



ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ
ΣΧΟΛΗ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ
ΤΟΜΕΑΣ ΘΕΡΜΟΤΗΤΑΣ
ΕΡΓΑΣΤΗΡΙΟ ΕΤΕΡΟΓΕΝΩΝ ΜΙΓΜΑΤΩΝ ΚΑΙ ΣΥΣΤΗΜΑΤΩΝ ΚΑΥΣΗΣ

Υπολογιστική Προσομοίωση Εξωτερικής Φωτιάς σε Άτρακτο Αεροσκάφους

ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

Λούβρος Παναγιώτης

Επιβλέπουσα Καθηγήτρια: Φούντη Μαρία
Καθηγήτρια Ε.Μ.Π.

Αθήνα, Σεπτέμβριος 2013

Πίνακας Περιεχομένων

Πίνακας Περιεχομένων	2
Περίληψη	4
Abstract	5
Ευχαριστίες	6
1. Εισαγωγή.....	7
1.1 Γενικά	7
1.2 Αναδρομή και ανασκόπηση αεροπορικών ατυχημάτων.....	7
1.3 Η περίπτωση φωτιάς σε αεροπορικά ατυχήματα	9
1.3.1 Βασικά παραδείγματα εξωτερικής φωτιάς.....	10
2. Αντοχή υλικών σε φωτιά.....	13
2.1.1 Βασικές δοκιμές αεροπορικών υλικών	13
2.1.2 Πρόσθετες δοκιμές.....	17
2.1.3 Δοκιμές μεγάλης κλίμακας	19
2.1.4 Εξέλιξη των δοκιμών και μελλοντικά πειράματα	21
3. Αεροπορικά Υλικά	23
3.1 Βασικές κατηγορίες υλικών στο εσωτερικό του αεροσκάφους	23
3.1.1 Μονωτικά υλικά.....	23
3.1.2 Αεροπορικά καθίσματα.....	23
3.1.3 Πάνελ στο εσωτερικό της καμπίνας.....	24
3.1.4 Μη μεταλλικοί αγωγοί αέρα	25
3.1.5 Υλικά επένδυσης.....	25
3.1.6 Ηλεκτρικά εξαρτήματα	26
3.1.7 Τείχος προστασίας φωτιάς	26
3.1.8 Παράθυρα.....	26
3.2 Το αλουμίνιο ως βασικό υλικό στην αεροναυπηγική.....	26
3.2.1 Το κράμα αλουμινίου 7075 – T651.....	27
3.3 Τα σύνθετα υλικά	28
3.3.1 Ορισμός των σύνθετων υλικών, πλεονεκτήματα και κατηγοριοποίηση.....	28
3.3.2 Δοκιμές για σύνθετα αεροπορικά υλικά	29
3.3.3 Εφαρμογές και μελλοντική χρήση των σύνθετων υλικών	31
4. Το υπολογιστικό εργαλείο ANSYS CFX.....	33
4.1 Επίλυση ενός προβλήματος.....	33
4.2 Μοντέλα μεταφοράς θερμότητας και τύρβης.....	35
4.2.1 Τύρβη και μοντέλα περιγραφής της.....	35
4.2.2 Μεταφορά θερμότητας.....	35
4.3 Εφαρμογές στην αεροπορική βιομηχανία	35

4.4	Προσομοίωση φωτιάς και υπολογιστική ρευστομηχανική	36
5.	Περιγραφή πειράματος μεσαίας κλίμακας.....	39
5.1	Σκοπός του πειράματος και βασικά χαρακτηριστικά διάταξης.....	39
5.2	Υλικά πειραμάτων	42
5.2.1	Γενικός χαρακτηριστικά και κατηγοριοποίηση υλικών	42
5.2.2	Πρότυπες δοκιμές μικρής κλίμακας σύνθετων υλικών.....	43
5.2.3	Θερμοφυσικές ιδιότητες σύνθετου υλικού HexPly 8552.....	44
6.	Υπολογιστική προσομοίωση.....	49
6.1	Διαμόρφωση Γεωμετρίας	49
6.2	Δημιουργία Υπολογιστικού Πλέγματος	52
6.3	Συνθήκες και μοντέλα για την προσομοίωση	54
6.3.1	Αρχικές και οριακές συνθήκες.....	54
6.3.2	Μοντέλα ακτινοβολίας και τύρβης	55
6.3.3	Κριτήρια σύγκλισης	55
6.4	Δεδομένα και παράμετροι για την υπολογιστική προσομοίωση.....	56
6.4.1	Υλικά πάνελ ατράκτου	56
6.4.2	Τρόπος προσομοίωσης συνθηκών φωτιάς	57
7.	Παρουσίαση αποτελεσμάτων και σχολιασμός.....	60
7.1	Προσομοίωση σε συνθήκες μόνιμης ροής	60
7.1.1	Προσομοίωση πάνελ αλουμινίου σε επιφανειακή πηγή θερμότητας.	60
7.1.2	Προσομοίωση πάνελ αλουμινίου με έκθεση σε θερμό αέρα	62
7.1.3	Προσομοίωση πάνελ σύνθετου υλικού με έκθεση σε θερμό αέρα	63
7.2	Προσομοίωση σε συνθήκες μη μόνιμης ροής.....	66
7.2.1	Σύγκριση αποτελεσμάτων θερμοστοιχείων εσωτερικού ατράκτου	66
7.2.2	Σύγκριση θερμοκρασιών ψυχρής πλευράς δοκιμίου	71
7.2.3	Παρουσίαση αποτελεσμάτων προσομοίωσης.....	73
8.	Συμπεράσματα	76
8.1	Βασικά συμπεράσματα από τη δοκιμή μεσαίας κλίμακας.....	76
8.2	Συμπεράσματα από τα αποτελέσματα της υπολογιστικής προσομοίωσης	76
8.3	Μελλοντικά βήματα	77
	ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ.....	79

Οι αερομεταφορές στις μέρες μας αποτελούν τον πιο αναπτυσσόμενο και διαδεδομένο τρόπο μεταφοράς ανθρώπων και εμπορευμάτων. Παρότι η ιστορία των αερομεταφορών έχει στιγματιστεί από θανατηφόρα ατυχήματα, στόχος της αεροπορικής βιομηχανίας είναι η συνεχής έρευνα, μελέτη και εξέλιξη για την αποφυγή και πρόληψη τους. Η ασφάλεια κατά τη διάρκεια του ταξιδιού εξασφαλίζεται από ένα σύνολο αυστηρών κανόνων και προδιαγραφών που έχουν θεσπίσει από κοινού οι αεροπορικές εταιρίες με τις υπηρεσίες πολιτικής αεροπορίας διεθνώς. Ιδιαίτερα στο κομμάτι της πυρασφάλειας και πυραντοχής των υλικών υπάρχει ένα σύνολο πρότυπων δοκιμών για τα υλικά που χρησιμοποιούνται στο αεροσκάφος. Από τις διάφορες περιπτώσεις ατυχημάτων, αυτή της εξωτερικής φωτιάς είναι μια ιδιαίτερα πιθανή περίπτωση αφού αφορά έκχυση καυσίμου μετά από πρόσκρουση ή αναγκαστική προσγείωση στο έδαφος, ή ακόμα και διαρροή.

Η παρούσα εργασία εστιάζει σε ένα τέτοιο σενάριο ατυχήματος και εξετάζει συγκεκριμένα τη συμπεριφορά των σύνθετων υλικών σε μια υπό κλίμακα δοκιμή. Τα υλικά αυτά χρησιμοποιούνται όλο και περισσότερο από την αεροπορική βιομηχανία με χαρακτηριστικά παραδείγματα το 787 Dreamliner της εταιρίας Boeing και το A350-XWB της Airbus όπου το ποσοστό χρήσης σύνθετων υλικών και στα δυο αεροσκάφη αγγίζει το 50%. Δεδομένου ότι δεν υπάρχουν νέες πρότυπες δοκιμές, αποκλειστικά για τα σύνθετα υλικά, αυτά απαιτείται τουλάχιστον να πληρούν τις προδιαγραφές που κάλυπταν έως τώρα τα κράματα αλουμινίου, που ήταν το βασικό δομικό υλικό στην αεροναυπηγική.

Πέραν από τις πρότυπες δοκιμές γίνονται και δοκιμές μεσαίας και μεγάλης κλίμακας για να υπάρχει μια συνολική εικόνα της συμπεριφοράς της ατράκτου σε συνθήκες εξωτερικής φωτιάς. Στην παρούσα διπλωματική εργασία πραγματοποιήθηκε μια υπολογιστική προσομοίωση μια τέτοιας δοκιμής, συγκεκριμένα μεσαίας κλίμακας. Η πειραματική διάταξη της δοκιμής αποτελείται από ένα τμήμα ατράκτου σε κλίμακα 1/4, η οποία εκτίθεται σε φωτιά (pool fire) και στην όποια υπάρχουν μια σειρά στοιχείων για την καταγραφή των αποτελεσμάτων. Για τις ανάγκες της προσομοίωσης χρησιμοποιήθηκε το πακέτο Υπολογιστικής Ρευστομηχανικής ANSYS CFX 14. Γενικότερα η προσομοίωση ενός τέτοιου φαινομένου είναι αρκετά πολύπλοκη αφού αφενός είναι δύσκολη η προσομοίωση της φλόγας στην υπολογιστική ρευστομηχανική, ενώ παράλληλα απαιτείται και προσέγγιση των θερμοφυσικών ιδιοτήτων του σύνθετου υλικού αφού αυτές δεν είναι σταθερές αλλά έχουν εξάρτηση από πολλούς παράγοντες. Αφού υπήρχε κατασκευή του πλέγματος, της γεωμετρίας και εισήχθησαν στο πρόγραμμα οι αρχικές και οριακές συνθήκες, επιλύθηκε το πρόβλημα σε συνθήκες μόνιμης ροής. Αυτή η κίνηση ήταν μια αναγκαιότητα για την επιλογή του μοντέλου προσομοίωσης της φλόγας σαν είσοδο θερμού αέρα, ενώ παράλληλα χρησιμοποιήθηκε για την σύγκριση των αποτελεσμάτων θερμοκρασιών στο εσωτερικό της ατράκτου όπου φάνηκε καλύτερη η συμπεριφορά του πάνελ του σύνθετου υλικού(εποξικό ανθρακόνημα) συγκριτικά με το πάνελ του κράματος αλουμινίου.

Στην προσομοίωση σε συνθήκες μη μόνιμης ροής φάνηκε η σημαντική σύγκλιση των αποτελεσμάτων σε σχέση με τα πειραματικά δεδομένα. Όσον αφορά τις θερμοκρασίες στο εσωτερικό της ατράκτου το μέγιστο σχετικό σφάλμα είναι 6,6% ενώ για τις θερμοκρασίες στην ψυχρή πλευρά του πάνελ το σφάλμα είναι 6,5%. Με βάση την ικανοποιητική αυτή ακρίβεια, παρουσιάζονται και αποτελέσματα από την υπολογιστική προσομοίωση, όπου είναι ουσιαστικά αδύνατο να βρεθούν από το πείραμα, και δίνουν μια συνολική εικόνα του προβλήματος, δείχνοντας παράλληλα και τις δυνατότητες της Υπολογιστικής Ρευστομηχανικής.

Λέξεις Κλειδιά: Εξωτερική φωτιά σε αεροσκάφος, Υπολογιστική προσομοίωση, σύνθετα υλικά

Abstract

Air transport of people and goods is steadily increasing. One of the main goals of the aerospace industry is to avoid and prevent fatal accidents, which have stigmatized the history of aviation. A set of rules and regulations, adopted by the airlines and the aviation companies globally, ensure the safety of flights. Especially in a fire scenario, the fire resistance of the materials used in the aircraft is tested by a set of standard test and procedures. This thesis focuses on the event of an aircraft fuselage subjected to an external fire and simulates a 1/4 scale pool fire test of a fuselage made of aluminum alloy or composite materials. This scenario is related to jet fuel fire and is common when an aircraft crashes to the ground or when the fuel is leaked out. Moreover, composite materials are increasingly used by the aviation industry as illustrated by the brand new aircrafts, the 787 Dreamliner Boeing and the A350-XWB Airbus, where the use of composite materials in both aircrafts reaches 50%. The numerical simulation were performed using ANSYS CFX 14 which is a commercial CFD (Computational Fluid Dynamics) software. In a test case like this the simulation procedure is quite complex because of the difficulty simulating the flame in the CFD software, as well as the needed approximations of the thermophysical properties of the composite materials. The composite material in this study is a carbon-epoxy, the thermophysical properties of which are not constant but depend on many parameters. The first stage of the simulation focuses on a steady state flow scenario so as to determine a model for the simulation of the flame. In this stage, the use of a hot air inlet was determined to be more appropriate and it was also found that the temperature inside the fuselage was lower using a carbon-epoxy panel than the aluminum alloy panel. In the next stage, where transient flow conditions were considered, a very good agreement of simulation results with experimental data was observed. The maximum relative error of the temperatures inside the fuselage was found to be 6.6%, while for the temperatures in the panel's cold side it was 6.5%. Based on the obtained level of accuracy, some characteristic results from the numerical simulations, which could not be obtained experimentally, are presented; the presented results give an overview of the problem and show the potential of CFD in pool fire aircraft scenarios.

Keywords: External aircraft fuselage fire, CFD , composite materials

Ευχαριστίες

Η παρούσα διπλωματική εργασία πραγματοποιήθηκε στο εργαστήριο Ετερογενών Μιγμάτων και Συστημάτων Καύσης της σχολής Μηχανολόγων Μηχανικών του Εθνικού Μετσόβιου Πολυτεχνείου υπό την επίβλεψη της καθηγήτριας κ. Φούντη κατά το ακαδημαϊκό έτος 2012-2013. Ευχαριστώ θερμά την κυρία Φούντη που μου έδωσε την ευκαιρία να ασχοληθώ με αυτό το θέμα. Θα ήθελα να ευχαριστήσω επίσης τον μεταδιδακτορικό συνεργάτη κ. Κολαΐτη για την διαρκή του βοήθεια, την αισιοδοξία του, και την επιστημονική στήριξή του σε κάθε δυσκολία που παρουσιάστηκε.

1. Εισαγωγή

1.1 Γενικά

Βασικό στοιχείο στις αερομεταφορές είναι η ασφάλεια και η πρόληψη των ατυχημάτων. Η παρούσα εργασία επικεντρώνεται στα ατυχήματα που αφορούν την φωτιά και ιδιαίτερα τις περιπτώσεις εξωτερικής φωτιάς στην άτρακτο του αεροσκάφους. Η εξέλιξη της τεχνολογίας τα τελευταία χρόνια, δείχνει ότι υπάρχει σημαντική προσπάθεια σε αυτή την κατεύθυνση. Από τη μια πλευρά, υπάρχει εκτεταμένη χρήση νέων υλικών και μεθόδων που αυξάνουν την πυραντοχή και την πυρασφάλεια του αεροσκάφους σε συνδυασμό με αυστηρές προδιαγραφές και δοκιμές. Από τη άλλη, οι υπηρεσίες πολιτικής αεροπορίας έχουν διαμορφώσει μια σειρά κανόνων με στόχο την μεγιστοποίηση της ασφάλειας.

