

## ΜΕΛΕΤΗ ΕΥΣΤΑΘΕΙΑΣ ΚΑΙ ΠΡΟΣΟΜΟΙΩΣΗ ΠΤΗΣΗΣ ΜΗ ΕΠΑΝΔΡΩΜΕΝΟΥ ΑΕΡΟΧΗΜΑΤΟΣ ΓΕΩΜΕΤΡΙΑΣ BLENDED WING BODY

Δημόπουλος Θ.<sup>1</sup>, Παναγιώτου Π.<sup>2</sup>, Υάκινθος Κ.<sup>3</sup>

<sup>1</sup> Διπλωματούχος Μηχ. Μηχανικός ΑΠΘ, Υπ. Διδάκτωρ ΕΜΡΣ

<sup>2</sup> Διδάκτωρ Μηχ. Μηχανικός ΑΠΘ

<sup>3</sup> Καθηγητής Τμήματος Μηχ. Μηχανικών, ΑΠΘ, Διευθυντής ΕΜΡΣ

Εργαστήριο Μηχανικής Ρευστών και Στροβιλομηχανών,

Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών, Πολυτεχνική Σχολή, ΑΠΘ, 54124 Θεσσαλονίκη

[tdimopoul@eng.auth.gr](mailto:tdimopoul@eng.auth.gr), [peripan@eng.auth.gr](mailto:peripan@eng.auth.gr), [kyak@auth.gr](mailto:kyak@auth.gr)

### ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Η παρούσα εργασία αποτελεί μέρος της διαδικασίας σχεδιασμού ενός εναλλακτικής γεωμετρίας μη επανδρωμένου αεροχήματος (UAV). Η γεωμετρία αυτή λέγεται Blended Wing Body (BWB), διότι η άτρακτος συνδέεται ομαλά με την πτέρυγα και συνεισφέρει στην παραγωγή άντωσης. Το σχήμα αυτό, αφενός, μειώνει σημαντικά τον λόγο άντωσης-αντίστασης του σκάφους. Αφετέρου, όμως, δυσχεραίνει τον έλεγχο και την ευστάθεια του αεροχήματος, διότι εξαλείφει τα οριζόντια και κάθετα ουραία πτερύγια του σκάφους. Καθώς τα στοιχεία αυτά απουσιάζουν από το BWB, δημιουργείται η ανάγκη ενσωμάτωσής τους στη νέα γεωμετρία, κατά τέτοιον τρόπο ώστε να καλύπτονται επαρκώς οι απαιτήσεις ευστάθειας, που αντιστοιχούν σε αναλόγου μεγέθους, χρήσης και ταχύτητας αεροχήματα. Παράλληλα, απαιτείται και η προσαρμογή της μεθοδολογίας που εφαρμόζεται σε αεροχήματα τυπικής γεωμετρίας για τη μελέτη των παραμέτρων ευστάθειας. Η παρούσα εργασία μελετά την προσαρμογή της μεθοδολογίας στη νέα γεωμετρία, τα αποτελέσματα που δίνει αυτή σε σύγκριση με συμβατικά αεροχήματα και την χρήση αυτών των αποτελεσμάτων σε υπολογιστική προσομοίωση της πτήσης του αεροχήματος.

**Λέξεις κλειδιά:** UAV, BWB, ευστάθεια, έλεγχος, προσομοίωση

### 1. ΕΙΣΑΓΩΓΗ

Οι δύο κύριες κατευθύνσεις της έρευνας στο χώρο της αεροναυτικής τα τελευταία χρόνια, αφορούν αφενός τα μη-επανδρωμένα αεροχήματα (Unmanned Aerial Vehicles, UAV), και αφετέρου τη διερεύνηση εναλλακτικών γεωμετριών ως προς τη συμβατική γεωμετρία με διακριτή άτρακτο, πτέρυγα και οριζόντια και κάθετη ουρά.

Μία από αυτές τις εναλλακτικές γεωμετρίες είναι το Σώμα Ενσωματωμένης Πτέρυγας σε Άτρακτο (Blended Wing Body ή BWB), όπου η άτρακτος έχει η ίδια αεροδυναμικό σχήμα, συνδέεται ομαλά με την πτέρυγα και συνεισφέρει στην παραγωγή άντωσης. Συγκριτικά, σε μια τυπική γεωμετρία αεροχήματος, η άτρακτος παράγει αποκλειστικά αντίσταση. Η καινοτομία αυτή έχει διαπιστωθεί ότι αυξάνει σημαντικά τον λόγο άντωσης/αντίστασης,  $L/D$ , του σκάφους. Έτσι, μπορεί να επιτευχθεί σημαντική μείωση κατανάλωσης καυσίμου, αλλά και αύξηση της μέγιστης ταχύτητας με τον ίδιο κινητήρα. Επιπλέον, η γεωμετρία του BWB μπορεί να προσφέρει αυξημένο εσωτερικό χώρο σε σύγκριση με μια αντίστοιχης άντωσης συμβατική διάταξη.

Η πρώτη ουσιαστική προσπάθεια υλοποίησης της ιδέας ανήκει στην Boeing, με στόχο τη χρήση σε μεγάλα επιβατικά αεροσκάφη, με 450-800 επιβάτες. Μάλιστα κατασκεύασε και το πρωτότυπο X-48.

