

ΠΡΩΙΜΟΣ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΟΣ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΣ ΚΑΙΝΟΤΟΜΟΥ ΕΠΙΒΑΤΙΚΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ ΜΕ ΧΡΗΣΗ ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΗΣ ΡΕΥΣΤΟΜΗΧΑΝΙΚΗΣ

Παπαδόπουλος Χ.¹, Καπαρός-Τσάφος Π.¹, Υάκινθος Κ.²

¹Διπλωματούχος Μηχ. Μηχανικός ΑΠΘ, Υπ. Διδάκτωρ ΕΜΡΣ

²Καθηγητής Τμήματος Μηχ. Μηχανικών, ΑΠΘ, Διευθυντής ΕΜΡΣ

Εργαστήριο Μηχανικής Ρευστών και Στροβιλομηχανών,
Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών, Πολυτεχνική Σχολή, ΑΠΘ, 54124 Θεσσαλονίκη
charalpi@auth.gr, pkaparos@eng.auth.gr, kyak@auth.gr

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Στην παρούσα εργασία παρουσιάζεται μια μεθοδολογία για πρώιμο σχεδιασμό ενός καινοτόμου είδους αεροσκάφους, γνωστό ως box-wing. Ένα box-wing αεροσκάφος χαρακτηρίζεται από δύο ξεχωριστές πτέρυγες, μια εμπρός και μια πίσω, οι οποίες ενώνονται με ένα κάθετο ενιαίο ακροπτερύγιο που εκτείνεται από το άκρο της μιας πτέρυγας ως το άκρο της άλλης. Έτσι, η πρόσοψη του αεροσκάφους ομοιάζει με ένα κουτί κατασκευασμένο από πτέρυγες. Το συμβατικό αεροσκάφος μεσαίων αποστάσεων Airbus A320 χρησιμοποιήθηκε ως αναφορά αλλά και ως ανταγωνιστής για το box-wing αεροσκάφος της εργασίας. Η μεθοδολογία ξεκινάει με την εκτίμηση βασικών παραμέτρων από διαγράμματα και ιστορικές τάσεις και συνεχίζει με βελτίωση τους μέσα από εξειδικευμένες σχέσεις και μεθόδους. Στη μεθοδολογία αυτή χρειάστηκε να γίνουν αρκετές τροποποιήσεις ώστε να καλυφθεί η μη συμβατικότητα του αεροσκάφους. Για λόγους επαλήθευσης της αεροδυναμικής προσέγγισης πραγματοποιήθηκαν προσομοιώσεις με τη χρήση υπολογιστικής ρευστομηχανικής. Για την ανάγκη αυτών των προσομοιώσεων κατασκευάστηκε μια τρισδιάστατη μη βέλτιστη γεωμετρία αεροσκάφους box-wing. Στα αποτελέσματα που παρουσιάζονται περιλαμβάνεται η σύγκριση του εργαλείου που αναπτύχθηκε για τη μελέτη αεροσκαφών τύπου box-wing με τα αποτελέσματα των προσομοιώσεων. Επιπλέον παρουσιάζονται κατανομές μεταβλητών, όπως αριθμός Mach, αλλά και η ανάλυση της αεροδυναμικής συμπεριφοράς του box-wing αεροσκάφους σε σχέση με το συμβατικό A320.

Λέξεις Κλειδιά: Box Wing, πρώιμος σχεδιασμός, συντελεστής Oswald, καινοτόμος σχεδιασμός αεροσκάφους, προκαταρκτικός σχεδιασμός

1. ΕΙΣΑΓΩΓΗ

1.1 Στόχος Εργασίας

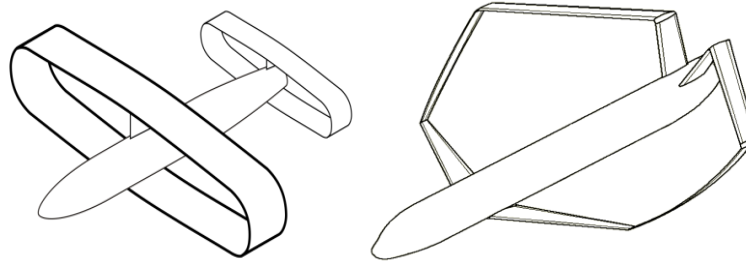
Το Συμβούλιο Αεροναυτικής Έρευνας της Ευρώπης (Advisory Council for Aeronautics Research in Europe - ACARE) έχει θέσει ιδιαίτερα δεσμευτικούς στόχους (European Commission, 2011) όσον αφορά τις εκπομπές οξειδίων του αζώτου και διοξειδίου του άνθρακα, οι οποίοι παράγονται από τα αεροσκάφη. Ο

καθορισμός των στόχων αυτών βασίζεται στη συνεχώς αυξανόμενη χρήση των αεροπορικών μέσων, οι οποίοι σήμερα καλύπτουν το 2% των ανθρωπογενών εκπομπών (Advisory Council for Aviation Research and Innovation in Europe, 2012).

Η επίτευξη αυτών των περιβαλλοντολογικών στόχων απαιτεί τη μείωση της κατανάλωσης καυσίμου, η οποία με τη σειρά της οδηγεί σε μείωση των επιβαίων εκπομπών αερίων. Εξοικονόμηση καυσίμου στα αεροσκάφη, και συνεπώς μείωση των εκπομπών, επιτυγχάνεται με τη μείωση των αεροδυναμικών απωλειών, με τη χρήση βελτιωμένης τεχνολογίας, ελαφρύτερων υλικών ή εναλλακτικών καυσίμων. Μια εξίσου αποτελεσματική προσέγγιση είναι ένας διαφορετικός αεροδυναμικός σχεδιασμός του αεροσκάφους. Ένας τέτοιος σχεδιασμός είναι η «ενωμένη πτέρυγα» (*joined wing*).

1.2 Box Wing

Στις αρχές του προηγούμενου αιώνα, προτάθηκε η ιδέα ότι το σύστημα άνωσης με την ελάχιστη επαγόμενη αεροδυναμική αντίσταση, είναι μία πτέρυγα σε σχήμα κουτιού (*box wing*) όπως φαίνεται στην εικόνα 1 (Prandtl, 1924). Το σύστημα αυτό πρόκειται για μια κλειστή επιφάνεια πτέρυγας χωρίς φράκτες ακροπτερυγίου (*winglets*).



