

**ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΔΥΤΙΚΗΣ ΜΑΚΕΔΟΝΙΑΣ
ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ
ΤΟΜΕΑΣ ΚΑΤΑΣΚΕΥΑΣΤΙΚΟΣ**

ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

**Υπολογιστική διερεύνηση των ροϊκών φαινομένων γύρω
από διαστημικό σκάφος σε συνθήκες κίνησης σε
διαφορετικές ατμόσφαιρες**



ΒΑΛΑΡΗΣ ΘΕΜΙΣΤΟΚΛΗΣ

ΕΠΙΒΛΕΠΩΝ:

ΑΝΤΩΝΙΟΣ ΤΟΥΡΛΙΔΑΚΗΣ

ΚΟΖΑΝΗ (ΝΟΕΜΒΡΙΟΣ, 2019)

Περίληψη

Η παρακάτω διπλωματική εργασία έχει ως στόχο την ακριβή απεικόνιση και ανάλυση των αεροδυναμικών φαινομένων που παρουσιάζονται κατά την πτήση ενός διαστημικού πυραύλου με τη χρήση των. Η έρευνα έγινε με την χρήση του λογισμικού "ANSYS" όπου πραγματοποιήθηκε υπολογιστική ρευστομηχανική πάνω σε ένα μοντέλο όμοιο του "STARSHIP", το οποίο ανήκει στην ιδιωτική εταιρεία "SPACEX". Οι προσομοιώσεις έγιναν για την απογείωση του από την Γη αλλά και την προσγείωση του στον πλανήτη Άρη σε υψόμετρα πέντε, δέκα και είκοσι χιλιομέτρων λαμβάνοντας υπόψιν τις συνθήκες τις εκάστοτε ατμόσφαιρας. Επιλέχθηκε η επίλυση μέσω του "Ansys Fluent" με τη μορφή "Pressure based" προκειμένου να παρατηρηθεί η ακρίβεια του στην απεικόνιση των φαινομένων αυτών. Στη συνέχεια έγινε μία σύγκριση με τα αποτελέσματα που απέφερε ο επιλυτής "CFX" για τις ίδιες προσομοιώσεις. Οι μετρήσεις δείχνουν σχεδόν απόλυτη ταύτιση μεταξύ των επιλυτών και την ανάπτυξη πολύ υψηλών θερμοκρασιών αλλά και πιέσεων σε όλη την έκταση του διαστημοπλοίου με τις υψηλότερες τιμές να καταγράφονται στην προσήνεμη πλευρά του. Παρατηρείται η ανάπτυξη ενός προσκολλημένου κρουστικού κύματος κατά την απογείωση από την Γη και ενός αποκολλημένου κατά την προσγείωση στον πλανήτη Άρη.

ABSTRACT

The following thesis aims at accurately depicting and analyzing the aerodynamic phenomena occurring in the flight of a space rocket using them. The research was carried out using the software ANSYS where computational fluid engineering was performed on a model similar to STARSHIP, owned by the private company SpaceX. The simulations were made to take off from Earth but also to land on Mars at altitudes of five, ten and twenty kilometers, taking into account the conditions of each atmosphere. The solution through Ansys Fluent in the form of Pressure based was chosen to observe its accuracy in visualizing these phenomena. A comparison was then made with the results obtained by the solver CFX for the same simulations. The measurements show almost complete identification between the solvers and the development of very high temperatures and pressures throughout the spaceship with the highest values recorded on its windward side. The development of an oblique shock wave during landing on Earth and of a bow shock wave during landing on planet Mars is observed.

Ευχαριστίες

Θα ήθελα να ευχαριστήσω θερμά τον κ. Βαφειάδη Κυριάκο για την καθοδήγηση που μου παρείχε καθ' όλη την διάρκεια της εκπόνησης της διπλωματικής μου εργασίας. Χωρίς την πολύτιμη βοήθεια και την διαρκή υποστήριξη του η εργασία αυτή δεν θα μπορούσε να φτάσει σε αυτό το επίπεδο. Θα ήθελα επίσης να ευχαριστήσω τον κ. Αντώνιο Τουρλιδάκη για την ανάθεση της διπλωματικής εργασίας και για τις συμβουλές που μου παρείχε στον τομέα της αεροδυναμικής. Τέλος θα ήθελα να ευχαριστήσω την οικογένεια μου για την υποστήριξη που μου παρέχουν και την εμπιστοσύνη που μου δείχνουν όλα αυτά τα χρόνια.

Περιεχόμενα

Περίληψη	1
ABSTRACT	3
Ευχαριστίες.....	5
Περιεχόμενα.....	6
Εισαγωγή.....	9
Κεφάλαιο 1: Διαστημικοί πύραυλοι.....	11
1.1 Ιστορική Αναδρομή	11
1.1.1 Πρώιμες μορφές πυραύλων.....	11
1.1.2 Η γέννηση της επιστήμης των πυραύλων	12
1.1.3 Σύγχρονοι πρωτοπόροι	12
1.1.4 Δεύτερος Παγκόσμιος Πόλεμος	13
1.1.5 Η αρχή της διαστημικής εποχής.....	13
1.2 Ιδιωτικός τομέας	16
1.2.1 Blue Origin.....	16
1.2.2 Virgin Galactic	16
1.2.3 SpaceX.....	17
1.3 Ανάλυση αεροδυναμικών φαινομένων κατά την πτήση διαστημικών πυραύλων	18
1.3.1 Αριθμός Mach.....	18
1.3.2 Κρουστικά κύματα σε υπερηχητικές ροές κατά την απογείωση ενός διαστημικού πυραύλου	19
1.3.3 Μέθοδος Schlieren και η εφαρμογή της	20
1.3.4 Κρουστικά κύματα κατά την είσοδο ενός διαστημικού πυραύλου σε πλανητική ατμόσφαιρα	21
Κεφάλαιο 2: Μεθοδολογία επίλυσης προβλημάτων υπολογιστικής ρευστομηχανικής (CFD).25	
2.1 Εισαγωγή στη μέθοδο.....	25
2.1.1 Προεπεξεργασία (“Pre-Processing”).....	26
2.1.2 Επίλυση (“Solver”).....	26
2.1.3 Μετεπεξεργασία (“Post-Processing”).....	27
2.2 Μοντελοποίηση της τύρβης.....	28

2.2.1 Αρχές Τύρβης	28
2.2.2 Τάσεις Reynolds	28
2.3 Ανάλυση Μοντέλων Τύρβης.....	30
2.3.1 SST.....	32
2.3.2 Spalart-Allmaras	33
Κεφάλαιο 3: Υπολογιστική μοντελοποίηση του πυραύλου.....	39
3.1 Εισαγωγή.....	39
3.2 Κατασκευή γεωμετρίας και όγκου ελέγχου	39
3.2.1 SOLIDWORKS	39
3.2.2 SPACECLAIM ΚΑΙ DESIGNMODELER	40
3.2.3 ANSYS MESHING	42
3.2.4 ΕΠΙΛΥΤΗΣ CFX.....	45
3.2.5 ΕΠΙΛΥΤΗΣ FLUENT	48
ΚΕΦΑΛΑΙΟ 4 ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΑ	50
4.1 ΕΙΣΑΓΩΓΗ	50
4.2 Πτήση εντός της Γης	50
4.2.1 πέντε χιλιόμετρα υψόμετρο	50
4.2.2 Δέκα χιλιόμετρα υψόμετρο	52
4.2.3 Είκοσι χιλιόμετρα υψόμετρο	55
4.3 Προσγείωση στον πλανήτη Άρη.....	57
4.3.1 Πέντε χιλιόμετρα υψόμετρο	57
4.3.2 Δέκα χιλιόμετρα υψόμετρο	60
4.3.3 Είκοσι χιλιόμετρα υψόμετρο	63
4.5 Συμπεράσματα.....	65
4.5 Προτάσεις για περαιτέρω έρευνα	66
Βιβλιογραφία.....	67

Εισαγωγή

Το ενδιαφέρον της ανθρωπότητας για το διάστημα είναι καθολικό και διαρκές. Οι άνθρωποι οδηγούνται να εξερευνήσουν το άγνωστο, να ανακαλύψουν νέους κόσμους και να σπρώξουν τα όρια των ανθρωπίνων επιστημονικών και τεχνικών ορίων. Η επιθυμία να εξερευνήσουμε και να αμφισβητήσουμε τα όρια του γνωστού παρείχε οφέλη στην κοινωνία μας εδώ και αιώνες.

Η εξερεύνηση του ανθρώπινου χώρου βοηθά να αντιμετωπιστούν θεμελιώδη ερωτήματα σχετικά με τη θέση μας στο Σύμπαν και την ιστορία του ηλιακού μας συστήματος. Μέσω της αντιμετώπισης των προκλήσεων που σχετίζονται με την εξερεύνηση του ανθρώπινου διαστήματος, επεκτείνουμε την τεχνολογία, δημιουργούμε νέες βιομηχανίες και συμβάλλουμε στην προώθηση μιας ειρηνικής σχέσης με άλλα έθνη. Η περιέργεια και η εξερεύνηση είναι ζωτικής σημασίας για το ανθρώπινο πνεύμα και η αποδοχή της πρόκλησης της εμβάθυνσης στο διάστημα θα προσκαλέσει τους πολίτες του σήμερα και τις γενιές του αύριο να συμμετάσχουν σε μελλοντικά διαστημικά ταξίδια.

Ο Άρης ήταν πάντα πηγή έμπνευσης για εξερευνητές και επιστήμονες. Οι μη επανδρωμένες αποστολές έχουν βρει στοιχεία για την ύπαρξη νερού, αλλά αν υπάρχει ζωή πέρα από τη Γη παραμένει ένα μυστήριο. Οι ρομποτικές και επιστημονικές ρομποτικές αποστολές έχουν δείξει ότι ο Άρης έχει χαρακτηριστικά και ιστορία παρόμοια με τη Γη, αλλά γνωρίζουμε ότι υπάρχουν εντυπωσιακές διαφορές που δεν έχουμε αρχίσει ακόμα να κατανοούμε. Οι άνθρωποι μπορούν να βασιστούν σε αυτή τη γνώση να αναζητήσουν σημάδια ζωής και να διερευνήσουν τη γεωλογική εξέλιξη του Άρη, με αποτέλεσμα την ανακάλυψη μεθόδων που θα μπορούσαν να εφαρμοστούν εδώ στη Γη.

Μια αποστολή στον πλησιέστερο πλανητικό γείτονά μας παρέχει την καλύτερη ευκαιρία να αποδείξει ότι ο άνθρωπος μπορεί να ζήσει για παρατεταμένη, ακόμη και μόνιμη διάρκεια πέρα από τη χαμηλή τροχιά της Γης. Τα τεχνολογικά και διαστημικά συστήματα που απαιτούνται για τη μεταφορά και τη διατήρηση των εξερευνητών θα οδηγήσουν στην καινοτομία και θα ενθαρρύνουν δημιουργικούς τρόπους αντιμετώπισης των προκλήσεων. Όπως έχουν αποδείξει οι προηγούμενες διαστημικές προσπάθειες, η προκύπτουσα ευρηματικότητα και οι τεχνολογίες θα έχουν μακροχρόνια οφέλη και εφαρμογές.

Η πρόκληση να ταξιδέψουμε στον Άρη και να μάθουμε πώς να ζήσουμε εκεί θα ενθαρρύνει τα έθνη σε όλο τον κόσμο να συνεργαστούν για να επιτύχουν μια τόσο φιλόδοξη δέσμευση. Ο Διεθνής Διαστημικός Σταθμός έχει δείξει ότι οι ευκαιρίες για συνεργασία θα τονίσουν τα κοινά μας συμφέροντα και θα δώσουν μια παγκόσμια αίσθηση κοινότητας.

Κεφάλαιο 1: Διαστημικοί πύραυλοι

1.1 Ιστορική Αναδρομή

Οι σύγχρονοι διαστημικοί πύραυλοι είναι το αποτέλεσμα εφευρέσεων, πειραματισμών και ανακαλύψεων περισσότερων από 2000 χρόνων. Αρχικά μέσω της παρατήρησης και της έμπνευσης και μετά μέσω μεθοδικής έρευνας, τέθηκαν τα θεμέλια για την κατασκευή των σύγχρονων πυραύλων. Είναι ένα μέσο μεταφοράς σε γειτονικούς δορυφόρους και πλανήτες του ηλιακού μας συστήματος καθιστώντας την ανθρώπινη παρουσία αισθητή στο διάστημα. Όταν ανακαλύφθηκαν οι νόμοι της κίνησης, οι πύραυλοι μετατράπηκαν από παιχνίδια και νεωτερισμοί σε σημαντικές συσκευές για το εμπόριο, τον πόλεμο, τα ταξίδια και την έρευνα.

1.1.1 Πρώιμες μορφές πυραύλων

Αρχύτας, 428 έως 347 π.Χ.: Ο Αρχύτας, Έλληνας φιλόσοφος, μαθηματικός και αστρονόμος λέγεται ότι είχε κατασκευάσει και χρησιμοποιήσει μια συσκευή σε σχήμα πτηνού που προωθούνταν από έναν πίδακα ατμού ή πεπιεσμένου αέρα. Η συσκευή αυτή μπορεί να κρεμόταν από σύρμα ή να ήταν τοποθετημένη πάνω στην άκρη μίας μπάρας που περιστρεφόταν γύρω από έναν άξονα. Αυτή είναι η πρώτη καταγεγραμμένη συσκευή πυραυλικής πρόωσης.

Ήρων, 10 έως 70 μ.Χ.: Αν και δεν ήταν πύραυλος, η βασική αρχή της πυραυλικής πρόωσης χρησιμοποιήθηκε σε μια ατμομηχανή που εφευρέθηκε από τον Ήωνα τον Αλεξανδρινό. Η ακριβής μορφή της δεν είναι γνωστή αλλά αποτελούνταν από ένα είδος χάλκινου δοχείου που θερμαινόταν από την κάτω του πλευρά. Το νερό μέσα στο δοχείο μετατρέποταν σε ατμό και ταξίδευε μέσα σε 2 σωλήνες σε μία άδεια σφαίρα που ήταν ελεύθερη να περιστρέφεται. Δύο σωλήνες σχήματος Γ επέτρεπαν στον ατμό να εκτονώνεται και έκαναν την σφαίρα να περιστρέφεται αντίθετα από τον πίδακα που δημιουργούσε.

Κινέζικες ρουκέτες, 1214 έως 1292: Οι απαρχές της πυρίτιδας δεν είναι ξεκάθαρες, αλλά οι Κινέζοι φημολογείται πως κατείχαν μία αρχική της μορφή τον 1^ο αιώνα μ.Χ. Ένα μείγμα από αλουμίνιο, θείο και σκόνη άνθρακα παρήγαγε πολύχρωμες σπίθες και καπνό όταν αναφλεγόταν. Η σκόνη χρησιμοποιούταν για να κατασκευαστούν πυροτεχνήματα. Σωλήνες από μπαμπού και δέρμα, κλειστά στην μία πλευρά, ήταν γεμισμένα με πυρίτιδα. Ανάλογα με το πως ήταν συσκευασμένη η πυρίτιδα και το μέγεθος του ανοίγματος προέκυπτε ένα πλήθος από σπίθες ή μία έκρηξη όταν αυτή αναφλεγόταν. Έτσι γεννήθηκε ο πύραυλος. Μέχρι το 1232 αυτοί οι πρωτόγονοι πύραυλοι, τοποθετημένοι πάνω σε βέλη, χρησιμοποιήθηκαν εναντίον της εισβολής των Μογγόλων.

Kazimierz Siemienowicz, 1600 έως 1651: Ο Πολωνός-Λιθουανός διοικητής του Βασιλικού Πολωνικού Πυροβολικού, ήταν ειδικός στον τομέα του πυροβολικού και των πυραύλων. Συνέθεσε ένα χειρόγραφο πάνω στην επιστήμη των πυραύλων, τμήμα του οποίου εκδόθηκε μετά τον θάνατο του. Στο "Artis Magnae ArArtis Magnae Artilleriae pars primatilleriae pars prima", δημοσίευσε ένα σχέδιο για πυραύλους πολλαπλών σταδίων το οποίο θα αποτελούσε μελλοντικά θεμελιώδη αρχή για την πραγματοποίηση ταξιδιών στο διάστημα. Πρότεινε επίσης μπαταρίες για την εκτόξευση στρατιωτικών πυραύλων και σταθεροποιητικά πτερύγια σχήματος Δ για την αντικατάσταση των οδηγητικών ραβδών που μέχρι τότε χρησιμοποιούνταν. Φημολογείται ότι δολοφονήθηκε από μέλη συντεχνιών που διαφωνούσαν με την

δημοσιοποίηση των μυστικών τους από τον Πολωνό επιστήμονα, και έκρυψαν ή κατέστρεψαν τα υπόλοιπα μέρη του χειρόγραφου του.

1.1.2 Η γέννηση της επιστήμης των πυραύλων

Γαλιλαίος, 1564 έως 1642: Εκτός των άλλων επιτευγμάτων του, ο Ιταλός αστρονόμος και μαθηματικός αναζωπύρωσε το πνεύμα του επιστημονικού πειραματισμού και αμφισβήτησε παλαιότερες αντιλήψεις σχετικά με την μάζα και την βαρύτητα. Απέδειξε ότι ένα αντικείμενο εν κινήσει δεν χρειάζεται την διαρκή άσκηση δύναμης πάνω του προκειμένου να συνεχίσει να κινείται. Ονόμασε αυτή την ιδιότητα της ύλης, που την κάνει να αντιστέκεται σε αλλαγές της ταχύτητας, αδράνεια. Η αδράνεια είναι μία από τις θεμελιώδεις ιδιότητες που ο Νεύτων αργότερα θα ενσωμάτωνε στους δικούς του νόμους της κίνησης.

Νεύτων (Νόμοι της κίνησης), 1642 έως 1727: Ο Άγγλος επιστήμονας, “sir Isaac Newton” συμπύκνωσε όλη την επιστήμη των πυραύλων σε 3 σημαντικούς επιστημονικούς νόμους. Δημοσιευμένοι στο “ Philosophiae Naturalis Principia Mathematica” οι νόμοι του, που προηγουμένως γινόταν αντιληπτοί μέσω διαίσθησης από τους πρώτους κατασκευαστές πυραύλων, παρείχαν τα θεμέλια για όλη την σύγχρονη επιστήμη των πυραύλων.

1.1.3 Σύγχρονοι πρωτοπόροι

Konstantin E. Tsiolkovsky, 1857 έως 1935: Ήταν δάσκαλος, θεωρητικός και πρωτοπόρος της αστροναυτικής. Γιός ενός Πολωνού δασοφύλακα που μετανάστευσε στην Ρωσία, έγραψε και δίδαξε εκτενώς για το ανθρώπινο ταξίδι στο διάστημα και θεωρείται ο πατέρας της κοσμοναυτικής και του ανθρώπινου διαστημικού ταξιδιού. Υποστήριξε τους πυραυλοκινητήρες υγρού καυσίμου, τους διαστημικούς σταθμούς σε τροχιά, την ηλιακή ενέργεια και τον αποικισμό του ηλιακού συστήματος. Η πιο φημισμένη του δουλειά, “Research into Interplanetary Space by Means of Rocket Power”, δημοσιεύτηκε το 1903, τον ίδιο χρόνο που οι αδερφοί “Wright” κατόρθωσαν μία ελεγχόμενη πτήση με αεροπλάνο. Η πυραυλική του εξίσωση, βασισμένη στον 2^ο νόμο της κίνησης του Νεύτωνα, συσχετίζει την ταχύτητα της εκτόνωσης από τον πυραυλοκινητήρα με την αλλαγή στην ταχύτητα του ίδιου του οχήματος.

Robert H. Goddard, 1882 έως 1945: Ο Αμερικανός καθηγητής κολλεγίου και επιστήμονας “Robert Goddard” κατασκεύασε και έθεσε σε πτήση τον πρώτο παγκοσμίως πύραυλο υγρού καυσίμου στις 16 Μαρτίου 1926. Η πτήση του, παρόλο που δεν ήταν εντυπωσιακή (έφτασε μόλις στα 12,5 μέτρα ύψος) ήταν ο προάγγελος του πυραύλου “Saturn V Moon” 43 χρόνια μετά. Έπειτα από αιτήματα των τοπικών πολιτών, μετέφερε τα πειράματα του από την Μασαχουσέτη στην έρημο “Roswell” στο Νέο Μεξικό. Εκεί συνέχισε τα πειράματα του και ανέπτυξε ένα γυροσκοπικό σύστημα για να ελέγχει τους πυραύλους του εν πτήσει. Θεωρείται ο πατέρας της σύγχρονης πυραυλικής επιστήμης.

Hermann Oberth, 1894 έως 1989: Γεννημένος στην Ρουμανία και μεγαλωμένος στην Γερμανία, γοητεύτηκε από το έργο του Ιούλιου Βερν και αφιέρωσε την ζωή του στην προώθηση του ταξιδιού στο διάστημα. Η διατριβή του για το πανεπιστήμιο της Χαϊδελβέργης, απορρίφθηκε γιατί ήταν πολύ θεωρητική, αποτέλεσε την βάση για το βιβλίο του “ Die Rakete zu den Planetenraumen” (Στο διάστημα μέσω πυραύλου). Το βιβλίο επεξηγούσε τα μαθηματικά της διαστημικής πτήσης και πρότεινε πρακτικά σχέδια πυραύλων και διαστημικών σταθμών. Αυτό και άλλα βιβλία αποτέλεσαν έμπνευση για την νέα γενιά επιστημόνων.

1.1.4 Δεύτερος Παγκόσμιος Πόλεμος

Ιπτάμενες βόμβες: Οι ανάγκες του πολέμου οδήγησαν σε μαζική τεχνολογική πρόοδο στην αεροναυτική και την επιστήμη των πυραύλων. Σχεδόν μέσα σε μια νύχτα οι πύραυλοι μετατράπηκαν από θεωρίες και σχέδια σε κατασκευές και όπλα μαζικής καταστροφής. Οι πύραυλοι προώθησαν σχεδόν ασταμάτητα γερμανικά μαχητικά αεροπλάνα και γιαπωνέζους πιλότους με βόμβες σε πλοία. Ο πόλεμος δεν θα ήταν ποτέ ξανά ίδιος.

Vergeltungswaffe 2 - V2: Στα τέλη του 1930, η γερμανική ένωση για ταξίδι στο διάστημα μετεξελίχθηκε στην ομάδα που κατασκεύασε και έθεσε σε πτήση τον πιο τεχνολογικά ανεπτυγμένο πύραυλο της εποχής, τον "V2". Στις όχθες της Βαλτικής θάλασσας, η ομάδα, υπό την καθοδήγηση του "Wernher von Braun", δημιούργησε έναν πύραυλο που τροφοδοτούνταν με αλκοόλ και υγρό οξυγόνο. Με βεληνεκές 200 μιλίων και μέγιστο ύψος τα 55 μίλια, ο "V2" μπορούσε να μεταφέρει μία εκρηκτική κεφαλή ενός τόνου στην καρδιά του Λονδίνου χωρίς προειδοποίηση. Κατασκευάστηκαν χιλιάδες πύραυλοι τέτοιου τύπου αλλά κατασκευάστηκαν πολύ αργά για να καταφέρουν να αλλάξουν την έκβαση του πολέμου.

1.1.5 Η αρχή της διαστημικής εποχής

Bumper Project: Στα τέλη του πολέμου στην Ευρώπη, 300 τρένα γεμάτα με πυραύλους "V2" και εξαρτήματα κατασχέθηκαν και στάλθηκαν στις Η.Π.Α. μαζί με την πλειοψηφία των βασικών σχεδιαστών που είχαν προαποφασίσει να παραδοθούν στον αμερικάνικο στρατό. Οι "V2" αποτέλεσαν την βάση για το διηπειρωτικό πρόγραμμα ανάπτυξης βαλλιστικών πυραύλων και οδήγησαν απευθείας στο επανδρωμένο διαστημικό πρόγραμμα. Χρησιμοποιώντας έναν τέτοιο πύραυλο, με την επιγραφή "WAC (Women's Army Corps)" στο επάνω μέρος του, πραγματοποιήθηκε η αρχική εκτόξευση ενός "Bumper WAC" στις 13 Μαΐου 1948. Κατά την διάρκεια έξι πτήσεων, ο μεγαλύτερος πύραυλος δύο σταδίων που είχε εκτοξευτεί μέχρι τότε στις Η.Π.Α. τελικά έφτασε σε υψόμετρο 400 χιλιομέτρων.

Ο πρώτος παγκόσμιος τεχνητός δορυφόρος: Στα τέλη του Δευτέρου Παγκοσμίου Πολέμου οι Ηνωμένες Πολιτείες και η Σοβιετική Ένωση ξεκίνησαν έναν αγώνα για το διάστημα. Τον πρώτο γύρο κέρδισε η Σοβιετική Ένωση εκτοξεύοντας τον δορυφόρο "Sputnik I" στις 4 Οκτωβρίου 1957. Ο δορυφόρος ήταν σφαιρικού σχεδιασμού με 4 κεραίες και ζύγιζε 83,6 κιλά. Δύο μήνες μετά ο "Sputnik II", βάρους 508,3 κιλών, έφτασε στο διάστημα με έναν ζωντανό επιβάτη. Η Λάικα, ένα μικρό σκυλί, μπήκε σε τροχιά γύρω από την Γη για λίγες ώρες. Παρόλο που απεβίωσε στο διάστημα, έδειξε τον δρόμο για όλους τους ανθρώπους που ακολούθησαν.

Explorer 1: Οι Ηνωμένες Πολιτείες πήραν μέρος στην εκτόξευση δορυφόρων στις 31 Ιανουαρίου 1958 με την επιτυχή εκτόξευση του "Explorer 1". Ο δορυφόρος εκτοξεύτηκε στην κορυφή ενός πυραύλου "Juno 1", ενός τροποποιημένου προωθητήρα "Jupiter-C". Παρόλο που ήταν πολύ μικρότερος από τους "Sputnik", μόνο 13,93 κιλά, ο μετρητής "Geiger" του δορυφόρου έκανε την πρώτη σημαντική ανακάλυψη για περιβάλλον του διαστήματος. Ο "Explorer 1" εντόπισε γύρω από την Γη κάτι που αργότερα θα ονομαζόταν ζώνες ακτινοβολίας "Van Allen".

X-15: Ανάμεσα στο 1959 και 1968, το X-15 πειραματικό αεροσκάφος πέταξε μέχρι την άκρη του διαστήματος. Σε 199 πτήσεις, πυραυλοκίνητο αεροσκάφος κατέρριψε πολλά ρεκόρ, συμπεριλαμβανομένου της ταχύτητας (7.274 χιλιόμετρα την ώρα) και του ύψους (108 χιλιόμετρα). Δοκιμαστικές πτήσεις καθιέρωσαν σημαντικές παραμέτρους για τον έλεγχο της θέσης στο διάστημα και τις γωνίες επανεισόδου. Ο "Neil Armstrong", ο πρώτος Αμερικανός που πάτησε στο Φεγγάρι, ήταν ένας από τους 12 πιλότους του X-15.

Ο "Yuri Gagarin" μπαίνει σε τροχιά: Στις 12 Απριλίου 1961 το διάστημα έγινε περιοχή των γήινων με την εκτόξευση του κοσμοναύτη "Yuri Gagarin". Το ταξίδι του διήρκεσε μόνο μία ώρα και 48 λεπτά, κατά την διάρκεια αυτή έκανε μία περιφορά σε τροχιά γύρω από την Γη μέσα στην διαστημική κάψουλα "Vostok 1", φτάνοντας το μέγιστο υψόμετρο των 315 χιλιομέτρων. Κατά την επανέισοδο, ο "Gagarin" εκκένωσε την κάψουλα σε ύψος 6.100 μέτρων και προσγειώθηκε με ασφάλεια στο έδαφος με το αλεξίπτωτο του.

Freedom 7: Στις 5 Μαΐου 1961 ο Αμερικανός αστροναύτης "Alan Shepherd Jr" απογειώθηκε από το "Cape Canaveral" της Φλόριδας μέσα στην διαστημική του κάψουλα "Freedom 7" τύπου "Mercury" η οποία βρισκόταν στην κορυφή ενός πυραύλου "Redstone". Ο πύραυλος δεν είχε τόση δύναμη ώστε να στείλει το όχημα σε τροχιά, και ο αστροναύτης έκανε μια πτήση που έφτασε τα 187 χιλιόμετρα πριν η κάψουλα του φτάσει στη Γη και προσγειωθεί στον ωκεανό 15 λεπτά και 22 δευτέρα αργότερα.

Moon Rocket: Λίγες μέρες πριν την πτήση του "Alan Shepard" ο πρόεδρος των Ηνωμένων Πολιτειών, "John F. Kennedy", συγκάλεσε μία κοινή συνεδρία του Κογκρέσου και προκάλεσε την Αμερική να στείλει έναν Αμερικανό στο Φεγγάρι και να τον επιστρέψει ασφαλή πριν το τέλος της δεκαετίας. Παρόλο που ήταν μία τρομερά θαρραλέα ανακοίνωση, μερικά από τα βήματα για την διεκπεραίωση της αποστολής είχαν ήδη δρομολογηθεί. Η "NASA" είχε ξεκινήσει να δουλεύει επάνω στα τμήματα του ενός πυραύλου ικανού να πραγματοποιήσει ένα ταξίδι στο φεγγάρι μετ'επιστροφής. Τον επόμενο χρόνο ο πύραυλος ονομάστηκε "Saturn V". Θα έφτανε σε ύψος τα 110,6 μέτρα, αρκετά μεγαλύτερος από τους προκατόχους του. Ο πύραυλος αυτός θα αποτελούνταν από 3 στάδια, μία κάψουλα με μία μικρή μονάδα πρόωσης για το ταξίδι της επιστροφής, και μία συσκευή προσγείωσης στο φεγγάρι 2 σταδίων.