Στην πορεία βρέθηκε ότι η γεωμετρία BWB δεν μπορεί άμεσα να αξιοποιηθεί για μεταφορά επιβατών, για λόγους άνεσης των επιβατών, δυσκολίας συμπίεσης της καμπίνας, και δυσκολίας εκκένωσης σε περίπτωση ανάγκης (Liebeck, 2004). Έτσι η γεωμετρία του BWB προσανατολίζεται πλέον σε άλλες χρήσεις, μεταξύ αυτών μεταφορά φορτίων, επιτήρηση, έρευνα και διάσωση ή αποστολών που δεν αφορούν επιβάτες.

Όλες οι ανωτέρω χρήσεις προσφέρονται για υλοποίηση σε μη επανδρωμένα αεροχήματα (Unmanned Air Vehicle, UAV). Τα πλεονεκτήματα των UAV περιλαμβάνουν την δυνατότητα αυξημένης αυτονομίας (ουσιαστικά καθορίζεται από τα καύσιμα, καθώς δεν υφίσταται η κόπωση του πιλότου), και τη δυνατότητα επιχείρησης υπό αντίξοες συνθήκες, όπως σε πυρκαγιές ή ισχυρούς ανέμους. Ο συνδυασμός αυτών των πλεονεκτημάτων με τα πλεονεκτήματα του BWB μπορεί να δώσει νέες δυνατότητες για ένα μεγάλο εύρος αποστολών.

Λαμβάνοντας υπόψη τα πλεονεκτήματα της γεωμετρίας BWB, το Εργαστήριο Μηχανικής Ρευστών και Στροβιλομηχανών (ΕΜΡΣ), του Τμήματος Μηχανολόγων Μηχανικών της Πολυτεχνικής Σχολής του ΑΠΘ, ανέλαβε την ανάπτυξη, μελέτη και σχεδιασμό ενός UAV βασισμένου στην πλατφόρμα BWB (Panagiotou-Yakinthos, 2017). Ο σχεδιασμός αυτός εντάσσεται στο ερευνητικό πρόγραμμα DELAER, στο οποίο συμμετέχουν ακαδημαϊκοί και βιομηχανικοί φορείς της Ελλάδας, με συντονιστή ΕΜΡΣ. Βασικός στόχος του προγράμματος είναι η ανάπτυξη μιας εναέριας πλατφόρμας, με την κωδική ονομασία DELAER-RX-3, που θα παρέχει ανθρωπιστική βοήθεια σε απομονωμένες περιοχές της Ελλάδας, άμεσα και με χαμηλό κόστος, αξιοποιώντας τα πλεονεκτήματα των BWB UAV.



**Εικόνα 1** Boeing X-48, το πρώτο κατασκευασμένο πρωτότυπο με γεωμετρία *Blended Wing Body*



**Εικόνα 2** Στατικό μοντέλο του DELAER-RX-3, το οποίο παρουσιάστηκε στην 83<sup>η</sup> Διεθνή Έκθεση Θεσσαλονίκης το Σεπτέμβριο του 2018

Ωστόσο, και εκτός από τα πλεονεκτήματα που αναφέρθηκαν, η χρήση της γεωμετρίας BWB εμπεριέχει και ορισμένες προκλήσεις σε επίπεδο αεροπορικού σχεδιασμού. Η γεωμετρία αυτή, πέραν της ενσωμάτωσης της ατράκτου, μειώνει την αντίσταση και εξαλείφοντας τα συμβατικά οριζόντια και κάθετα ουραία περύγια, τα οποία ορίζουν την ευστάθεια και τον έλεγχο του σκάφους. Έτσι οι λειτουργίες αυτών των περυγίων πρέπει να ενσωματωθούν με διαφορετική φιλοσοφία στη σχεδίαση του σκάφους. Επίσης, καθώς η γεωμετρία BWB αποτελεί ένα νέο πεδίο μελέτης, ένα άλλο μειονέκτημα είναι η έλλειψη σχετικής βιβλιογραφίας και μεθόδων σχεδιασμού, που θα μπορούσε να συμβουλευτεί ο σχεδιαστής μηχανικός στο έργο του. Αντίθετα, καθώς τα συμβατικής γεωμετρίας αεροχήματα έχουν εξελιχθεί σε βάθος δεκαετιών, έχουν αναπτυχθεί παράλληλα αναλυτικές μέθοδοι διαστασιολόγησης και σχεδίασης.

Το αντικείμενο της παρούσας εργασίας είναι η προσαρμογή της συμβατικής μεθοδολογίας υπολογισμού των παραμέτρων ευστάθειας και ελέγχου, στις ιδιαιτερότητες της γεωμετρίας BWB. Στη συνέχεια, παρουσιάζονται τα αποτελέσματα της τροποποιημένης μεθοδολογίας για το RX-3, και η χρήση τους για την προσομοίωση της πτήσης του.

## 2. ΘΕΩΡΗΤΙΚΟ ΥΠΟΒΑΘΡΟ

### 2.1 Ορισμός παραγώγων ευστάθειας

Ξεκινώντας από τη βασική θεωρία κινηματικής, για τις δυνάμεις που επιδρούν στο αερόχημα στους 3 άξονες του χώρου, και με βάση τον δεύτερο νόμο του Νεύτωνα, ισχύει η εξίσωση 1 (Nelson, 1989):

$$F_x = \frac{d}{dt}(mu), F_y = \frac{d}{dt}(mv), F_z = \frac{d}{dt}(mw) \quad (1)$$

Και αντίστοιχα για τις ροπές περί τους 3 άξονες, η εξίσωση 2:

$$L = \frac{d}{dt}H_x, M = \frac{d}{dt}H_y, N = \frac{d}{dt}H_z \quad (2)$$

Όπου ως  $H_x, H_y, H_z$  ορίζονται οι στροφορμές της περιστροφής του σκάφους κατά τους αντίστοιχους άξονες.