Οι δοκιμές των υλικών, ιδιαίτερα των δομικών υλικών της ατράκτου, είναι εξονυχιστικές και απαιτητικές ώστε να εξασφαλίζεται η καλύτερη δυνατή συμπεριφορά του υλικού σε συνθήκες φωτιάς. Επί προσθέτως πραγματοποιούνται δοκιμές μεσαίας και μεγάλης κλίμακας ώστε να υπάρχει μια συνολική εικόνα του προβλήματος της εξωτερικής φωτιάς και να βρεθούν τρόποι αποτελεσματικότερης, άμεσης και ασφαλούς εκκένωσης του αεροσκάφους. Δεδομένου όμως του υψηλού κόστους των μεγάλων δοκιμών, τα τελευταία χρόνια πραγματοποιούνται όλο και λιγότερο ενώ έδαφος κερδίζουν οι μέθοδοι Υπολογιστικής Ρευστομηχανικής. Στην πραγματικότητα δεν μπορεί να υπάρξει, προς το παρόν, αντικατάσταση των δοκιμών με υπολογιστική προσομοίωση δεδομένης της πολυπλοκότητας του φαινομένου. Παρόλα αυτά η υπολογιστική προσομοίωση, σε συνδυασμό με δοκιμές μεσαίας-μεγάλης κλίμακας, μπορεί να περιγράψει με πιο συνολικό τρόπο το φαινόμενο δίνοντας δεδομένα που είναι πολύ δύσκολο να εξαχθούν από πειράματα και δοκιμές.

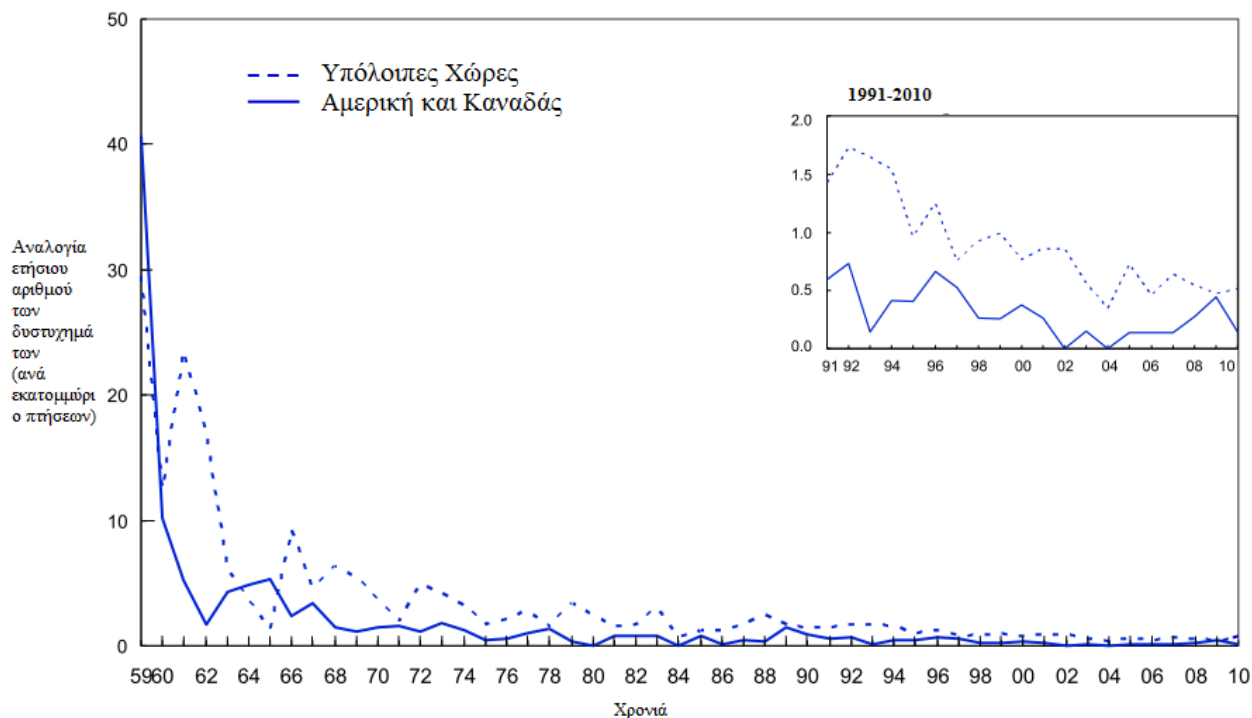
Σε αυτό ακριβώς το πρόβλημα τοποθετείται και η διπλωματική εργασία όπου επιχειρείται να προσομοιωθεί μια δοκιμή μεσαίας κλίμακας. Η προσομοίωση αυτή χωρίζεται σε δύο βασικές ενότητες για την περιγραφή του προβλήματος. Πρώτον, στην δοκιμή χρησιμοποιήθηκαν σύνθετα υλικά με αποτέλεσμα να είναι απαραίτητη η προσομοίωση των θερμοφυσικών ιδιοτήτων τους, αφού οι ιδιότητες των υλικών αυτών δεν είναι καθορισμένες και εξαρτώνται από πολλούς παράγοντες. Δεύτερον, χρειάστηκε να γίνει μια προσέγγιση για την προσομοίωση της φωτιάς και της φλόγας δεδομένου ότι και αυτές αποτελούν πολυσύνθετο φαινόμενο που είναι αδύνατο να προσομοιωθεί ως έχει.

Γενικότερα, στην περίπτωση που η προσομοίωση δεν παρουσιάζει μεγάλο σφάλμα σε σχέση με τα δεδομένα της δοκιμής, δίνεται η δυνατότητα να παρουσιαστούν επιπρόσθετα αποτελέσματα.

1.2 Αναδρομή και ανασκόπηση αεροπορικών ατυχημάτων

Δεδομένης της ανάπτυξης των αεροπορικών μεταφορών τα τελευταία χρόνια, η βελτίωση της ασφάλειας και άρα και της αξιοπιστίας τους αποτελεί πρώτη προτεραιότητα για την αεροπορική βιομηχανία[1]. Υπάρχει σημαντική παράδοση στη μελέτη και αναφορά των ατυχημάτων. Συγκεκριμένα, οι έρευνες προσανατολίζονται στο να απαντήσουν δύο βασικά ερωτήματα: “Τι πραγματικά έγινε;” και “Τι πρέπει να γίνει για να αποφευχθεί παρόμοιο συμβάν στο μέλλον;”. Επίσης έχει κατοχυρωθεί σε συνθήκη στο Σικάγο το 1944, καθώς και σε ευρωπαϊκή οδηγία (94/56/EC), η υποχρεωτική έρευνα των αεροπορικών ατυχημάτων.[2]

Παρόλο που τα τελευταία χρόνια σημειώνεται σημαντική βελτίωση στην ασφάλεια, που μεταφράζεται σε μείωση των ατυχημάτων 36% σε σχέση με την προηγούμενη δεκαετία [2], η απώλεια ανθρώπινων ζώων είναι ένα θέμα που κλονίζει τις αερομεταφορές. Στην Εικόνα 1-1 απεικονίζεται η χρονική εξέλιξη του αριθμού των δυστυχημάτων ανά εκατομμύριο πτήσεις από το 1959 μέχρι το 2010.



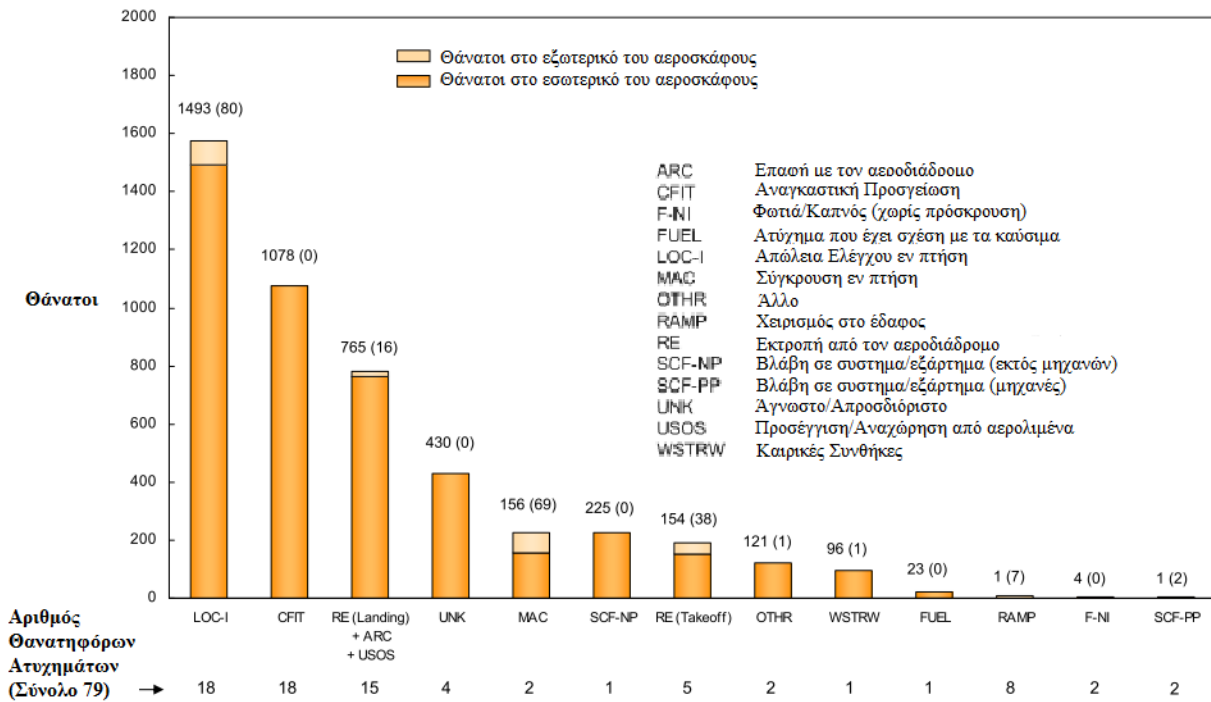
Εικόνα 1-1 Χρονική εξέλιξη του αριθμού των δυστυχημάτων ανά εκατομμύριο πτήσεων από το 1959 μέχρι το 2010 [3]

Βασικές αιτίες αεροπορικών ατυχημάτων.

Στα αεροπορικά ατυχήματα, υπάρχει ένα ευρύ φάσμα αιτιών, που καθιστούν πολύπλοκη την έρευνα τους. Οι αιτίες μπορούν να κατηγοριοποιηθούν με διαφορετικούς τρόπους. Πρώτα από όλα, ανάλογα με την πορεία της έρευνας, κατηγοριοποιούνται σε γνωστά και άγνωστα αίτια, π.χ. τα αίτια σε κάποια ατυχήματα είναι αδύνατο να βρεθούν [4]. Στη συνέχεια, βασικό ρόλο στα ατυχήματα έχει ο ανθρώπινος παράγοντας, είτε εξολοκλήρου, είτε σε συνδυασμό με βασικές αιτίες όπως μηχανικές και ηλεκτρικές βλάβες, κακές καιρικές συνθήκες και φωτιά ή ανάφλεξη σε τμήμα του αεροσκάφους. Οι βασικές αιτίες αεροπορικών ατυχημάτων είναι οι εξής:

1. Απώλεια ελέγχου κατά την πτήση
2. Αναγκαστική προσγείωση
3. Έξοδος από το διάδρομο στην προσγείωση ή απογείωση
4. Πρόσκρουση
5. Φωτιά – καπνός
6. Επίγειο ατύχημα

Στην Εικόνα 1-2 φαίνεται ένα διάγραμμα κατανομής των αιτιών των θανατηφόρων αεροπορικών ατυχημάτων



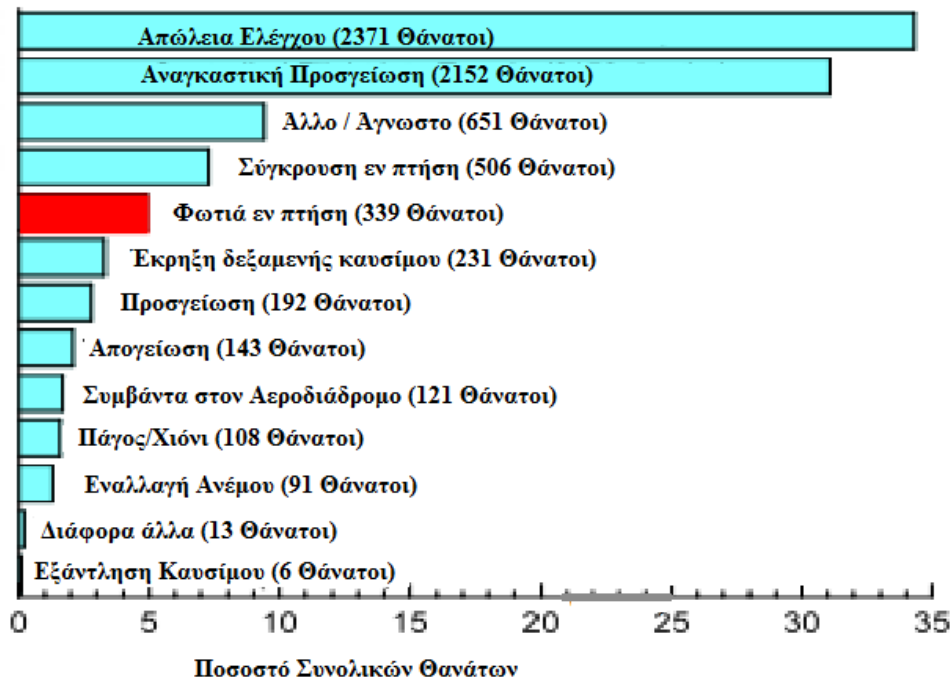
Εικόνα 1-2 Αίτια αεροπορικών ατυχημάτων [5]

Σημαντικό κριτήριο στην κατηγοριοποίηση των αεροπορικών ατυχημάτων αποτελεί η χρονική στιγμή που συμβαίνουν στη διάρκεια της πτήσης. Έρευνα δείχνει [6] ότι από το 1959 μέχρι το 2009 το 59% των θανασιμων ατυχημάτων γίνεται κατά την προσγείωση ή την απογείωση, και αυτό έχει αντίκρισμα σε πάνω από τους μισούς θανάτους των αεροπορικών ατυχημάτων.