Ο "John H. Glenn" μπαίνει σε τροχιά: Στις 20 Φεβρουαρίου 1962, χρησιμοποιώντας έναν πιο ισχυρό πύραυλο τον "Atlas" ο αστροναύτης "John H. Glenn Jr" έγινε ο πρώτος Αμερικανός που μπήκε σε τροχιά. Η πτήση του ισορρόπησε την κατάσταση με το Σοβιετικό πρόγραμμα. Ο "Glenn" μπήκε σε τροχιά τρεις φορές μέσα σε 4 ώρες και 55 λεπτά στο διάστημα. Ένας διακόπτης αισθητήρα οδήγησε στην πρόωρη επιστροφή του. Ο αισθητήρας υποδείκνυε ότι η θερμική ασπίδα της κάψουλας είχε χαλαρώσει αλλά αργότερα αποδείχθηκε πως η ασπίδα ήταν σταθερά στη θέση της καθ' όλη την διάρκεια της πτήσης, ο αισθητήρας ήταν ελαττωματικός. Οι τελευταίες από τις έξι πτήσεις της κάψουλας τύπου "Mercury" πραγματοποιήθηκαν στις 15 Μαΐου 1963 με τον αστροναύτη "Gordon Cooper" να παραμένει στο διάστημα για σχεδόν μιάμιση μέρα.

Οι προετοιμασίες για το Φεγγάρι: Τις αποστολές "Mercury" ακολούθησε το σχέδιο "Gemini". Η διαστημική κάψουλα τύπου "Gemini", στην κορυφή ενός πυραύλου "Titan", περιείχε 2 αστροναύτες. Κατά την διάρκεια αποστολών που διαρκούσαν 14 μέρες, οι αστροναύτες του "Gemini" πρωτοπορούσαν στο περπάτημα στο διάστημα, στην συνάντηση διαστημικών αεροσκαφών και στις διαδικασίες αποβίβασης. Σημαντικά συστήματα αεροσκαφών, αναγκαία για τα επερχόμενα ταξίδια στο Φεγγάρι, αξιολογήθηκαν. Δέκα αποστολές "Gemini" πραγματοποιήθηκαν κατά το 1965 και 1966. Ο πύραυλος "Titan", αρχικά δημιουργήθηκε σαν ένας διηπειρωτικός βαλλιστικός πύραυλος, χρησιμοποιήθηκε για να μεταφέρει το διαστημόπλοιο "Viking" στον Άρη και το διαστημόπλοιο "Voyager" στο εξωτερικό ηλιακό σύστημα την δεκαετία του 70.

"Dr. Wernher von Braun", 1912 έως 1977: Μία από τις ηγετικές μορφές του προπολεμικού γερμανικού διαστημικού προγράμματος και της ανάπτυξης του πυραύλου V2, ο "von Braun"

έγινε ένας από τους βασικούς υποστηρικτές του αμερικανικού διαστημικού προγράμματος. Εισήλθε στις Ηνωμένες Πολιτείες μετά τον πόλεμο και απέκτησε την αμερικάνικη υπηκοότητα. Εργάστηκε πάνω στην εξέλιξη διηπειρωτικών βαλλιστικών πυραύλων και ηγήθηκε της ερευνητικής ομάδας που έθεσε σε πτήση τον "Explorer 1". Ήταν ο επιβλέπων αρχιτέκτονας και μηχανικός του πυραύλου "Saturn V". Τα διάσημα γραπτά του και η συνεργασία με την εταιρεία "Disney" στην τηλεοπτική σειρά "Tomorrowland" ενέπνευσαν την νέα γενιά επιστημόνων και αστροναυτών.

"Gene Roddenberry", 1921 έως 1991: Διακεκριμένος πιλότος βομβαρδιστικών αεροσκαφών του Δευτέρου Παγκοσμίου Πολέμου και πολιτικών αεροσκαφών, ξεκίνησε την συγγραφική του καριέρα γράφοντας ιστορίες για τις πτήσεις του. Ξεκίνησε να γράφει για την τηλεόραση και ανέπτυξε μία ιδέα για μία τηλεοπτική σειρά τύπου "Western". Για τρία χρόνια (1966-1968), η σειρά "Star Trek" εξερεύνησε ένα μεγάλο εύρος επιστημονικών και κοινωνικών φαινομένων καθώς οι άνθρωποι ταξίδευαν μέσα στον γαλαξία. Η τηλεοπτική σειρά έγινε τόσο δημοφιλής που το πρώτο πειραματικό διαστημικό λεωφορείο πήρε το όνομα "Enterprise" από το ομώνυμο διαστημόπλοιο της σειράς.

Ένα μικρό βήμα ...: Στις 10:56 μ.μ. στις 20 Ιουλίου 1969 ο Αμερικανός αστροναύτης "Neil Armstrong" πάτησε στο Φεγγάρι. Ήταν η πρώτη φορά στην ιστορία που άνθρωποι είχαν έρθει σε επαφή με έναν άλλο κόσμο. Τον ακολούθησε ο "Edwin Buzz Aldrin Jr.". Ένας τρίτος αστροναύτης, ο "Michael Collins", παρέμεινε σε τροχιά γύρω από το Φεγγάρι στην κάψουλα "Apollo". Η αποστολή "Apollo 11" ήταν η πρώτη από τις έξι προσσεληνώσεις μέχρι το τέλος του 1972. Το διαστημόπλοιο, που προοριζόταν για την Σελήνη, αποτελούνταν από τα τμήματα της προσγείωσης και της απογείωσης. Το στάδιο της προσγείωσης είχε 4 πόδια και έναν πολύ δυνατό πυραυλοκινητήρα για να το επιβραδύνει καθώς έφτανε στην επιφάνεια του Φεγγαριού. Μετά από διάφορες εξερευνήσεις στην επιφάνεια, το πάνω τμήμα του σταδίου προσγείωσης απογειωνόταν, χρησιμοποιώντας έναν δικό του πυραυλοκινητήρα, και συναντούσε την κάψουλα "Apollo" για την επιστροφή στην Γη.

"Skylab": Χρησιμοποιώντας ένα τροποποιημένο τρίτο στάδιο του πυραύλου "Saturn V", οι Ηνωμένες Πολιτείες τελικά πραγματοποίησαν την εκτόξευση του πρώτου τους διαστημικού σταθμού, με το όνομα "Skylab", σε τροχιά γύρω από την Γη το 1973. Αντί για κινητήρες και δεξαμενές καυσίμων, το εσωτερικό του τρίτου σταδίου περιείχε κατοικίες και εργαστήρια για τρεις αστροναύτες για διαμονή μακράς διάρκειας στο διάστημα. Ηλιακοί συλλέκτες παρείχαν ηλεκτρική ενέργεια. Λόγω ενός προβλήματος κατά την διάρκεια της εκτόξευσης ένας από τους μεγάλους συλλέκτες χάθηκε. Πάραυτα, τρία πληρώματα αστροναυτών κατοικούσαν στον διαστημικό σταθμό μέχρι το 1974. Το τελευταίο πλήρωμα παρέμεινε στο διάστημα για 84 ημέρες.

"Smaller Saturn": Ο πύραυλος "Saturn V" ήταν ικανός να εκτοξεύσει 117.900 κιλά σε χαμηλή τροχιά γύρω από την Γη και 40.800 κιλά μέχρι το Φεγγάρι. Για κάποιες αποστολές του "Apollo", πάραυτα, χρησιμοποιούνταν ένα μικρότερος πύραυλος "Saturn". Ο πύραυλος "Saturn IB" είχε ύψος 68 μέτρα και απαιτούσε μία πλατφόρμα ικριώματος με το ψευδώνυμο "milk stool" για να τοποθετηθεί στην σχεδιασμένη εξέδρα για πυραύλους "Saturn V". Αυτό έδωσε την δυνατότητα στον "Saturn IB" να φτάνει στο ύψος των βραχιόνων εκτόξευσης. [1]

1.2 Ιδιωτικός τομέας

Η εξερεύνηση του διαστήματος μπαίνει σε μία νέα εποχή καινοτομίας και αλλαγής. Σήμερα με τη χρήση νέων τεχνολογιών και με τη μείωση του κόστους, η πτήση στο διάστημα είναι πιο προσιτή από ποτέ. Ιδιωτικές εταιρείες πλέον εκτοξεύουν δορυφόρους, στέλνουν προμήθειες στον Διεθνή Διαστημικό Σταθμό και προσφέρουν ταξίδια στο διάστημα σε απλούς πολίτες. Εβδομήντα-δύο χώρες διαθέτουν διαστημικές υπηρεσίες συμπεριλαμβανομένων, της Κίνας, της Ιαπωνίας και της Ινδίας. Οι τρεις μεγαλύτερες είναι η "NASA" των Ηνωμένων Πολιτειών, η "Rococosmos" στην Ρωσία και η "ESA" στην Ευρώπη.

Από αυτούς τους οργανισμούς η "Rococosmos" είναι η μόνη που στέλνει αστροναύτες στο διάστημα και έτσι αστροναύτες από τις άλλες υπηρεσίες την χρησιμοποιούν για επανδρωμένες αποστολές στον Διεθνή Διαστημικό Σταθμό. Το πρόγραμμα της "NASA" για επανδρωμένες αποστολές τερματίστηκε το 2011 και από τότε έχει αναθέσει, μέσω συμβολαίων, σε ιδιωτικές εταιρείες (όπως οι "Blue Origin", "SpaceX", "Virgin Galactic") την διεκπεραίωση τέτοιων δραστηριοτήτων.

1.2.1 Blue Origin

Ο "Jeff Bezos" ίδρυσε την εταιρεία αυτή το 2000 με στόχο να κάνει το ταξίδι στο διάστημα πιο προσιτό για τον μέσο άνθρωπο. Για την επίτευξη αυτού του στόχου γίνονται προσπάθειες να μειωθεί το κόστος και να αυξηθεί η αξιοπιστία. Έχει σχεδιάσει και εκτοξεύσει αρκετά μοντέλα σε πειραματικό στάδιο που είναι κατασκευασμένα σύμφωνα με το διαστημόπλοιο "New Shepard". Έχοντας πάρει το όνομα του από τον πρώτο Αμερικανό στο διάστημα "Alan Shepard", οι δοκιμαστικές πτήσεις του πυραύλου ξεκίνησαν τον Απρίλιο του 2015, και συνεχίστηκαν μέχρι το 2018 με την πρώτη επανδρωμένη αποστολή σχεδιασμένη για το 2019. Σχεδόν σε κάθε πτήση από το 2015, το μη επανδρωμένο όχημα έχει ανέβει σε υψόμετρο άνω των 100 χιλιομέτρων και έχει αναπτύξει μέγιστη ταχύτητα άνω των 3.500 χιλιομέτρων την ώρα, με την διαστημική κάψουλα και τον προωθητήρα να προσγειώνονται επιτυχώς στην Γη.

Η εταιρεία προχώρησε σε ανάπτυξη τεχνολογιών για πτήσεις σε τροχιά γύρω από την Γη, το 2014. Αρχικά ως προμηθευτής πυραυλοκινητήρων προς τρίτους μέσω συμβολαίων για να κατασκευάσει έναν νέο μεγάλο πυραυλοκινητήρα, τον "BE-4", για τον σημαντικό διαχειριστή συστημάτων εκτόξευσης των ΗΠΑ "United Launch Alliance". Μέχρι το 2015 η "Blue Origin" είχε ανακοινώσει σχέδια για να κατασκευάσει και να εκτοξεύσει τον δικό της πύραυλο μεγάλου βεληνεκούς γνωστό και ως "New Glenn". Τον Μάιο του 2019 ο ιδιοκτήτης της αποκάλυψε το όραμα του για το διάστημα καθώς και σχέδια για την κατασκευή ενός πυραύλου. [2]

1.2.2 Virgin Galactic

Μέλος του ομίλου "Virgin Group" η εταιρεία αυτή αναπτύσσει διαστημόπλοια και αποσκοπεί στην παροχή ιδιωτικών πτήσεων αλλά και πτήσεων για επιστημονικούς σκοπούς. Στα άμεσα σχέδια της περιλαμβάνονται και οι επανδρωμένες αποστολές. Το μοντέλο της, "SpaceShipTwo", είναι προσκολλημένο στον αερομεταφορέα "White Knight Two" και αφήνεται ελεύθερο κατά την διάρκεια της πτήσης του.

Ο ιδρυτής της εταιρείας, "Richard Branson", είχε αναφέρει αρχικά ότι ήλπιζε να δει την πρώτη πτήση της εταιρείας μέχρι το τέλος του 2009, αλλά αυτό το γεγονός αναβλήθηκε αρκετές φορές, με την πιο σημαντική τον Οκτώβριο του 2014 όταν το "VSS Enterprise" (μοντέλο "SpaceShipTwo") συνειδίβη. Ο "Branson" δήλωσε ότι η εταιρεία του βρισκόταν στην καλύτερη θέση στον κόσμο προκειμένου να παρέχει πυραυλοκίνητα ταξίδια εντός της Γης. Στα σχέδια του, τον Οκτώβριο του 2017, ήταν η πτήση στο διάστημα μέσα στους επόμενους έξι μήνες.

Όμως κάτι τέτοιο δεν συνέβη μέχρι τις 13 Δεκεμβρίου του 2018 όταν το “VSS Unity” ανέβηκε σε υψόμετρο 82,7 χιλιομέτρων, φτάνοντας επισήμως στο διάστημα. [3]

1.2.3 SpaceX

Η “SpaceX”, με πλήρη ονομασία “Space Exploration Technologies Corp.”, είναι αμερικανική ιδιωτική εταιρεία αεροδιαστημικής τεχνολογίας και παροχής υπηρεσιών διαστημικών μεταφορών. Η έδρα της βρίσκεται στο “Hawthorne” της Καλιφόρνια, όπου και ιδρύθηκε το 2002 από τον επιχειρηματία “Elon Musk”, με στόχο να μειώσει το κόστος των διαστημικών μεταφορών και να αναπτύξει την τεχνολογία για την αποίκιση του Άρη. Στα πλαίσια αυτών των στόχων, η “SpaceX” έχει αναπτύξει την Οικογένεια πυραύλων “Falcon” και την οικογένεια διαστημικών οχημάτων “Dragon”, συστήματα που σήμερα χρησιμοποιούνται αμφότερα για τη μεταφορά φορτίων σε τροχιά γύρω από τη Γη.

Η “SpaceX” έχει στο ενεργητικό της αρκετά σημαντικά επιτεύγματα: ήταν η πρώτη εταιρεία που βασιζόμενη σε ιδιωτική χρηματοδότηση έθεσε σε τροχιά πύραυλο υγρών καυσίμων (τον πύραυλο “Falcon 1” το 2008), η πρώτη ιδιωτική εταιρεία που κατάφερε επιτυχημένα να εκτοξεύσει, να θέσει σε τροχιά και να ανακτήσει ένα διαστημικό σκάφος (το “Dragon” το 2010) και η πρώτη ιδιωτική εταιρεία που έστειλε διαστημικό σκάφος στον Διεθνή Διαστημικό Σταθμό (το “Dragon” το 2012). Επίσης, πέτυχε την πρώτη κάθετη προσγείωση πυραύλου που είχε χρησιμοποιηθεί για την αποστολή φορτίου σε τροχιά και την πρώτη επαναχρησιμοποίηση πυραύλου που είχε αποστείλει φορτίο σε τροχιά (με τον “Falcon 9” το 2015 και το 2017 αντίστοιχα), ενώ έγινε και η πρώτη ιδιωτική εταιρεία που εκτόξευσε φορτίο σε τροχιά γύρω από τον Ήλιο (με τον πύραυλο “Falcon Heavy” το 2018). Η “SpaceX” έχει πραγματοποιήσει 18 αποστολές ανεφοδιασμού προς τον Διεθνή Διαστημικό Σταθμό, στα πλαίσια σχετικής συμφωνίας συνεργασίας που έχει συνάψει με τη “NASA”. Η “NASA” έχει επίσης αναθέσει στη “SpaceX” ένα έργο περαιτέρω ανάπτυξης του σκάφους “Dragon” για την κατασκευή και επίδειξη λειτουργίας ενός οχήματος κατάλληλου για επανδρωμένες αποστολές, που θα χρησιμοποιηθεί για τη μεταφορά αστροναυτών στον Διεθνή Διαστημικό Σταθμό και την ασφαλή επιστροφή τους στη Γη.

Το 2011, η “SpaceX” ανακοίνωσε ότι θα ξεκινήσει πρόγραμμα για την ανάπτυξη ενός επαναχρησιμοποιούμενου συστήματος εκτόξευσης. Τον Δεκέμβριο του 2015 ο στόχος αυτός έγινε πραγματικότητα, όταν για πρώτη φορά ένας πύραυλος “Falcon 9” επέστρεψε από πτήση και προσγειώθηκε σε εξέδρα κοντά στο σημείο από όπου εκτοξεύτηκε. Τον Απρίλιο του 2016, με την εκτόξευση της αποστολής “CRS-8”, η “SpaceX” πέτυχε την κάθετη προσγείωση του πρώτου σταδίου του πυραύλου επάνω σε πλωτή αυτόνομη εξέδρα στα ανοιχτά του ωκεανού. Τον Μάρτιο του 2017, η “SpaceX” έγινε ο πρώτος οργανισμός εκτοξεύσεων που πέτυχε την εκ νέου εκτόξευση και προσγείωση πυραύλου που είχε χρησιμοποιηθεί ξανά για αποστολή φορτίου σε τροχιά.

Τον Ιανουάριο του 2019, η “SpaceX” εκτόξευσε το νέο σκάφος “Dragon 2”, που είναι κατάλληλο για τη μεταφορά ανθρώπων, ενώ εντός του 2019 θα πραγματοποιήσει, με τον ίδιο τύπο σκάφους, την πρώτη αποστολή πληρώματος προς τον Διεθνή Διαστημικό Σταθμό.

Τον Σεπτέμβριο του 2016, ο Διευθύνων Σύμβουλος της “SpaceX” “Elon Musk” αποκάλυψε τη γενική αρχιτεκτονική ενός νέου προγράμματος, που ονομάζεται Σύστημα Διαπλανητικών Μεταφορών. Πρόκειται για μια φιλόδοξη πρωτοβουλία, η οποία με ιδιωτική χρηματοδότηση θα αναπτύξει διαστημική τεχνολογία για χρήση σε επανδρωμένες διαπλανητικές πτήσεις, με πρώτο στόχο τη δημιουργία μιας μόνιμης και αυτόνομης βάσης στον πλανήτη Άρη. Το 2017

παρουσίασε την ενημερωμένη διαμόρφωση του συστήματος, που πλέον ονομάζεται “SpaceX Starship”, θα είναι πλήρως επαναχρησιμοποιήσιμο και θα είναι ο μεγαλύτερος και ισχυρότερος πύραυλος του κόσμου όταν θα κάνει τις πρώτες του πτήσεις, που επί του παρόντος προγραμματίζονται για τις αρχές της δεκαετίας του 2020. [4]

Το μοντέλο “Starship” της εταιρείας “SpaceX” είναι ένα πλήρως επαναχρησιμοποιούμενο διαστημόπλοιο δύο σταδίων. Είναι σχεδιασμένο προκειμένου να είναι ένα όχημα μεταφοράς φορτίου και επιβατών για ταξίδια μεγάλης χρονικής διάρκειας. Ενώ αυτή τη στιγμή δοκιμάζεται μόνο του, θα χρησιμοποιηθεί σε εκτοξεύσεις στην τροχιά της Γης με τη χρήση ενός προωθητήρα, το “Super Heavy”, όπου το “Starship” θα αποτελεί το δεύτερο στάδιο ενός οχήματος δύο σταδίων. Ο συνδυασμός διαστημοπλοίου και προωθητήρα αποκαλείται επίσης “Starship”. Ξεκινώντας από τα μέσα του 2019, πρωτότυπες εκδόσεις τίθενται σε πτήση με το διαστημόπλοιο ως έναν ανεξάρτητο πύραυλο (χωρίς τον προωθητήρα) ως μέρος ενός εκτεταμένου προγράμματος δοκιμών πτήσης προκειμένου να βελτιωθεί η εκτόξευση και η προσγείωση για ένα μεγάλο εύρος σχεδιαστικών λεπτομερειών, ειδικότερα όσον αφορά την ατμοσφαιρική επανείσοδο του οχήματος. [5]

1.3 Ανάλυση αεροδυναμικών φαινομένων κατά την πτήση διαστημικών πυραύλων

1.3.1 Αριθμός Mach

Καθώς ένα διαστημόπλοιο κινείται μέσα στον αέρα, τα μόρια του αέρα διαταράσσονται και κινούνται γύρω από αυτό. Εάν το όχημα δεν έχει αναπτύξει μία ταχύτητα πολύ μεγάλη (για παράδειγμα 500 χιλιόμετρα την ώρα), η πυκνότητα του αέρα παραμένει σταθερή. Αλλά για υψηλότερες ταχύτητες μέρος της ενέργειας του διαστημοπλοίου καταναλώνεται στην συμπίεση του αέρα και τοπικά αλλάζει την πυκνότητα του. Αυτό το φαινόμενο συμπίεσότητας μεταβάλλει το ποσό της δύναμης που ασκείται πάνω στην επιφάνεια του οχήματος. Το φαινόμενο γίνεται πιο σημαντικό καθώς η ταχύτητα αυξάνεται. Κοντά και πάνω από την ταχύτητα του ήχου, μικρές διαταραχές στην ροή μεταδίδονται σε άλλες περιοχές ισεντροπικά ή με μία σταθερή τιμή εντροπίας. Αλλά μία έντονη διαταραχή προκαλεί ένα “shock wave” που επηρεάζει τόσο την άνωση όσο και την οπισθέλκουσα αυτού.

Το κλάσμα της ταχύτητας του οχήματος προς την ταχύτητα του ήχου καθορίζει το μέγεθος των φαινομένων συμπίεσης του αέρα. Ο λόγος αυτός ονομάζεται αριθμός “Mach”, συμβολίζεται με M , και μας επιτρέπει να καθορίσουμε το καθεστώς της ροής μέσα στο οποίο λαμβάνουν χώρα τα αεροδυναμικά φαινόμενα.

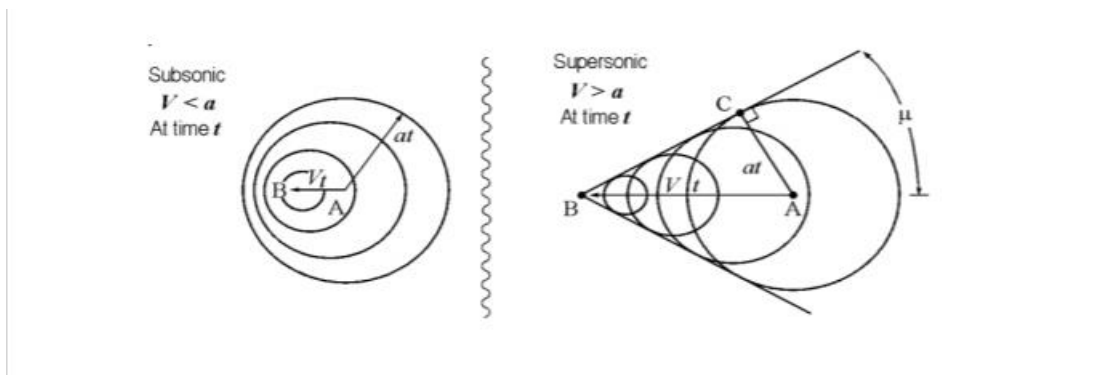
1. Υποηχητικές συνθήκες προκύπτουν για αριθμούς $M < 1$. Σε αυτές τις συνθήκες η συμπίεση του αέρα μπορεί να αγνοηθεί.
2. Καθώς τη ταχύτητα του διαστημοπλοίου πλησιάζει την ταχύτητα του ήχου, $M = 1$, η ροή αποκαλείται διηχητική. Σε μερικές περιοχές του αντικειμένου, η τοπική ταχύτητα ξεπερνά αυτή του ήχου. Τα φαινόμενα συμπίεσης είναι πιο σημαντικά στις διηχητικές ροές οδηγούν κοντά στην ρήξη του φράγματος του ήχου. Η επίτευξη ταχυτήτων μεγαλύτερων του ήχου θεωρούνταν αδύνατη. Στην πραγματικότητα, το φράγμα του ήχου συνέβαλε απλά στην αύξηση της οπισθέλκουσας κοντά σε ηχητικές συνθήκες λόγω των φαινομένων συμπίεσότητας. Επειδή οι υψηλές τιμές της οπισθέλκουσας σχετίζονται με τα φαινόμενα συμπίεσότητας, τα αεροσκάφη δεν πετούν κοντά σε ταχύτητες όπου $M = 1$.

3. Υπερηχητικές συνθήκες προκύπτουν για τιμές $1 < M < 3$. Τα φαινόμενα συμπίεσότητας είναι σημαντικά για υπερηχητικά οχήματα, και δημιουργούνται "shock waves" στην επιφάνεια τους. Για τιμές $3 < M < 5$, η αεροδυναμική θέρμανση γίνεται πολύ σημαντική για την σχεδίαση των διαστημοπλοίων.
4. Για ταχύτητες μεγαλύτερες από πέντε φορές την ταχύτητα του ήχου, $M > 5$, η ροή αποκαλείται υπέρ-υπερηχητική. Σε αυτές τις ταχύτητες κομμάτι της ενέργειας του αντικειμένου καταναλώνεται στην διατάραξη των χημικών δεσμών που συνδέουν τα μόρια του αζώτου και του οξυγόνου. Σε υπέρ-υπερηχητικές ταχύτητες, η χημεία του αέρα πρέπει να λαμβάνεται υπόψιν όταν καθορίζουμε τις δυνάμεις που ασκούνται επάνω στο όχημα. Το "Space-Shuttle" επανεισέρχεται στην ατμόσφαιρα σε ταχύτητες όπου $M > 25$. Κάτω από αυτές τις συνθήκες ο θερμαινόμενος αέρας μετατρέπεται σε ιονισμένο πλάσμα αερίου και το αεροσκάφος πρέπει να μονωθεί προκειμένου να προστατευθεί από τις υψηλές θερμοκρασίες.

1.3.2 Κρουστικά κύματα σε υπερηχητικές ροές κατά την απογείωση ενός διαστημικού πυραύλου

Σε όλες τις προσομοιώσεις, πλην των 5 χιλιομέτρων στην Γη, παρατηρήθηκαν υπερηχητικές και υπέρ-υπερηχητικές ροές. Ένα από τα βασικότερα αεροδυναμικά φαινόμενα που αναπτύσσονται σε τέτοιου είδους ροές είναι αυτό του κρουστικού κύματος. Σύμφωνα με τον Jagadeesh [6] αποτελούν μη γραμμικά κύματα που προκαλούνται για αριθμούς $Mach > 1$. Τα κρουστικά κύματα δημιουργούνται λόγω της διάχυσης μηχανικής, χημικής και ηλεκτρικής ενέργειας σε ένα συγκεκριμένο χώρο. Μπορούν να παρατηρηθούν ως ένα λεπτό και οξύ κύμα στο εμπρόσθιο μέρος του σκάφους κατά το μήκος του οποίου η πίεση, η θερμοκρασία, η πυκνότητα και ταχύτητα της ροής αλλάζουν ραγδαία.

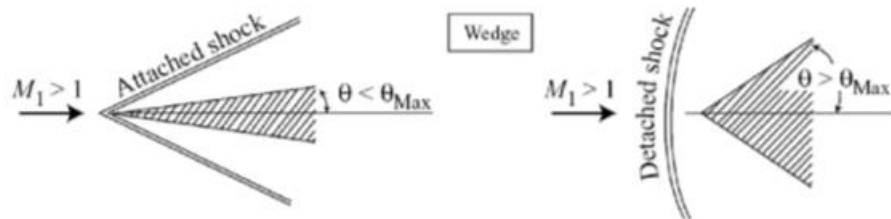
Η περιοχή ανάμεσα στο όχημα και το κρουστικό κύμα, δηλαδή το "shock layer", χαρακτηρίζεται από τιμές πιέσεων, θερμοκρασιών και πυκνοτήτων πολύ μεγαλύτερες σε σχέση με τις συνθήκες της ελεύθερης ροής, με την ταχύτητα αντίθετα να μειώνεται ραγδαία. Αυτή η απότομη αλλαγή στο εργαζόμενο μέσο είναι ένα από τα μοναδικά χαρακτηριστικά του και λόγω αυτών των αλλαγών συχνά θεωρούνται ως ασυνέχειες με πολύ υψηλή τοπική αναντιστρεπτότητα.



Σχήμα 1.1: Η μορφή του κρουστικού κύματος ανάλογα με τον τύπο της ροής

Τα κρουστικά κύματα εκτός από την διαφορετική μορφή που λαμβάνουν λόγω ταχύτητας διαφέρουν και σε σχήμα ανάλογα με την γωνία της προσήνεμης επιφάνειας (βλέπε σχήμα

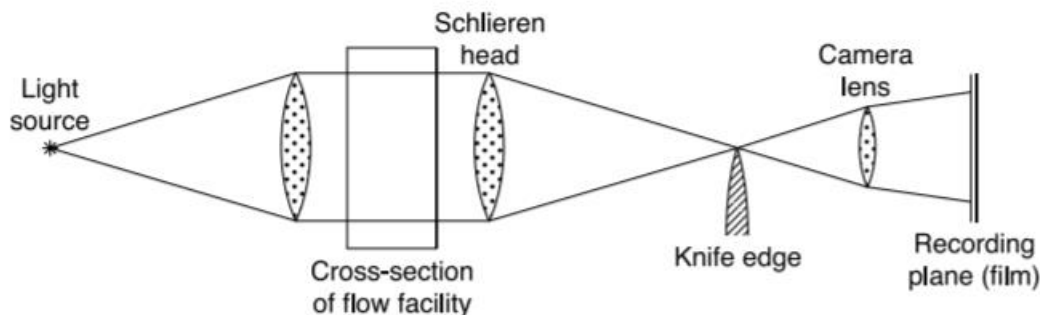
1.2). Κατά τη διάρκεια της απογείωσης του πυραύλου από τη Γη θα πρέπει, εφόσον είναι σωστή η επίλυση που πραγματοποιήθηκε, να παρατηρηθεί ένα κρουστικό κύμα προσκολλημένο επάνω στην ακμή του. Αντίθετα κατά την προσγείωση στον Άρη, λόγω της πολύ μεγάλης γωνίας εισόδου του οχήματος, θα πρέπει να σχηματιστεί ένα αποκολλημένο κρουστικό κύμα ή αλλιώς “bow shock wave”.