Εικόνα 1 Ένα δακτυλιοειδές σύστημα κλειστής πτέρυγας και το σύστημα που σχεδιάστηκε σε αυτήν την εργασία

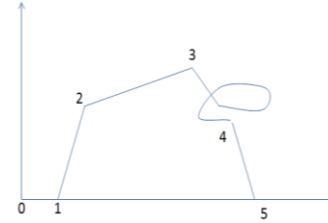
Εξετάζοντας τη διαθέσιμη βιβλιογραφία έγινε σαφές το γεγονός ότι υπάρχει έλλειψη πληροφοριών αναφορικά με το σχεδιασμό ενός box wing αεροσκάφους. Οι Kroo (2005) και Wolkovitch (1985) έθεσαν τις βάσεις της έρευνας σε αυτόν τον τομέα. Οι Schiktanz & Scholz (2011) καθιέρωσαν θεμελιώδεις ορισμούς και μεγέθη αλλά προχώρησαν και σε μια γενική αεροδυναμική και σχεδιαστική προσέγγιση. Οι Jemitola και Fielding (2009) εστιάζουν στις κατασκευαστικές δυσκολίες ενός τέτοιου εγχειρήματος, ενώ ο Frediani (2005) δίνει βάρος στον σχεδιασμό του εσωτερικού χώρου του αεροσκάφους, αλλά και στις κατασκευαστικές προδιαγραφές. Όπως αναφέρει και ο Kroo (2005), μια πτέρυγα σε σχήμα κουτιού έχει 30% λιγότερη επαγόμενη αεροδυναμική αντίσταση από ότι ένα συμβατικό αεροσκάφος. Σύμφωνα με τον Wolkovitch (1985) σε αυτό συμβάλει εκτός από το σχήμα «κουτιού» και ο καταμερισμός της επιφάνειας. Στην παρούσα εργασία ο στόχος είναι να καταστρωθεί μια μεθοδολογία σχεδιασμού ώστε να συμπληρωθεί το κενό της βιβλιογραφίας. Το συμβατικό αεροσκάφος που χρησιμοποιήθηκε ως βάση για το σχεδιασμό και την σύγκριση με το μη συμβατικό box-wing της εργασίας αυτής ήταν το διευρυμένης χρήσης επιβατικό αεροσκάφος A320 της Airbus.

1.3 Τεχνικά χαρακτηριστικά και προδιαγραφές

Στόχος της εργασίας αυτής ήταν να σχεδιαστεί ένα αεροσκάφος 180 θέσεων με επιθυμητή απόσταση πτήσης τα 4000 χλμ σε ταχύτητα πτήσης 0.78M, ύψος πτήσης 37.000 πόδια και μέγιστη απόσταση απογείωσης τα 2000 μέτρα (πίνακας 1). Όπως φαίνεται και στην εικόνα 2, το αεροσκάφος ακολουθεί ένα τυπικό προφίλ πτήσης επιβατικών αεροσκαφών. Μετά από την προθέρμανση των κινητήρων(0) και την εκκίνηση του αεροσκάφους(1), το αεροσκάφος απογειώνεται και αναρριχάται ως τα 35.000 πόδια(2). Με το πέρας της διάρκειας πτήσης(3), εισέρχεται στη διαδικασία «περιήγησης» (loiter)(4) για περίπου 20 λεπτά, πριν τελικά προσγειωθεί(5).

Προδιαγραφές αποστολής	
Βάρος ωφέλιμου φορτίου	16.8 tn (180 επιβάτες)
Απόσταση πτήσης	4000 km
Ταχύτητα πτήσης	0.78 M
Υψόμετρο πτήσης	35.000-40.000 ft
Απόσταση απογείωσης	2000 m

Πίνακας 1 Επιθυμητές προδιαγραφές του υπό σχεδιασμού επιβατικού αεροσκάφους



Εικόνα 2 Προφίλ πτήσης του υπό σχεδιασμού αεροσκάφους

2. ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΣ ΚΑΙ ΑΝΑΛΥΣΗ

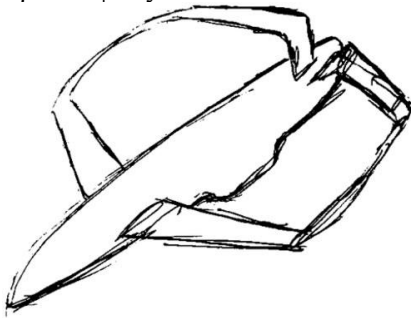
Αρχικά προσεγγίζονται κάποια πρώτα βασικά μεγέθη. Ανάλογα με τις επιθυμητές προδιαγραφές γίνονται οι αρχικοί υπολογισμοί που αφορούν τη γεωμετρία, το βάρος, την αεροδυναμική συμπεριφορά και την απόδοση του αεροσκάφους. Στην παρούσα εργασία αναπτύχθηκε ένα εργαλείο υπολογισμού, βασισμένο σε εγχειρίδια αεροδυναμικού σχεδιασμού αεροσκαφών (Roskam, 2004; Raymer, 2012). Ωστόσο, πραγματοποιήθηκαν αρκετές τροποποιήσεις έτσι ώστε να λαμβάνονται υπ' όψιν οι ιδιαιτερότητες της μη συμβατικής γεωμετρίας.

2.1 Αρχική προσέγγιση

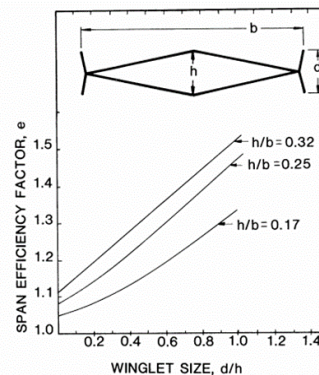
Από τη στιγμή που ορίστηκαν οι προδιαγραφές και ολοκληρώθηκε η αρχική σχεδιαστική προσέγγιση (back of the napkin sketch) (Εικόνα 3), ξεκίνησε ο αρχικός σχεδιασμός. Βασιζόμενοι σε εμπειρικά και στατιστικά δεδομένα, αλλά και σε αναλυτικές εξισώσεις, υπολογίστηκαν μια σειρά από χαρακτηριστικές παραμέτρους. Τέτοιες παράμετροι περιλαμβάνουν το συνολικό βάρος του αεροσκάφους (W_0), τη φόρτιση ισχύος (λόγος ώσης-προς-βάρος T/W) και τον πτερυγικό φόρτο (λόγος βάρους-προς-επιφάνεια W/S).

