

Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο  
Σχολή Μηχανολόγων Μηχανικών  
Τομέας Ρευστών  
Μονάδα Παράλληλης Υπολογιστικής Ρευστοδυναμικής  
& Βελτιστοποίησης

Μοντελοποίηση και Αεροελαστική Μελέτη  
Πολυθάλαμων Φουσκωτών Πτερύγων με Στηρίξεις και  
Εσωτερική Φουσκωτή Ράβδο

Διπλωματική Εργασία

Λουλουδάκης Ιωάννης

Επιβλέπων: Κυριάκος Χ. Γιαννάκογλου, Καθηγητής ΕΜΠ

Αθήνα, 2021



## Ευχαριστίες

Καταρχάς, θα ήθελα να ευχαριστήσω τον καθηγητή μου κ. Κυριάκο Γιαννάκογλου για τον χρόνο, την καθοδήγηση και το πείσμα που μου προσέφερε για να ολοκληρώσω την εργασία αυτή.

Επιπρόσθετα, ευχαριστώ τη Δρ. Βαρβάρα Ασούτη, που αφιέρωσε χρόνο και ήταν πάντα δίπλα μου όποτε το χρειαζόμουν.

Ακόμη, θα ήθελα να ευχαριστήσω τους φίλους μου, για όλες τις στιγμές και εμπειρίες που μου προσέφεραν όλα αυτά τα χρόνια.

Τέλος, ευχαριστώ ολόψυχα την αδερφή μου και τους γονείς μου, που πάντα πίστευαν σε μένα και με στήριξαν ολότελα καθόλη την διάρκεια της φοίτησής μου.





Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο  
Σχολή Μηχανολόγων Μηχανικών  
Τομέας Ρευστών  
Μονάδα Παράλληλης Υπολογιστικής Ρευστοδυναμικής  
& Βελτιστοποίησης

## Μοντελοποίηση και Αεροελαστική Μελέτη Πολυθάλαμων Φουσκωτών Πτερύγων με Στήριξεις και Εσωτερική Φουσκωτή Ράβδο

Διπλωματική Εργασία

Λουλουδάκης Ιωάννης

Επιβλέπων: Κυριάκος Χ. Γιαννάκογλου, Καθηγητής ΕΜΠ  
Αθήνα, 2021

### Περίληψη

Η διπλωματική αυτή εργασία ασχολείται με το σχεδιασμό πολυθάλαμων φουσκωτών πτερύγων με σχοινιά στήριξης, με βάση την αεροτομή NACA4318, και βασικό εργαλείο, μεθόδους και λογισμικό υπολογιστικής ρευστοδυναμικής και υπολογιστικής δομικής ανάλυσης, αλλά και τεχνικές αλληλεπίδρασής τους. Ένας στόχος της εργασίας αυτής είναι ο εμπλουτισμός της κλασικής γεωμετρίας φουσκωτής πτέρυγας πολλαπλών θαλάμων με σχοινιά ελέγχου που προσδένονται σε ειδικά ραμμένες επεκτάσεις στα άκρα της πτέρυγας κοντά στις ακμές πρόσπτωσης και εκφυγής. Η λογική της γεωμετρίας με τις ραμμένες επεκτάσεις είναι ότι οι τάσεις του σχοινιού πρόσδεσης προς την πτέρυγα επιμερίζονται στην επιφάνεια της στήριξης και όχι μόνο στα σημεία πρόσδεσης. Με αυτόν τον τρόπο αναμένεται η αποφυγή μορφολογικής αλλοίωσης της αεροτομής λόγω μεγάλων αεροδυναμικών φορτίων με σκοπό τη διατήρηση της αεροδυναμικής απόδοσης αλλά και τη μείωση των παραμορφώσεων. Μια ακόμη γεωμετρία που σχεδιάζεται και αναλύεται δομικά και αεροελαστικά είναι η περίπτωση φουσκωτής πτέρυγας με διαμετρική εσωτερική φουσκωτή ράβδο που είναι ραμμένη στις διαχωριστικές επιφάνειες μεταξύ των διαδοχικών θαλάμων. Η ράβδος αυτή έχει μεγαλύτερη τιμή εσωτερικής πίεσης πεπιεσμένου αέρα σε σχέση με την υπόλοιπη φουσκωτή πτέρυγα. Αυτή η σχεδιαστική παραλλαγή έχει στόχο την εκμετάλλευση της ράβδου ως μέσου επιπλέον στιβαρότητας της μορφής. Ακόμη, με ταυτόχρονη χρήση λεπτότερου υλικού είναι δυνατή η αντιστάθμιση ενός μέρους του συνολικού βάρους της κατασκευής με το επιπλέον πεπιεσμένο αέρα που βρίσκεται εντός της ράβδου. Στις προαναφερθείσες γεωμετρίες-περιπτώσεις διερευνούνται οι ιδιότητες υλικού κατασκευής, αλλά και ο ρόλος της τιμής της εσωτερικής πίεσης πεπιεσμένου αέρα και του πάχους του υλικού της πτέρυγας. Στο τέλος, πραγματοποιούνται συγκρίσεις με βάση τα δομικά δεδομένα που επιλέχθηκαν για πτέρυγες με ή χωρίς επεκτάσεις, χρησιμοποιώντας ως μέτρα σύγκρισης τη μέγιστη μετατόπιση των κόμβων της πτέρυγας και τη σύγκλιση (κόστος) της αεροελαστικής ανάλυσης. Αντίστοιχες συγκρίσεις πραγματοποιούνται για τη γεωμετρία με τη φου-

σκωτή ράβδο με επιπλέον κριτήριο σύγκρισης το συνολικό βάρος της πτέρυγας. Κατά το σχεδιασμό των αναλυόμενων πολυθάλαμων γεωμετριών, προστίθενται όσο το δυνατόν περισσότερα κυκλικά προφίλ στην αεροτομή NACA4318 διαμορφώνοντας σε αυτή συνεχή αυλακώδη εξωτερική επιφάνεια για τη μέγιστη αεροδυναμική της απόδοση. Η αεροελαστική ανάλυση πραγματοποιείται με συνδυαστική χρήση του λογισμικού PUMA (Parallel solver for Unstructured grids for Multi-Blade row computations, including Adjoint) της Μονάδας Παράλληλης Υπολογιστικής Ρευστοδυναμικής & Βελτιστοποίησης του ΕΜΠ (ΜΠΥΡΒ/ΕΜΠ) για την επίλυση των Reynolds-Averaged Navier Stokes (RANS) εξισώσεων για συμπιεστή ροή και του εμπορικού κώδικα MAPDL (Mechanical ANSYS Parametric Design Language, ο οποίος αποτελεί τμήμα του εμπορικού λογισμικού ANSYS) για την επίλυση των εξισώσεων της δομικής ανάλυσης.



**National Technical University of Athens**  
**School of Mechanical Engineering**  
**Fluids Section**  
**Parallel CFD & Optimization Unit**

## **Modeling and Aeroelastic Analysis of Caterpillar-Shaped Inflatable Wings with Tether Supports and Internal Inflatable Bar**

Diploma Thesis

**Ioannis Louloudakis**

Supervisor: Kyriakos C. Giannakoglou, Professor NTUA  
Athens, 2021

### **Abstract**

This diploma thesis is dealing with the design of caterpillar-shaped inflatable wings with supporting tethers based on the airfoil NACA4318, using Computational Fluid Dynamics (CFD) and Computational Solid Mechanics (CSM) software and Fluid Structure Interaction methods. The first goal of this thesis is the enrichment of the classic caterpillar-shaped wing's geometry with supports sewn to areas close to the leading and trailing edges of the wing where tethers would be attached. The key concept is that the structural loads exerted from the tether to the wing's fastening surface, would scatter to the fastening area, not only the junction points between tethers and wing. As a result, shape deformation caused by large aerodynamic loads, which might damage the aerodynamic performance of the airfoil is avoided, and the maximum wing deformation is reduced. Then, a new caterpillar-shaped wing geometry is designed and subjected to structural and aeroelastic analysis. This wing consists of an internal hollow inflatable bar which is sewn on the transversal baffles that separate the wing into multiple airtight compartments. This bar is inflated at a higher pressure than the wing compartments. This design variation, aims to use the inflatable bar as an extra structural reinforcement tool. Additionally, using thinner structural material and larger internal pressure value, an amount of the total weight can be counterbalanced by the extra inflation. In all the cases mentioned above, studies on the material properties, the internal pressure value and the material thickness are carried out. Then comparisons are performed based on the same structural data, between the cases with and without sewn tether overgrowth supports, using as criterion measures the maximum deformation and the aerodynamic behavior of the wing (lift) throughout the aeroelastic cycles. Additional comparisons are made among wings enhanced with and without the inflatable bar, with the overall wing's weight as an additional criterion. During the studies, full exploitation of the airfoil NACA4318 profile is made, since the circular profiles of the caterpillar-shaped

wing make the wing's surface bumpy and affect the aerodynamic performance. In order to perform the aeroelastic analysis, the PUMA (Parallel solver, for Unstructured grids, for Multi-blade row computations, including Adjoint) GPU-enabled CFD solver by the Parallel CFD & Optimization Unit (PCOpt/NTUA) is used for the flow prediction and the aerodynamic load computation. For the structural analysis, the commercial s/w MAPDL (Mechanical ANSYS Parametric Design Language by ANSYS) is used, since this can be executed in batch mode from a script and can readily be integrated into an aeroelastic analysis loop.



## Ακρωνύμια

EMΠ	Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο
ΜΠΥΡ&Β	Μονάδα Παράλληλης Υπολογιστικής Ρευστοδυναμικής & Βελτιστοποίησης
ΥΡΔ	Υπολογιστική Ρευστοδυναμική
<hr/>	
CFD	Computational Fluid Dynamics
CPU	Central Processing Unit
CSM	Computational Solid Mechanics
FSI	Fluid Structure Interaction
GPU	Graphics Processing Unit
IGES	Initial Graphics Exchange Specification
LTT	Lab of Thermal Turbomachines
MAPDL	Mechanical ANSYS Parametric Design Language
NTUA	National Technical University of Athens
PCOpt	Parallel CFD & Optimization unit
PUMA	Parallel solver, for Unstructured grids for Multi-blade row computations, including Adjoint
RANS	Reynolds Averaged Navier Stokes
RBF	Radial Basis Function



# Περιεχόμενα

Περιεχόμενα	i
<b>1 Εισαγωγή</b>	<b>1</b>
1.1 Φουσκωτές Κατασκευές . . . . .	1
1.2 Φουσκωτές Πτέρυγες . . . . .	1
1.2.1 Χρήσεις Φουσκωτών Πτερύγων . . . . .	2
1.2.2 Φουσκωτές Πτέρυγες με Φουσκωτές Εσωτερικές Ράβδους . . . . .	5
1.2.3 Πολυθάλαμες Φουσκωτές Πτέρυγες . . . . .	5
1.3 Αεροελαστικότητα . . . . .	6
1.4 Δομή Διπλωματικής Εργασίας . . . . .	8
<b>2 Αεροδυναμική Ανάλυση</b>	<b>9</b>
2.1 Οι RANS Εξισώσεις για Συμπιεστή Ροή . . . . .	9
2.2 Οριακές Συνθήκες Συμπιεστής Ροής . . . . .	13
2.2.1 Οριακές Συνθήκες Στερεών Τοιχωμάτων . . . . .	13
2.2.2 Οριακές Συνθήκες της Επ'άπειρο Ροής . . . . .	13
2.3 Διακριτοποίηση Εξισώσεων με Πεπερασμένους Όγκους . . . . .	14
2.4 Χρήση Επεξεργαστών Καρτών Γραφικών . . . . .	17
<b>3 Δομική Ανάλυση</b>	<b>19</b>
3.1 Βασικές Σχέσεις Δομικής Ανάλυσης . . . . .	19
3.1.1 Ορθοτροπικό Συνθετικό Υλικό . . . . .	19
3.1.2 Ισότροπο Ελαστικό Υλικό . . . . .	22
3.2 Μέθοδος Πεπερασμένων Στοιχείων μέσω Λογισμικού MAPDL . . . . .	24

3.2.1	Παρουσίαση Προβλήματος . . . . .	24
3.2.2	Εξισώσεις Πεπερασμένων Στοιχείων . . . . .	26
3.3	Μοντέλο Πεπερασμένων Στοιχείων Δοκού . . . . .	29
3.4	Πεπερασμένα Στοιχεία Κελύφους 4 Κόμβων . . . . .	30
<b>4</b>	<b>Αλληλεπίδραση Αεροδυναμικής-Δομικής Ανάλυσης</b>	<b>35</b>
4.1	Μέθοδοι Σύνδεσης μεταξύ Πλεγμάτων . . . . .	35
4.2	Παρεμβολή Δεδομένων απο το CFD στο CSM πλέγμα . . . . .	36
4.3	Μετατόπιση του CFD Πλέγματος μέσω Εργαλείου RBF . . . . .	37
4.4	Μεθοδολογία Επίλυσης Αεροελαστικού Προβλήματος . . . . .	38
<b>5</b>	<b>Αεροδομική Ανάλυση Φουσκωτών Πτερύγων με Αεροτομή NACA4318</b>	<b>41</b>
5.1	Περιγραφή των Εξεταζόμενων Περιπτώσεων . . . . .	41
5.2	Μελέτη Διαφορετικών Περιπτώσεων . . . . .	46
5.3	Περίπτωση 1: Μελέτη χωρίς Ραμμένες Επεκτάσεις . . . . .	46
5.3.1	Περίπτωση 1: Μελέτη με Ελαστικό Υλικό . . . . .	47
5.3.2	Επανεξέταση Περίπτωσης 1 με Συνθετικό Υλικό . . . . .	51
5.4	Περίπτωση 2: Μελέτη με Φουσκωτή Εσωτερική Ράβδο χωρίς Ραμμένες Επεκτάσεις . . . . .	52
5.4.1	Περίπτωση 2: Μελέτη με Ελαστικό Υλικό . . . . .	55
5.4.2	Επανεξέταση Περίπτωσης 2 με Συνθετικό Υλικό . . . . .	60
5.5	Περίπτωση 3: Μελέτη με Ραμμένες Επεκτάσεις . . . . .	62
5.5.1	Περίπτωση 3: Μελέτη με Ελαστικό Υλικό . . . . .	63
5.5.2	Επανεξέταση Περίπτωσης 3 με Συνθετικό Υλικό . . . . .	65
5.6	Περίπτωση 4: Μελέτη με Φουσκωτή Εσωτερική Ράβδο και Ραμμένες Επεκτάσεις . . . . .	68
5.6.1	Περίπτωση 4: Μελέτη με Ελαστικό Υλικό . . . . .	69
5.6.2	Επανεξέταση Περίπτωσης 4 με Συνθετικό Υλικό . . . . .	73
5.7	Σύνοψη Αποτελεσμάτων . . . . .	74

6 Συμπεράσματα	77
Βιβλιογραφία	89



# Κεφάλαιο 1

## Εισαγωγή

### 1.1 Φουσκωτές Κατασκευές

Φουσκωτή (inflatable) κατασκευή ορίζεται αυτή που εσωτερικά φέρει πεπιεσμένο αέριο, συνήθως αέρα, έτσι ώστε να αποκτήσει σχήμα και μέγεθος. Οι κατασκευές αυτές συνήθως αποτελούνται από δύο στρώσεις μεμβράνης συνδεδεμένες μαζί, με εσωτερικές διαμήκεις ή εγκάρσιες επιφάνειες φτιαγμένες από το ίδιο υλικό. Αυτές οι επιφάνειες χωρίζουν τις κατασκευές σε διαφορετικά αεροστεγή διαμερίσματα, τα οποία είναι γεμισμένα με αέριο. Το φούσκωμα τέτοιου τύπου δημιουργεί την απαραίτητη ακαμψία και επιτρέπει την κατασκευή μεγάλων κατασκευών. Καθώς το πεπιεσμένο αέριο προσφέρει στήριξη και σχήμα, η μεμβράνη πρέπει να είναι λεπτή με μοναδικό της ρόλο να στεγάζει το πεπιεσμένο αέριο χωρίς να καταλαμβάνει επιπλέον χώρο. Αυτή η κατασκευή έχει ως αποτέλεσμα τη συνολική μείωση του βάρους και του κόστους που με την αποσυμπίεση του αερίου από την κατασκευή το μέγεθος μειώνεται δραματικά διευκολύνοντας τη μεταφορά και την αποθήκευση της. Μπορούν να χρησιμοποιηθούν σε ένα πολύ ευρύ φάσμα εφαρμογών κυρίως της αεροδιαστημικής όπως αεροδυναμικοί επιβραδυντές, κεραίες, φωτοβολταϊκές συστοιχίες, φουσκωτές πτέρυγες και πολλές άλλες εφαρμογές. Παρόλα αυτά, οι φουσκωτές κατασκευές έχουν ένα βασικό μειονέκτημα, καθώς αν σε κάποια περίπτωση η μεμβράνη τρυπήσει, θα υπάρξει διαρροή του πεπιεσμένου αερίου με αποτέλεσμα η κατασκευή να αστοχήσει.

### 1.2 Φουσκωτές Πτέρυγες

Μία από τις πιο καίριες χρήσεις των φουσκωτών κατασκευών αποτελούν οι φουσκωτές πτέρυγες που μεταφέρονται και παρατάσσονται για απογείωση από ανθρώπινο δυναμι-

κό. Η ασφαλής απογείωση και προσγείωση χωρίς τη βοήθεια εναέριου πληρώματος ή εξωτερικής βοήθειας αλλά και η βελτιστοποίηση της αεροδυναμικής συμπεριφοράς ανάλογα τις συνθήκες πτήσης, αποτέλεσαν τα βασικά κίνητρα για την κατασκευή φουσκωτών αεροσκαφών. Το βασικό σκεπτικό είναι, η πτέρυγα να είναι σφιγμένη όταν δεν χρησιμοποιείται και να φουσκώνει εκ νέου για να διεξάγει αποστολές. Το εκπέτασμα της πτέρυγας πρέπει να είναι σχετικά μικρό από 15cm μέχρι και 10m για LTA (Land Transport Authority) οχήματα. Οι πτέρυγες κατασκευάζονται σε διατάξεις μισού εκπετάσματος για να μπορούν, στη συνέχεια, να προσδεθούν στην άτρακτο του αεροσκάφους. Υπάρχουν δύο κύρια σκεπτικά κατασκευής φουσκωτών πτερύγων.

Το πρώτο απαιτεί συνεχές φούσκωμα αφού έχει λάβει σχήμα από την πρώτη φάση φουσκώματος, όπου υπάρχει και ένας ρυθμιστής πίεσης αέρα για να διατηρεί την εσωτερική πίεση σταθερή κατά την πτήση, ο οποίος λόγω των φορτίων ενδέχεται να τρυπήσει και να κάνει την πτέρυγα να αστοχήσει.

Εναλλακτική λύση αποτελεί η άκαμπτη πλήρως φουσκωμένη πτέρυγα. Λόγω της ακαμψίας αυτής είναι πολύ λιγότερο πιθανό να τρυπήσει η μεμβράνη της πτέρυγας και για αυτό προτιμάται [1].

Οι φουσκωτές πτέρυγες έχουν αντίστοιχα δύο κύρια μειονεκτήματα. Αρχικά δεν διαθέτουν πτερύγια κλίσεως αέρος, που καθιστά την πλοήγηση σχεδόν αδύνατη. Το πρόβλημα αυτό μπορεί να αντιμετωπιστεί μέσω της αλλαγής της γεωμετρίας της πτέρυγας κατά την πτήση. Δεύτερον, λόγω του υλικού της μεμβράνης, η πτέρυγα δέχεται υψηλά φορτία, άρα και παραμορφώσεις, αλλοιώνοντας την αεροδυναμική συμπεριφορά των πτερυγίων της. Παρόλα αυτά, με τη δημιουργία νέων υλικών, το πρόβλημα αυτό μπορεί μερικώς να επιλυθεί.

Ένα παράδειγμα μορφής αεροσκάφους με φουσκωτές πτέρυγες που απογειώθηκε χειροκίνητα από ανθρώπινο δυναμικό πριν και μετά το φούσκωμα φαίνεται στο σχήμα 1.1.



(α') Φουσκωτές πτέρυγες πριν το φούσκωμα, [1]



(β') Φουσκωτές πτέρυγες μετά το φούσκωμα, [1]

Σχήμα 1.1: Παράδειγμα μορφής φουσκωτής πτέρυγας πριν και μετά το φούσκωμα

### 1.2.1 Χρήσεις Φουσκωτών Πτερύγων

Οι χρήσεις ελαφριών αεροσκαφών με φουσκωτές πτέρυγες συμπεριλαμβάνουν δυνατότητα εξερευνήσεων σε συνθήκες όπου η εύκολη μεταφορά είναι σημαντικός παράγο-

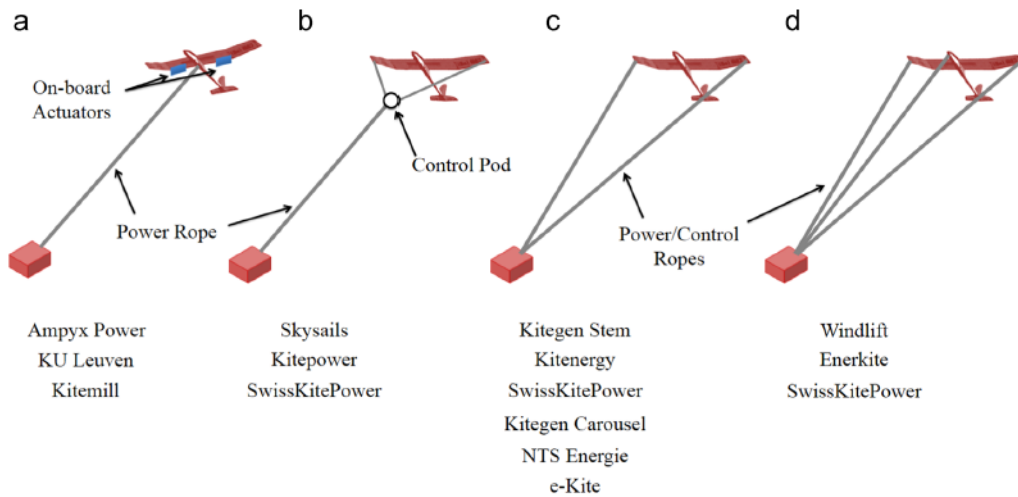


ντας της αποστολής, όπως η μεταφορά μικρού αεροσκάφους σε υψηλά υψόμετρα στη Γη ή σε ατμόσφαιρες άλλων πλανητών. Ένα παράδειγμα ενός αεροσκάφους που πετά με φουσκωτές πτέρυγες είναι στο σχήμα 1.2. Στην εργασία αυτή, καθώς μοντελοποιούνται πτέρυγες με προσθήκη σχοινιών συγκράτησης, οι πτέρυγες που θα μελετηθούν δεν προορίζονται για χρήση αεροσκαφών τύπου UAV.

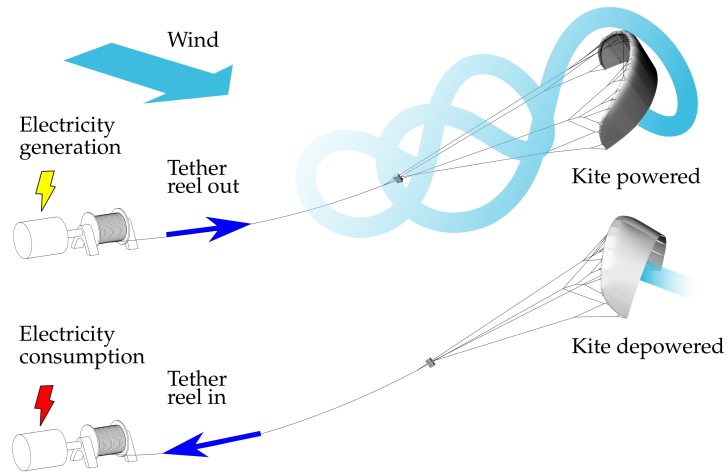


**Σχήμα 1.2:** Αεροσκάφος UAV που πετά με φουσκωτές πτέρυγες,[1]

Εκτός από τις προαναφερθείσες χρήσεις, τα αεροσκάφη με φουσκωτές πτέρυγες μπορούν να χρησιμοποιηθούν ως μέσα ανανεώσιμων πηγών ενέργειας, όπως η πρόσδεση φωτοβολταϊκών πάνελ για την άντληση ηλιακής ενέργειας σε μεγάλα υψόμετρα. Στη διπλωματική αυτή εργασία, μελετάται η αεροδυναμική συμπεριφορά και απόδοση φουσκωτών αεροσκαφών με σχοινιά πρόσδεσης που ανήκουν σε συστήματα Ground-Gen Airborne Wind Energy Systems (GG-AWESs). Οι πτέρυγες συγκρατώνται από πολλαπλά σχοινιά ελέγχου τα οποία μπορούν να προσδεθούν σε διαφορετικά σημεία της πτέρυγας όπου τα άλλα άκρα τους είναι συνδεδεμένα σε συσκευές κινούμενες ή πακτωμένα στο έδαφος όπως φαίνεται στο σχήμα 1.3. Πιθανή χρήση τέτοιου είδους φουσκωτών πτερυγών είναι η παραγωγή ηλεκτρικής ενέργειας, εκμεταλλευόμενες τα αεροδυναμικά φορτία που μεταδίδονται από την πτέρυγα στη Γη μέσω των σχοινιών συγκράτησης 1.4. Παρόλα αυτά, αυτά τα project διαφυλάσσουν και πολλές δοκιμασίες όπως η διατήρηση των πτερυγών αέρος σε μεγάλα υψόμετρα έτοιμες να ανταποκριθούν σε δύσκολες καιρικές συνθήκες. Εδώ, σημαντικός παράγοντας επιτυχίας είναι η πρόβλεψη από τη φάση σχεδιασμού της συμπεριφοράς της κατασκευής και κυρίως της πτέρυγας καθώς τα αεροδυναμικά φορτία που εφαρμόζονται σε αυτήν αλλάζουν συνεχώς και όπως έχουν δείξει έρευνες, οι φουσκωτές κατασκευές είναι ευαίσθητες σε αεροελαστικά προβλήματα [2].



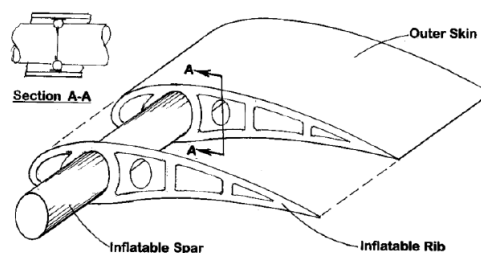
**Σχήμα 1.3:** Διάταξεις συστημάτων GG-AWESs φουσκωτών περύγων με σχοινιά ελέγχου, [2]



**Σχήμα 1.4:** Παραγωγή ενέργειας. Κατάλληλος κινητήρας μετατρέπει την ενέργεια των παραγόμενων αεροδυναμικών φορτίων από την πτέρυγα σε ηλεκτρική, όπου τα σχοινιά ελέγχου λειτουργούν ως φορείς της παραγόμενης ενέργειας, [3]

## 1.2.2 Φουσκωτές Πτέρυγες με Φουσκωτές Εσωτερικές Ράβδους

Αυτού του τύπου οι πτέρυγες αποτελούνται από τρία βασικά κατασκευαστικά μέρη : τη φουσκωτή ράβδο, τα φουσκωτά τοιχώματα που στηρίζουν την πτέρυγα και το εξωτερικό περίβλημα, όπου φουσκώνονται με διαφορετικές πιέσεις το καθένα αντίστοιχα 1.5. Και τα τρία αυτά βασικά δομικά μέρη κατασκευάζονται από λεπτή μεμβράνη για να διευκολύνεται το φούσκωμα τους. Το επίπεδο της εσωτερικής πίεσης των φουσκωτών δοκών οφείλει να είναι υψηλό, των φουσκωτών τοιχωμάτων μέτριο, και το επίπεδο έντασης που δέχεται το εξωτερικό περίβλημα οφείλει να είναι σχετικά χαμηλό. Οι εσωτερικοί φουσκωτοί ράβδοι είναι κύλινδροι μονωμένοι στα άκρα τους με τάπες ίδιου υλικού, συνδεδεμένοι με τα φουσκωτά τοιχώματα στήριξης της πτέρυγας. Τα φουσκωτά στηρίγματα κατασκευάζονται με διαμπερείς κυκλικές φλάτζες για να μπορεί η ράβδος να περνά ανάμεσα τους και πακτώνεται με κόλλα, βουλκανισμό, ράψιμο, θερμική συγκόλληση ή συνδυασμό των μεθόδων αυτών ανάλογα το υλικό που χρησιμοποιείται. Η αξιολόγηση της κατασκευαστικής σημασίας μιας εσωτερικής φουσκωτής ράβδου ορίζεται από την τιμή της διαμέτρου της, καθώς όσο μεγαλύτερη είναι τόσο μεγαλύτερο φορτίο μπορεί να υποστηρίξει [4].

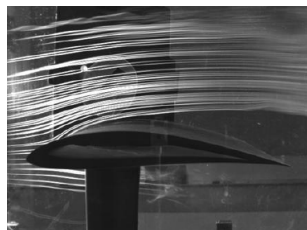


Σχήμα 1.5: Δομικά μέρη πτέρυγας με εσωτερική φουσκωτή δοκό, [4]

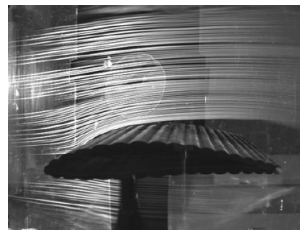
## 1.2.3 Πολυθάλαμες Φουσκωτές Πτέρυγες

Η επιφάνεια πολυθάλαμων πτερύγων, αποτελεί μία επιφάνεια με αυλακώσεις, καθώς το κέντρο κάθε θαλάμου επεκτείνεται περισσότερο στο κέντρο συγκριτικά με τις γωνίες του. Σύμφωνα με προσομοιώσεις στην αεροτομή NACA4318, οι αυλακώσεις αυτές μπορούν να επηρεάσουν καθοριστικά την απόδοση της αεροτομής. Το καλοκαίρι του 2007, στο BIG BLUE PROJECT του πανεπιστημίου Kentucky, δοκιμάστηκαν 7 διαφορετικά μοντέλα φουσκωτών πτερύγων όπου σχεδιάστηκαν και έγιναν έλεγχοι πτήσης. Το BIG BLUE UAV's ήταν από τα πρώτα μοντέλα που σχεδιάστηκαν, και παριστά ένα φουσκωτό-άκαμπτο προφίλ πτέρυγας με αμβλεία ακμή πρόσπτωσης όπου απαιτούσε λείο 'κέλυφος' πάνω από την αυλακώδη επιφάνεια και λίγο πιο μυτερή ακμή εκφυγής [5].

Σε χαμηλούς αριθμούς Reynolds, εμφανίστηκαν διαταραχές στην επιφάνεια της αυλακώδους επιφάνειας για να βελτιώσει τη ροή συγκριτικά με τη λεία πτέρυγα μειώνοντας την αποκόλληση ροής όπως φαίνεται και στο σχήμα 1.6. Στη διπλωματική αυτή εργα-



(α') λεία επιφάνεια



(β') αυλακώδους επιφάνειας

**Σχήμα 1.6:** Σύγκριση αποκόλλησης της ροής μεταξύ λείας και αυλακώδους επιφάνειας, [5]

σία, μελετώνται μόνο πολυθάλαμες πτέρυγες με θαλάμους οι οποίοι δεν επικοινωνούν μεταξύ τους.

### 1.3 Αεροελαστικότητα

Η βασική αρχή της αεροελαστικότητας είναι ότι η ροή ενός ρευστού γύρω από ένα στερεό δημιουργεί αεροδυναμικές δυνάμεις οι οποίες προκαλούν την παραμόρφωση του. Αυτή η παραμόρφωση έχει ως αποτέλεσμα την ανακατανομή των αεροδυναμικών φορτίων γεγονός που επηρεάζει την αεροδυναμική απόδοση του σώματος. Συνεπώς για την επίτευξη της κατάστασης ισορροπίας απαιτείται η ταυτόχρονη επίλυση τόσο των εξισώσεων ροής όσο και των εξισώσεων που διέπουν τη δομική συμπεριφορά του στερεού σώματος [6]. Υπάρχουν δύο τύποι αεροελαστικών προβλημάτων. Ο πρώτος περιλαμβάνει την αδράνεια της δομής καθώς και αεροδυναμικές και ελαστικές δυνάμεις, δηλαδή δυναμικά συστήματα φορτίων στα οποία οι ριπές αέρα μπορούν να προκαλέσουν ταλαντώσεις των δομικών στοιχείων. Σε αυτήν την κατηγορία μελετώνται ο πτερυγισμός, η ρίπιση και η δυναμική απόκριση [7]. Ο δεύτερος τύπος περιλαμβάνει την αλληλεπίδραση αεροδυναμικών και δομικών φορτίων, που προκαλούν αποκλίνουσες τάσεις σε μία πολύ εύκαμπτη δομή, με αποτέλεσμα την αστοχία ή σε επαρκώς άκαμπτες δομές την δυσκολία σύγκλισης μέχρι να επέλθει ισορροπία [7]. Την εργασία αυτή, απασχολεί ο δεύτερος τύπος αεροελαστικού προβλήματος, χωρίς αποκλίνουσες τάσεις, με στόχο την αεροελαστική σταθεροποίηση άκαμπτων δομών. Το αεροελαστικό πρόβλημα αυτό, απασχολεί την αλληλεπίδραση μεταξύ της παραμόρφωσης ενός ελαστικού σώματος σε ρεύμα αέρα και της παραγόμενης αεροδυναμικής δύναμης. Η χρησιμότητα αυτή είναι σημαντική για το σχεδιασμό αεροπλάνων, ελικοπτέρων, πυραύλων, κρεμαστών γεφυρών κτλ. Τα κύρια χαρακτηριστικά που επιζητούνται όταν μελετώνται αεροελαστικά προβλήματα είναι η έλλειψη ασταθειών, ο έλεγχος και τα δομικά φορτία από τις αλλαγές κατεύθυνσης και τις τυρβώδεις ροές που δημιουργούνται γύρω από το μοντέλο. Για την ανάλυση ιπτάμενων μοντέλων (όπως πτέρυγες) όπου αναπτύσσονται δομικά και

αεροδυναμικά φορτία, όπου στα αεροδυναμικά αλλάζουν σχετικά αργά, και μπορούν να χρησιμοποιηθούν στατικές μέθοδοι. Σε αυτού του είδους προβλήματος, στατικά συστήματα αεροδυναμικών και ελαστικών δυνάμεων παράγουν αεροελαστικά φαινόμενα όπως είναι η απόκλιση και ο έλεγχος της αναστροφής [7]. Το flutter [8], αποτελεί ένα από τα πιο σημαντικά πεδία της αεροελαστικότητας. Ορίζεται ως η δυναμική αστάθεια του σώματος λόγω των εξωτερικών φορτίων. Το φαινόμενο συμβαίνει ως αποτέλεσμα αλληλεπιδράσεων μεταξύ των αεροδυναμικών και αδρανειακών δυνάμεων πάνω στο σώμα σε συνδυασμό με τη σκληρότητα του υλικού του. Κατά τη πτήση, στις πτέρυγες του αεροσκάφους αναπτύσσονται υψηλές τιμές δυναμικής πίεσης, άρα και ισχυρά αεροδυναμικά φορτία που αυξάνονται συνεχώς στο σώμα. Συνεπώς, αν δεν έχει γίνει σωστός δομικός σχεδιασμός (τοπολογία, πλεγματοποίηση πεπερασμένων στοιχείων, υλικό κατασκευής πτέρυγας, υλικό κατασκευής σχοινιών πρόσδεσης) υπάρχει κίνδυνος να αλλοιωθεί η γεωμετρία της πτέρυγας. Το σενάριο αυτό μπορεί να αποβεί καταστροφικό, γι'αυτό και πρέπει να αποφευχθεί νωρίς από τη φάση του δομικού σχεδιασμού του αεροσκάφους [9].