Σχήμα 1.2: Μορφές κρουστικού κύματος ανάλογα με την γωνία

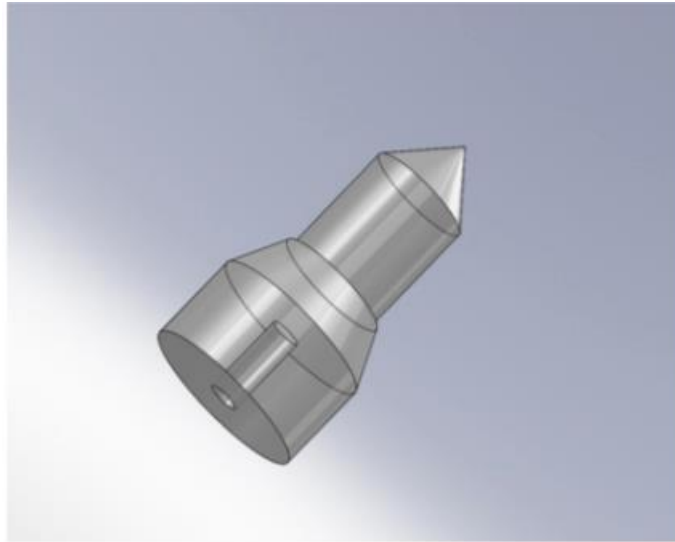
1.3.3 Μέθοδος Schlieren και η εφαρμογή της

Κάθε συσκευή που παράγει εικόνες στις οποίες η φωτεινότητα εξαρτάται από τις τοπικές αποκλίσεις που υφίστανται οι ακτίνες φωτός κατά τη διέλευση τους από την ζώνη δοκιμής ταξινομείται γενικά ως “Schlieren”. Σε αυτό το σύστημα (βλέπε Σχήμα 2.3) ένας πρώτος φακός παράγει μία δέσμη παράλληλων ακτινών φωτός που διαπερνούν την ζώνη δοκιμής, ένας δεύτερος φακός παράγει μία εικόνα της ζώνης δοκιμής σε μία οθόνη και μία εικόνα της πηγής φωτός στο εστιακό πεδίο της. Στη συνέχεια τοποθετείται μία αιχμή στην εστίαση προκειμένου να αποκοπεί ένα μέρος της εικόνας της πηγής. [7]

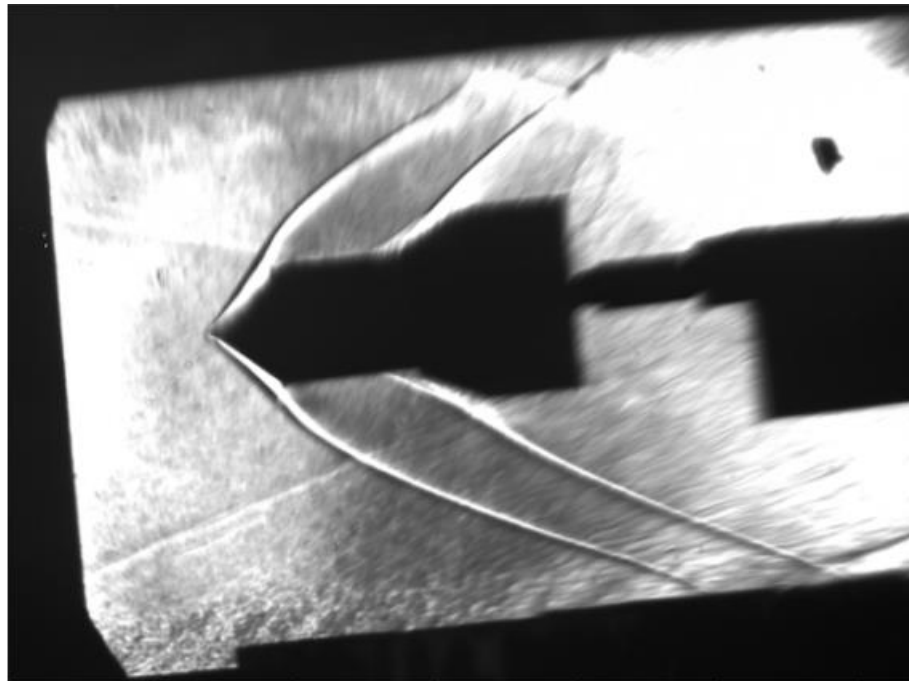


Σχήμα 1.3: Απεικόνιση της μεθόδου Schlieren [8]

Στην συμπιεστή ροή όταν η πυκνότητα του ρευστού αυξάνεται κατά την επαφή του με το μοντέλο, η ταχύτητα του φωτός αλλάζει. Αυτή η αλλαγή εντοπίζεται με την μέθοδο “Schlieren” και έτσι παράγεται μία εικόνα η οποία μπορεί να αναλυθεί. Χρησιμοποιώντας αυτή τη μέθοδο έγινε η ανάλυση των κρουστικών κυμάτων σε αριθμό Mach > 3, σε μοντέλο που είναι παρόμοιο με αυτό που θα χρησιμοποιηθεί στις προσομοιώσεις αυτής της εργασίας (βλέπε Κεφ. 3). Το μοντέλο (βλέπε Σχήμα 1.4) είναι παρόμοιο με την ακμή του πυραύλου που αποτελεί την προσήνεμη πλευρά κατά την απογείωση από την Γη. Τα αποτελέσματα έδειξαν τον σχηματισμό ενός προσκολλημένου κρουστικού κύματος (βλέπε Σχήμα 1.5).



Σχήμα 1.4: Μοντέλο



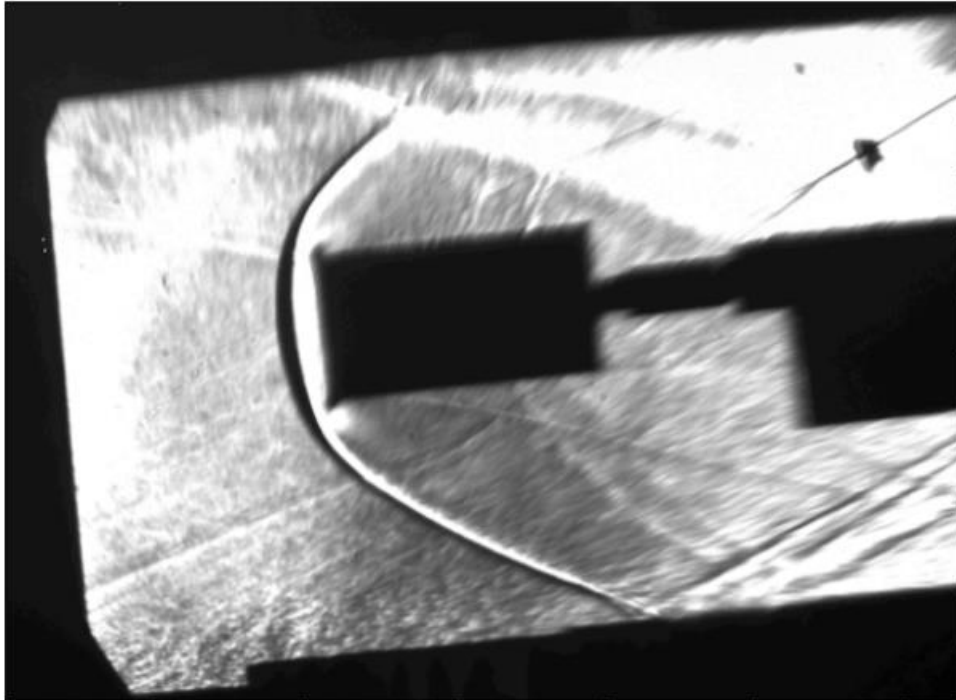
Σχήμα 1.5: Εικόνα "Schlieren" για το μοντέλο

1.3.4 Κρουστικά κύματα κατά την είσοδο ενός διαστημικού πυραύλου σε πλανητική ατμόσφαιρα

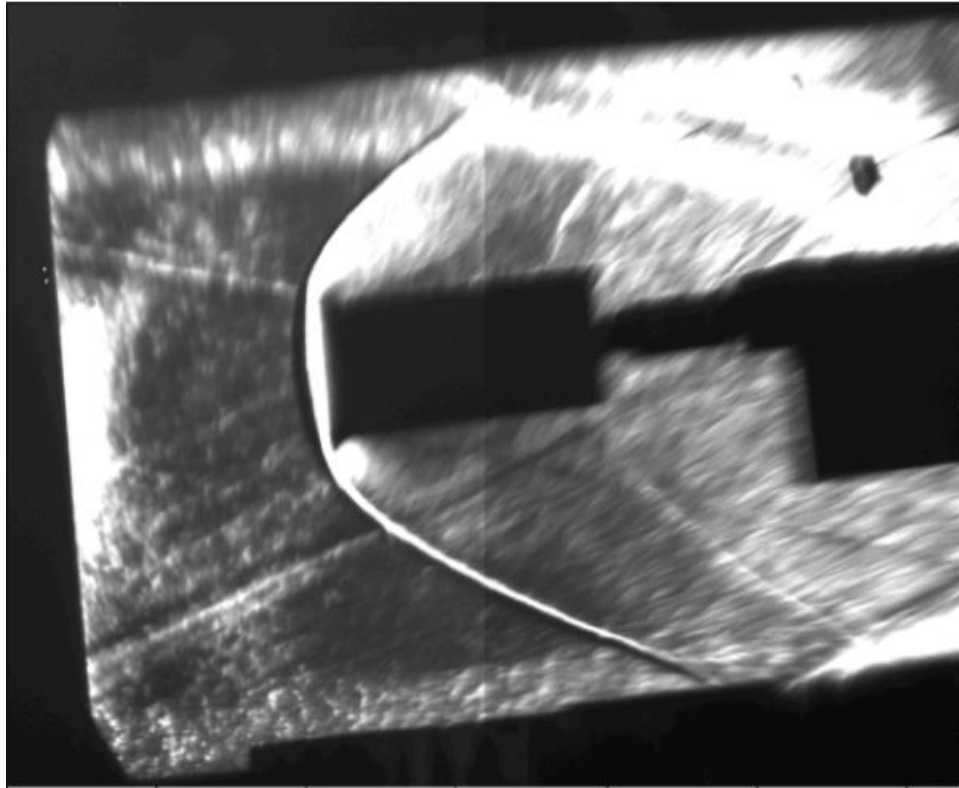
Σε αντίθεση με τη ροή γύρω από ένα διαστημόπλοιο κατά την απογείωση του σε υπερηχητικές ροές, η ροή γύρω από ένα όχημα κατά μήκος της τροχιάς επανεισόδου εντός της ατμόσφαιρας διαφέρει με διάφορους τρόπους. Το σώμα του οχήματος και η τροχιά του είναι έτσι σχεδιασμένα ώστε το όχημα να επιβραδύνει εντός της ατμόσφαιρας από μία πολύ υψηλή ταχύτητα σε πολύ χαμηλές προκειμένου να προσγειωθεί στην επιφάνεια του πλανήτη. Αυτή η επιβράδυνση παράγεται καθαρά από αεροδυναμικά φαινόμενα με τη βοήθεια ενός οχήματος στρόγγυλου σχήματος, με μεγάλες γωνίες προσβολής και μίας συγκεκριμένης τροχιάς. Στο εμπρόσθιο

κομμάτι του οχήματος αναπτύσσεται ένα ισχυρό αποκολλημένο κρουστικό κύμα ή αλλιώς "bow shock wave" το οποίο συμπιέζει την ροή με τη ροή αυτή να επιτρέπει στο όχημα να επιβραδύνει. [9]

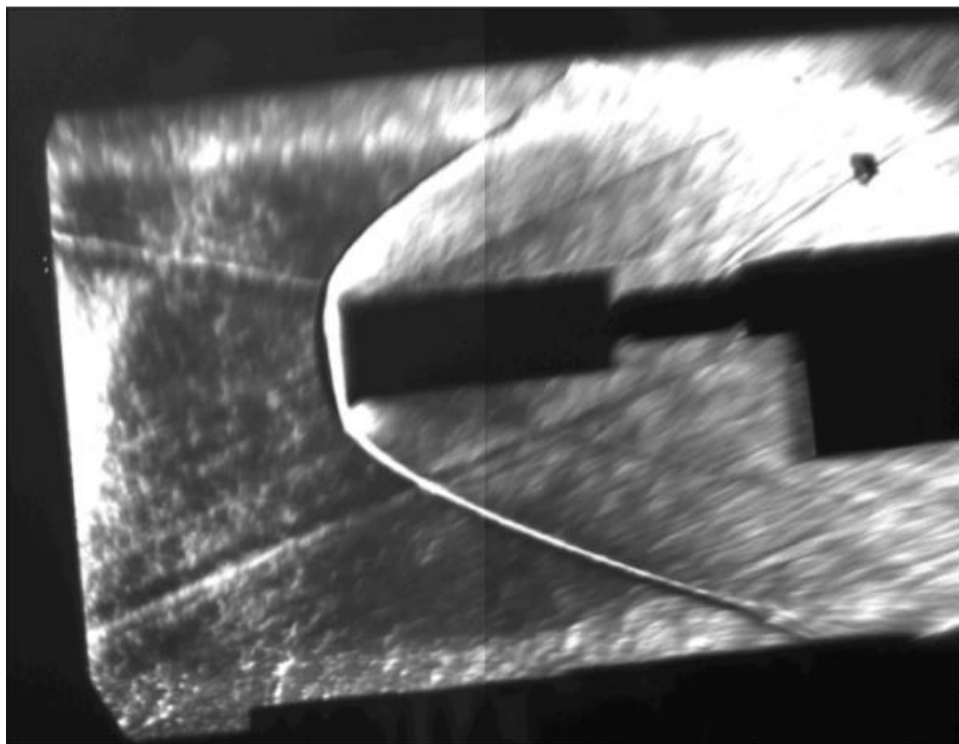
Το φαινόμενο του αποκολλημένου κρουστικού κύματος παρατηρήθηκε στην ίδια έρευνα που παρατέθηκε παραπάνω [10] όταν αντί για την οξεία γωνία που σχηματίζει η ακμή του πυραύλου, το μοντέλο είχε το σχήμα ενός κυλίνδρου. Η προσήνεμη πλευρά είχε πολύ μεγαλύτερη επιφάνεια (βλέπε Σχήμα 1.6) και με τη μέθοδο "Schlieren" απεικονίστηκε ένα "bow shock wave". Παράλληλα όσο μειωνόταν η επιφάνεια της προσήνεμης πλευράς, με τη μείωση της ακτίνας του κυλίνδρου, τόσο πιο κοντά στο όχημα παρατηρούνταν το κρουστικό κύμα (βλέπε Σχήμα 1.7 και Σχήμα 1.8).



Σχήμα 1.6: Εικόνα "Schlieren" για κύλινδρο διαμέτρου 3,8 εκατοστών



Σχήμα 1.7: Εικόνα "Schlieren" για κύλινδρο διαμέτρου 3,2 εκατοστών



Σχήμα 1.8: Εικόνα "Schlieren" για κύλινδρο διαμέτρου 2,5 εκατοστών

Παρόλο που δεν θα γίνει χρήση της μεθόδου "Schlieren" στην παρούσα εργασία, θα πρέπει, εφόσον η μοντελοποίηση και η επίλυση του προβλήματος είναι σωστή, να παρατηρήσουμε την ίδια μορφοποίηση των κρουστικών κυμάτων επάνω στα μοντέλα. Η επίλυση θα γίνει με τη χρήση υπολογιστικής ρευστομηχανικής μέσω του λογισμικού "ANSYS" και τα φαινόμενα αυτά θα πρέπει να παρατηρηθούν μέσω των διαταραχών που θα προκληθούν σε όλα τα μετρούμενα μεγέθη όπως η πυκνότητα και η θερμοκρασία.Κεφάλαιο 2: Μεθοδολογία επίλυσης προβλημάτων υπολογιστικής ρευστομηχανικής (CFD)

Κεφάλαιο 2: Μεθοδολογία επίλυσης προβλημάτων υπολογιστικής ρευστομηχανικής (CFD)

2.1 Εισαγωγή στη μέθοδο

Όπως είναι γνωστό οι εξισώσεις “Navier-Stokes” στη γενική τους μορφή δεν έχουν αναλυτική λύση, στην πραγματικότητα μόνο κάποιες πολύ εξειδικευμένες περιπτώσεις τους επιδέχονται αναλυτική λύση. Έτσι, για την επίλυσή τους έχουν αναπτυχθεί προσεγγιστικές αριθμητικές μέθοδοι που βασίζονται σε αλγόριθμους αριθμητικής ανάλυσης. Το σύνολο των τεχνικών και των αλγορίθμων που χρησιμοποιούνται για την επίλυση των παραπάνω εξισώσεων συνιστούν στοιχεία υπολογιστικής ρευστομηχανικής.

Αντικείμενο της υπολογιστικής ρευστομηχανικής “CFD” είναι η ανάλυση συστημάτων που περιλαμβάνουν ροή ρευστού και μεταφορά θερμότητας με ή χωρίς χημικές αντιδράσεις με χρήση Η/Υ. Για να εξαχθεί μια προσεγγιστική λύση αριθμητικά πρέπει να χρησιμοποιηθεί μια μέθοδος διακριτοποίησης, η οποία να προσεγγίζει τις διαφορικές εξισώσεις με ένα σύστημα γραμμικών αλγεβρικών εξισώσεων το οποίο μπορεί να επιλυθεί σε υπολογιστή. Οι προσεγγίσεις αυτές εφαρμόζονται σε μικρές περιοχές στο χώρο ή στο χρόνο και έτσι η αριθμητική λύση δίνει αποτελέσματα σε διακριτά σημεία στο χώρο και το χρόνο. Η ακρίβεια της αριθμητικής λύσης εξαρτάται από την ποιότητα της διακριτοποίησης που χρησιμοποιείται. Μία πρώτη κατάταξη των κωδικών υπολογιστικής ρευστομηχανικής γίνεται με βάση το είδος των διαφορικών εξισώσεων που επιλύουν σε α) ελλειπτικές, β) παραβολικές και γ) υπερβολικές. Με αντίστοιχο τρόπο και ανάλογα με το είδος των εξισώσεων που τα περιγράφει χαρακτηρίζονται και τα πεδία ροής. Η φυσική ερμηνεία της παραπάνω κατηγοριοποίησης είναι η ακόλουθη. Στα πεδία ελλειπτικού τύπου η πληροφορία κινείται προς όλες τις κατευθύνσεις. Έτσι τα ελλειπτικά πεδία σχετίζονται με τις ανακυκλοφορίες. Στα παραβολικά πεδία η πληροφορία κινείται προς μία μόνο κατεύθυνση. Είναι δηλαδή πεδία στα οποία υπάρχει κύρια κατεύθυνση ροής. Λέγονται και πεδία οριακού στρώματος επειδή το οριακό στρώμα είναι χαρακτηριστικό παραβολικό πεδίο. Τέλος, στα υπερβολικά πεδία η πληροφορία κινείται πάνω σε μια χαρακτηριστική γραμμή. Είναι πεδία που έχουν να κάνουν με υπερηχητική ροή. Τα πεδία αυτά διαφέρουν και σε ό,τι αφορά τις μεθόδους επίλυσης. Τα ελλειπτικά πεδία είναι κλειστά πεδία. Η επίλυσή τους εξαρτάται από τις οριακές συνθήκες και το πεδίο πρέπει να επιλύεται ολόκληρο σε κάθε επανάληψη. Τα παραβολικά πεδία είναι ανοιχτά πεδία και η επίλυσή τους εξαρτάται από τις αρχικές συνθήκες, μπορούν δε να επιλυθούν με ένα σχήμα βηματικό. Γι’ αυτό και η αντιμετώπισή τους είναι πολύ πιο εύκολη από τα ελλειπτικά και η επίλυσή τους πολύ πιο γρήγορη. Όμως, οι κώδικες που επιλύουν παραβολικά μόνο προβλήματα είναι περιορισμένοι σε αυτά ενώ οι κώδικες που επιλύουν ελλειπτικά προβλήματα μπορούν χωρίς πρόβλημα να χρησιμοποιηθούν και για επίλυση παραβολικών πεδίων. [11]

Στο κεφάλαιο αυτό ακολουθεί μια σύντομη παρουσίαση του τρόπου με τον οποίο λειτουργεί ένας κώδικας τύπου “CFD” (“Computational Fluid Dynamics”). Οι συνήθεις κώδικες είναι γραμμένοι σε γλώσσα προγραμματισμού είτε “Fortran” είτε “C”. Η διαδικασία προσομοίωσης ενός ρευστομηχανικού προβλήματος απαρτίζεται από τρία στάδια τα οποία είναι τα παρακάτω:

- Προεπεξεργασία του προβλήματος (“PRE-PROCESSING”)
- Επίλυση (“SOLVER”)
- Μετεπεξεργασία του προβλήματος (“POST-PROCESSING”)

2.1.1 Προεπεξεργασία (“Pre-Processing”)

Η προεπεξεργασία του προβλήματος αναφέρεται στην εισαγωγή και την επεξεργασία του προβλήματος με απώτερο σκοπό να γίνει αυτή συμβατή με τον τρόπο λειτουργίας του επιλυτή. Για να λυθεί ένα πρόβλημα διαφορικών εξισώσεων θα πρέπει, μεταξύ άλλων, να καθοριστεί η γεωμετρία στην οποία αναζητείται η λύση του καθώς και οι αρχικές και συνοριακές συνθήκες. Ειδικότερα, για να ληφθεί μια προσεγγιστική αριθμητική λύση σε ένα τέτοιου είδους πρόβλημα θα πρέπει να καθοριστούν μικρά διαμερίσματα στο χώρο στα οποία να εφαρμόζονται οι διακριτοποιημένες διαφορικές εξισώσεις. Ουσιαστικά απαιτείται ο καθορισμός πλέγματος στο οποίο να δίνονται με σαφήνεια οι παραπάνω πληροφορίες, ο τοπολογικός και ποιοτικός ορισμός των γεωμετρικών ορίων, που εκτός από την γεωμετρία περιγράφουν και την συμπεριφορά του περικλείοντος ρευστού άρα και των μαθηματικών σχέσεων περιγραφής αυτών. Όλες αυτές οι διαδικασίες ακολουθούν την παρακάτω αλληλουχία:

1. Πλήρης καθορισμός της περιοχής, η οποία εμφανίζει ενδιαφέρον επίλυσης, και ορισμός της γεωμετρίας.
2. Δημιουργία του ανάλογου πλέγματος προσομοίωσης της ροής, που αποτελείται από συγκεκριμένο αριθμό όγκων ελέγχου και διακριτοποίηση του χώρου ροής. Πρόκειται δηλαδή για τη διαίρεση της περιοχής που ορίστηκε παραπάνω σε πλήθος όγκων ελέγχου.
3. Επιλογή των φυσικών και χημικών φαινομένων που απαιτούν μοντελοποίηση.
4. Επιλογή των φυσικών χαρακτηριστικών της ροής. Καθορισμός του είδους των οριακών συνθηκών του ρευστομηχανικού προβλήματος (τοιχώματος, εισόδου-εξόδου ρευστού, ταύτισης επιφανειών κ.α.)

2.1.2 Επίλυση (“Solver”)

Στον επιλυτή οι μερικές διαφορικές εξισώσεις διακριτοποιούνται και μετατρέπονται σε σύστημα αλγεβρικών εξισώσεων και μετέπειτα επιλύεται το σύστημα αυτό των αλγεβρικών εξισώσεων. Το μαθηματικό μοντέλο που επιλύεται μπορεί να αφορά κάθε είδους ροή, ιξώδη ή μη-ιξώδη, συμπιεστή ή ασυμπιεστή, στρωτή ή τυρβώδη, μόνιμη ή μη-μόνιμη. Υπάρχουν τέσσερις βασικές μέθοδοι διακριτοποίησης των διαφορικών εξισώσεων:

1. η μέθοδος των πεπερασμένων διαφορών (“FD”)
2. η μέθοδος των πεπερασμένων στοιχείων (“FE”)
3. η φασματική μέθοδος και
4. η μέθοδος των πεπερασμένων όγκων (“FV”).

Υπάρχουν πολλά σχήματα προσέγγισης των μεταβλητών τα οποία διαφέρουν μεταξύ τους ως προς την ακρίβεια, την ευστάθεια στους υπολογισμούς και το υπολογιστικό κόστος.

Στο σημείο αυτό αξίζει να επισημανθεί ότι το υπολογιστικό πακέτο που επιλέχθηκε για τη μελέτη, σαν καταλληλότερη μέθοδος για την αριθμητική επίλυση του προβλήματος, χρησιμοποιεί τη μέθοδο των πεπερασμένων όγκων. Η μέθοδος των πεπερασμένων όγκων βασίζεται στην τεχνική του όγκου ή όγκων ελέγχου (σχήμα 3.1) προκειμένου να μετατραπούν οι διαφορικές εξισώσεις σε αλγεβρικές, οι οποίες μπορούν να επιλυθούν εν συνεχεία αριθμητικά. Η μέθοδος του όγκου ελέγχου συνίσταται στο ότι, ολοκληρώνοντας τις κύριες εξισώσεις επί του όγκου ελέγχου, αποδίδει διακριτοποιημένες εξισώσεις που μπορούν να διατηρήσουν την κάθε ποσότητα επί της βάσεως του όγκου ελέγχου.

Η διακριτοποίηση των εξισώσεων που διέπουν τη ροή (governing equations) μπορεί να επεξηγηθεί πιο εύκολα θεωρώντας την εξίσωση της διατήρησης για την μεταφορά ενός βαθμωτού μεγέθους, Φ , σε μόνιμη ροή ("steady state"). Το φαινόμενο αυτό περιγράφεται από την παρακάτω εξίσωση που γράφεται σε ολοκληρωτική μορφή για έναν αυθαίρετα οριζόμενο όγκο ελέγχου, V .

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho \Phi dV + \int_A \rho \Phi \vec{v} d\vec{A} = \int_A \Gamma_\Phi \nabla \Phi dA + \int_V S_\Phi dV \quad (2.1)$$

Όπου:

ρ : πυκνότητα

\vec{v} : διάνυσμα της ταχύτητας ($u\hat{i} + v\hat{j}$ για 2D)

\vec{A} : διάνυσμα της επιφάνειας

Γ_Φ : συντελεστής διάχυσης για τη Φ

S_Φ : πηγή Φ ανά μονάδα όγκου

Κάθε εξίσωση μεταφοράς διακριτοποιείται σε μια αντίστοιχη αλγεβρική. Οι παράμετροι της ροής (αποθηκευμένες στα κέντρα των κελιών) πρέπει να παρεμβληθούν στις πλευρές των πεπερασμένων όγκων. Το πρόγραμμα προσφέρει έναν αριθμό από σχήματα παρεμβολής ανάλογα με το είδος της ροής και τον τύπο του πλέγματος. Οι αλγεβρικές εξισώσεις που λαμβάνονται καλούνται εξισώσεις πεπερασμένων διαφορών διότι η βασική φιλοσοφία της μεθόδου είναι η αντικατάσταση σε κάθε σημείο του αριθμητικού πλέγματος, των διαφορικών τελεστών που εμφανίζονται στη διαφορική εξίσωση με αλγεβρικούς, υπολογιζόμενους από τις διαφορές των τιμών της συνάρτησης στον κόμβο με τις τιμές της στους γειτονικούς κόμβους του πλέγματος. Η επίλυση του συστήματος γίνεται με επαναληπτική μέθοδο σύμφωνα με την οποία αρχίζοντας από συγκεκριμένες αρχικές τιμές που προδιαγράφουν το ροϊκό πεδίο προχωρούν στην επίλυση του ή, όπως λέγεται, στην σύγκλιση του προβλήματος έχοντας ως κριτήριο σύγκλισης έναν προεπιλεγμένο από τον χρήστη πολύ μικρό αριθμό, το σφάλμα. Όταν οι τιμές των χαρακτηριστικών της ροής γίνουν πιο μικρές από το σφάλμα, τότε θεωρείται ότι η λύση έχει συγκλίνει ή ότι το ροϊκό πεδίο είναι το προσδοκώμενο.

2.1.3 Μετεπεξεργασία ("Post-Processing")

Στο στάδιο αυτό που είναι και το τελευταίο ο μηχανικός επιδιώκει να δώσει μια χαρακτηριστική εικόνα του ροϊκού πεδίου το οποίο έχει επιλυθεί από τον κώδικα με έναν τέτοιο τρόπο ώστε να γίνονται διακριτά τα διάφορα εξελισσόμενα ροϊκά φαινόμενα. Η οπτικοποίηση των τιμών των αποτελεσμάτων του επιλυτή συνήθως παρουσιάζεται με:

1. Διανύσματα των ταχυτήτων του ροϊκού πεδίου
2. Γραμμές ίσων τιμών και κατανομών τιμών ταχυτήτων, πιέσεων, θερμοκρασιών κτλ.
3. Τροχιές σωματιδίων που βρίσκονται εντός της ροής
4. Διαγράμματα γραφικών παραστάσεων μεταβλητών.