Κατόπιν υπολογισμών, οι δυνάμεις εκφράζονται κατά τις εξισώσεις 3-8:

$$F_x = m(\dot{u} + qw - rv) \quad (3)$$

$$F_y = m(\dot{v} + ru - pw) \quad (4)$$

$$F_z = m(\dot{w} + pv - qu) \quad (5)$$

$$L = I_{xx}\dot{p} - I_{xz}\dot{r} + qr(I_{zz} - I_{yy}) - I_{xz}pq \quad (6)$$

$$M = I_{yy}\dot{q} + rp(I_{xx} - I_{zz}) + I_{xz}(p^2 - r^2) \quad (7)$$

$$N = -I_{xz}\dot{p} + I_{zz}\dot{r} + pq(I_{yy} - I_{xx}) + I_{xz}qr \quad (8)$$

Όπου  $u, v, w$  οι συνιστώσες γραμμικής ταχύτητας κατά τους άξονες  $x, y, z$  αντιστοίχως, και  $p, q, r$  οι συνιστώσες περιστροφικής ταχύτητας γύρω από τους άξονες  $x, y, z$  αντιστοίχως.

Οι εξισώσεις αυτές είναι έντονα μη γραμμικές, οπότε κρίνεται σκόπιμο να γραμμικοποιηθούν με βάση τη θεωρία των μικρών διαταραχών. Κατ'αυτήν, κάθε παράμετρος  $i$  του προβλήματος εκφράζεται ως το άθροισμα μιας σταθερής τιμής αναφοράς  $i_0$ , και μιας διαταραχής  $\Delta i$ , τόσο μικρής ώστε να ευσταθούν χωρίς μεγάλο σφάλμα οι θεωρήσεις ότι  $\sin \Delta i \approx \Delta i$ ,  $\cos \Delta i \approx 1$  και  $\Delta i \cdot \Delta j \approx 0$ .

Μια επιπλέον απλοποιητική θεώρηση είναι συμμετρικές αρχικές συνθήκες πτήσης και σταθερές δυνάμεις πρόωσης, υπόθεση που σημαίνει ότι  $v_0 = p_0 = q_0 = r_0 = \varphi_0 = \psi_0 = 0$ . Εάν ο άξονας κευθυγραμμιστεί για την κατάσταση αναφοράς με την ταχύτητα του σκάφους, τότε και  $w_0 = 0$ .

Ένα παράδειγμα της χρήσης της θεωρίας των μικρών διαταραχών για την απλοποίηση των εξισώσεων δίνεται για την εξίσωση των δυνάμεων κατά τον άξονα  $x$  (ο όρος  $mg \sin \theta$  είναι όρος που προέρχεται από τη βαρύτητα):

$$X - mg \sin \theta = m(\dot{u} + qw - rv) \Rightarrow \quad (9)$$

$$X_o + \Delta X - mg \sin(\theta_o + \Delta\theta) = m \left( \frac{d(u_o + \Delta u)}{dt} + (q_o + \Delta q)(w_o + \Delta w) - (r_o + \Delta r)(v_o + \Delta v) \right)$$

Δεδομένου ότι  $v_o = q_o = r_o = w_o = 0$ :

$$X_o + \Delta X - mg \sin(\theta_o + \Delta\theta) = m\Delta\dot{u} \quad (10)$$

Με βάση την τριγωνομετρική ταυτότητα

$$\sin(\theta_o + \Delta\theta) = \sin\theta_o \cos\Delta\theta + \sin\Delta\theta \cos\theta_o = \sin\theta_o + \Delta\theta \cos\theta_o \quad (11)$$

$$\Rightarrow X_o + \Delta X - mg(\sin\theta_o + \Delta\theta \cos\theta_o) = m\Delta\dot{u} \quad (12)$$

Και καθώς η κατάσταση αναφοράς της πτήσης διέπεται από την εξίσωση:

$$X_o - mg \sin\theta_o = 0 \Rightarrow \quad (13)$$

$$\Delta X - mg \Delta\theta \cos\theta_o = m\Delta\dot{u} \quad (14)$$

Έστω τώρα ότι η  $\Delta X$  είναι συνάρτηση των  $u$ ,  $w$ ,  $\delta_e$  και  $\delta_T$ . Τότε μπορεί να εκφραστεί ως:

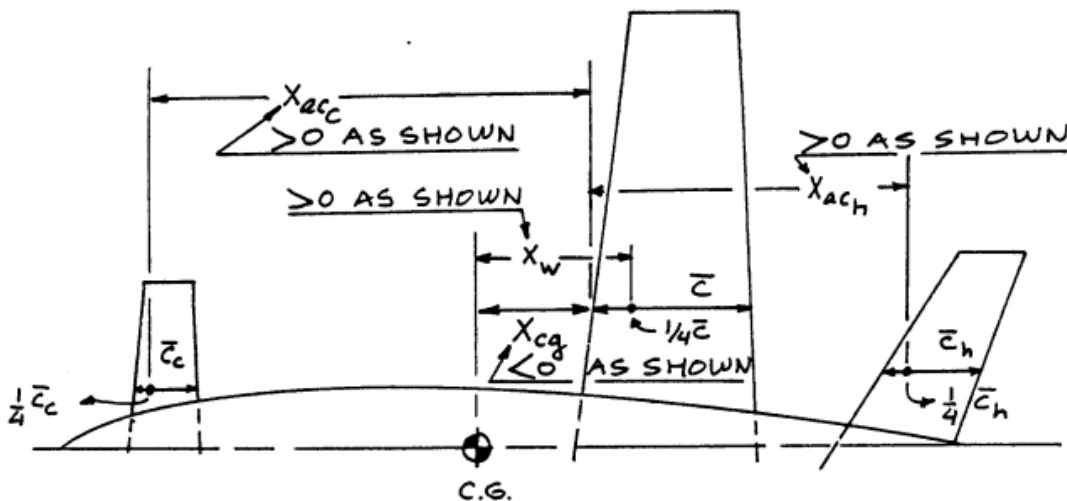
$$\Delta X = \frac{\partial X}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial X}{\partial w} \Delta w + \frac{\partial X}{\partial \delta_e} \Delta \delta_e + \frac{\partial X}{\partial \delta_T} \Delta \delta_T \quad (15)$$