## 1.4 Δομή Διπλωματικής Εργασίας

Τα κεφάλαια της διπλωματικής εργασίας αυτής είναι τα εξής:

- **Κεφάλαιο 2:** Παρουσίαση των Reynolds Averaged Navier Stokes (RANS) εξισώσεων της ροής χρησιμοποιούμενες απο το PUMA λογισμικό που τρέχει σε επεξεργαστές καρτών γραφικών GPUs, για τον υπολογισμό των αεροδυναμικών φορτίων.
- **Κεφάλαιο 3:** Παρουσίαση των βασικών δομικών εξισώσεων, που μέσω του εμπορικού λογισμικού ANSYS MAPDL υπολογίζονται οι δομικές παραμορφώσεις.
- **Κεφάλαιο 4:** Αλληλεπίδραση Αεροδυναμικής-Δομικής ανάλυσης
- **Κεφάλαιο 5:** Αεροελαστικές εφαρμογές σε διαφορετικές γεωμετρίες φουσκωτών πτερύγων.
- **Κεφάλαιο 6:** Σχόλια και συμπεράσματα με βάση τα αποτελέσματα των αεροελαστικών αναλύσεων.

# Κεφάλαιο 2

## Αεροδυναμική Ανάλυση

Αρχικά παρουσιάζεται το μοντέλο ροής για τον υπολογισμό των αεροδυναμικών φορτίων που δέχονται οι πολυθάλαμες πτέρυγες που μελετώνται κατά την πτήση τους. Το μοντέλο της ροής αποτελείται από τις Reynolds-Averaged Navier Stokes (RANS) εξισώσεις μόνιμης ροής για συμπιεστή ροή και το Spalart-Allmaras μοντέλο τύρβης [10]. Ο επιλύτης CFD μαζί με τον συζυγή επιλύτη του, ονομάζεται PUMA (Parallel solver for Unstructured grids, for Multiblade row computations, including Adjoint). Η δημιουργία του κώδικα ξεκίνησε δύο δεκαετίες πριν, στο πλαίσιο πολλών διδακτορικών διατριβών στη ΜΠΥΡΒ/ΕΜΠ, και την τελευταία δεκαετία ο κώδικας έχει μεταφερθεί σε κάρτες γραφικών NVIDIA-GPUs εμπλουτισμένος με νέες δυνατότητες. Όλα τα τρεξίματα στη διπλωματική αυτή εργασία εκτελέστηκαν χρησιμοποιώντας την GPU-enabled παραλλαγή του PUMA [11] [12].

### 2.1 Οι RANS Εξισώσεις για Συμπιεστή Ροή

Οι 3D RANS εξισώσεις για συμπιεστή ροή σε διανυσματική μορφή είναι [10]:

$$\frac{\partial U_n}{\partial t} + \frac{\partial f_{nk}^{inv}}{\partial x_k} - \frac{\partial f_{nk}^{vis}}{\partial x_k} = 0 \quad (2.1)$$

Στην εξίσωση 2.1, το  $U_n$  αντιπροσωπεύει τις συντηρητικές μεταβλητές:

$$\vec{U} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u_1 \\ \rho u_2 \\ \rho u_3 \\ \rho E \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

όπου  $\rho$  είναι η πυκνότητα του ρευστού,  $u_m (m = 1, 2, 3)$  είναι οι συνιστώσες της ταχύτητας και  $E$  η ενέργεια ανά μονάδα μάζας, ενώ  $t$  είναι ο ψευδοχρόνος, μιας και το χρονικά μόνιμο πρόβλημα λύνεται με την τεχνική της χρονο-προέλασης στον ψευδοχρόνο (επαναληπτικά). Τα διανύσματα των ατριβών  $\vec{f}_{nk}^{inv}$  και των συνεκτικών ροών  $\vec{f}_{nk}^{vis}$  ορίζονται ως [10]:

$$\vec{f}_{nk}^{inv} = \begin{bmatrix} \rho u_k \\ \rho u_1 u_k + p \delta_{1k} \\ \rho u_2 u_k + p \delta_{2k} \\ \rho u_3 u_k + p \delta_{3k} \\ u_k (E_t + p) \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

$$\vec{f}_{nk}^{vis} = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{1k} \\ \tau_{2k} \\ \tau_{3k} \\ u_l \tau_{lk} + q_k \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

που ο όρος  $\delta_{nk}$  είναι το σύμβολο του Kronecker,  $E_t = \frac{p}{\gamma-1} - \frac{1}{2}\rho u^2$  η συνολική ενέργεια ανα μονάδα όγκου και ο όρος  $q_k$  οι συνιστώσες της θερμικής ροής ενώ  $\tau_{ik}$  είναι ο τανυστής των τάσεων. Το διάνυσμα της ταχύτητας συμβολίζεται με  $\vec{u}$ . Για τις εξισώσεις 2.3, 2.4:

- ο τανυστής των τάσεων  $\tau_{i,j}$

$$\tau_{i,j} = \frac{\mu + \mu_t}{Re} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \quad (2.5)$$

- αριθμός Reynolds  $Re$

$$Re = \frac{\rho u l}{\mu} \quad (2.6)$$

όπου  $l$  το χαρακτηριστικό μήκος που στην περίπτωση μας ισούται με τη χορδή της αεροτομής NACA4318, και  $\mu$  η δυναμική συνεκτικότητα του ρευστού.



- $k$  συνιστώσα της ροής θερμότητας  $q_k$ :

$$q_k = \frac{C_p}{Re} \left( \frac{\mu}{Pr} + \frac{\mu_t}{Pr_t} \right) \frac{\partial T}{\partial x_k} \quad (2.7)$$

όπου  $C_p$  η ειδική θερμοχωρητικότητα του ρευστού υπό σταθερή πίεση.

- $T$  είναι η στατική θερμοκρασία. Καθώς το ρευστό θεωρείται τέλει αέριο η θερμοκρασία  $T$  εξαρτάται από την πυκνότητα  $\rho$  και την πίεση  $p$  μέσω της σχέσης:

$$p = \rho R_g T \quad (2.8)$$

όπου  $R_g$  η παγκόσμια σταθερά των αερίων.

- Αριθμός Prandtl ( $Pr$ )

$$Pr = \frac{C_p \mu}{k} \quad (2.9)$$

όπου  $k$  η θερμική αγωγιμότητα

- Τυρβώδης Αριθμός Prandtl  $Pr_t$
- Ειδικός λόγος θερμότητας ( $\gamma$ )

$$\gamma = \frac{C_p}{C_v} \quad (2.10)$$

όπου  $C_v$  η ειδική θερμοχωρητικότητα του ρευστού υπό σταθερό όγκο.

- Ολική ενθαλπία  $h_t$

$$h_t = E + \frac{p}{\rho} \quad (2.11)$$

όπου για τέλεια αέρια η ολική ενθαλπία εξαρτάται από την πυκνότητα  $\rho$ , την πίεση  $p$  και την ταχύτητα ( $u_m$ ):

$$h_t = \frac{\gamma p}{\rho(\gamma - 1)} + \frac{1}{2} u_m^2 \quad (2.12)$$

- Ολική θερμοκρασία  $T_t$ :

$$T_t = T + \frac{u_m u_m}{2C_p} \quad (2.13)$$

- Ολική πίεση  $p_t$ :

$$p_t = p \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2.14)$$

Η τυρβώδης συνεκτικότητα  $\mu_t$  υπολογίζεται μέσω της εξίσωσης του μοντέλου τύρβης Spalart-Allmaras [13].

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho\tilde{\nu})}{\partial t} + \frac{\partial(\rho\tilde{\nu}u_k)}{\partial x_k} = \frac{\rho}{Re_o\sigma} \left\{ \frac{\partial}{\partial x_k} \left[ (\tilde{\nu} + \nu) \frac{\partial\tilde{\nu}}{\partial x_k} \right] + c_{b2} \frac{\partial\tilde{\nu}}{\partial x_k} \frac{\partial\tilde{\nu}}{\partial x_k} \right\} \\ + \rho c_{b1} (1 - f_{t2}) \tilde{S}\tilde{\nu} - \frac{\rho}{Re_0} \left( c_{w1} f_w - \frac{c_{b1}}{\kappa^2} f_{t2} \right) \left( \frac{\tilde{\nu}}{\Delta} \right)^2 \end{aligned} \quad (2.15)$$

όπου  $\Delta$  είναι η απόσταση του κάθε σημείου του πεδίου ροής απο το πλησιέστερο στερεό όριο.

Λύνοντας την εξίσωση 2.15 υπολογίζεται το  $\mu_t$  απο το  $\tilde{\nu}$  μέσω της  $\mu_t = \rho\tilde{\nu}f_{v1}$ . Η εξίσωση 2.15 αποτελείται απο τους εξής παράγοντες:

$$\begin{aligned} \chi &= \frac{\tilde{\nu}}{\nu} & f_{u1} &= \frac{\chi^3}{\chi^3 + c_{v1}^3} & S &= \sqrt{\varepsilon_{klm}\varepsilon_{kqr} \frac{\partial u_m}{\partial x_l} \frac{\partial u_r}{\partial x_q}} \\ \tilde{S} &= S + \frac{\tilde{\nu}f_{u2}}{Re_0\kappa^2\Delta} & f_w &= g \left( \frac{1 + c_{w3}^6}{g^6 + c_{w3}^6} \right)^{\frac{1}{3}} & g &= r + c_{w2} (r^6 - r) \\ r &= \min \left( 10, \frac{\tilde{\nu}}{Re_0\tilde{S}\kappa^2\Delta^2} \right) & \tilde{\mu} &= \rho\tilde{\nu} & f_{t2} &= c_{t3}e^{c_{t4}\chi^2} \\ c_{v1} &= 7.1 & c_{b1} &= 0.1355 & c_{b2} &= 0.622 \\ c_{w1} &= \frac{c_{b1}}{\kappa^2} + \frac{1 + c_{b2}}{\sigma} & c_{w2} &= 0.3 & c_{w3} &= 2.0 \\ \sigma &= \frac{2}{3}\kappa = 0.41 & c_{t3} &= 1.2 & c_{t4} &= 0.5 \end{aligned} \quad (2.16)$$

Οι παραπάνω εξισώσεις λύνονται σε 3D μη-δομημένα πλέγματα όπου τα στοιχεία του πλέγματος μπορούν να έχουν μορφή τετράεδρων, πυραμίδων, πρισμάτων και εξαέδρων. Το γραμμικοποιημένο σύστημα επιλύεται με τη μέθοδο Jacobi.

Στη διπλωματική αυτή εργασία, το μοντέλο τύρβης Spalart-Allmaras χρησιμοποιείται ως Low-Reynolds μοντέλο, όπου τα μεγέθη ολοκληρώνονται μέχρι και το στερεό όριο, όπου απαιτείται μεγάλη πυκνωση του πλέγματος κοντά στα τοιχώματα.

## 2.2 Οριακές Συνθήκες Συμπιεστής Ροής

Για τον υπολογισμό του προβλήματος της ροής, πρέπει να οριστούν κατάλληλες οριακές συνθήκες στις εξισώσεις 2.1, 2.15. Κατά τη αεροελαστική μελέτη της εργασίας αυτής επικρατεί συμπιεστή ροή.

### 2.2.1 Οριακές Συνθήκες Στερεών Τοιχωμάτων

Τα στερεά τοιχώματα αντιστοιχούν στην εξωτερική επιφάνεια της πτέρυγας. Πιο συγκεκριμένα, στα στερεά τοιχώματα ισχύουν οι συνθήκες μη-ολίσθησης της ροής δηλαδή η ταχύτητα είναι μηδέν. Ακόμη η μεταβλητή τύρβης  $\tilde{\nu}$  ορίζεται μηδέν, καθώς εφαρμόζεται μοντέλο τύρβης χαμηλών αριθμών Reynolds. Τέλος, τα στερεά τοιχώματα θεωρούνται αδιαβατικά επομένως  $q_k n_k = 0$  και για την πίεση εφαρμόζεται μηδενική συνθήκη Neumann. Συνοψίζονται οι οριακές συνθήκες στερεών τοιχωμάτων στις παρακάτω εξισώσεις:

$$u_k = 0 \quad (2.17)$$

$$\tilde{\nu} = 0 \quad (2.18)$$

$$q_k n_k = 0 \quad (2.19)$$

### 2.2.2 Οριακές Συνθήκες της Επάπειρο Ροής

Στο επάπειρον όριο (Far field) της ροής δίνονται τα μεγέθη της αδιατάρακτης ροής 2.1. Όταν η ροή εισέρχεται στο υπολογιστικό χωρίο, τότε ως οριακές συνθήκες εισόδου ορίζονται τα διανύσματα της ταχύτητας, ο λόγος τυρβώδους προς κινηματική συνεκτικότητα ενώ η στατική πίεση ανανεώνεται σε κάθε επανάληψη. Σε περίπτωση που η ροή εξέρχεται από το υπολογιστικό χωρίο η πίεση αποτελεί την οριακή συνθήκη ενώ κατά τη χρονοεπέλαση της ανάλυσης ανανεώνονται τα διανύσματα της ταχύτητας και η πυκνότητα [14].

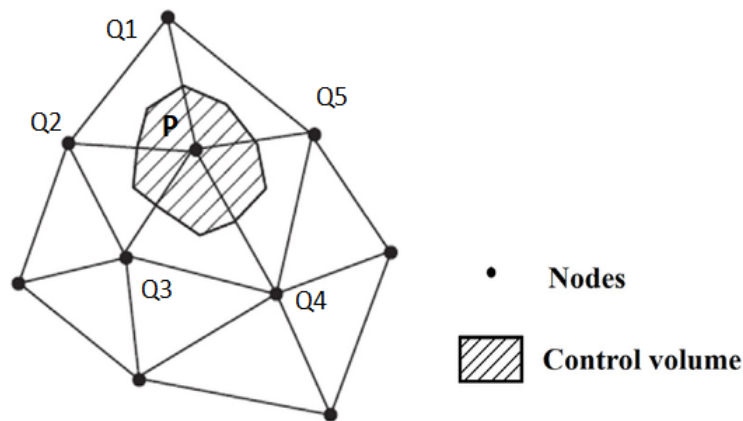
Συνθήκες επάπειρο ροής	Τιμή
Πυκνότητα αέρα	0.4135 kg/m <sup>3</sup>
Μέτρο ταχύτητας	40 m/s
Γωνία πρόνευσης $\alpha$	2 deg
Γωνία εκτροπής $\beta$ (yaw)	0 deg
Θερμοκρασία	223.25 K
Λόγος τυρβώδους προς δυναμικής συνεκτικότητας	0.8134
Δυναμική συνεκτικότητα αέρα	1.458 × 10 <sup>-5</sup>

Πίνακας 2.1: Δεδομένα για τον CFD επιλύτη

## 2.3 Διακριτοποίηση Εξισώσεων με Πεπερασμένους Όγκους

Για την επίλυση του συστήματος των εξισώσεων 2.1, 2.15 εφαρμόζεται μέθοδος χρονο-επέλασης. Σύμφωνα με αυτήν, όταν επιλύεται ένα χρονικά μόνιμο πρόβλημα, οι χρονικές παράγωγοι αντικαθίστανται από ψευδο-χρονικές. Σε κάθε ψευδο-χρονικό βήμα της μεθόδου αυτής, το σύστημα διακριτοποιείται, γραμμικοποιείται και στο τέλος επιλύεται.

Για τη διακριτοποίηση του συστήματος, εφαρμόζεται η μέθοδος των κεντροκομβικών πεπερασμένων όγκων, οι οποίοι δημιουργούνται γύρω από κάθε κόμβο  $P$  του πλέγματος όπως φαίνεται για ένα 2-Δ παράδειγμα στο σχήμα 2.1.



**Σχήμα 2.1:** Κεντροκομβικοί πεπερασμένοι όγκοι, που  $P$  ο εξεταζόμενος κόμβος και  $Q_i$  οι γειτονικοί του κόμβοι. Η μαύρη περιοχή αποτελεί τον όγκο ελέγχου

Για τους μη-συνεκτικούς όρους, εφαρμόζεται το θεώρημα Green-Gauss σε κάθε όγκο ελέγχου και τα διανύσματα συνεκτικής ροής στη διεπιφάνεια των πεπερασμένων όγκων υπολογίζονται με το σχήμα του Roe [15]. Στους συνεκτικούς όρους, μετά την εφαρμογή του θεωρήματος Green-Gauss, εφαρμόζεται σχήμα δεύτερης τάξης κεντρικών διαφορών που προτείνεται στην εργασία [16].

Η αριθμητική επίλυση των διακριτοποιημένων εξισώσεων γίνεται για τη διόρθωση των μεταβλητών, εφαρμόζοντας τη λεγόμενη Δέλτα Διατύπωση (Delta Formulation):

$$\frac{V_P}{\Delta t_P} \Delta \vec{Q}_n^P = -\vec{R}_n^{GE,P} \quad (2.20)$$

που  $\vec{Q}$  συμβολίζει είτε το  $\vec{U}$  είτε το  $\mu$ ,  $GE$  την αντίστοιχη εξίσωση (Governing Equation) για το MF ή το SA και  $\Delta t_P$  το ψευδο-χρονικό βήμα, το οποίο υπολογίζεται

τοπικά για κάθε κόμβο του πλέγματος, [17], ως:

$$\Delta t_P = CFL \frac{V_P}{T^{inv,P} + T^{vis,P}} \quad (2.21)$$

όπου

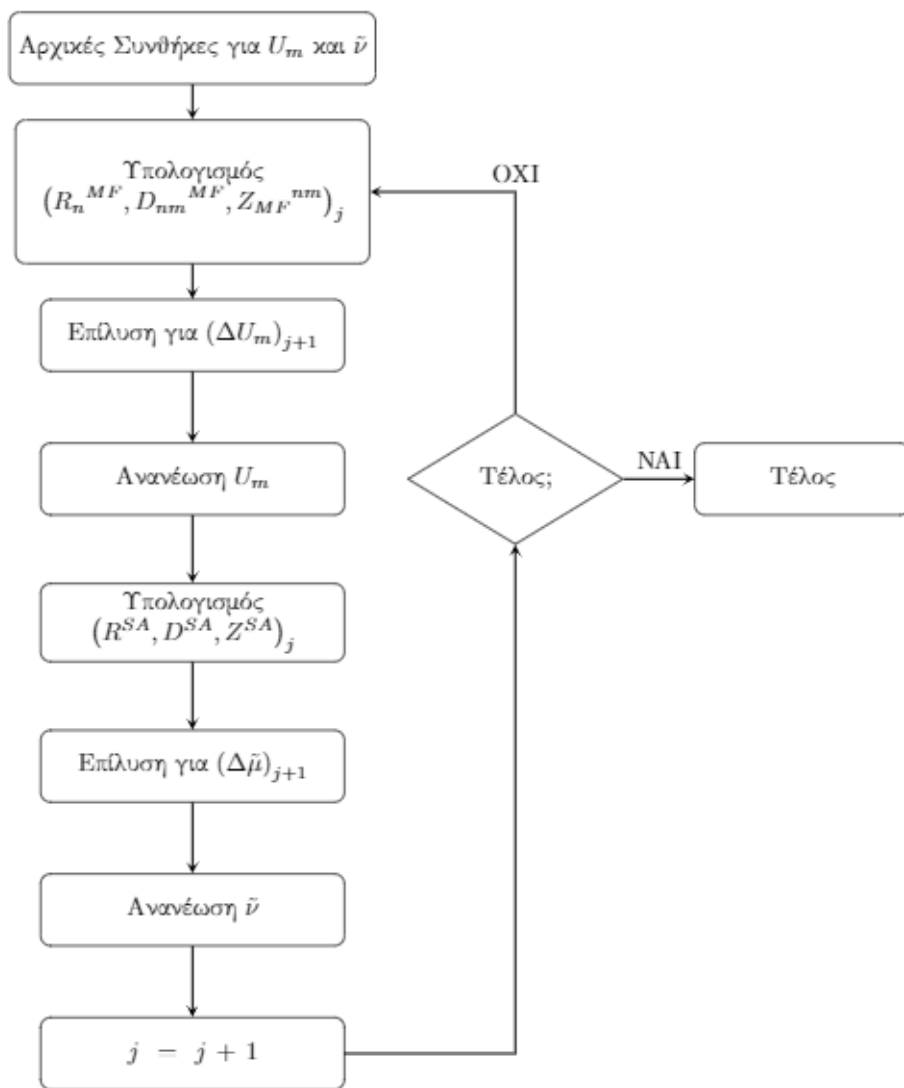
$$T^{inv,P} = (|u_k^R| + c)^P S_k^P \quad (2.22)$$

$$T^{vis,P} = \frac{2(\mu + \mu_t) V_P}{\rho_P (S_1^P + S_2^P + S_3^P)} \quad (2.23)$$

$$S_k^P = \frac{1}{2} \sum_{\forall Q \in N(P)} |n_k^{PQ}| \quad (2.24)$$

όπου  $Q$  οι γειτονικοί κόμβοι του εξεταζόμενου κόμβου  $P$ , ενώ ο αριθμός CFL ορίζεται από το χρήστη. Κατά τη διακριτοποίηση της εξίσωσης 2.20, το διάνυσμα των αποκλίσεων κάθε ψευδοχρονικής επανάληψης  $\vec{R}_n$ , διασπάται σε όρους που ανήκουν στη διαγώνιο  $\vec{D}_n$ , και σε όρους που δεν ανήκουν σε αυτή  $\vec{Z}_n$  και υπολογίζονται με τη μέθοδο Jacob.

Στο σχήμα 2.2, παρουσιάζεται το διάγραμμα της διαδικασίας που εκτελείται για την επίλυση των εξισώσεων RANS για μια χρονικά μόνιμη ροή, όπου ο δείκτης MF συμβολίζει τη μέση ροή, ο δείκτης SA το μοντέλο τύρβης (Spalart-Allmaras), ο μετρητής  $j$  τα ψευδο-χρονικά βήματα.



Σχήμα 2.2: Διάγραμμα ροής επιλύτη χρονικά μόνιμων τυρβωδών ροών

## 2.4 Χρήση Επεξεργαστών Καρτών Γραφικών

Για τη ραγδαία αύξηση της ταχύτητας επίλυσης της ροής, το λογισμικό εκτελείται από επεξεργαστές καρτών γραφικών (GPU), έναντι του κεντρικού επεξεργαστή (CPU). Στους επεξεργαστές GPUs, όλοι οι πυρήνες τους δουλεύουν παράλληλα, με βάση την ίδια μνήμη RAM. Παρά τη μεγάλη υπολογιστική τους ισχύ όμως, οι κάρτες γραφικών διαθέτουν μικρότερη μνήμη σε σύγκριση με τους κεντρικούς επεξεργαστές. Για να περιοριστούν οι αρνητικές επιδράσεις αυτών, απαιτείται η μείωση του όγκου πληροφοριών που χρειάζεται το λογισμικό. Το παραπάνω επιτυγχάνεται με την εφαρμογή της μεθόδου MPA (Mixed Precision Arithmetics) [18]. Πιο συγκεκριμένα για την επίλυση του 3-Δ αεροδυναμικού μοντέλου (RANS) σε συνδυασμό με το μοντέλο τύρβης μίας εξίσωσης, χρησιμοποιώντας τη μέθοδο MPA συμβαίνει το εξής. Το αριστερό μέρος (left-hand-side) των διακριτοποιημένων εξισώσεων (RANS, τύρβης), υλοποιείται με μεθόδους μονής ακρίβειας SPA (Single Precision Arithmetics), ενώ το δεξί μέρος των εξισώσεων (right-hand-side), που αφορούν τις αποκλίσεις (residuals), υλοποιούνται με διπλής ακρίβειας DPA (Double Precision Arithmetics). Με αυτόν τον τρόπο η υλοποίηση MPA στις GPUs, καταλήγει σε μεγάλες ταχύτητες επίλυσης, καθώς και μείωση του συνολικού όγκου πληροφοριών (εχμετάλλευση SPA υλοποίησης) συγκριτικά με τον κεντρικό επεξεργαστή CPU, χωρίς να επηρεάζει αρνητικά την υλοποίηση DPA των GPUs.

Η χρήση GPU's, μπορεί να μειώσει σημαντικά το υπολογιστικό κόστος της πρόλεξης της αεροελαστικής συμπεριφοράς μίας πτέρυγας, για αυτό χρησιμοποιούνται στη παρούσα εργασία. [14]. Στη διπλωματική εργασία αυτή, χρησιμοποιείται η κάρτα γραφικών NVIDIA Tesla P100.





## Κεφάλαιο 3

### Δομική Ανάλυση

Εκτός απο το ροϊκό μοντέλο, για την αεροελαστική ανάλυση χρειάζεται και δομική ανάλυση που περιγράφεται σε αυτό το κεφάλαιο. Πιο συγκεκριμένα, παρουσιάζονται οι βασικές αρχές της χρησιμοποιούμενης μεθόδου πεπερασμένων στοιχείων απο το λογισμικό. Το λογισμικό που χρησιμοποιείται ως κατασκευαστικός επιλύτης είναι το ANSYS και πιο συγκεκριμένα το MAPDL (Mechanical ANSYS Parametric Design Language)[19]. Στην εργασία αυτή θα χρησιμοποιηθούν δύο τύποι υλικών: ορθοτροπικό συνθετικό υλικό και ισότροπο ελαστικό υλικό.

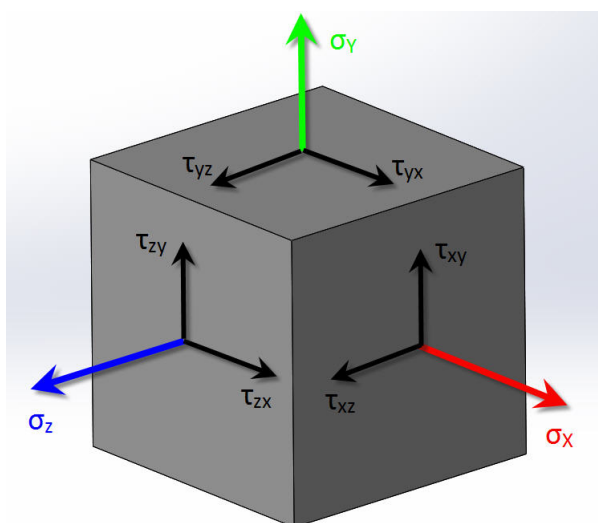
#### 3.1 Βασικές Σχέσεις Δομικής Ανάλυσης

##### 3.1.1 Ορθοτροπικό Συνθετικό Υλικό

Τα ορθοτροπικά κατατάσσονται στην κατηγορία των ανισότροπων και, πιο συγκεκριμένα, έχουν διαφορετικές ιδιότητες στις δύο κάθετες διευθύνσεις του κάθε επιπέδου. Οι σχέσεις που περιγράφουν τη δομική συμπεριφορά του ορθοτροπικού υλικού περιγράφονται απο τις σχέσεις που περιγράφουν γενικότερα τα ελαστικά υλικά. Αρχικά ορίζονται οι εντάσεις, οι παραμορφώσεις και οι σχέσεις αλληλεπίδρασης μεταξύ τους, καθώς η κατανόηση τους είναι σημαντική για τη μέθοδο των πεπερασμένων στοιχείων για τον υπολογισμό των μετατοπίσεων στα δομικά προβλήματα. Με βάση το σύστημα

συντεταγμένων (x,y,z) οι τάσεις για κάθε άξονα 3.1 ορίζονται απο τον ταυυστή [20]:

$$\vec{\sigma} = \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{xz} \end{bmatrix} \quad (3.1)$$



Σχήμα 3.1: Ανάλυση ορθών και διατμητικών τάσεων , [21]

Το διάνυσμα της ολικής παραμόρφωσης σε κάθε κόμβο  $\vec{\epsilon}$  είναι το [20]:

$$\vec{\epsilon} = \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \epsilon_z \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

όπου  $\epsilon_i$  είναι οι παραμορφώσεις απο ορθές τάσεις και  $\gamma_{ij}$  παραμορφώσεις απο διατμητικές τάσεις.

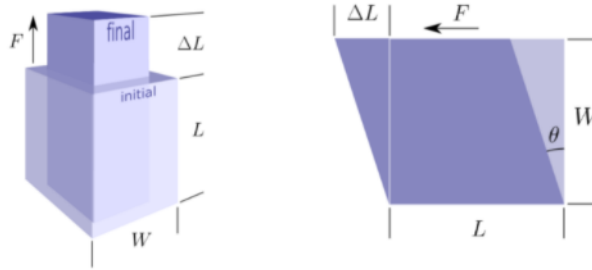
Στην εδώ εφαρμογή, δεν υπάρχουν θερμικές παραμορφώσεις. Ως αποτέλεσμα, προκύπτει ότι η ελαστική ισούται με την ολική τάση. Μέσω του νόμου του Hooke για ελαστικά υλικά δίνονται οι σχέσεις μεταξύ τάσεων και των αντίστοιχων παραμορφώσεων [20]:

$$\begin{aligned}
\sigma_x &= \frac{E_x}{h} \left( 1 - \nu_{yz}^2 \frac{E_z}{E_y} \right) \varepsilon_x + \frac{E_y}{h} \left( \nu_{xy} + \nu_{xz} \nu_{yz} \frac{E_z}{E_y} \right) \varepsilon_y + \frac{E_z}{h} (\nu_{xz} + \nu_{yz} \nu_{xy}) \varepsilon_z \\
\sigma_y &= \frac{E_y}{h} \left( \nu_{xy} + \nu_{xz} \nu_{yz} \frac{E_z}{E_y} \right) \varepsilon_x + \frac{E_y}{h} \left( 1 - \nu_{xz}^2 \frac{E_z}{E_y} \right) \varepsilon_y + \frac{E_z}{h} \left( \nu_{xz} + \nu_{yz} \nu_{xy} \frac{E_y}{E_x} \right) \varepsilon_z \\
\sigma_z &= \frac{E_z}{h} \left( \nu_{xz} + \nu_{yz} \nu_{xy} \frac{E_z}{E_y} \right) \varepsilon_x + \frac{E_y}{h} \left( \nu_{yz} + \nu_{xz} \nu_{xy} \frac{E_y}{E_x} \right) \varepsilon_y + \frac{E_z}{h} \left( 1 - \nu_{xy}^2 \frac{E_y}{E_x} \right) \varepsilon_z
\end{aligned} \tag{3.3}$$

$$\begin{aligned}
\tau_{xy} &= G_{xy} \gamma_{xy} \\
\tau_{yz} &= G_{yz} \gamma_{yz} \\
\tau_{xz} &= G_{xz} \gamma_{xz}
\end{aligned} \tag{3.4}$$

όπου

$$h = 1 - \nu_{xy}^2 \frac{E_y}{E_x} - \nu_{yz}^2 \frac{E_z}{E_y} - \nu_{xz}^2 \frac{E_z}{E_x} - 2\nu_{xy} \nu_{yz} \nu_{xz} \frac{E_z}{E_x} \tag{3.5}$$



**Σχήμα 3.2:** Μεταβολές γεωμετρίας λόγω ορθών και διατμητικών τάσεων: Αριστερά: Μεταβολή γεωμετρίας λόγω ορθών τάσεων. Δεξιά: Μεταβολή γεωμετρίας λόγω διατμητικών τάσεων

Στις παραπάνω σχέσεις:

- $\sigma_i$  είναι οι ορθές τάσεις για κάθε διεύθυνση.
- $\varepsilon_i$  είναι οι ορθές παραμορφώσεις για κάθε διεύθυνση λόγω των  $\sigma_i$  ορθών τάσεων.
- $\tau_{i,j}$  είναι οι διατμητικές τάσεις στη  $j$  διεύθυνση του επιπέδου ανάλογα την περίπτωση, καθώς η  $i$  είναι η κάθετη διεύθυνσή του και αντιστοιχεί στο επίπεδο

των ορθών τάσεων.

- $\gamma_{i,j}$  είναι οι διατμητικές παραμορφώσεις λόγω των  $\tau_{i,j}$  διατμητικών τάσεων.
- $E_i$  είναι το μέτρο ελαστικότητας (Young Modulus) κατά τον  $i$  άξονα που ορίζεται συνήθως πειραματικά για το υλικό. Στα ισότροπα υλικά υπάρχει μόνο ένα μέτρο ελαστικότητας κοινό για κάθε άξονα, ενώ στα ορθοτροπικά υλικά υπάρχουν τρία μέτρα ελαστικότητας για κάθε άξονα ( $x, y, z$ ).
- $\nu_{i,j}$  είναι ο λόγος Poisson και ορίζεται από τη σχέση  $\nu_{i,j} = -\frac{\epsilon_j}{\epsilon_i}$
- $G_{i,j}$  είναι το μέτρο διάτμησης στη  $j$  διεύθυνση του επιπέδου, καθώς η  $i$  είναι η κάθετη διεύθυνσή του. Στα ισότροπα υλικά εξαρτάται από το μέτρο ελαστικότητας και δεν χρειάζεται να οριστεί κατά την δομική ανάλυση. Στα ορθοτροπικά υλικά, πρέπει να οριστούν οι τιμές του μέτρου διάτμησης για κάθε επίπεδο ( $xy, yz, xz$ ).