2.2 Μοντελοποίηση της τύρβης

2.2.1 Αρχές Τύρβης

Όλα τα πεδία στη φύση είναι χρονικά μεταβαλλόμενα σε ορισμένα από αυτά όμως οι ταχύτητες του ρευστού μεταβάλλονται με το χρόνο γύρω από μια μέση χρονική τιμή ταχύτητας με διακυμάνσεις που είναι τόσο μικρές, σχετικά με τη μέση τιμή της ταχύτητας του ρευστού, ώστε το πεδίο ταχυτήτων μπορεί να θεωρηθεί ως χρονικά αμετάβλητο. Στα πεδία αυτά οι χρονικές παράγωγοι των διαφορικών εξισώσεων μπορούν να θεωρηθούν αμελητέες. Στη περίπτωση αυτή πρόκειται για στρωτά πεδία ροής. Στα περισσότερα όμως πεδία ροής οι διακυμάνσεις αυτές αποτελούν σημαντικό ποσοστό της μέσης τιμής της ταχύτητας. Τα πεδία αυτά ονομάζονται τυρβώδη και αυτά θα απασχολήσουν τη δεδομένη μελέτη.

Στο σημείο αυτό να επισημανθεί ότι η διάκριση μιας ροής ως στρωτής ή τυρβώδους καθορίζεται από τον αδιάστατο αριθμό "Reynolds", ο οποίος εξαρτάται άμεσα από την ταχύτητα του ρευστού. Εάν η τιμή του αριθμού αυτού είναι πάνω από μία κρίσιμη τιμή, τότε το πεδίο χαρακτηρίζεται ως τυρβώδες. Ο χαρακτηρισμός τυρβώδες προσδιορίζει δηλαδή ένα πεδίο ροής που είναι χρονικά μεταβαλλόμενο και εμπεριέχει όλες τις κλίμακες μηκών από τις πιο μεγάλες μέχρι τις πιο μικρές (κλίμακα "Kolmogorov"), και κλίμακες χρόνου από τις πιο μεγάλες (μακροκλίμακες) μέχρι τις πιο μικρές μικροκλίμακες, που καθορίζονται από τον ρυθμό καταστροφής της τυρβώδους κινητικής ενέργειας στην κλίμακα μήκους "Kolmogorov". Οι μικροδίνες που υπάρχουν μέσα σε ένα πεδίο ροής μπορεί να έχουν συχνότητες της τάξης των 1000Hz, άρα η τυπική κλίμακα χρόνου για τις μικροδίνες είναι $t=0,001\text{sec}$. Ο μηχανικός όμως δεν ενδιαφέρεται για μεταβολές των χαρακτηριστικών της ροής u, p, t σε διάρκεια 0,001 αλλά σε πολλαπλάσια κλίμακα χρόνου. Για το λόγο αυτό η τυρβώδης ροή μελετάται με στατιστικές μεθόδους καθώς δεν ενδιαφέρουν οι στιγμιαίες αλλά οι μέσες τιμές των διάφορων μεταβλητών.

2.2.2 Τάσεις Reynolds

Γενικά, οι τυχαίες διαταραχές που εμφανίζονται στα τυρβώδη πεδία ροής προκαλούν, σε συνδυασμό με τη βασική ροή, ένα εξαιρετικά περίπλοκο φαινόμενο, το οποίο δεν δύναται να επιλυθεί αναλυτικά με κάποιο μαθηματικό τρόπο. Κατά μία έννοια, η επίδραση της τυρβώδους ροής μέσα στο οριακό στρώμα ισοδυναμεί με αύξηση της συνεκτικότητας του ρευστού αν επρόκειτο για στρωτή ροή.

Η λεπτομερής συμπεριφορά της τύρβης δεν δύναται να υπολογιστεί, ακόμα και αν υπήρχε η δυνατότητα αναλυτικής επίλυσης των εξισώσεων "Navier-Stokes", αφού η τύρβη δεν μπορεί να προβλεφθεί. Έστω και μία μικρή διαταραχή να εισαχθεί στο πεδίο ροής, η επίδραση της είναι τυχαία και εν τέλει θα έχει κάποια επίδραση στο πεδίο, η οποία είναι αδύνατον να προβλεφθεί. Αυτό οδηγεί στη χρησιμοποίηση των μοντέλων τύρβης. Δεν ενδιαφέρουν, επομένως, τα ακριβή μεγέθη της ροής, τα οποία είναι απρόβλεπτα, αλλά τα μέσα χρονικά μεγέθη, τα οποία δεν επηρεάζονται άμεσα.

Για να ληφθούν οι μέσες χρονικά εξισώσεις "Navier Stokes" και η μέση χρονικά εξίσωση διατήρησης μάζας θεωρείται πως κάθε χρονικά μεταβαλλόμενο μέγεθος που υπάρχει σε αυτές γράφεται ως το άθροισμα της μέσης τιμής και της διαταραχής του. Μαθηματικά η στιγμιαία ταχύτητα μπορεί να περιγραφεί ως:

$$u = U + u' \quad (2.2)$$

Όπου U είναι η μέση τιμή της ταχύτητας και u' η ταλαντευόμενη συνιστώσα. Το ίδιο ισχύει και για τα υπόλοιπα βαθμωτά μεγέθη. Κάνοντας μια απλή αντικατάσταση στις εξισώσεις ορμής λαμβάνονται οι μέσες χρονικά εξισώσεις Navier Stokes για τις τρεις συνιστώσες της ταχύτητας:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \text{div}(U\vec{U}) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \text{div}(\text{grad}U) + \left(-\frac{\partial \overline{u'u'}}{\partial x} - \frac{\partial \overline{u'v'}}{\partial y} - \frac{\partial \overline{u'w'}}{\partial z} \right) \quad (2.3)$$

$$\frac{\partial V}{\partial t} + \text{div}(V\vec{U}) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \text{div}(\text{grad}V) + \left(-\frac{\partial \overline{v'u'}}{\partial x} - \frac{\partial \overline{v'v'}}{\partial y} - \frac{\partial \overline{v'w'}}{\partial w} \right) \quad (2.4)$$

$$\frac{\partial W}{\partial t} + \text{div}(W\vec{U}) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial w} + \text{div}(\text{grad}W) + \left(-\frac{\partial \overline{w'u'}}{\partial x} - \frac{\partial \overline{w'v'}}{\partial y} - \frac{\partial \overline{w'w'}}{\partial w} \right) \quad (2.5)$$

Οι νέες αυτές εξισώσεις, που φέρουν τις μέσες τιμές των μεταβλητών, ονομάζονται εξισώσεις Reynolds ή εξισώσεις RANS (*Reynolds Averaged Navier Stokes*). Διαπιστώνεται ότι μέσα στις εξισώσεις αυτές υπάρχει ο όρος της $\overline{\rho u' u'}$ μορφής ο οποίος ονομάζεται τάση Reynolds και αποτελείται στην ουσία από εννέα όρους, είναι δηλαδή ένας ταυστής. Οι όροι αυτοί που αποτελούν επιπλέον τάσεις χωρίζονται σε ορθές και διατμητικές τάσεις.

$$\overline{u'^2_x} \quad \overline{u'_x u'_y} \quad \overline{u'_x u'_w} \quad (2.6)$$

$$\overline{u'_y u'_x} \quad \overline{u'^2_y} \quad \overline{u'_y u'_w} \quad (2.7)$$

$$\overline{u'_w u'_x} \quad \overline{u'_w u'_y} \quad \overline{u'^2_w} \quad (2.8)$$

Ορθές τάσεις:

$$\tau_{xx} = -\rho \overline{u'^2_x} \quad (2.9)$$

$$\tau_{yy} = -\rho \overline{u'^2_y} \quad (2.10)$$

$$\tau_{ww} = -\rho \overline{u'^2_w} \quad (2.11)$$

Διατμητικές τάσεις:

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} = -\rho \overline{u'_x u'_y} \quad (2.12)$$

$$\tau_{xw} = \tau_{wx} = -\rho \overline{u'_x u'_w} \quad (2.13)$$

$$\tau_{yw} = \tau_{wy} = -\rho \overline{u'_y u'_w} \quad (2.14)$$

Όλοι οι όροι των μέσων χρονικά "Navier Stokes" εξισώσεων ουσιαστικά εκφράζουν τους ρυθμούς μεταφοράς ορμής μέσω της τύρβης, όπως οι συνεκτικοί όροι των εξισώσεων εκφράζουν τη μεταφορά ορμής μέσω της μοριακής κίνησης. Το ζητούμενο είναι η μοντελοποίηση των τάσεων "Reynolds".

Ο "Boussinesq" πρότεινε την εισαγωγή ενός νέου μεγέθους, της τυρβώδους συνεκτικότητας μ_t ("eddy viscosity"), το οποίο, όπως ο συντελεστής συνεκτικότητας μ σε στρωτή ροή συσχετίζει τον ταυυστή των τάσεων με τον ταυυστή παραμορφώσεως, θα συσχετίζει μία τάση "Reynolds" με εκείνο το ρυθμό παραμόρφωσης, που θα προκαλούσε η ίδια τάση αν είχαμε στρωτή ροή. Δεν πρέπει όμως να παραληφθεί ότι ο συντελεστής τυρβώδους συνεκτικότητας μ_t είναι παράμετρος του πεδίου ροής, ενώ ο συντελεστής συνεκτικότητας μ , είναι ιδιότητα του ρευστού και ανεξάρτητος του πεδίου ροής. Η μοντελοποίηση των τάσεων "Reynolds" γίνεται:

$$\tau_{ij} = -\overline{\rho u'_i u'_j} = \mu_t \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (2.15)$$

Όπου, k η μέση τυρβώδης κινητική ενέργεια και δ_{ij} το δέλτα του "Kronecker".

Οι τάσεις αυτές στην τυρβώδη ροή υπερσχύουν αυτών λόγω ιξώδους, δηλαδή $\tau_{ij} \gg \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} \right)$

Έχουν αναπτυχθεί πολλά μοντέλα τύρβης με βάση την παραδοχή του Boussinesq, τα οποία μοντελοποιούν διαφορετικά το καθένα τον συγκεκριμένο συντελεστή και έχει το καθένα πλεονεκτήματα και μειονεκτήματα, σε σχέση πάντα με το είδος της ροής η οποία αναλύεται.

2.3 Ανάλυση Μοντέλων Τύρβης

Για την επίλυση του προβλήματος του χρονικά μεταβαλλόμενου χαρακτήρα των εξισώσεων "Navier-Stokes", που οφείλεται στην τύρβη της ροής, εμφανίστηκαν με τη χρονική ολοκλήρωση οι άγνωστες τάσεις "Reynolds". Οι άγνωστοι πλέον έχουν αυξηθεί κατά έξι και υπάρχει ένα σύνολο δέκα αγνώστων (ταχύτητες στις τρεις διευθύνσεις, πίεση και έξι τάσεις Reynolds) ενώ οι εξισώσεις παρέμειναν τέσσερις. Εδώ βρίσκεται το πρόβλημα του αιώνα για τη Μηχανική των Ρευστών, δηλαδή στο να αναπτύξει κανείς μια θεωρία επί της τύρβης. Ανάλογα λοιπόν με το βαθμό κλεισίματος που αποφασίζει κανείς να κάνει σχετικά με τον υπολογισμό των τάσεων Reynolds, προκύπτουν και τα διάφορα μαθηματικά μοντέλα. Ανάλογα λοιπόν με τη τεχνική της μοντελοποίησης παρατηρούνται οι εξής μέθοδοι:

- Μοντελοποίηση Τάσεων Reynolds
 1. Μοντέλο μηδενικής τάξης (μοντέλο μήκους μίξης)
 2. Μοντέλο μίας εξίσωσης
 3. Μοντέλο δύο εξισώσεων

- Υπολογισμός Τάσεων Reynolds
 1. Αλγεβρικά μοντέλα τάσεων: Χρησιμοποιούν μια απλοποιημένη αλγεβρική «φόρμα» των εξισώσεων μεταφοράς για να περιγράψουν τις τάσεις Reynolds.

2. Μοντέλα τάσεων Reynolds: Χρησιμοποιούν την πλήρη μορφή των εξισώσεων μεταφοράς για τις τάσεις Reynolds.
- Προσομοίωση μεγάλων δινών ("Large Eddy Simulation LES"): Ένα απλό μοντέλο τύρβης εφαρμόζεται για την ερμηνεία των μικρών στροβίλων και δινών που δεν μπορούν να μοντελοποιηθούν λόγω της «αραιής χωρικής ανάλυσης» (spatial resolution) του αριθμητικού μοντέλου.
 - Απευθείας προσομοίωση ("Direct Numerical Simulation DNS"). [12]

Τα μοντέλα που επιλέχθηκαν για την μοντελοποίηση της τύρβης ανήκουν στα μοντέλα δύο εξισώσεων. Είναι το ευρέως χρησιμοποιημένο μοντέλο "Spalart-Allmaras" και το μοντέλο "SST k-omega" ("Shear Stress Transport"). Τα μοντέλα τύρβης δύο εξισώσεων βασίζονται στην υπόθεση του "Boussinesq" που αναφέρθηκαν στο προηγούμενο κεφάλαιο, αντιμετωπίζουν δηλαδή τους επιπρόσθετους όρους σαν επιπρόσθετες «τάσεις ιξώδους» (viscous stresses) που παράγονται από την τύρβη της ροής, εξ 'ου και το όνομα τάσεις "Reynolds". Ο αριθμός των εξισώσεων δηλώνει τον αριθμό των επιπλέον διαφορικών εξισώσεων που επιλύονται. Ένα μειονέκτημα τους ωστόσο είναι ότι αποδίδουν την «ισότροπη τύρβη», η οποία είναι η τύρβη που είναι σταθερή σε όλες τις διευθύνσεις ενώ στην πραγματικότητα η τύρβη θεωρείται «ανισότροπη».

Πριν παρατεθεί η περαιτέρω ανάλυση των μοντέλων, καλό είναι να δοθεί ένας ορισμός της τυρβώδους κινητικής ενέργειας. Ορίζεται η τυπική απόκλιση της διακύμανσης της ταχύτητας $\frac{1}{2} \overline{V'^2}$

Η συνολική κινητική ενέργεια είναι:

$$\varepsilon_k = \frac{1}{2} \overline{V'^2} = \frac{1}{2} \overline{(\overline{V} + V')^2} = \frac{1}{2} \overline{(\overline{V}^2 + 2\overline{V}V' + V'^2)} = \frac{1}{2} (\overline{V}^2 + \overline{V'^2}) \quad (2.16)$$

$$\varepsilon_k = MKE + k \quad (2.17)$$

Όπου:

MKE: κινητική ενέργεια της μέσης ροής

k: κινητική ενέργεια της τύρβης

Παραγωγή της τύρβης σημαίνει μετατροπή της ενέργειας της μέσης ροής σε τυρβώδη κινητική ενέργεια, η οποία με τη δράση του ιξώδους μετατρέπεται σε θερμότητα. Η μεταφορά της ενέργειας από τη μέση ροή στην τύρβη γίνεται από τους μεγαλύτερους στροβίλους (δίνες) προς τους μικρότερους ("turbulence cascade") και από τους μικρότερους δυνατούς μετατρέπεται σε θερμότητα υπό την επίδραση του ιξώδους. Ποτέ η μέση ροή δεν ανακτά ενέργεια από την τύρβη. Ακολουθεί η ανάλυση των μοντέλων που αναφέρθηκαν.

2.3.1 SST

Το μοντέλο αυτό, σύμφωνα με το εγχειρίδιο του "ANSYS" [13], συνδυάζει τα καλύτερα στοιχεία των μοντέλων δύο εξισώσεων, k-ε και k-ω. Κάνει χρήση του μοντέλου k-ω στο εσωτερικό μέρος του οριακού στρώματος που έχει ως αποτέλεσμα την απευθείας χρησιμοποίηση του μέχρι το τοίχωμα της ροής, κάτω από το ιξώδες υπόστρωμα. Ως εκ τούτου το μοντέλο "SST" μπορεί να χρησιμοποιηθεί ως "Low-Re" μοντέλο ιξώδους δίχως επιπρόσθετες εξισώσεις. Επίσης μετατρέπεται σε μοντέλο k-ε στη περιοχή της ελεύθερης ροής με συνέπεια να αποφεύγεται το σύνηθες πρόβλημα των k-ω μοντέλων που είναι πολύ ευαίσθητα στις τυρβώδεις ιδιότητες της ελεύθερης ροής στην είσοδο. Επιπλέον, έχει πολύ καλύτερη συμπεριφορά σε ροές που περιλαμβάνουν μεγάλες αρνητικές κλίσης πίεσης και αποκολλήσεις. Ωστόσο, το μοντέλο "SST" παράγει λίγο μεγαλύτερα επίπεδα τύρβης σε περιοχές όπου δρουν ισχυρές οριζόντιες δυνάμεις, όπως τα σημεία ανακοπής και τα μέρη όπου υπάρχει ισχυρή επιτάχυνση της ροής. Τα μοντέλα k-ω χρησιμοποιούν δύο εξισώσεις για την περιγραφή της τύρβης. Η πρώτη μεταβλητή που μετατρέπεται στα μοντέλα αυτά, είναι η κινητική ενέργεια της τύρβης k. Η δεύτερη μεταβλητή είναι ο ειδικός ρυθμός απορρόφησης της τύρβης, ω. Η τελευταία, είναι η μεταβλητή που προσδιορίζει το μέγεθος της τύρβης.

Οι δύο εξισώσεις που χαρακτηρίζουν το μοντέλο, δίνονται παρακάτω (σε συντηρητική μορφή):

Ειδικός ρυθμός απορρόφησης ω:

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + U_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = aS^2 - \beta\omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(v + \sigma_\omega v_T) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1)\sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \quad (2.18)$$

Κινητική ενέργεια τύρβης k:

$$\frac{\partial k}{\partial t} + U_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = P_k - \beta^* k\omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(v + \sigma_k v_T) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (2.19)$$

Το κινηματικό ιξώδες υπολογίζεται από την εξίσωση:

$$v_T = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, SF_2)} \quad (2.20)$$

Βοηθητικές συναρτήσεις:

$$F_1 = \tan h \left\{ \left\{ \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500v}{y^2 \omega} \right), \frac{4\sigma_{\omega 2} k}{CD_{k\omega} y^2} \right] \right\}^4 \right\} \quad (2.21)$$

$$F_2 = \tan h \left[\left[\max \left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500v}{y^2 \omega} \right) \right]^2 \right] \quad (2.22)$$

$$P_k = \min \left(\tau_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j}, 10\beta^* k\omega \right) \quad (2.23)$$

$$CD_{k\omega} = \max \left(2\rho\sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i}, 10^{-10} \right) \quad (2.24)$$

$$\varphi = \varphi_1 F_1 + \varphi_2 (1 - F_1) \quad (2.25)$$

Συντελεστές κλεισίματος:

$$\alpha_1 = \frac{5}{9}, \alpha_2 = 0.44$$

$$\sigma_{\omega 1} = 0.5, \sigma_{\omega 2} = 0.856$$

$$\beta_1 = \frac{3}{40}, \beta_2 = 0.0828$$

$$\beta^* = \frac{9}{100}$$

$$\sigma_{k1} = 0.85, \sigma_{k2} = 1$$

2.3.2 Spalart-Allmaras

Το μοντέλο “Spalart-Allmaras”, σύμφωνα με το εγχειρίδιο του “ANSYS” [13], είναι ένα μοντέλο μίας εξίσωσης το οποίο επιλύει μοντελοποιημένη εξίσωση μεταφοράς για κινηματικό τυρβώδες ιξώδες. Το μοντέλο “Spalart-Allmaras” σχεδιάστηκε συγκεκριμένα για αεροδυναμικές εφαρμογές που περιλαμβάνουν οριοθετημένες ροές και έχει αποδειχθεί ότι δίνει καλά αποτελέσματα για οριακά στρώματα που υποβάλλονται σε δυσμενείς διακυμάνσεις πίεσης. Επίσης έχει αρχίσει να αποκτά δημοτικότητα σε εφαρμογές στροβιλομηχανών. Στην αρχική του μορφή, το μοντέλο “Spalart-Allmaras” είναι ουσιαστικά ένα μοντέλο χαμηλού αριθμού “Reynolds”, που απαιτεί η περιοχή που επηρεάζεται από το $y^+ \sim 1$ ιξώδες του οριακού στρώματος να διευθετείται σωστά (“meshes”).

Στο “ANSYS Fluent”, το μοντέλο “Spalart-Allmaras” έχει επεκταθεί σε μία μη ευαίσθητη επεξεργασία τοίχων που επιτρέπει στην εφαρμογή του μοντέλου να είναι ανεξάρτητη της y^+ ανάλυσης των περιοχών κοντά σε τοίχους. Η εξίσωση μετατρέπεται αυτόματα από μία εξίσωση ιξώδους υποστρώματος σε μία λογαριθμική εξίσωση βασισμένη στο y^+ . Στα ενδιάμεσα πλέγματα ($1 < y^+ < 30$), η εξίσωση διατηρεί την ακεραιότητα της και παρέχει σταθερή διατμητική τάση τοιχώματος και συντελεστές μεταφοράς θερμότητας. Καθώς η y^+ ευαισθησία αφαιρείται, θα πρέπει να διασφαλιστεί ότι το οριακό στρώμα επιλύεται με ελάχιστη ανάλυση στα 10 με 15 κελιά. Το μοντέλο “Spalart-Allmaras” αναπτύχθηκε για αεροδυναμικές ροές. Δεν βαθμονομείται για γενικές βιομηχανικές ροές και παράγει σχετικά μεγαλύτερα σφάλματα για ορισμένες ελεύθερες διατμητικές ροές, ιδιαίτερα σε επίπεδες και κυκλικές ροές τζετ. Επιπλέον, δεν μπορεί να βασιστεί στην πρόβλεψη της αποσύνθεσης των ομοιογενών, ιστροπικών τυρβών.

Η μεταφερόμενη μεταβλητή στο μοντέλο “Spalart-Allmaras”, $\tilde{\nu}$, είναι ταυτόσημη με το τυρβώδες κινηματικό ιξώδες εκτός από την περιοχή πλησίον τοίχου (επηρεασμένης από το ιξώδες). Η εξίσωση μεταφοράς για το τροποποιημένο τυρβώδες κινηματικό ιξώδες $\tilde{\nu}$ είναι

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \tilde{\nu}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \tilde{\nu} u_i) = G_{\tilde{\nu}} + \frac{1}{\sigma_{\tilde{\nu}}} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho \tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2} \rho \left(\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_{\tilde{\nu}} + S_{\tilde{\nu}} \quad (2.27)$$

Όπου ο όρος $G_{\tilde{\nu}}$ είναι η παραγωγή τυρβώδους ιξώδους και $Y_{\tilde{\nu}}$ είναι η καταστροφή του τυρβώδους ιξώδους που προκύπτει σε περιοχές κοντά σε τοιχώματα λόγω της παρεμπόδισης

από τοίχους και της ιξώδους απόσβεσης. $\sigma_{\tilde{v}}$ και C_{b2} είναι οι σταθερές και ν είναι το μοριακό κινηματικό ιξώδες. $S_{\tilde{v}}$ είναι ένας όρος προέλευσης που καθορίζεται από τον χρήστη.

Το τυρβώδες ιξώδες προκύπτει από την εξίσωση:

$$\mu_t = \rho \tilde{v} f_{v1} \quad (2.28)$$

Όπου η εξίσωση για την απόσβεση λόγω ιξώδους είναι:

$$f_{v1} = \frac{x^3}{x^3 + C_{v1}^3} \quad (2.29)$$

και

$$x \equiv \frac{\tilde{v}}{\nu} \quad (2.30)$$

Η παραγωγή του όρου G_v , μοντελοποιείται ως:

$$G_v = C_{b1} \rho \tilde{S} \tilde{v} \quad (2.31)$$

όπου

$$\tilde{S} \equiv S + \frac{\tilde{v}}{\kappa^2 d^2} f_{v2} \quad (2.32)$$

και

$$f_{v2} = 1 - \frac{x}{1 + x f_{v1}} \quad (2.33)$$

C_{b1} και κ είναι σταθερές, d είναι η απόσταση από τον τοίχο, και S είναι η βαθμιαία μέτρηση του τανυστή παραμόρφωσης. Από προεπιλογή στο ANSYS Fluent, όπως στο αρχικό μοντέλο που πρότειναν οι "Spalart" και "Allmaras", το μέγεθος S βασίζεται στο μέγεθος του στροβιλισμού:

$$S \equiv \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}} \quad (2.34)$$

όπου Ω_{ij} είναι η μέση τιμή του τανυστή περιστροφής και ορίζεται από:

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (2.35)$$

Η αιτιολόγηση της προεπιλεγμένης έκφρασης για το S είναι ότι, για τις ροές διατμήσεως, η στροβιλότητα και ο ρυθμός καταπόνησης είναι ίδιοι. Η στροβιλότητα έχει το πλεονέκτημα ότι είναι μηδενική σε περιοχές με αυξημένη ροή όπως γραμμές στασιμότητας, όπου η παραγωγή τύρβης λόγω του ρυθμού καταπόνησης μπορεί να είναι μη φυσική. Ωστόσο, υπάρχει μια εναλλακτική διατύπωση που ενσωματώθηκε στο "ANSYS Fluent".

Αυτή η τροποποίηση συνδυάζει τα μέτρα τόσο του στροβιλισμού όσο και των τανυστών τάσης στον ορισμό του S :

$$S \equiv |\Omega_{ij}| + C_{prod} \min(0, |S_{ij}| - |\Omega_{ij}|) \quad (2.36)$$

όπου

$$C_{prod} = 2.0, |\Omega_{ij}| \equiv \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}}, |S_{ij}| \equiv \sqrt{2S_{ij}S_{ij}} \quad (2.37)$$

με τον μέσο ρυθμό καταπόνησης, S_{ij} , να ορίζεται ως

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \quad (2.38)$$

Όταν συμπεριλαμβάνουμε τόσο τους τανυστές περιστροφής και όσο και της τάσης τότε μειώνεται η παραγωγή ιξώδους και συνεπώς μειώνεται το ίδιο το ιξώδες σε περιοχές όπου το μέτρο της στροβιλότητας υπερβαίνει εκείνο του ρυθμού καταπόνησης. Ένα τέτοιο παράδειγμα μπορεί να βρεθεί σε στροβιλίζουσες ροές, δηλαδή, ροή κοντά στον πυρήνα μιας δίνης που υποβλήθηκε σε καθαρή περιστροφή όπου είναι γνωστό ότι οι αναταράξεις καταστέλλονται. Συμπεριλαμβάνοντας τους τανυστές τόσο της περιστροφής όσο και της καταπόνησης με μεγαλύτερη ακρίβεια επιδρούμε στα αποτελέσματα που έχει η περιστροφή στην τύρβη. Η προεπιλεγμένη επιλογή (συμπεριλαμβανομένου μόνο του τανυστή περιστροφής) τείνει να υπερεκτιμά την παραγωγή ιξώδους και κατά συνέπεια υπερπροσδιορίζει το ίδιο το ιξώδες μέσα στις δίνες.

Ο καταστρεπτικός όρος μοντελοποιείται ως:

$$Y_v = C_{w1} \rho f_w \left(\frac{\tilde{v}}{d} \right)^2 \quad (2.39)$$

όπου

$$f_w = g \left[\frac{1 + C_{w3}^6}{g^6 + C_{w3}^6} \right]^{\frac{1}{6}} \quad (2.40)$$

$$g = r + C_{w2}(r^6 - r) \quad (2.41)$$

$$r \equiv \frac{\tilde{v}}{\tilde{S} \kappa^2 d^2} \quad (2.42)$$

Οι C_{w1} , C_{w2} και C_{w3} είναι σταθερές, και ο όρος \tilde{S} δίνεται από την εξίσωση ... Να σημειωθεί ότι η τροποποίηση που περιγράφεται παραπάνω προκειμένου να συμπεριληφθούν τα αποτελέσματα της μέσης καταπόνησης στον όρο S , θα επηρεάσει επίσης την τιμή του \tilde{S} που χρησιμοποιείται για τον υπολογισμό του r .

Οι σταθερές του μοντέλου C_{b1} , C_{b2} , $\sigma_{\tilde{v}}$, C_{v1} , C_{w1} , C_{w2} , C_{w3} και κ έχουν τις παρακάτω τιμές

$$\begin{aligned} C_{b1} &= 0.1355 & C_{b2} &= 0.622 \\ \sigma_{\tilde{v}} &= \frac{2}{3} & C_{v1} &= 7.1 \\ C_{w1} &= \frac{C_{b1}}{\kappa^2} + \frac{(1 + C_{b2})}{\sigma_{\tilde{v}}} & C_{w2} &= 0.3 \\ C_{w3} &= 2.0 & \kappa &= 0,4187 \end{aligned}$$

Το μοντέλο “Spalart-Allmaras” έχει επεκταθεί στο πλαίσιο του “ANSYS Fluent” με μια y^+ μη ευαίσθητη αντιμετώπιση των τοιχωμάτων, που αυτόματα συγχωνεύει όλες τις μεταβλητές της λύσης από την ιξώδη διαμόρφωση υποστρώματος.

$$\frac{u}{u_\tau} = \frac{\rho u_\tau y}{\mu} \quad (2.43)$$

στις αντίστοιχες λογαριθμικές τιμές στρώματος εξαρτώμενες από το y^+

$$\frac{u}{u_\tau} = \frac{1}{\kappa} \ln E \left(\frac{\rho u_\tau y}{\mu} \right) \quad (2.44)$$

όπου u είναι ταχύτητα παράλληλα στο τοίχωμα, u_τ είναι της ταχύτητα της τριβής, y είναι η απόσταση από το τοίχωμα, κ είναι η σταθερά “von Kaman” (0,4187) και $E = 9.793$. Η συγχώνευση ρυθμίζεται προκειμένου να καλύψει και τις ενδιάμεσες τιμές του y^+ στο ρυθμιστικό στρώμα ($1 < y^+ < 30$).