Με τη βοήθεια ιστορικών στοιχείων και χρησιμοποιώντας μια επαναληπτική διαδικασία, υπολογίζεται το συνολικό βάρος του αεροσκάφους. Η φόρτιση ισχύος και η επιφάνεια αναφοράς (S_{ref}) προέκυψαν ως το δυσμενέστερο σενάριο από αυτά που εξετάστηκαν, ώστε να εξασφαλιστεί η ασφαλής πτήση του αεροσκάφους.

Για την ολοκλήρωση των παραπάνω υπολογισμών είναι απαραίτητη η αποσαφήνιση και ορισμός του διατάματος (AR) και του συντελεστή αποδοτικότητας Oswald (e). Αυτές οι δυο παράμετροι διαφέρουν σημαντικά σε σχέση με ένα συμβατικό αεροσκάφος, λόγω της ιδιαίτερης αεροδυναμικής γεωμετρίας του box wing αεροσκάφους.



Εικόνα 3 Αρχική σχεδιαστική προσέγγιση του καινοτόμου αεροσκάφους (back of the napkin sketch)



Εικόνα 4 Συντελεστής αποδοτικότητας σε σχέση με το μέγεθος των ακροπτερυγίων

Το μεγάλο πλεονέκτημα αυτής της μη συμβατικής γεωμετρίας είναι η χαμηλή επαγόμενη αεροδυναμική αντίσταση (Kroo, 2005). Και οι δυο μεταβλητές που αναφέρθηκαν συνυπολογίζονται στην εκτίμηση της επαγόμενης οπισθέλκουσας (1). Σε αυτήν την εργασία, οι συγγραφείς σχεδίασαν το αεροσκάφος με τέτοιο τρόπο ώστε η εμπρόσθια και η πίσω πτέρυγα να έχουν το ίδιο εκπέτασμα (b). Αν γίνει η υπόθεση ότι η συνολική επιφάνεια αναφοράς είναι S και η επιφάνεια αναφοράς των επιμέρους πτερυγίων είναι S_1 και S_2 ,

τότε το συνολικό διάταμα (AR_{tot}) υπολογίζεται από την εξίσωση (2). Αποδεικνύεται έτσι ότι το διάταμα της κάθε πτέρυγας είναι το μισό του συνολικού διατάματος (3).

$$C_{D,i} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad (1)$$

$$AR_{tot} = \frac{b^2}{S} = \frac{b^2}{S_1 + S_2}, \text{ όπου } S_1 = S_2 = \frac{S}{2} \quad (2)$$

$$AR_1 = \frac{b^2}{S_1} = \frac{b^2}{\frac{S}{2}} = 2 \cdot \frac{b^2}{S} = 2 \cdot AR_{tot} \quad (3)$$

Σε αυτήν τη φάση σχεδιασμού, επιλέχθηκε για το διάταμα η τιμή $AR=15.5$. Αυτή η επιλογή θα επιφέρει επιπλέον μείωση στην επαγόμενη οπισθέλκουσα της κάθε πτέρυγας. Οι Schiktanz & Scholz (2011) ακολουθούν επίσης αυτή τη φιλοσοφία σχεδιασμού.

Ο συντελεστής αποδοτικότητας Oswald είναι ένας συντελεστής που αντικατοπτρίζει την αλλαγή στην οπισθέλκουσα λόγω άντωσης, από μια ιδανική γεωμετρία σε μια πραγματική τρισδιάστατη γεωμετρία. Βασική θεώρηση είναι, ότι οι δυο γεωμετρίες έχουν το ίδιο διάταμα αλλά και την ίδια ελλειπτική κατανομή άνωσης. Ο Wolkovitch (1985), βασισμένος σε θεωρητικές αναλύσεις του Letcher (1972), πραγματοποίησε μια θεωρητική προσέγγιση του συντελεστή αποδοτικότητας Oswald για αεροσκάφη με ενωμένες πτέρυγες. Η προσέγγιση αυτή όμως εμπεριέχει κάποιες θεωρήσεις, επομένως ήταν απαραίτητο να πραγματοποιηθούν κάποιες διορθώσεις. Η εφαρμογή αυτών των προσεγγίσεων και διορθώσεων στην παρούσα εργασία έδωσε ως αποτέλεσμα για την τιμή του συντελεστή Oswald $e=1.43$, μια τιμή που συγκλίνει στα θεωρητικά δεδομένα που παρουσιάζει ο Kroo (2005). Στην εξίσωση (4) παρουσιάζεται ο τύπος που πειραματικά, ο Wolkovitch (1985) πρότεινε:

$$\frac{e_{actual}}{e_{theoretical}} = 1 + \frac{0.04(\tan\Lambda_F + \tan\Lambda_R)}{(\tan 29 \text{ deg} + \tan 20 \text{ deg})} \quad (4)$$

2.2 Αρχικός σχεδιασμός

Όπως έχει ήδη αναφερθεί, το αεροσκάφος αναφοράς στο οποίο βασίστηκε ο σχεδιασμός της παρούσας εργασίας, είναι το A320-200. Όλα τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά του A320-200 παρουσιάζονται στον πίνακα 2 όπως έχουν βρεθεί στη βιβλιογραφία (Zohlandt, 2016).