1.3 Η περίπτωση φωτιάς σε αεροπορικά ατυχήματα

Η πιθανότητα πρόκλησης φωτιάς στις αερομεταφορές είναι εξαιρετικά επικίνδυνη δεδομένου ότι πρέπει να αντιμετωπιστεί άμεσα και σε πολύ μικρό χρονικό διάστημα, προτού το πλήρωμα και οι επιβάτες βρεθούν σε κίνδυνο. Αξίζει να αναφερθεί ότι όταν ξεσπάσει φωτιά στον χώρο των αποσκευών το πλήρωμα έχει περίπου δυο λεπτά να την εξουδετερώσει. Σε περίπτωση που αυτό δεν είναι εφικτό, η φωτιά εξαπλώνεται και ο εξοπλισμός αντιμετώπισης της, που διαθέτει το αεροπλάνο δεν επαρκεί, με αποτέλεσμα οι πιλότοι να έχουν μόλις 14 λεπτά για να προσγειώσουν και να εκκενώσουν το αεροσκάφος ώστε να μην κινδυνέψουν οι επιβάτες. Επί προσθέτως, χωρίς την ανάπτυξη και χρήση συγκεκριμένων υλικών, μια εξωτερική φωτιά θα εισχωρούσε στο αεροπλάνο σε ελάχιστα λεπτά. [6]

Παρόλο που οι στατιστικές μελέτες δεν δείχνουν την φωτιά σαν βασικό αίτιο αεροπορικών ατυχημάτων (Εικόνα 1-2), όπως φαίνεται στην εικόνα 1-3, τα περιστατικά φωτιάς είναι ο τέταρτος (αν εξαιρεθούν τα ανεξιχνίαστα αίτια) σημαντικότερος παράγοντας πρόκλησης θανατηφόρων ατυχημάτων. Σε αυτό πρέπει να προστεθεί το γεγονός ότι ένας μεγάλος αριθμός των ατυχημάτων προκαλείται από πρόσκρουση, όπου στη συνέχεια ακολουθεί φωτιά, με θανατηφόρα αποτελέσματα για τους επιζήσαντες. Υπολογίζεται ότι το 40% των επιβατών που επιζούν από την πρόσκρουση του αεροπλάνου, χάνει τη ζωή του λόγω της φωτιάς που εξαπλώνεται ύστερα από την πρόσκρουση [7]. Επίσης σύμφωνα με προβλέψεις η ετήσια αύξηση της επιβατικής κίνησης ανέρχεται στο 5,3% [8], με ταυτόχρονη αύξηση της χωρητικότητας των αεροπλάνων πράγμα που μπορεί να αποτελέσει παράγοντα ραγδαίας αύξησης των περιπτώσεων φωτιάς στα αεροπορικά ατυχήματα.



Εικόνα 1-3 Αριθμός Θανάτων ανά αίτιο ατυχήματος από 1987 μέχρι 1996 [10]

Υπάρχουν δύο βασικές κατηγορίες φωτιάς σε αεροπορικά ατυχήματα, όπου αντίστοιχα παρατίθενται η ροή θερμότητας (radiant heat flux) σε κάποια παραδείγματα [9] :

- Εξάπλωση φωτιάς στο εσωτερικό του αεροσκάφους, στο χώρο των αποσκευών, την καμπίνα ($50-100 \text{ kW/m}^2$) και σε “τυφλές περιοχές” του αεροσκάφους όπως αεραγωγοί, χώροι ηλεκτρονικών συστημάτων-καλωδίων ($2 - 50 \text{ kW/m}^2$).
- Εμφάνιση φωτιάς στο εξωτερικό της ατράκτου, είτε μετά από σύγκρουση ($>100 \text{ kW/m}^2$), είτε από διαρροή καυσίμου ($150-200 \text{ kW/m}^2$)

1.3.1 Βασικά παραδείγματα εξωτερικής φωτιάς

Οι αεροπορικές κατασκευές έχουν σχεδιαστεί έτσι ώστε να αντέχουν σε διαφορετικά σενάρια φόρτισης με βάση τη λειτουργία τους και την καθημερινή τους χρήση. Παρόλα αυτά, σε κάποιες καταστάσεις (περίπτωση ατυχήματος), οι κατασκευές αυτές πρέπει να εξασφαλίσουν την ασφάλεια των επιβατών και του πληρώματος. Έτσι, σε περίπτωση πρόσκρουσης στο έδαφος υπάρχει πιθανότητα εξωτερικής φωτιάς από διαρροή καυσίμου. Παίρνοντας ως δεδομένο ότι η άτρακτος αντέχει την πρόσκρουση, η ασφάλεια και διάσωση των επιβατών εξαρτάται από την πυραντοχή της κατασκευής και των υλικών που την αποτελούν. Ένα βασικό κομμάτι της πυραντοχής είναι η αντοχή του υλικού στο εξωτερικό της ατράκτου για ένα χρονικό διάστημα, έτσι ώστε να δοθεί χρόνος για την εκκένωση του αεροσκάφους προτού οι φλόγες εισχωρήσουν στην καμπίνα (burn-through time). Σύμφωνα με την Ομοσπονδία Υπηρεσίας Πολιτικής Αεροπορίας (Federal Aviation Administration, FAA) ο ελάχιστος χρόνος που πρέπει να αντέξει το υλικό για να μην εξαπλωθεί ή ενισχυθεί η φωτιά, είναι 5 λεπτά.[8]

Παρακάτω παρουσιάζονται τέσσερα παραδείγματα ατυχημάτων όπου αναπτύχθηκε φωτιά από αεροπορικά καύσιμα (jet fuel) σε άτρακτο που δεν έχει υποστεί σημαντική ζημιά [11]. Οι συγκεκριμένες περιπτώσεις ατυχημάτων αποτέλεσαν βασικό οδηγό για την διεξαγωγή πειραμάτων και προσομοιώσεων πυρασφάλειας και πυραντοχής από τις υπηρεσίες πολιτικής αεροπορίας και την

αεροπορική βιομηχανία. Σε τέτοια περίπτωση αναφέρεται η υπολογιστική προσομοίωση της παρούσας εργασίας.

- Λος Άντζελες , 1978

Ένα αεροπλάνο τύπου Douglas DC-10 εκτέθηκε σε φωτιά (pool fire) για 2,5 λεπτά πριν κατασβεστεί από τα σωστικά συνεργεία. Η φωτιά δεν διαπέρασε την καμπίνα και ακόμα κι αν υπήρχαν σημάδια φθοράς στις ραφές των πάνελ και στο πίσω μέρος των καθισμάτων, τα υλικά τις ατράκτου έδειξαν πολύ σημαντική πυραντίσταση.

- Μάλαγα , 1982

Ένα Douglas DC-10 αποτυγχάνει να απογειωθεί και προσκρούει στο διάδρομο απογείωσης με αποτέλεσμα το δεξί πτερύγιο να διαλυθεί, να υπάρξει διαρροή καυσίμου και να εκτεθεί σε φωτιά. Η σχεδόν άθικτη άτρακτος έδειξε σημαντική αντοχή για αρκετό χρονικό διάστημα δίνοντας τη δυνατότητα σε 344 από τους 394 επιβάτες να διαφύγουν.

- Κάλγκαρι, 1984 και Μάντσεστερ 1985

Τα δύο ατυχήματα έχουν σημαντικές ομοιότητες. Το ατύχημα και στις δύο περιπτώσεις προκλήθηκε από μια βλάβη στον κινητήρα ενός αεροσκάφους Boeing 737 με αποτέλεσμα να τυλιχτεί στις φλόγες. Ένα βασικό γεγονός διαφοροποιεί τα δυο ατυχήματα. Στην περίπτωση του Κάλγκαρι , όλοι οι επιβάτες καταφέρανε να αποβιβαστούν, ενώ αντίθετα στο Μάντσεστερ, 55 άνθρωποι έχασαν τη ζωή τους. Αξίζει να αναφερθεί ότι η φωτιά εισχώρησε στο αεροσκάφος σε λιγότερο από 60 δευτερόλεπτα. Στην Εικόνα 1-4 φαίνεται η κατάσταση της ατράκτου του αεροσκάφους μετά το αεροπορικό ατύχημα στο Μάντσεστερ.



Εικόνα 1-4 Το ατύχημα στο Μάντσεστερ [12]

Γενικότερα η αντιμετώπιση της εμφάνισης φωτιάς στις αερομεταφορές αποτελεί πρώτη προτεραιότητα για τις αρχές πολιτικής αεροπορίας και για τις αεροπορικές εταιρίες . Συγκεκριμένα

η FAA έχει θέσει προδιαγραφές, με βάση κάποιες πρότυπες μετρήσεις, για την συμπεριφορά των υλικών σε συνθήκες φωτιάς, και όρια σε τιμές της έκλυσης θερμότητας και καπνού όπως και της εξάπλωσης της φλόγας.

2. Αντοχή υλικών σε φωτιά

Όπως γίνεται κατανοητό και από τα παραπάνω, η πυραντοχή των υλικών για την αεροπορική βιομηχανία είναι ιδιαίτερα σημαντική. Κάθε υλικό που χρησιμοποιείται σε αεροσκάφος περνάει από ελέγχους και πρέπει να έχει συγκεκριμένη συμπεριφορά σε συνθήκες φωτιάς.

Αυτό αποτυπώθηκε και στους Ομοσπονδιακούς Κανονισμούς Αεροπορίας (Federal Aviation Regulations) με ειδικό κεφάλαιο για τους ελέγχους και τους μηχανισμούς πυρασφάλειας[13].

Οι πρώτοι έλεγχοι και κανονισμοί για την συμπεριφορά των υλικών σε φωτιά και την πυραντοχή τους είχαν αναφορά μόνο σε υλικά του εσωτερικού του αεροσκάφους. Αυτό συνέβαινε κυρίως γιατί στα εξωτερικά (δομικά) υλικά της ατράκτου υπήρχε χρήση συγκεκριμένων υλικών (σίδηρος, αλουμίνιο), αλλά και γιατί οι περιπτώσεις εσωτερικής φωτιάς, όπως φάνηκε και από τα παραπάνω στατιστικά στοιχεία, ήταν αυξημένες. Για τα ατυχήματα που έχουν να κάνουν με εσωτερική φωτιά στο αεροσκάφος, αξίζει να προστεθεί ότι μέχρι το 1996 το κάπνισμα επιτρεπόταν στις αεροπορικές μετακινήσεις[14].

Στις μέρες μας υπάρχει εξέλιξη και συστηματοποίηση των ελέγχων. Αποτέλεσμα αυτού είναι να υπάρχει μείωση 50% του ρυθμού έκλυσης θερμότητας (heat release rate) των υλικών στο εσωτερικό της καμπίνας. Επίσης, από τους πρώτους ελέγχους σε υλικά καθισμάτων το 1987, πλέον σήμερα υπάρχουν συγκεκριμένες κατηγορίες ελέγχων και πειραμάτων για τα αεροπορικά υλικά, που μάλιστα, συνεχώς εμπλουτίζονται τα τελευταία χρόνια με την είσοδο νέων υλικών(σύνθετα, πολυμερή, νανο-υλικά) [7].

2.1.1 Βασικές δοκιμές αεροπορικών υλικών

Παρακάτω παρουσιάζονται συνοπτικά κάποιες από τις 22 συνολικά εργαστηριακές δοκιμές που είναι απαραίτητες για τον έλεγχο και τελικά τη χρήση των υλικών στις αερομεταφορές όπως επιβάλλουν και οι αντίστοιχοι ομοσπονδιακοί κανονισμοί (FAR) [15]. Πρέπει να σημειωθεί ότι αναλύονται πιο διεξοδικά εκείνες οι πρότυπες δοκιμές που έχουν να κάνουν με τα υλικά της ατράκτου του αεροπλάνου.

- Bunsen Burner 60 μοιρών για ηλεκτρικά καλώδια

Η δοκιμή γίνεται για να προσδιοριστεί την πυραντοχή της μόνωσης των ηλεκτρικών καλωδίων. Η δοκιμή γίνεται με ένα τυπικό καυστήρα τύπου Bunsen για 30 δευτερόλεπτα. Στη μόνωση, ανάλογα με το μέγεθός της, προσδένεται μια μάζα έτσι ώστε να μπορεί να ελεγχτεί αν το μέγεθος της φθοράς επηρεάζει τη λειτουργικότητα του καλωδίου. Γενικότερα η περίπτωση φωτιάς σε τέτοια υλικά είναι αρκετά πιθανή, όπως η περίπτωση της πτήσης #111 της Swissair, αφού αυτά βρίσκονται σε “τυφλές περιοχές” του αεροσκάφους [16].

- Καυστήρας ελαίου σε υλικά αεροπορικών καθισμάτων

Με αυτή τη δοκιμή ελέγχεται η αναφλεξιμότητα και η απώλεια υλικού από διάφορα τμήματα αεροπορικών καθισμάτων, όταν αυτά εκτίθενται σε υψηλής έντασης ανοιχτή φλόγα (open flame). Η δοκιμή αυτή πραγματοποιείται με ένα καυστήρα “gun type” με συγκεκριμένες διαστάσεις στο τελευταίο κομμάτι, αυτό του κώνου. Όσον αφορά τις απαιτήσεις της δοκιμής, αυτές περιλαμβάνουν τα υλικά να μην καούν ολοσχερώς σε διάστημα 5 λεπτών έκθεσης σε φωτιά και να έχουν θερμοκρασία στην ψυχρή πλευρά μικρότερη από 204.4°C, καθόλη τη διάρκεια της δοκιμής

- Δοκιμή σε εύκαμπτους αγωγούς κινητήρα

Αυτή η δοκιμή πραγματοποιείται για να διαπιστωθεί η πυραντοχή σε υψηλές θερμοκρασίες λόγω φωτιάς ή και κραδασμών των εύκαμπτων αγωγών του κινητήρα, που βρίσκονται σε “ειδικές ζώνες φωτιάς” (designated fire zone). Μια τέτοια ζώνη είναι η περιοχή του αεροσκάφους όπου απαιτείται να υπάρχει σύστημα κατάσβεσης φωτιάς και τα υλικά που χρησιμοποιούνται εκεί έχουν μεγάλη αντοχή στη φωτιά. Μια τέτοια περιοχή είναι αυτή του κινητήρα. Η δοκιμή πραγματοποιείται με έναν ειδικό καυστήρα (gun-type conversion oil burner), όπου ρυθμίζεται για να παρέχει φλόγα μέσης θερμοκρασίας 1.100°C και πυκνότητας ροής θερμότητας (heat flux density) 10,6 W/cm². Ο στόχος της δοκιμής είναι η αντοχή των αγωγών χωρίς την απώλεια ελαίου για χρονικό διάστημα 5 λεπτών

- Δοκιμές με καυστήρα τύπου Bunsen δομικών υλικών ατράκτου

Αυτές οι δοκιμές είναι ουσιαστικά όμοιες όσον αφορά την διάταξη, η οποία αποτελείται από έναν καυστήρα τύπου Bunsen, όπου καίγεται μεθάνιο, έναν ειδικό θάλαμο (test cabinet) , και ένα στήριγμα για το δοκίμιο, Αυτό που αλλάζει στις διαφορετικές περιπτώσεις είναι ο προσανατολισμός του δοκιμίου προς εξέταση. Στον πίνακα 2.1 παρουσιάζονται οι διαφορετικοί χρόνοι έκθεσης στη φλόγα και οι τελικές απαιτήσεις και προδιαγραφές ώστε το υλικό να χρησιμοποιηθεί με ασφάλεια. Γενικότερα οι δοκιμές γίνονται για να προσδιοριστεί η αντοχή των υλικών στην διείσδυση της φλόγας αλλά και την επέκτασή της.