Πάνω στην βάση της εξίσωσης του καθιερωμένου μοντέλου “Spalart-Allmaras”, έχει υιοθετηθεί η επέκταση “Boeing” προκειμένου να συμπεριληφθεί η τραχύτητα του τοίχου. Σε αυτό το μοντέλο, η μη μηδενική τιμή της μεταβλητής μεταφοράς του τοίχου (λυμένη απευθείας από την εξίσωση S-A), $\tilde{v}_w = 0$ με:

$$\frac{\partial \tilde{v}}{\partial n} = \frac{\tilde{v}_w}{d_w + d_0(h_s)} \quad (2.45)$$

όπου n είναι η ομαλότητα του τοίχου, d_w είναι η ελάχιστη απόσταση κελιού και επιφάνειας μεταξύ του τοίχου και του πρώτου κελιού κοντά στον τοίχο και $d_0(h_s)$ είναι ένα μήκος που εισάγεται για να προβάλλει ένα αντιστάθμισμα, ανάλογα με το τοπικό ύψος της τραχύτητας, h_s :

$$d_0(h_s) = e^{(-8.5x)} d_0(h_s) \approx 0.03 h_s \quad (2.46)$$

Τότε το τυρβώδες κινηματικό ιξώδες του τοίχου, $v_{t,w}$, αποκτάται ως εξής:

$$v_{t,w} = f_{v1} \tilde{v}_w = \mu_\tau \kappa [d_w + d_0(h_s)] \quad (2.47)$$

όπου f_{v1} είναι η καθιερωμένη εξίσωση του μοντέλου S-A. Καθώς η επίδραση της τραχύτητας είναι δυνατή, το τυρβώδες ιξώδες πρέπει να είναι μεγάλο σε σύγκριση με το στρωτό ιξώδες στον τοίχο, τότε $f_{v1} \rightarrow 1$, και άρα:

$$v_{t,w} = \tilde{v}_w \quad (2.48)$$

Επίσης στην προηγούμενη εξίσωση, κ είναι η σταθερά “von Karman” και u_τ είναι η ταχύτητα της τριβής στο τοίχωμα:

$$u_\tau^2 = (1 + v_{t,w}) \frac{\partial u}{\partial n} = [1 + u_\tau \kappa (d_w + d_0(h_s))] \frac{\partial u}{\partial n} \quad (2.49)$$

Επιπλέον προκειμένου να επιτύχουμε καλές προβλέψεις για μικρότερες τιμές τραχύτητας οι “Auroix” και “Spalart” πρότειναν ότι η εξίσωση f_{v1} θα πρέπει να αλλαχθεί τροποποιώντας την ποσότητα χ στην εξίσωση S-A:

$$\chi = \frac{\tilde{v}_t}{v} + 0.5 \frac{h_s}{d_w + d_0(h_s)} \quad (2.50)$$

Στο “ANSYS Fluent”, η τυρβώδης μεταφορά θερμότητας μοντελοποιείται χρησιμοποιώντας την έννοια της αναλογίας του “Reynolds” προς την μεταφορά τυρβώδους ορμής. Η μοντελοποιημένη εξίσωση ενέργειας είναι ως εξής:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i}[u_i(\rho E + p)] = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(k + \frac{C_p \mu_t}{Pr_t} \right) \frac{\partial T}{\partial x_j} + u_i (\tau_{ij})_{eff} \right] + S_h \quad (2.51)$$

Όπου k , στην συγκεκριμένη περίπτωση, είναι η θερμική αγωγιμότητα, E είναι η συνολική ενέργεια και $(\tau_{ij})_{eff}$ είναι ο τανυστής αποφυλακτικής καταπόνησης, που ορίζεται ως:

$$(\tau_{ij})_{eff} = \mu_{eff} \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) - \frac{2}{3} \mu_{eff} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \quad (2.52)$$

Κεφάλαιο 3: Υπολογιστική μοντελοποίηση του πυραύλου

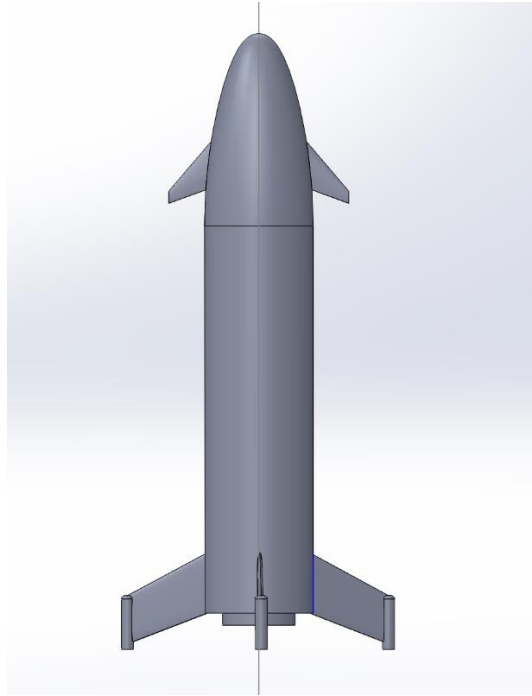
3.1 Εισαγωγή

Σε αυτό το κεφάλαιο παρουσιάζεται η υπολογιστική μοντελοποίηση του πυραύλου. Η γεωμετρία που χρησιμοποιήθηκε είναι παρόμοια με αυτή του "Starship" της ιδιωτικής εταιρείας "SpaceX" από την διαδικτυακή σελίδα της οποίας αντλήθηκαν δεδομένα για το μήκος, την διάμετρο του και άλλες σχεδιαστικές λεπτομέρειες. Εκτός από την γεωμετρία του διαστημοπλοίου παρόμοια διαδικασία ακολουθήθηκε για την απεικόνιση του προωθητήρα "Super Heavy" ο οποίος αποτελεί μέρος του μοντέλου για τις προσομοιώσεις που έγιναν στην ατμόσφαιρα της Γης. Το σχεδιαστικό πρόγραμμα "Solidworks" χρησιμοποιήθηκε για την κατασκευή της γεωμετρίας και ο τύπος του αρχείου που μετέπειτα εντάχθηκε στους υπολογισμούς ήταν ο τύπος ".step". Για την βελτίωση της γεωμετρίας χρησιμοποιήθηκε το λογισμικό σχεδιασμού της εταιρείας "ANSYS", "Spaceclaim" ενώ για την κατασκευή του όγκου ελέγχου και την ονομασία των εκάστοτε περιοχών χρησιμοποιήθηκε το λογισμικό σχεδιασμού "ANSYS DesignModeler". Στη συνέχεια ακολούθησε η δημιουργία πλέγματος με τη χρήση του "ANSYS Meshing" και τέλος τέθηκαν οι διάφοροι παράμετροι για την επίλυση του προβλήματος στα λογισμικά επίλυσης ρευστομηχανικών προβλημάτων "ANSYS CFX" και "ANSYS Fluent". Όλα τα παραπάνω ανήκουν στο "ANSYS" και είναι ενσωματωμένα στο "ANSYS Workbench" γεγονός που καθιστά τη διαδικασία γρήγορη και συστηματική, ενώ επιτρέπει και τροποποιήσεις σε οποιοδήποτε βήμα της διαδικασίας, χωρίς περαιτέρω ανάγκη για επέμβαση του χρήστη και στα υπόλοιπα κομμάτια. Να σημειωθεί ότι οι τιμές που χρησιμοποιήθηκαν για την πίεση και την θερμοκρασία έχουν παρθεί από πίνακες συνθηκών κατά "ISA" [14] για την ατμόσφαιρα της Γης ενώ από την "NASA" [15] για την ατμόσφαιρα του Άρη. Οι τιμές της ταχύτητας είναι ενδεικτικές και παρόμοιες με αυτές που αναπτύσσει, στα αντίστοιχα υψόμετρα, το μεγαλύτερο μέχρι στιγμής μοντέλο της εταιρείας "SPACEX", το "FALCON HEAVY".

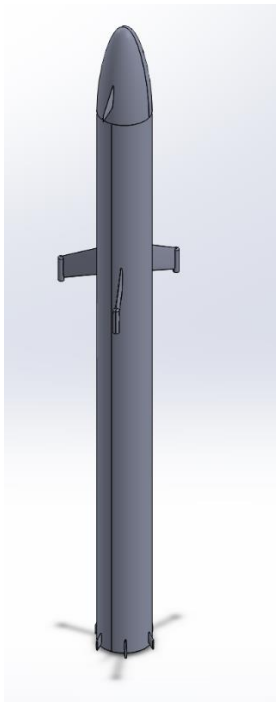
3.2 Κατασκευή γεωμετρίας και όγκου ελέγχου

3.2.1 SOLIDWORKS

Για την κατασκευή της γεωμετρίας έγινε χρήση του προγράμματος "SOLIDWORKS" όπου με τη χρήση των στοιχείων που προαναφέρθηκαν σχεδιάστηκε ένα μοντέλο που περιλαμβάνει μόνο το διαστημόπλοιο και ένα που περιέχει τον συνδυασμό διαστημοπλοίου-προωθητήρα. Οι βασικές εντολές για την σχεδίαση των κορμών ήταν η "REVOLVE BOSS/BASE" που μετατρέπει σε "3D" ένα απλό σχέδιο καθώς και η παρόμοιου είδους εντολή "BOUNDARY BOSS/BASE" της οποίας η χρήση έγινε για την απεικόνιση των πτερυγίων όπου αυτά υπήρχαν. Έπειτα έγινε χρήση της εντολής "CIRCULAR PATTERN" προκειμένου να κατασκευαστεί ο αριθμός των αναγκαίων πτερυγίων περιμετρικά των κορμών. Κατά την ολοκλήρωση της σχεδίασης χρησιμοποιήθηκε η εντολή "COMBINE" η οποία έκανε την σύνδεση των επιμέρους σωμάτων σε ένα ενιαίο.



Σχήμα 3.1: Διαστημόπλοιο

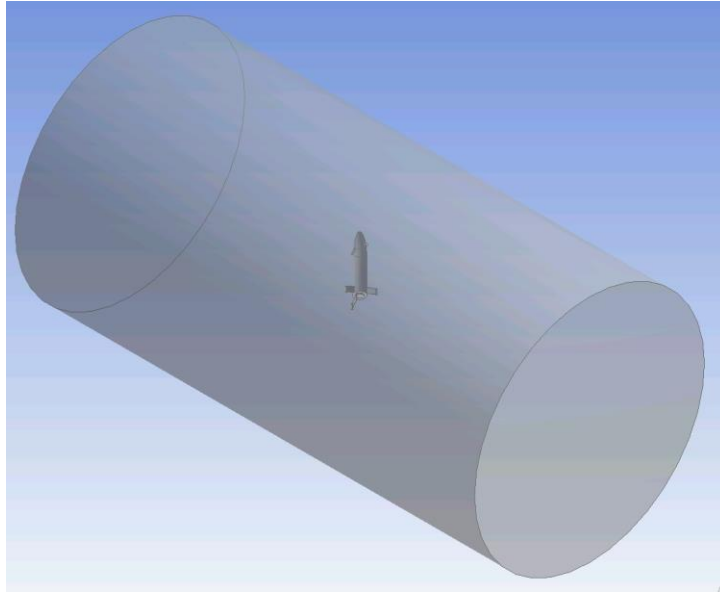


Σχήμα 3.02: Σύστημα διαστημοπλοίου-πρωθητήρα

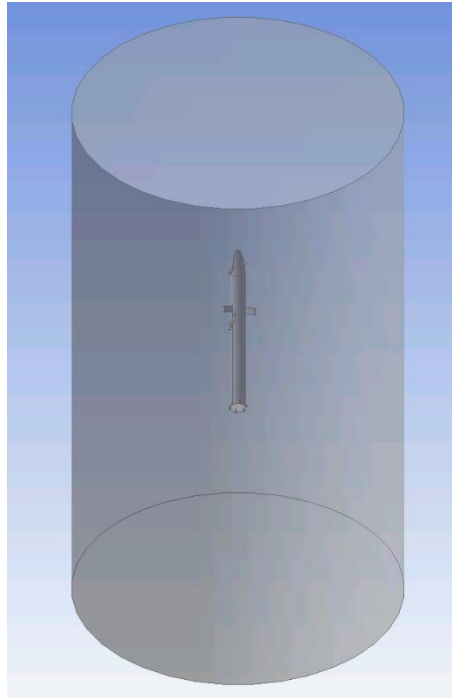
3.2.2 SPACECLAIM ΚΑΙ DESIGNMODELER

Λόγω της πολυπλοκότητας της γεωμετρίας κρίθηκε απαραίτητη η βελτίωση της, ιδιαίτερα σε σημεία με έντονες ακμές, προκειμένου να διευκολυνθεί η δημιουργία πλέγματος γύρω από αυτήν. Με την χρήση των εντολών κάτω από την καρτέλα "REPAIR" στο "ANSYS Spaceclaim" εντοπίστηκαν και εξομαλύνθηκαν οι έντονες ακμές και οι τυχόν ασυνέχειες στις γεωμετρίες

όπου αυτό κρίθηκε απαραίτητο από το λογισμικό. Η καινούρια γεωμετρία εισάχθηκε στο "ANSYS DesignModeler" όπου δημιουργήθηκε ένας όγκος ελέγχου, σε σχήμα κυλίνδρου, με μεγαλύτερη ακτίνα και μήκος από αυτό του μοντέλου. Στη συνέχεια με την εντολή "BOOLEAN" από την καρτέλα "CREATE" αφαιρέθηκε ο όγκος του μοντέλου από το υπολογιστικό χωρίο και ονοματίστηκαν οι επιμέρους επιφάνειες όπως "INLET", "OUTLET" κλπ. Εδώ να σημειωθεί ότι ενώ το σύστημα διαστημοπλοίου-προωθητήρα τοποθετείται με την ακμή του προς την είσοδο του όγκου ελέγχου, το διαστημόπλοιο για τις προσομοιώσεις στον Άρη τοποθετήθηκε κάθετα εντός του όγκου ελέγχου. Αυτό συμβαίνει γιατί το διαστημόπλοιο θα εισέλθει στην αρειανή ατμόσφαιρα με μεγάλη γωνία προκειμένου να μειώσει δραματικά την ταχύτητα του.



Σχήμα 3.3: Το διαστημόπλοιο εντός του όγκου ελέγχου



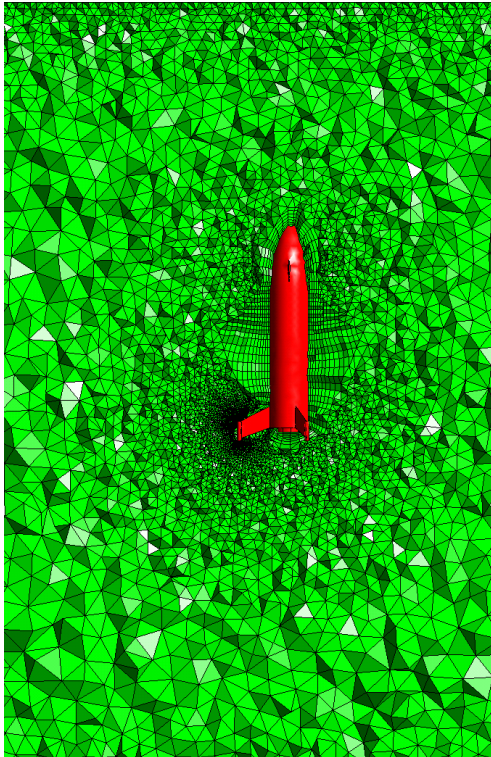
Σχήμα 3.3: Σύστημα διαστημοπλοίου-προωθητήρα εντός του όγκου ελέγχου

3.2.3 ANSYS MESHING

Η κατασκευή των πλεγμάτων για τα δύο μοντέλα (το διαστημόπλοιο και το σύστημα διαστημόπλοιο-προωθητήρας) έγινε με δύο διαφορετικά σύνολα παραμέτρων σχηματίζοντας έτσι 4 υποπεριπτώσεις πλεγμάτων. Ο διαχωρισμός αυτό προέκυψε καθώς το πλέγμα που χρησιμοποιήθηκε για τον επιλυτή "CFX" δημιουργούσε προβλήματα στη σύγκλιση των αποτελεσμάτων του επιλυτή "FLUENT" λόγω μειωμένης ποιότητας των κελιών. Παρακάτω ακολουθούν τα χαρακτηριστικά των εκάστοτε υποπεριπτώσεων:

1. Πλέγμα διαστημοπλοίου για τον επιλυτή "CFX":

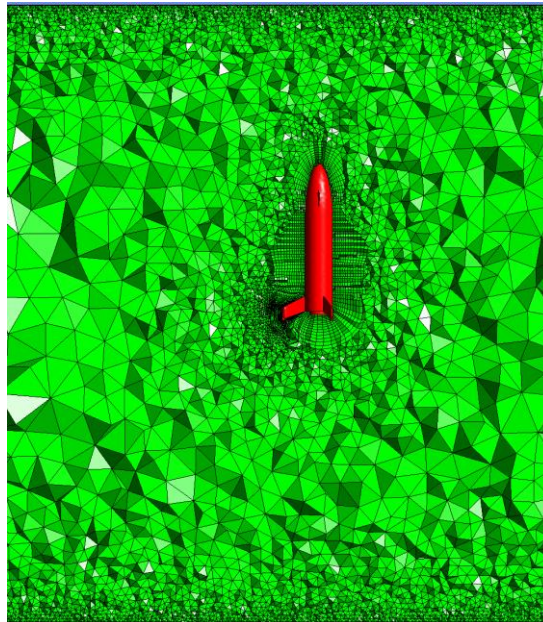
Εισάχθηκε με επιλογή του χρήστη το μέγεθος των στοιχείων με τιμή 1,5m στη συνέχεια επιλέχθηκε η προσαρμογή του μεγέθους ανάλογα με τις επιλογές του χρήστη. Στην κατηγορία "SIZING" επιλέχθηκε για την παράμετρο "RESOLUTION" η μέγιστη τιμή 7, για την παράμετρο "TRANSITION" η τιμή "SLOW" και το "SPAN ANGLE CENTER" τέθηκε σε "FINE". Στην κατηγορία "QUALITY" η παράμετρος "SMOOTHING" τέθηκε σε "HIGH" και αργότερα επιλέχθηκε η τοποθέτηση οριακού στρώματος 15 επιπέδων επάνω στον πύραυλο με την εντολή "INFLATION". Όλες αυτές οι παράμετροι δημιούργησαν ένα πλέγμα με αριθμό 7.700.000 κελιών.



Σχήμα 3.4: Πλέγμα διαστημοπλοίου για τον επιλυτή CFX

2. Πλέγμα διαστημοπλοίου για τον επιλυτή "FLUENT":

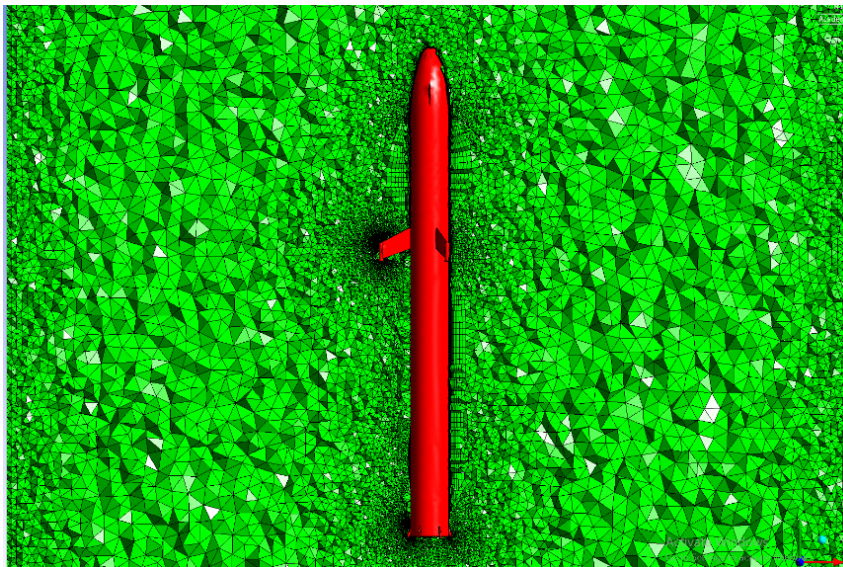
Εισάχθηκε με επιλογή του χρήστη το μέγεθος των στοιχείων με τιμή 1,0m στη συνέχεια επιλέχθηκε η προσαρμογή του μεγέθους ανάλογα με τις επιλογές του χρήστη. Στην κατηγορία "SIZING" επιλέχθηκε για την παράμετρο "RESOLUTION" η τιμή 3, για την παράμετρο "TRANSITION" η τιμή "SLOW", το "SPAN ANGLE CENTER" τέθηκε σε "MEDIUM" και σε αντίθεση με το παραπάνω μοντέλο ενεργοποιήθηκε η εντολή "MESH DEFEATURING". Στην κατηγορία "QUALITY" η παράμετρος "SMOOTHING" τέθηκε σε "HIGH" και αργότερα επιλέχθηκε η τοποθέτηση οριακού στρώματος 15 επιπέδων επάνω τον πύραυλο με την εντολή "INFLATION". Όλες αυτές οι παράμετροι δημιούργησαν ένα πλέγμα με αριθμό 7.700.000 κελιών.



Σχήμα 3.5: Πλέγμα διαστημοπλοίου για τον επιλυτή *Fluent*

3. Πλέγμα διαστημοπλοίου-προωθητήρα για τον επιλυτή "CFX":

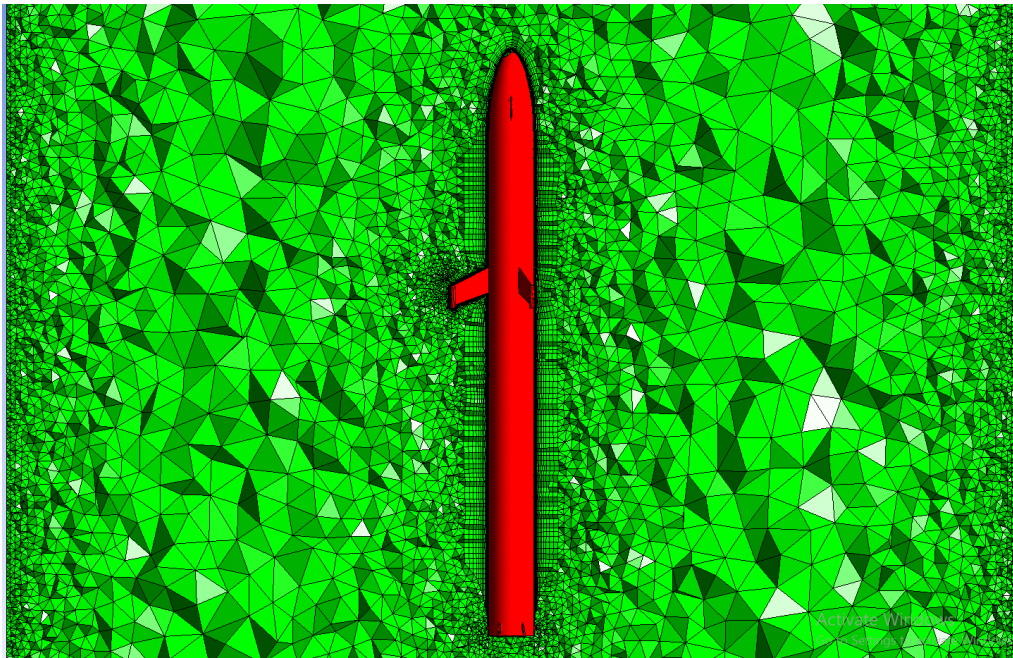
Εισάχθηκε με επιλογή του χρήστη το μέγεθος των στοιχείων με τιμή 1,5m στη συνέχεια επιλέχθηκε η προσαρμογή του μεγέθους ανάλογα με τις επιλογές του χρήστη. Στην κατηγορία "SIZING" επιλέχθηκε για την παράμετρο "RESOLUTION" η μέγιστη τιμή 7, για την παράμετρο "TRANSITION" η τιμή "SLOW" και το "SPAN ANGLE CENTER" τέθηκε σε "FINE". Στην κατηγορία "QUALITY" η παράμετρος "SMOOTHING" τέθηκε σε "HIGH" και αργότερα επιλέχθηκε η τοποθέτηση οριακού στρώματος 15 επιπέδων επάνω στον πύραυλο με την εντολή "INFLATION". Όλες αυτές οι παράμετροι δημιούργησαν ένα πλέγμα με αριθμό 7.500.000 κελιών.



Σχήμα 3.6: Πλέγμα του διαστημοπλοίου-προωθητήρα για τον επιλυτή *CFX*

4. Πλέγμα διαστημοπλοίου-προωθητήρα για τον επιλυτή "FLUENT":

Εισάχθηκε με επιλογή του χρήστη το μέγεθος των στοιχείων με τιμή 1,0m στη συνέχεια επιλέχθηκε η προσαρμογή του μεγέθους ανάλογα με τις επιλογές του χρήστη. Στην κατηγορία "SIZING" επιλέχθηκε για την παράμετρο "RESOLUTION" η τιμή 3, για την παράμετρο "TRANSITION" η τιμή "SLOW", το "SPAN ANGLE CENTER" τέθηκε σε "COARSE" και σε αντίθεση με το παραπάνω μοντέλο ενεργοποιήθηκε η εντολή "MESH DEFEATURING". Στην κατηγορία "QUALITY" η παράμετρος "SMOOTHING" τέθηκε σε "HIGH" και αργότερα επιλέχθηκε η τοποθέτηση οριακού στρώματος 15 επιπέδων επάνω στον πύραυλο με την εντολή "INFLATION". Όλες αυτές οι παράμετροι δημιούργησαν ένα πλέγμα με αριθμό 7.100.000 κελιών.



Σχήμα 3.7 Πλέγμα του διαστημοπλοίου-προωθητήρα για τον επιλυτή Fluent

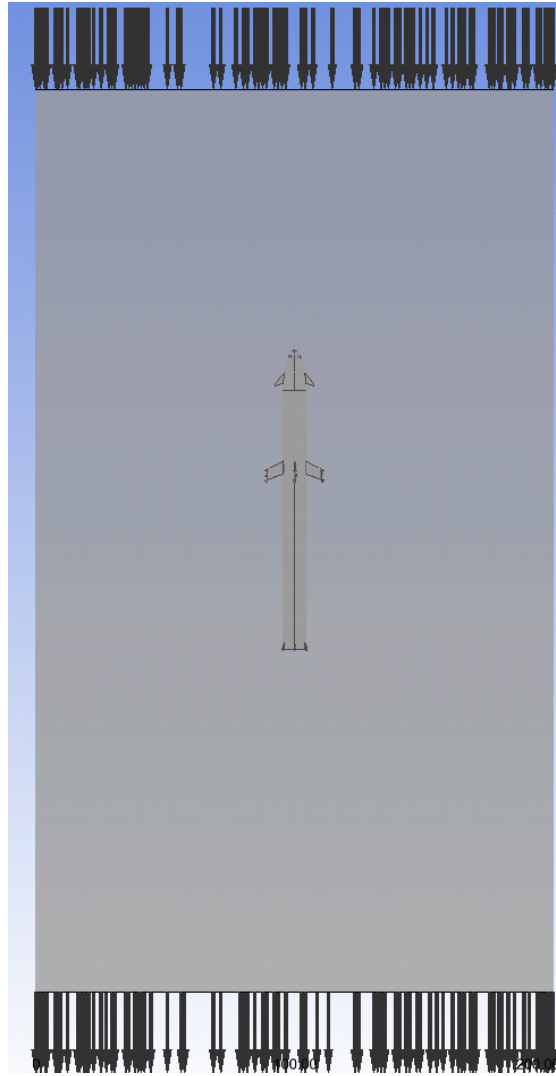
3.2.4 ΕΠΙΛΥΤΗΣ CFX

Μετά την ολοκλήρωση της κατασκευής του πλέγματος εισάγεται το πλέγμα στο υπολογιστικό πρόγραμμα "CFX-Pre". Παρακάτω παρατίθενται μια περιγραφή του γραφικού περιβάλλοντος του προγράμματος και τα βήματα που ακολουθήθηκαν για τη μοντελοποίηση των προβλημάτων.