Οι εξισώσεις 3.3 και 3.4 μπορούν να γραφούν σε μητρική μορφή:

$$\vec{\sigma} = [E] \vec{\epsilon} \quad (3.6)$$

όπου  $[E]$  το μητρώο ελαστικής ακαμψίας για κάθε κόμβο [20]:

$$[E] = \begin{bmatrix} \frac{1-\nu_{xy}\nu_{yz}}{E_y E_z \Delta} & \frac{\nu_{xy}+\nu_{xz}\nu_{zy}}{E_y E_z \Delta} & \frac{\nu_{zx}+\nu_{yx}\nu_{zy}}{E_y E_z \Delta} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\nu_{xy}+\nu_{xz}\nu_{zy}}{E_y E_z \Delta} & \frac{1-\nu_{zx}\nu_{zy}}{E_x E_z \Delta} & \frac{\nu_{zy}+\nu_{xz}\nu_{yx}}{E_x E_z \Delta} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{E_z E_x \Delta}{\nu_{xz}+\nu_{xy}\nu_{yz}} & \frac{E_z E_x \Delta}{\nu_{yz}+\nu_{xz}\nu_{yx}} & \frac{E_z E_x \Delta}{1-\nu_{xy}\nu_{yx}} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{E_x E_y \Delta}{\nu_{xz}+\nu_{xy}\nu_{yz}} & \frac{E_x E_y \Delta}{\nu_{yz}+\nu_{xz}\nu_{yx}} & \frac{E_x E_y \Delta}{1-\nu_{xy}\nu_{yx}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 2G_{yz} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 2G_{yz} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2G_{yz} \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

όπου το  $\Delta$  δίνεται από τη σχέση:

$$\Delta = \frac{1 - \nu_{xy}\nu_{yx} - \nu_{yz}\nu_{zy} - \nu_{zx}\nu_{xz} - 2\nu_{xy}\nu_{yz}\nu_{zx}}{E_x E_y E_z} \quad (3.8)$$

### 3.1.2 Ισότροπο Ελαστικό Υλικό

Τα ισότροπα υλικά έχουν κοινές ιδιότητες σε κάθε κατεύθυνση του 3-Δ συστήματος συντεταγμένων. Αφού ορίστηκαν οι τάσεις, οι παραμορφώσεις και οι σχέσεις που τις συνδέουν για τα ελαστικά υλικά, ορίζονται παρακάτω οι απλοποιημένες σχέσεις τους για τα ισότροπα υλικά που χρησιμοποιούνται στη διπλωματική εργασία. Τα ισότροπα υλικά έχουν παρόμοιες ιδιότητες σε κάθε διεύθυνση τους.

- Στην περίπτωση αυτή οι ορθές παραμορφώσεις (strain) δίνονται απο τους τύπους [20] :

$$\varepsilon_x = \frac{\partial u}{\partial x} \quad \varepsilon_y = \frac{\partial v}{\partial y} \quad \varepsilon_z = \frac{\partial w}{\partial z} \quad (3.9)$$

όπου  $u, v, w$  είναι οι μετατοπίσεις (displacements) στις διευθύνσεις  $x, y, z$  αντίστοιχα.

- Οι διατμητικές παραμορφώσεις ορίζονται ως:

$$\gamma_{xy} = \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \quad \gamma_{yz} = \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \quad \gamma_{zx} = \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \quad (3.10)$$

Οι εξισώσεις από 3.3 και 3.4 στα ισότροπα υλικά απλοποιούνται:

$$\begin{aligned} \varepsilon_x &= \frac{1}{E} [\sigma_x - \nu (\sigma_y + \sigma_z)] \\ \varepsilon_y &= \frac{1}{E} [\sigma_y - \nu (\sigma_x + \sigma_z)] \\ \varepsilon_z &= \frac{1}{E} [\sigma_z - \nu (\sigma_x + \sigma_y)] \end{aligned} \quad (3.11)$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\tau_{xy}}{G} \quad \gamma_{yz} = \frac{\tau_{yz}}{G} \quad \gamma_{zx} = \frac{\tau_{zx}}{G} \quad (3.12)$$

Οι όροι των εξισώσεων από 3.11 ως 3.12 ορίζονται ως εξής:

- $E$  είναι το μέτρο ελαστικότητας για κάθε έναν κόμβο , που στην περίπτωση μας είναι σταθερό και ίσο σε όλες τις διευθύνσεις.
- $\nu$  ο λόγος Poisson όπου  $\nu = \nu_{xy} = -\frac{\varepsilon_y}{\varepsilon_x}$  και είναι ίδιος σε όλες τις διευθύνσεις.
- $G$  είναι το μέτρο διάτμησης που στα ισότροπα υλικά το  $G$  λαμβάνει μόνο μία τιμή, η οποία δίνεται απο τη σχέση  $G = \frac{E(1-\nu)}{2(1+\nu)}$ . Καθώς στα ισότροπα υλικά το μέτρο διάτμησης εξαρτάται απο το μέτρο ελαστικότητας και τον λόγο Poisson, δεν χρειάζεται να εισαχθεί τιμή του στον CSM επιλύτη.

Ως αποτέλεσμα, ο νόμος του Hooke σε μητρωική μορφή μπορεί να γραφεί [20]:

$$\sigma = \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zx} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{\nu} & \bar{\mu} & \bar{\mu} & 0 & 0 & 0 \\ \bar{\mu} & \bar{\nu} & \bar{\mu} & 0 & 0 & 0 \\ \bar{\mu} & \bar{\mu} & \bar{\nu} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & G & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & G & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & G \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

όπου  $\bar{\nu}$ ,  $\bar{\mu}$  οι σταθερές του Lamé και δίνονται απο τις εξισώσεις:

$$\bar{\nu} = \frac{E(1-\nu)}{(1+\nu)(1-2\nu)} \quad \bar{\mu} = \frac{E\nu}{2(1+\nu)} \quad (3.14)$$

οι σχέσεις των τελευταίων δύο κεφαλαίων, περιγράφουν τη συμπεριφορά των ισότροπων ελαστικών υλικών και των ορθοτροπικών συνθετικών υλικών όσον αφορά τις τάσεις, τις παραμορφώσεις και τα μέτρα ελαστικότητας τους.

## 3.2 Μέθοδος Πεπερασμένων Στοιχείων μέσω Λογισμικού MAPDL

### 3.2.1 Παρουσίαση Προβλήματος

Η μέθοδος πεπερασμένων στοιχείων [19] υλοποιείται μέσω του λογισμικού MAPDL του ANSYS. Η μέθοδος αυτή χρησιμοποιείται για το υπολογισμό των δομικών τάσεων και παραμορφώσεων της κατασκευής απο τα φορτία που δίνει η αεροδυναμική επίλυση. Η ιδέα εφαρμογής της μεθόδου μέσω του λογισμικού είναι, ότι μία μικρή εικονική κομβική μετατόπιση, οφείλεται σε ένα μικρό εικονικό εξωτερικό έργο  $\delta W$  που προκαλεί μικρή μεταβολή της ενέργειας παραμόρφωσης  $\delta U$ :

$$\delta W = \delta U \quad (3.15)$$

όπου

- $U$  είναι η ενέργεια παραμόρφωσης (εσωτερική)
- $W$  είναι το εξωτερικό έργο προερχόμενο απο τα εξωτερικά φορτία που ασκούνται στην κατασκευή.

Στα 3D ελαστικά μοντέλα της γεωμετρίας που παρουσιάζονται αργότερα, επιβάλλεται πίεση  $\vec{p}$  που ασκείται στις επιφάνειες των στοιχείων, και ανάλογα την επιφάνεια του στοιχείου, το διάνυσμα της πίεσης έχει μόνο μία μη-μηδενική συνιστώσα (εσωτερική πίεση λόγω φουσκώματος):

$$\vec{p} = [p_x \quad p_y \quad p_z] \quad (3.16)$$

και οι κάθετες (οι διατμητικές τάσεις δεν λαμβάνονται υπόψιν) συνολικές δυνάμεις (συνεκτικό και μη συνεκτικό κομμάτι της δύναμης)  $\vec{F}$  που δέχεται το στοιχείο:

$$\vec{F} = [F_x \quad F_y \quad F_z] \quad (3.17)$$

Επιπρόσθετα, ορίζονται συγκεκριμένες στηρίξεις στις επιφάνειες του μοντέλου που μελετάται. Για τα δοσμένα φορτία, οριακές συνθήκες και νόμους τάσεων-παραμορφώσεων υλικών, στόχος είναι ο υπολογισμός των μετατοπίσεων του σώματος.

Η μικρή εικονική μετατόπιση, προκαλεί μικρή μεταβολή της εσωτερικής ενέργειας παραμόρφωσης που περιγράφεται από την εξίσωση:

$$\delta U = U_{dis} - U_{eq} \quad (3.18)$$

όπου  $U_{eq}$  είναι η ενέργεια παραμόρφωσης σε ισορροπία και  $U_{dis}$  η τελική ενέργεια παραμόρφωσης λόγω των φορτίων. Αρχικά, η ενέργεια παραμόρφωσης σε ισορροπία ορίζεται μέσω της 3.6 ως:

$$U_{eq} = \frac{1}{2} \iiint_V \vec{\sigma}^T \vec{\varepsilon} dV = \frac{1}{2} \iiint_V \vec{\varepsilon}^T [E] \vec{\varepsilon} dV \quad (3.19)$$

Από τη μικρή αυτή μετατόπιση, επηρεάζεται ολόκληρος ο όγκος του στοιχείου ( $V$ ) και η επιφάνεια που ( $S$ ) που επιβλήθηκαν τα επιφανειακά φορτία και προκύπτει η τελική ενέργεια παραμόρφωσης:

$$U_{dis} = \frac{1}{2} \int_V \vec{\sigma}^T (\vec{\varepsilon} + \delta\vec{\varepsilon}) dV = \frac{1}{2} \int_V (\vec{\varepsilon} + \delta\vec{\varepsilon})^T [E] (\vec{\varepsilon} + \delta\vec{\varepsilon}) dV \quad (3.20)$$

Αντικαθιστώντας τις 3.20 και 3.19 στην 3.18, παραλείποντας τον όρο  $(\delta\varepsilon)^2$  προκύπτει η μεταβολή της εσωτερικής ενέργειας:

$$\delta U = \iiint_V \delta\vec{\varepsilon}^T [E] \vec{\varepsilon} dV \quad (3.21)$$

Αφού ορίστηκε μέσω εξισώσεων το πως το λογισμικό (MAPDL) αντιλαμβάνεται την εσωτερική μεταβολή της ενέργειας, μέσω των φορτίων και των αντίστοιχων κομβικών μετατοπίσεων, ορίζεται πως αντιλαμβάνεται το εξωτερικό έργο:

$$\delta W = \delta W_{surf} + \delta W_{body} \quad (3.22)$$

Λόγω των κάθετων επιφανειακών φορτίων (εσωτερική πίεση λόγω του φουσκώματος) και των φορτίων απο το περιβάλλοντα ρέοντα αέρα (αεροδυναμικά φορτία που επιβάλλονται στο μοντέλο):

$$\delta W_{surf} = \oint_S \delta \vec{u}^T \vec{p} dS \quad (3.23)$$

όπου  $\vec{p}$  3.16, το διάνυσμα της εφαρμοσμένης πίεσης, που ασκείται στις επιφάνειες των στοιχείων του μοντέλου, και συνίσταται απο μόνο μία συνιστώσα, όπως η πίεση που επιβάλλεται για την προσομοίωση του φουσκώματος της πτέρυγας (εσωτερική πίεση). Το έργο απο τη συνολική συνεισφορά δύναμης στο στοιχείο είναι:

$$\delta W_{body} = \iiint_V \delta \vec{u}^T \vec{F} dV \quad (3.24)$$

όπου  $\vec{F}$  3.17, το διάνυσμα των κάθετων συνολικών (μη συνεκτικών, συνεκτικών) δυνάμεων που ασκούνται στον όγκο του στοιχείου. Σε αυτές συμπεριλαμβάνονται και οι δυνάμεις των σχοινιών συγκράτησης στην επιφάνεια της πτέρυγας και αντίστροφα και τα αεροδυναμικά φορτία που ασκούνται στο μοντέλο. Συνδυάζοντας τις εξισώσεις 3.15 3.24 3.23 3.22 προκύπτει:

$$\iiint_V \delta \vec{u}^T [E] \vec{\epsilon} dV = \oint_S \delta \vec{u}^T \vec{p} dS + \iiint_V \delta \vec{u}^T \vec{F} dV \quad (3.25)$$

Άρα το συνολικό εξωτερικό έργο προερχόμενο απο εξωτερικά φορτία ορίζεται απο το άθροισμα 3.25 και ορίζεται απο τις κομβικές μετατοπίσεις.

### 3.2.2 Εξισώσεις Πεπερασμένων Στοιχείων

Για την κατανόηση του δομικού προβλήματος, γίνεται περιγραφή της μετατόπισης των κόμβων των πεπερασμένων στοιχείων όταν λαμβάνουν φορτία (αεροδυναμικά, δομικά). Οι μετατοπίσεις αυτές εκφράζονται μέσω εξισώσεων και των συναρτήσεων μορφής που μέσω αυτών καταλήγουμε στον ορισμό του μητρώου δυσκαμψίας για κάθε τύπο πεπερασμένου στοιχείου (4-κομβικού κελύφους, στοιχείου μορφής δοκού) που χρησιμοποιείται στην αεροελαστική ανάλυση. Για παράδειγμα ορίζεται ένα τυχαίο (3D)



πεπερασμένο στοιχείο (κελύφους, δοκού, κτλ).

Η μετατόπιση κάθε κόμβου ( $i=1,2,3\dots$ ) ορίζεται απο το παρακάτω διάνυσμα:

$$\vec{u}_{node} = [u_1 \ v_1 \ w_1 \ u_2 \ v_2 \ w_2 \ \dots] \quad (3.26)$$

Οι μετατοπίσεις εντός του πεπερασμένου στοιχείου μπορεί να οριστούν με τη χρήση των κομβικών μετατοπίσεων  $\vec{u}_{node}$  και τις συναρτήσεις μορφής  $N_i$ . Οι συναρτήσεις αυτές, είναι ουσιαστικά πολύωνυμικές συναρτήσεις που καθορίζουν τη συνεισφορά κάθε κόμβου στη συνολική εσωτερική μετατόπιση του πεπερασμένου στοιχείου και μπορεί να γραφεί σε μητρική μορφή ως: [20]

$$[N] = \begin{bmatrix} N_1 & 0 & 0 & N_2 & \dots \\ 0 & N_1 & 0 & 0 & \dots \\ 0 & 0 & N_1 & 0 & \dots \end{bmatrix} \quad (3.27)$$

Στην διπλωματική εργασία έχουμε συναρτήσεις μορφής  $N_i$  για γραμμικά, τριγωνικά και τετραπλευρικά στοιχεία ανάλογο το είδος του στοιχείου που εφαρμόζεται. Το διάνυσμα της παραμόρφωσης 3.11 3.26, μπορεί να οριστεί και συναρτήσει των κομβικών μετατοπίσεων:

$$\vec{\varepsilon} = [B] \vec{u}_{node} \quad (3.28)$$

όπου

$$[B] = [L] [N] \quad (3.29)$$

όπου  $[B]$  είναι το μητρώο μετασχηματισμού μετατοπίσεων-παραμορφώσεων και ορίζεται απο την εξίσωση 3.27 και  $[L]$  είναι ο διαφορικός τελεστής και ορίζεται ως:

$$[L] = \begin{bmatrix} \frac{\partial}{\partial x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\partial}{\partial y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\partial}{\partial z} \\ \frac{\partial}{\partial y} & \frac{\partial}{\partial x} & 0 \\ 0 & \frac{\partial}{\partial z} & \frac{\partial}{\partial y} \\ \frac{\partial}{\partial z} & 0 & \frac{\partial}{\partial x} \end{bmatrix} \quad (3.30)$$

Στη μέθοδο πεπερασμένων στοιχείων, κάθε στοιχείο και κόμβοι του μελετώνται ξεχωριστά. Έτσι για να βρεθεί η συνεισφορά κάθε κόμβου ( $i$ ), ορίζεται το  $[B]$  για κάθε

κόμβο με συνδυασμό των 3.29,3.30,3.27 ως:

$$[B_i] = \begin{bmatrix} \frac{\partial N_i}{\partial x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\partial N_i}{\partial y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\partial N_i}{\partial z} \\ \frac{\partial N_i}{\partial y} & \frac{\partial N_i}{\partial x} & 0 \\ 0 & \frac{\partial N_i}{\partial z} & \frac{\partial N_i}{\partial y} \\ \frac{\partial N_i}{\partial z} & 0 & \frac{\partial N_i}{\partial x} \end{bmatrix} \quad (3.31)$$

Επίσης, με εφαρμογή του ορισμού των συναρτήσεων μορφής, το διάνυσμα μετατόπισης οποιουδήποτε σημείου εντός του στοιχείου  $\vec{u}$ , μπορεί να γραφεί ως:

$$\vec{u} = [N] \vec{u}_{node} \quad (3.32)$$

Αντικαθιστώντας την παραπάνω εξίσωση στην 3.25 σύμφωνα με τις μετατοπίσεις των κόμβων 3.28 καταλήγει σε:

$$\left( \iiint_V [B]^T [E] [B] dV \right) \vec{u}_{node} = \oint_S [N]^T \vec{p} dS + \int_V [N]^T \vec{F} dV \quad (3.33)$$

όπου  $V$  ο όγκος του στοιχείου και  $S$  η διατομή που επιδρά το φορτίο στο στοιχείο, ή

$$[K] \vec{u}_{node} = \oint_S [N]^T \vec{p} dS + \int_V [N]^T \vec{F} dV \quad (3.34)$$

όπου

$$[K] = \iiint_V [B]^T [E] [B] dV \quad (3.35)$$

όπου  $[K]$  το μητρώο δυσκαμψίας και δίνεται απο την γενικευμένη εξίσωση για τυχαίο στοιχείο 3.35. Η εξίσωση 3.34, περιγράφει ότι το μοντέλο ενός τυχαίου στοιχείου (κελύφους, δοκού, κτλ) καταπονείται μηχανικές δυνάμεις  $\vec{p}$ ,  $\vec{F}$  με τρόπο ανάλογο όπως ένα ελατήριο ( $ku = f$ ), με  $f$  να είναι η αντίστοιχη φόρτιση,  $u$  οι μετατοπίσεις των κόμβων και  $k$  η σταθερά του ελατηρίου που εδώ αντιστοιχεί στο μητρώο δυσκαμψίας σε τανυστική μορφή (3-Δ μοντέλο). Για κάθε τύπο στοιχείου (κελύφους,δοκού), το μητρώο στιβαρότητας είναι διαφορετικό ανάλογα των αριθμό των κόμβων τους καθώς σχετίζεται με το μητρώο  $[B]$  που σχετίζεται με τις συναρτήσεις μορφής  $N_i$  (διαφορετική συνάρτηση ανάλογα τον αριθμό κόμβων του στοιχείου).

### 3.3 Μοντέλο Πεπερασμένων Στοιχείων Δοκού

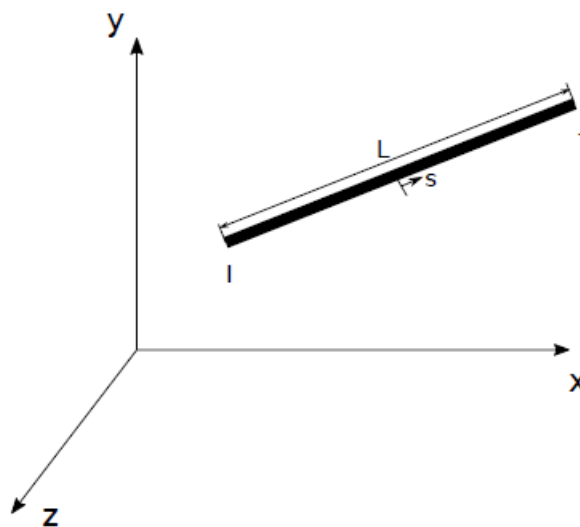
Στη διπλωματική αυτή εργασία, τα σχοινιά πρόσδεσης στις ακμές πρόσφυσης και εκφυγής της φουσκωτής πτέρυγας, μοντελοποιούνται ως στοιχεία δοκού (beam element) και οι βασικές σχέσεις του συγκεκριμένου μοντέλου παρατίθενται παρακάτω. Πρέπει να οριστεί καταρχάς μία σχέση που περιγράφει τις παραμορφώσεις της δοκού. Τα μοντέλα πεπερασμένων στοιχείων δύο κόμβων (2-node element) παρεμβάλλονται απο την πολυωνυμική σχέση 3.36 με ανηγμένες συντεταγμένες ( $s, t$ ) στο μήκος της δοκού. [20] Τα σύνολα των συναρτήσεων βάσης, προκύπτουν από ανάπτυξη του τύπου *Taylor*. Με λογική ότι η μετατόπιση μεταβάλλεται γραμμικά, για 2-Δ στοιχεία 2-κομβικά στοιχεία οι παραμορφώσεις της δοκού εκφράζονται ως:

$$u(s) = a_0 + a_1s \quad (3.36)$$

Εφαρμόζοντας την εξίσωση 3.36 για τα άκρα του μήκους του στοιχείου-δοκού  $I, J$  προκύπτει:

$$\begin{bmatrix} u_I \\ u_J \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -1 \\ 1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_0 \\ a_1 \end{bmatrix} \Rightarrow \quad (3.37)$$

$$\begin{bmatrix} a_0 \\ a_1 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ -1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_I \\ u_J \end{bmatrix} \quad (3.38)$$



Σχήμα 3.3: 3D 2-κομβικό στοιχείο μορφής δοκού, [6]

Απο τις εξισώσεις 3.37, 3.38:

$$u(s) = u_I \underbrace{\frac{(1-s)}{2}}_{N_1} + u_J \underbrace{\frac{(1+s)}{2}}_{N_2} \quad (3.39)$$

$$u(s) = \sum_{i=1}^2 N_i(s)u_i \quad (3.40)$$

Ο όρος  $N_i(s)$  αναφέρεται στις συναρτήσεις μορφής και περιγράφουν τη μετατόπιση κατά μήκος της δοκού. Η παραμόρφωση μπορεί να οριστεί ως 3.39:

$$\vec{\varepsilon} = \frac{\partial u(s)}{\partial s} = \frac{u_J - u_I}{2} \quad (3.41)$$

Το μητρώο  $[B]$  απο τη γενικευμένη εξίσωση 3.29, στη συγκεκριμένη περίπτωση, ορίζεται ως  $[B] = [-1 \quad 1]$ . Το μητρώο δυσκαμψίας μπορεί να οριστεί ως 3.35:

$$[K] = \frac{1}{L} \int_0^1 [B]^T E [B] ds = \frac{A}{L} \int_0^1 [-1 \quad 1]^T E [-1 \quad 1] ds = \frac{AE}{L} \begin{bmatrix} 1 & -1 \\ -1 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.42)$$

όπου  $A$  η διατομή της δοκού. Η εξίσωση 3.42, περιγράφει τη μηχανική καταπόνηση της δοκού σε αξονική φόρτιση όπως το γραμμικό ελατήριο. Η αξονικές μετατοπίσεις είναι ουσιαστικά  $u \equiv \Delta L$  των δύο άκρων του στοιχείου. Αφού βρεθεί ο ταυιστής δυσκαμψίας της δοκού στο τοπικό σύστημα συντεταγμένων, μπορεί εύκολα να τροποποιηθεί στο σύστημα συντεταγμένων  $(x, y, z)$  με τον κατάλληλο πίνακα τροποποίησης όπως παρουσιάζεται παρακάτω.

### 3.4 Πεπερασμένα Στοιχεία Κελύφους 4 Κόμβων

Στη διπλωματική αυτή εργασία, τα πεπερασμένα στοιχεία της επιφάνειας της φουσκωτής πτέρυγας, μοντελοποιείται απο διγραμμικά πεπερασμένα στοιχεία κελύφους 4 κόμβων (shell elements) μορφής 3.4, και εδώ παρουσιάζονται οι βασικές σχέσεις που τα διέπουν. Τα στοιχεία αυτά είναι διγραμμικά ισοπαραμετρικά, οι ιδιότητες τους δηλαδή βοηθούν στην άρση του προβλήματος της κινηματικής συμβιβαστότητας των τετρακομβικών στοιχείων, δηλαδή κάθε κόμβος επιδρά μόνο στις δύο πλευρές που συντρέχουν

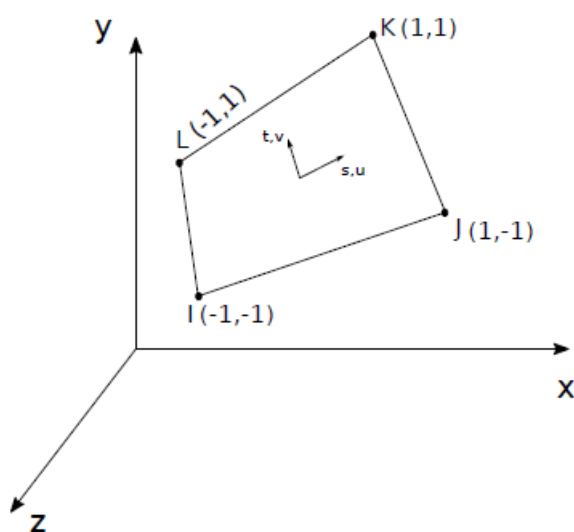
σε αυτόν και όχι στις απέναντι πλευρές. Έτσι τέτοιου είδους στοιχεία ορίζονται από α-νηγμένες συντεταγμένες (s,t) που προέρχονται από την αναγωγή των (x,y) στο μήκος κάθε πλευράς. Στο νέο σύστημα συντεταγμένων, οι τέσσερις ακμές κάθε πλευράς του στοιχείου όπως φαίνεται στο σχήμα είναι συνεπίπεδες 3.4. Η πρώτη μετατόπιση εκφράζεται από την παρακάτω πολυωνυμική σχέση [19]:

$$u(s, t) = a_0 + a_1s + a_2t + a_3st \quad (3.43)$$

Για τις τέσσερις ακμές του στοιχείου όπως φαίνεται στο σχήμα 3.4 ισχύει:

$$\begin{bmatrix} u_I \\ u_J \\ u_K \\ u_L \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -1 & -1 & 1 \\ 1 & 1 & -1 & -1 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \\ 1 & -1 & 1 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_0 \\ a_1 \\ a_2 \\ a_3 \end{bmatrix} \Rightarrow \quad (3.44)$$

$$\begin{bmatrix} a_0 \\ a_1 \\ a_2 \\ a_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{4} \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 \\ -1 & 1 & 1 & -1 \\ -1 & -1 & 1 & 1 \\ 1 & -1 & 1 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_I \\ u_J \\ u_K \\ u_L \end{bmatrix} \quad (3.45)$$



Σχήμα 3.4: 4-κομβικό πεπερασμένο στοιχείο , [6]

Απο τις 3.43 , 3.45:

$$u(s) = u_I \underbrace{\frac{(1-s)(1-t)}{4}}_{N_1} + u_J \underbrace{\frac{(1+s)(1-t)}{4}}_{N_2} + u_K \underbrace{\frac{(1+s)(1+t)}{4}}_{N_3} + u_L \underbrace{\frac{(1-s)(1+t)}{4}}_{N_4} \quad (3.46)$$

$$u(s) = u_I N_1(s, t) + u_J N_2(s, t) + u_K N_3(s, t) + u_L N_4(s, t) \quad (3.47)$$

$$u(s) = \sum_{i=1}^4 N_i(s, t) u_i \quad (3.48)$$

Καθώς τέτοιου είδους στοιχεία, αναλύονται σε 3- $\Delta$  επίπεδα όταν ανάγονται ξανά σε  $(x, y, z)$  συντεταγμένες, αντίστοιχες συναρτήσεις μορφής ισχύουν για όλες τις περιστροφές και μεταβολές του στοιχείου  $[u, v, w, \theta_x, \theta_y, \theta_z]$ . Με βάση την 3.35, ο πίνακας δυσκαμψίας ορίζεται στα διγραμμικά ισοπαραμετρικά 4-κομβικά στοιχεία ως:

$$[K] = \iint_A [B]^T [E] [B] dx dy \quad (3.49)$$

Ο πίνακας  $[B]$  απο την 3.29 και ο πίνακας  $[L]$  απο την 3.30 σε διγραμμικό 4-κομβικό στοιχείο είναι:

$$[L] = \begin{bmatrix} \frac{\partial}{\partial x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\partial}{\partial y} & 0 \\ \frac{\partial}{\partial y} & \frac{\partial}{\partial x} & 0 \end{bmatrix} \quad (3.50)$$

Το μητρώο  $[N]$  για διγραμμικό 4-κομβικό στοιχείο απο την 3.27 απλοποιείται:

$$[N] = \begin{bmatrix} N_1 & 0 & 0 & N_2 & 0 & 0 & N_3 & 0 & 0 & N_4 & 0 & 0 \\ 0 & N_1 & 0 & 0 & N_2 & 0 & 0 & N_3 & 0 & 0 & N_4 & 0 \\ 0 & 0 & N_1 & 0 & 0 & N_2 & 0 & 0 & N_3 & 0 & 0 & N_4 \end{bmatrix} \quad (3.51)$$

Οι συναρτήσεις μορφής ορίζονται βάση των ανηγμένων συντεταγμένων  $(s, t)$  που προ-

έκυψαν με τον κανόνα της αλυσίδας απο τις  $(x, y)$  ορίζουν:

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial N}{\partial s} \\ \frac{\partial N}{\partial t} \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} \frac{\partial x}{\partial s} & \frac{\partial y}{\partial s} \\ \frac{\partial x}{\partial t} & \frac{\partial y}{\partial t} \end{bmatrix}}_{[J]} \begin{bmatrix} \frac{\partial N}{\partial x} \\ \frac{\partial N}{\partial y} \end{bmatrix} \quad (3.52)$$

Παραγωγίζοντας τις συναρτήσεις μορφής της 3.51 προκύπτουν:

$$\begin{aligned} \frac{\partial x}{\partial s} &= \sum_{i=1}^4 \frac{N_i(s, t)}{\partial s} x_i & \frac{\partial y}{\partial s} &= \sum_{i=1}^4 \frac{N_i(s, t)}{\partial s} y_i \\ \frac{\partial x}{\partial t} &= \sum_{i=1}^4 \frac{N_i(s, t)}{\partial t} x_i & \frac{\partial y}{\partial t} &= \sum_{i=1}^4 \frac{N_i(s, t)}{\partial t} y_i \end{aligned} \quad (3.53)$$

και αντιστρέφοντας την 3.52,

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial N}{\partial x} \\ \frac{\partial N}{\partial y} \end{bmatrix} = [J]^{-1} \begin{bmatrix} \frac{\partial N}{\partial s} \\ \frac{\partial N}{\partial t} \end{bmatrix} \quad (3.54)$$

που  $[J]^{-1}$  είναι η αντίστροφη Ιακωβιανή ορίζουσα. Χρησιμοποιώντας τις παραπάνω σχέσεις καταλήγουμε ότι ο  $[K]$  δίνεται απο τη σχέση:

$$[K] = \frac{1}{L} \iint_A [B]^T [E] [B] dx dy = \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 \underbrace{[B]^T [E] [B]}_{f(s,t)} \det J ds dt \quad (3.55)$$

όπου  $[E]$  είναι το μητρώο ελαστικής ακαμψίας 3.7 και το μητρώο  $[B]$  δίνεται απο την 3.55. Έτσι, ορίζεται το μητρώο δυσκαμψίας  $[K]$  για διγραμμικά 4-κομβικά στοιχεία κελύφους συναρτήσει των συντεταγμένων  $(x, y)$  και των αντίστοιχων ανηγμένων  $(s, t)$ .





# Κεφάλαιο 4

## Αλληλεπίδραση

## Αεροδυναμικής-Δομικής

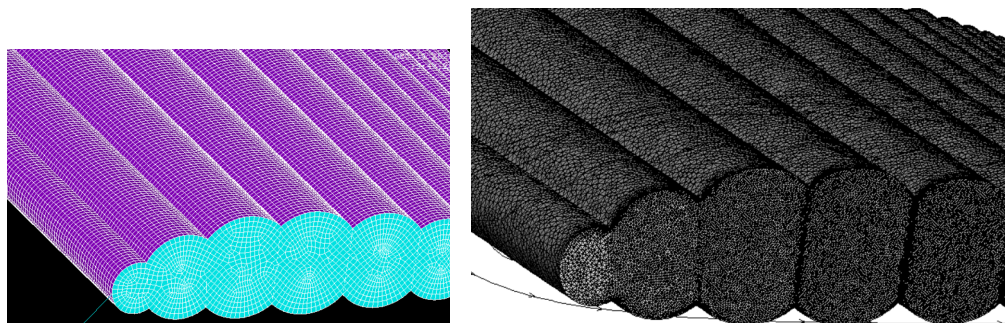
## Ανάλυσης

Η αλληλεπίδραση αεροδυναμικής και δομικής ανάλυσης (FSI) εμπεριέχει τη σύζευξη των ρευστοδυναμικών και των δομικών πληροφοριών, σε συστήματα που εμπεριέχουν δομικές κατασκευές και ρευστά που τις περιρρέουν. Οποιαδήποτε ροή ρευστού γύρω από μία κατασκευή, ασκεί αεροδυναμικά φορτία σε αυτήν και προκαλεί αντίστοιχες παραμορφώσεις. Το νέο παραμορφωμένο μοντέλο που έχει προφανώς νέο αλλαγμένο σχήμα επηρεάζει τη ροή με αποτέλεσμα τα αεροδυναμικά φορτία να αλλάζουν ξανά, κ.ο.κ. Το σύστημα (αεροελαστικό-δομικό) λύνεται επαναληπτικά (αεροελαστικοί κύκλοι) μέχρι να επέλθει ισορροπία των αντίστοιχων παραμορφώσεων (σύγκλιση). Τα εργαλεία αλληλεπίδρασης αεροδυναμικής-δομικής ανάλυσης, Fluid-Structure Interaction (FSI) είναι απαραίτητα στο σχεδιασμό πτερύγων.

### 4.1 Μέθοδοι Σύνδεσης μεταξύ Πλεγμάτων

Στα προβλήματα αεροδυναμικής-δομικής ανάλυσης (FSI), οι μέθοδοι σύνδεσης των CFD και CSM πλεγμάτων είναι σημαντικός παράγοντας της υπολογιστικής διαδικασίας. Πιο συγκεκριμένα, σε αυτό το τμήμα του προβλήματος, σκοπός είναι η μετατροπή των αεροδυναμικών φορτίων σε δομικά φορτία και η μετατροπή των δομικών μετατοπίσεων σε μετατοπίσεις του CFD πλέγματος. Καθώς λύνεται η ροή με τις εξισώσεις RANS και το δομικό τμήμα με το CSM solver (MAPDL), το πλέγμα της ροής είναι πολύ πυκνό

κοντά στο σώμα για λόγους καλύτερης μοντελοποίησης της τυρβώδους ροής και το δομικό πλέγμα είναι πιο αραιό, σχήμα 4.1.