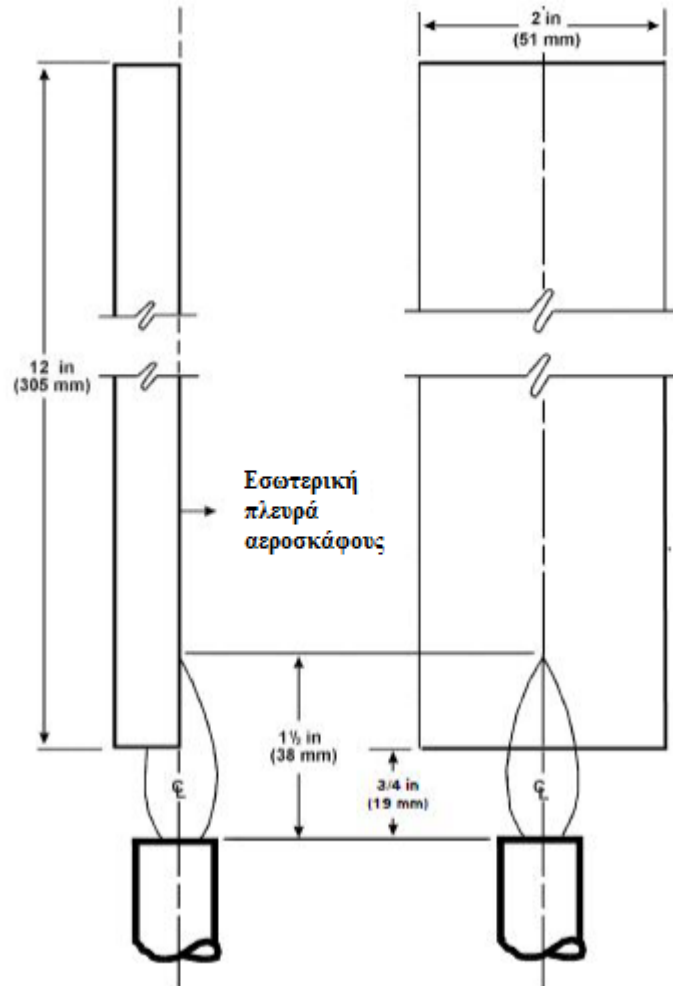
Πίνακας 2.1 Διαφορετικές δοκιμές με καυστήρα Bunsen

	Χρόνος Δοκιμής	Απαιτήσεις	
Κατακόρυφη θέση	60sec / 12sec	Χρόνος διατήρησης φλόγας (Flame time)	>15sec / >15sec
		Χρόνος καύσης υλικού που καταρρέει(Drip flame time)	>3sec / >5sec
		Μήκος κανίματος (Burn length)	152mm / 203mm
Θέση υπό γωνία 45 μοιρών	30sec	Χρόνος διατήρησης φλόγας (Flame time)	>15sec
		Διείσδυση φλόγας(Flame penetration)	Καμία
		Χρόνος Πυράκτωσης(Glow time)	>10sec
Οριζόντια θέση	15sec	Ρυθμός καύσης	6.35cm/min

Ιστορικά οι δοκιμές με διατάξεις καυστήρων φλόγας δεν ήταν ομοιόμορφες ούτε στην FAA ούτε στους κατασκευαστές αεροσκαφών. Αυτό που όρισε τέτοιες δοκιμές ήταν η έκδοση του “Aircraft materials fire test handbook” [17].

Αξίζει να σημειωθεί ότι τα καινούρια υλικά που χρησιμοποιούνται στον σύγχρονο σχεδιασμό των αεροσκαφών συχνά δεν καλύπτουν τα κριτήρια του “μήκους καύσης” όταν ο καυστήρας τοποθετείται σε διαφορετικές από τις καθορισμένες θέσεις των προδιαγραφών της δοκιμής. Παρόλα αυτά, η πυραντοχή του υλικού πιστοποιείται και ελέγχεται στην προκαθορισμένη θέση που αντιπροσωπεύει την πιο ακραία περίπτωση [18], όπως φαίνεται και στην Εικόνα 2-1.

Γενικότερα ο έλεγχος με καυστήρα τύπου Bunsen αποτελεί μια αποτελεσματική και εύκολη μέθοδο ελέγχου μπορώντας να πιστοποιήσει την αντοχή των υλικών σε φωτιά .



Εικόνα 2-1 Θέση καυστήρα για την διεξαγωγή δοκιμής με καυστήρα Bunsen [18]

- Δοκιμή ρυθμού έκλυσης θερμότητας (O.S.U. Heat release rate) για δομικά υλικά ατράκτου

Η παρούσα δοκιμή πραγματοποιείται για να μετρηθεί ο ρυθμός έκλυσης θερμότητας για αεροπορικά υλικά σε συνθήκες φωτιάς. Ο ρυθμός έκλυσης θερμότητας (Heat release rate) είναι ο ρυθμός της ενέργειας που εκλύεται από το υλικό όταν αυτό καίγεται. Η μονάδα μέτρησης του είναι το kW/m^2 και μέγιστη τιμή του μεγέθους σημαίνει ότι το υλικό καίγεται πιο έντονα. Το μέγεθος αυτό μετράται σε όλη τη διάρκεια της δοκιμής, από τη στιγμή που το δοκίμιο εισέρχεται στο θάλαμο έκθεσης στη φλόγα, μέχρι την ανάφλεξή του και την προοδευτική “άνοδο” της φλόγας στην επιφάνειά του.

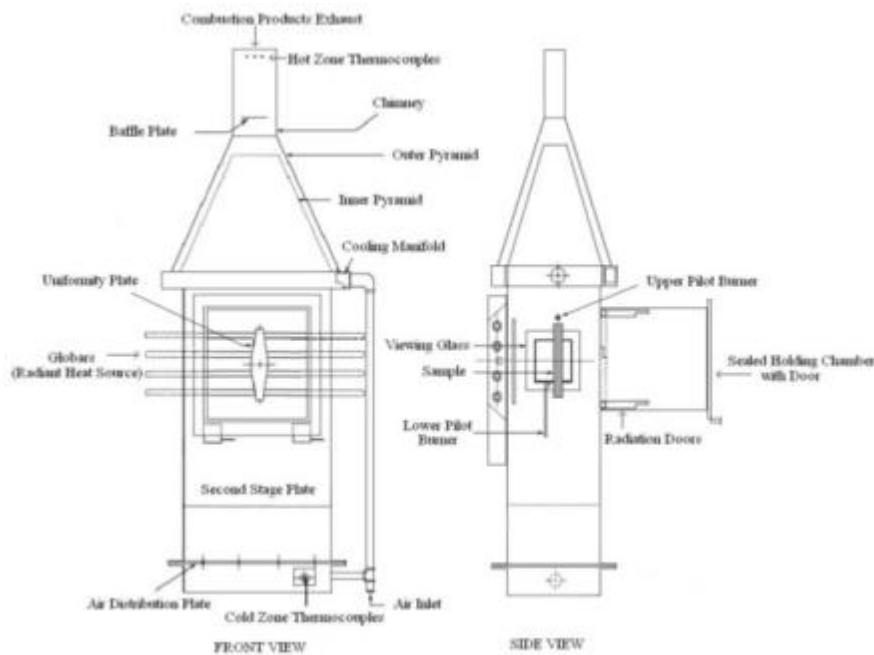
Η διάταξη πήρε το όνομα της από το Πανεπιστήμιο της πολιτείας του Οχάιο (Ohio State University, OSU) και χρησιμοποιήθηκε στις αρχές της δεκαετίας του 1970 από την αμερικανική βιομηχανία Σιδήρου και Χάλυβα (A.I.S.I.) για να προσδιορίσει την συμπεριφορά κάποιων προϊόντων της εποχής σε συνθήκες φωτιάς [19]

Η διάταξη περιλαμβάνει τρία βασικά μέρη[20] έτσι όπως φαίνονται και στην εικόνα 2-1:

- Θάλαμος συγκράτησης (Holding Chamber)
- Περιβαλλοντικός θάλαμος (Environmental Chamber)
- Τμήμα σε σχήμα πυραμίδας (Pyramidal Section)

Τα παραπάνω μέρη περιλαμβάνουν εξαρτήματα που έχουν να κάνουν τόσο με τη καύση και τη

φλόγα, όπως και τις μετρήσεις που είναι αναγκαίο να γίνουν, όπως για παράδειγμα στοιχεία ακτινοβολίας (Globars) , πλάκες διανομής αέρα (air distributor plates) , θερμοστοιχεία ψυχρών περιοχών (thermopile)



Εικόνα 2-2 Διάταξη O.S.U. Heat release rate [15]

Οι βασικές αρχές της μεθόδου είναι οι ακόλουθες[20] :

- ◆ Συνεχής ροή αέρα
- ◆ Πηγή θερμότητας με ακτινοβολία
- ◆ Κατακόρυφος προσανατολισμός
- ◆ Σημειακή ανάφλεξη
- ◆ Ρυθμός έκλυσης θερμότητας μεταβλητός ανάλογα με τη θερμοκρασία των καυσαερίων

Οι απαιτήσεις για την πυραντοχή των υλικών είναι ο μέσος μέγιστος ρυθμός έκλυσης θερμότητας να μην υπερβεί τα 65 kW/m^2 σε χρονικό διάστημα 5 λεπτών. Επίσης η μέση έκλυση θερμότητας κατά τη διάρκεια των 2 πρώτων λεπτών δεν πρέπει να ξεπεράσει τα 65 kW min/m^2 .

- Δοκιμή προϊόντων καπνού υλικών ατράκτου

Η μέτρηση των προϊόντων καπνού στα αεροπορικά υλικά είναι απαραίτητη για την ασφάλεια των επιβατών και του πληρώματος δεδομένου ότι σε συνθήκες εισχώρησης της φωτιάς στο εσωτερικό της καμπίνας, μπορεί να έχει καταστροφικές συνέπειες.

Η δοκιμή αυτή γίνεται με καύση του δοκιμίου από πηγή θερμότητας με ακτινοβολία κατά την οποία μετράται η ειδική οπτική πυκνότητα (Specific Optical Density, D_s) η οποία είναι αδιάστατο μέγεθος που δείχνει την ποσότητα καπνού ανά μονάδα όγκου, όταν ένα υλικό καίγεται. Τελική απαίτηση είναι το παραπάνω μέγεθος να μην ξεπεράσει την τιμή 200 σε δοκιμή διάρκειας 4 λεπτών. Γενικότερα η δοκιμή των προϊόντων καπνού είναι μια πολύ διαδεδομένη διαδικασία στη βιομηχανία, η οποία μάλιστα έχει πρότυπο σύστημα μέτρησης[21], για αυτό συχνά στη βιβλιογραφία συναντάται με τα χαρακτηριστικά NBS (National Bureau of Standards) .

- Δοκιμή με θερμιδόμετρο κώνου (Cone Calorimeter)

Μια από τις πιο τυπικές δοκιμές πυραντοχής είναι αυτή με θερμιδόμετρο κώνου. Τα μεγέθη των μετρήσεων όπως και οι απαιτήσεις πυραντοχής είναι όμοιες με αυτές της δοκιμής O.S.U. Heat release rate. Επιπλέον όμως, ο έλεγχος αυτός δίνει σημαντικές πληροφορίες σε σχέση με τον χρόνο ανάφλεξης, και την παραγωγή προϊόντων καπνού και CO [22].

Γενικότερα ο σκοπός της δοκιμής έχει να κάνει με τις ιδιότητες του υλικού και όχι με ένα σενάριο φωτιάς μεγάλης κλίμακας [23]. Ιδιαίτερα τα τελευταία χρόνια οι δοκιμές και η χρήση του θερμιδόμετρο κώνου (cone calorimeter) είναι αυξημένες, γιατί αποτελεί ένα σημαντικό εργαλείο στην έρευνα και την ανάπτυξη πολυμερών υλικών με υψηλή πυραντοχή [22].

2.1.2 Πρόσθετες δοκιμές

Συχνά χρειάζεται να γίνουν επιπρόσθετες δοκιμές από τις πρότυπες, που πιστοποιούν τα υλικά της αεροπορικής βιομηχανίας, για την μελέτη και εξέλιξη των αεροπορικών υλικών. Ιδιαίτερα τα τελευταία χρόνια, όπου εισάγονται στην αεροπορική βιομηχανία νέα υλικά, κυρίως σύνθετα, αυτά πρέπει να ελεγχθούν διεξοδικά πριν την τελικά χρήση τους [24].

- Burnthrough smoke box test

Το κυρίαρχο χαρακτηριστικό της συγκεκριμένης δοκιμής είναι η μέτρηση των τοξικών προϊόντων της καύσης των υλικών. Ιδιαίτερα για τα σύνθετα υλικά και κυρίως τα ανθρακονήματα, τα οποία έχουν ως προϊόντα καύσης τοξικά αέρια, είναι απαραίτητη αυτή η δοκιμή για να μην δημιουργηθούν επικίνδυνες συνθήκες στην καμπίνα κατά τη διάρκεια ενός σεναρίου φωτιάς μετά από πρόσκρουση [25].

Παρακάτω παρουσιάζονται κάποια βασικά χαρακτηριστικά της δοκιμής:

- ◆ Μέγεθος θαλάμου καπνού (Smoke box) $1,2\text{m}^3$
- ◆ Ο καυστήρας και οι φλόγα είναι ρυθμισμένοι σύμφωνα με τις προδιαγραφές και τους κανονισμούς της FAA (ροή θερμότητας $18,2\text{ W/cm}^2$ και θερμοκρασία 1038°C)
- ◆ Χρησιμοποιείται φωτομετρικό σύστημα για τον εκλυόμενο καπνό, αντίστοιχο του NBS chamber test
- ◆ Οι μετρήσεις των τοξικών προϊόντων γίνονται με αναλυτή καυσαερίων FTIR
- ◆ Το μέγεθος του δοκιμίου είναι $600*600\text{mm}$

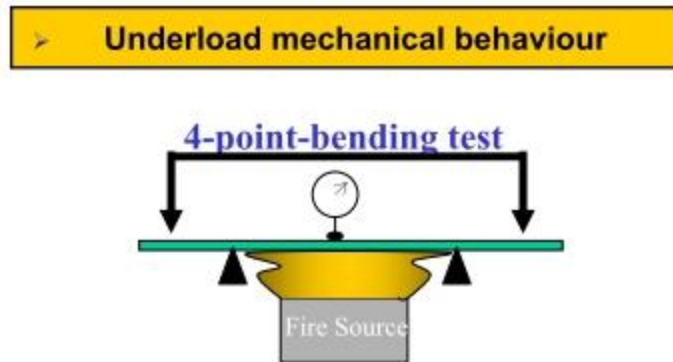
- Συμπεριφορά σε συνθήκες φωτιάς σε συνδυασμό με μηχανικό φορτίο

Τα αεροπορικά υλικά που χρησιμοποιούνται στην άτρακτο είναι γνωστά για τις μηχανικές τους ιδιότητες, δηλαδή την αντοχή τους σε φορτία. Στην παρούσα δοκιμή μετριέται η παραμόρφωση τέτοιων υλικών όταν αυτά εκτίθενται σε συνθήκες φωτιάς.