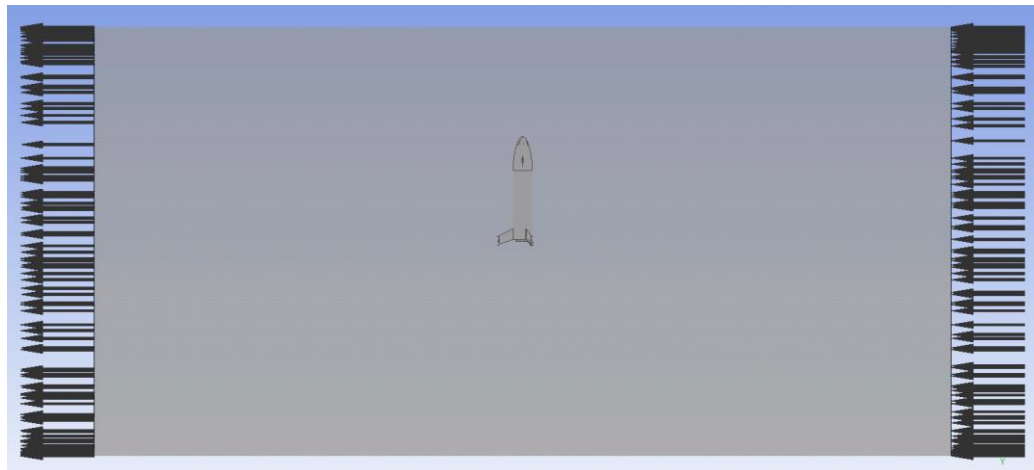
- Αρχικά επιλέγεται ο τύπος της ανάλυσης που στη προκειμένη περίπτωση ορίζεται ως "STEADY ANALYSIS", δηλαδή οι υπολογισμοί γίνονται για μία μόνιμη κατάσταση.
- Έπειτα ορίζουμε τις ιδιότητες του ρευστού μας συγκεκριμένα επιλέγοντας το "DEFAULT DOMAIN" στην καρτέλα "BASIC SETTINGS" ορίστηκε το ρευστό ως ιδανικό (MATERIAL => AIR IDEAL GAS) και στην πίεση αναφοράς (REFERENCE PRESSURE) δόθηκε τιμή ανάλογη του υψομέτρου και του πλανήτη. Στην καρτέλα "FLUID MODELS" επιλέχθηκε το μοντέλο της ενέργειας (HEAT TRANSFER => OPTION => TOTAL ENERGY) και η μοντελοποίηση της τύρβης πραγματοποιήθηκε με το μοντέλο "SST" (TURBULENCE => OPTION => SHEAR STRESS TRANSPORT)

ενεργοποιώντας επίσης το μοντέλο συμπίεσότητας (HIGH SPEED WALL HEAT TRANSFER MODEL)

- Ακολούθησαν οι τοποθετήσεις των παραμέτρων στα ανάλογα πεδία για τις συνθήκες που εισέρχεται και εξέρχεται ο αέρας καθώς και η συμπεριφορά του μοντέλου και του όγκου ελέγχου όταν αλληλεπιδρούν με αυτόν. Η επιφάνεια που εισέρχεται ο αέρας ορίστηκε ως "INLET" στην καρτέλα "BASIC SETTINGS" και μετά στην καρτέλα "BOUNDARY DETAILS" ορίστηκε ο τύπος της ροής (FLOW REGIME => OPTION => SUPERSONIC/SUBSONIC) η σχετική πίεση(MASS MOMENTUM => OPTION => NORMAL SPEED & PRESSURE/ REL. STATIC PRES.) η ταχύτητα(NORMAL SPEED) η συμπεριφορά της τύρβης(TURBULENCE => OPTION => MEDIUM INTENSITY = 5%) καθώς και η στατική θερμοκρασία (HEAT TRANSFER => OPTION => STATIC TEMPRATURE). Όμοια διαδικασία ακολουθήθηκε για την περιοχή που εξέρχεται ο αέρας η οποία ορίστηκε ως "OUTLET". Το τοίχωμα του όγκου ελέγχου ορίστηκε ως "WALL" (BASIC SETTINGS => BOUNDARY WALL => WALL) ενώ του δόθηκε η ιδιότητα να μην αλληλεπιδρά με το εισερχόμενο ρευστό (BOUNDARY DETAILS => MASS AND MOMENTUM => OPTION => FREE SLIP WALL). Αντιθέτως το μοντέλο αν και ορίστηκε και αυτό ως "WALL" του δόθηκε η ιδιότητα να αλληλεπιδρά άμεσα με την ροή του ρευστού (BOUNDARY DETAILS => MASS AND MOMENTUM => OPTION => NO SLIP WALL).
- Οι αρχικές τιμές του προβλήματος τέθηκαν με την εντολή "GLOBAL INITIALIZATION" και ο υπολογισμός αυτών έγινε από τον υπολογιστή χωρίς να καταχωρηθεί κάποια τιμή από τον χρήστη.
- Εφόσον γνωρίζουμε ότι η επίλυση των εξισώσεων γίνεται προσεγγιστικά με τη χρήση επαναληπτικών μεθόδων, ορίστηκε μέσω του "SOLVER CONTROL" ο τρόπος ανάλυσης των αποτελεσμάτων (BASIC SETTINGS => ADVECTION SCHEME => OPTIONS => HIGH RESOLUTION), ο τρόπος ανάλυσης των αποτελεσμάτων της τύρβης (TURBULENCE NUMERICS => OPTION => HIGH RESOLUTION), ο αριθμός των επαναλήψεων (CONVERGENCE CONTROL => MAX ITERATIONS => 1000) καθώς και καθώς και η μέγιστη διαφορά μεταξύ των αποτελεσμάτων των λύσεων προκειμένου να θεωρηθεί η ύπαρξη σύγκλισης (CONVERGENCE CRITERIA => RESIDUAL TARGET => 10^{-6})



Σχήμα 3.8: Υπολογιστικό χωρίο στο CFX για το σύστημα πυραύλου-προωθητήρα

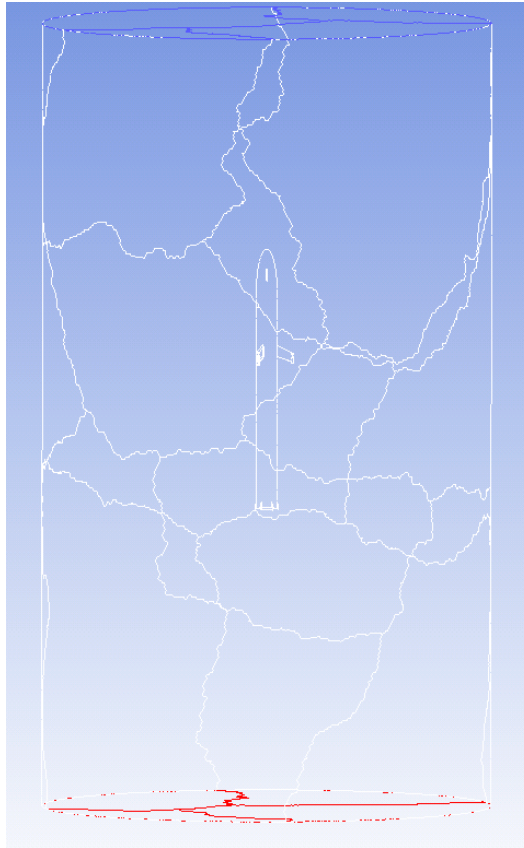


Σχήμα 2.9: Υπολογιστικό χωρίο στο CFX για το διαστημόπλοιο

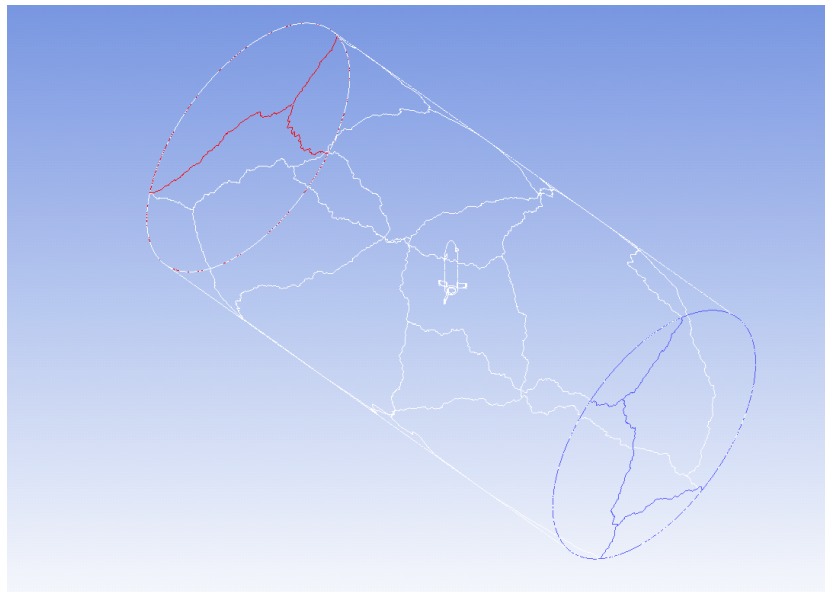
3.2.5 ΕΠΙΛΥΤΗΣ FLUENT

Ο δεύτερος επιλυτής που χρησιμοποιήθηκε ήταν ο “ANSYS FLUENT” και παρακάτω παρατίθενται τα βήματα για την ακριβή απεικόνιση του προβλήματος:

- Αρχικά όμοια με τον “CFX-PRE” ορίζεται ο τύπος της ανάλυσης που στη προκειμένη περίπτωση έχουμε μία μόνιμη κατάσταση (GENERAL => SOLVER => TIME => STEADY). Όμως εδώ μας ζητείται να ορίσουμε επίσης τον τύπο του επιλυτή (SOLVER => TYPE => PRESSURE-BASED) καθώς και την διατύπωση της ταχύτητας (SOLVER => VELOCITY FORMULATION => ABSOLUTE). Παλαιότερα σύμφωνα με το εγχειρίδιο του ANSYS [13] σε προβλήματα όπου η ροή είναι υπερηχητική ή υπέρ-υπερηχητική, συνίσταται να χρησιμοποιείται ο τύπος “DENSITY BASED” στην συγκεκριμένη περίπτωση επιλέχθηκε ο “PRESSURE BASED” προκειμένου να ελεγχθεί η ακρίβεια του. Παρόμοια έρευνα έχει γίνει για υπέρ-υπερηχητικές ροές με τη χρήση αυτού του τύπου επιλυτή [16] και αποδείχθηκε ότι αποδίδει ακριβή αποτελέσματα.
- Έπειτα επιλέχθηκε η επίλυση της εξίσωσης της ενέργειας (MODELS => ENERGY => ON) καθώς και η μοντελοποίηση της τύρβης (MODELS => VISCOUS => SPALART-ALLMARAS)
- Στην καρτέλα “MATERIALS” ορίστηκαν οι ιδιότητες του ρευστού (FLUID => AIR => DENSITY => IDEAL-GAS)
- Στην καρτέλα “SETTING UP PHYSICS” ορίστηκε η τιμή της πίεσης του μέσου σε μηδέν (OPERATING CONDITIONS => PRESSURE => OPERATING PRESSURE => 0). Αυτό συμβαίνει γιατί η τιμή της πίεσης του εργαζόμενου μέσου θα προστεθεί αργότερα.
- Έπειτα ορίζονται οι συνθήκες του αέρα καθώς εισέρχεται και εξέρχεται καθώς και η αλληλεπίδραση του μοντέλου και του τοιχώματος του όγκου ελέγχου με αυτόν. Η περιοχή που εισέρχεται ο αέρας ορίστηκε ως “VELOCITY INLET” όπου ορίστηκε η ταχύτητα (MOMENTUM => VELOCITY MAGNITUDE), η πίεση (MOMENTUM => SUPERSONIC/INITIAL GAUGE PRESSURE), η συμπεριφορά της τύρβης (MOMENTUM => TURBULENCE => SPECIFICATION METHOD => INTENSITY AND LENGTH SCALE) και η θερμοκρασία (THERMAL => TEMPERATURE). Η περιοχή που εξέρχεται ο αέρας ορίστηκε ως “PRESSURE OUTLET” και οι τιμές ορίστηκαν με παρόμοιο τρόπο. Στην περίπτωση του μοντέλου και του τοιχώματος ακολουθήθηκε η ίδια διαδικασία με το “CFX” αλλά προκειμένου να επιτευχθεί μια κατάσταση “NO SLIP” για το τοίχωμα ορίστηκε η επιφανειακή διατμητική τάση ως μηδέν (MOMENTUM => SHEAR CONDITION => SPECIFIED SHEAR => μηδενικές τιμές στα components).
- Όμοια με το “CFX” επιλέχθηκε η ανάλυση των αποτελεσμάτων (SOLUTION => METHODS => SCHEME => COUPLED), η διακριτοποίηση (SPATIAL DISCRETIZATION => GRADIENT => LEAST SQUARES CELL BASED / στις υπόλοιπες θέσεις επιλέχθηκε second order)
- Η αρχικοποίηση της μεθόδου έγινε με τη χρήση της καρτέλας “INITIALIZATION”(SOLUTION => INITIALIZATION => STANDARD INITIALIZATION => INITIALIZE)
- Τέλος επιλέχθηκαν τα κριτήρια που καθορίζουν την επιτυχή σύγκλιση των αποτελεσμάτων (SOLUTION => MONITORS => RESIDUAL => EQUATIONS => ABSOLUTE CRITERIA => όλες οι τιμές τέθηκαν σε 10^{-6}) και ορίστηκε ο αριθμός των επαναλήψεων (CALCULATION ACTIVITIES => RUN CALCULATION => NUMBER OF ITERATIONS => 1000).



Σχήμα 3.10: Υπολογιστικό χωρίο στο *Fluent* για το σύστημα πυραύλου-προωθητήρα



Σχήμα 3.11: Υπολογιστικό χωρίο στο *Fluent* για το διαστημόπλοιο

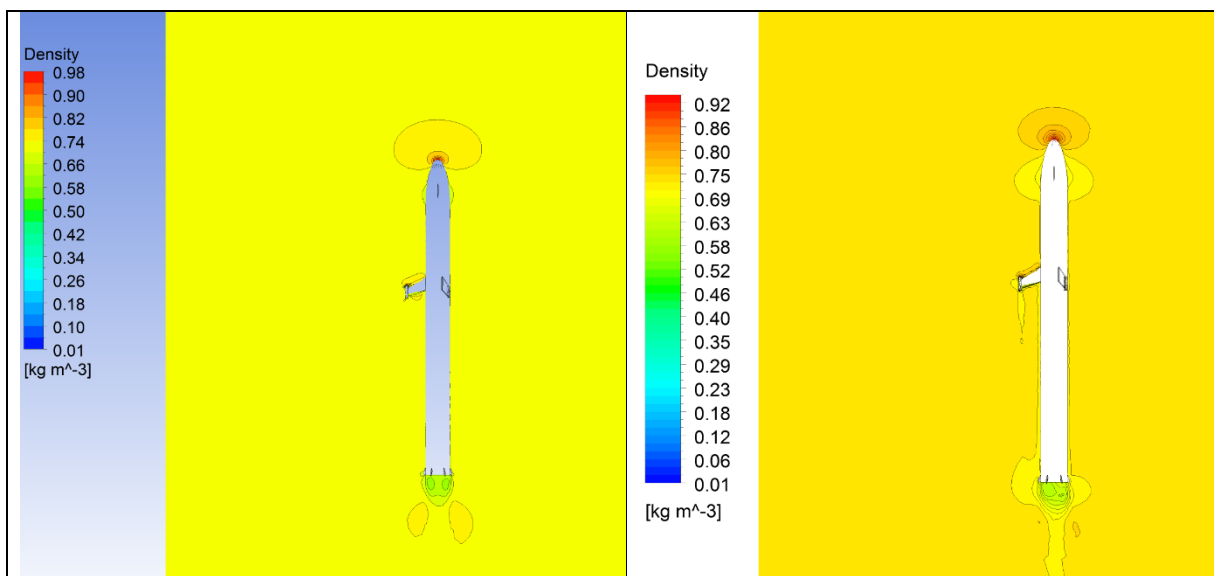
ΚΕΦΑΛΑΙΟ 4 ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΑ

4.1 ΕΙΣΑΓΩΓΗ

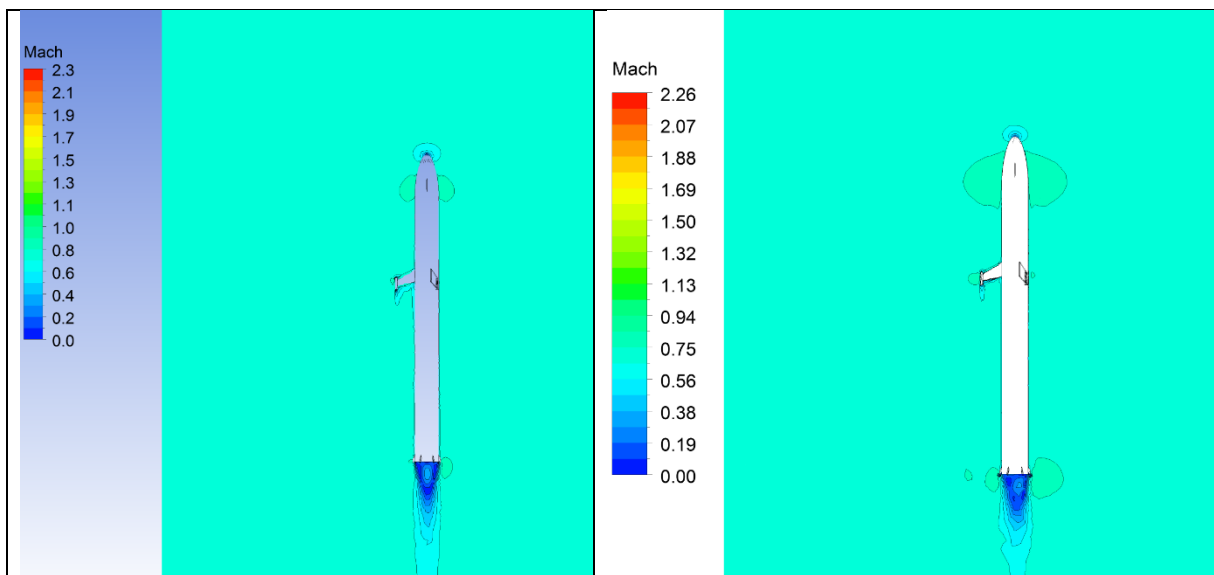
Στο παρακάτω κεφάλαιο παρουσιάζονται τα αποτελέσματα που ελήφθησαν από τους δύο διαφορετικούς επιλυτές (CFX και Fluent) κατά την απογείωση του οχήματος από την Γη και την προσγείωση του στον Άρη. Η διάταξη των διαγραμμάτων επιλέχθηκε ώστε στα αριστερά του αναγνώστη να βρίσκονται τα διαγράμματα του "CFX" ενώ δεξιά του "Fluent".

4.2 Πτήση εντός της Γης

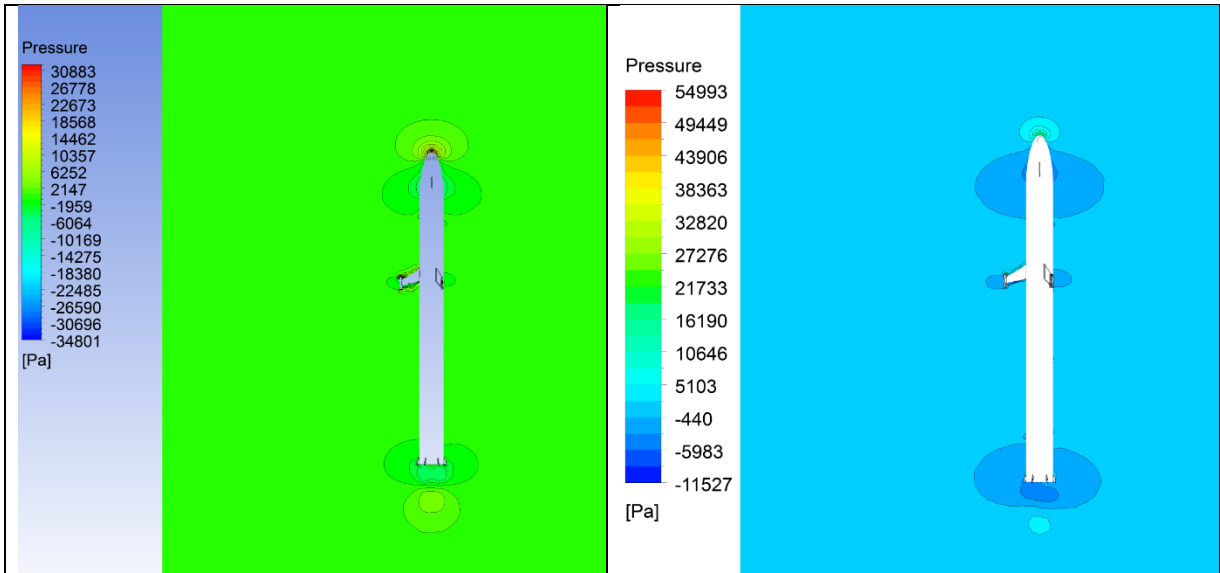
4.2.1 πέντε χιλιόμετρα υψόμετρο



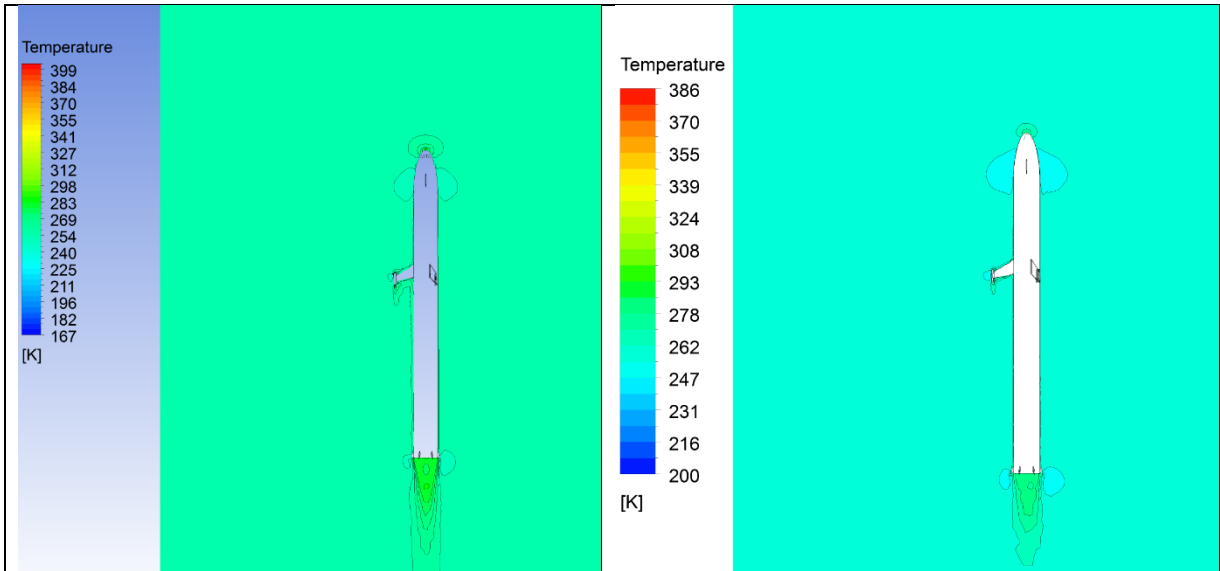
Σχήμα 4.2.1: Πυκνότητα



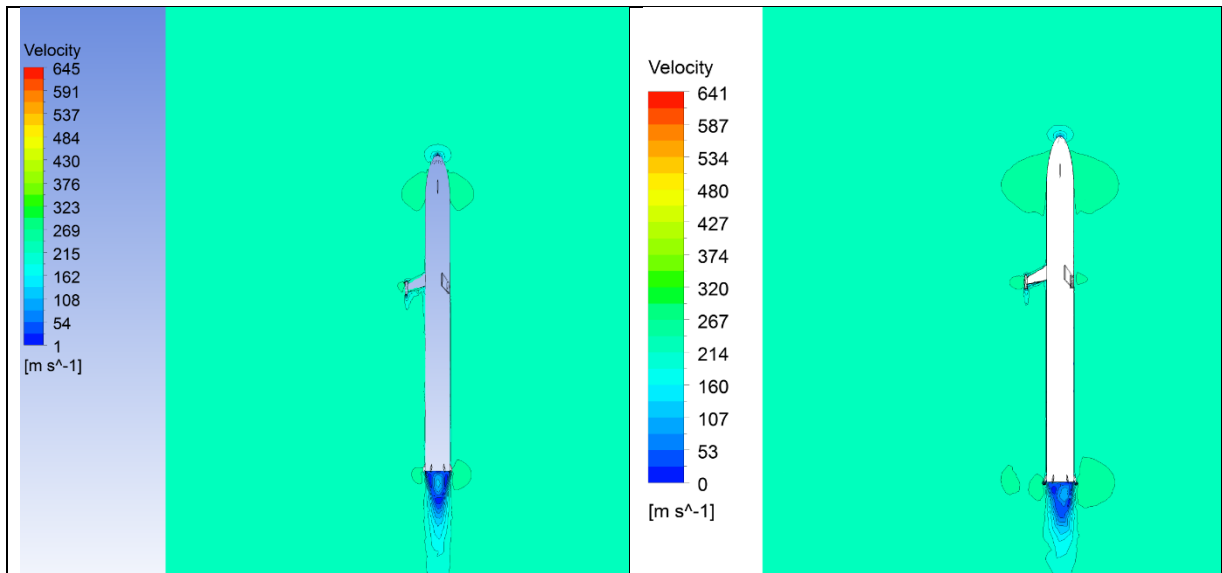
Σχήμα 4.2.2: Αριθμός Mach



Σχήμα 1.2.3: Πίεση



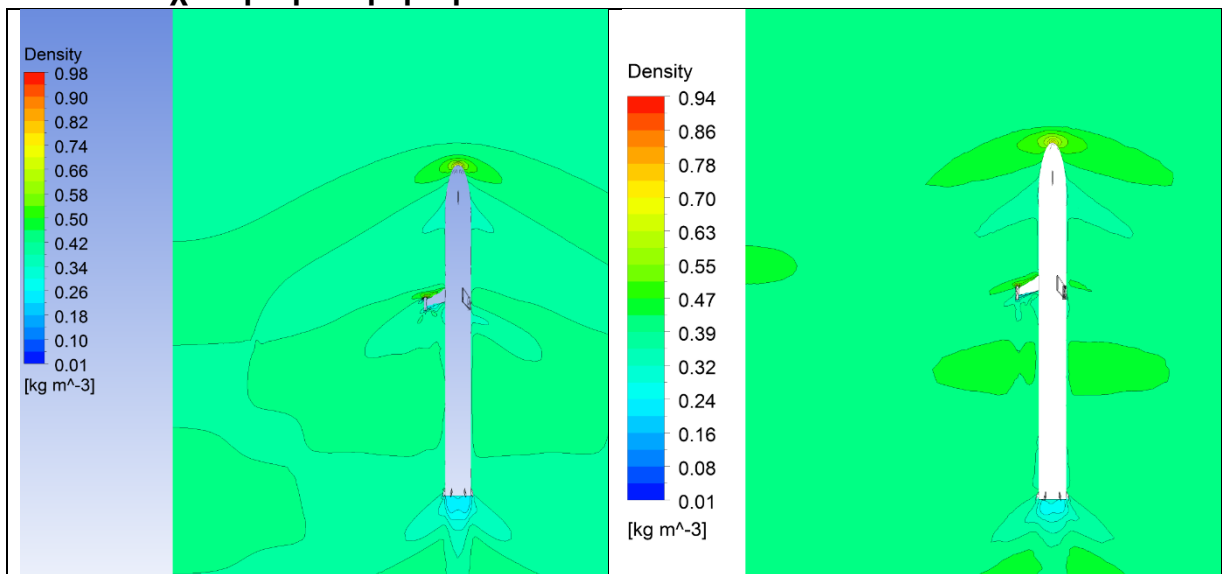
Σχήμα 4.2.4: Θερμοκρασία



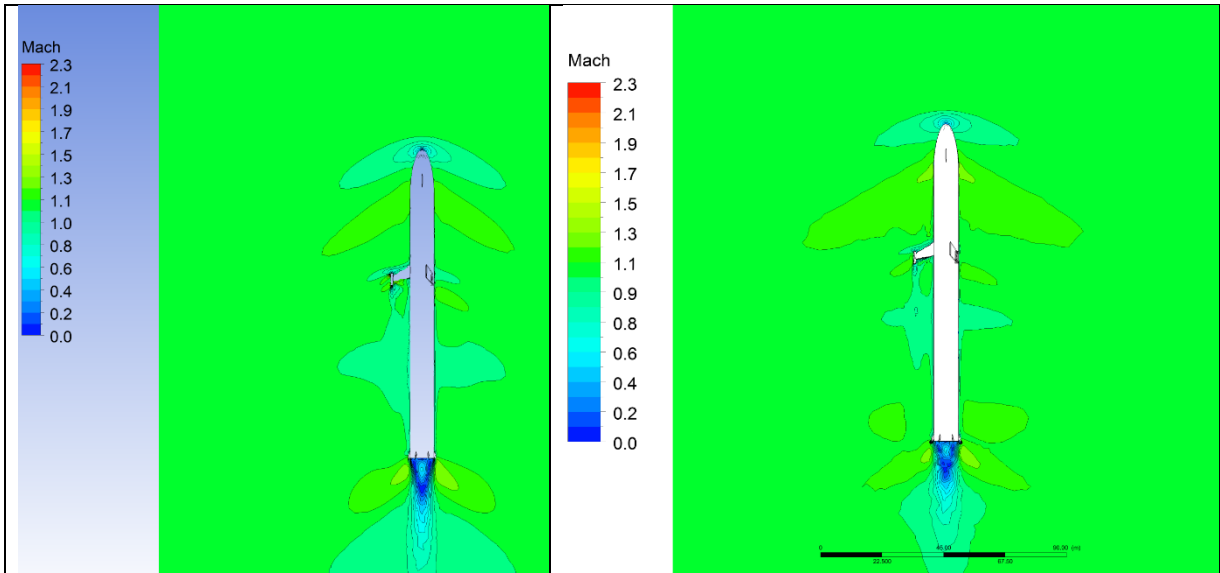
Σχήμα 4.2.5: Ταχύτητα

Σε αυτό το υψόμετρο η ροή τείνει να γίνει ηχητική με τον αριθμό "Mach" να πλησιάζει την τιμή της μονάδας. Δεν παρατηρούνται κάποιες σημαντικές διαφορές ανάμεσα στα αποτελέσματα των δύο επιλυτών και η απεικόνιση των αεροδυναμικών φαινομένων είναι αρκετά όμοια. Παρατηρούμε ότι στην ακμή του οχήματος καθώς και στις περιοχές όπου η ροή έρχεται σε επαφή με τα πτερύγια, η θερμοκρασία, η πίεση και η πυκνότητα αυξάνονται. Αντίθετα η ταχύτητα και συνεπώς ο αριθμός "Mach" μειώνονται και αυτό είναι λογικό καθώς αποτελούν σημεία ανακοπής της ροής. Καθώς η ροή αποκολλάται από την επιφάνεια του πυραύλου στο κατώτερο κομμάτι του αλλά και ακριβώς μετά τα άνω πτερύγια παρατηρείται ένας στροβιλισμός του ρευστού ο οποίος σταδιακά εξομαλύνεται καθώς η ροή επανέρχεται σε ισορροπία.