**Σχήμα 4.1:** Σύγκριση πυκνότητας των δύο διαφορετικών πλεγμάτων: Αριστερά: CSM πλέγμα με στοιχεία κελύφους (*shell*) και δοκού (*beam*), Δεξιά: CFD πλέγμα μεγαλύτερης πυκνότητας με στοιχεία τετραεδρικά, πρίσματα, πυραμίδες

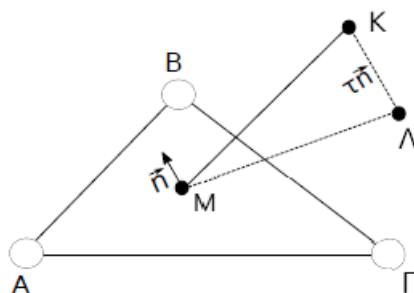
## 4.2 Παρεμβολή Δεδομένων απο το CFD στο CSM πλέγμα

Αφού υπολογιστούν τα αεροδυναμικά φορτία στο CFD πλέγμα μέσω του λογισμικού PUMA, αυτά πρέπει να μεταφερθούν στο CSM πλέγμα του μοντέλου. Άρα καθώς στο πρώτο βήμα της αεροελαστικής ανάλυσης υπολογίζονται πρώτα τα αεροδυναμικά φορτία, το CFD πλέγμα αποτελεί το πηγείο πλέγμα.

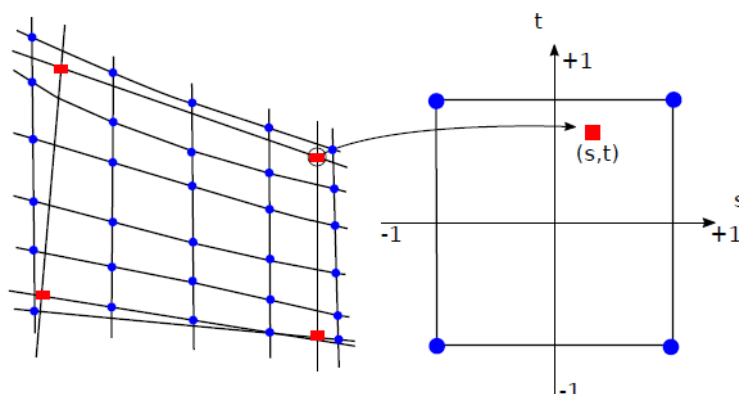
Παρόλα αυτά τα δύο πλέγματα δεν είναι έχουν κοινό αριθμό κόμβων και η μεταφορά δεν είναι μια απλή αντιγραφή-αντιστοίχιση. Για αυτό, χρησιμοποιείται ένας αλγόριθμος βασισμένος στην ιδέα των συναρτήσεων ακτινικής βάσης (*radial basis functions*), RBF της διατριβής [6], με στόχο την παρεμβολή των αεροδυναμικών φορτίων από το CFD πλέγμα στους κόμβους του CSM πλέγματος. Στον αλγόριθμο αυτό, πηγείο πλέγμα δηλαδή το πλέγμα με τα δεδομένα εισόδου, θεωρείται το CFD, ενώ το CSM πλέγμα, θα θεωρείται το δεύτερο. Προφανώς, ο αλγόριθμος αυτός μπορεί να χρησιμοποιηθεί και αντίστροφα δηλαδή το CSM πλέγμα να είναι πλέον πηγείο και να γίνεται παρεμβολή των δομικών μετατοπίσεων του CSM πλέγματος στους κόμβους του CFD πλέγματος.

Η διαδικασία μεταφοράς των δεδομένων απο το CFD (πηγείο) στο CSM πλέγμα [6], συνίσταται απο τρία βήματα: (α) την εύρεση του πλησιέστερου στοιχείου του πηγείου πλέγματος για κάθε κόμβο του δεύτερου πλέγματος, (β) τον υπολογισμό των συντελεστών απεικόνισης για κάθε κόμβο του δεύτερου πλέγματος και του αντίστοιχου (πλησιέστερου) στοιχείου του πηγείου πλέγματος και (γ) την παρεμβολή απο το στοιχείο του πηγείου πλέγματος στον κόμβο του δεύτερου πλέγματος. Με βάση τη μέθοδο που εφαρμόζεται, επιλέγεται το πηγείο στοιχείο που απέχει την μικρότερη απόσταση απο τον αντίστοιχο κόμβο. Με τη μέθοδο αυτή, παρεμβάλλονται οι πιέσεις των CFD

στοιχείων στους CSM κόμβους 4.3. Με αντίστοιχο τρόπο παρεμβάλλονται οι μετατοπίσεις των CSM στοιχείων στους CFD κόμβους. Η επιφάνεια του CFD πλέγματος σχηματίζεται από τετράεδρα, που στη διαδικασία της παρεμβολής, οι τετραπλευρικές πλευρικές επιφάνειές τους διασπώνται σε τρίγωνα όπως φαίνεται στο σχήμα 4.2 με το  $AB\Gamma$  το διασπώμενο CFD τρίγωνο και  $K$  ο CSM κόμβος. Για να βρεθεί η αντιστοιχία των CFD στοιχείων σε CSM κόμβους ακολουθείται η διαδικασία της διατριβής [6].



Σχήμα 4.2: Τρίγωνο  $AB\Gamma$  CFD και ο κόμβος  $K$  του CSM, [6]



Σχήμα 4.3: Αριστερά: Διαφορετική πυκνότητα κόμβων μεταξύ των δύο πλεγμάτων CFD κόμβοι (μπλε), CSM κόμβοι (κόκκινο). Δεξιά: Η μέθοδος μεταφοράς του κόμβου στο πεπερασμένο στοιχείο για την παρεμβολή του αεροδυναμικού φορτίου στο CSM πλέγμα, [22]

### 4.3 Μετατόπιση του CFD Πλέγματος μέσω Εργαλείου RBF

Για την αυτοματοποιημένη FSI ανάλυση, εκτός από τον δομικό και αεροδυναμικό επιλύτη, είναι απαραίτητη μία διαδικασία που θα υιοθετεί και θα παράγει τον όγκο του CFD πλέγματος για κάθε αεροελαστικό κύκλο. Στη διπλωματική εργασία αυτή, θα χρησιμοποιηθεί ένα εργαλείο μετατόπισης πλέγματος, βασισμένο στις συναρτήσεις ακτινικής

βάσης (RBF) [23][6]. Ένα RBF δίκτυο είναι ένας σταθμισμένος γραμμικός συνδυασμός RBF πυρήνων, που παρεμβάλλει διακριτά δεδομένα σε  $n$ -διανυσματικό χώρο. Στην FSI ανάλυση, η ποσότητα που παρεμβάλλεται, είναι οι γνωστές 3D μετατοπίσεις στην επιφάνεια  $S$  του CFD πλέγματος και τα αεροδυναμικά φορτία, που παρεμβάλλονται από το RBF. Ένας 3D RBF πυρήνας περιγράφεται από μία συνάρτηση πραγματικής τιμής [6], εξαρτώμενος από την απόσταση  $r$  του σημείου στόχου  $x \in \mathbb{R}^3$  που ανήκει στο CFD πλέγμα, και από την RBF πηγή παρεμβολής  $x_s \in \mathbb{R}^3$  (κόμβοι της μετατοπισμένης CFD επιφάνειας του πλέγματος). Για την παρεμβολή μετατοπίσεων τριών κατευθύνσεων (3D χώρος), η RBF παρεμβολή θα εφαρμοστεί ξεχωριστά για καθεμία από αυτές. Η RBF συνάρτηση μετατόπισης  $d : \mathbb{R}^3 \rightarrow \mathbb{R}$  είναι ένας γραμμικός συνδυασμός πυρήνων  $\varphi_s$ , στο κέντρο των  $N$  πηγαίων κόμβων και σταθμίζονται από τα βάρη  $w_s \in \mathbb{R}^3$  [6]. Τα βάρη  $w_s$  υπολογίζονται έτσι ώστε να αναπαράγουν με ακρίβεια τις επιβαλλόμενες μετατοπίσεις  $\delta_s$  στους πηγαίους κόμβους. Αυτό προϋποθέτει τη λύση του  $N \times N$  γραμμικού συστήματος για κάθε στοιχείο [6]. Αφού λυθεί το σύστημα, οι μετατοπίσεις για όλους τους κόμβους-στόχους υπολογίζονται από τις RBF συναρτήσεις πυρήνων [6]. Προφανώς, ο υπολογισμός των βαρών είναι η πιο υπολογιστικά ακριβή διεργασία, αφού το μέγεθος του πηγαίου πλέγματος επηρεάζει άμεσα το υπολογιστικό κόστος. Το εργαλείο RBF εμπεριέχει ποικίλες τεχνικές για τη μείωση του υπολογιστικού κόστους, οι οποίες αναλύονται στη διατριβή [23].

## 4.4 Μεθοδολογία Επίλυσης Αεροελαστικού Προβλήματος

Σε αυτήν την ενότητα, παρουσιάζεται η μεθοδολογία που ακολουθήθηκε στο αεροελαστικό πρόβλημα της διπλωματικής αυτής εργασίας. Ο CFD κώδικας PUMA που τρέχει στην κάρτα γραφικών GPU αναφέρθηκε στο Κεφάλαιο 2 και χρησιμοποιείται για να προβλέψει το πεδίο ροής γύρω από την πτέρυγα. Ο κώδικας MAPDL CSM που περιγράφηκε στο Κεφάλαιο 3 χρησιμοποιείται για να υπολογίσει τις μετατοπίσεις της πτέρυγας. Το εργαλείο παρεμβολής RBF που αναφέρθηκε στην προηγούμενη ενότητα, χρησιμοποιείται για την παρεμβολή των υπολογισμένων δομικών μετατοπίσεων και των υπολογισμένων αεροδυναμικών φορτίων, μεταξύ των δύο διαφορετικών πλεγμάτων και στην μορφοποίηση του CFD πλέγματος. Με βάση αυτά τα εργαλεία ορίζονται τα βήματα εργασίας υλοποίησης του αεροελαστικού προβλήματος.

Αρχικά σχεδιάζεται η βασική γεωμετρία της πτέρυγας, με βάση την αεροτομή NA-CA4318 στο εμπορικό λογισμικό CAD (Solidworks). Στη συνέχεια, γίνεται εξαγωγή του αρχείου CAD σε μορφή Initial Graphics Exchange Specification (IGES file). Επόμενο βήμα είναι η δημιουργία του CFD πλέγματος μέσω του εμπορικού λογισμικού Pointwise. Στη συνέχεια, δημιουργείται το CFD αρχείο εισόδου, εμπεριέχοντας τις συνθήκες ροής. Στη διπλωματική εργασία, θεωρείται ότι παρόλο που έχουμε φουσκω-

τή πτέρυγα, στην αρχή η πτέρυγα είναι απαραμόρφωτη και, στο μηδενικό κύκλο, η διαδικασία του φουσκώματος προσομοιώνεται μέσω επιβολής εσωτερικής πίεσης στην (εσωτερική) επιφάνεια της πτέρυγας.

Τα βήματα της αεροελαστικής διαδικασίας στο μηδενικό κύκλο περιγράφονται παρακάτω:

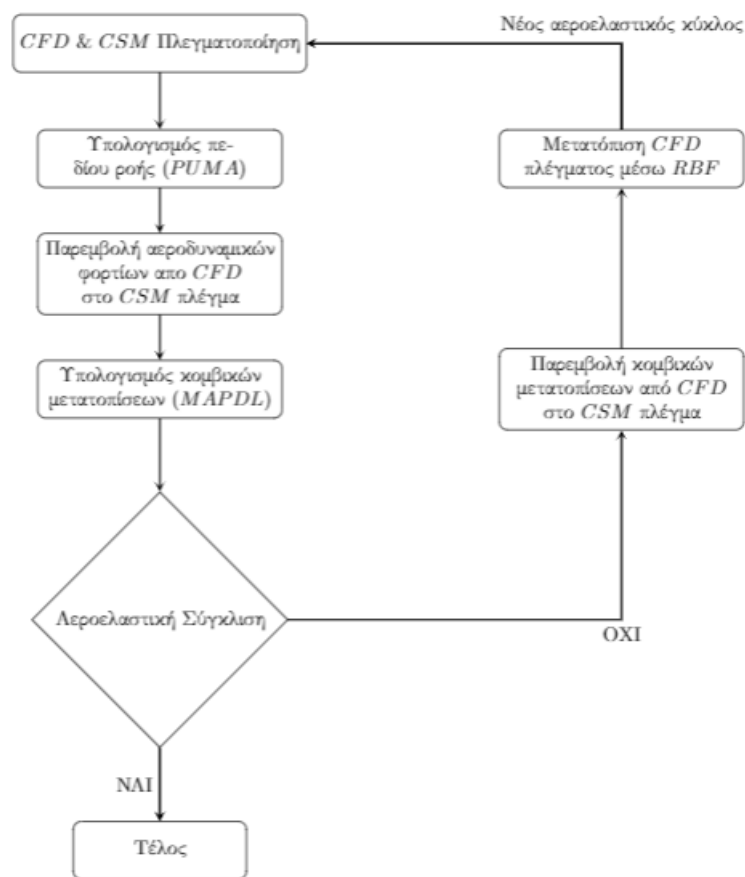
- Το αρχείο IGES εισάγεται στο περιβάλλον του CSM solver (Ansys MAPDL).
- Ορίζεται ο τύπος των πεπερασμένων στοιχείων για την εξωτερική επιφάνεια της πτέρυγας, τα σχοινιά συγκράτησης, την εσωτερική ράβδο, τις ραμμένες επεκτάσεις (4-κομβικά πεπερασμένα στοιχεία κελύφους) και των σχοινιών συγκράτησης (2-κομβικά στοιχεία δοκού), η πυκνότητα του πλέγματος, οι ιδιότητες των υλικών και το πάχος των στοιχείων της κατασκευής, και αφετέρου δημιουργείται το πλέγμα.
- Ορίζονται οι στηρίξεις (σημεία τομής επιφάνειας πτέρυγας με τα σχοινιά συγκράτησης και ο κοινός κόμβος των κάτω άκρων των σχοινιών) και το επίπεδο συμμετρίας της κατασκευής.
- Ορίζεται ομοιόμορφη εσωτερική πίεση στα στοιχεία της επιφάνειας της πτέρυγας, προσομοιώνοντας την πίεση φουσκώματος εντός της πτέρυγας και λύνεται το δομικό πρόβλημα.
- Τα δεδομένα της λύσης αυτής (κομβικές μετατοπίσεις), χρησιμοποιούνται για την αντίστοιχη μετατόπιση του CFD πλέγματος μέσω του εργαλείου RBF [6].
- Οι τάσεις που υπολογίζονται παραμορφώνουν το CFD πλέγμα και οι μετατοπίσεις κάθε κόμβου λόγω αυτών αποθηκεύονται για τον πρώτο αεροελαστικό κύκλο σε ένα αντίστοιχο αρχείο.
- Τέλος, το αρχείο που εμπεριέχει τις υπολογισμένες κομβικές παραμορφώσεις, χρησιμοποιείται από τον αλγόριθμο παρεμβολής [6] για να παραμορφώσει το CFD πλέγμα αντιστοίχως.

Μετά την παραμόρφωση του αρχικού CFD πλέγματος, σύμφωνα με τις υπολογισμένες CSM παραμορφώσεις, η διαδικασία που ακολουθείται στους μεταγενέστερους κύκλους είναι η παρακάτω 4.4

- Το παραμορφωμένο CFD πλέγμα από τον προηγούμενο κύκλο χρησιμοποιείται ως δεδομένο για τον CFD επιλύτη για να υπολογίσει το πεδίο ροής γύρω από τη γεωμετρία, ενώ το FEM μοντέλο αποθηκεύεται από τον προηγούμενο κύκλο και χρησιμοποιείται ως αρχικό στάδιο για τον επόμενο κύκλο. Με αυτόν τον τρόπο, δεν χρειάζεται να κατασκευαστεί το CSM πλέγμα ή να οριστεί ξανά ο τύπος των στοιχείων, τα υλικά και το πάχος των στοιχείων της κατασκευής.
- Καθώς λύνεται σε κάθε κύκλο το δομικό πρόβλημα, οι υπολογισμένες CSM μετατοπίσεις γράφονται στο αρχείο των κομβικών μετατοπίσεων και αυτό χρησιμοποιείται για την παραμόρφωση του CFD πλέγματος από τον αλγόριθμο παρεμ-

βολής [6], όπου οι κομβικές αυτές μετατοπίσεις αποθηκεύονται για τον επόμενο αεροελαστικό κύκλο κ.ο.κ.

- Η υπολογισμένη μέγιστη παραμόρφωση από τον CSM επιλύτη και η άνωση από τον CFD επιλύτη, ελέγχονται αν έχει επέλθει σύγκλιση στις τιμές τους. Αν δεν έχει επέλθει σύγκλιση, επιλέγονται διαφορετικά CSM δεδομένα εισόδου (υλικό, πάχος υλικού διάμετρος σχοιניών), μέχρι να σταθεροποιηθούν στο πέρας των αεροελαστικών κύκλων.



Σχήμα 4.4: Βρόχος αεροελαστικής ανάλυσης

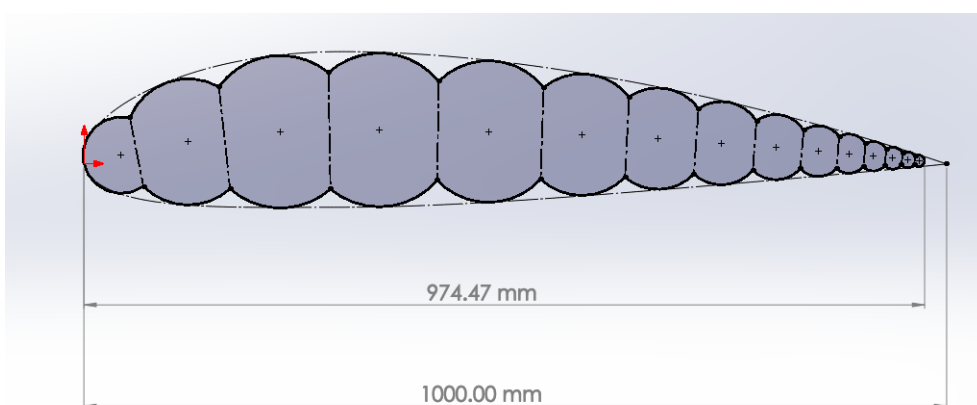
# Κεφάλαιο 5

## Αεροδομική Ανάλυση Φουσκωτών Πτερύγων με Αεροτομή NACA4318

### 5.1 Περιγραφή των Εξεταζόμενων Περιπτώσεων

Οι εξεταζόμενες περιπτώσεις αεροδομικής ανάλυσης φουσκωτής πτέρυγας φαίνονται στον πίνακα 5.1. Για κάθε εξεταζόμενη περίπτωση του πίνακα 5.1, πραγματοποιούνται δύο αεροελαστικές αναλύσεις, μία με ισότροπο ελαστικό υλικό και μία με ορθοτροπικό συνθετικό υλικό. Στη συνέχεια, πραγματοποιούνται συγκρίσεις με κριτήρια, τη μέγιστη παραμόρφωση της πτέρυγας, την αεροδυναμική συμπεριφορά της και το υπολογιστικό κόστος της αεροελαστικής ανάλυσης. Στη διπλωματική αυτή εργασία, η γεωμετρία πτέρυγας που αναλύεται, είναι η πτέρυγα 'μορφής-κάμπιας' (πολλαπλών θαλάμων) που είναι ουσιαστικά η προσέγγιση μίας αεροτομής με κυκλικά προφίλ όπως φαίνεται στο σχήμα 5.1. Πιο συγκεκριμένα, μελετώνται τέσσερις γεωμετρίες, για φουσκωτές πτέρυγες με και χωρίς ραμμένες επεκτάσεις όπου καταλήγουν τα σχοινιά πρόσδεσης, και για φουσκωτές πτέρυγες με εσωτερική φουσκωτή ράβδο με και χωρίς ραμμένες επεκτάσεις αντίστοιχα. Οι συνθήκες ροής που χρησιμοποιούνται για όλες τις παραπάνω περιπτώσεις φαίνονται στον πίνακα 5.2. Στις αναλύσεις που γίνονται, χρησιμοποιούνται δύο τύποι υλικών. Ο πρώτος τύπος υλικού, είναι **ισότροπο ελαστικό υλικό** και οι ιδιότητές του παρουσιάζονται στον πίνακα 5.3. Ο δεύτερος τύπος υλικού, είναι **ορθοτροπικό συνθετικό υλικό**, και οι ιδιότητές του παρουσιάζονται στον πίνακα 5.4.

Με βάση το περίγραμμα γεωμετρίας του σχήματος 5.1, θα σχεδιαστούν οι γεωμετρίες κάθε περίπτωσης που θα αναλυθούν παρακάτω. Λόγω των κυκλικών προφίλ της πολυθάλαμης γεωμετρίας, στην ακμή εκφυγής σχηματίζεται αμβλεία γωνία. Προφανώς λόγω αυτής της μορφολογικής ιδιαιτερότητας καθιστάται δύσκολο να τηρηθεί πιστά η τιμή της χορδής της αεροτομής NACA4318 (1000.00mm). Όπως φαίνεται στο σχήμα 5.1, στη διπλωματική εργασία η γεωμετρία σχεδιάστηκε για όσο το δυνατόν μεγαλύτερη τιμή χορδής, και πιο συγκεκριμένα επιτεύχθηκε μέχρι και τιμή χορδής 974.47mm, καθώς για κατασκευαστικούς λόγους θα ήταν δύσκολη η περαιτέρω αύξηση τιμής χορδής άρα και του συνολικού αριθμού θαλάμων.



Σχήμα 5.1: Περίγραμμα γεωμετρίας πολυθάλαμης πτέρυγας.

Εξεταζόμενες Περιπτώσεις Φουσκωτών Πτερυγών
Περίπτωση 1: Πτέρυγα χωρίς επεκτάσεις και χωρίς εσωτερική ράβδο
Περίπτωση 2: Πτέρυγα με εσωτερική ράβδο και χωρίς επεκτάσεις
Περίπτωση 3: Πτέρυγα με επεκτάσεις και χωρίς εσωτερική ράβδο
Περίπτωση 4: Πτέρυγα με επεκτάσεις και εσωτερική ράβδο

Πίνακας 5.1: Εξεταζόμενες περιπτώσεις αεροδομικής ανάλυσης πτέρυγας με αεροτομή NACA 4318

Σε όλες τις εξεταζόμενες περιπτώσεις, στη CSM ανάλυση, τα τρία σχοινιά πρόσδεσης συγκρατούν την ημιπτέρυγα και συνδέονται είτε άμεσα με την επιφάνεια της πτέρυγας 5.2 (πρόσδεση στις ακμές πρόσπτωσης και εκφυγής) είτε έμμεσα μέσω ραμμένων επεκτάσεων. Το πρώτο σχοινί είναι κοντά στην ακμή πρόσπτωσης, το δεύτερο κοντά στην ακμή εκφυγής και το τελευταίο στο επίπεδο συμμετρίας της πτέρυγας δηλαδή στη μέση απόσταση του εκπετάσματος.

Εκτός από το μοντέλο της πτέρυγας, ορίζονται και οι ιδιότητες υλικού των σχοινιών πρόσδεσης και οι τύποι στοιχείων που τα προσομοιώνουν όπως φαίνεται στους πίνακες 5.5, 5.6.

Η βάση των σχοινιών (το κάτω σημείο τομής των 6 συνολικά σχοινιών ολόκληρης της πτέρυγας) θεωρείται πακτωμένη, δεσμεύοντας όλους τους βαθμούς ελευθερίας στο



Συνθήκες ροής	Τιμή
Πυκνότητα αέρα	0.4135 kg/m <sup>3</sup>
Στατική πίεση	26500 Pa
Μέγεθος ταχύτητας αέρα	40 m/s
Γωνία προσβολής α	2 deg
Γωνία εκτροπής β(yaw)	0 deg
Θερμοκρασία	223.25 K
Δυναμική Συνεκτικότητα αέρα	1.458 × 10 <sup>-5</sup>
Υψόμετρο	10000m

**Πίνακας 5.2:** Δεδομένα για τον CFD επιλύτη

Ισότροπο ελαστικό υλικό	
Πυκνότητα	700 kg/m <sup>3</sup>
Μέτρο ελαστικότητας E	1.5 * 10 <sup>9</sup> Pa
Λόγος Poisson	0.3

**Πίνακας 5.3:** Ιδιότητες ελαστικού υλικού

Ορθοτροπικό συνθετικό υλικό	
Μέτρο Ελαστικότητας X	2.6 * 10 <sup>9</sup> Pa
Μέτρο Ελαστικότητας Y	2.5 * 10 <sup>9</sup> Pa
Μέτρο Ελαστικότητας Z	2.5 * 10 <sup>9</sup> Pa
Μέτρο διάτμησης XY	1.16 * 10 <sup>9</sup> Pa
Μέτρο διάτμησης YZ	1.12 * 10 <sup>9</sup> Pa
Μέτρο διάτμησης ZX	1.12 * 10 <sup>9</sup> Pa
Λόγος Poisson XY	0.3
Λόγος Poisson YZ	0.3
Λόγος Poisson ZX	0.3

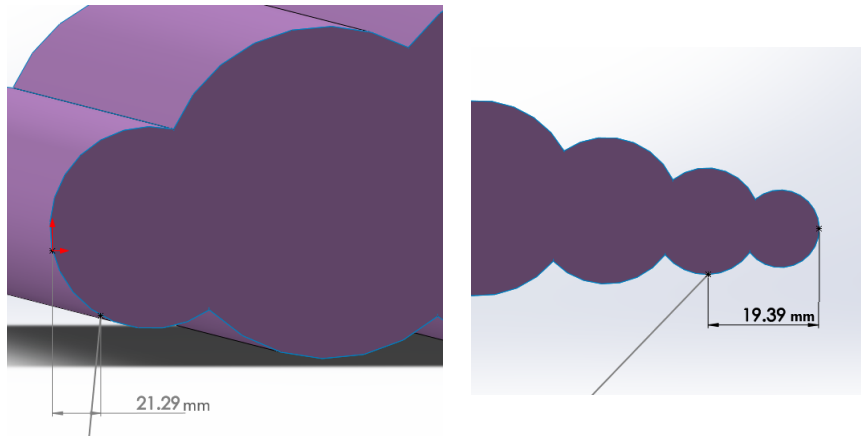
**Πίνακας 5.4:** Ιδιότητες ορθοτροπικού συνθετικού υλικού

σημείο τομής τους 5.3. Τα σχοινιά πρόσδεσης κοντά στις ακμές πρόσπτωσης και εκφυγής, δεσμεύουν τη μεταφορά κατά τους άξονες x και y, ενώ το πίσω σχοινί πρόσδεσης δεσμεύει τη μεταφορά κατά τον άξονα y μόνο. Τα σχοινιά αφορούν μόνο την CSM ανάλυση καθώς δεν επηρεάζουν τη CFD ανάλυση, κατά την οποία παραλείπονται ώστε να μη προκαλέσουν χρονικές μη-μονιμότητες στη ροή.

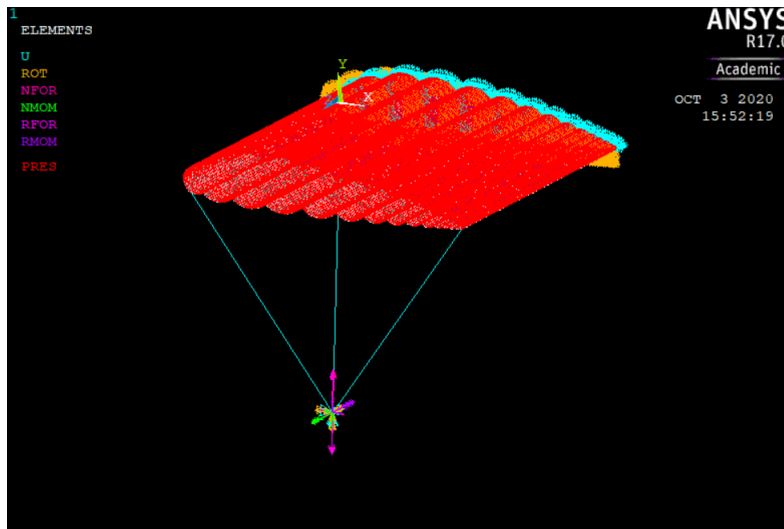
Τύπος στοιχείου	Beam188
Διατομή στοιχείου	Κυκλική
Ακτίνα Beam188	8mm

**Πίνακας 5.5:** Βασικά δεδομένα των σχοινιών πρόσδεσης για τον FEM επιλύτη

Στη διπλωματική εργασία, μοντελοποιείται μόνο η ημιπτέρυγα. Μέσω κατάλληλων



**Σχήμα 5.2:** Ακριβείς θέσεις των σχοινιών πρόσδεσης αναφορικά με τις ακμές πρόσπτωσης και εκφυγής: Αριστερά: Σχοινί πρόσδεσης κοντά στην ακμή πρόσπτωσης, Δεξιά: Σχοινί πρόσδεσης κοντά στην ακμή εκφυγής

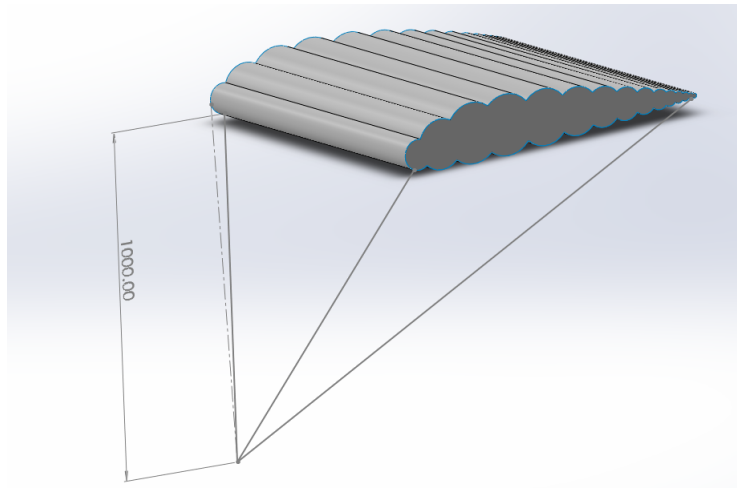


**Σχήμα 5.3:** Πακτωμένο σημείο τομής των 3 σχοινιών πρόσδεσης

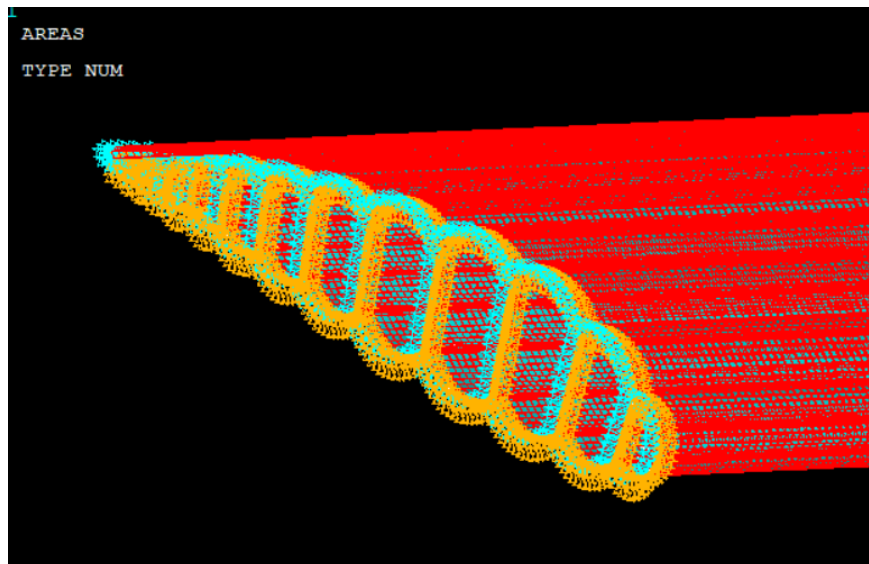
ρυθμίσεων στους επιλύτες CSM, CFD ορίζεται επίπεδο συμμετρίας, που αναπαράγει την αεροελαστική ανάλυση στη συμπληρωματική ημιπτέρυγα 5.5. Με αυτόν τον τρόπο, υποδιπλασιάζονται οι κόμβοι των CSM και CFD επιλυτών μειώνοντας σημαντικά τον υπολογιστικό χρόνο (κόστος) της ανάλυσης.

Πυκνότητα	$1000kg/m^3$
Λόγος Poisson	0.3
Μέτρο Ελαστικότητας	$2 * 10^{11}kg/ms^2$

Πίνακας 5.6: Ιδιότητες υλικού σχοινιών πρόσδεσης



Σχήμα 5.4: 3D μοντέλο ημιπτέρυγας δεμένη με τα 3 σχοινιά στήριξης. Το επίπεδο συμμετρίας βρίσκεται στην πλευρά της πτέρυγας που καταλήγει το ένα σχοινί αντί της πλευράς όπου καταλήγουν τα σχοινιά στις ακμές πρόσπτωσης και εκφυγής



Σχήμα 5.5: Κίτρινη Επιφάνεια: Επίπεδο συμμετρίας ημιπτέρυγας, επίπεδο που βρίσκεται στο μισό του εκπετάσματος. Με βάση αυτό ως επίπεδο συμμετρίας, οι επιλύτες CSM, CFD υπολογίζουν το αεροελαστικό μοντέλο της συμπληρωματικής ημιπτέρυγας

## 5.2 Μελέτη Διαφορετικών Περιπτώσεων

Ο κοινός στόχος όλων των περιπτώσεων είναι ο σχεδιασμός φουσκωτής πτέρυγας, έτσι ώστε να πετά και να σταθεροποιείται κατά την πτήση της. Οι συγκρίσεις που εκτελούνται ανάμεσα στις παραπάνω περιπτώσεις αναλύονται παρακάτω.

Όπως προαναφέρθηκε, ο στόχος των φουσκωτών πτερύγων με εσωτερική φουσκωτή ράβδο συγκριτικά με τις απλές φουσκωτές πτέρυγες είναι η εξοικονόμηση βάρους (μειωμένο πάχος κατασκευής) από την επιπλέον πίεση του πεπιεσμένου αέρα εντός της ράβδου. Σε αυτήν τη σύγκριση, πρέπει να υπολογιστεί το συνολικό βάρος της κατασκευής και, στη συνέχεια, να γίνει έλεγχος αν η άνωση υπερσχύει του συνολικού βάρους, ώστε να είναι αεροδυναμικά ορθή η λύση του προβλήματος ( $W < L$ ).