Όπου οι παράμετροι  $\frac{\partial X}{\partial u}, \frac{\partial X}{\partial w}, \frac{\partial X}{\partial \delta_e}, \frac{\partial X}{\partial \delta_T}$  ή, κατόπιν διαίρεσής τους με τη μάζα του σκάφους,  $X_u, X_w, X_{\delta_e}, X_{\delta_T}$  ονομάζονται παράγωγοι ευστάθειας (stability derivatives). Ο υπολογισμός αυτών, στην πλήρως αδιάστατη μορφή τους, η οποία συμβολίζεται ως  $C_{X_u}, C_{X_w}, C_{X_{\delta_e}}, C_{X_{\delta_T}}$ , αποτελεί το αντικείμενο αυτής της εργασίας.

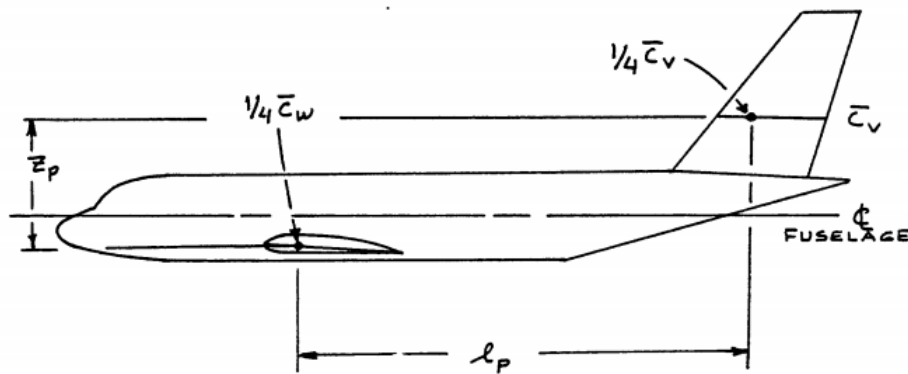
## 2.2 Μεθοδολογία υπολογισμού παραγώγων ευστάθειας

### 2.2.1 Συμβατική μεθοδολογία

Για τα συμβατικής γεωμετρίας αεροσκάφη, (όπως αυτή απεικονίζεται στις Εικόνες 3 και 4) ο υπολογισμός των παραγώγων ευστάθειας μπορεί να γίνει με βάση τη μεθοδολογία που προδιαγράφεται από το USAF Stability and Control DATCOM, μια συλλογή δεδομένων της Αμερικανικής Πολεμικής Αεροπορίας (U.S. Air Force), την οποία συγκεντρώνει και κωδικοποιεί σε μορφή εγχειριδίου ο Jan Roskam (1987).



Εικόνα 3 Κάτοψη συμβατικής γεωμετρίας αεροσκάφους (Roskam, 1987)



**Εικόνα 4** Πλάγια όψη συμβατικής γεωμετρίας αεροσκάφους (Roskam, 1987)

Η μεθοδολογία αυτή βασίζεται σε μεγάλο βαθμό σε εμπειρικά και πειραματικά δεδομένα, τα οποία κωδικοποιούνται σε διαγράμματα, τα οποία λαμβάνουν γεωμετρικές και αεροδυναμικές παραμέτρους του σκάφους και δίδουν διορθωτικούς συντελεστές για τις αδιάστατες παραγώγους ευστάθειας. Ορισμένα από αυτά τα διαγράμματα μπορεί να εμπλέκουν ως και οκτώ γεωμετρικές παραμέτρους (αδιαστατοποιημένες κατά τέσσερα ζεύγη), το οποίο καταδεικνύει την πολυπλοκότητα της μεθόδου.

Όπως αναφέρθηκε, τα οριζόντια και κάθετα ουραία πτερύγια καθορίζουν την ευστάθεια και τον έλεγχο του αεροχήματος. Συγκεκριμένα, σε μια συμβατική γεωμετρία, η περιστροφή του σκάφους περί τον άξονα Y (pitch) ελέγχεται από τα πηδάλια ανύψωσης (elevator) επί της οριζόντιας ουράς, ενώ η περιστροφή κατά τον άξονα Z (yaw) ελέγχεται από το πηδάλιο κλίσης (rudder) επί της κάθετης ουράς. Έτσι, είναι αναμενόμενο ότι και η μέθοδος DATCOM θα εξαρτάται σε μεγάλο βαθμό από τις ιδιότητες της οριζόντιας και κάθετης ουράς.