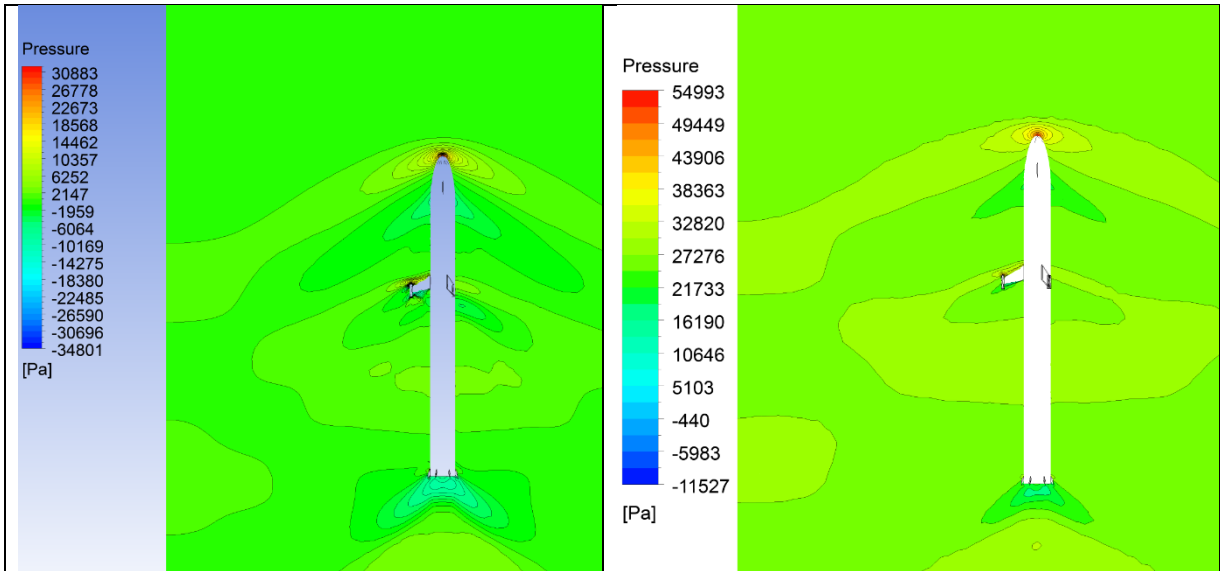
4.2.2 Δέκα χιλιόμετρα υψόμετρο



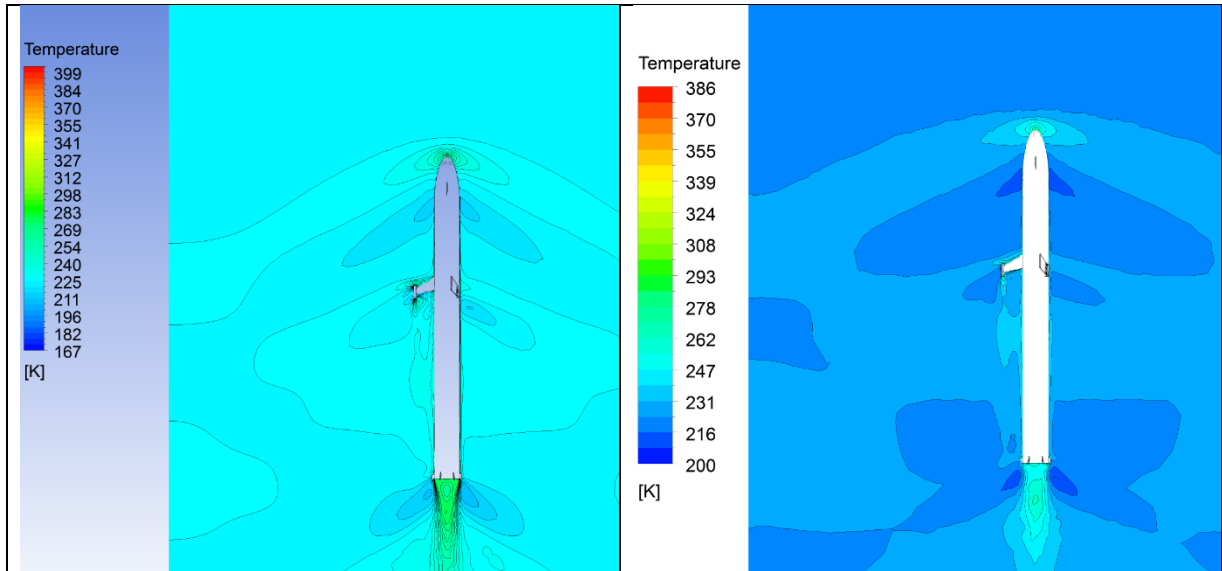
Σχήμα 4.2.6: Πυκνότητα



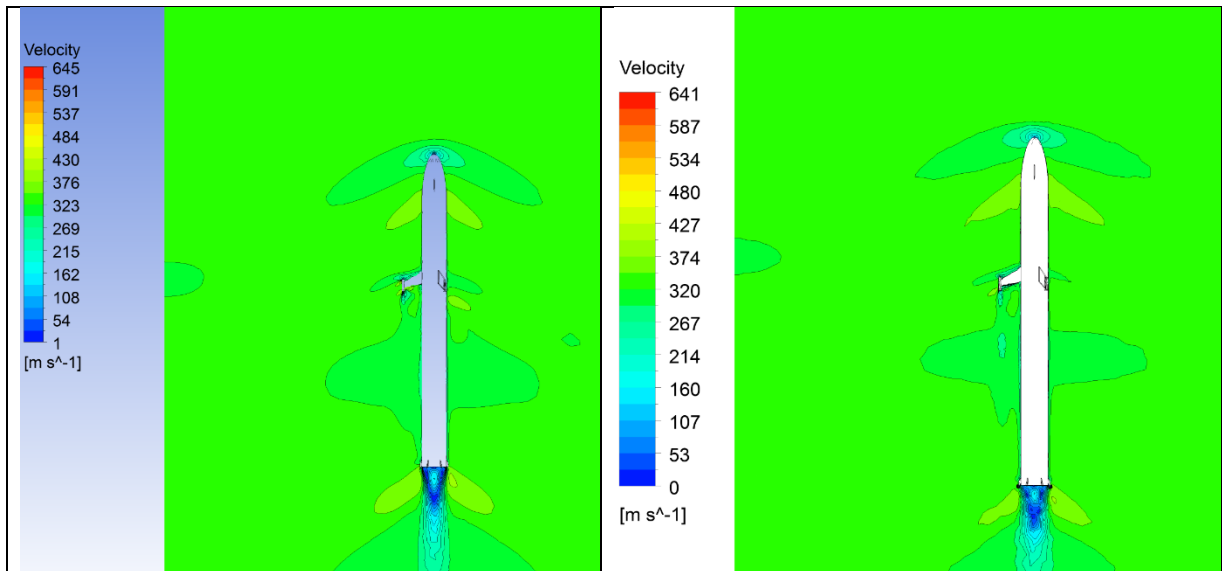
Σχήμα 4.2.7: Αριθμός Mach



Σχήμα 4.2.8: Πίεση



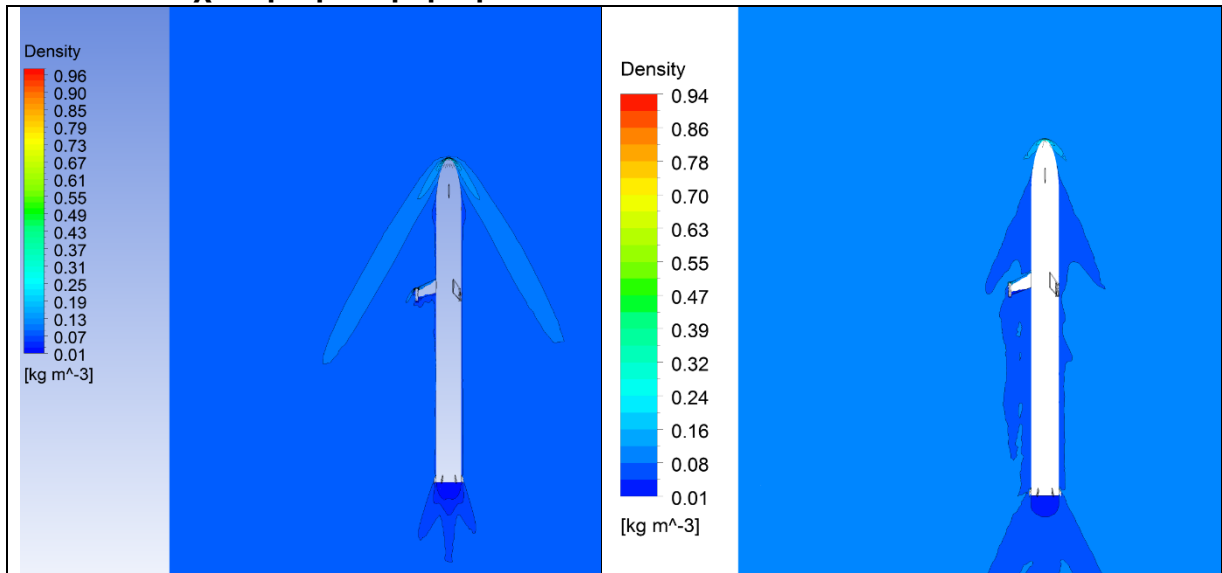
Σχήμα 4.2.9: Θερμοκρασία



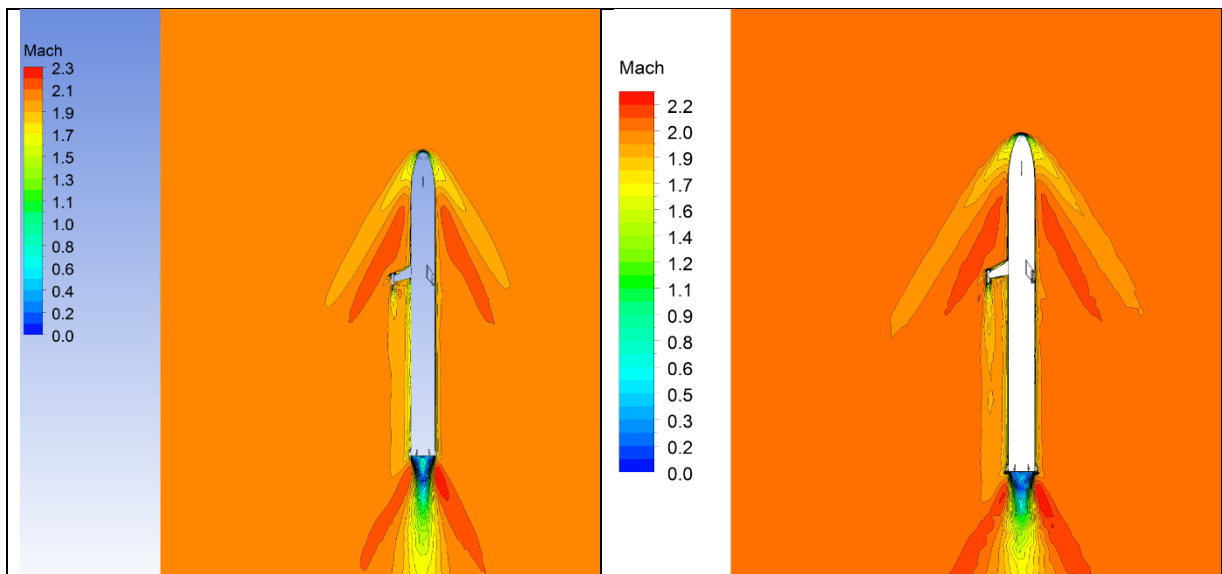
Σχήμα 4.2.10: Ταχύτητα

Στα δέκα χιλιόμετρα πλέον η ροή είναι υπερηχητική φτάνοντας ταχύτητες έως και μιάμιση φορά αυτής του ήχου. Τα φαινόμενα που παρατηρήθηκαν και στα πέντε χιλιόμετρα εξακολουθούν να εμφανίζονται. Παρατηρείται αύξηση της πίεσης στις ίδιες περιοχές με πριν αλλά με μεγαλύτερες τιμές αυτή τη φορά, αντίθετα η θερμοκρασία τείνει να μείνει στα ίδια επίπεδα καθώς η αύξηση της εξομαλύνεται από την μείωση της θερμοκρασίας από τον περιβάλλοντα αέρα. Ένα καινούριο αεροδυναμικό φαινόμενο εμφανίζεται στην ακμή και στο τέλος του πυραύλου, το "shock wave". Τα κύματα αυτά σχήματος Λ διαταράσσουν την ροή και δημιουργούν ραγδαίες μεταβολές σε όλα τα μετρούμενα μεγέθη εντός της περιοχής που καταλαμβάνουν με την ισορροπία να επανέρχεται πολύ πιο αργά από την υποηχητική ροή.

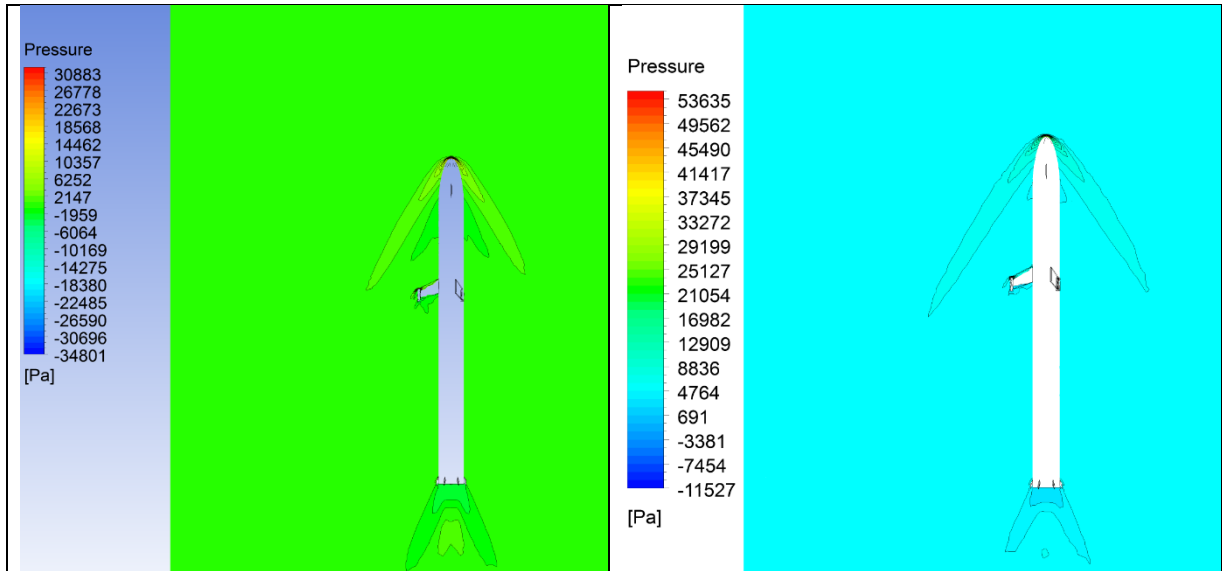
4.2.3 Είκοσι χιλιόμετρα υψόμετρο



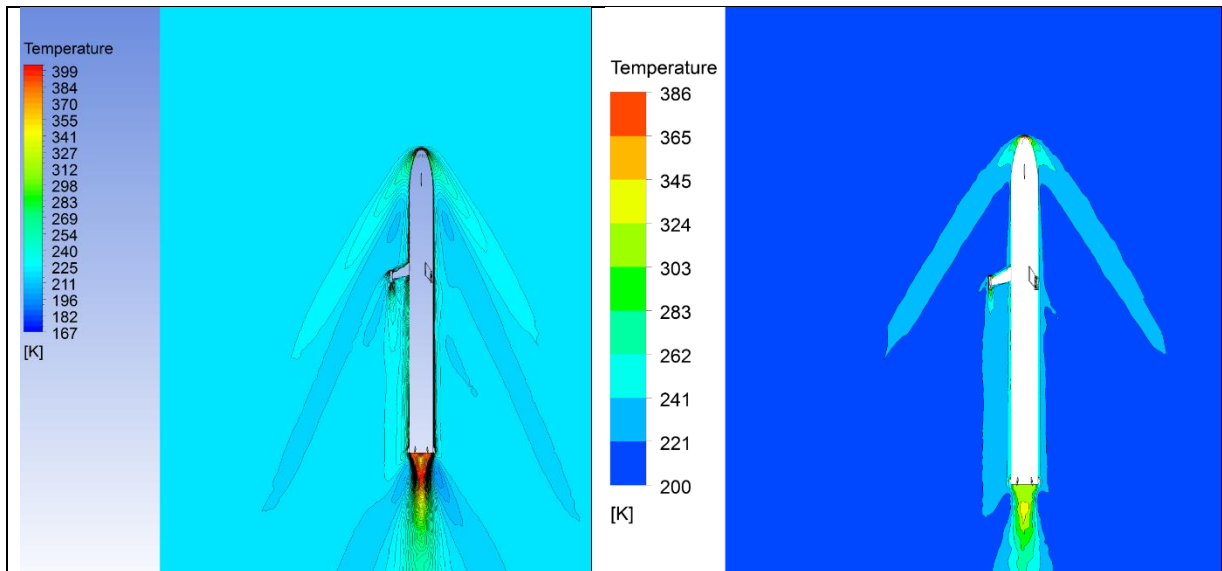
Σχήμα 4.2.11: Πικνότητα



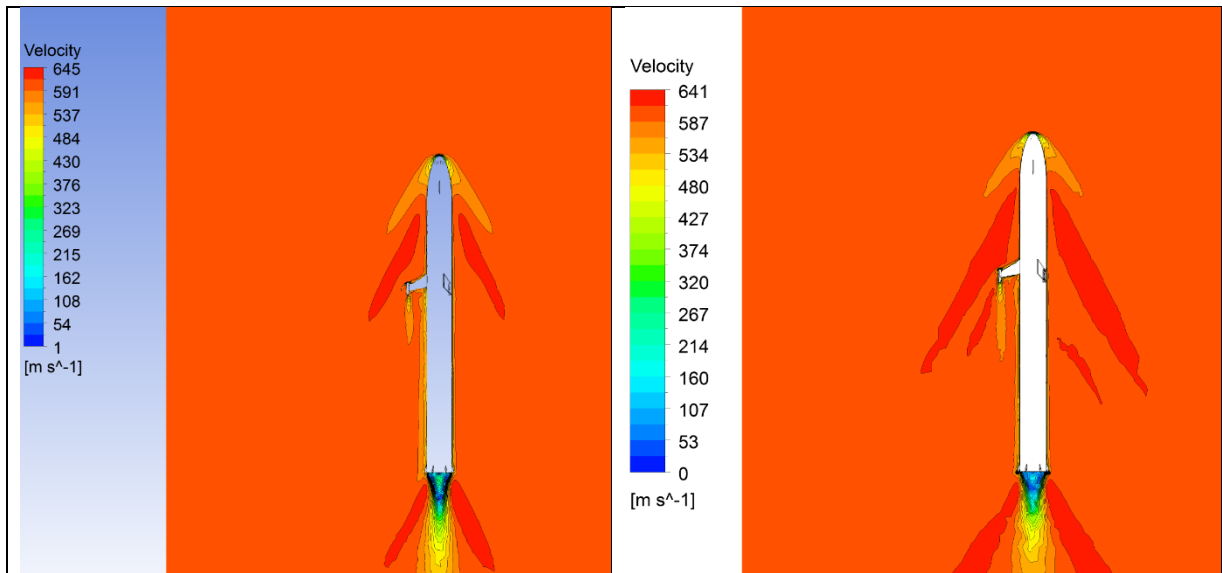
Σχήμα 4.2.12: Αριθμός Mach



Σχήμα 4.2.13: Πίεση



Σχήμα 4.2.14: Θερμοκρασία

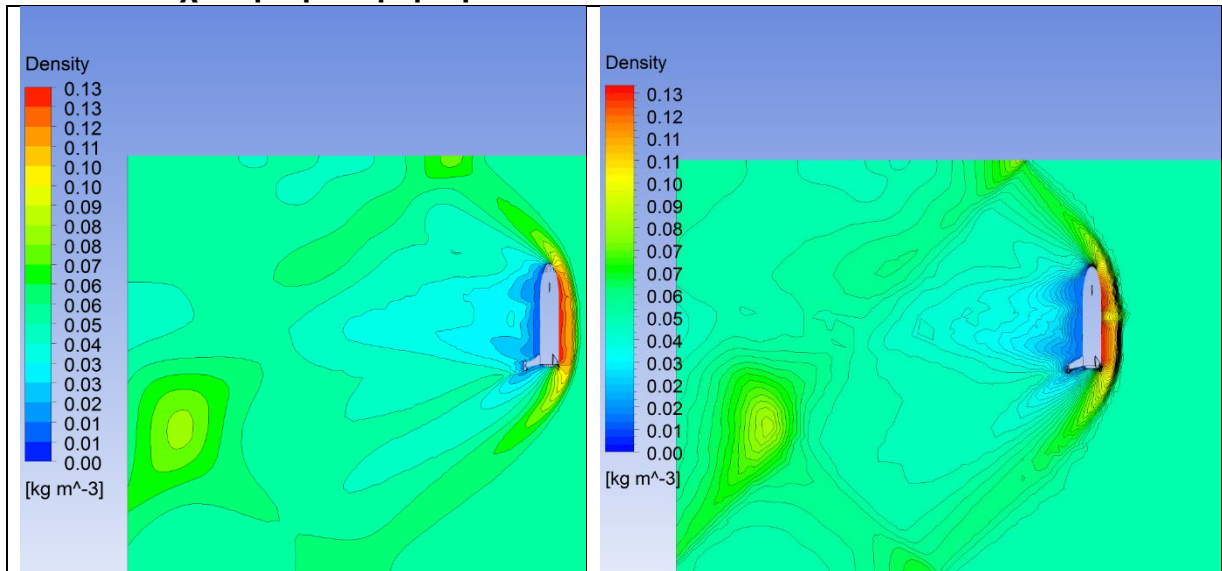


Σχήμα 4.2.15: Ταχύτητα

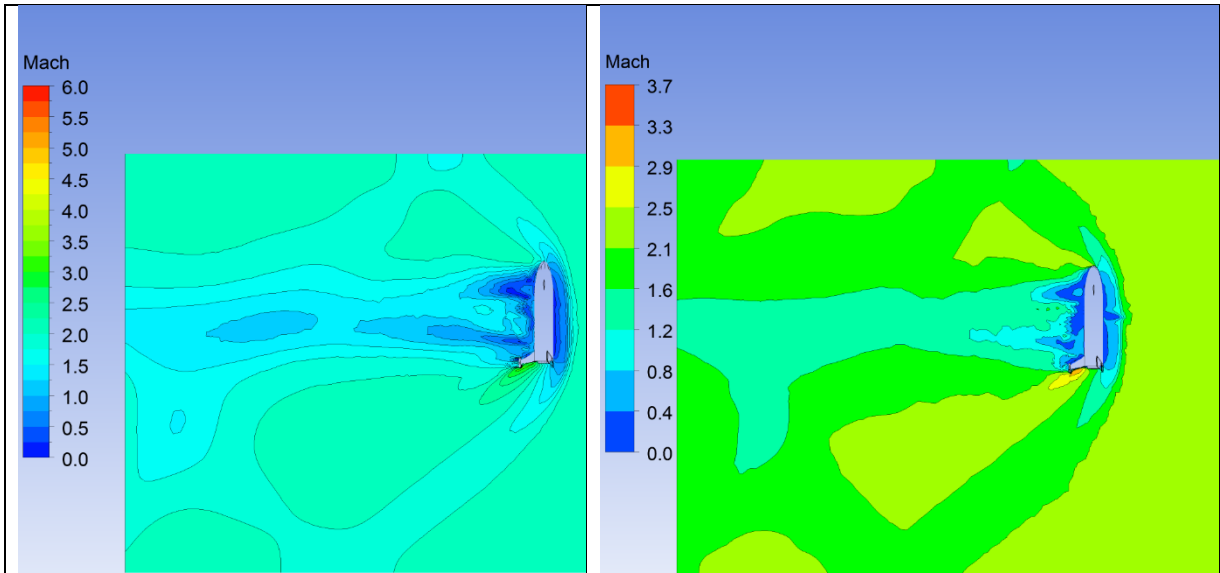
Στα είκοσι χιλιόμετρα η ροή συνεχίζει να είναι υπερηχητική αυτή τη φορά όμως με ταχύτητες δύο και δυόμιση φορές αυτής του ήχου. Η διαφορά των αποτελεσμάτων των δύο επιλυτών είναι αμελητέα. Σε αυτές τις ταχύτητες το φαινόμενο του “shock wave” πλέον γίνεται πιο ορατό με το μήκος και την γωνία του να αυξάνονται ραγδαία. Η επίδραση του πρέπει να ληφθεί υπόψιν προκειμένου η κατασκευή του πυραύλου να γίνει με την επιλογή του κατάλληλου υλικού που αντέχει σε τέτοιες πιέσεις και θερμοκρασίες.