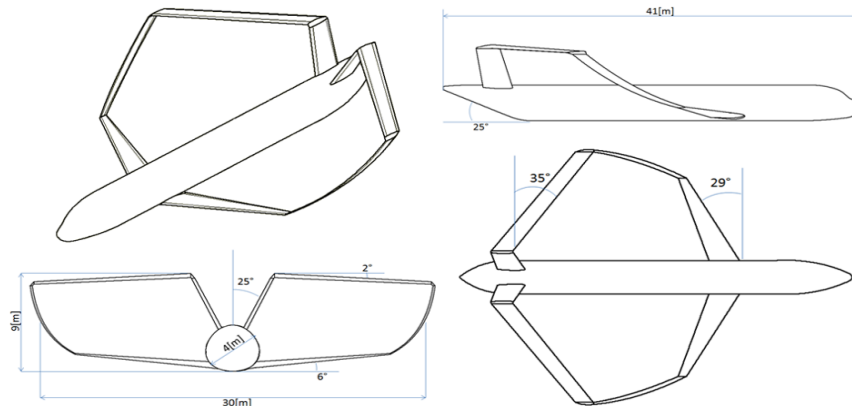
Παράμετρος	Συμβολισμός	Μονάδα μέτρησης	A320-200	Προτεινόμενο Box Wing	Διαφορά
Wingspan	b	[m]	33.7	30	-10,9%
Fuselage length	$l_{fuselage}$	[m]	40.8	39.4	-3,4%
Fuselage diameter	$\varnothing_{fuselage}$	[m]	4.2	4	-4,7%
Sweep Front Wing	Λ_{front}	[deg]	25	29	16%
Sweep Aft Wing	Λ_{aft}	[deg]	-	-35	-
Taper Front Wing	λ_{front}	[deg]	0.24	0.25	4,1%
Taper Aft Wing	λ_{aft}	[deg]	-	0.8	-
Dihedral Front Wing	Γ_{front}	[deg]	5.1	6	17,6%
Dihedral Aft Wing	Γ_{aft}	[deg]	-	-2	-
Wing Aspect Ratio	AR_{wing}	[-]	9.39	15.5	65%
Oswald Factor	e	[-]	0.9	1.43	58,9%
Surface Area	S_{ref}	[m ²]	121	105	-15,2%
Fuel weight	W_{fuel}	[kg]	13,977	13,927	-0.35%
Cruise Speed (Mach)	M_{cruise}	[-]	0.78	0.78	-
Maximum Take-off Weight	MTOW	[kg]	77,330	69,800	-9,7%

Πίνακας 2 Γεωμετρικά χαρακτηριστικά του αεροσκάφους αναφοράς και του προτεινόμενου box wing σχεδιασμού

Στην παρούσα εργασία, όλες οι γεωμετρικές μεταβλητές του προτεινόμενου σχεδίου όχι μόνο είναι πολύ κοντά σε αυτές του αεροσκάφους αναφοράς, αλλά και έχουν προκύψει σύμφωνα με τους υπολογισμούς και τη μεθοδολογία που έχει προαναφερθεί. Η επιφάνεια αναφοράς, το μήκος της ατράκτου και η διάμετρος του αεροσκάφους, αποκλίνουν ελάχιστα από τα αντίστοιχα μεγέθη του αεροσκάφους αναφοράς. Η εσωτερική διαμόρφωση του αεροσκάφους ήταν όσο πιο κοντά γινόταν στην αντίστοιχη διαμόρφωση γνωστών αεροπορικών εταιριών και σύμφωνα με τις υποδείξεις του Torenbeek (2013).

Από τη στιγμή που ο αριθμός Mach, μεταξύ του σχεδιαζόμενου αεροσκάφους και του αεροσκάφους αναφοράς, είναι ίδιος, μπορεί να χρησιμοποιηθεί η γωνία οπισθόκλισης (sweep) του αεροσκάφους A320 ως μια καλή αρχική προσέγγιση στο σχεδιασμό. Για λόγους απλούστευσης, και οι δύο πτέρυγες του Box Wing αεροσκάφους, θα χαρακτηρίζονται από την ίδια γωνία οπισθόκλισης, αλλά με αντίθετο πρόσημο και άρα να είναι $+25^\circ/-25^\circ$. Οι Schiktanz & Scholz (2011), υποστηρίζουν ότι η πτήση σε διηχητική ροή επιβάλλει αύξηση της γωνίας οπισθόκλισης. Επίσης, λειτουργικοί και χωρικοί περιορισμοί, οδήγησαν τις τελικές γωνίες οπισθόκλισης να είναι $+29^\circ/-35^\circ$. Το αεροσκάφος A320 έχει λόγο εγκλεισμού (taper ratio) ίσο με 0.24. Σχεδόν η ίδια τιμή (0.25) επιλέγεται και για την εμπρός πτέρυγα στο σχέδιο της παρούσας εργασίας. Λαμβάνοντας υπ' όψιν τη δεδομένη επιφάνεια αναφοράς, αλλά και για να εξασφαλισθεί ικανό μήκος χορδής στη βάση της πτέρυγας, αποφασίστηκε η χρήση λόγου εγκλεισμού 0.8 για την πίσω πτέρυγα.

Τα αεροσκάφη που στηρίζουν τις πτέρυγές τους στο κάτω μέρος της ατράκτου, όπως το A320 ή η εμπρόσθια πτέρυγα του υπό μελέτη αεροσκάφους, αντιμετωπίζουν προβλήματα έλλειψης πλευρικής ευστάθειας (Schiktanz, 2011), σε αντίθεση με τα αεροσκάφη που στηρίζουν τις πτέρυγές τους στο άνω μέρος της ατράκτου. Για το λόγο αυτό, χρησιμοποιήθηκε στην εμπρόσθια πτέρυγα γωνία διέδρου (dihedral) ίση με 6° . Γνωρίζοντας ότι αρνητική γωνία διέδρου θα μείωνε την ευστάθεια του αεροσκάφους, αποφασίστηκε εκ προθέσεως μια γωνία διέδρου ίση με -2° (anhedral) για την πίσω πτέρυγα. Παρά το μειονέκτημα αυτό, επετεύχθη μείωση της κάθετης απόστασης μεταξύ των δυο πτερύγων και συνεπώς μείωση του συνολικού βάρους του αεροσκάφους. Στην παρούσα εργασία επιλέχθηκε η ουρά σε σχήμα V (V-tail). Ο σχηματισμός αυτός αυξάνει την ευστάθεια του αεροσκάφους, αλλά και βελτιώνει την επαναφορά από κατάσταση περιδίνησης. Τέλος, πέρα από τα πλεονεκτήματα που ήδη αναφέρθηκαν, γίνεται η θεώρηση ότι αυτός ο σχηματισμός θα μπορέσει να στηρίξει βέλτιστα τις δύο ξεχωριστές πίσω πτέρυγες.