Τα βασικά στοιχεία της δοκιμής είναι τα ακόλουθα:

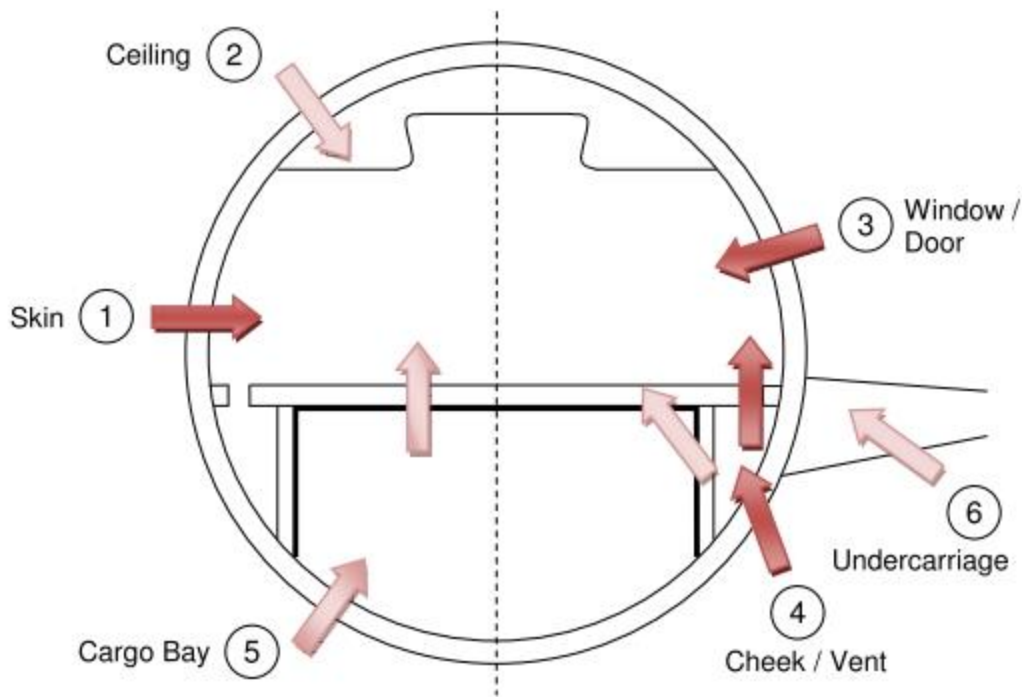
- ◆ Κάμψη σε τέσσερα σημεία (όπως φαίνεται στην εικόνα 2-3)

- ◆ Φορτίο 100 MPa, αντιπροσωπευτικό των φορτίων που δέχονται τα υλικά της ατράκτου σε κανονικές συνθήκες
- ◆ Συνεχή καταγραφή της παραμόρφωσης στο κέντρο του δοκιμίου



Εικόνα 2-3 Σχηματική απεικόνιση δοκιμής κάμψης τεσσάρων σημείων[24]

Πέρα από τις πρότυπες ή μη δοκιμές που χρησιμοποιούνται για τον έλεγχο των αεροπορικών υλικών, χρειάζεται να γίνουν επιπρόσθετα πειράματα και έλεγχοι μεσαίας και μεγάλης κλίμακας. Ένας καθοριστικός λόγος που επιβάλλει το παραπάνω είναι ότι σε συνθήκες εξωτερικής φωτιάς στην άτρακτο του αεροσκάφους δεν είναι σε καμία περίπτωση καθορισμένη “διαδρομή” που θα ακολουθήσει η φωτιά για να εισβάλει στο εσωτερικό. Στην Εικόνα 2-4, φαίνονται κάποιες από τις πιθανές “διαδρομές εισχώρησης της φωτιάς” (fire entry paths), οι οποίες σε καμία περίπτωση δεν μπορούν να προβλεφτούν εξολοκλήρου, αφού εξαρτώνται από τα διαφορετικά υλικά που χρησιμοποιούνται και τα διαφορετικά γεωμετρικά και χωροταξικά χαρακτηριστικά του αεροσκάφους [26].



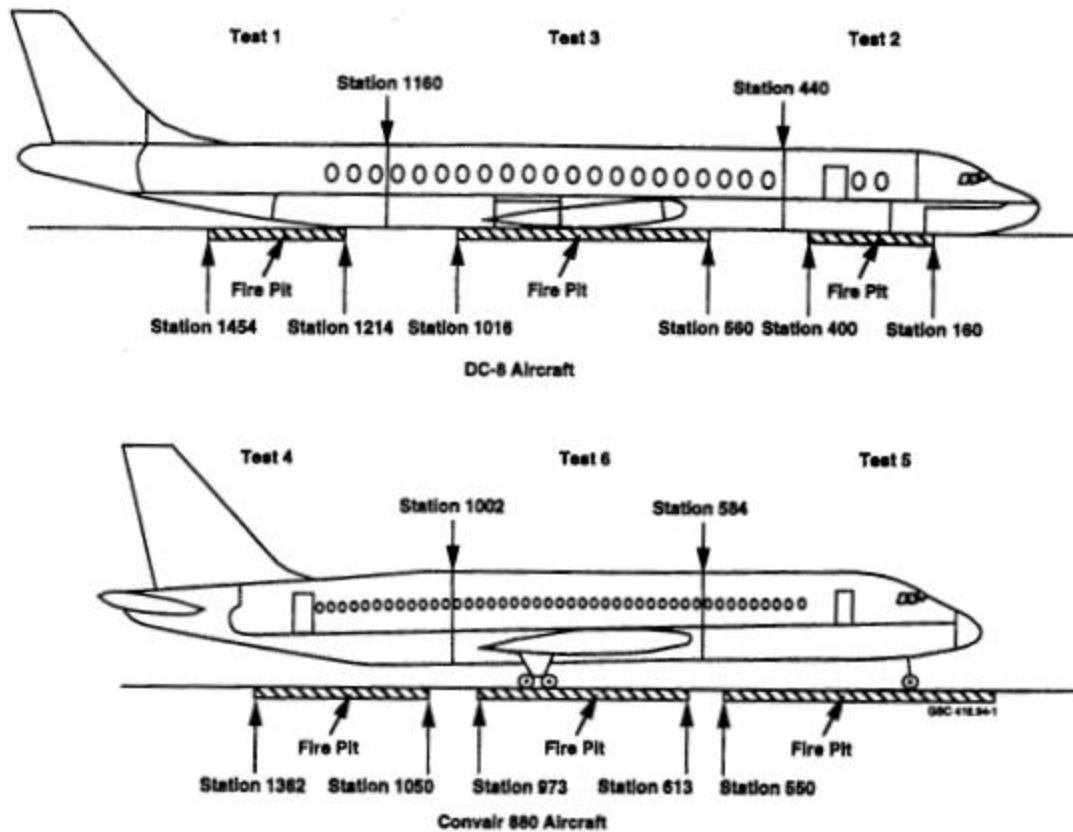
Εικόνα 2-4 Πιθανές "διαδρομές εισχώρησης της φωτιάς" για την είσοδο στην άτρακτο [26]

2.1.3 Δοκιμές μεγάλης κλίμακας

Τις προηγούμενες δεκαετίες, έχουν διεξαχθεί δεκάδες έλεγχοι μεγάλης και μεσαίας κλίμακας κυρίως από την FAA αλλά και άλλες υπηρεσίες και οργανισμούς. Πέρα από την διερεύνηση των "διαδρομών εισχώρησης της φωτιάς" εξετάζονται τα παρακάτω [27] :

- ◆ Ο συνολικός χρόνος που χρειάζεται η φωτιά για να εισχωρήσει στην καμπίνα
- ◆ Οι πλέον "ευάλωτες" περιοχές της ατράκτου
- ◆ Τα μέσα για την βελτίωση της πυραντοχής των υλικών της ατράκτου

Σε μια σειρά ελέγχων της FAA [28] η άτρακτος χωρίζεται σε 3 μέρη έτσι όπως φαίνεται και στην εικόνα 2-4, ούτως ώστε να υπάρχει μια συνολική εικόνα της συμπεριφοράς της ατράκτου σε συνθήκες φωτιάς. Σε αυτούς τους ελέγχους χρησιμοποιήθηκαν δύο τύποι ατράκτων αεροπλάνων, τα Douglas DC-8 και Convaair 880 όπου εκτέθηκαν σε φωτιά αεροπορικού καυσίμου (jet fuel) σε μια επιφάνεια 37,2 τετραγωνικών μέτρων ανά τμήμα ελέγχου του αεροπλάνου.

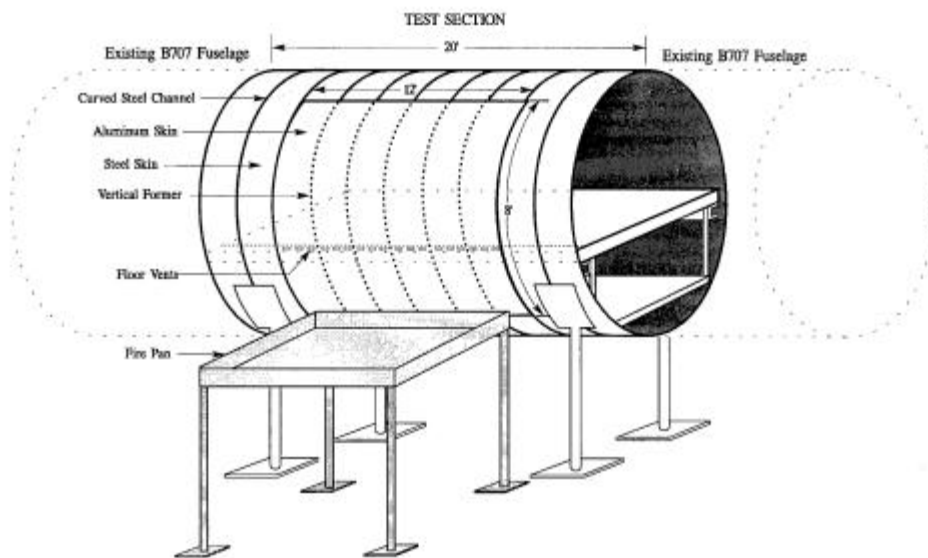


Εικόνα 2-5 Σκαριφήματα δοκιμών μεγάλης κλίμακας [27]

Το αεροσκάφος Douglas DC-8, όπως φαίνεται είναι στηριγμένο στη βάση της ατράκτου χωρίς τον εξοπλισμό προσγείωσης, όπου με αυτό τον τρόπο προσομοιώνεται μια περίπτωση βλάβης και αναγκαστικής προσγείωσης. Κατά τη διάρκεια της δοκιμής, είχαν τοποθετηθεί θερμοστοιχεία, αισθητήρες ροής θερμότητας και κάμερες, ώστε να υπάρχει καταγραφή βασικών μεγεθών και χρόνων αλλά και να προσδιοριστούν οι περιοχές εισχώρησης της φωτιάς.

Διάταξη δοκιμής μεγάλης κλίμακας

Στη συνέχεια της σειράς ελέγχων που περιγράφηκαν παραπάνω, ήταν αναγκαία κατασκευή μια διάταξης δοκιμών μεγάλης κλίμακας [28]. Ο λόγος είναι προφανής, αφού, δεδομένου του υψηλού κόστους, είναι σπάνια η διάθεση ολόκληρων αεροπλάνων από την αεροπορική βιομηχανία και τις εταιρίες έτσι ώστε να γίνουν πειράματα. Έτσι κατασκευάστηκε μια διάταξη 6.1 μέτρων στη γεωμετρία και τις προδιαγραφές της ατράκτου ενός αεροσκάφους τύπου Boeing 707, που κόπηκε καταλλήλως (Εικόνα 2-6) ούτως ώστε να τοποθετηθούν τα πάνελ αλουμινίου, η θερμοακουστική μόνωση, τα πάνελ του πατώματος και του εσωτερικού της καμπίνας, ο τάπητας και η επένδυση στο χώρο των αποσκευών.



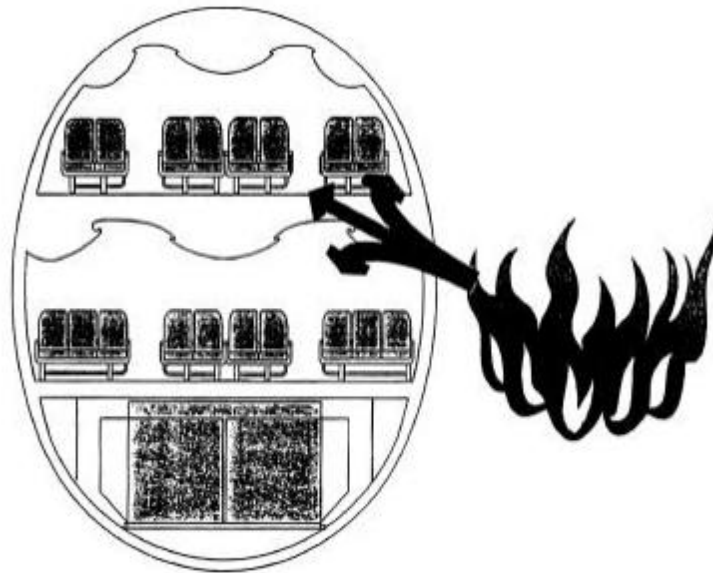
Εικόνα 2-6 Διάταξη δοκιμής μεγάλης κλίμακας[28]

Στη διάταξη επίσης τοποθετήθηκε μια τετραγωνική βάση (fire pan) τριών τετραγωνικών μέτρων στην οποία τοποθετείται υγρό καύσιμο προσομοιώνοντας τη φωτιά. Παράλληλα, χρησιμοποιήθηκαν μετρητικά συστήματα όπως και στην προηγούμενη περίπτωση όπως επίσης και μετρήσεις του καπνού και των προϊόντων της καύσης.

Από αυτή τη σειρά δοκιμών της Ομοσπονδίας Υπηρεσίας Πολιτικής Αεροπορίας (FAA) εξάγονται κάποια βασικά συμπεράσματα, όπως ότι τα πάνελ αλουμινίου παρέχουν 30 με 60 δευτερόλεπτα πυροπροστασίας και ότι από εκεί και πέρα η θερμοακουστική μόνωση αποτελεί σημαντική προστασία στην είσοδο της φωτιάς. Επίσης, φάνηκε ότι η φωτιά εισέρχεται στην καμπίνα αφού πρώτα περάσει από το πάνω μέρος του χώρου αποσκευών στην περιοχή του ενδιάμεσου πατώματος. Τέλος από τα πειραματικά αποτελέσματα φάνηκε ότι το αεροσκάφος με ανοιχτό τον εξοπλισμό προσγείωσης είναι πιο ευάλωτο στην πυρκαγιά από αυτό που βρίσκεται σε επαφή με το έδαφος, κυρίως λόγω των υψηλών θερμοκρασιών στο ανώτερο σημείο της φλόγας.

2.1.4 Εξέλιξη των δοκιμών και μελλοντικά πειράματα

Στο συγκεκριμένο κεφάλαιο έχει γίνει συγκεκριμένη μνεία για την εξέλιξη των ελέγχων όσων αφορά τα νέα υλικά που εισέρχονται και χρησιμοποιούνται στην αεροπορική βιομηχανία τα τελευταία χρόνια. Επιπρόσθετα, και δεδομένου ότι έχουν αλλάξει τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά των αεροπορικών ατράκτων ήδη από την είσοδο του αεροσκάφους Boeing 747 όπου έχει διπλό κατάστρωμα σε μέρος της ατράκτου αλλά και την πιο σύγχρονη εκδοχή της Airbus, αυτή του A380, απαιτούνται αντίστοιχοι έλεγχοι. Το διπλό κατάστρωμα μπορεί να κάνει πιο πολύπλοκη τη μελέτη των υλικών αλλά και την διάδοση και συμπεριφορά της φλόγας [8]. Η Εικόνα 2-6 δείχνει ένα πιθανό σημείο εισχώρησης της φωτιάς σε αεροσκάφος με διπλό κατάστρωμα. Ιδιαίτερα όταν η τάση είναι η αύξηση των θέσεων των επιβατών από όσο φαίνεται με το Airbus 380 (χωρητικότητα 500-800) θα πρέπει να υπάρξει συγκεκριμένη μελέτη για αυτές τις περιπτώσεις.