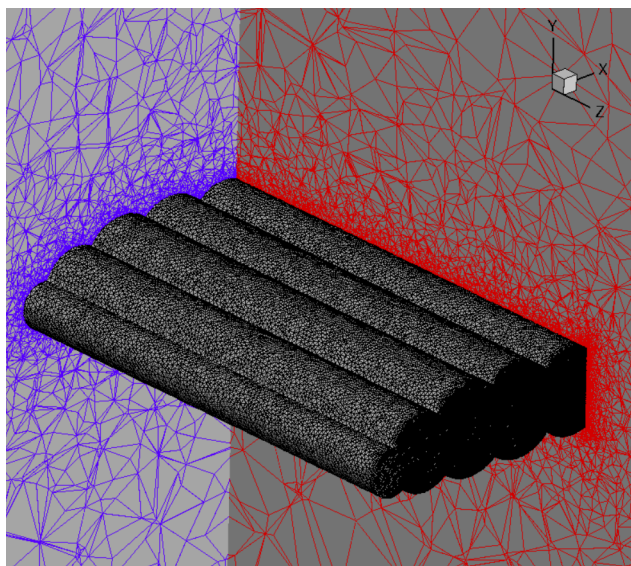
Εκτελείται σύγκριση για τις πτέρυγες με ραμμένες επεκτάσεις με τις αντίστοιχες χωρίς. Η λογική χρήσης των ραμμένων επεκτάσεων είναι η εξής: Όταν τα σχοινιά πρόσδεσης καταλήγουν στις ραμμένες επεκτάσεων αντί των ακμών πρόσπτωσης και εκφυγής αντίστοιχα, παραμορφώνονται πολύ λιγότερο οι ακμές αυτές, με αποτέλεσμα να μην επηρεάζεται η αεροδυναμική απόδοση της αεροτομής. Το δομικό αυτό πλεονέκτημα, επιτρέπει την επιλογή λεπτότερου υλικού άρα και μείωση του συνολικού βάρους της πτέρυγας αντί της περίπτωσης χωρίς ραμμένες επεκτάσεις. Με βάση τα μοντέλα αυτά, πραγματοποιούνται συγκρίσεις με κριτήρια, τη συνολική παραμόρφωση των ακμών πρόσπτωσης και εκφυγής, την αεροδυναμική συμπεριφορά της πτέρυγας, αλλά και τον αριθμό των αεροελαστικών κύκλων μέχρι να επέλθει σύγκλιση.

Τέλος, πραγματοποιούνται συγκρίσεις μεταξύ των υποπεριπτώσεων κάθε περίπτωσης όσον αφορά τους τύπους των υλικών (ελαστικό-συνθετικό). Πιο συγκεκριμένα ελέγχονται η τελική μέγιστη μετατόπιση, η αεροδυναμική συμπεριφορά και ο αριθμός των αεροελαστικών κύκλων μέχρι να επέλθει σύγκλιση στην πτέρυγα.

## 5.3 Περίπτωση 1: Μελέτη χωρίς Ραμμένες Επεκτάσεις

Η πρώτη περίπτωση αναφέρεται στο αεροελαστικό πρόβλημα της απλής φουσκωτής πτέρυγας NACA4318 (χωρίς εσωτερική φουσκωτή ράβδο), όπου τα σχοινιά πρόσδεσης, καταλήγουν στην επιφάνεια της πτέρυγας (χωρίς ραμμένες επεκτάσεις). Για το φούσκωμα της πτέρυγας είναι απαραίτητη η στέγασση του πεπιεσμένου αέρα. Αυτό επιτυγχάνεται με διαχωρισμό της πτέρυγας σε αεροστεγή διαμερίσματα όπου θα φιλοξενείται ο πεπιεσμένος αέρας. Η πτέρυγα επιλέγεται να χωριστεί σε 15 αεροστεγή διαμερίσματα χωριζόμενη από 14 εγκάρσιες επιφάνειες αντίστοιχα 5.7. Το CFD πλέγμα

δημιουργείται μέσω του λογισμικού Pointwise και αφού χρησιμοποιείται μη συνεχτική ροή, η απόσταση των πρώτων κόμβων από τα οριακά τοιχώματα, επιλέγεται να είναι  $0.00001m$ . Το επάπειρο όριο του πεδίου ροής είναι μία σφαίρα με διάμετρο ίση με  $50m$ , όπου το μήκος της χορδής είναι  $1m$ . Για να προσομοιωθεί το πεδίο ροής, δημιουργείται ένα υβριδικό πλέγμα  $1.5 * 10^6$  κόμβων 5.6, από τετράεδρα, πρίσματα, πυραμίδες και εξαεδρικά στοιχεία γύρω από την ημιπτέρυγα. Όπως φαίνεται στο σχήμα

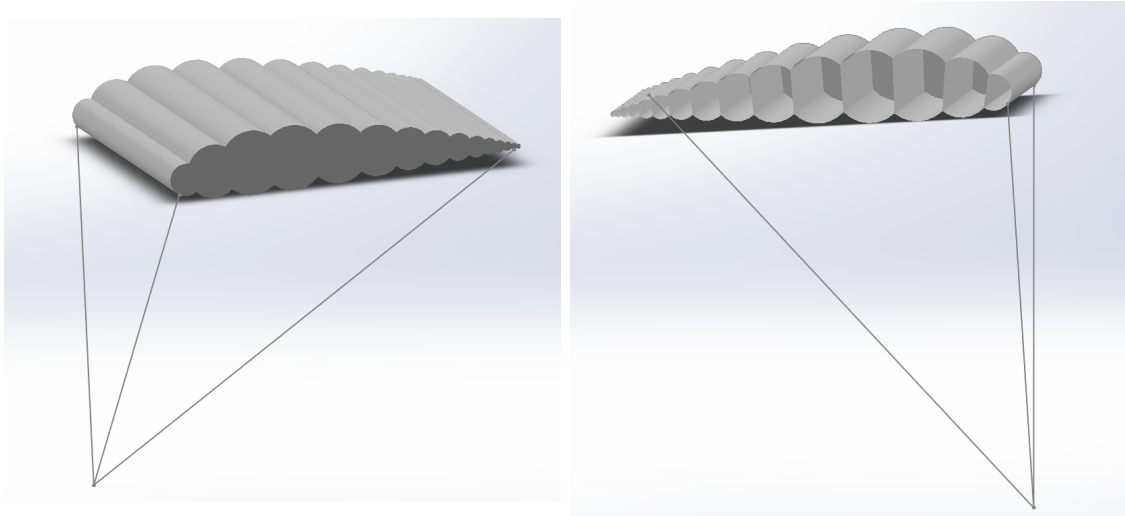


**Σχήμα 5.6:** Το επιφανειακό CFD πλέγμα που χρησιμοποιήθηκε για τη λύση των RANS εξισώσεων. Το μαύρο πλέγμα είναι το πλέγμα στην επιφάνεια της πτέρυγας. Το μπλέ είναι το πλέγμα στο επίπεδο συμμετρίας της πτέρυγας. Και το μπλε και το κόκκινο πλέγμα αναπαριστούν το πλέγμα (volume grid) γύρω από την ημιπτέρυγα

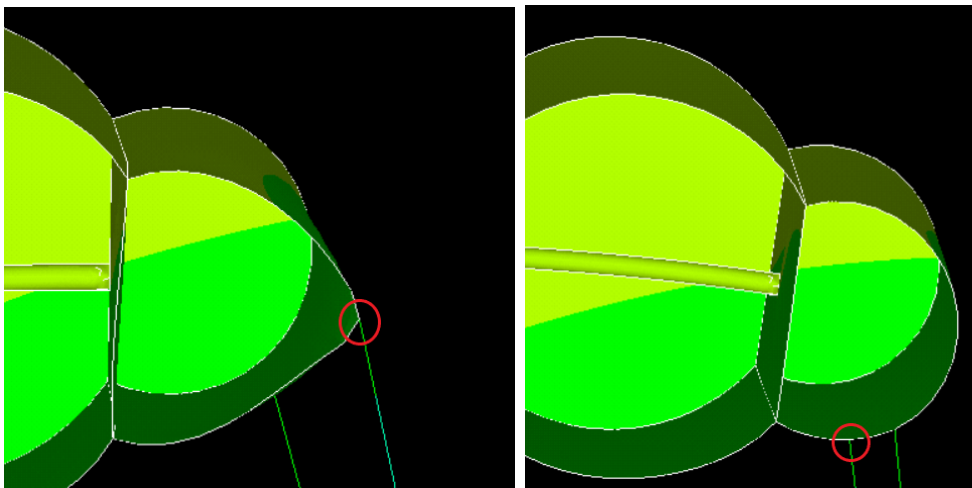
5.7, τα σχοινιά πρόσδεσης δεν καταλήγουν ακριβώς στην ακμή πρόσπτωσης και στην ακμή εκφυγής διότι λόγω της ελαστικότητας του υλικού, η επιφάνεια της πτέρυγας παραμορφώνεται, βλ σχήμα 5.8, παραμορφώνοντας έτσι τη γεωμετρία του μοντέλου στις ακμές εκφυγής και εκτροπής, με κίνδυνο την αστοχία της CFD αεροδυναμικής ανάλυσης.

### 5.3.1 Περίπτωση 1: Μελέτη με Ελαστικό Υλικό

Κάποια επιπλέον δομικά δεδομένα εκτός αυτών του πίνακα 5.3 του αεροελαστικού προβλήματος παρουσιάζονται στον πίνακα 5.7. Τα παρακάτω δεδομένα επιλέγονται μετά από δοκιμές καθώς με άλλες τιμές το αεροελαστικό πρόβλημα απέκλινε. Με την αύξηση της τιμής του μέτρου ελαστικότητας, η τιμή της μέγιστης παραμόρφωσης μειωνόταν. Παρόλα αυτά, το μοντέλο γινόταν πιο δύσκαμπτο, με το φούσκωμα να γίνεται λιγότερο αποτελεσματικό, και τελικά, η φουσκωτή πτέρυγα αδυνατούσε να σταθεροποιηθεί αεροελαστικά. Αντίστοιχα, με τη μείωση του πάχους των στοιχείων της πτέρυγας και των σχοινιών πρόσδεσης αντίστοιχα, μεγάλωναν τα αεροδυναμικά φορτία που δεχόταν



**Σχήμα 5.7:** Αριστερά: 3-Δ μοντέλο φουσκωτής ημιπτέρυγας πολλαπλών θαλάμων, Δεξιά: Πίσω όψη μοντέλου φουσκωτής ημιπτέρυγας πολλαπλών θαλάμων, όπου φαίνονται τα 15 αεροστεγή διαμερίσματα χωριζόμενα από 14 εγκάρσιες επιφάνειες.



**Σχήμα 5.8:** Αριστερά: Μορφολογική αλλοίωση επιφάνειας της πτέρυγας όταν το σχοινί πρόσδεσης καταλήγει ακριβώς στην ακμή πρόσπτωσης. Δεξιά: Επιφάνεια της πτέρυγας όταν το σχοινί πρόσδεσης δεν καταλήγει ακριβώς στην ακμή πρόσπτωσης.

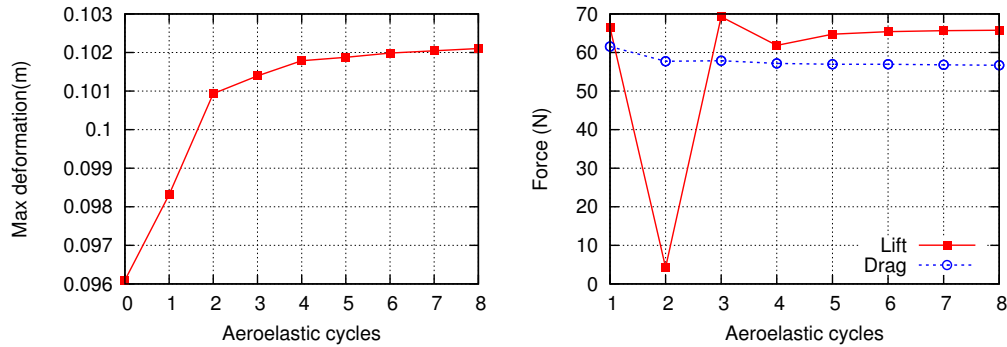
η πτέρυγα, άρα και η μέγιστη παραμόρφωση της, και λόγω της υπερπίεσης και της μεγάλης άνωσης επερχόταν αεροελαστική αστάθεια.

Στο σχήμα 5.9, παρατηρείται η εξέλιξη της απόκλισης της μέγιστης παραμόρφωσης και των τιμών της άνωσης και οπισθέλκουσας της πτέρυγας για κάθε αεροελαστικό κύκλο. Το αεροελαστικό πρόβλημα πρακτικά συγκλίνει μετά από 8 αεροελαστικούς κύκλους και η απόκλιση της μέγιστης παραμόρφωσης του τελευταίου κύκλου από τον προηγούμενο ισούται με  $5.69 \cdot 10^{-5}m$ . Όπως φαίνεται, η παραμόρφωση στο μηδενικό κύκλο είναι  $0.0962m$  και καταλήγει στον τελικό κύκλο σε παραμόρφωση ίση με  $0.10193m$ . Η τελική

Υλικό	Ελαστικό
Τύπος Στοιχείου Πτέρυγας	Shell181
Πάχος Shell181	3mm
Τύπος Στοιχείου Σχοινιών	Beam188
Ακτίνα Beam188	8mm
Εσωτερική Πίεση	60000Pa

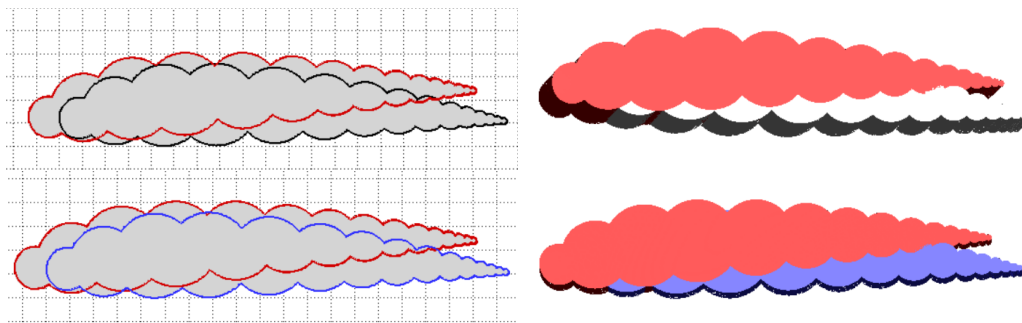
**Πίνακας 5.7:** Βασικά δεδομένα εισόδου για τον επιλύτη CSM

τιμή της άνωσης είναι  $65.767N$ , το βάρος της πτέρυγας είναι  $59.36N$ , ενώ το συνολικό βάρος των σχοινιών για ακτίνα  $8mm$  είναι  $4.88N$ . Άρα ακόμη και οριακά, η συνθήκη  $W < L$  ισχύει και η αεροελαστική σύγκλιση είναι ορθή.



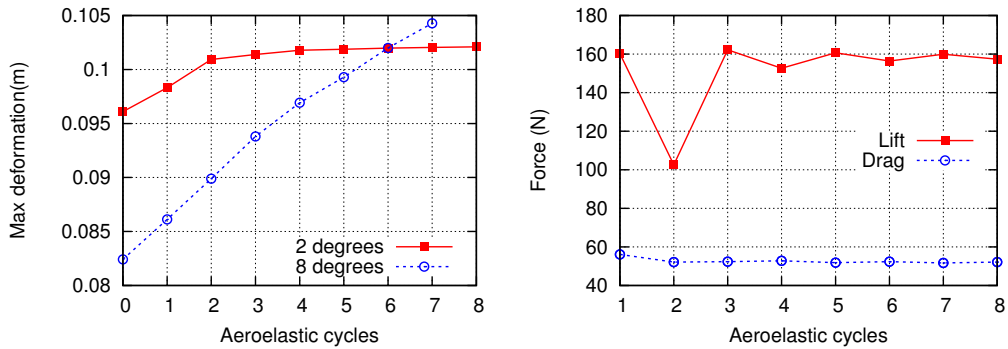
**Σχήμα 5.9:** Περίπτωση 1: Εξέλιξη της αεροελαστικής προσομοίωσης μοντέλου με χρήση ισότροπου ελαστικού υλικού. Αριστερά: Μέγιστη παραμόρφωση για κάθε αεροελαστικό κύκλο. Δεξιά: Άνωση και οπισθέλκουσα για κάθε αεροελαστικό κύκλο

Επιπρόσθετα, στο σχήμα 5.9, παρουσιάζεται και η εξέλιξη της άνωσης και της οπισθέλκουσας κατά την αεροελαστική ανάλυση, ως απόδειξη ότι το πρόβλημα όντως συγκλίνει και η πτέρυγα έχει σταθεροποιηθεί. Από το σχήμα 5.10, παρατηρείται, ότι



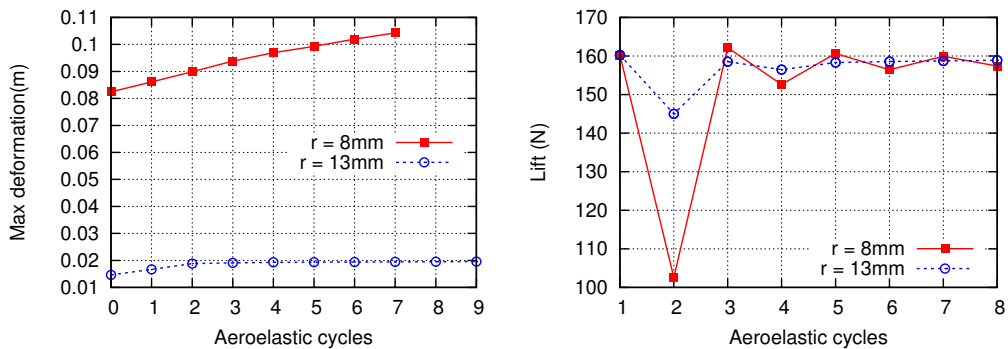
**Σχήμα 5.10:** Περίπτωση 1: Παραμόρφωση πολυθάλαμης φουσκωτής πτέρυγας με χρήση ισότροπου ελαστικού υλικού. Πάνω : Παραμόρφωση στον 1<sup>ο</sup> αεροελαστικό κύκλο (κόκκινο) συγκριτικά με τον μηδενικό (μαύρο). Κάτω: Παραμόρφωση στον 7<sup>ο</sup> αεροελαστικό κύκλο (μπλε) συγκριτικά με τον 1<sup>ο</sup> (κόκκινο)

η παραμόρφωση στον 1<sup>ο</sup> αεροελαστικό κύκλο είναι υψηλή, ενώ στο τέλος της αεροελαστικής ανάλυσης η πτέρυγα σταθεροποιείται. Από το σχήμα 5.9, παρατηρείται ότι η διαφορά τιμών μεταξύ άνωσης και οπισθέλκουσας είναι μικρή με λόγο  $L/D$  στο τέλος των αεροελαστικών κύκλων ίσο με 1.2. Για τον λόγο αυτό θα γίνει αεροελαστική μελέτη με μεγαλύτερη γωνία προσβολής  $\alpha$ , με αύξηση τις τιμές της από 2 σε 8 μοίρες: Παρόλο που υπολογίζονται μεγαλύτερες τιμές άνωσης για κάθε αεροελαστικό κύκλο



**Σχήμα 5.11:** Περίπτωση 1: Εξέλιξη της αεροελαστικής προσομοίωσης μοντέλου με χρήση ισότροπου ελαστικού υλικού. Αριστερά: Μέγιστη παραμόρφωση για κάθε αεροελαστικό κύκλο για 2 και 8 μοίρες γωνίας προσβολής. Δεξιά: Άνωση και οπισθέλκουσα για κάθε αεροελαστικό κύκλο για  $\alpha = 8$  μοίρες

με αύξηση της γωνίας προσβολής, ασκούνται μεγαλύτερα αεροδυναμικά φορτία, και η πτέρυγα με τα παρόντα δεδομένα εισόδου αδυνατεί σταθεροποιηθεί αεροελαστικά. Για το λόγο αυτό, δοκιμάζεται να αυξηθεί η ακτίνα των σχοινιών συγκράτησης από 8mm σε 13mm: Άρα, με χρήση σχοινιών συγκράτησης μεγαλύτερης ακτίνας, επιτυγχάνεται



**Σχήμα 5.12:** Περίπτωση 1: Εξέλιξη της αεροελαστικής προσομοίωσης μοντέλου με χρήση ισότροπου ελαστικού υλικού. Αριστερά: Σύγκριση μέγιστης παραμόρφωσης για κάθε αεροελαστικό κύκλο για ακτίνα σχοινιών συγκράτησης 8mm και 13mm. Δεξιά: Σύγκριση τιμών άνωσης για κάθε αεροελαστικό κύκλο για ακτίνα σχοινιών συγκράτησης 8mm και 13mm.

αεροελαστική σύγκλιση για  $\alpha = 8$  μοίρες, με τελικό λόγο  $L/D$  ίσο με 3.06. Με αυτή την παραλλαγή, με αύξηση της ακτίνας των σχοινιών, αυξάνεται και το συνολικό τους



βάρος που είναι ίσο με  $14.715N$ . Παρόλα αυτά, με την μεγάλη αύξηση της τελικής τιμής άνωσης ίση με  $159.2N$ , η αεροελαστική σταθεροποίηση θεωρείται ορθή.

### 5.3.2 Επανεξέταση Περίπτωσης 1 με Συνθετικό Υλικό

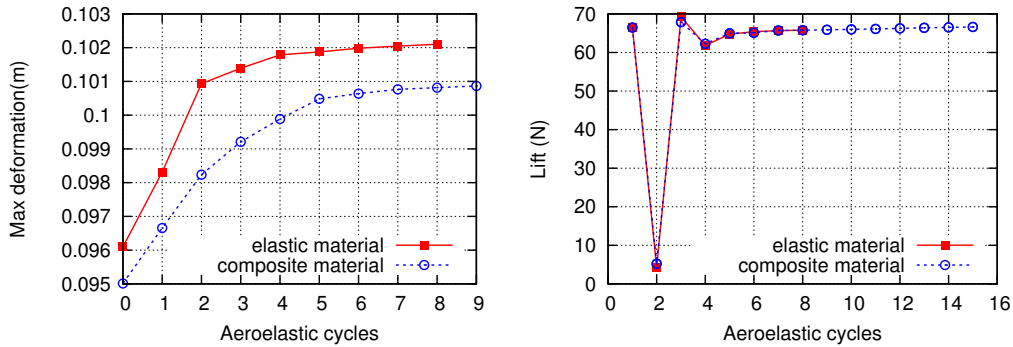
Στην προηγούμενη υποπερίπτωση έγινε χρήση ισότροπου ελαστικού υλικού, με υψηλές τιμές μέγιστης παραμόρφωσης, για αυτό τον λόγο, θα δοκιμαστεί ένα υλικό πιο δύσκαμπτο, για να ελεγχθεί η αεροελαστική συμπεριφορά της πτέρυγας με την εφαρμογή μίας τέτοιας δομικής παραλλαγής. Στην παρούσα υποπερίπτωση, γίνεται επανεξέταση της αεροελαστικής ανάλυσης πτέρυγας χωρίς ραμμένες επεκτάσεις, με χρήση ορθοτροπικού συνθετικού υλικού, με τις ιδιότητες του να δίνονται από τον πίνακα 5.4 με τα επιπλέον δομικά χαρακτηριστικά του πίνακα 5.8. Η αεροελαστική προσομοίωση

Υλικό	Συνθετικό
Τύπος Στοιχείου Πτέρυγας	<i>Shell181</i>
Πάχος <i>Shell181</i>	<i>3mm</i>
Τύπος Στοιχείου Σχοινιού	<i>Beam188</i>
Ακτίνα <i>Beam188</i>	<i>8mm</i>
Εσωτερική Πίεση	<i>60000Pa</i>

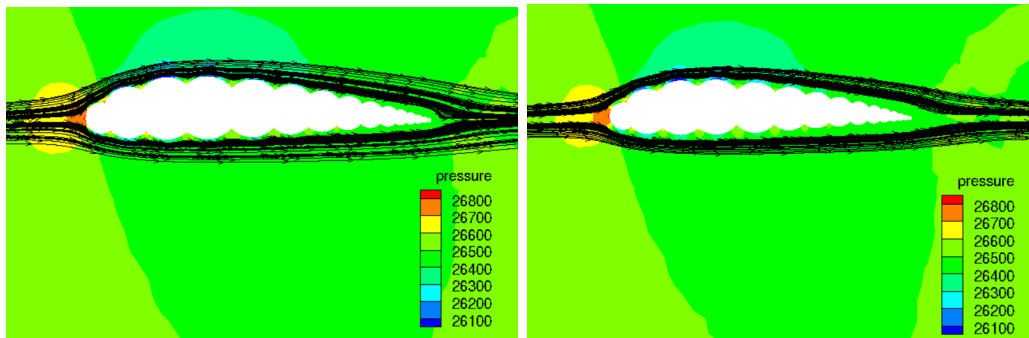
**Πίνακας 5.8:** Βασικά δεδομένα εισόδου για τον επιλύτη *CSM*

καταλήγει σε μέγιστη παραμόρφωση μικρότερη από αυτή του ελαστικού υλικού της προηγούμενης υποπερίπτωσης. Η σύγκριση των μέγιστων παραμορφώσεων κατά την αεροελαστική ανάλυση μεταξύ των δύο περιπτώσεων φαίνεται στο σχήμα 5.13. Αναλυτικότερα, το αεροελαστικό πρόβλημα με χρήση συνθετικού υλικού πρακτικά συγκλίνει μετά από 9 αεροελαστικούς κύκλους, με τελική απόκλιση μέγιστης παραμόρφωσης του προ-τελευταίου κύκλου από τον τελευταίο ίση με  $5.022 * 10^{-5}m$ . Όπως φαίνεται, η παραμόρφωση για συνθετικό υλικό στο μηδενικό κύκλο είναι  $0.0951m$  και καταλήγει στον τελικό κύκλο σε παραμόρφωση ίση με  $0.1005m$ .

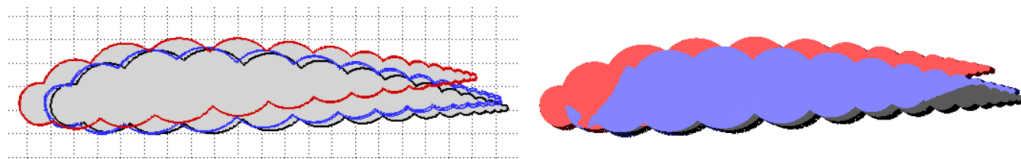
Επιπρόσθετα, από το σχήμα 5.13, ακόμη και με κοινή CFD αρχικοποίηση και πλέγμα, φαίνεται ότι το ελαστικό υλικό δέχεται υψηλότερα αεροδυναμικά φορτία, καθώς αυτά προκαλούν πιο αυλακωτή επιφάνεια και πετυχαίνεται μικρότερη αποκόλληση της ροής (βλ. σχήμα 5.14). Στις επόμενες περιπτώσεις που το υλικό θα είναι πιο λεπτό, το φαινόμενο θα είναι πιο έντονο. Μέσω του σχήματος 5.42, επιβαιώνεται η επιπλέον δυσκαμψία του συνθετικού υλικού όπως φαίνεται και στο σχήμα 5.13.



Σχήμα 5.13: Περίπτωση 1: Σύγκριση εξέλιξης της αεροελαστικής προσομοίωσης μοντέλου μεταξύ χρήσης ισότροπου ελαστικού και ορθοτροπικού συνθετικού υλικού. Αριστερά: Μέγιστη παραμόρφωση για κάθε αεροελαστικό κύκλο. Δεξιά: Άνοση για κάθε αεροελαστικό κύκλο



Σχήμα 5.14: Περίπτωση 1: Κατανομή πίεσης και γραμμές ροής στο επίπεδο συμμετρίας στον τελευταίο κύκλο, μεταξύ χρήσης ισότροπου ελαστικού (αριστερά) και ορθοτροπικού συνθετικού (δεξιά) υλικού.

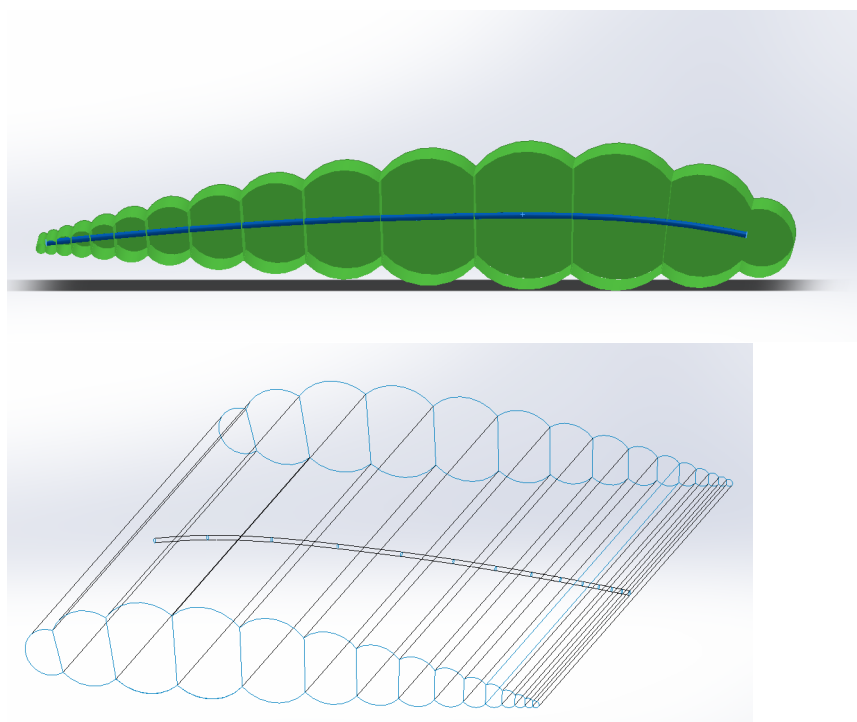


Σχήμα 5.15: Περίπτωση 1: Σύγκριση παραμόρφωσης πολυθάλαμης φουσκωτής πτέρυγας στον 1<sup>ο</sup> κύκλο, μεταξύ χρήσης ισότροπου ελαστικού (κόκκινο) και ορθοτροπικού συνθετικού (μπλέ) υλικού αντίστοιχα σε σχέση με την αρχική γεωμετρία (μαύρο).

## 5.4 Περίπτωση 2: Μελέτη με Φουσκωτή Εσωτερική Ράβδο χωρίς Ραμμένες Επεκτάσεις

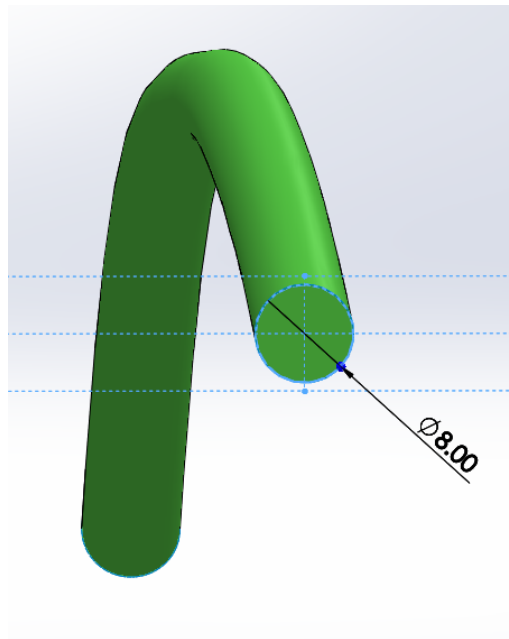
Στην περίπτωση αυτή, παρουσιάζεται το αεροελαστικό πρόβλημα της φουσκωτής πτέρυγας NACA4318 με εσωτερική φουσκωμένη ράβδο όπου τα σχοινιά πρόσδεσης της

πτέρυγας καταλήγουν στην επιφάνεια της πτέρυγας (χωρίς ραμμένες επεκτάσεις). Όπως έχει αναφερθεί και στο Κεφάλαιο 1, στη συγκεκριμένη γεωμετρία όπως φαίνεται στο σχήμα 5.16, σχεδιάζεται μία ράβδος ραμμένη στις διαχωριστικές επιφάνειες μεταξύ των διαδοχικών αεροστεγών θαλάμων. Η ράβδος αυτή είναι ένας κύλινδρος μονωμένος στα άκρα του με τάπες (για να είναι δυνατό το φούσκωμά της), και είναι από ίδιο υλικό με την πτέρυγα. Τέλος, η τιμή της εσωτερικής πίεσης πεπιεσμένου αέρα είναι μεγαλύτερη αντί της εξωτερικής επιφάνειας της πτέρυγας. Όπως φαίνεται στο σχήμα 5.17, η διάμετρος της ράβδου είναι σταθερή καθ'όλο το μήκος της ίση με  $8\text{mm}$ . Όπως έχει

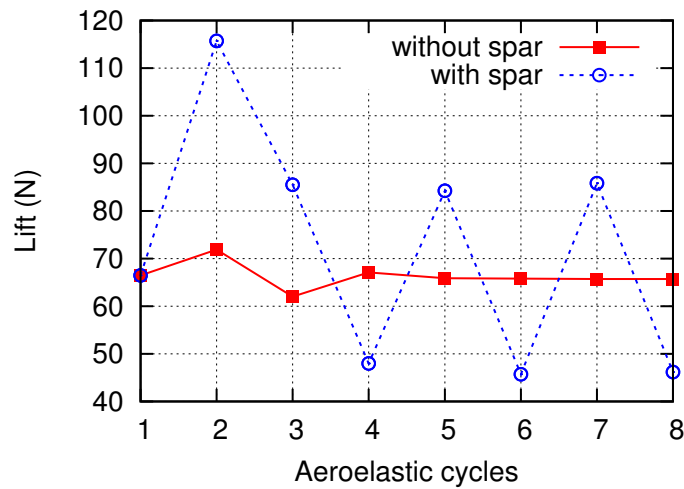


**Σχήμα 5.16:** Περίπτωση 2: 3D μοντέλο πτέρυγας με φουσκωτή εσωτερική ράβδο: Πάνω: Πίσω όψη γεωμετρίας φουσκωτής ράβδου. Κάτω: Ράψιμο της ράβδου στις διαχωριστικές επιφάνειες μεταξύ των διαδοχικών αεροστεγών θαλάμων

αναφερθεί, για την εκμετάλλευση της επιπλέον ποσότητας πεπιεσμένου αέρα εντός της ράβδου μπορεί να μειωθεί το πάχος υλικού της εξωτερικής επιφάνειας της πτέρυγας ώστε να μειωθεί το βάρος. Στην περίπτωση αυτή, το πάχος μειώνεται από  $3\text{mm}$  σε  $2\text{mm}$ . Με τη χρήση πιο λεπτού υλικού (μειωμένο βάρος), σε συνδυασμό με το επιπλέον φούσκωμα εντός της ράβδου, η πτέρυγα καταλήγει σε διαφορετική αεροελαστική απόκριση με τιμές μεγαλύτερης άνωσης. Έτσι η πτέρυγα τείνει να μην μπορεί να μπορεί να σταθεροποιηθεί εύκολα όπως φαίνεται στα σχήματα 5.18 5.19, με σχοινιά πρόσδεσης ακτίνας  $r = 0.008\text{m}$  για τον λόγο αυτό στις περιπτώσεις της πτέρυγας με εσωτερική φουσκωτή ράβδο, πρέπει να αυξηθεί η ακτίνα των σχοινιών. Στην περίπτωση αυτή, η ακτίνα των σχοινιών πρόσδεσης αυξήθηκε σε  $r = 0.013\text{m}$ . Τα δομικά χαρακτηριστικά της συγκεκριμένης γεωμετρίας αλλά και οι διαφορετικές πιέσεις που εφαρμόζονται στην πτέρυγα με την εσωτερική ράβδο δίνονται στον πίνακα 5.9. Όπως και στην προηγούμε-

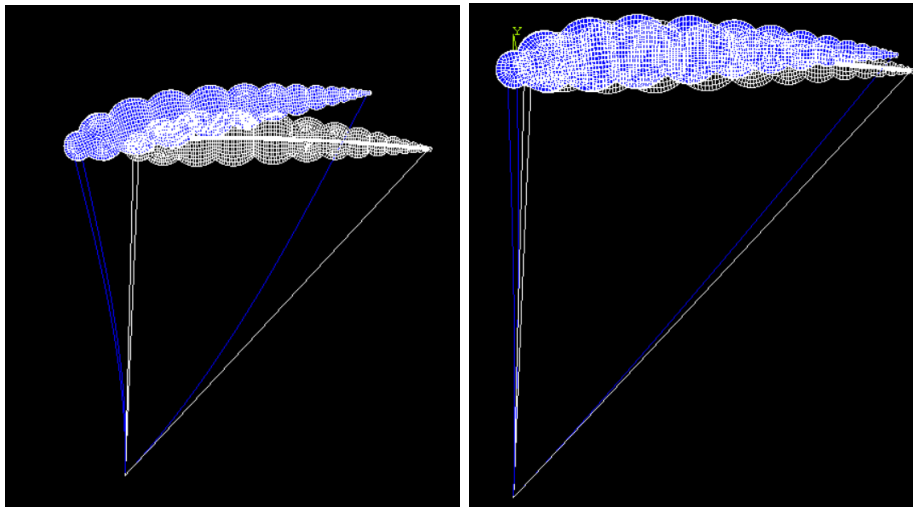


Σχήμα 5.17: Γεωμετρία και διαστάση εσωτερικής φουσκωτής ράβδου διαμέτρου ίση με 8mm



Σχήμα 5.18: Περίπτωση 2: Σύγκριση τιμής άνωσης κάθε αεροελαστικού κύκλου ανάμεσα στην πτέρυγα με και χωρίς εσωτερική φουσκωτή ράβδο (τιμές από το σχήμα 5.9) για κοινή ακτίνα σχοινιών πρόσδεσης (8mm) χρησιμοποιώντας ελαστικό υλικό. Παρατηρείται ότι λόγω του επιπλέον φουσκώματος τα αεροδυναμικά φορτία είναι αρκετά μεγαλύτερα. Παρόλα αυτά, η πτέρυγα δεν μπορεί να σταθεροποιηθεί.