#### 2.2.2. Προσαρμογή της συμβατικής μεθοδολογίας στη γεωμετρία BWB

Καθώς τα οριζόντια και κάθετα ουραία πτερύγια απουσιάζουν από το RX-3, δημιουργείται η ανάγκη ενσωμάτωσης των λειτουργιών τους στη νέα γεωμετρία, κατά τέτοιον τρόπο ώστε να καλύπτονται επαρκώς οι απαιτήσεις ευστάθειας, που αντιστοιχούν σε αναλόγου μεγέθους, χρήσης και ταχύτητας αεροχήματα. Συγκεκριμένα:

- Τα πτερύγια επί της πτέρυγας, τα οποία σε μια τυπική γεωμετρία αεροχήματος δρουν ως πηδάλια στροφής (aileron), μπορούν είτε να εκτραπούν αντίρροπα και να δράσουν ως aileron, είτε να εκτραπούν ομόρροπα και να δράσουν ως πηδάλια ανύψωσης.
- Τα πτερύγια επί των winglets, που βρίσκονται υπό γωνία ως προς το επίπεδο της πτέρυγας, έχουν τη δυνατότητα είτε να ασκήσουν μια δύναμη στη διεύθυνση του άξονα Y και να δράσουν ως πηδάλια κλίσης, είτε να ασκήσουν μια δύναμη στη διεύθυνση του άξονα Z και να δράσουν ως πηδάλια ανύψωσης.

Όπως είναι εύκολα αντιληπτό, θα πρέπει κατ'άναλογο τρόπο να τροποποιηθεί και η εφαρμογή της μεθόδου. Συγκεκριμένα, γίνονται οι ακόλουθες τροποποιήσεις:

- Εφόσον τα winglets αναλαμβάνουν το ρόλο της κάθετης ουράς, αντιμετωπίζονται από τη μεθοδολογία ως δίδυμη κάθετη ουρά (twin tail).
- Ως επιφάνεια ουράς,  $S_h$ , ορίζεται η επιφάνεια των δύο τμημάτων της πτέρυγας που περιλαμβάνουν τα elevons. Ξεκαθαρίζεται ότι η επιφάνεια αυτή καταλαμβάνει όλο το μήκος της χορδής της πτέρυγας (και όχι μόνο την επιφάνεια των πηδαλίων), ενώ κατά το εκπέτασμα ορίζεται από τα πηδάλια.
- Ως μοχλοβραχίονας της ουράς,  $l_h$ , ορίζεται η απόσταση του αεροδυναμικού κέντρου του τμήματος της πτέρυγας που περιλαμβάνει το elevon (λόγω συμμετρίας κατά τον άξονα x αυτή η

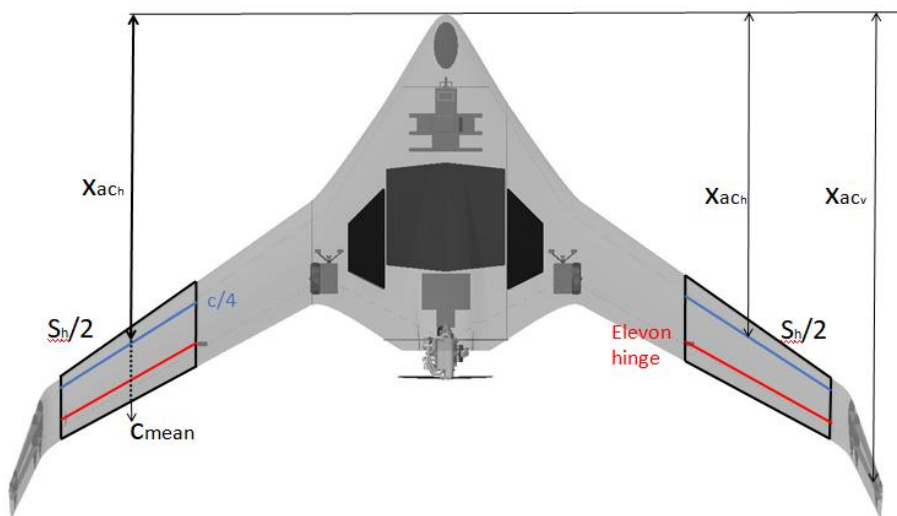
απόσταση είναι η ίδια και για τα δύο elevons)  $x_{ac_h}$ , από το αεροδυναμικό κέντρο της πτέρυγας και της ατράκτου,  $x_{ac_{wf}}$ . Τα σχετικά μεγέθη επεξηγούνται στην Εικόνα 5.

- Ως εκπέτασμα  $b_h$  και διάταμα  $AR_h$  της ουράς, ορίζονται αυτά της πτέρυγας.
- Ως κλίση άντωσης ως προς την γωνία προσβολής,  $C_{L_{a_h}}$ , ορίζεται η κλίση άντωσης ως προς τη γωνία προσβολής της πτέρυγας  $C_{L_a}$ .
- Ο όρος  $\eta_h = \frac{\frac{1}{2}\rho V_h^2}{\frac{1}{2}\rho V_{0o}^2}$ , ο οποίος ενσωματώνει στους υπολογισμούς τη διαφορά στη ροή γύρω από την πτέρυγα και τη ροή γύρω από την ουρά, τυπικά υπολογίζεται κατά την εξίσωση 16:

$$\eta_h = \frac{\left[1 - \left(\cos^2\left(\frac{\pi z_h}{2z_w}\right)\right)\right] \left[2.42 \sqrt{C_{D_{0w}}}\right]}{\frac{x_h}{c} + 0.3} \quad (16)$$

Ωστόσο στην παρούσα σχεδίαση οι λειτουργίες της ουράς ενσωματώνονται στην πτέρυγα, επομένως η ταχύτητα γύρω από τα elevators είναι ίση με την ταχύτητα γύρω από την πτέρυγα και έτσι  $\eta_h = 1$ .