Εικόνα 5 Βασικά γεωμετρικά μεγέθη του υπό μελέτη μη συμβατικού αεροσκάφους

Τα κριτήρια επιλογής αεροτομών είναι η καλή αεροδυναμική συμπεριφορά και η αποτροπή από δημιουργία κρουστικών κυμάτων. Ένα εύρος αεροτομών εξετάστηκαν και κατηγοριοποιήθηκαν σύμφωνα με αυτά τα κριτήρια. Οι αεροτομές που επιλέχθηκαν είναι η NACA 63-415 και η GRUMMAN K-2 για τη βάση και την άκρη της πτέρυγας αντίστοιχα. Ο Frediani (2005) επίσης χρησιμοποιεί την αεροτομή GRUMMAN K-

2 εξαιτίας του ικανοποιητικού λόγου L/D και υψηλού κρίσιμου αριθμού Mach (M_{crit}) που τη χαρακτηρίζουν. Ο αριθμός M_{crit} και το πάχος της αεροτομής (μεγάλο επιθυμητό πάχος και ίσο με 15%) χρησιμοποιήθηκαν ως κριτήρια για την αεροτομή NACA 63-415. Και οι δυο αεροτομές εξετάστηκαν σύμφωνα με τη μέθοδο που πρότειναν οι Heinemann et al. (2017). Στην εικόνα 5 παρουσιάζονται τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά του αεροσκάφους που σχεδιάστηκε.

2.3 Ανάλυση συμπεριφοράς

2.3.1 Ανάλυση βάρους

Μετά την αρχική προσέγγιση του βάρους ακολουθεί μια πιο αναλυτική, η οποία στοχεύει στην εύρεση του κέντρου βάρους του αεροσκάφους. Είναι πολύ σημαντικό για την ευστάθεια ενός αεροσκάφους να βρίσκεται το κέντρο βάρους μπροστά από το αεροδυναμικό κέντρο, το σημείο δηλαδή όπου ασκείται η συνολική δυναμική άνοση (L_{tot}). Για ευκολία σχεδιασμού, έγινε η θεώρηση σε αυτήν την εργασία, ότι οι δύο πτέρυγες θα παράγουν ίση άνοση. Τόσο η μπροστά όσο και η πίσω πτέρυγα, σχεδιάστηκαν ώστε να παράγουν το μισό της συνολικής απαιτούμενης άνοσης του αεροσκάφους. Αυτό επιτεύχθηκε με τη χρήση ίδιων αεροτομών αλλά και ίσης επιφάνειας αναφοράς μεταξύ των δυο πτερύγων. Το κέντρο βάρους επηρεάζεται έντονα από τη θέση των κινητήρων, που βρίσκονται στις οπίσθιες πτέρυγες. Ο υπολογισμός του βάρους των επιμέρους στοιχείων έγινε όπως προτείνουν οι Schiktanz & Scholz (2011) και Raymer (2012). Στον πίνακα 3 παρουσιάζονται τα αναλυτικά αυτά αποτελέσματα. Το βάρος των πτερύγων υπολογίζεται έτσι ώστε να λαμβάνεται υπόψιν η καινοτόμα δομή (Schiktanz, 2011).

Τμήμα αεροσκάφους	Βάρος [kg]	Απόσταση κέντρου βάρους ^a [m]	Τμήμα αεροσκάφους	Βάρος [kg]	Απόσταση κέντρου βάρους ^a [m]
Front Wing	1914	15.7	Fuel System	836	Διαμοιρασμένο ^b
Aft Wing	2255	32.6	Flight Controls	4632	Διαμοιρασμένο ^b
Horizontal Tail	316	36.1	Hydraulics	69	20.5
Vertical Tail	332	36.1	Avionics	661	1
Fuselage	5989	20.5	Electrical	355	20.5
Engines	8869	32.2	Air condition and anti-ice	7143	20.5
Main Landing Gear	1571	20.5	Furnishings	3996	20.5
Nose Landing Gear	299	4.4	Fuel	13927	Διαμοιρασμένο ^b
			Total	69848	24.1

^aΗ απόσταση του κέντρου βάρους υπολογίζεται από τη μύτη του αεροσκάφους

^bΤα βάρη αυτά διαμοιράζονται ανάλογα με τη διαθέσιμη επιφάνεια ελέγχου και όγκου πτέρυγας

Πίνακας 3 αναλυτικός υπολογισμός βάρους του αεροσκάφους

2.3.2 Αεροδυναμική ανάλυση

Όπως αναφέρθηκε και παραπάνω, ο υπολογισμός της αεροδυναμικής συμπεριφοράς του box wing αεροσκάφους που σχεδιάστηκε έγινε με τη χρήση εργαλείων βασισμένων σε εγχειρίδια αεροδυναμικού σχεδιασμού αεροσκαφών (Roskam, 2004; Raymer, 2012). Παρόλαυτα, χρειάστηκε να γίνουν αρκετές τροποποιήσεις για να ληφθούν υπ' όψιν τα ιδιαίτερα χαρακτηριστικά του μη συμβατικού αεροσκάφους, όπως θα παρουσιαστούν παρακάτω. Ο υπολογισμός του συντελεστή αεροδυναμικής αντίστασης μπορεί να εκφραστεί ως άθροισμα της αντίστασης των επιμέρους στοιχείων που απαρτίζουν ένα αεροσκάφος, όπως φαίνεται στην εξίσωση (5). Ο σχηματισμός V της ουράς μπορεί να αναλυθεί με γεωμετρική προεκβολή σε ένα οριζόντιο και ένα κάθετο τμήμα μιας συνηθισμένης ουράς και να μελετηθεί ως μια τέτοια. Γενικά, η οπισθέλκουσα μιας οποιαδήποτε γεωμετρίας μπορεί να αναλυθεί σε οπισθέλκουσα λόγω τριβής (friction drag) και οπισθέλκουσα λόγω παραγωγής δυναμικής άνοσης (drag due to lift). Η συνολική αεροδυναμική αντίσταση της μπροστά πτέρυγας δίνεται από τον τύπο (6). Στον τύπο αυτό συμπεριλαμβάνεται και ο όρος που εμπεριέχει την επίδραση των κρουστικών κυμάτων. Ο όρος αυτός χρειάζεται να προστεθεί μόνο όταν η πτήση γίνεται σε αριθμό Mach πάνω από 0.7. Όλοι οι επιμέρους όροι της εξίσωσης (6) υπολογίζονται σύμφωνα με τη μεθοδολογία που περιγράφει ο Roskam (2004). Η αεροδυναμική αντίσταση λόγω παραγωγής δυναμικής άνοσης είναι συνάρτηση της άνοσης που παράγεται από την πτέρυγα και δίνεται