νη περίπτωση παράγεται ένα υβριδικό CFD πλέγμα  $1.55 \cdot 10^6$  κόμβων, από τετράεδρα, πρίσματα, πυραμίδες και εξαεδρικά στοιχεία.



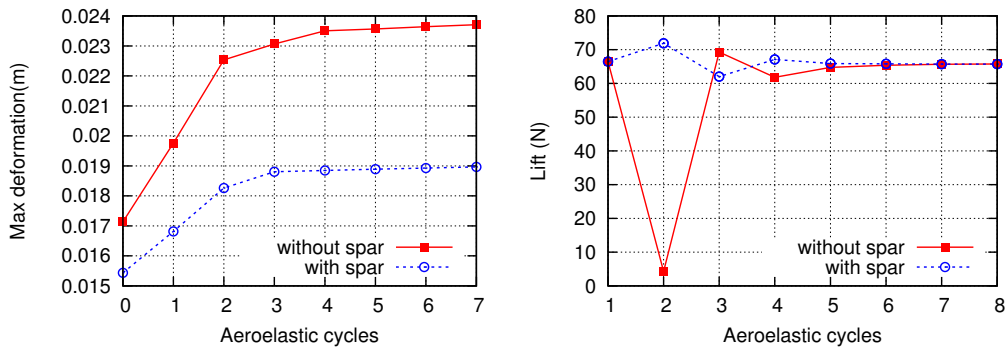
**Σχήμα 5.19:** Περίπτωση 2: Αποσταθεροποίηση φουσκωτής πτέρυγας με φουσκωτή ράβδο: Πάνω: Πτέρυγα με ακτίνα σχοινιών πρόσδεσης 0.008m. Κάτω: Πτέρυγα με ακτίνα σχοινιών πρόσδεσης 0.013m

Τύπος Στοιχείου Πτέρυγας & Ράβδου	<i>Shell181</i>
Πάχος <i>Shell181</i>	<i>2mm</i>
Τύπος Στοιχείου Σχοινιών	<i>Beam188</i>
Ακτίνα <i>Beam188</i>	<i>13mm</i>
Εσωτερική πίεση πτέρυγας	<i>60000Pa</i>
Εσωτερική πίεση ράβδου	<i>80000Pa</i>

**Πίνακας 5.9:** Περίπτωση 2: Βασικά δεδομένα εισόδου για τον επιλύτη CSM

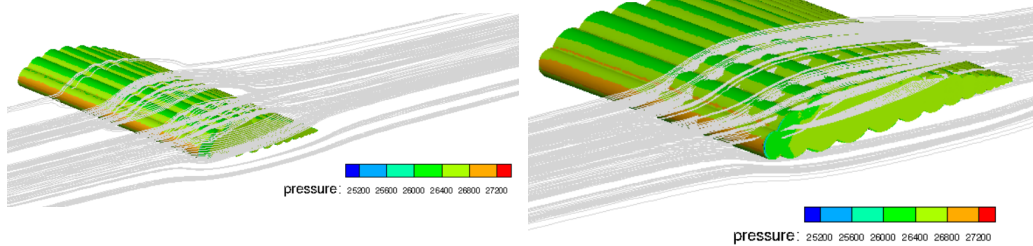
#### 5.4.1 Περίπτωση 2: Μελέτη με Ελαστικό Υλικό

Τα δεδομένα της δομικής ανάλυσης για τον CSM επιλύτη δίνονται απο τους πίνακες 5.9, 5.3, 5.5. Στη περίπτωση της πτέρυγας με και χωρίς φουσκωτή ράβδο εφαρμόστηκε όπως αναφέρθηκε ακτίνα σχοινιών συγκράτησης ίση με 13mm. Όπως φαίνεται στο σχήμα 5.20, το αεροελαστικό πρόβλημα της πτέρυγας με ράβδο συνέκλινε μετά απο 5 αεροελαστικούς κύκλους με τελική απόκλιση μέγιστης παραμόρφωσης  $3.98 \cdot 10^{-5}m$ . Όπως φαίνεται, η παραμόρφωση για ελαστικό υλικό στο μηδενικό κύκλο είναι 0.0154m και καταλήγει στον τελικό κύκλο σε παραμόρφωση ίση με 0.01902m. Το βάρος της πτέρυγας, λόγω μείωσης πάχους του υλικού, είναι ίσο με 45N. Ο συνολικός χρόνος (κόστος) επίλυσης του αεροελαστικού προβλήματος μετά απο 5 αεροελαστικούς κύκλους είναι κοντά στην μία ώρα σε κάρτα γραφικών NVIDIA Tesla K40 με μνήμη RAM 12 GB. Οι περιπτώσεις πτέρυγας που αναλύονται στο σχήμα 5.20, έχουν κοινό πάχος υλικού ίσο με 2mm και ακτίνα σχοινιών ίση με 13mm, και έτσι φαίνεται ότι με τη φουσκωτή ράβδο πετυχαίνεται καλύτερη αεροελαστική σύγκλιση και σταθεροποίηση της πτέρυγας απο την περίπτωση χωρίς (τελική απόκλιση μέγιστης παραμόρφωσης χωρίς ράβδο ίση με  $7.95 \cdot 10^{-5}m$ ). Απο το σχήμα 5.20, φαίνεται ότι ακόμη και με πιο παχιά σχοιινιά



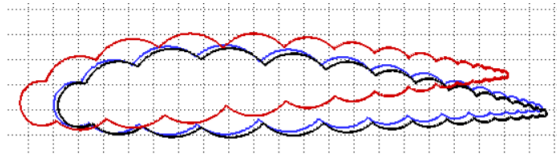
**Σχήμα 5.20:** Περίπτωση 2: Σύγκριση εξέλιξης αεροελαστικής προσομοίωσης μοντέλου με χρήση ισότροπου ελαστικού υλικού μεταξύ πτέρυγας με και χωρίς φουσκωτή ράβδο. Αριστερά: Μέγιστη παραμόρφωση για κάθε αεροελαστικό κύκλο. Δεξιά: Άνωση και οπισθέλκουσα για κάθε αεροελαστικό κύκλο

πρόσδεσης το μοντέλο με την φουσκωτή ράβδο, πετυχαίνει ίδια τιμή άνωσης με το μοντέλο χωρίς. Ακόμη χρήζει ενδιαφέρον η σύγκριση της αεροδυναμικής συμπεριφοράς των δύο μοντέλων κατά τον 2<sup>ο</sup> αεροελαστικό κύκλο, καθώς χωρίς τη ράβδο παρατηρείται μεγάλη απότομη πτώση της άνωσης της τάξης των 60N, ενώ χρησιμοποιώντας την ράβδο η απόκλιση της τιμής άνωσης είναι 8N. Με αυτόν τον τρόπο συμπεραίνεται ότι το επιπλέον φούσκωμα μέσω της ράβδου, βοηθά στην πιο γρήγορη σταθεροποίηση της πτέρυγας κάτι το οποίο επιβεβαιώνεται απο το γεγονός ότι η τιμής της άνωσης συγκλίνει κατά τον 5<sup>ο</sup> αεροελαστικό κύκλο, ενώ χωρίς τη ράβδο απο τον 7<sup>ο</sup> αεροελαστικό κύκλο. Στο σχήμα 5.21, παρατηρείται η καλύτερη προσκόλληση της ροής στην

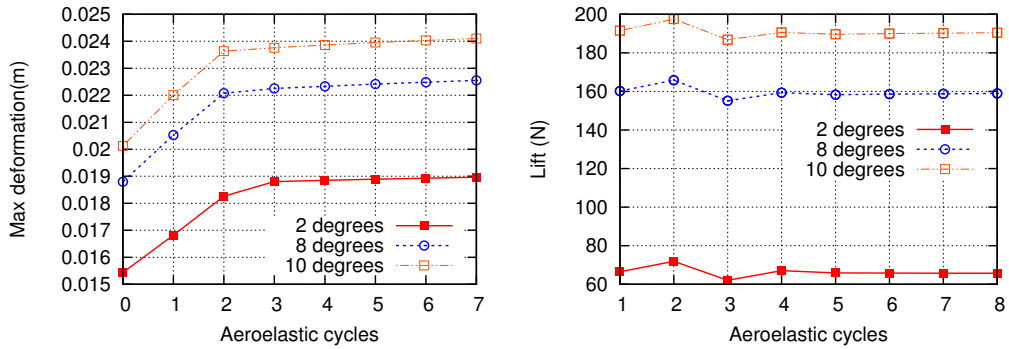


**Σχήμα 5.21:** Περίπτωση 2: Κατανομή πίεσης και γραμμές ροής στην επιφάνεια της πτέρυγας στον 2<sup>ο</sup> αεροελαστικό κύκλο. Αριστερά: Κατανομή πίεσης και γραμμές ροής στη πτέρυγα με φουσκωτή ράβδο. Δεξιά: Κατανομή πίεσης και γραμμές ροής στη πτέρυγα χωρίς φουσκωτή ράβδο.

πτέρυγα με φουσκωτή ράβδο γεγονός που δικαιολογεί τη μικρότερη πτώση πίεσης στον 2<sup>ο</sup> αεροελαστικό κύκλο. Όπως και στην Περίπτωση 1, γίνεται μελέτη για διαφορετικές τιμές γωνίας προσβολής: Από το σχήμα 5.23, φαίνεται ότι όσο αυξάνεται η τιμή της γωνίας προσβολής, αυξάνονται αντίστοιχα και τα αεροδυναμικά φορτία που ασκούνται στην επιφάνεια της πτέρυγας, με αποτέλεσμα την αύξηση των παραμορφώσεων

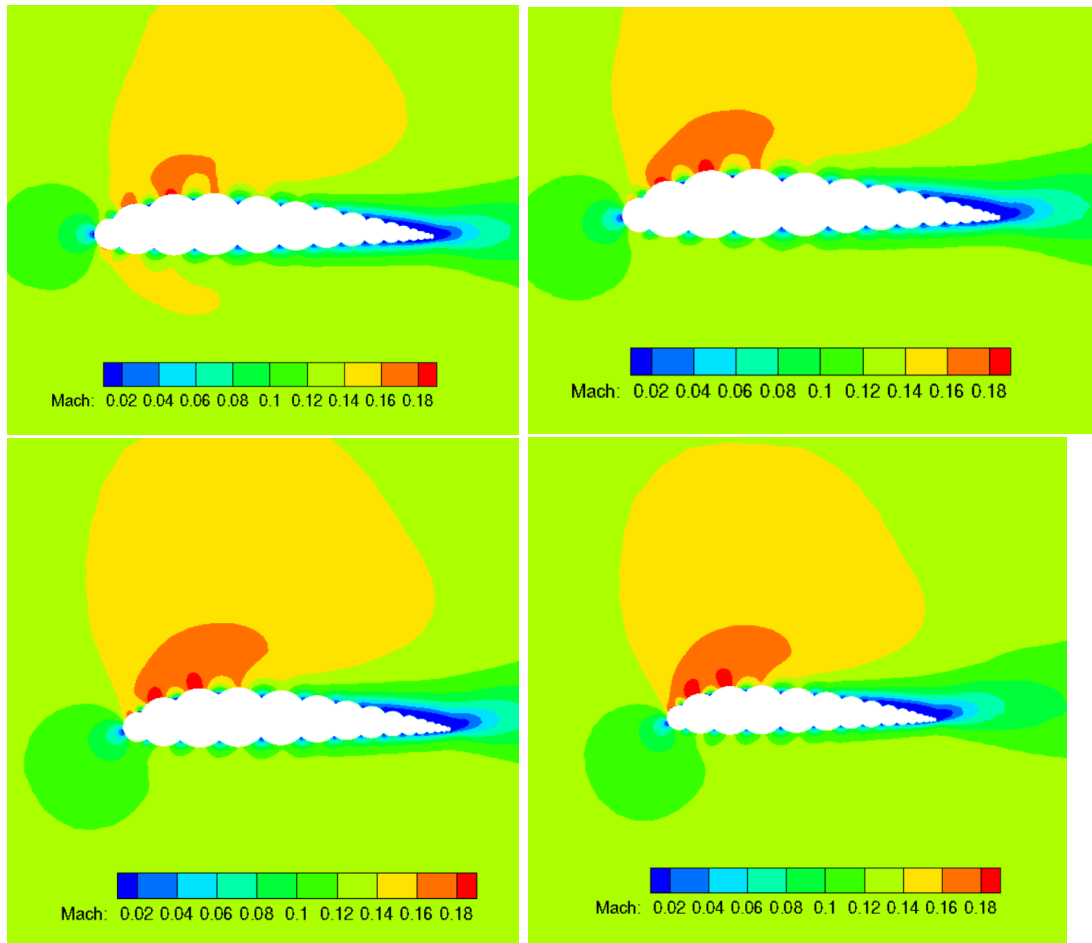


**Σχήμα 5.22:** Περίπτωση 2: Σύγκριση παραμόρφωσης απο τον μηδενικό (μαύρο) στον 1<sup>ο</sup> αεροελαστικό κύκλο για πτέρυγα με ράβδο (μπλε) και χωρίς (κόκκινο) με κοινό πάχος υλικού ίσο με 2mm



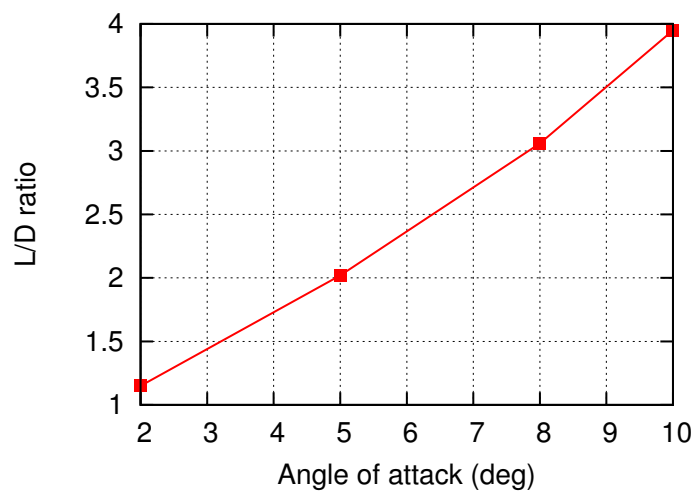
**Σχήμα 5.23:** Περίπτωση 2: Σύγκριση εξέλιξης αεροελαστικής προσομοίωσης μοντέλου με χρήση ισότροπου ελαστικού υλικού με γωνία προβολής ίση με 2, 8, 10 μοίρες. Αριστερά: Μέγιστη παραμόρφωση για κάθε τιμή γωνία προσβολής σε κάθε αεροελαστικό κύκλο. Δεξιά: Άνωση για κάθε τιμή γωνίας προσβολής σε κάθε αεροελαστικό κύκλο

σε αυτήν 5.24,5.25.



**Σχήμα 5.24:** Περίπτωση 2: Αριθμός *Mach* στο επίπεδο συμμετρίας της πτέρυγας με χρήση ισότροπου ελαστικού υλικού με γωνία προβολής ίση με 2, 5, 8, 10 μοίρες. Πάνω αριστερά: 2 μοίρες. Πάνω δεξιά: 5 μοίρες. Κάτω αριστερά: 8 μοίρες. Κάτω δεξιά: 10 μοίρες.





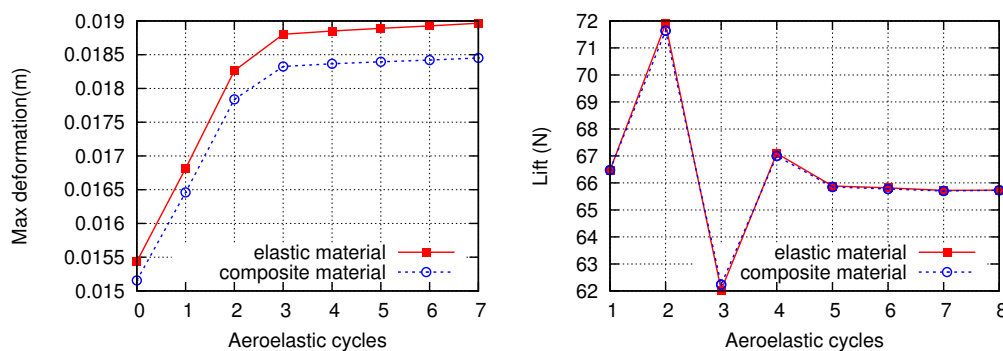
**Σχήμα 5.25:** Περίπτωση 2: Αυξομείωση του λόγου  $L/D$  για διαφορετικές τιμές γωνίας προσβολής.

### 5.4.2 Επανεξέταση Περίπτωσης 2 με Συνθετικό Υλικό

Όπως και στη μελέτη της περίπτωσης 2 με το ελαστικό υλικό, έτσι και στη μελέτη με το συνθετικό υλικό, η πτέρυγα και η ράβδος είναι από το ίδιο υλικό των πινάκων 5.10 5.4. Στο σχήμα 5.26, παρατηρείται ότι και με τα δύο υλικά, πετυχαίνεται παρόμοια πορεία και συγκλίνουν αεροελαστικά στον 8<sup>ο</sup> αεροελαστικό κύκλο. Παρόλα αυτά όπως αναμενόταν στην περίπτωση του συνθετικού υλικού η τελική συνολική μέγιστη παραμόρφωση, είναι λίγο μικρότερη από την αντίστοιχη του ελαστικού υλικού και με τελική απόκλιση μέγιστης παραμόρφωσης ίση με  $3.04 \cdot 10^{-5}m$  αντί της αντίστοιχης με ελαστικό υλικό ίση με  $3.98 \cdot 10^{-5}m$ . Όπως φαίνεται, η παραμόρφωση για συνθετικό υλικό στο μηδενικό κύκλο είναι  $0.0151m$  και καταλήγει στον τελικό κύκλο σε παραμόρφωση ίση με  $0.01839m$ . Όπως φαίνεται στο σχήμα 5.27, οι γραμμές ροής ειδικά μετά το

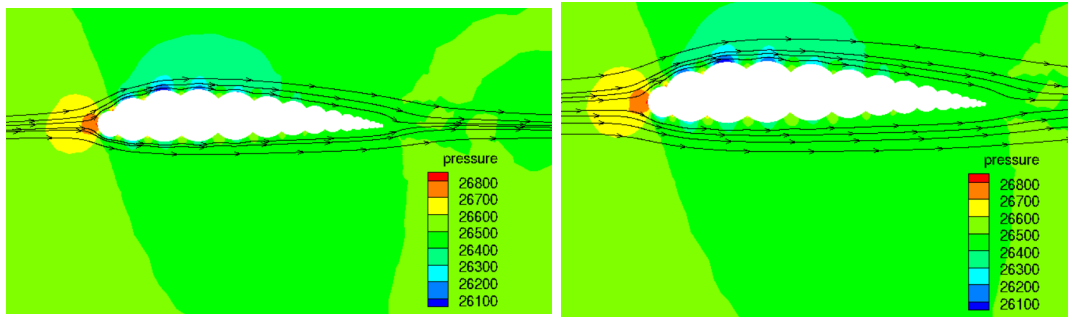
Τύπος Στοιχείου Πτέρυγας & Ράβδου	<i>Shell181</i>
Πάχος <i>Shell181</i>	<i>2mm</i>
Τύπος Στοιχείου Σχοινιών	<i>Beam188</i>
Ακτίνα <i>Beam188</i>	<i>13mm</i>
Εσωτερική πίεση πτέρυγας	<i>60000Pa</i>
Εσωτερική πίεση ράβδου	<i>80000Pa</i>

**Πίνακας 5.10:** Περίπτωση 2: Βασικά δεδομένα εισόδου για τον επιλύτη CSM με συνθετικό υλικό



**Σχήμα 5.26:** Περίπτωση 2: Σύγκριση εξέλιξης αεροελαστικής προσομοίωσης μοντέλου μεταξύ χρήσης ισότροπου ελαστικού υλικού και ορθοτροπικού συνθετικού υλικού. Αριστερά: Μέγιστη παραμόρφωση για κάθε αεροελαστικό κύκλο. Δεξιά: Άνωση και για κάθε αεροελαστικό κύκλο

μισό της χορδής στο συνθετικό υλικό αποκολλούνται λίγο περισσότερο σε σχέση με το ελαστικό υλικό. Λόγω της ευκαμψίας του ελαστικού υλικού, η ροή ασκεί μεγαλύτερα αεροδυναμικά φορτία στην πτέρυγα δημιουργώντας πιο έντονη αυλακωτή επιφάνεια, που η ροή προσκολλάται καλύτερα αλλά προκαλούνται μεγαλύτερες παραμορφώσεις στην επιφάνεια της πτέρυγας.



*Σχήμα 5.27: Περίπτωση 2: Κατανομή πίεσης και γραμμές ροής στο επίπεδο συμμετρίας στον 7<sup>ο</sup> αεροελαστικό κύκλο για τα διαφορετικά υλικά. Αριστερά: Κατανομή πίεσης και γραμμές ροής στη πτέρυγα με ισότροπο ελαστικό υλικό. Δεξιά: Κατανομή πίεσης και γραμμές ροής στη πτέρυγα με ορθοτροπικό συνθετικό υλικό.*

## 5.5 Περίπτωση 3: Μελέτη με Ραμμένες Επεκτάσεις

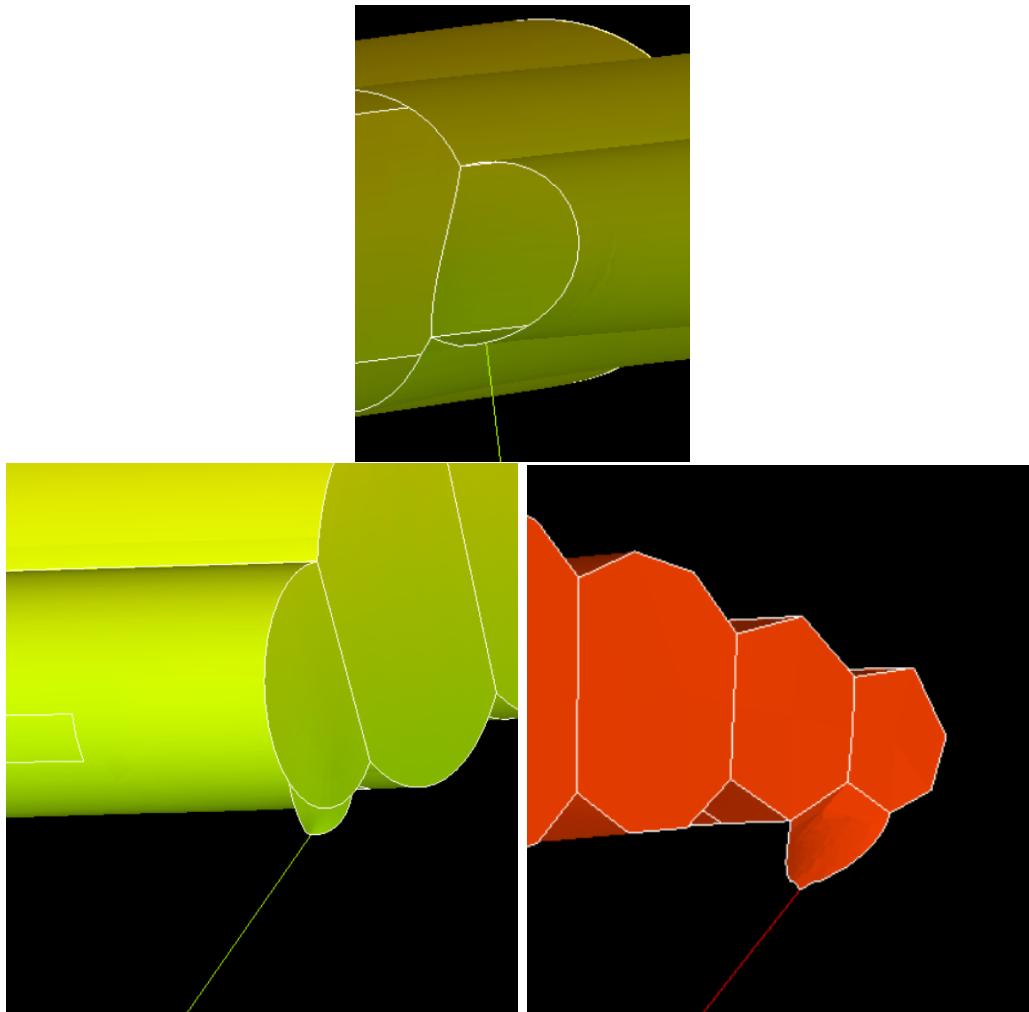
Οι ραμμένες επεκτάσεις χρησιμοποιούνται για την πρόληψη υψηλών παραμορφώσεων στις ακμές πρόσπτωσης και εκφυγής, όταν η πτέρυγα εκτίθεται σε υψηλά αεροδυναμικά φορτία με κίνδυνο να αλλοιωθεί η μορφολογία τους και κατέπέκταση, η αεροδυναμική απόδοση της αεροτομής όπως φαίνεται στο σχήμα 5.28. Αντί να δένονται τα 2 σχοινιά πρόσδεσης της ημιπτέρυγας στις ακμές πρόσπτωσης και εκφυγής, καταλήγουν σε 2 ραμμένες επεκτάσεις, και λειτουργούν ως στηρίξεις μεταξύ των σχοινιών και της ημιπτέρυγας όπως φαίνεται και στο σχήμα 5.29.

Με αυτό το δομικό πλεονέκτημα που προσδίδουν οι ραμμένες επεκτάσεις, μπορεί να γίνει επιλογή λεπτότερου υλικού χωρίς να υπάρχει κίνδυνος μορφολογικής αλλοίωσης της επιφάνειας της πτέρυγας, άρα και συνολική μείωση του βάρους. Εδώ, θα γίνει επιλογή μικρότερου πάχους υλικού της εξωτερικής επιφάνειας της πτέρυγας και συγκεκριμένα μείωση από  $3mm$  σε  $1.8mm$ . Πραγματοποιούνται συγκρίσεις με κριτήριο τη μέγιστη παραμόρφωση, την αεροδυναμική συμπεριφορά και την αεροελαστική ευστάθεια της πτέρυγας, αντί της περίπτωσης χωρίς ραμμένες επεκτάσεις. Σχεδιάζονται καμπυλόγραμμες ραμμένες επεκτάσεις, για να μην αλλοιώνεται η αεροδυναμική απόδοση κοντά στις ακμές πρόσφυσης και εκφυγής. Η ραμμένη απόφυση κοντά στην ακμή πρόσφυσης έχει ακτίνα ίση με  $25.5mm$  και η αντίστοιχη στην ακμή εκφυγής έχει ακτίνα ίση με  $6.34mm$  5.29. Τα βασικά δεδομένα εισόδου για τον επιλύτη CSM για ελαστικό υλικό της Περίπτωσης 3 δίνονται στον πίνακα 5.11.

Υλικό	Ελαστικό
Τύπος Στοιχείου Πτέρυγας & Ραμμένων επεκτάσεων	<i>Shell181</i>
Πάχος <i>Shell181</i>	$1.8mm$
Τύπος Στοιχείου Σχοινιού	<i>Beam188</i>
Ακτίνα <i>Beam188</i>	$8mm$
Εσωτερική Πίεση	$60000Pa$

**Πίνακας 5.11:** Περίπτωση 3: Βασικά δεδομένα εισόδου για τον επιλύτη CSM για ελαστικό υλικό

Η λογική της γεωμετρίας με τις ραμμένες επεκτάσεις είναι ότι τα δομικά φορτία των σχοινιών πρόσδεσης προς την πτέρυγα διαμοιράζονται στην επιφάνεια στήριξης και όχι μόνο στα σημεία τομής τους με την επιφάνεια της πτέρυγας. Με αυτόν τον τρόπο αναμένεται, αποφυγή μορφολογικής αλλοίωσης της πτέρυγας λόγω μεγάλων αεροδυναμικών φορτίων με σκοπό τη διατήρηση της αεροδυναμικής απόδοσης αλλά και τη μείωση των παραμορφώσεων στις περιοχές αυτές.

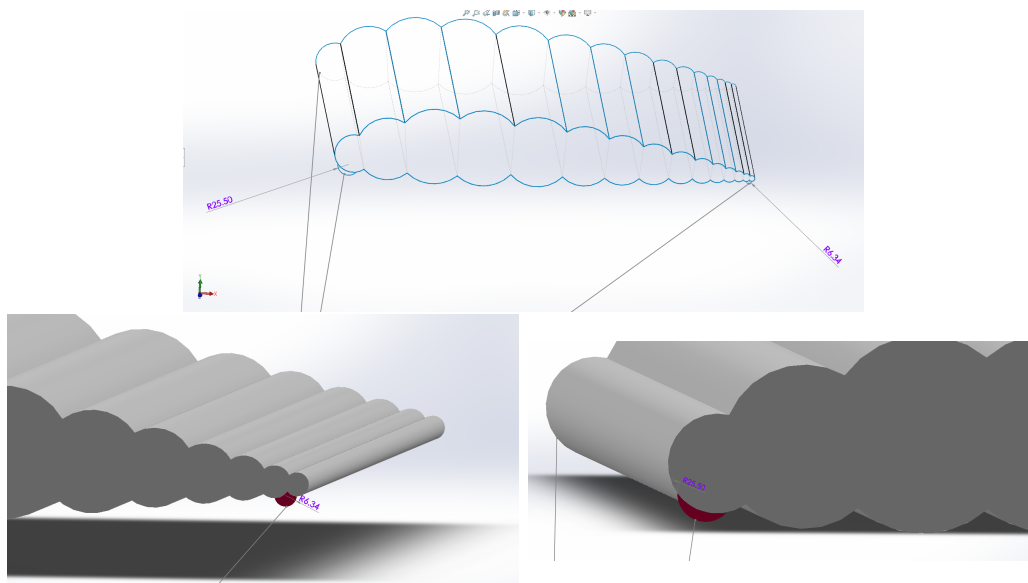


**Σχήμα 5.28:** Περίπτωση 3: Απεικόνιση πρόληψης μορφολογικής αλλοίωσης, όταν τα σχοινιά συγκράτησης καταλήγουν στις ραμμένες επεκτάσεις με το μειωμένο πάχος (1.8mm): Πάνω: Μορφολογική αλλοίωση ακμής πρόσπτωσης λόγω των δομικών φορτίων που ασκούν τα σχοινιά συγκράτησης κατά την πτήση της πτέρυγας. Κάτω Αριστερά: Μορφή ακμής πρόσπτωσης όταν το σχοινί συγκράτησης καταλήγει σε ραμμένη επέκταση. Κάτω Δεξιά: Μορφή ακμής εκφυγής όταν το σχοινί συγκράτησης καταλήγει σε ραμμένη επέκταση.

### 5.5.1 Περίπτωση 3: Μελέτη με Ελαστικό Υλικό

Σε αυτή την υποπερίπτωση, χρησιμοποιείται το ελαστικό υλικό του πίνακα 5.3, με την πτέρυγα να έχει ίδια εσωτερική πίεση αλλά με διαφορετικό πάχος υλικού επιφάνειας της πτέρυγας με βάση τον πίνακα 5.12.