- Στον υπολογισμό του  $C_{l_\beta}$  υπεισέρχεται ο υπολογισμός δύο διακριτών όρων, του  $C_{l_{\beta_{wf}}}$  που αφορά τη συνεισφορά του συνδυασμού ατράκτου-πτέρυγας και του  $C_{l_{\beta_{hf}}}$  που αφορά τη συνεισφορά του συνδυασμού ατράκτου-ουράς, οι οποίοι υπολογίζονται κατ'ανάλογο τρόπο. Σε μια τυπική γεωμετρία σκάφους, αυτός ο διαχωρισμός έχει νόημα, καθώς η ουρά κατά τη διεύθυνση της ροπής κύλισης, μπορεί να θεωρηθεί ότι δρα ως μια δεύτερη πτέρυγα. Ωστόσο εδώ οι λειτουργίες της ουράς ενσωματώνονται στην κύρια πτέρυγα και έτσι ο όρος  $C_{l_{\beta_{hf}}}$  μηδενίζεται.
- Για τους όρους  $\Delta C_L$ ,  $\Delta C_M$  αναπτύχθηκε από το ΕΜΡΣ ειδικό υπολογιστικό εργαλείο, το οποίο ως σκοπό έχει τον γρήγορο υπολογισμό των καμπλών  $C_L$  και  $C_m$  για οποιαδήποτε γεωμετρία πτέρυγας, χωρίς τη χρήση επίλυσης CFD. Η φιλοσοφία του εργαλείου είναι η διαίρεση της πτέρυγας σε αεροτομές κατά μήκος του εκπετάσματος, οι οποίες επιλύονται με XF5R5 (Derigois, 2013), επιλυτή βασισμένο στη μέθοδο πάνελ (Anderson, 2016). Τα αποτελέσματα των δισδιάστατων επιλύσεων συντίθενται για να δώσουν τα χαρακτηριστικά της τρισδιάστατης πτέρυγας, ωστόσο η πλήρης περιγραφή του εργαλείου αυτού ξεφεύγει από τους σκοπούς της παρούσας εργασίας.



Εικόνα 5 Σχηματική απεικόνιση των γεωμετρικών μεγεθών του RX-3

### 2.3. Προσομοίωση πτήσης

Αφότου υπολογίστηκαν οι παράγωγοι ευστάθειας, καταρτίστηκε ένα μοντέλο με εργαλεία αυτόματου ελέγχου (Dorf-Bishop, 2016), για παράδειγμα με τη χρήση των λογισμικών Matlab και Simulink, το οποίο προσομοιώνει την πτήση του σκάφους και, μέσω ενός λογισμικού προσομοίωσης πτήσης (εν προκειμένω το Flight Gear), την οπτικοποιεί.

## 3. ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΑ

### 3.1. Παράγωγοι ευστάθειας του DELAER-RX-3

Τα αποτελέσματα για τις κυριότερες παραγώγους ευστάθειας του RX-3 παρουσιάζονται σε σύγκριση με τις αντίστοιχες παραγώγους ευστάθειας 3 άλλων αεροχημάτων:

- Το HCUAV, το οποίο είναι και το πρώτο UAV που κατασκεύασε το Εργαστήριο Μηχανικής Ρευστών και Στροβίλομηχανών (Panagiotou et al., 2016).
- Το Zagi Flying Wing, ένα UAV με γεωμετρία ιπτάμενης πτέρυγας (Beard, 2012).
- Το Aerosonde, ένα συμβατικής γεωμετρίας UAV (Beard, 2012).

Η σύγκριση αυτή αποτελεί έναν τρόπο επαλήθευσης της μεθόδου, καθώς σκάφη παρόμοιου μεγέθους αναμένεται να έχουν και παρόμοιες, κατά τάξη μεγέθους, αδιάστατες παραγώγους ευστάθειας. Πράγματι, τα αποτελέσματα που παρατίθενται στον Πίνακα 3 δείχνουν ότι υπάρχει σύγκλιση και η μέθοδος μπορεί να θεωρηθεί, σε στάδιο προκαταρκτικού σχεδιασμού, αξιόπιστη.

Κατόπιν του υπολογισμού των παραγώγων ευστάθειας, αυτές χρησιμοποιήθηκαν και για τον υπολογισμό των δυναμικών χαρακτηριστικών της πτήσης, όπως προδιαγράφει ο Roskam (1988). Οι καμπύλες των δυναμικών αποκρίσεων έχουν μορφή όμοια με την αναμενόμενη.

Σημειώνεται ότι όλες οι παράγωγοι ευστάθειας που παρατίθενται έχουν υπολογιστεί στα αντίστοιχα σημεία πλοήγησης (cruise), για τα οποία και ευσταθούν οι υποθέσεις στις οποίες βασίζεται η θεωρία μικρών διαταραχών. Για το ίδιο σημείο άλλωστε προσομοιώνεται η πτήση.

Καθώς κατά τις φάσεις της απογείωσης και προσγείωσης οι παράμετροι της πτήσης (ταχύτητα, γωνία προσβολής, άντωση και ροπή) είναι έντονα μεταβατικές, αυτή η ανάλυση δεν μπορεί να παρέχει επαρκείς πληροφορίες, παρά μόνο σε μια χονδρική εκτίμηση, καθώς θα μεταβάλλονται διαρκώς και οι παράγωγοι ευστάθειας.