Εικόνα 2-7 Πιθανό σημείο εισχώρησης της φωτιάς σε αεροσκάφος με διπλό κατάστρωμα[8]

3. Αεροπορικά Υλικά

Η τεχνολογία των αεροπορικών υλικών εξελίσσεται ραγδαία και συνεχώς για να μπορέσει να ακολουθήσει τις συνολικές αλλαγές και καινοτομίες συνολικά της αεροπορικής βιομηχανίας [29]. Θα έλεγε κανείς πως υπάρχει μια αμφίδρομη σχέση ανάμεσα στην εξέλιξη των υλικών και την εξέλιξη του ίδιου του αεροπλάνου. Από τη μια στην αεροπορική βιομηχανία χρησιμοποιούνται τα πιο προηγμένα υλικά σχεδόν απευθείας από τη μελέτη και την ανάπτυξη τους, και από την άλλη η ίδιες οι αεροπορικές εταιρίες και οι οργανισμοί πιέζουν συνεχώς για την ανάπτυξη νέων υλικών, υψηλών προδιαγραφών που να καλύπτουν τις ανάγκες τους.

Στη συνέχεια του κεφαλαίου επιχειρείται μια συνοπτική κατηγοριοποίηση των υλικών που χρησιμοποιούνται στο εσωτερικό του αεροπλάνου [30]. Από εκεί και πέρα, και δεδομένου του χαρακτήρα στη εργασία, παρουσιάζονται αναλυτικότερα τα υλικά που απαντώνται στο εξωτερικό της ατράκτου του αεροπλάνου, όπου εκεί γίνεται ένας βασικός διαχωρισμός ανάμεσα στα παραδοσιακά πάνελ αλουμινίου, τα οποία χρησιμοποιούνται στην αεροναυπηγική για πάρα πολλά χρόνια, ιδιαίτερα από τη δεκαετία του 1960 είναι το πιο δημοφιλές υλικό [31], και τα σύνθετα υλικά που γίνονται όλο και πιο δημοφιλή στην χρήση και την κατασκευή.

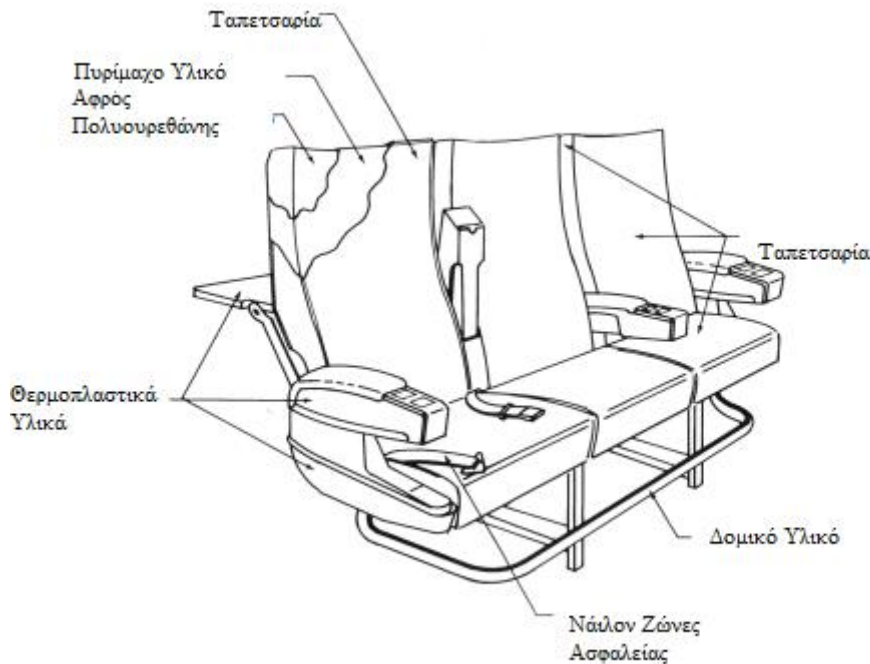
3.1 Βασικές κατηγορίες υλικών στο εσωτερικό του αεροσκάφους

3.1.1 Μονωτικά υλικά

Ολόκληρη η εσωτερική επιφάνεια της ατράκτου καλύπτεται από θερμοακουστική μόνωση, η οποία καταλαμβάνει το μεγαλύτερο όγκο από οποιοδήποτε άλλο μη μεταλλικό υλικό. Πέρα από την χρησιμότητα που αυτή έχει σε περίπτωση εξωτερικής φωτιάς, η βασική της χρήση είναι η μόνωση της καμπίνας από τον θόρυβο στη διάρκεια της πτήσης αλλά και από τις εξωτερικές θερμοκρασίες. Το μεγαλύτερο κομμάτι της θερμοακουστικής μόνωσης είναι από υαλόνημα (fibre glass batting) πυκνότητας 6,73 με 9,6 Kg/m³, το οποίο συγκρατείται από ένα φαινολικό συνδετικό υλικό υδατοαπωθητικής επεξεργασίας. Επίσης σε άλλες περιοχές του αεροσκάφους που χρειάζονται μόνωση, χρησιμοποιούνται άλλα υλικά όπως ουρεθάνη και κεραμικά μονωτικά. Τέλος στο εξωτερικό της μόνωσης χρησιμοποιούνται καλύμματα για να την συγκρατούν και να την προφυλάσσουν από τη σκόνη και το νερό. Αυτά τα καλύμματα αποτελούνται από λεπτές μεμβράνες πολυεστέρα ή φθοριούχου πολυβινυλίου ενισχυμένα με νάιλον νήματα, πράγμα που τις κάνει πολύ ελαφρές και ανθεκτικές στο σκίσιμο.

3.1.2 Αεροπορικά καθίσματα

Οι αεροπορικές θέσεις κατασκευάζονται από διαφορετικά είδη μη μεταλλικών υλικών. Αυτά τα υλικά μπορούν να ομαδοποιηθούν με τη βοήθεια του σκαριφήματος στην Εικόνα 3-1.



Εικόνα 3-1 Σκαρίφημα διαφόρων υλικών που αποτελούν τα αεροπορικά καθίσματα[30]

- ◆ Η επιλογή του αφρού των καθισμάτων βασίζεται σε πολλούς παράγοντες όπως η άνεση, η φθορά και η αναφλεξιμότητα, για αυτό χρησιμοποιούνται υλικά διαφορετικών πυκνοτήτων. Το συνηθέστερο είναι η ουρεθάνη με πυκνότητα $31,7 \text{ Kg/m}^3$.
- ◆ Όσον αφορά τα υφάσματα επίπλωσης υπάρχουν πολλά διαφορετικά υλικά όπως μαλλί, είτε εξολοκλήρου, είτε σε συνδυασμό με νάιλον, δέρμα, πολυεστέρα και νάιλον με ιδιότητες προστασίας από τη φωτιά και βινύλιο.
- ◆ Τα πλαστικά εξαρτήματα αποτελούν κυρίως διακοσμητικά στοιχεία στο κάθισμα ή χρηστικά όπως το τραπέζι και η βραχίονες, Τα βασικά υλικά τους είναι τα ακόλουθα : πολυανθρακικά, ακρυλικά (acrylonitrile-butadiene-styrene ,ABS) και βινύλιο.
- ◆ Τέλος τα δομικά υλικά αποτελούνται από αλουμίνιο αν και οι σύγχρονες κατασκευές είναι από ανθρακονήματα, για την εξοικονόμηση βάρους.

3.1.3 Πάνελ στο εσωτερικό της καμπίνας

Τα περισσότερο χρησιμοποιούμενα πάνελ στο εσωτερικό του αεροσκάφους είναι ενθέματα τύπου sandwich. Αυτά αποτελούν βασικά σημεία του αεροπλάνου όπως την οροφή, το πάτωμα, τις τουαλέτες, τα διαχωριστικά τμήματα και τα ντουλάπια των χειραποσκευών.

Όλα τα πάνελ αποτελούνται μια βάση ρητίνης και ενίσχυση με ίνες. Η πιο δημοφιλής βάση ρητίνης είναι η φενολική ενώ σε κάποιου τύπους αεροσκαφών χρησιμοποιείται και εποξειδική. Η ίνες ενίσχυσης διακρίνονται για την υψηλή αντοχή τους, το χαμηλό βάρος, την πυραντοχή τους και συνήθως είναι από υαλόνημα, αρωματικό πολυαμιδίο και γραφίτη, με πιο δημοφιλές το πρώτο από αυτά. Ο πυρήνας του ενθέματος sandwich αποτελείται από κυψελοειδή(honeycomb) κατασκευή για να εξασφαλιστούν καλύτερες φυσικές ιδιότητες και ελάχιστο βάρος. Τα δυο βασικά είδη είναι αυτά του αλουμινίου και του αραμιδίου με το δεύτερο να είναι πιο διαδεδομένο λόγω της πυραντοχής του. Στην Εικόνα 3-2 παρουσιάζεται ένα παράδειγμα του εσωτερικού της καμπίνας.



Εικόνα 3-2 Παράδειγμα εσωτερικού χώρου επιβατών της καμπίνας [32]

Τέλος, οι επιφάνειες που είναι ορατές στους επιβάτες και το πλήρωμα αποτελούνται από πλαστικά φύλλα τα οποία είναι φτιαγμένα κυρίως με φθοριούχο πολυβινυλικό υλικό (PVF), λόγω της αντοχής τους στη φθορά.

3.1.4 Μη μεταλλικοί αγωγοί αέρα

Δεδομένου του περιορισμένου χώρου στο αεροπλάνο, αλλά και των αναγκών σε εξαερισμό και κλιματισμό, οι αγωγοί αέρα πρέπει να τοποθετηθούν σε πολλές περιοχές ακολουθώντας διαφορετικές διαδρομές. Είναι πιο φτηνή η κατασκευή των αγωγών από ρητίνη με οπλισμό ινών, θερμοστατικά υλικά και άκαμπτο αφρό, για αυτό και έχει επικρατήσει από τους αντίστοιχους αγωγούς αλουμινίου.

3.1.5 Υλικά επένδυσης

Η επένδυση χρησιμοποιείται εκεί που είναι αναγκαίος ο συνδυασμός αντοχής και ελαστικότητας ώστε να παρέχεται ένα καθορισμένο σχήμα. Περιοχές όπως οι έξοδοι του αεροσκάφους, οι πλάγιου τοίχου της καμπίνας και ο χώρος των αποσκευών. Κατασκευάζονται κυρίως από οπλισμένες ρητίνες και θερμοπλαστικά, ενώ σε κάποιες περιπτώσεις χρησιμοποιείται και αλουμίνιο.

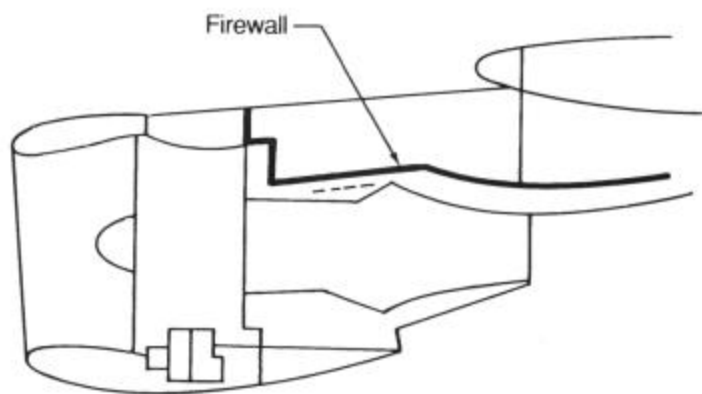
3.1.6 Ηλεκτρικά εξαρτήματα

Αρχικά η μόνωση των καλωδίων αποτελεί μια σημαντική ποσότητα στα μη μεταλλικά υλικά του αεροσκάφους. Για γενική χρήση συνήθως συναντάται ως υλικό το πολυαμίδιο (Karton), ενώ σε περιοχές όπου υπάρχει μεγαλύτερη θερμοκρασία ή υπάρχουν απαιτήσεις για την πυρασφάλεια, χρησιμοποιείται σχεδόν αποκλειστικά πολυτετραφθοριθυλένιο (PTFE).

Επίσης σε αγωγούς και σωληνώσεις χρησιμοποιούνται πολυβινυλοφθορίδιο και πολυολεφίνη σε συνδυασμό με σιλικόνη με υαλόνημα.

3.1.7 Τείχος προστασίας φωτιάς

Σε αρκετές περιοχές του αεροσκάφους όπως π.χ. τους κινητήρες υπάρχουν υλικά που παίζουν το ρόλο τείχους προστασίας και απομόνωσης της φωτιάς. Στις περισσότερες των περιπτώσεων τα υλικά αυτά είναι χάλυβας και τιτάνιο πάχους τουλάχιστον 0,38 mm. Η Εικόνα 3-3 δείχνει την εφαρμογή του τείχους προστασίας στην περιοχή των πτερυγίων.



Εικόνα 3-3 Τείχος προστασίας φωτιάς στην περιοχή των πτερυγίων[30]

3.1.8 Παράθυρα

Τα παράθυρα του αεροσκάφους κατασκευάζονται συνήθως από πολυμεθυλομεθακρυλικό (polymethylmethacrylate) υλικό το οποίο διακρίνεται για την αντοχή του, το μικρό του βάρος και την πυραντοχή του.

3.2 Το αλουμίνιο ως βασικό υλικό στην αεροναυπηγική

Τα κράματα αλουμινίου χρησιμοποιούνται και εξελίσσονται τα τελευταία 75 χρόνια από την αεροπορική βιομηχανία. Αποτελούν ακόμα και σήμερα το κύριο υλικό για τα δομικά εξαρτήματα του αεροσκάφους (άτρακτος, πτερύγια, υποστηρικτικές κατασκευές κτλ.). Η υψηλή τους αντοχή και η εμπειρία στο σχεδιασμό και την παραγωγή τους, είναι δυο από τους βασικούς λόγους που υπάρχει εκτεταμένη χρήση τους και εξέλιξη τους [33]. Παρόλο που η παραγωγή και χρήση κραμάτων αλουμινίου το 1930, γινόταν με εμπειρικό τρόπο, στις μέρες μας μπορούμε να μιλήσουμε για πρόοδο όσον αφορά την κατανόηση της σχέσης και της σύστασής των συστατικών των κραμάτων καθώς και τις μεθόδους παραγωγής, με άμεσο αντίκρισμα στις ιδιότητες και τα χαρακτηριστικά τους[34].

