε στο Internet κατασκευαστές των αισθητήρων αυτών και παραθέσετε στοιχεία (προδιαγραφές, τιμές).
5. Όλα τα παραπάνω να υποβληθούν γραπτά σε WORD97, προσπαθώντας να τηρήσετε σωστούς κανόνες γραψίματος επιστημονικού κειμένου (θεωρήστε σαν πρότυπο τις σημειώσεις μου).

Πηγές

G.F. Franklin, J.D. Powell, A. Emami-Naeimi (1986). *Feedback control of dynamic systems*. Addison-Wesley.

Heffley R.K., Jewell W.F. (1972). *Aircraft handling qualities*. System Technology Inc., Tech Rept. 1004-1, Hawthorne, Calif.

Π.Ν. Παρασκευόπουλος (1993). *Λυμένες ασκήσεις ΣΑΕ με εφαρμογές*. ΕΜΠ.