Ακολουθεί η εξέλιξη της αεροελαστικής συμπεριφοράς της πτέρυγας με ραμμένες αποφύσεις με μειωμένο πάχος υλικού ίσο 1.8mm. Ακόμη ακολουθεί και η σύγκριση της αεροελαστικής ευστάθειας της περίπτωσης αυτής σε σχέση με την πτέρυγα χω-



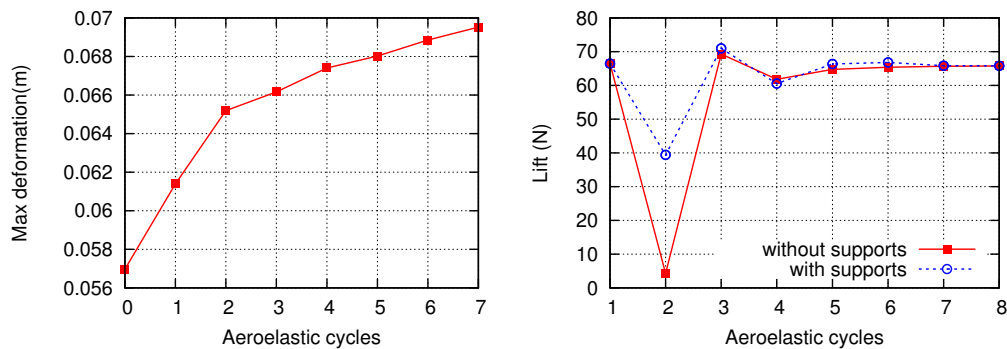
**Σχήμα 5.29:** Ραμμένες επεκτάσεις πολυθάλαμης φουσκωτής ημιπτέρυγας: Πάνω: Σχοινιά συγκράτησης συνδεδεμένα με τις αντίστοιχες ραμμένες επεκτάσεις. Κάτω αριστερά: Ραμμένη επέκταση κοντά στην ακμή πρόσφυσης ακτίνας 25.5mm. Κάτω δεξιά: Ραμμένη επέκταση κοντά στην ακμή εκφυγής ακτίνας 6.34mm

Τύπος Στοιχείου Πτέρυγας & επεκτάσεων	<i>Shell181</i>
Πάχος <i>Shell181</i>	1.8mm
Τύπος Στοιχείου Σχοινιών	<i>Beam188</i>
Ακτίνα <i>Beam188</i>	8mm
Εσωτερική πίεση πτέρυγας	60000Pa

**Πίνακας 5.12:** Περίπτωση 3: Βασικά δεδομένα εισόδου για τον επιλύτη CSM με συνθετικό υλικό

ρίς ραμμένες επεκτάσεις (Περίπτωση 1 με πάχος υλικού 3.0mm). Στο σχήμα 5.30, παρατηρείται ότι στην περίπτωση της πτέρυγας με ραμμένες επεκτάσεις, η τελική απόκλιση της μέγιστης παραμόρφωσης είναι ίση με  $6.64 * 10^{-4}m$  και συγκλίνει κατά τον 7<sup>ο</sup> αεροελαστικό κύκλο. Όπως φαίνεται, η παραμόρφωση για ελαστικό υλικό στο μηδενικό κύκλο είναι 0.0569m και καταλήγει στον τελικό κύκλο σε παραμόρφωση ίση με 0.0692m. Το βάρος της πτέρυγας, λόγω μείωσης πάχους του υλικού, είναι ίσο με 40.5N. Η χρήση λεπτότερου υλικού στη πτέρυγα με επεκτάσεις, δικαιολογεί τη μεγαλύτερη τελική απόκλιση μέγιστης παραμόρφωσης, καθώς δέχεται μεγαλύτερα αεροδυναμικά φορτία. Παρόλα αυτά, όπως φαίνεται η εξέλιξη της άνωσης στο σχήμα 5.30, η πτέρυγα με τις επεκτάσεις, σταθεροποιείται αποδοτικότερα με μικρότερη πτώση άνωσης στον 2<sup>ο</sup> κύκλο, και καταλήγει σε περίπου ίδια τιμή άνωσης με την περίπτωση δίχως επεκτάσεις με το πιο παχύ υλικό.

Στην περίπτωση προσθήκης ραμμένων επεκτάσεων στην πτέρυγα, είναι προφανές ότι πρέπει να μελετηθούν οι παραμορφώσεις στις ακμές εκφυγής και πρόσπτωσης, για να



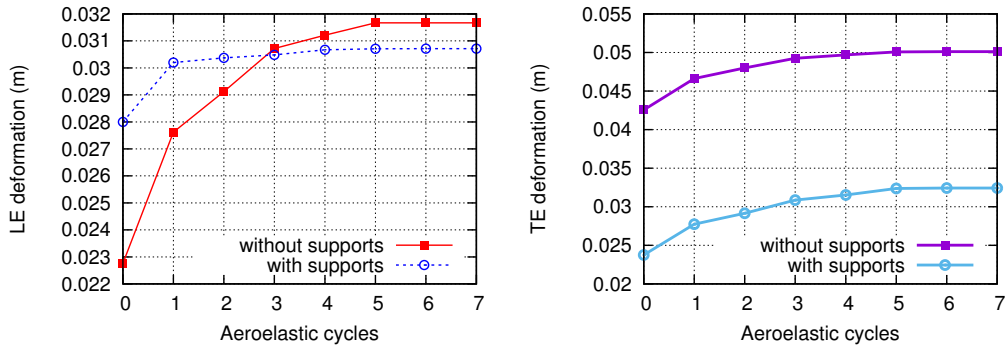
**Σχήμα 5.30:** Περίπτωση 3: Εξέλιξη αεροελαστικής προσομοίωσης μοντέλου μη συνκετικής ροής με χρήση ισότροπου ελαστικού υλικού μεταξύ πτέρυγας με και χωρίς ραμμένες επεκτάσεις. Στη περίπτωση με τις επεκτάσεις χρησιμοποιείται υλικό πάχους  $1.8mm$ . Αριστερά: Μέγιστη παραμόρφωση για κάθε αεροελαστικό κύκλο. Δεξιά: Άνωση για κάθε αεροελαστικό κύκλο

αποδειχθεί το δομικό πλεονέκτημα που προσφέρουν.

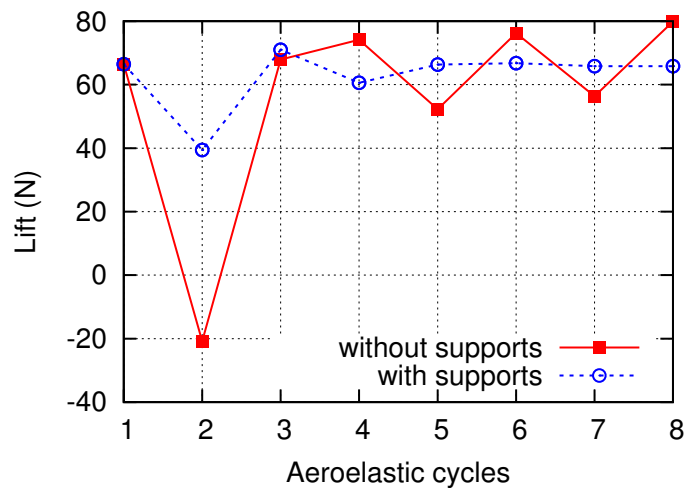
Στο σχήμα 5.31, παρουσιάζεται η εξέλιξη της συνολικής παραμόρφωσης των ακμών πρόσπτωσης και εκφυγής αντίστοιχα, στις περιπτώσεις πτέρυγας με και χωρίς ραμμένες επεκτάσεις. Στον μηδενικό κύκλο, η παραμόρφωση που δέχεται η ακμή πρόσπτωσης με τις ραμμένες αποφύσεις είναι αρκετά υψηλότερη από την αντίστοιχη χωρίς. Όμως κατά την πάροδο της αεροελαστικής ανάλυσης, φαίνεται να πετυχαίνει καλύτερη συγκράτηση της ακμής πρόσπτωσης και να καταλήγει σε μικρότερη συνολική παραμόρφωση με τη χρήση επεκτάσεων. Όσον αφορά την ακμή εκφυγής, στην περίπτωση χωρίς επεκτάσεις παρατηρούνται μεγαλύτερες παραμορφώσεις σε σχέση με αυτές στην ακμή πρόσπτωσης. Αυτή η διαφορά είναι λογική, καθώς η τομή των κάτω άκρων των σχοινιών συγκράτησης είναι στο επίπεδο της ακμής πρόσπτωσης, και έτσι οι ροπές και αντίστοιχα οι μετατοπίσεις εκεί είναι μικρότερες. Παρόλα αυτά, από το σχήμα 5.31, φαίνεται ότι οι επεκτάσεις μειώνουν σημαντικά την τελική παραμόρφωση της ακμής εκφυγής καθ'όλη τη αεροελαστική μελέτη. Ακολουθεί σύγκριση του μεγέθους της άνωσης της πτέρυγας με και χωρίς ραμμένες επεκτάσεις για ίδιο πάχος υλικού που είναι ίσο με  $1.8mm$ . Από το σχήμα 5.32, επιβεβαιώνεται η αδυναμία σταθεροποίησης της πτέρυγας χωρίς ραμμένες επεκτάσεις με υλικό πάχους  $1.8mm$ . Από το σχήμα 5.33, παρατηρείται η μορφολογική αλλοίωση της πτέρυγας χωρίς ραμμένες επεκτάσεις, γεγονός που δικαιολογεί αδυναμία της πτέρυγας να σταθεροποιηθεί έχοντας επηρεαστεί η αεροδυναμική απόδοσή της.

### 5.5.2 Επανεξέταση Περίπτωσης 3 με Συνθετικό Υλικό

Για την αντίστοιχη σύγκριση αεροελαστικής ανάλυσης απλής πτέρυγα με και χωρίς ραμμένες επεκτάσεις στήριξης με ορθοτροπικό συνθετικό υλικό, χρησιμοποιείται το συνθετικό υλικό του πίνακα 5.4, με ίδια εσωτερική πίεση και ίδιο πάχος υλικού μεταξύ των μοντέλων με βάση τον πίνακα 5.12. Στο σχήμα 5.35, παρατηρείται ότι με χρήση



**Σχήμα 5.31:** Περίπτωση 3: Σύγκριση εξέλιξης αεροελαστικής προσομοίωσης μοντέλου με χρήση ισότροπου ελαστικού υλικού μεταξύ πτέρυγας με και χωρίς ραμμένες επεκτάσεις. Στη περίπτωση των επεκτάσεων χρησιμοποιείται υλικό πάχους 1.8mm. Αριστερά: Συνολική παραμόρφωση ακμής πρόσπτωσης για κάθε αεροελαστικό κύκλο. Δεξιά: Συνολική παραμόρφωση ακμής εκφυγής για κάθε αεροελαστικό κύκλο

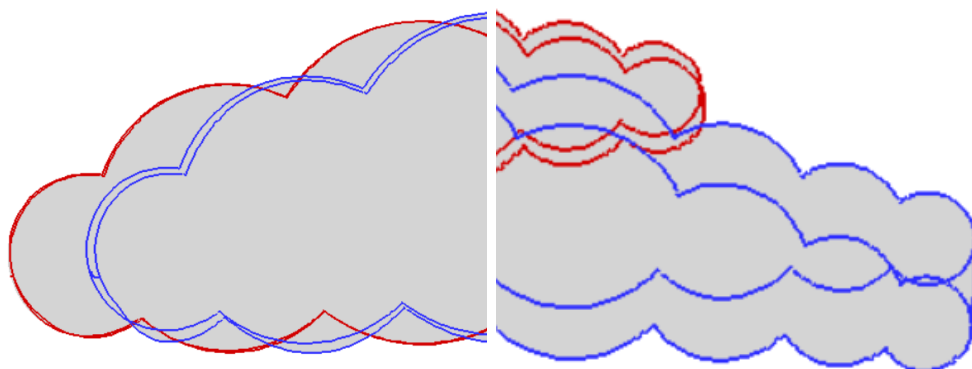


**Σχήμα 5.32:** Περίπτωση 3: Σύγκριση μεγέθους της άνωσης απλής πτέρυγας με και χωρίς ραμμένες επεκτάσεις στήριξης με κοινό πάχος υλικού ίσο με 1.8mm χρησιμοποιώντας ισότροπο ελαστικό υλικό

συνθετικού υλικού, στη πτέρυγα με ραμμένες επεκτάσεις, η τελική μέγιστη παραμόρφωση της είναι προφανώς μικρότερη αντί του ελαστικού υλικού με τελική απόκλιση μέγιστης παραμόρφωσης ίση με  $4.05 \cdot 10^{-4}m$ . Όπως φαίνεται, η παραμόρφωση για συνθετικό υλικό στο μηδενικό κύκλο είναι 0.0548m και καταλήγει στον τελικό κύκλο σε παραμόρφωση ίση με 0.0645m. Επιπρόσθετα, στο σχήμα 5.35, η άνωση με χρήση ελαστικού υλικού είναι μεγαλύτερη λόγω των αυλακώσεων που δημιουργούνται στην επιφάνεια της πτέρυγας λόγω των αεροδυναμικών φορτίων σε πιο εύκαμπτο υλικό. Όμως και στις δύο περιπτώσεις υλικών, το αεροελαστικό πρόβλημα συγκλίνει μετά από 8 αεροελαστικούς κύκλους.

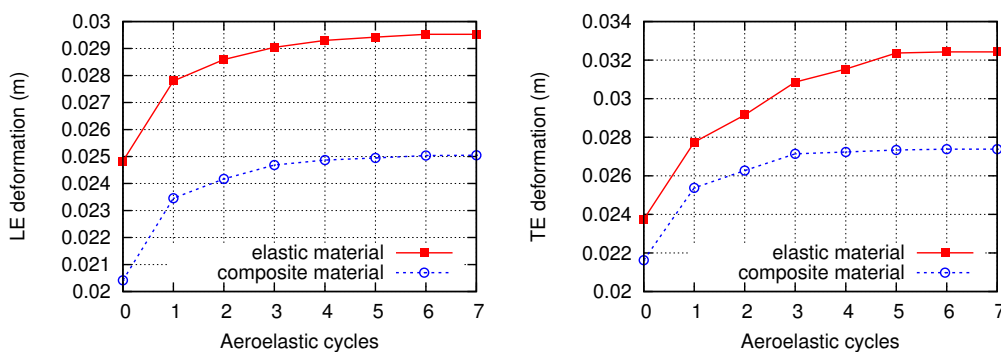
Αντίστοιχη μελέτη για την προσφορά των ραμμένων επεκτάσεων κοντά στις ακμές





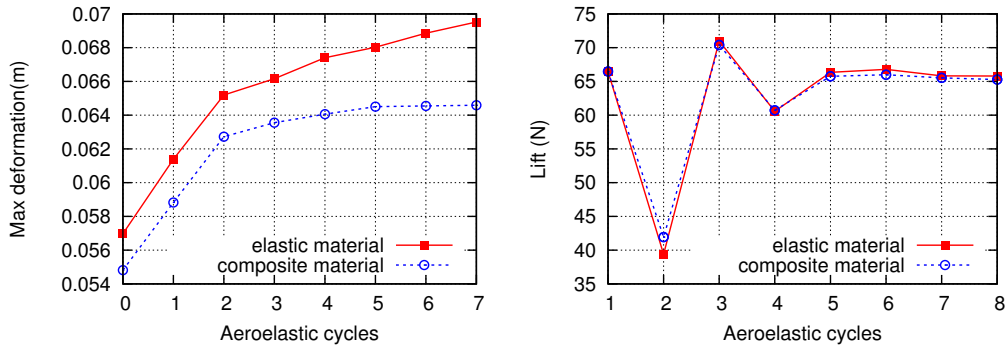
**Σχήμα 5.33:** Περίπτωση 3: Σύγκριση παραμόρφωσης πτέρυγας με και χωρίς ραμμένες επεκτάσεις στις ακμές πρόσπτωσης και εκφυγής με κοινό πάχος υλικού 1.8mm στο τέλος τέλος της αεροελαστικής ανάλυσης (7<sup>ο</sup> κκ/λο), χρησιμοποιώντας ελαστικό υλικό. Αριστερά: Παραμόρφωση στην ακμή πρόσπτωσης με επεκτάσεις (κόκκινο) και χωρίς (μπλε). Δεξιά: Παραμόρφωση στην ακμή εκφυγής με επεκτάσεις (κόκκινο) και χωρίς (μπλε).

πρόσπτωσης και εκφυγή γίνεται με χρήση πιο δύσκαμπτου υλικού. Όπως αναμενόταν, μέσω του σχήματος 5.34, παρατηρούνται οι μειωμένες παραμορφώσεις στις ακμές με χρήση συνθετικού υλικού αντί του ισότροπου ελαστικού. Απο το σχήμα 5.36, παρα-

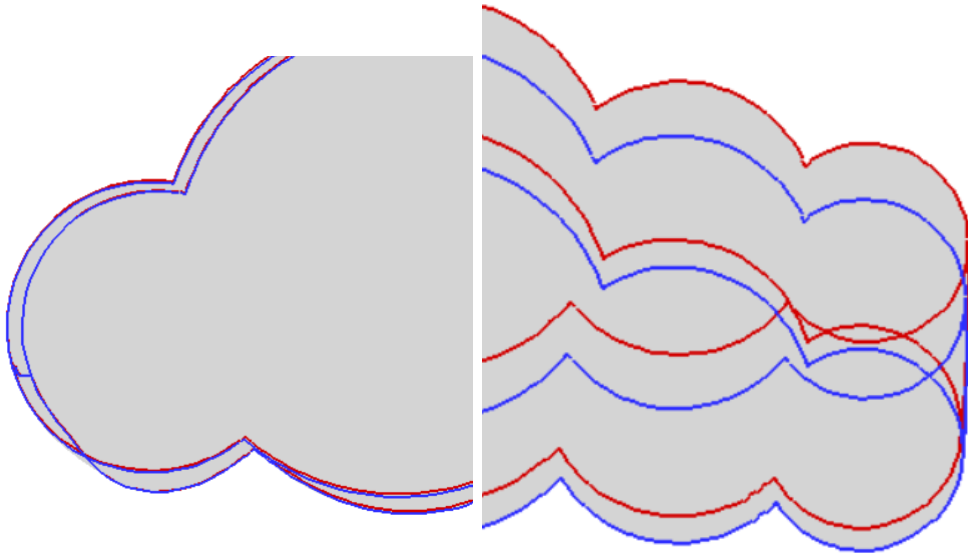


**Σχήμα 5.34:** Περίπτωση 3: Σύγκριση εξέλιξης αεροελαστικής προσομοίωσης μοντέλου μεταξύ χρήσης ισότροπου ελαστικού και ορθοτροπικού συνθετικού υλικού. Αριστερά: Συνολική παραμόρφωση ακμής πρόσπτωσης για κάθε αεροελαστικό κύκλο. Δεξιά: Συνολική παραμόρφωση ακμής εκφυγής για κάθε αεροελαστικό κύκλο

τηρείται ότι, η μορφολογική αλλοίωση των ακμών χρησιμοποιώντας ισότροπο ελαστικό υλικό είναι λίγο μεγαλύτερη σε σχέση με το συνθετικό υλικό στον 1<sup>ο</sup> αεροελαστικό κύκλο. Στο τέλος της αεροελαστικής ανάλυσης οι ακμές με ελαστικό υλικό δέχονται μικρότερες παραμορφώσεις, χωρίς να επηρεάζεται η αεροελαστική συμπεριφορά της πτέρυγας.



Σχήμα 5.35: Περίπτωση 3: Σύγκριση εξέλιξης αεροελαστικής προσομοίωσης μοντέλου μεταξύ χρήσης ισότροπου ελαστικού και ορθοτροπικού συνθετικού υλικού. Αριστερά: Μέγιστη παραμόρφωση για κάθε αεροελαστικό κύκλο. Δεξιά: Άνωση για κάθε αεροελαστικό κύκλο

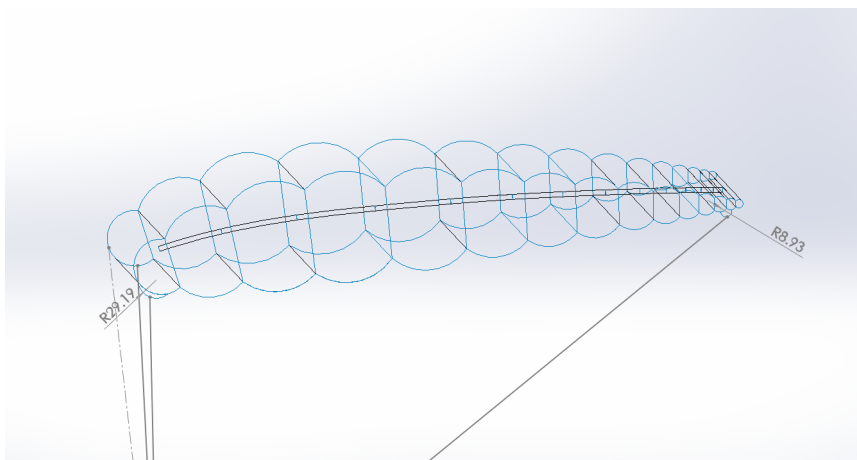


Σχήμα 5.36: Περίπτωση 3: Σύγκριση παραμόρφωσης πτέρυγας στις ακμές πρόσπτωσης και εκφυγής με χρήση ελαστικού και συνθετικού υλικού αντίστοιχα στον 1<sup>ο</sup> αεροελαστικό κύκλο, με κοινό πάχος υλικού 1.8mm. Αριστερά: Παραμόρφωση στην ακμή πρόσπτωσης με ελαστικό (κόκκινο) και συνθετικό υλικό (μπλε). Δεξιά: Παραμόρφωση στην ακμή εκφυγής με ελαστικό (κόκκινο) και συνθετικό υλικό (μπλε).

## 5.6 Περίπτωση 4: Μελέτη με Φουσκωτή Εσωτερική Ράβδο και Ραμμένες Επεκτάσεις

Η γεωμετρία της περίπτωσης 4 φαίνεται στο σχήμα 5.37. Ουσιαστικά είναι η ίδια γεωμετρία της περίπτωσης 2 της πτέρυγας με εσωτερική φουσκωτή ράβδο, μόνο που τώρα

προστίθενται οι ραμμένες επεκτάσεις στήριξης όπως και στην Περίπτωση 3 όπως 5.37. Όπως έχει αναφερθεί το πλεονέκτημα της φουσκωτής ράβδου είναι το επιπλέον φο-



**Σχήμα 5.37:** Περίπτωση 4: Ημιτέρυγα με εσωτερική φουσκωτή ράβδο και ραμμένες επεκτάσεις στήριξης

ύσκιμα λόγω της ράβδου, δίνοντας της τη δυνατότητα να χρησιμοποιηθεί λεπτότερο υλικό, άρα και να μειωθεί το συνολικό βάρος. Ακόμη μέσω των ραμμένων επεκτάσεων, μπορεί να αποφευχθεί η μορφολογική αλλοίωση των ακμών πρόσπτωσης και εκφυγής λόγω των τάσεων που αναπτύσσονται τα σχοινιά συγκράτησης στην επιφάνεια της πτέρυγας λόγω των αυξημένων αεροδυναμικών φορτίων, όταν χρησιμοποιείται λεπτότερο υλικό. Συνδυάζοντας τα δύο αυτά δομικά πλεονεκτήματα, στην Περίπτωση 4, επιλέγεται ακόμη μικρότερο πάχος υλικού ίσο με  $1.5mm$ . Οι δομικές ιδιότητες της Περίπτωσης 4 φαίνονται στον πίνακα 5.13.

Τύπος Στοιχείου Πτέρυγας & Ράβδου	<i>Shell181</i>
Πάχος <i>Shell181</i>	$1.5mm$
Τύπος Στοιχείου Σχοινιών	<i>Beam188</i>
Ακτίνα <i>Beam188</i>	$13mm$
Εσωτερική πίεση πτέρυγας	$60000Pa$
Εσωτερική πίεση ράβδου	$80000Pa$

**Πίνακας 5.13:** Περίπτωση 4: Βασικά δεδομένα εισόδου για τον επιλύτη *CSM*

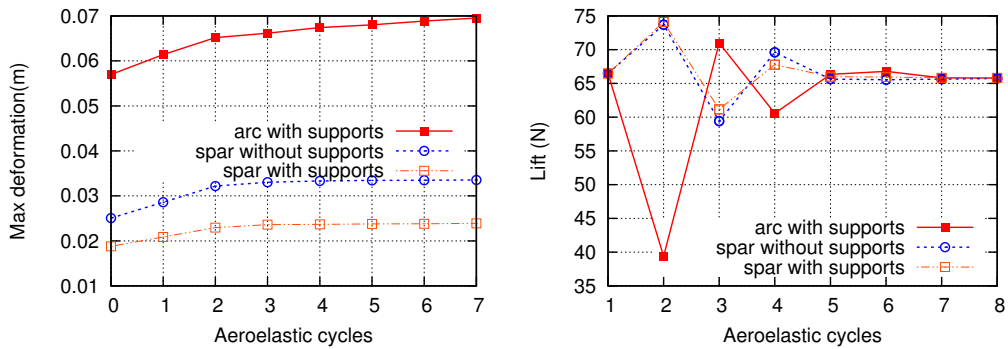
### 5.6.1 Περίπτωση 4: Μελέτη με Ελαστικό Υλικό

Οι ιδιότητες του υλικού που χρησιμοποιούνται στις παρακάτω περιπτώσεις που αναλύονται, είναι αυτές του πίνακα 5.3.

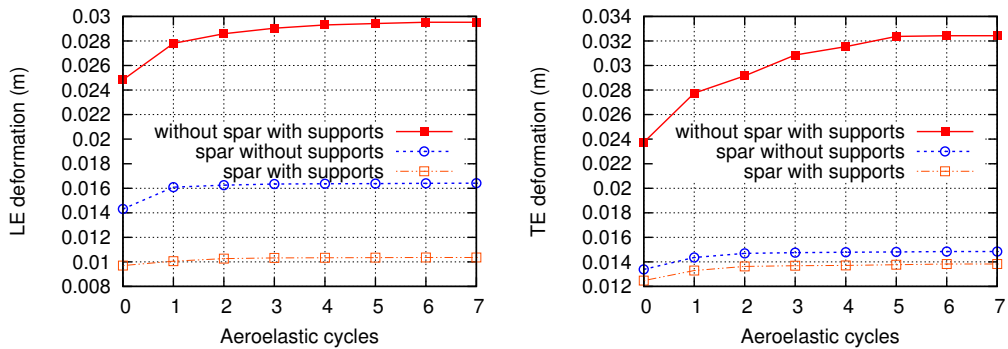
Στο σχήμα 5.38, γίνεται σύγκριση της μέγιστης παραμόρφωσης και της ποιότητας σύγκλισης μεταξύ της φουσκωτής πτέρυγας με εσωτερική φουσκωτή ράβδο με και χωρίς ραμμένες επεκτάσεις στήριξης και της απλής πτέρυγας χωρίς ράβδο με ραμμένες

επεκτάσεις. Οι περιπτώσεις αυτές έχουν κοινό πάχος στοιχείων ίσο με  $1.5\text{mm}$ . Στο σχήμα 5.38, προβάλλονται τα μοντέλα, που για μειωμένο πάχος, βάση των συμπερασμάτων από τις προηγούμενες περιπτώσεις, καταλήγουν σε μικρές τιμές τελικής μέγιστης παραμόρφωσης. Πιο συγκεκριμένα, παρατηρείται ότι η απόκλιση στην τελική μέγιστη παραμόρφωση μεταξύ των περιπτώσεων όπου υπάρχει φουσκωτή ράβδος, είναι μικρή, ενώ στην περίπτωση της πτέρυγας χωρίς ράβδο αλλά με ραμμένες επεκτάσεις υπολογίζεται μεγαλύτερη τελική παραμόρφωση. Η προσθήκη φουσκωτής ράβδου στην πτέρυγα, προσφέρει μεγαλύτερη δυσκαμψία λόγω της επιπλέον εσωτερικής πίεσης για αυτό παρατηρούνται μικρές παραμορφώσεις με τελική απόκλιση μέγιστης παραμόρφωσης ίση με  $5.79 * 10^{-5}\text{m}$  με ράβδο χωρίς επεκτάσεις, ίση με  $6.63 * 10^{-5}\text{m}$  με ράβδο και επεκτάσεις και ίση με  $6.64 * 10^{-4}\text{m}$  χωρίς ράβδο με επεκτάσεις. Όπως φαίνεται, η παραμόρφωση (πτέρυγα με ράβδο και επεκτάσεις) για ελαστικό υλικό στο μηδενικό κύκλο είναι  $0.0187\text{m}$  και καταλήγει στον τελικό κύκλο σε παραμόρφωση ίση με  $0.0237\text{m}$ . Το βάρος της πτέρυγας, λόγω μείωσης πάχους του υλικού, είναι ίσο με  $33.75\text{N}$ . Η αεροελαστική συμπεριφορά για καθεμία περίπτωση φαίνεται στο σχήμα 5.38. Η πιο γρήγορη σταθεροποίηση της πτέρυγας συμβαίνει στην περίπτωση πτέρυγας εσωτερικής ράβδου με ραμμένες επεκτάσεις και συγκλίνει από τον 5<sup>ο</sup> αεροελαστικό κύκλο συγκριτικά με την περίπτωση χωρίς ραμμένες επεκτάσεις (7<sup>ο</sup> κύκλο) και την περίπτωση της απλής πτέρυγας με ραμμένες επεκτάσεις (7<sup>ο</sup> κύκλο) όπου και παρατηρούνται μεγάλες πτώσεις τιμής της άνωσης. Άρα η περίπτωση της πτέρυγας φουσκωτής ράβδου με ραμμένες επεκτάσεις για μειωμένο πάχος υλικού άρα και μειωμένου βάρους, είναι αρκετά ιδανική επιλογή συγκριτικά με τις υπόλοιπες περιπτώσεις με μειωμένο συνολικό βάρος, μειωμένη τελική μέγιστη παραμόρφωση και βέλτιστη αεροελαστική συμπεριφορά. Στο σχήμα 5.39, προσομοιώνονται οι συνολικές παραμορφώσεις των ακμών εκφυγής και πρόσπτωσης μεταξύ των παραπάνων περιπτώσεων που αναλύονται. Λόγω της δυσκαμψίας της επιφάνειας της πτέρυγας που προσφέρει η προσθήκη φουσκωτής ράβδου, συμπεριλαμβανομένου και των ακμών πρόσπτωσης και εκφυγής, φαίνονται οι διαφορές των τελικών παραμορφώσεων στις περιοχές αυτές, όπου στις περιπτώσεις με ράβδο είναι αρκετά μικρότερες από την αντίστοιχη χωρίς ακόμη και χωρίς επεκτάσεις. Παρόλα αυτά, η περίπτωση με ράβδο και επεκτάσεις δίνει τη μικρότερη συνολική παραμόρφωση στις ακμές, και αποτελεί, σύμφωνα και με την παρούσα μελέτη, τη βέλτιστη περίπτωση.

Με βάση ότι η περίπτωση με ράβδο και επεκτάσεις θεωρείται η βέλτιστη επιλογή όσον αφορά τη δομική και αεροδυναμική συμπεριφορά της πτέρυγας, γίνεται έλεγχος αεροελαστικής σταθερότητας για υψηλότερες τιμές εσωτερικής πίεσης. Στο σχήμα 5.40, γίνεται σύγκριση για τις διαφορετικές τιμές πίεσης, της τελικής μέγιστης παραμόρφωσης και των αεροδυναμικών φορτίων που δέχεται η πτέρυγα με τις αναλυτικές τιμές σύγκρισης στον πίνακα 5.14. Με βάση τα δεδομένα αυτά, παρατηρείται ότι τα μεγαλύτερα αεροδυναμικά φορτία ασκούνται στην περίπτωση με εσωτερική πίεση ίση με  $p = 80000\text{Pa}$ , και ότι από την στιγμή που αυξηθεί περαιτέρω η εσωτερική πίεση, η πτέρυγα γίνεται υπερβολικά δύσκαμπτη και αποκολλάται μεγαλύτερο μέρος της ροής, κάτι το οποίο επιβεβαιώνεται και από τις μεγάλες τιμές τελικών αποκλίσεων μέγιστης παραμόρφωσης δηλώνοντας χειρότερη αεροελαστική σύγκλιση. Παρόλα αυτά, με χρήση ραμμένων επεκτάσεων η πτέρυγα σταθεροποιείται σε κάθε εξεταζόμενη περίπτωση ε-



**Σχήμα 5.38:** Περίπτωση 4: Σύγκριση εξέλιξης αεροελαστικής προσομοίωσης μοντέλου με χρήση ισότροπου ελαστικού υλικού μεταξύ πτέρυγας με με ράβδο και χωρίς ραμμένες επεκτάσεις και της περίπτωσης χωρίς ράβδο με επεκτάσεις. Στη περίπτωση με τις επεκτάσεις χρησιμοποιείται υλικό πάχους 1.5mm. Αριστερά: Μέγιστη παραμόρφωση για κάθε αεροελαστικό κύκλο. Δεξιά: Άνωση για κάθε αεροελαστικό κύκλο

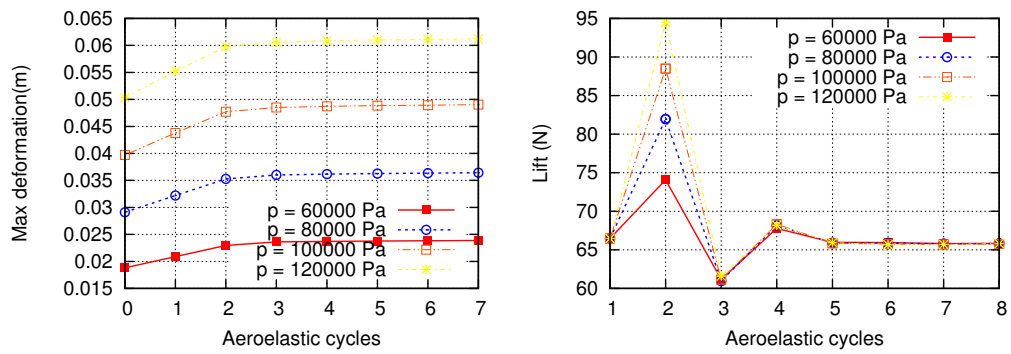


**Σχήμα 5.39:** Περίπτωση 4: Σύγκριση συνολικής παραμόρφωσης των ακμών πρόσπτωσης και εκφυγής με χρήση ισότροπου ελαστικού υλικού μεταξύ πτέρυγας με με ράβδο και χωρίς ραμμένες επεκτάσεις και της περίπτωσης χωρίς ράβδο με επεκτάσεις. Στη περίπτωση της ράβδου με τις επεκτάσεις χρησιμοποιείται υλικό πάχους 1.5mm. Αριστερά: Συνολική παραμόρφωση ακμής πρόσπτωσης για κάθε αεροελαστικό κύκλο. Δεξιά: Συνολική παραμόρφωση ακμής εκφυγής για κάθε αεροελαστικό κύκλο.