Τα κράματα κατατάσσονται σε κατηγορίες από την American Aluminium Association. Τα διαμορφωμένα κράματα χαρακτηρίζονται από έναν τετραψήφιο αριθμό (1XXX, 2XXX,...) όπου ο πρώτος αριθμός υποδεικνύει την κύρια κραματική προσθήκη, καθορίζοντας την “σειρά” του κράματος [35]. Έτσι οι διαφορετικές σειρές κραμάτων, ανάλογα με τις ιδιότητες τους χρησιμοποιούνται σε διαφορετικά τμήματα του αεροσκάφους. Συγκεκριμένα, παρατίθεται ένα παράδειγμα. Η σειρά κραμάτων 7000 λόγω της περιεκτικότητας σε ψευδάργυρο έχει χρήση στην κατασκευή στο πάνω μέρος των πτερυγίων ενώ η σειρά 2000 που έχει περιεκτικότητα σε χαλκό, χρησιμοποιείται στο κάτω μέρος των πτερυγίων και στην άτρακτο. Παρόλο που και οι δύο σειρές, όπως και σχεδόν όλα τα κράματα αλουμινίου, έχουν πολύ υψηλή μηχανική αντοχή, λόγω των διαφορετικών ιδιοτήτων στην ολκιμότητα, την ελαστικότητα, την αντοχή στη διάβρωση, τοποθετούνται σε διαφορετικά σημεία στην κατασκευή του αεροπλάνου [36].

3.2.1 Το κράμα αλουμινίου 7075 – T651

Στην παρούσα εργασία έχει μελετηθεί και προσομοιωθεί η συμπεριφορά του κράματος αλουμινίου 7075 – T651 όπου παρατίθενται κάποιες βασικές ιδιότητές του .

Αρχικά παρουσιάζονται στον Πίνακα 3.1 τα διάφορα συστατικά και η σύσταση τους στο κράμα[37]:

Πίνακας 3.1 Συστατικά κράματος αλουμινίου 7075 – T651

Συστατικό	Σύσταση % στο κράμα
<i>Al</i>	87.1 - 91.4
<i>Cr</i>	0.18 - 0.28
<i>Cu</i>	01-02-02
<i>Fe</i>	≤0.5
<i>Mg</i>	2.1 - 2.9
<i>Mn</i>	≤ 0.3
<i>Other, each</i>	≤ 0.05
<i>Other, total</i>	≤ 0.15
<i>Si</i>	≤0.4
<i>Ti</i>	≤ 0.2
<i>Zn</i>	5.1 - 6.1

Γενικότερα τα κράματα αλουμινίου 7075 ανήκουν στη σειρά κραμάτων 7XXX, τα οποία υφίστανται σκλήρυνση με θερμική κατεργασία. Τα κράματα αλουμινίου 7075 διαθέτουν ικανοποιητικά υψηλή αντοχή, δυσθραυστότητα και αντιδιαβρωτική αντοχή υπό μηχανική καταπόνηση ως προς το βάρος τους, με αποτέλεσμα να χρησιμοποιούνται ευρέως σε πολύπλοκες διατάξεις αεροναυπηγικών και αεροδιαστημικών εφαρμογών. Η μηχανική αντοχή των κραμάτων αυτών εξαρτάται σε μεγάλο βαθμό από το ποσοστό του Zn και Mg στο στερεό διάλυμα.

Για τον συγκεκριμένο τύπο κράματος ο προσδιορισμός T651 σημαίνει ότι έχει υποστεί θερμική κατεργασία ομογενοποίησης, βαφή και τεχνητή γήρανση, σε θερμοκρασία υψηλότερη αυτής του περιβάλλοντος [35]. Αυτό κάνει το συγκεκριμένο κράμα να έχει πολύ υψηλή αντοχή σε εφελκυσμό της τάξης των 510–572 MPa και αντοχή διαρροής 434–503 MPa [38] .

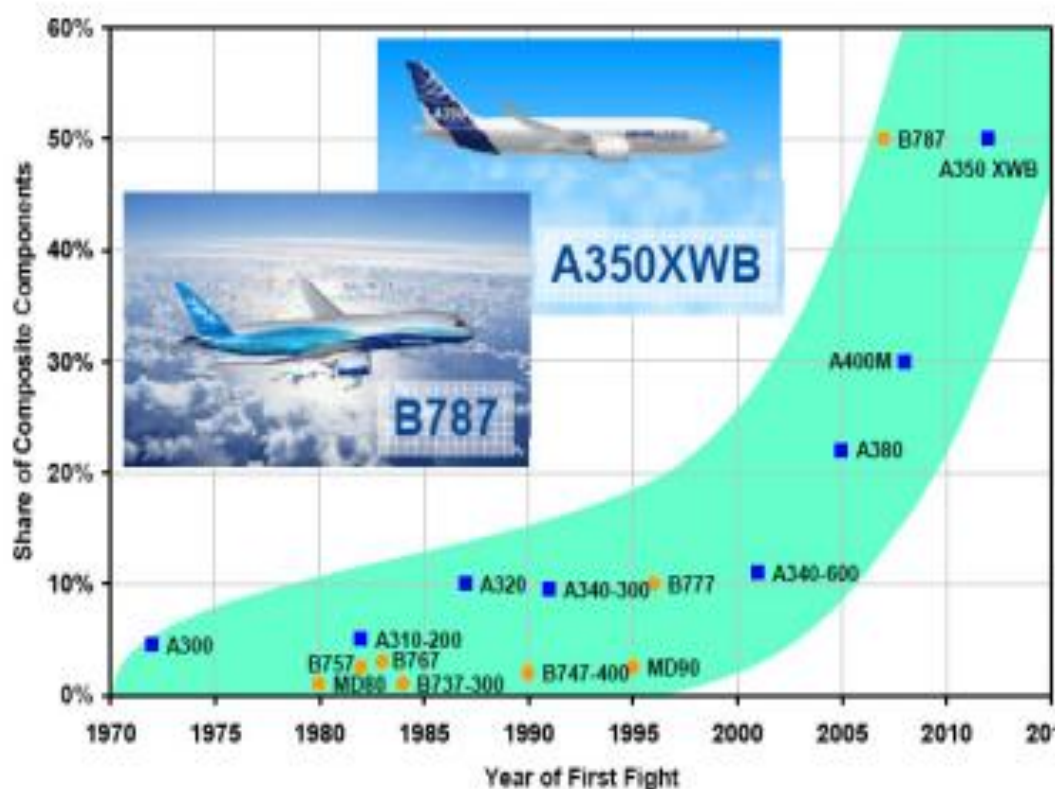
3.3 Τα σύνθετα υλικά

3.3.1 Ορισμός των σύνθετων υλικών, πλεονεκτήματα και κατηγοριοποίηση

Το σύνθετο υλικό είναι το δομικό υλικό που αποτελείται από δυο ή περισσότερα συστατικά, τα οποία συνδυάζονται σε μακροσκοπικό επίπεδο, χωρίς να είναι διαλυτά το ένα στο άλλο. Τα υλικά που αποτελούν το σύνθετο διακρίνονται σε μήτρα (matrix) και ενισχυτικές ίνες (fiber reinforcing).

Στην αεροπορική βιομηχανία χρησιμοποιούνται “εξελιγμένα” σύνθετα υλικά όπου με αυτόν το τίτλο υποδηλώνονται οι σημαντικές μηχανικές ιδιότητες των ινών ενίσχυσης και η μικρή τους διάμετρος. Η μήτρα συνήθως είναι το αλουμίνιο και το εποξίδιο ενώ μερικά παραδείγματα είναι τα ακόλουθα: graphite/epoxy, Kevlar /epoxy, και boron/ aluminum [39].

Η εφαρμογή των σύνθετων πολυμερών υλικών στην αεροπορική βιομηχανία έχει αυξηθεί κατά πολύ από τη δεκαετία του 1970. Στην Εικόνα 3-4 φαίνεται το ποσοστό της χρήσης σύνθετων υλικών τα προηγούμενα σαράντα χρόνια. Φαίνεται όλο και περισσότερο ότι τα σύνθετα υλικά αντικαθιστούν σταδιακά το αλουμίνιο και τα κράματα στις βασικές δομικές περιοχές του αεροπλάνου.



Εικόνα 3-4 Ποσοστό της χρήσης σύνθετων υλικών στα αεροσκάφη κατά την περίοδο 1970-2015 [55]

Η αξία των εξαρτημάτων από σύνθετα υλικά που χρησιμοποιήθηκαν από την αεροπορική βιομηχανία υπολογίζεται ότι ανέρχεται στα 130 δισ. Δολάρια και οι δυο μεγαλύτερες κατασκευάστριες εταιρίες αεροσκαφών, Boeing και Airbus, υπολογίζουν την αύξηση της χρήσης τέτοιων υλικών στα επόμενα 15 χρόνια από 5% σε 20% [9].

Τα βασικότερα πλεονεκτήματα των σύνθετων αεροπορικών υλικών είναι :

- ◆ το χαμηλό τους βάρος
- ◆ οι υψηλές προδιαγραφές δυσκαμψίας και αντοχής
- ◆ η αντοχή σε κόπωση
- ◆ η ευελιξία στο σχεδιασμό
- ◆ η αντοχή στη διάβρωση

Προφανώς και υπάρχουν πολλά διαφορετικά σύνθετα υλικά που χρησιμοποιούνται στην κατασκευή του αεροσκάφους. Παρόλα αυτά δυο κατηγορίες είναι οι πιο σημαντικές:

- Φαινολικά υλικά με ενίσχυση γυαλιού.

Τα συγκεκριμένα υλικά, που περιγράφηκαν και παραπάνω, χρησιμοποιούνται συνήθως στο εσωτερικό της καμπίνας και σε περιοχές όπως τα εσωτερικά πάνελ και το πάτωμα. Ένας σημαντικός παράγοντας εξάπλωσής τους (αποτελούν το 80 με 90% των εξαρτημάτων στο εσωτερικό στα σύγχρονα αεροσκάφη) είναι η υψηλή αντοχή τους και η χαμηλή αναφλεξιμότητά τους [30].

- Εποξειδικά υλικά με ενίσχυση άνθρακα

Τα σύνθετα εποξειδικά είναι βασικά δομικά υλικά και χρησιμοποιούνται στην άτρακτο, τα πτερύγια και την ουρά του αεροπλάνου. Είναι ιδιαίτερα διαδεδομένα γιατί συνδυάζουν σημαντικές μηχανικές ιδιότητες, θερμική σταθερότητα και σχετικά χαμηλό κόστος. Αρκετά από αυτά είναι εύφλεκτα και αποσυντίθεται όταν εκτεθούν σε υψηλές θερμοκρασίες και φωτιά.

3.3.2 Δοκιμές για σύνθετα αεροπορικά υλικά

Μπορεί να υπάρχουν σημαντικά πλεονεκτήματα στην χρήση των σύνθετων υλικών, όμως αυτά απαιτείται να πληρούν το σύνολο των προδιαγραφών και των κανόνων που έχουν θεσπιστεί. Στη συνέχεια παρατίθενται κάποια βασικά κριτήρια και προδιαγραφές που πρέπει να πληρούνται από τα σύνθετα υλικά που χρησιμοποιούνται στο αεροσκάφος [40].

- Αντοχή σε φορτία

Για τον σχεδιασμό ενός εξαρτήματος από σύνθετο υλικό, η αντοχή στη φόρτιση πρέπει λαμβάνει υπόψη όλα τα σενάρια φόρτισης και όλες τις πιθανές αστοχίες. Επίσης χρειάζεται να ληφθούν υπόψη και πλευρές που δεν είναι άμεσα συνδεδεμένες με τις προδιαγραφές του προϊόντος ή του εξαρτήματος, όπως επιπλοκές από τη χρήση του σε εξωτερικό περιβάλλον, αστοχίες στην γραμμή παραγωγής και τον έλεγχο και λάθη στη διαδικασία συντήρησης. Ο έλεγχος που απαιτείται κάθε φορά πρέπει να συνυπολογίζει όλα τα πιθανά σενάρια καθώς και τις μετρήσεις αντοχής των προηγούμενων υλικών και εξαρτημάτων που το νέο σύνθετο υλικό αντικαθιστά.

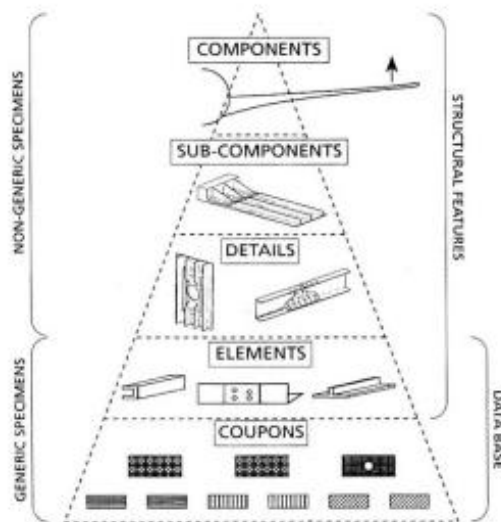
Ο έλεγχος ενός εξαρτήματος δεν εξαντλείται σε μια δοκιμή μεγάλης κλίμακας αλλά απαιτεί την εξονυχιστική διερεύνηση και έλεγχο του υλικού, των στοιχείων και υποεξαρτημάτων (Εικόνα 3-5) που κατασκευάζονται από αυτό αλλά και συνδυαστικές μεθόδους, ώστε τελικά να βγει ένα τελικό συμπέρασμα.

- Κραδασμοί και αεροελαστικές αστάθειες

Οι αεροελαστικές αστάθειες μπορούν να προκαλέσουν μια σειρά απρόσμενων δυσλειτουργιών του αεροσκάφους, όπως απώλεια ελέγχου και σταθερότητας. Αιτίες των ασταθειών αυτών κυρίως αποτελούν η υπερβολική φόρτιση και η παραμόρφωση του υλικού. Άρα και σε αυτήν την κατηγορία ελέγχου πρέπει να ακολουθηθεί η προηγούμενη μεθοδολογία, όσον αφορά τις δοκιμές και τα πειράματα. Επιπρόσθετα, ιδιαίτερο βάρος πέφτει στο στάδιο του σχεδιασμού, τον έλεγχο ποιότητας και τη συντήρηση.