από την εξίσωση (7). Όσον αφορά την μπροστά πτέρυγα, ο υπολογισμός της άνωσης που θα χρησιμοποιηθεί στον τύπο (7) υπολογίζεται από τον τύπο (8).

$$C_D = C_{D_{fw}} + C_{D_{aw}} + C_{D_{fus}} + C_{D_{ht}} + C_{D_{vt}} \quad (5)$$

$$C_{D_{fw}} = C_{D_{0_{fw}}} + C_{D_{L_{fw}}} = (C_{D_{0_{fw_{M0.6}}} + C_{D_{0_{fw_{wave}}} \cdot \frac{S_{fw}}{S}}) + C_{D_{L_{fw}}} \quad (6)$$

$$C_{D_{L_{fw}}} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad (7)$$

$$C_L = C_{L_{awf}} \cdot (a + i_{fw} - a_{0_{L_{fw}}}) \quad (8)$$

Η πίσω πτέρυγα δε μπορεί να μελετηθεί ως απλή πτέρυγα, επειδή υφίσταται τις συνέπειες του κατωρεύματος (downwash) που δημιουργεί η μπροστά πτέρυγα, αλλά ούτε ως απλή οριζόντια ουρά. Ενώ η μπροστά πτέρυγα δέχεται θετικής κλίσης γωνία προσβολής, η πίσω πτέρυγα αντιλαμβάνεται αρνητικής κλίσης γωνία προσβολής. Έτσι έπρεπε να προκύψει ένας τύπος που θα συνδύαζε τους δύο ρόλους της πίσω πτέρυγας. Τελικά, ο συντελεστής άνωσης της πίσω πτέρυγας υπολογίζεται από την εξίσωση (9).

$$C_L = C_{L_{aw}} \cdot [a \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{da_{aw}}\right) + i_{aw} - a_{0_{L_{aw}}}] \quad (9)$$

Ο υπολογισμός της κλίσης του συντελεστή δυναμικής άνωσης γίνεται με έναν συνδυασμό της κλίσης του συντελεστή δυναμικής άνωσης των δύο πτερύγων αλλά και της οριζόντιας ουράς που έχει προκύψει από την προβολή της ουράς σχήματος V. Σε αυτήν την περίπτωση, η πίσω πτέρυγα θεωρήθηκε ως ουραίο πτερύγιο, έτσι ώστε να ληφθεί υπ'όψιν η επίδραση του κατωρεύματος που δημιουργείται από τη μπροστινή πτέρυγα (εξίσωση (4.11)). Έτσι, ο συντελεστής δυναμικής άνωσης για μηδενική γωνία προσβολής (zero angle of attack lift coefficient) υπολογίζεται σύμφωνα με την εξίσωση (4.12).

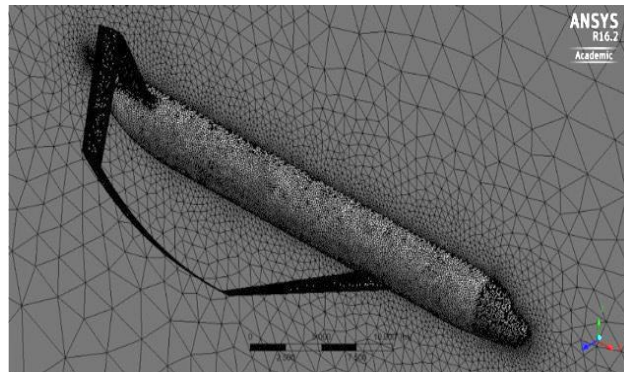
$$C_L = C_{L_{aw}} \cdot [a \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{da_{aw}}\right) + i_{aw} - a_{0_{L_{aw}}}] \quad (10)$$

$$C_{L_a} = C_{L_{awf}} \cdot \frac{S_{fw}}{S} + C_{L_{aw}} \cdot \eta_{aw} \cdot \frac{S_{aw}}{S} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{da_{aw}}\right) + C_{L_{aht}} \cdot \eta_{ht} \cdot \frac{S_{ht}}{S} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{da_{ht}}\right) \quad (11)$$

$$C_{L_0} = C_{L_{0wf}} \cdot \frac{S_{fw}}{S} + C_{L_{aw}} \cdot \eta_{aw} \cdot \frac{S_{aw}}{S} \cdot (i_{aw} - \varepsilon_{aw}) + C_{L_{aht}} \cdot \eta_{ht} \cdot \frac{S_{ht}}{S} \cdot (i_{ht} - \varepsilon_h) \quad (12)$$

3. ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΗ ΡΕΥΣΤΟΜΗΧΑΝΙΚΗ

Με στόχο την επαλήθευση αλλά και διόρθωση μέσω ανατροφοδότησης του αλγεβρικού μοντέλου που αναπτύχθηκε, πραγματοποιήθηκαν προσομοιώσεις υπολογιστικής στο εμπορικό λογισμικό Ansys CFX (ANSYS @ Scientific Research, Release 16.1).



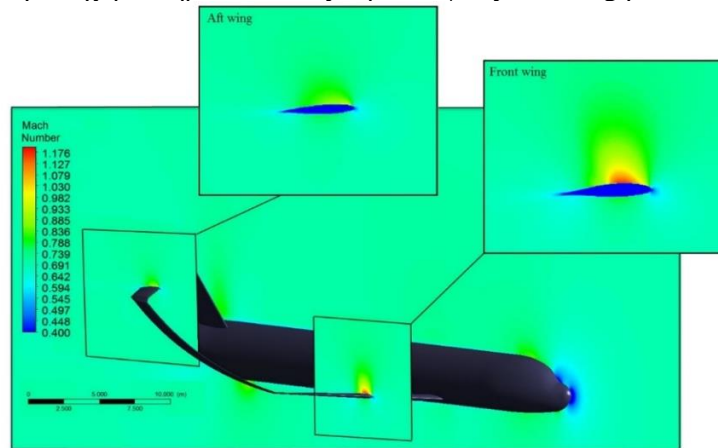
Εικόνα 6 Απεικόνιση του κατασκευασμένου πλέγματος γύρω από την εξεταζόμενη γεωμετρία

Το υπολογιστικό πλέγμα αποτελείτο συνολικά από 8.800.000 κόμβους. Για το οριακό στρώμα χρησιμοποιήθηκαν 18 στρώσεις με ύψος πρώτου κελιού 0,000012 μέτρα. Το μοντέλο τύρβης που

επιλέχθηκε είναι το χαμηλού αριθμού Reynolds (Low Reynolds) Spalart-Almaras, ένα μοντέλο, ευρέως διαδομένο για προσομοιώσεις εξωτερικής ροής, αφού προβλέπει πολύ ικανοποιητικά τα αποτελέσματα. Τα δύο σενάρια πτήσης που μελετήθηκαν περιλαμβάνουν ταχύτητα πτήσης (cruise) ίση με 209,5 m/s σε ύψος 35.000 πόδια και ταχύτητα κατά την απογείωση ίση με 82,8 m/s στο ύψος της θάλασσας. Η ποσοστιαία ένταση (fractional intensity) ορίστηκε ως 0,02 και η κλίμακα μήκους της δίνης (eddy length scale) ίση με 0,05m.