Οι βασικές προϋποθέσεις ευστάθειας, όσον αφορά τις βασικές επιδράσεις ροπών περί τους τρεις κύριους άξονες:

- $C_{m_\alpha} < 0$  και  $C_{m_0} > 0$  (απαίτηση για trim)
- $C_{n_\beta} > 0$
- $C_{l_\beta} < 0$

ικανοποιούνται, πλην της  $C_{m_0} > 0$ , ωστόσο μπορεί να επιτευχθεί trim με θετική απόκλιση των elevons. Αποδεικνύεται έτσι ότι το RX-3 μπορεί να πετάξει ευσταθώς. Από εκεί και πέρα, υπάρχει μια γενική τάση όπου οι παράγωγοι ευστάθειας του DELAER έχουν μεγαλύτερες απόλυτες τιμές σε σχέση με τα υπόλοιπα σκάφη, το οποίο δείχνει ότι το DELAER είναι πιο ευαίσθητο σε διαταραχές και ασκεί μεγαλύτερες δυνάμεις ως αντιστάθμιση αυτών.

	DELAER	HCUAV	Zagi flying wing	Aerosonde
$C_{L\alpha}$	5.89		3.50	3.45
$C_{D0}$	0.028		0.016	0.03
$C_{m\alpha}$	-1.80		-0.57	-0.38
$C_{m\delta_{elevation}}$	-0.64	-0.75	-0.32	-0.5
$C_{y\beta}$	-0.45	-0.87	-0.074	-0.98
$C_{l\beta}$	-0.12	-0.042	-0.028	-0.12
$C_{n\beta}$	0.059	0.31	-0.0004	0.25

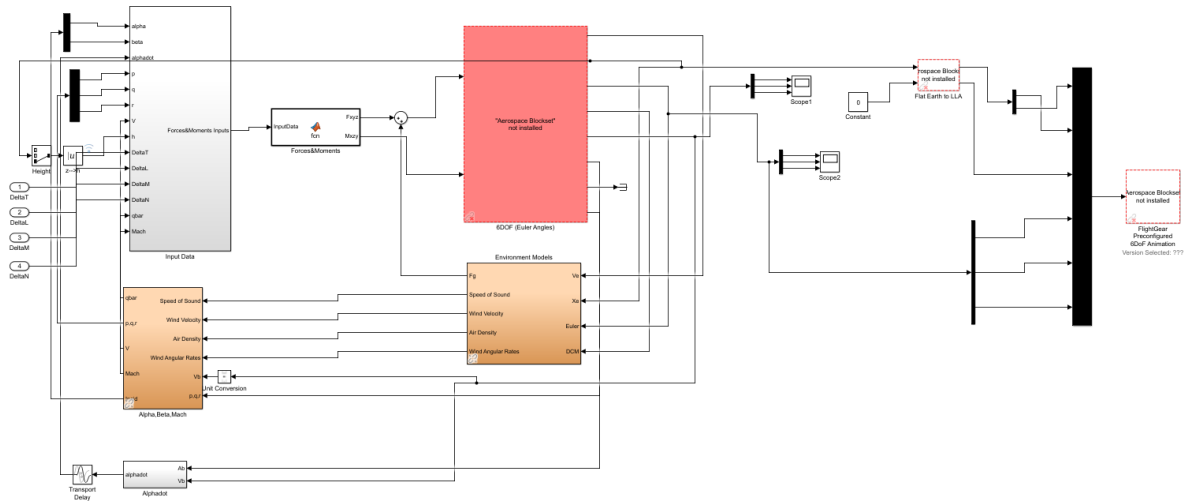
Πίνακας 2: Παράγωγοι ευστάθειας του DELAER-RX-3, υπολογισμένες στο σημείο cruise (V=180km/h), και σύγκριση αυτών με παραγώγους ευστάθειας ανάλογων αεροχημάτων.

### 3.3 Προσομοίωση πτήσης

Όπως αναφέρθηκε, από τη στιγμή που οι παράγωγοι ευστάθειας του RX-3 έχουν υπολογιστεί, μπορούν να χρησιμοποιηθούν ως δεδομένα εισόδου σε ένα μοντέλο που προσομοιώνει την πτήση του σκάφους. Το μοντέλο αυτό καταστρώνεται με τη βοήθεια του Simulink, το οποίο οργανώνει όλες τις εξισώσεις σε μορφή διαγράμματος ροής, που δείχνει την πορεία της πληροφορίας εισόδου ως την έξοδο που αυτή δίνει. Η μορφή του διαγράμματος ροής για το μοντέλο πτήσης του RX-3 απεικονίζεται στην Εικόνα 7.

Όπως διαπιστώνεται, το μοντέλο έχει υψηλό βαθμό περιπλοκότητας και αρκετούς βρόχους αναδράσεων, στοιχεία τα οποία αντικατοπτρίζουν την πληθώρα δεδομένων εισόδου, αλλά και εξισώσεων για τον υπολογισμό όλων των παραμέτρων της πτήσης.

Ενδεικτικά, για τα αποτελέσματα της προσομοίωσης, παρατίθεται ένα στιγμιότυπο από την πτήση στην Εικόνα 8.