4.3 Προσγείωση στον πλανήτη Άρη

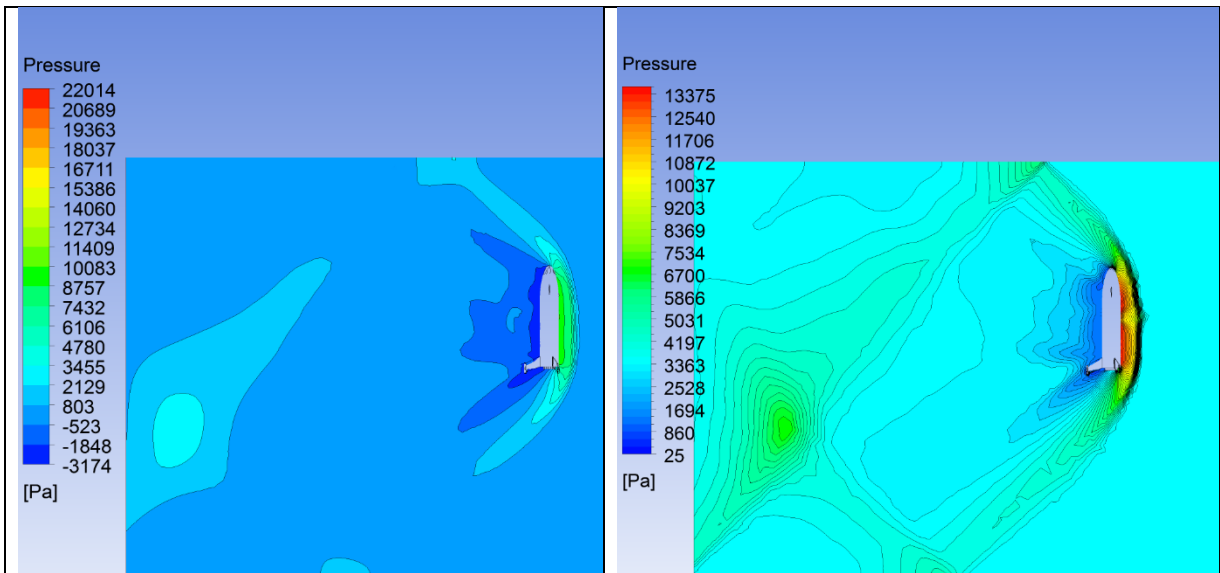
4.3.1 Πέντε χιλιόμετρα υψόμετρο



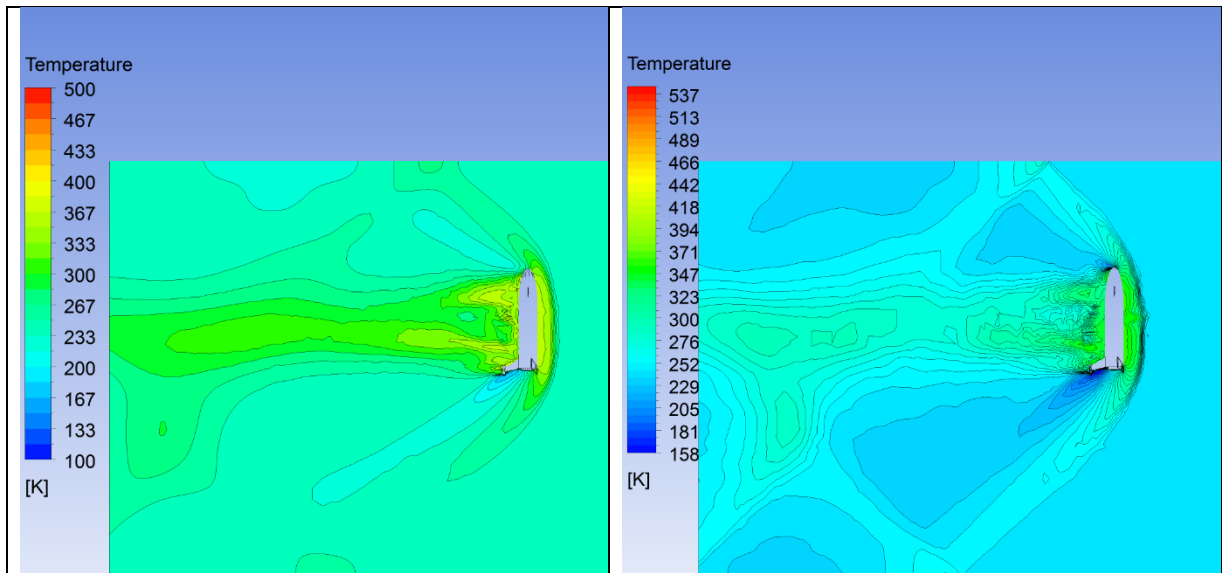
Σχήμα 4.3.1: Πυκνότητα



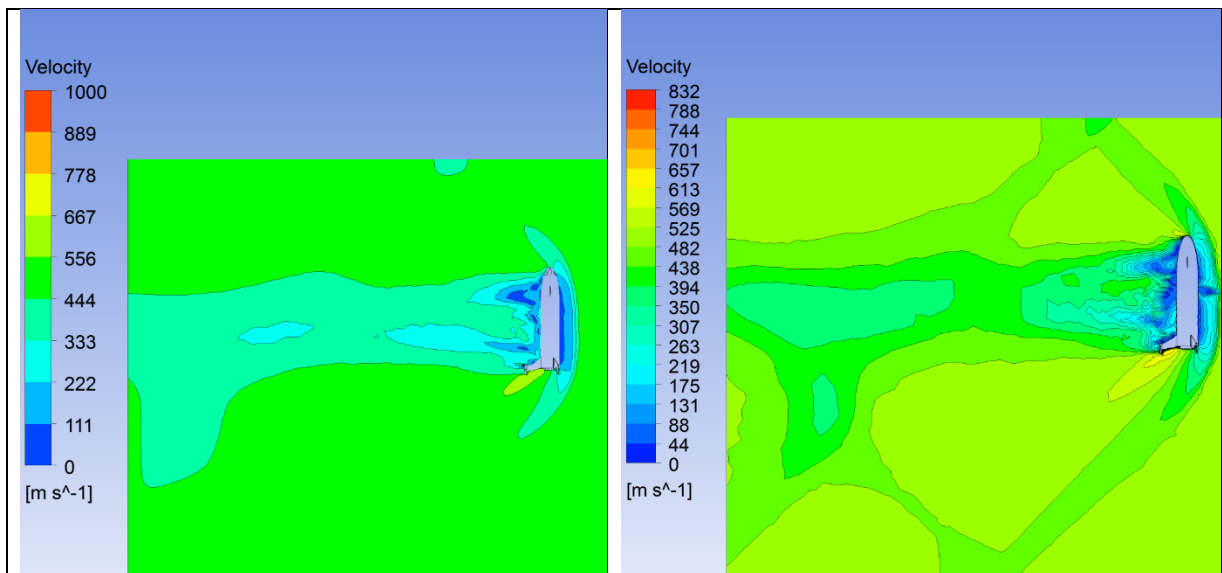
Σχήμα 4.3.2: Αριθμός Mach



Σχήμα 4.3.3: Πίεση



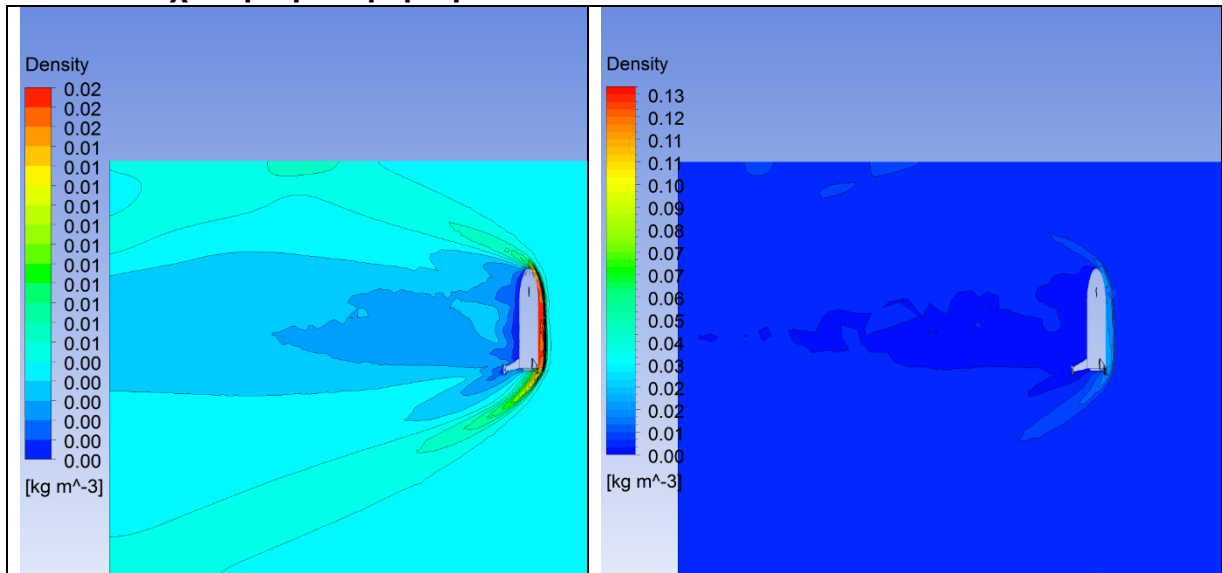
Σχήμα 4.3.4: Θερμοκρασία



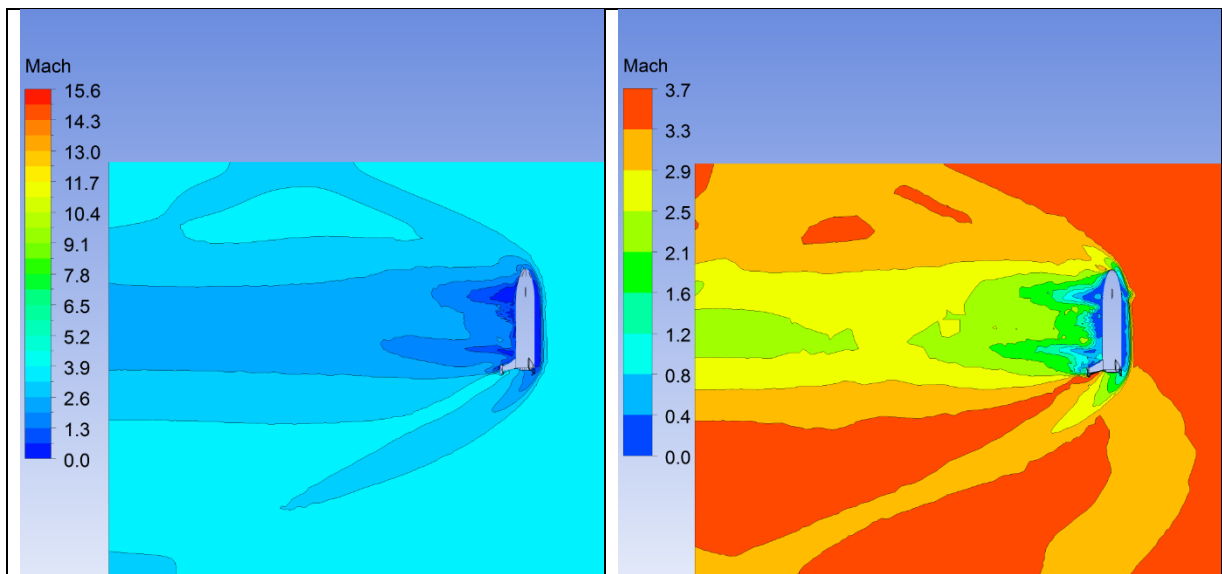
Σχήμα 4.3.5: Ταχύτητα

Είναι προφανές ότι έχουμε την δημιουργία μίας υπερηχητικής ροής με την εμφάνιση ενός “bow shock” ακριβώς επάνω στην προσήνεμη πλευρά του σκάφους. Αυτή η μορφή του “shock wave” εμφανίζεται σε οχήματα επανεισόδου όταν η προσήνεμη πλευρά αποτελεί ένα αμβλύ σώμα. Παρόλο που προκαλεί και αυτό τις ίδιες διαταραχές με ένα απλό “shock wave” η κύρια διαφορά του είναι ότι δεν έρχεται σε άμεση επαφή με το σώμα. Το μήκος του είναι αρκετά μεγαλύτερο αλλά ταυτόχρονα η γωνία που σχηματίζει είναι πολύ μικρότερη από αυτή που παρατηρήσαμε στην ατμόσφαιρα της Γης. Αυτό το φαινόμενο δεν θα πρέπει να μας ανησυχεί αντιθέτως η ασφαλής προσγείωση του επανδρωμένου πυραύλου βασίζεται στην ραγδαία μείωση της ταχύτητας του λόγω των αεροδυναμικών αυτών φαινομένων.

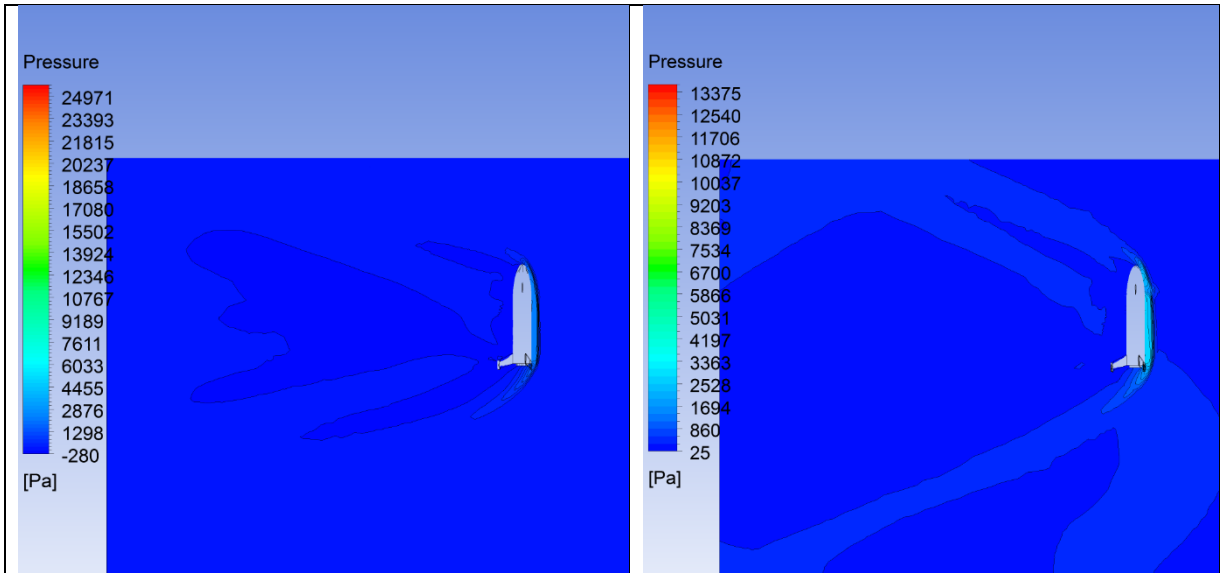
4.3.2 Δέκα χιλιόμετρα υψόμετρο



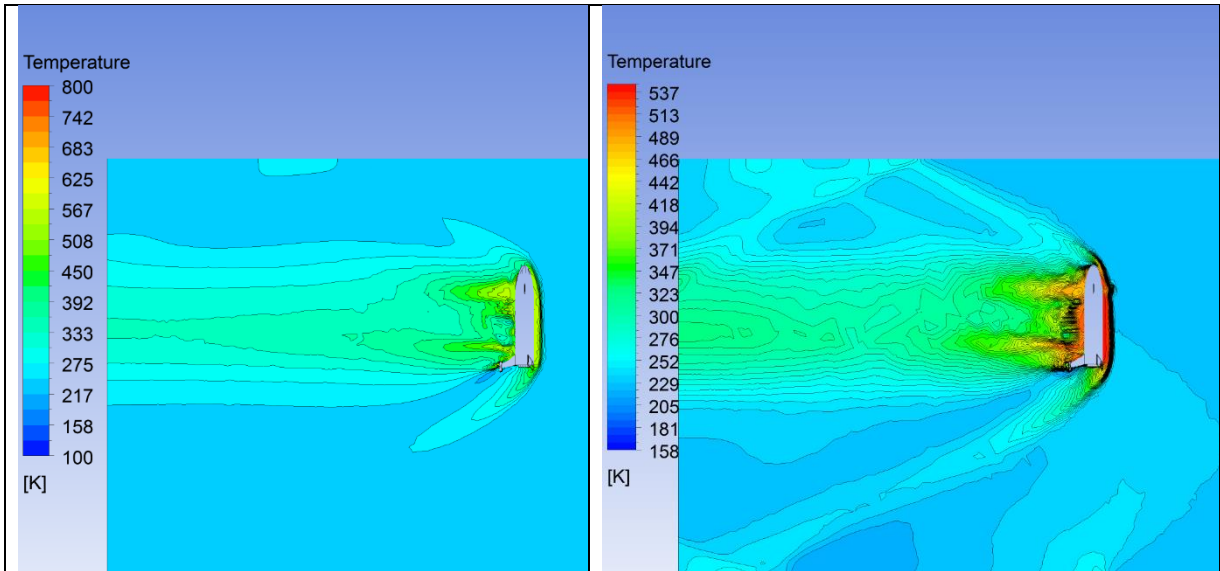
Σχήμα 4.3.6: Πικνότητα



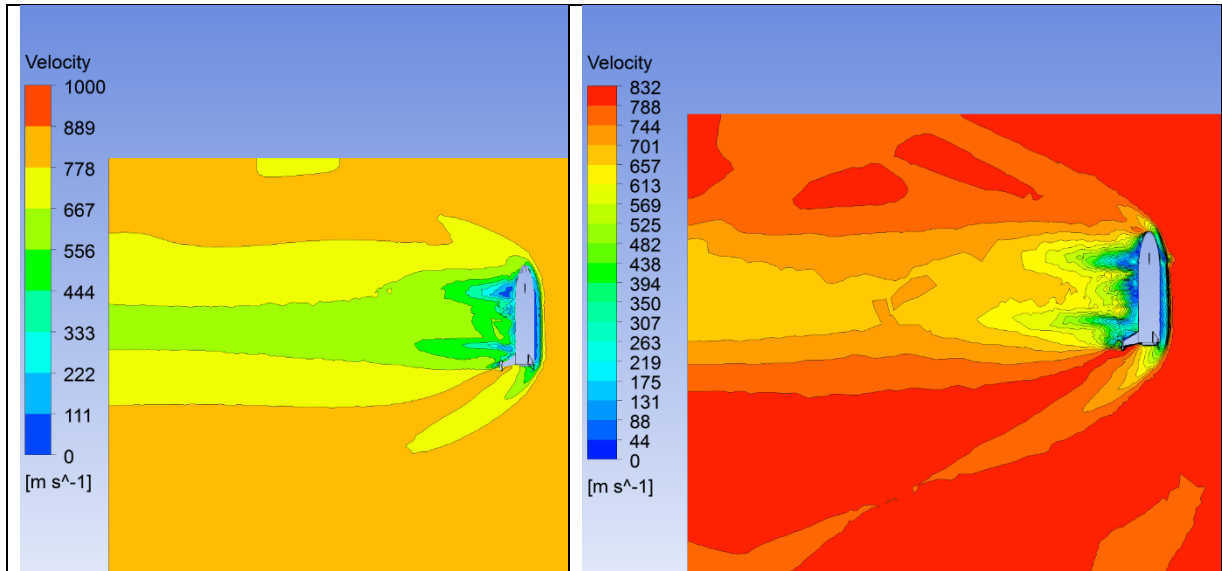
Σχήμα 4.3.7: Αριθμός Mach



Σχήμα 4.3.8: Πίεση



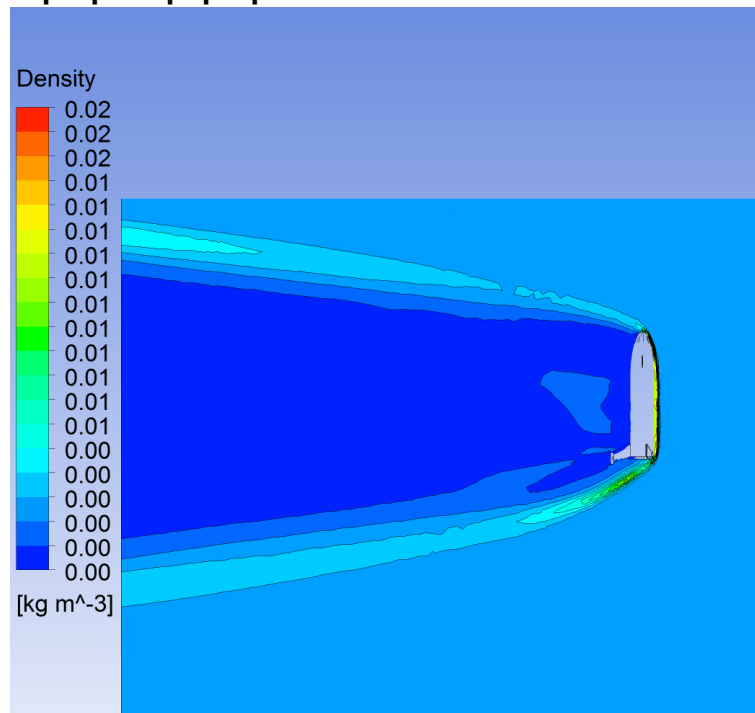
Σχήμα 4.3.9: Θερμοκρασία



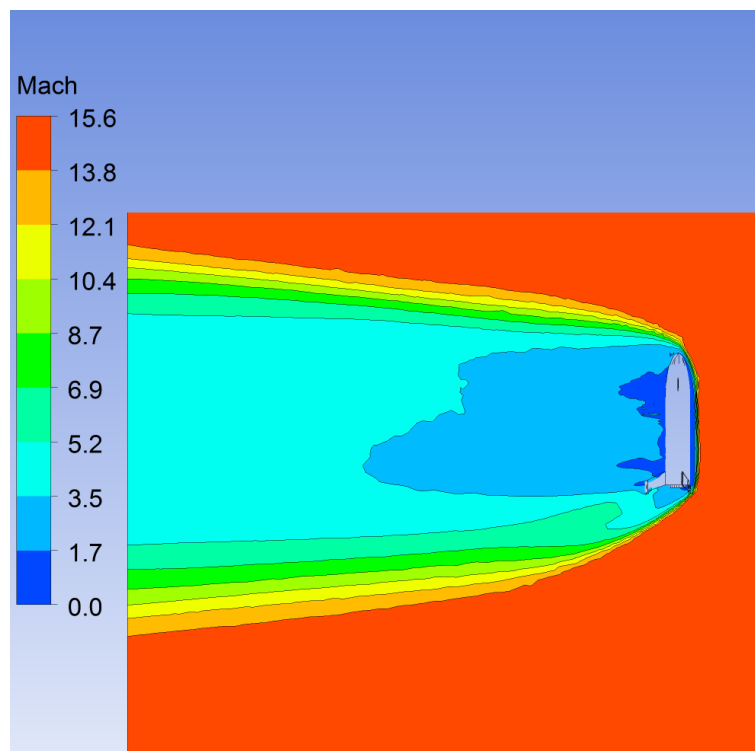
Σχήμα 4.3.10: Ταχύτητα

Στην περίπτωση των δέκα χιλιομέτρων ο επιλυτής “CFX” τείνει να συγκλίνει με το λογισμικό “Fluent” σε όλα τα διαγράμματα. Στην “κοιλιά” του σκάφους παρατηρείται η ανάπτυξη πολύ υψηλών θερμοκρασιών, έως και 600 K, κάτι που καθιστά αναγκαία την επιλογή της κατάλληλης θερμικής ασπίδας. Ο αριθμός “Mach” λαμβάνει τιμές άνω του τρία καθιστώντας έτσι την ροή πολύ κοντά στην υπέρ-υπερηχητική. Το φαινόμενο του “bow shock” γίνεται ακόμα πιο έντονο με την γωνία που σχηματίζει με τον πύραυλο να γίνεται ακόμα πιο οξεία και το μήκος του να ξεπερνά ακόμα και την διάμετρο του όγκου ελέγχου. Στην υπήνεμη πλευρά του διαστημοπλοίου ο αέρας τείνει να επανέλθει σε ισορροπία και να επανακτήσει την ταχύτητα του αφού πρώτα έχει προσπεράσει το σημείο ανακοπής.

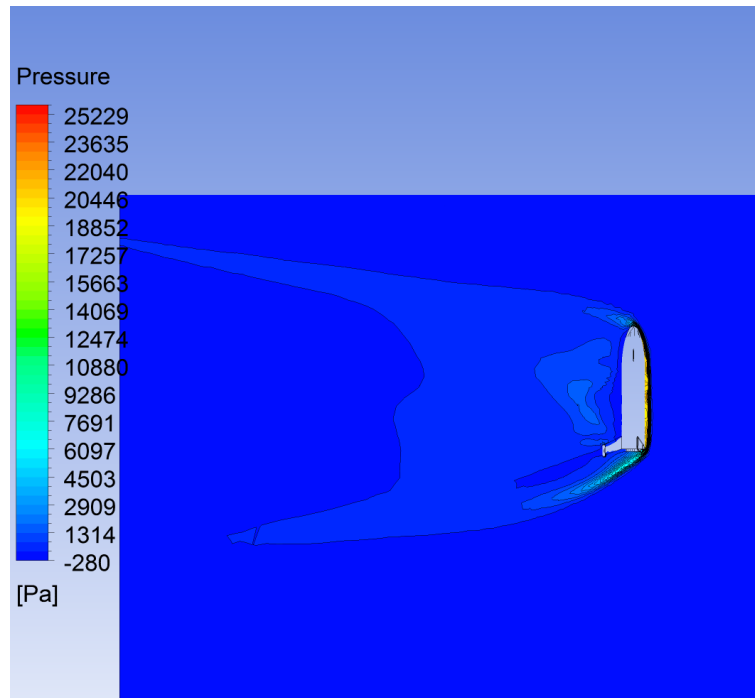
4.3.3 Είκοσι χιλιόμετρα υψόμετρο



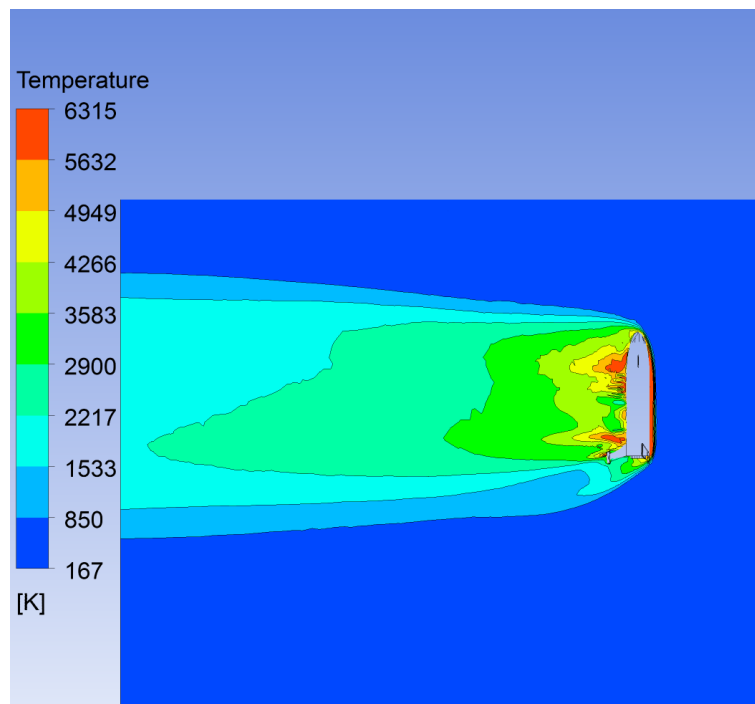
Σχήμα 4.3.11: Πυκνότητα



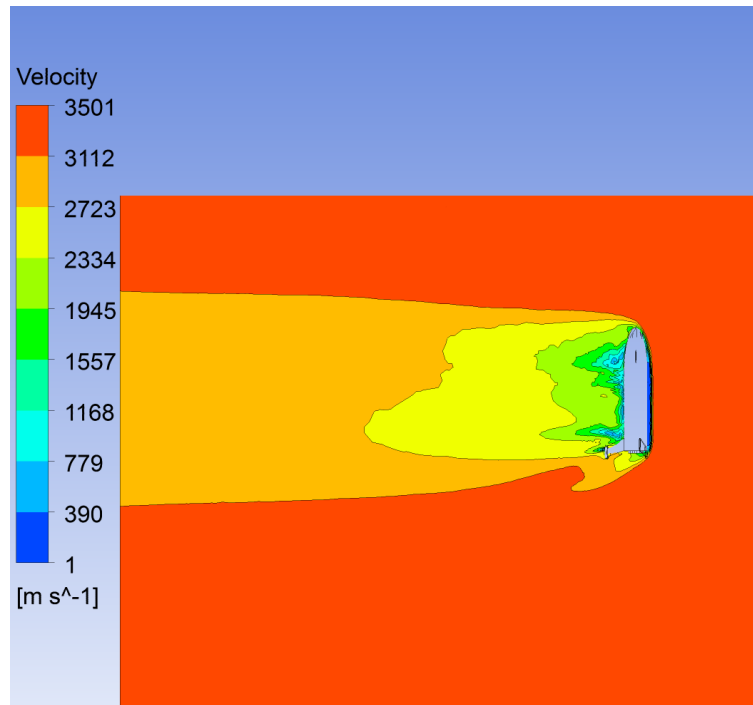
Σχήμα 4.3.12: Αριθμός Mach



Σχήμα 4.3.13: Πίεση



Σχήμα 4.3.14: Θερμοκρασία



Σχήμα 4.3.15: Ταχύτητα

Τα παραπάνω διαγράμματα απεικονίζουν τα αποτελέσματα μόνο του λογισμικού “ANSYS CFX”. Η προσομοίωση του διαστημοπλοίου κατά την προσγείωση του στον πλανήτη Άρη, στα είκοσι χιλιόμετρα, δεν απέφερε αποτελέσματα με τον επιλυτή “ANSYS Fluent”. Αυτή τη φορά παρατηρείται μία υπέρ- υπερηχητική ροή με ταχύτητες δέκα και δεκαπέντε φορές αυτής του ήχου. Οι θερμοκρασίες επάνω στην επιφάνεια του οχήματος ξεπερνούν τους 6000 K και η πίεση φτάνει σε τιμές άνω των 20.000 Pa. Το φαινόμενο του “bow shock” είναι πιο έντονο από κάθε άλλη προσομοίωση με την επίδραση του να μην εξομαλύνεται ακόμα και μετά το πέρας του όγκου ελέγχου.

4.5 Συμπεράσματα

Στο σημείο αυτό πρέπει να γίνει κατανοητή η δυσκολία του αντικειμένου τόσο στην ακριβή κατασκευή του μοντέλου όσο και στην μελέτη και κατανόηση των αεροδυναμικών φαινομένων που αναπτύσσονται. Το πιο σημαντικό εμπόδιο σε μία τέτοια εργασία είναι η έλλειψη πειραματικών μετρήσεων από την αεροδυναμική ανάλυση ενός ίδιου μοντέλου, προκειμένου να γίνει επαλήθευση των αποτελεσμάτων. Παρόλα αυτά μπορούν να παρατηρηθεί και να συγκριθεί η ανάπτυξη όμοιων αεροδυναμικών φαινομένων σε παρόμοια μοντέλα με της εργασίας αυτής. Όπως φαίνεται από τα διαγράμματα ο επιλυτής “ Pressure based Fluent” παρουσιάζει με ακρίβεια τα αεροδυναμικά φαινόμενα που προαναφέρθηκαν στο πρώτο κεφάλαιο. Τα αποτελέσματα που λήφθηκαν από αυτόν συγκρίθηκαν και επαληθεύτηκαν με αυτά του επιλυτή “CFX” και εμφανίστηκαν αμελητέες διαφορές σε όλες τις προσομοιώσεις. Επομένως η επιλογή ενός “Pressure Based” επιλυτή είναι ασφαλής επιλογή για ροές υπερηχητικές όπου παρατηρείται συμπίεση του εργαζόμενου μέσου. Όσον αφορά την τελευταία προσομοίωση όπου ο επιλυτής απέτυχε να αποδώσει αποτελέσματα, είναι πολύ πιθανόν το πρόβλημα να μην βρίσκεται στον επιλυτή αλλά στην ίδια την κατασκευή του υπολογιστικού χωρίου και του πλέγματος του μοντέλου.

4.5 Προτάσεις για περαιτέρω έρευνα

Για την καλύτερη απεικόνιση των αποτελεσμάτων μπορεί να γίνει η επιλογή διαφορετικών παραμέτρων στην κατηγορία της κατασκευής πλέγματος. Η επιλογή μίας πιο απλής γεωμετρίας και ενός διαφορετικού προγράμματος διακριτοποίησης (όπως GAMBIT ή ICEM) μπορεί να συνεισφέρει στη δημιουργία ενός πλέγματος με πολύ καλύτερη ποιότητα κελιών. Η ίδια μελέτη μπορεί να γίνει για μεγαλύτερα υψόμετρα και στους δύο πλανήτες όπου η θεωρία του συνεχούς μέσου δεν ισχύει. Μία μέθοδος είναι η "DSMC" (DIRECT SIMULATION MONTE CARLO) η οποία έχει αποδειχθεί ότι αποφέρει αρκετά ακριβή αποτελέσματα σε μεγάλα υψόμετρα όπου υπάρχουν ροές πολύ χαμηλής πυκνότητας [17].

Βιβλιογραφία

- [1] <https://www.nasa.gov/stem-ed-resources/a-pictorial-history-of-rockets.html>.
- [2] <https://www.blueorigin.com/>.
- [3] <https://www.virgingalactic.com/>.
- [4] <https://el.wikipedia.org/wiki/SpaceX>.
- [5] <https://www.spacex.com/starship>.
- [6] J. Gopalan, «Fascinating world of shock waves,» *Resonance*, pp. 752-767, Αύγουστος 2008.
- [7] G. P. Russo, «Flow visualization,» σε *Aerodynamic Measurements: From Physical Principles to Turnkey Instrumentation*, 2011, pp. 161-216.
- [8] W. Merzkirch, «TECHNIQUES OF FLOW VISUALIZATION,» 1987.
- [9] D. A. B. A. J. P. B. a. A. L. J. COUSTEIX, «SHOCK LAYERS AND BOUNDARY LAYERS IN HYPERSONIC FLOWS,» *Progress in Aerospace Science*, pp. 95-212, 1994.
- [10] E. H. C. P. M. D. Nitika Yadlapalli, «Schlieren Visualization of Shock Waves in Supersonic Flow,» *New Jersey Governor's School of Engineering and Technology*, 2013.
- [11] <https://www.wikipedia.org/>.
- [12] *ANSYS Help 19.2*.
- [13] «ANSYS FLUENT THEORY GUIDE».
- [14] https://www.engineeringtoolbox.com/international-standard-atmosphere-d_985.html.
- [15] <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/atmosmrm.html>.
- [16] K. A. K. a. F. Montanari, «Application of Pressure-Based Coupled Solver to the Problem of Hypersonic Missiles with Aerospikes,» 2007.
- [17] G. N. M. S. F. G. M. S. Ivanov, «High-Altitude Capsule Aerodynamics with Real Gas Effects,» *JOURNAL OF SPACECRAFT AND ROCKETS vol 35*, pp. 16-22, January-February 1998.
- [18] R. M. C. John J. Bertin, «Fifty years of hypersonics: where we've been,,» *Progress in Aerospace Sciences 39*, pp. 511-536, 2003.