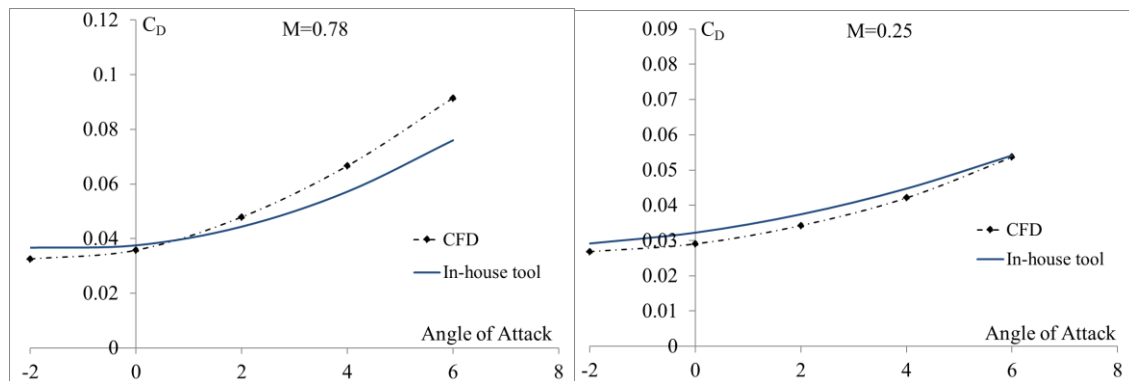
4. ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΑ

Σκοπός αυτής της εργασίας ήταν να καταστρωθεί ένα εργαλείο, το οποίο θα μπορούσε με ακρίβεια να υπολογίζει τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά ενός αεροσκάφους box wing μεσαίων αποστάσεων.



Εικόνα 7 Κατανομή αριθμού Mach στις πτέρυγες και στο επίπεδο συμμετρίας στην περίπτωση πτήσης σε $M0.7$

Η ανάπτυξη του in-house εργαλείου βασίστηκε στη σχεδιαστική μεθοδολογία για συμβατικά αεροσκάφη. Η επαλήθευση των αποτελεσμάτων του εργαλείου αυτού έγινε, συγκρίνοντας τα αποτελέσματα αυτά με αποτελέσματα υπολογιστικής ρευστομηχανικής. Στην εικόνα 7, παρουσιάζεται η κατανομή της ταχύτητας γύρω από το εξεταζόμενο αεροσκάφος και τις πτέρυγές του κατά τη διάρκεια πτήσης όπως υπολογίστηκαν από το πρόγραμμα υπολογιστικής ρευστομηχανικής. Γίνεται εμφανές ότι σε συνθήκες πτήσης (0,78 M) παρουσιάζονται φαινόμενα συμπίεσης. Οι ενδείξεις αυτές δικαιολογούν την αύξηση στο συντελεστή αεροδυναμικής αντίστασης που φαίνεται να υπάρχει στην εικόνα 8 για αριθμό M 0,78. Η ύπαρξη φαινομένων συμπίεσης ενεργοποιεί τους όρους συμπίεστότητας στην εξίσωση που υπολογίζει την αεροδυναμική αντίσταση στο εργαλείο. Η εικόνα 8 απεικονίζει τη σύγκριση μεταξύ του in-house εργαλείου και της υπολογιστικής ρευστομηχανικής όσον αφορά το συντελεστή αεροδυναμικής αντίστασης για το μη-συμβατικό αεροσκάφος που σχεδιάστηκε.



Εικόνα 8 Συντελεστής αντίστασης συναρτήσει της γωνίας προσβολής

Τα αποτελέσματα αφορούν την κατάσταση πτήσης (0,78 M) αλλά και την κατάσταση απογείωσης (0.25M). Μπορεί κανείς να παρατηρήσει μια ικανοποιητική συμπεριφορά στην πρόβλεψη τόσο αριθμητικά όσο και στην τάση της καμπύλης. Η σύγκριση των αποτελεσμάτων καταδεικνύει την καλύτερη συμπεριφορά του εργαλείου σε χαμηλές ταχύτητες, όπου τα φαινόμενα συμπίεστικότητας είναι αμελητέα. Μετά την επαλήθευση και βελτίωση του εργαλείου, πραγματοποιήθηκε μια συγκριτική μελέτη μεταξύ του μη-συμβατικού αεροσκάφους και τους αεροσκάφους αναφοράς A320. Καθώς οι απαιτήσεις των δύο αεροσκαφών αλλά και οι γεωμετρικοί περιορισμοί είναι σχεδόν ίδιοι, η μελέτη επικεντρώθηκε στο συντελεστή αεροδυναμικής αντίστασης. Στον πίνακα 4 παρουσιάζεται ο καταμερισμός του συντελεστή αεροδυναμικής αντίστασης των δυο αεροσκαφών. Γίνεται επομένως εμφανές ότι υπάρχει μια σημαντική μείωση της τάξης του 12.5% στην επαγόμενη αντίσταση. Ωστόσο, καταγράφεται και μια μικρή αύξηση της τάξης του 5.7% στην παρασιτική αντίσταση. Τέλος, με βάση τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά που προέκυψαν, πραγματοποιήθηκε μια μελέτη με αντικείμενο τη μέγιστη δυνατή απόσταση πτήσης για το αεροσκάφος box wing που σχεδιάστηκε και μελετήθηκε. Χρησιμοποιώντας την ίδια ειδική κατανάλωση καυσίμου (thrust special fuel consumption) με το αεροσκάφος αναφοράς A320 προκύπτει ότι το εξεταζόμενο αεροσκάφος μπορεί να διανύσει απόσταση ίση με 5.500 χιλιόμετρα. Σύμφωνα με τη βιβλιογραφία (Zohlandt, 2016), το αεροσκάφος αναφοράς έχει ακτίνα δράσης περίπου 4.000 χιλιόμετρα, πράγμα που αποδεικνύει την αποδοτικότητα του box wing σχηματισμού.