Εικόνα 7 Διάγραμμα ροής του μοντέλου πτήσης του RX-3





**Εικόνα 8** Στιγμιότυπο προσομοίωσης της πτήσης του RX-3, κατά τη διάρκεια πλοήγησης (cruise) πάνω από πόλη

Αξίζει να σημειωθεί ότι ακόμα και αυτή η προσομοίωση ακολουθεί μια απλοποιημένη προσέγγιση, και δεν μπορεί σε καμία περίπτωση να δώσει την πληροφορία των πτητικών δοκιμών. Για παράδειγμα, απουσιάζουν στοιχεία όπως είναι η τυχαιότητα των περιβαλλοντικών συνθηκών και οι αυξομειώσεις πυκνότητας στην ατμόσφαιρα. Ωστόσο, με την παραπάνω μεθοδολογία καθίσταται εφικτός ένας πρώτος έλεγχος της πτητικής επάρκειας του αεροχήματος. Η εκτέλεση προκαθορισμένων ελιγμών και η μέτρηση της απόκρισης του αεροχήματος σε αυτούς, δίνουν στους σχεδιαστές Μηχανικούς του RX-3 μία απτή εικόνα των χαρακτηριστικών αεροδυναμικής, ευστάθειας και επιδόσεων, καθώς και ορισμένες κατευθυντήριες γραμμές για βελτίωση.

#### **4. ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ**

Από τα αποτελέσματα που παρατέθηκαν, φαίνεται ότι η ημι-εμπειρική μέθοδος, μετά τις τροποποιήσεις που προτάθηκαν, μπορεί να προσεγγίσει σε έναν πολύ ικανοποιητικό βαθμό τις ιδιότητες μιας γεωμετρίας που απέχει από τη συμβατική.

Η σύγκριση των παραμέτρων ευστάθειας του RX-3 με τις αντίστοιχες παραμέτρους άλλων αεροχημάτων δείχνει ότι βρίσκονται σε παρόμοια τάξη μεγέθους, το οποίο αποδεικνύει, αφενός, ότι ένα σκάφος με γεωμετρία BWB μπορεί να ελεγχθεί και να πλοηγηθεί εξίσου ικανοποιητικά με ένα σκάφος συμβατικής γεωμετρίας, αφετέρου την πιστότητα του υπολογιστικού εργαλείου.

Στα ίδια συμπεράσματα καταλήγει και η κατάρτιση των καμπυλών δυναμικής απόκρισης, οι οποίες φαίνεται ότι ανταποκρίνονται στις προδιαγραφές που τίθενται από τους διεθνείς κανονισμούς πτήσης, αλλά και η οπτικοποίηση της πτήσης με τη χρήση λογισμικού προσομοίωσης.

## ΕΥΧΑΡΙΣΤΙΕΣ

Η εργασία υλοποιήθηκε στο πλαίσιο της Δράσης ΕΡΕΥΝΩ – ΔΗΜΙΟΥΡΓΩ–ΚΑΙΝΟΤΟΜΩ και συγχρηματοδοτήθηκε από την Ευρωπαϊκή Ένωση και εθνικούς πόρους μέσω του Ε.Π. Ανταγωνιστικότητα, Επιχειρηματικότητα & Καινοτομία (ΕΠΑνΕΚ) (κωδικός έργου:Τ1ΕΔΚ-01262).



## ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

- Beard, Randal W, Small Unmanned Aircraft (Theory And Practice), Princeton University Press, 2012.
- Deperrois, Andre, “XFLR5: Analysis of foils and wings operating at low Reynolds number”. 2013.
- Dorf-Bishop, Σύγχρονα Συστήματα Αυτόματου Ελέγχου, Τζιόλα, 2016.
- Liebeck, R.H., “Design of the Blended Wing Body Subsonic Transport”, Journal Of Aircraft, January-February 2004, Vol. 41, 1, p. 10-25.
- Nelson, Robert C, Flight Stability And Automatic Control, McGraw-Hill, 1989.
- Panagiotou P., Yakinthos K., “Parametric aerodynamic study of Blended-Wing-Body platforms at low subsonic speeds for UAV applications”. Denver, Colorado: AIAA Aviation Forum, 2017. AIAA 2017-3737.
- Panagiotou P., Kaparos P., Salpingidou C., Yakinthos K., “Aerodynamic design of a MALE UAV”. Aerospace Science and Technology. 2016, Vol. 50, p. 127-138.
- Roskam, Jan, Airplane Design, Part VI: Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust And Power Characteristics, University Of Kansas, 1987.
- Roskam, Jan, Airplane Design, Part VII: Determination of Stability, Control and Performance Characteristics: FAR and Military Requirements. University Of Kansas, 1988.
- Sardray, Muhammad, Aircraft Design: A Systems Engineering Approach, John Wiley & Sons, 2013

## **STABILITY STUDY AND FLIGHT SIMULATION OF A BLENDED WING BODY UNMANNED AERIAL VEHICLE**

### **ABSTRACT**

This paper is a part of the design process of a Blended Wing Body Unmanned Air Vehicle (BWB UAV). The BWB geometry blends the wing and the fuselage, which also contributes in lift production. This geometry reduces the lift to drag ratio significantly, however it also compromises the aircraft's stability and controllability, as the horizontal and vertical tail are eliminated. As these features are absent from the BWB, the need to incorporate their functions in the new geometry occurs, so that they cover stability demands according to aircraft of similar size, use and speed. Concurrently, the method used for stability studies of conventional aircraft must also be adapted. This paper covers the adaptation of the method to the new geometry, its results in comparison to conventional aircraft, and the use of the results for a computational simulation of the aircraft's flight.