σωτερικής πίεσης.

Εσωτερική Πίεση	Απόκλιση μέγιστης παραμόρφωσης (m)	Άνωση (N)
p = 60000 Pa	$6.63 * 10^{-5}$	65.818
p = 80000 Pa	$8.08 * 10^{-5}$	65.823
p = 100000 Pa	$9.94 * 10^{-5}$	65.759
p = 120000 Pa	$1.11 * 10^{-4}$	65.806

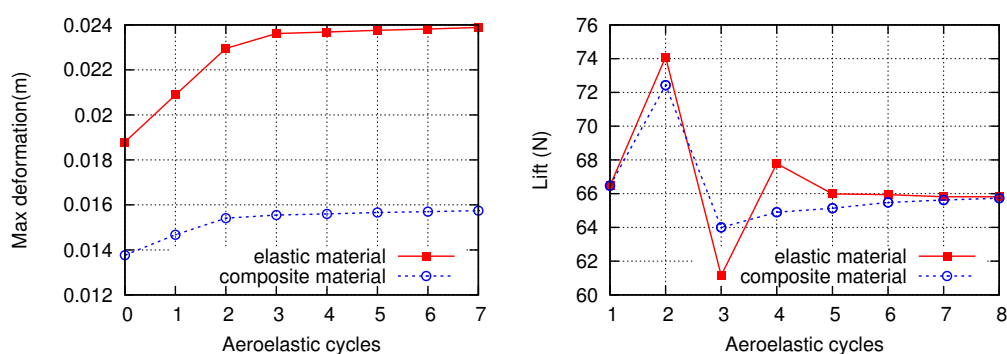
**Πίνακας 5.14:** Περίπτωση 4: Σύγκριση τελικών αποκλίσεων μέγιστης παραμόρφωσης και άνωσης για διαφορετικές τιμές εσωτερικής πίεσης



**Σχήμα 5.40:** Περίπτωση 4: Σύγκριση εξέλιξης αεροελαστικής προσομοίωσης μοντέλου με χρήση ισότροπου ελαστικού υλικού με διαφορετικές εσωτερικές πιέσεις φουσκώματος. Αριστερά: Μέγιστη παραμόρφωση για κάθε αεροελαστικό κύκλο. Δεξιά: Άνωση για κάθε αεροελαστικό κύκλο

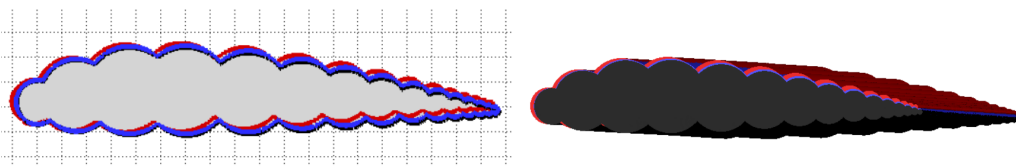
## 5.6.2 Επανεξέταση Περίπτωσης 4 με Συνθετικό Υλικό

Στην μελέτη της υποπερίπτωσης 4 με ορθοτροπικό συνθετικό υλικό, χρησιμοποιείται το συνθετικό υλικό του πίνακα 5.4, με τα δομικά δεδομένα εισόδου του πίνακα 5.13. Όπως φαίνεται στο σχήμα 5.41, η τελική μέγιστη παραμόρφωση της πτέρυγας χρησιμοποιώντας ορθοτροπικό συνθετικό υλικό είναι μικρότερη αντί του ελαστικού υλικού, με τελική απόκλιση μέγιστης παραμόρφωσης ίση με  $4.01 * 10^{-5}m$  αντί του ελαστικού υλικού που είναι ίση με  $6.63 * 10^{-5}m$ . Όπως φαίνεται, η παραμόρφωση για συνθετικό υλικό στο μηδενικό κύκλο είναι  $0.0137m$  και καταλήγει στον τελικό κύκλο σε παραμόρφωση ίση με  $0.0156m$ . Όπως επιβεβαιώνεται στο σχήμα 5.41, η ποιότητα σύγκλισης



**Σχήμα 5.41:** Περίπτωση 4: Σύγκριση εξέλιξης αεροελαστικής προσομοίωσης μοντέλου μεταξύ χρήσης ισότροπου ελαστικού και ορθοτροπικού συνθετικού υλικού. Αριστερά: Μέγιστη παραμόρφωση για κάθε αεροελαστικό κύκλο. Δεξιά: Άνωση για κάθε αεροελαστικό κύκλο

του αεροελαστικού προβλήματος με χρήση ελαστικού υλικού είναι καλύτερη και επιτυγχάνεται από τον 5<sup>ο</sup> αεροελαστικό κύκλο. Πιο συγκεκριμένα στην περίπτωση του ισότροπου ελαστικού υλικού, η πτέρυγα σταθεροποιείται γρηγορότερα, γεγονός που δικαιολογείται από την ευκαμψία του υλικού, καθώς η ροή προσκολλάται καλύτερα πάνω στην επιφάνεια της πτέρυγας. Παρόλα αυτά, χρησιμοποιώντας ορθοτροπικό συνθετικό υλικό, η αεροελαστική συμπεριφορά της πτέρυγας είναι ομαλότερη με μικρότερες τιμές πτώσης άνωσης όπως φαίνεται στον 2<sup>ο</sup> και 3<sup>ο</sup> αεροελαστικό κύκλο. Μέσω του



**Σχήμα 5.42:** Περίπτωση 4: Σύγκριση παραμόρφωσης πολυθάλαιμης φουσκωτής πτέρυγας στον 1<sup>ο</sup> κύκλο, μεταξύ χρήσης ισότροπου ελαστικού (κόκκινο) και ορθοτροπικού συνθετικού (μπλέ) υλικού αντίστοιχα σε σχέση με την αρχική γεωμετρία (μαύρο).

σχήματος 5.42, επιβαιώνεται η επιπλέον δυσκαμψία του συνθετικού υλικού.

## 5.7 Σύνοψη Αποτελεσμάτων

Τα αποτελέσματα όλων των περιπτώσεων χρησιμοποιώντας την πτέρυγα NACA4318 συνοψίζονται στον πίνακα 5.15. Η κάθε περίπτωση, όπως έχει διευκρινιστεί στο κεφάλαιο αυτό, έχει διαφορετικό πάχος υλικού επιφάνειας της πτέρυγας, και οι τιμές του πίνακα αντιστοιχούν στις περιπτώσεις με το αντίστοιχο πάχος. Στον πίνακα 5.15 φαίνονται οι διαφορές των μέγιστων παραμορφώσεων μεταξύ των υλικών σε κάθε περίπτωση. Παρατηρείται ότι το συνθετικό υλικό δίνει κατα κανόνα μικρότερη τελική παραμόρφωση στην πτέρυγα συγκριτικά με το ελαστικό. Επιπρόσθετα, συμπεραίνεται ότι με τη χρήση των ραμμένων επεκτάσεων στήριξης κοντά στις ακμές πρόσπτωσης και εκφυγής μεταξύ ίδιων γεωμετριών με ίδιο πάχος υλικού, η συνολική παραμόρφωση στις περιοχές των ακμών, μειώνεται σε σχέση με την απλή πρόσδεση των σχοινιών στις γωνίες πρόσπτωσης και εκφυγής αντίστοιχα. Όσον αφορά τη γεωμετρία της πτέρυγας με φουσκωτή εσωτερική ράβδο έχουμε να αναφέρουμε τα εξής. Καταρχάς χρησιμοποιώντας τη γεωμετρία με τη ράβδο, λαμβάνονται μικρότερες τελικές μέγιστες παραμορφώσεις συγκριτικά με την πτέρυγα χωρίς, καθώς το επιπλέον φούσκωμα εντός της ράβδου προσδίδει επιπλέον δυσκαμψία στην επιφάνεια της πτέρυγας, καθώς η ροή δεν προσκολλάται τόσο ομαλά στην δύσκαμπτη αυτή επιφάνεια. Λόγω αυτής της δυσκαμψίας, οι τιμές των αεροδυναμικών φορτίων στο τέλος της αεροελαστικής ανάλυσης είναι μικρότερες, άρα και οι τελικές τιμές άνωσης στις περιπτώσεις της φουσκωτής ράβδου. Παρόλα αυτά, με τη μείωση πάχους του υλικού στη γεωμετρία με τη ράβδο, επιτυγχάνεται σημαντική μείωση της μάζας άρα και του βάρους της πτέρυγας, προσφέροντας μείωση του κόστους κατασκευής αλλά και ευκολία στη χρήση και τη μεταφορά. Άρα η δυσκαμψία αυτή, αν και μειώνει ελάχιστα την αεροδυναμική συμπεριφορά της πτέρυγας, βοηθάει στην φθηνή κάλυψη του δομικού ελλείμματος (λεπτότερο υλικό) με επιπλέον πεπιεσμένο αέρα, ενώ ταυτόχρονα συμβάλλει στην γρήγορη και ομαλή αεροελαστική σταθεροποίηση της πτέρυγας. Τέλος, από τη μελέτη των αποκλίσεων τιμών μέγιστης παραμόρφωσης κάθε περίπτωσης, φαίνεται ότι με τη χρήση των ραμμένων επεκτάσεων, η αεροελαστική σύγκλιση είναι πιο γρήγορη και ομαλή. Επιπλέον, παρατηρείται από τη σύγκριση μεταξύ των υλικών κάθε περίπτωσης, ότι οι υψηλές παραμορφώσεις, με χρήση ισότροπου συνθετικού υλικού, προκαλούν υψηλά φορτία οπισθέλκουσας, καθώς η πτέρυγα σηκώνεται από τη αρχική της θέση και γέρνει προς τα πίσω, παρόλα αυτά η αλλαγή της θέσης αυξάνει και την τιμή της άνωσης συγκριτικά με το συνθετικό υλικό. Όμως, με χρήση ορθοτροπικού συνθετικού υλικού, επιτυγχάνεται πιο γρήγορη και ομαλή αεροελαστική σύγκλιση. Τέλος, η αεροελαστική σταθεροποίηση όλων των εξεταζόμενων περιπτώσεων, επιβεβαιώνεται από το γεγονός ότι σε κάθε περίπτωση το συνολικό βάρος (πτέρυγας και σχοινιών) είναι μικρότερο από την άνωση στο πέρας της εκάστοτε αεροελαστικής μελέτης  $W < L$ .



Σύνοψη αποτελεσμάτων μοντέλου συνεκτικής ροής					
Περίπτωση	Υλικό	Μέγιστη παραμόρφωση (m)	Βάρος W (N)	Lift (N)	Drag (N)
Περίπτωση 1 (χωρίς ράβδο/χωρίς επεκτάσεις)	Ελαστικό	0.10193	59.36	65.767	56.704
	Συνθετικό	0.10055	59.39	65.333	56.212
Περίπτωση 2 (με ράβδο/χωρίς επεκτάσεις)	Ελαστικό	0.01902	45	65.732	56.728
	Συνθετικό	0.01839	45.07	65.719	56.743
Περίπτωση 3 (χωρίς ράβδο/με επεκτάσεις)	Ελαστικό	0.06922	40.5	65.798	56.651
	Συνθετικό	0.06456	40.65	65.271	56.663
Περίπτωση 4 (με ράβδο/με επεκτάσεις)	Ελαστικό	0.02378	33.75	65.818	56.773
	Συνθετικό	0.01567	33.80	65.731	56.785

**Πίνακας 5.15:** Σύγκριση μέγιστων παραμορφώσεων, άνωσης, οπισθέλκουσας και βάρους στις NACA4318 περιπτώσεις



# Κεφάλαιο 6

## Συμπεράσματα

Η διπλωματική αυτή εργασία, επικεντρώθηκε στην αεροελαστική ανάλυση και το σχεδιασμό πολυθάλαμων φουσκωτών πτερυγών μέσω των επιλυτών CSM και CFD. Πιο συγκεκριμένα επιτεύχθηκαν οι εξής στόχοι:

- Η αεροελαστική ανάλυση πολυθάλαμων φουσκωτών πτερυγών. Για την ανάλυση αυτή χρειάστηκε ένας GPU-enable CFD επιλύτης αλλά και ένας CSM επιλύτης για την δομική ανάλυση. Η CFD επίλυση μαζί με τη συζυγή της, έγινε με χρήση του λογισμικού PUMA, που αναπτύχθηκε στη ΜΠΥΠΒ/ΕΜΠ. Για την CSM επίλυση, χρησιμοποιήθηκε το MAPDL του ANSYS, αφού προσέφερε τη δυνατότητα να εισάγεται έτοιμος κώδικας.
- Αφού ορίστηκαν οι δύο επιλύτες, για να επιτευχθεί ένας ολοκληρωμένος αυτοματοποιημένος αεροελαστικός βρόγχος, χρειάστηκαν κώδικες για την υλοποίηση της σύζευξης των δύο βασικών λογισμικών ανάλυσης. Στη διπλωματική αυτή εργασία, προτιμήθηκαν τα εργαλεία της ΜΠΥΠΒ/ΕΜΠ που παρείχαν καλύτερο έλεγχο στη λύση του προβλήματος.
- Αξιοποίηση μεγαλύτερου μέρους της χορδής της αεροτομής NACA4318 σε σχέση με προηγούμενη διπλωματική εργασία [6], με αναγκαστικά περισσότερους αεροστεγείς θαλάμους που χωρίζονται από εγκάρσιες διαχωριστικές επιφάνειες (15 επιφάνειες αντί για 10).
- Μετά την εφαρμογή του έτοιμου αεροελαστικού βρόχου, έγιναν αεροελαστικές αναλύσεις πάνω στις πολυθάλαμες φουσκωτές πτέρυγες και έρευνα όσον αφορά την τοπολογία της γεωμετρίας της πτέρυγας, το υλικό, τη τοπολογία της γεωμετρίας της φουσκωτής ράβδου και τη γεωμετρία των ραμμένων επεκτάσεων στήριξης που εφαρμόστηκαν.
- Πραγματοποιήθηκε ο σχεδιασμός φουσκωτών πτερυγών, και η μελέτη της αεροελαστικής συμπεριφοράς τους, προσθέτωντας στην πτέρυγα, εσωτερική φουσκωτή

ράβδο ραμμένη στις διαχωριστικές επιφάνειες μεταξύ των διαδοχικών αεροστεγών θαλάμων. Το γεωμετρικό και αεροελαστικό μοντέλο που δημιουργήθηκε και σταθεροποιήθηκε αεροελαστικά, μπορεί να χρησιμοποιηθεί και να τροποποιηθεί στο μέλλον, με περισσότερες εσωτερικές ράβδους ή με ράβδο μεγαλύτερης διαμέτρου αλλά και με διαφορετικές τιμές εσωτερικής πίεσης πεπιεσμένου αέρα.

- Πραγματοποιήθηκε ο σχεδιασμός φουσκωτών πτερυγών, και η μελέτη της αεροελαστικής συμπεριφοράς τους, αν τοποθετηθούν ραμμένες επεκτάσεις κοντά στις ακμές πρόσπτωσης και εκφυγής. Η μελέτη αυτή πραγματοποιήθηκε με στόχο, τη μείωση της μορφολογικής αλλοίωσης της επιφάνειας της πτέρυγας στις περιοχές που συνδέεται με τα σχοινιά πρόσδεσης. Το γεωμετρικό και αεροελαστικό μοντέλο (πολυθάλαμη φουσκωτή πτέρυγα με προσθήκη ραμμένων επεκτάσεων) που σχεδιάστηκε και σταθεροποιήθηκε αεροελαστικά, μπορεί να χρησιμοποιηθεί και τροποποιηθεί τοπολογικά και διαστασιολογικά (διαφορετικές ακτίνες ραμμένων επεκτάσεων).

Από την επίτευξη των παραπάνω στόχων λήφθηκαν τα εξής συμπεράσματα:

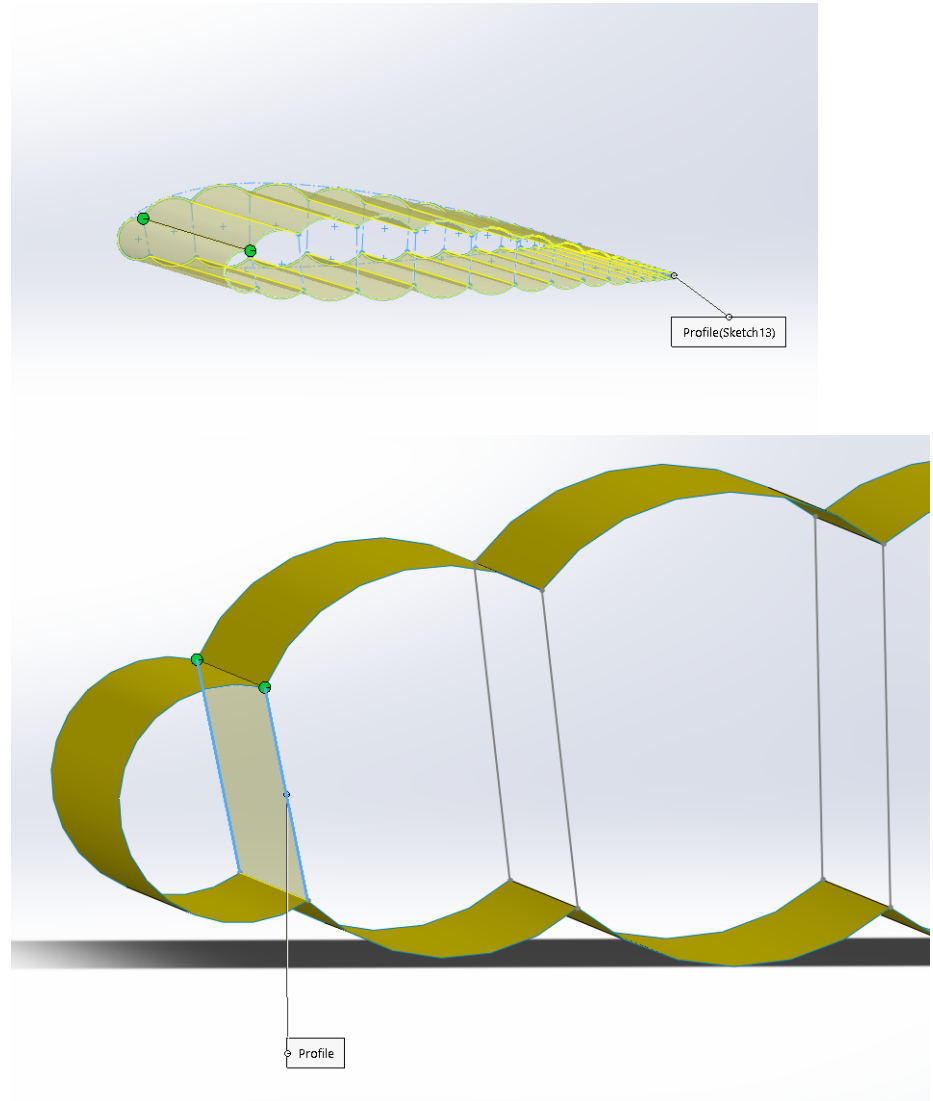
- Με την κατάληξη των σχοινιών πρόσδεσης στις ραμμένες επεκτάσεις, οι ακμές δέχονται τα κατανεμημένα φορτία από τα σχοινιά σε μεγαλύτερη επιφάνεια (ραμμένες επεκτάσεις) αντί στις ακμές πρόσπτωσης και εκφυγής και έτσι ακόμη και με χρήση υλικού μικρότερου πάχους, οι επιφάνειες των ακμών δεν αλλοιώνονται τόσο έντονα, και δεν υπάρχει κίνδυνος να χάσει η πτέρυγα την αεροελαστική της σταθεροποίηση κατά την πτήση, ενώ ταυτόχρονα επιτυγχάνεται μικρότερο συνολικό βάρος της πτέρυγας. Ακόμη μέσω της μελέτης στην εργασία αυτή, αποδείχτηκε ότι με τη χρήση των ραμμένων επεκτάσεων, επιτυγχάνεται πιο ομαλή και γρήγορη σύγκλιση του αεροελαστικού προβλήματος αντί των περιπτώσεων χωρίς αυτές.
- Στη γεωμετρία που εμπεριέχει την εσωτερική φουσκωτή ράβδο, είναι προφανές ότι λόγω της επιπλέον ποσότητας πεπιεσμένου αέρα εντός των θαλάμων και της φουσκωτής ράβδου, η συνολική εσωτερική πίεση άρα και η δυσκαψία είναι περισσότερη από την περίπτωση πτέρυγας χωρίς τη ράβδο. Η δομική αυτή διαφορά συγκριτικά με την περίπτωση χωρίς τη ράβδο, επιτρέπει κατά τη μοντελοποίηση τη χρήση υλικού μειωμένου πάχους, γεγονός που συμβάλλει στη μείωση του συνολικού βάρους και κόστους κατασκευής έτσι ώστε η μεταφορά σε αποστολές να είναι πιο εύκολη, χωρίς να αλλοιώνεται η ποιότητα της αεροελαστικής ευστάθειας και σύγκλισης. Ο συνδυασμός των πλεονεκτημάτων που προσδίδει η ταυτόχρονη προσθήκη ραμμένων επεκτάσεων και εσωτερικής φουσκωτής ράβδου στο μοντέλο πολυθάλαμης φουσκωτής πτέρυγας, δίνει ένα αεροελαστικά αξιόπιστο μοντέλο με πολύ μειωμένο βάρος.

# Παράρτημα Α

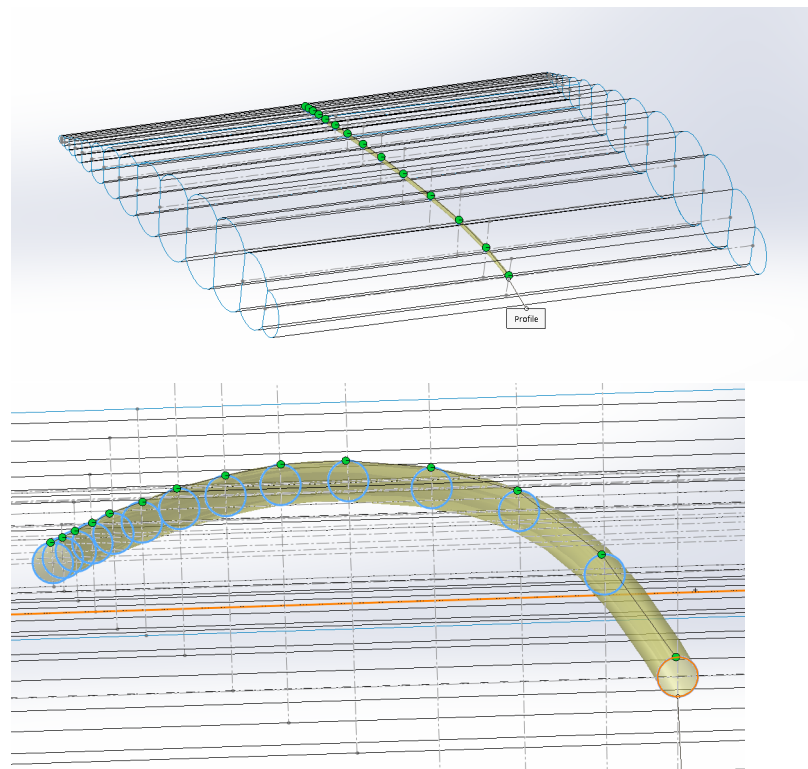
## Παραμετροποίηση Γεωμετρίας Πτέρυγας

Στο παράρτημα αυτό αναλύεται η διαδικασία παραμετροποίησης της γεωμετρίας της πτέρυγας. Πιο συγκεκριμένα τη 3D γεωμετρία της NACA4318 πτέρυγας που χρησιμοποιείται σε όλες τις περιπτώσεις της μελέτης. Αρχικά λαμβάνονται τα σημεία παραμετροποίησης (συνεταγμένες) της αεροτομής NACA4318 από το διαδίκτυο. Η αρχή του συστήματος συνεταγμένων είναι στην ακμή πρόσπτωσης της πτέρυγας και δημιουργούνται τα αντίστοιχα σημεία στο  $XY$ .

Αφού εξαχθούν τα σημεία αυτά σε  $XY$  format, εισέρχονται στο εμπορικό λογισμικό CAD (SolidWorks) και δημιουργείται η παραμετρική καμπύλη που περνά από όλα αυτά τα σημεία της αεροτομής. Μα βάση αυτή την καμπύλη, δημιουργείται το εξωτερικό μέρος της πτέρυγας και, στη συνέχεια οι εγκάρσιες επιφάνειες που διαχωρίζουν την πτέρυγα σε αεροστεγή διαμερίσματα 6.1. Έτσι δημιουργείται η γεωμετρία της πτέρυγας και εξάγεται σε αρχείο αρχείο μορφής IGES format συμβατό και για τους CFD και για τους CSM επιλύτες. Για το σχεδιασμό της γεωμετρίας με εσωτερική φουσκωτή ράβδο, σε κάθε εγκάρσια επιφάνεια διαχωρισμού, δημιουργείται οπή ίδιας διαμέτρου που περνά η ράβδος με τα άκρα της ράβδου να είναι μονωμένα 6.2.



**Σχήμα 6.1:** Κατασκευή Γεωμετρίας Φουσκωτής Πτέρυγας. Πάνω: κατασκευή της εξωτερικής επιφάνειας της πτέρυγας. Κάτω: Κατασκευή εγκάρσιων δοκών που τη χωρίζουν σε πολλαπλούς θαλάμους



Σχήμα 6.2: Κατασκευή Γεωμετρίας Φουσκωτής Πτέρυγας Φουσκωτής Ράβδου.





# Παράρτημα Β

## Κώδικας Αρχείου .batch ANSYS (MAPDL)

Στο παράρτημα αυτό παρουσιάζονται οι βασικές εντολές κώδικα .batch αρχείου που χρησιμοποιείται στο CSM μοντέλο. Ένα δείγμα του κώδικα αυτού με κάποια επιπρόσθετα σχόλια φαίνονται στο σχήμα.

Αρχικά εισάγεται η γεωμετρία της σχεδιασμένης πτέρυγας σε μορφή αρχείου IGES στο περιβάλλον του ANSYS (MAPDL).

```
/AUX15  
/UNITS, SI  
IOPTN, IGES, SMOOTH  
IOPTN, MERGE, YES  
IOPTN, SOLID, YES  
IOPTN, SMALL, YES  
IOPTN, GTOLER, DEFA  
IGESIN, '. arc_nosup_2 ', 'igs ', ' '  
! APLOT  
!*  
FINISH
```

Στη συνέχεια ορίζονται οι τύποι στοιχείων, οι ιδιότητες των υλικών και το πάχος των στοιχείων που χρησιμοποιούνται στην ανάλυση .

```

ET,1,SHELL181
MPTEMP,,,,,,,,
MPTEMP,1,0
MPDATA,EX,1,,1.5e9
MPDATA,PRXY,1,,0.3
MPTEMP,,,,,,,,
MPTEMP,1,0
MPDATA,DENS,1,,700
sect,1,shell,,
secdata,0.003,1,0.0,3
secoffset,MID
seccontrol,,,,,
#####
ET,2,BEAM188
MPTEMP,,,,,,,,
MPTEMP,1,0
MPDATA,EX,2,,200e9
MPDATA,PRXY,2,,0.3
MPTEMP,,,,,,,,
MPTEMP,1,0
MPDATA,DENS,2,,1000
SECTYPE,2,BEAM,CSOLID,,0
SECOFFSET,CENT
SECADATA,0.008,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0
#####
ET,3,SURF154

```

Επόμενο βήμα να οριστεί το CSM πλέγμα.

```
AESIZE,P51X,0.009,
```

```

MSHAPE,0,2D
MSHKEY,0
!*
FLST,5,44,5,ORDE,2
FITEM,5,103
FITEM,5,-146
CM,_Y,AREA
ASEL,, , ,P51X
CM,_Y1,AREA
CHKMSH,'AREA'
CMSEL,S,_Y
!*
AMESH,_Y1
!*
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
CMDELE,_Y2
!*
nummrg,all
/UI,MESH,OFF
TYPE,2
MAT,2
REAL,
ESYS,0
SECNUM,2
!*
lsel
! lplot
FLST,5,3,4,ORDE,2

```

```

FITEM,5,1
FITEM,5,-3
CM,_Y,LINE
LSEL,, , ,P51X
CM,_Y1,LINE
CMSEL,,-Y
!*
LESIZE,_Y1,0.002, , , , , ,1
!*
! /USER, 1
! /FOC, 1, 0.539348220460 , -0.434167643121 , 0.541459097083
! /VIEW, 1, -0.160560075606 , 0.305035396037 , 0.938708617882
! /ANG, 1, 7.70303924142
FLST,2,3,4,ORDE,2
FITEM,2,1
FITEM,2,-3
LMESH,P51X
nummrg,all

```

Ορίζονται τα φορτία και οι στηρίξεις για την απλή πτέρυγα πολλαπλών θαλάμων.

```

/PREP7
ALLSEL
CMSEL,S,Symmetry
DSYM,SYMM,Z,
ALLSEL
CMSEL,S,Wing
SF,Wing,PRES,60000
ALLSEL
/INPUT,'./pressure_map.dat'

```

```

ALLSEL
CMSEL,S,Junction
D,Junction,,0,,,,,ALL
FINISH

```

Ορίζονται τα φορτία και οι στηρίξεις για την πτέρυγα με φουσκωτή ράβδο πολλαπλών θαλάμων.

```

/PREP7
ALLSEL
CMSEL,S,Symmetry
DSYM,SYMM,Z,
ALLSEL
CMSEL,S,Wing
SF,Wing,PRES,60000
ALLSEL
CMSEL,S,Spar
SF,Spar,PRES,-80000
ALLSEL
/INPUT,'./pressure_map.dat'
ALLSEL
CMSEL,S,Junction
D,Junction,,0,,,,,ALL
FINISH

```

Εισάγονται οι τάσεις των προηγούμενων επαναλήψεων:

```

/SOLU
ALLSEL
!NLGEOM,On

```

```
INISTATE,SET,CSYS,-2
INISTATE,SET,DTYP,STRE
INISTATE,READ,'./ file . ist '
FINISH
```

Μετά επέρχεται η λύση του CSM μοντέλου:

```
/SOLU
ALLSEL
!NLGEOM,On
!NEQIT,8000
INISTATE,WRITE,1, , , -2,STRE
SOLVE
FINISH
SAVE, file ,db,
```

Τέλος τα φορτία και η παραμορφωμένη γεωμετρία γράφονται για να χρησιμοποιηθούν στον επόμενο αεροελαστικό κύκλο:

```
/PREP7
ALLSEL
!#UPGEOM,1, LAST, LAST, ' file ', ' rst ', ' '
CDWRITE,DB, ' file ', ' cdb '
```

## Βιβλιογραφία

- [1] A.Simpson: *Design and evaluation of inflatable wings for uavs*. 2008.
- [2] A.Cherubini, A.Papini, R.Vertechy, and M.Fontana: *Airborne wind energy systems: A review of the technologies*. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 51:1461–1476, 2015.
- [3] M.Rushdi, T.Dief, S.Yoshida, and R.Schmehl: *Towing test data set of the kyushu university kite system*. Data, 5(3):69, 2020.
- [4] H.Trucco, A.Trucco, and Y.Martina: *Novel aeronautical engineering student Project: developing ultra-light-weight aerial Vehicle design, fabrication and humanpowered Flight trial*. 2011.
- [5] R.LeBeau, D.Reasor, T.Gilliam, A.Schloemer, T.Hauser, and T.Johansen: *Numerical comparison of flow over bumpy inflatable airfoils*. In *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, page 1306, 2009.
- [6] G.Papageorgiou: *Formulation & programming of a fluid-structure interaction method & applications in inflatable wings*. 2019.
- [7] Megson, T. and Gordon, H.: *Aircraft structures for engineering students*. Butterworth-Heinemann, 2016.
- [8] *Aeroelasticity: Wikipedia, webpage*. <https://en.wikipedia.org/wiki/Aeroelasticity>.
- [9] J.Rowe: *Finite element modeling of an inflatable wing*. 2007.
- [10] Κ.Τσιάκας: *Ανάπτυξη μεθόδων βελτιστοποίησης με χρήση επεξεργαστών καρτών γραφικών και εφαρμογή στις στροβιλομηχανές*. Διδακτορική διατριβή, Εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών, Ε.Μ.Π., Αθήνα, σε εξέλιξη.
- [11] V.Asouti, X.Trompoukis, I.Kampolis, and K.Giannakoglou: *Unsteady CFD computations using vertex-centered finite volumes for unstructured grids on graphics processing units*. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 67(2):232–246, 2011.

- [12] X.Trompoukis, V.Asouti, I.Kampolis, and K.Giannakoglou: *CUDA implementation of vertex-centered, finite volume CFD methods on unstructured grids with flow control applications*. In *GPU Computing Gems*, chapter 17, pages 207–224. Addison-Wesley Professional, 2011.
- [13] P.Spalart and S.Allmaras: *A one-equation turbulence model for aerodynamic flows*. In *30th aerospace sciences meeting and exhibit*, page 439, 1992.
- [14] K.Tsiakas: *Development of shape parameterization techniques, a flow solver and its adjoint, for optimization on GPUs: turbomachinery and external aerodynamics applications*. PhD thesis, National Technical University of Athens. Mechanical Engineering, 2019.
- [15] P.L.Roe: *Approximate riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes*. *Journal of computational physics*, 43(2):357–372, 1981.
- [16] J.M.Weiss, J.Maruszewski, and W.A.Smith: *Implicit solution of preconditioned Navier-Stokes equations using algebraic multigrid*. *AIAA journal*, 37(1):29–36, 1999.
- [17] Y.Kallinderis: *A 3-d finite-volume method for the Navier-Stokes equations with adaptive hybrid grids*. *Applied Numerical Mathematics*, 20(4):387–406, 1996.
- [18] I.C.Kampolis, X.S.Trompoukis, V.G.Asouti, and K.C.Giannakoglou: *CFD-based analysis and two-level aerodynamic optimization on graphics processing units*. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 199(9-12):712–722, 2010.
- [19] F.Dadkhah and J.Zecher: *Ansys Workbench Software Tutorial with Multimedia CD: Release 12*. SDC publications, 2009.
- [20] X.Προβαπίδης: *Πεπερασμένα Στοιχεία στην Ανάλυση Κατασκευών*. 2016.
- [21] *Simulation shear stress, webpage*. <https://www.javelin-tech.com/blog/2014/11/simulation-shear-stress-plots/>.
- [22] G.P.Guruswamy: *A review of numerical fluids/structures interface methods for computations using high-fidelity equations*. *Computers & structures*, 80(1):31–41, 2002.
- [23] F.Gagliardi: *Shape parameterization and constrained aerodynamic optimization applications including turbomachines*. 2020.