Aircraft type	C_{D0} (parasite drag)	Difference	C_{Di} (induced drag)	Difference
Reference A320-200	0.021		0.018	
Proposed Box wing	0.022	5.7%	0.016	-12.5%

Πίνακας 4 Ποσοστιαίος και ποσοτικός επιμερισμός αεροδυναμικής αντίστασης και σύγκριση με βιβλιογραφία

5. ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ

Σε αυτήν την εργασία κατασκευάστηκε ένα εργαλείο που μπορεί να προβλέπει την αεροδυναμική συμπεριφορά ενός μη συμβατικού αεροσκάφους τύπου box wing. Βασικός στόχος ήταν η επαλήθευση και βελτίωση του εργαλείου με τη χρήση υπολογιστικής ρευστομηχανικής. Το αεροσκάφος A320 χρησιμοποιήθηκε ως η βάση σχεδιασμού και μελέτης. Ο δεύτερος στόχος ήταν η σύγκριση μεταξύ του συμβατικού και του προτεινόμενου μη-συμβατικού αεροσκάφους. Οι προσομοιώσεις αυτές επαλήθευσαν την ικανότητα του εργαλείου να προβλέπει την αεροδυναμική συμπεριφορά. Τα αποτελέσματα της προσομοίωσης ήταν πολύ κοντά στα αποτελέσματα του εργαλείου. Επίσης, επιβεβαιώθηκαν οι ενδείξεις της βιβλιογραφίας που ισχυρίζονταν ότι ένα box wing αεροσκάφος έχει βελτιωμένη επαγόμενη αεροδυναμική αντίσταση σε σχέση με ένα συμβατικό αεροσκάφος, παρά το γεγονός ότι δεν έγιναν μελέτες βελτιστοποίησης της γεωμετρίας. Η καλύτερη αεροδυναμική απόδοση συνεισφέρει στη μείωση της απαραίτητης ώσης του αεροσκάφους. Με τη σειρά της, αυτή η μείωση συνεπάγεται μείωση του καυσίμου και επομένως της κατανάλωσης καυσίμου. Όλα τα παραπάνω οδηγούν τελικά στη μείωση των επικίνδυνων εκπομπών αερίων που είναι ένα από τα πιο σημαντικά οικολογικά προβλήματα της εποχής μας.

ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

Advisory Council for Aviation Research and Innovation in Europe. Strategic Research & Innovation Agenda

European Commission. Flightpath 2050: Europe's vision for aviation. Report of the High Level Group on Aviation Research, Publications Office of the European Union. Epub ahead of print 2011.

Frediani A. "The Prandtl wing", VKI lecture series on innovative configurations and advanced concepts for future civil aircraft, 2005, pp.1–23.

Heinemann P, Panagiotou P, Vratny P, et al. "Advanced tube and wing aircraft for year 2050 timeframe", in: 55th AIAA aerospace sciences meeting, Grapevine, TX, USA, 9–13 January 2017. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics.

Jemitola PO and Fielding JP. "Box wing aircraft conceptual design", in: 28th international congress of the aeronautical sciences, Brisbane, Australia, 2012, pp.1–10.

Kroo I. "Nonplanar wing concepts for increased aircraft efficiency", VKI lecture series on innovative configurations and advanced concepts for future civil aircraft, 2005, pp.1–29.

Letcher JS. "V-wings and diamond ring – Wings of minimum induced drag", J Aircraft 1972; 9: 605–607.

Prandtl L. "Induced drag of multiplanes", National Advisory Committee for Aeronautics, 1924.

Raymer DP. "Aircraft design: A conceptual approach", 5th ed. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012.

Roskam J. "Airplane design", Lawrence, KS: DARcorporation, 2004.

Schiktanz D. "Conceptual design of a medium range box wing aircraft", Thesis, Hamburg University of Applied Sciences, Germany, 2011.

Schiktanz D and Scholz D. "Box wing fundamentals – An aircraft design perspective" in: DGLR Dtsch Luft-und Raumfahrtkongress, Bonn, Germany, 2011, pp.601–615.

Torenbeek E. "Advanced aircraft design: Conceptual design, analysis and optimization of subsonic civil aircraft", New York: Wiley, 2013.

Wolkovitch J. "The joined wing: An overview", in: 23rd aerospace science meeting, Reno, Nevada, 14–17 January 1985; 1–26.

Zohlandt CN. "Conceptual design of high subsonic Prandtl planes", TU Delft, <https://repository.tudelft.nl/islandora/object/uuid:e1f01743-e2eb-4d8b-8b2c-131f50f41a2c?collection¼education> (2016, accessed 28 August 2017).

CONCEPTUAL AERODYNAMIC DESIGN OF A NOVEL COMMERCIAL AIRCRAFT WITH THE USE OF COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS (CFD)

ABSTRACT

In this work, the development of a conceptual design methodology of an innovative aircraft configuration, known as box-wing, is presented. A box-wing aircraft is based on a continuous-surface non-planar wing formation, with no wing-tips. Therefore, the front view of the aircraft looks like a box, shaped out of wings.

The A320 medium range conventional cantilever wing aircraft is used as both the reference aircraft and the main competitor of the box-wing aircraft. In this work, the design methodology begins by estimating the critical initial design parameters, such as aspect-ratio, dihedral angle, sweep angle and taper-ratio, which are continuously refined via an iterative process based on a conceptual design study. In this methodology many changes had to take place because of the unconventional character of the aircraft. In order to validate the analytical calculations, a series of simulations with the use of CFD was performed. A non-optimized geometry of the box-wing aircraft was designed for the needs of the simulations.

In the end of this work the results are presented. These include the comparison of the developed tool, designed to study box-wing aircrafts, with the results of the simulations that were carried over. Furthermore, some graphical distributions of variables, such as Mach number, are displayed but also an aerodynamic analysis of the box-wing aircraft compared to the conventional A320 takes place.