- Διαρκή πτητική ικανότητα

Βασική πλευρά για την πτητική ικανότητα του αεροπλάνου είναι ο σχεδιασμός της συντήρησης. Αυτό πρέπει να γίνει τόσο από την πλευρά των πρακτικών συντήρησης και επισκευής, όσο και από την πλευρά της διαδικασίας επίβλεψης βλαβών και ζημιών. Επίσης απαιτείται συστηματοποίηση των διαδικασιών επισκευής των σύνθετων κατασκευών μέσω απαραίτητων εγγράφων και παροχή εξειδικευμένης εκπαίδευσης



Εικόνα 3-5 Δομή δοκιμών αντοχής αεροπορικών εξαρτημάτων[40]

- Αξιοπιστία σε περίπτωση σύγκρουσης

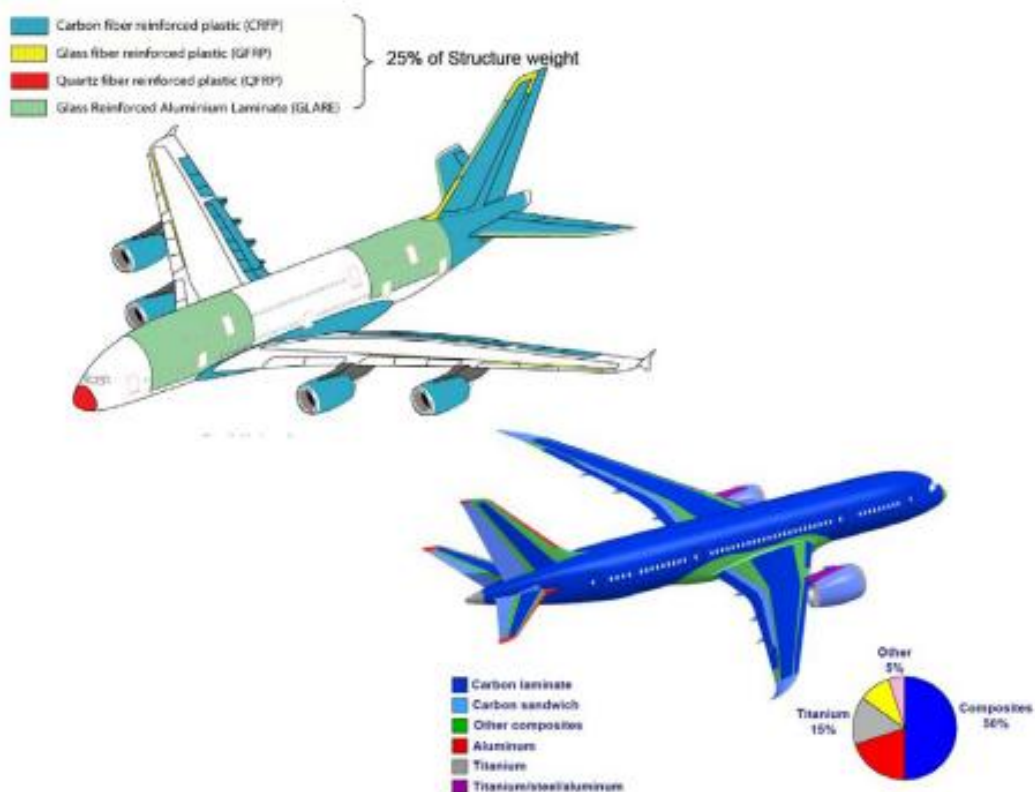
Παρόλο που δεν υπάρχουν συγκεκριμένοι και ολοκληρωμένοι κανονισμοί και πρότυπα για την αξιοπιστία σε περίπτωση σύγκρουσης, τα σύνθετα υλικά και οι κατασκευές, κυρίως η άτρακτος, απαιτείται να έχουν μια συμπεριφορά όπως αυτή των κραμάτων αλουμινίου ούτως ώστε να εξασφαλίζεται η μέγιστη δυνατή ασφάλεια για την ασφάλεια των επιβατών και του πληρώματος.

Συνειδητά στα παραπάνω δεν περιελήφθη μια αναφορά για την έκθεση των σύνθετων υλικών σε συνθήκες φωτιάς δεδομένου ότι αυτό είναι αντικείμενο αυτοτελούς κεφαλαίου.

3.3.3 Εφαρμογές και μελλοντική χρήση των σύνθετων υλικών

Όπως φάνηκε και από τα παραπάνω, η χρήση των σύνθετων υλικών στην κατασκευή του αεροσκάφους, είναι μια διαδικασία που συνεχώς εξελίσσεται και διευρύνεται, από την πρώτη απόπειρα στις αρχές της δεκαετίας του 1970. Ιδιαίτερα στις μέρες μας, όπου απαιτείται εξοικονόμηση καυσίμων άρα και ελαφρύτερες κατασκευές, υψηλή αντοχή και ασφάλεια, η χρήση των σύνθετων υλικών κερδίζει έδαφος σαν βασικό δομικό υλικό του αεροσκάφους. Επίσης η σύγχρονες μέθοδοι παραγωγής τους τα κάνουν πιο οικονομικά και άρα ελκυστικά στην αεροπορική βιομηχανία[41].

Για αυτό και τα σύγχρονα μοντέλα αεροσκαφών των δύο μεγαλύτερων αεροπορικών εταιριών, Airbus και Boeing έχουν ποσοστό χρήσης σύνθετων υλικών που αγγίζει το 50%. Βέβαια η αρχή είχε γίνει με την κυκλοφορία του μεγαλύτερου επιβατικού αεροπλάνου, του Airbus A380 στο οποίο χρησιμοποιήθηκε ένα νέο υλικό, το GLARE(Glass Reinforced Aluminum Laminate), που αποτελεί ένα κράμα αλουμινίου με ενίσχυση ινών γυαλιού. Στην Εικόνα 3-6 δίνονται τα ποσοστά και τα σημεία χρήσης σύνθετων υλικών στα Airbus A380 και Boeing 787. Σημαντικό πλεονέκτημα από τη χρήση σύνθετων υλικών είναι η εξοικονόμηση βάρους με αποτέλεσμα την τελική εξοικονόμηση καυσίμου, εκπομπών ρύπων και χρημάτων. Επίσης έρευνα της αεροπορικής εταιρίας Boeing [42] δείχνει ότι η χρήση των σύνθετων υλικών μειώνει ως και 40% το χρόνο συναρμολόγησης, ενώ παράλληλα μειώνει την διαδικασία των κατεργασιών των μεταλλικών εξαρτημάτων και το ποσοστό των αποβλήτων στην γραμμή παραγωγής.



Εικόνα 3-6 Ποσοστά και σημεία χρήσης σύνθετων υλικών στα αεροσκάφη Airbus A380 και Boeing 787 [41].

Αντίστοιχα και άλλες αεροπορικές εταιρίες σχεδιάζουν και αναπτύσσουν αεροπλάνα με δομικά σύνθετα υλικά. Η Bombardier έχει κάνει επένδυση ύψους 1,7 δισεκατομμυρίων ευρώ στην ανάπτυξη

ενός αεροσκάφους με σύνθετα υλικά το οποίο θα έχει συγκριτικά πλεονεκτήματα σε σχέση με τα αντίστοιχα αεροσκάφη στην κατηγορία του. Συγκεκριμένα θα έχει μειωμένη κατά 20% την εκπομπή CO₂ και 50% αυτή των NO_x ενώ παράλληλα θα είναι μειωμένος κατά τέσσερις φορές ο θόρυβος της πτήσης[43].

Συμπερασματικά η αεροπορική βιομηχανία ωθείται στην χρήση των σύνθετων υλικών κυρίως για λόγους εξοικονόμησης(σε καύσιμα, συντήρηση), αξιοπιστίας αλλά και για περιβαλλοντικούς λόγους [44] .

4. Το υπολογιστικό εργαλείο ANSYS CFX

Το ANSYS CFX είναι ένα πακέτο υπολογιστικής ρευστομηχανικής που χρησιμοποιείται σε ηλεκτρονικό υπολογιστή και γίνεται όλο και περισσότερο δημοφιλές τα τελευταία χρόνια, μαζί με τη συνολική εξέλιξη των μεθόδων υπολογιστικής ρευστομηχανικής (CFD, Computational Fluid Dynamics) [46]. Το μαθηματικό υπόβαθρό πίσω από το CFX, αλλά και τις μεθόδους υπολογιστικής ρευστομηχανικής, είναι η αριθμητική επίλυση των εξισώσεων που περιγράφουν την ορμή και τη μεταφορά ορμής, μάζας και θερμότητας, που είναι γνωστές ως εξισώσεις Navier-Stokes.

4.1 Επίλυση ενός προβλήματος

Υπάρχουν πολλές διαφορετικές μέθοδοι επίλυσης που χρησιμοποιούν οι κώδικες και τα πακέτα υπολογιστικής ρευστομηχανικής. Η πιο συνηθισμένη και αυτή που χρησιμοποιείται και στο CFX είναι η μέθοδος των πεπερασμένων όγκων. Η μέθοδος αυτή ακολουθεί τα παρακάτω βήματα για την αριθμητική επίλυση του προβλήματος [47].

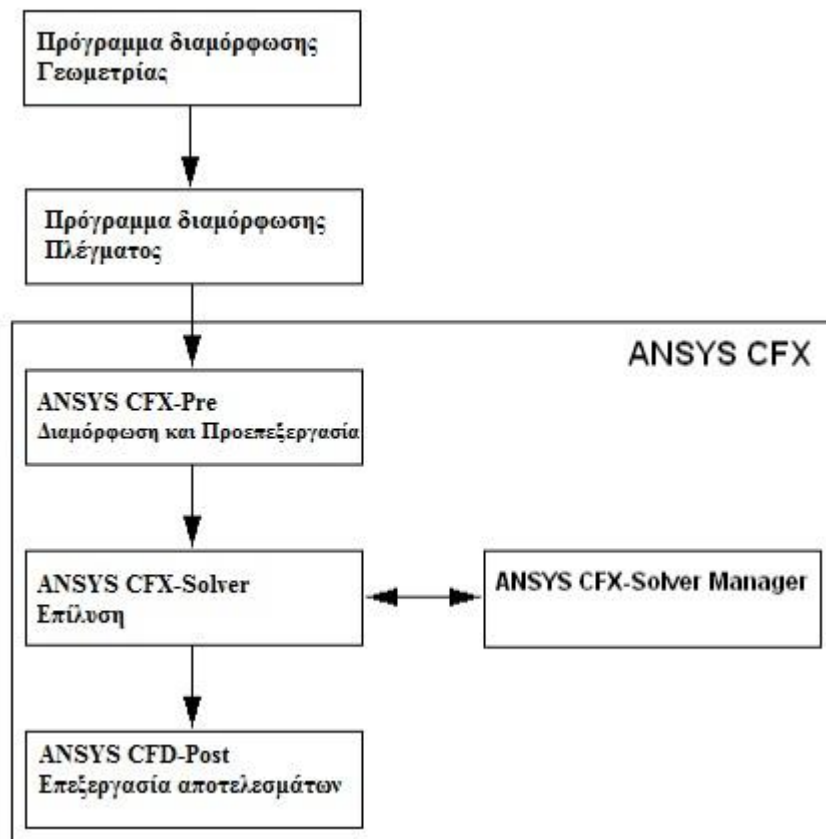
Αρχικά, για την αριθμητική επίλυση της διαφορικής εξίσωσης απαιτείται η αδιαστατοποίησή της, δηλαδή η διαφορική εξίσωση πρέπει να πάρει τέτοια μορφή έτσι ώστε να μπορεί να λυθεί για όλες τα πεδία ροής και τις οριακές συνθήκες του προβλήματος. Στη συνέχεια πρέπει να γίνει διακριτοποίηση του χώρου, δηλαδή δημιουργία αριθμητικού πλέγματος για την αντίστοιχη γεωμετρία του προβλήματος. Επομένως το επόμενο βήμα για την αριθμητική επίλυση της διαφορικής εξίσωσης είναι η προσαρμογή της στο αριθμητικό πλέγμα, άρα η μετατροπή της διαφορικής σε αλγεβρική εξίσωση με την αντίστοιχη μετατροπή και προσαρμογή των αρχικών και των οριακών συνθηκών. Αυτή η διαδικασία καλείται διακριτοποίηση της διαφορικής εξίσωσης. Τέλος το πρόβλημα μπορεί να επιλυθεί από έναν αλγόριθμο, ο οποίος υπολογίζει βάσει των δεδομένων του προβλήματος την τελική αριθμητική λύση των αδιάστατων και διακριτοποιημένων διαφορικών εξισώσεων.

Η επίλυση ενός προβλήματος μέσω ενός πακέτου υπολογιστικής ρευστομηχανικής μπορεί να χωριστεί σε τέσσερα βασικά στάδια τα οποία περιγράφονται παρακάτω, ενώ το διάγραμμά τους φαίνεται στην Εικόνα 4-1.

1. Καθορισμός της γεωμετρίας και του αντίστοιχου πλέγματος (Geometry , Meshing)

Ο βασικός στόχος αυτού του σταδίου είναι να αποτυπωθεί με βέλτιστο τρόπο η γεωμετρία του προβλήματος καθώς και το αντίστοιχο πλέγμα που θα δημιουργηθεί από αυτή. Αξίζει να σημειωθεί ότι η γεωμετρία αυτή καθεαυτή δεν “επικοινωνεί” με τον κώδικα της υπολογιστικής ρευστομηχανικής, αλλά χρειάζεται να οριστούν σαφώς τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά των στερεών και ρευστών χωρίων και σωμάτων. Ο ρόλος της “επικοινωνίας” ανάμεσα στην γεωμετρία και την επίλυση, καλύπτεται από τη δημιουργία του πλέγματος, όπου εκεί θα λειτουργήσει ο αλγόριθμος επίλυσης.

Αξίζει να σημειωθεί ότι το πακέτο ANSYS διαθέτει εφαρμογές για την δημιουργία γεωμετρίας και πλέγματος αλλά αυτή μπορεί να γίνει με ένα πρόγραμμα σχεδιασμού CAD ή άλλο εργαλείο για πλέγμα αντίστοιχα.



Εικόνα 4-1 Διάγραμμα επίλυσης προβλήματος υπολογιστικής ρευστομηχανικής

2. Καθορισμός των φυσικών παραμέτρων του προβλήματος (CFX-Pre)

Αυτό το στάδιο αποτελεί το δεύτερο και τελικό πριν την εισαγωγή των δεδομένων στο πρόγραμμα επίλυσης. Εδώ καθορίζονται όλες οι παράμετροι όπως αρχικές συνθήκες, η χρονική εξάρτηση του προβλήματος, οι ιδιότητες των ρευστών και των στερεών σωμάτων, η εισαγωγή μοντέλων μεταφοράς θερμότητας, ακτινοβολίας και τύρβης. Το πλέγμα εισάγεται στον προ-επεξεργαστή και όπου εκεί ο χρήστης θέτει όλες τις αναγκαίες παραμέτρους. Σε αυτό το στάδιο επίσης θέτονται τα κριτήρια σύγκλισης του αλγόριθμου επίλυσης καθώς και ο αριθμός των επαναλήψεων.

3. Επίλυση του προβλήματος (CFX-Solver)

Αφού έχουν εκτελεστεί καταλλήλως τα παραπάνω στάδια, το πρόβλημα μπαίνει στο στάδιο επίλυσης όπου ουσιαστικά ακολουθείται η μαθηματική διαδικασία που περιγράφηκε παραπάνω. Κατά τη διάρκεια αυτού του σταδίου, ο χρήστης δεν μπορεί να αλληλεπιδράσει με το πρόγραμμα επίλυσης αλλά μπορεί να έχει σαφή εικόνα της διαδικασίας σύγκλισης μέσω παρακολούθησης των διαγραμμάτων (monitor), καθώς επίσης και κάποιον τιμών μεγεθών που πρέπει βέβαια να έχουν καθοριστεί από το CFX-Pre.

4. Επεξεργασία αποτελεσμάτων (CFD-Post)

Το τελικό στάδιο αποτελεί την τελική επεξεργασία των αποτελεσμάτων. Μετά την επίλυση τα αποτελέσματα εισάγονται στον επεξεργαστή CFD-Post έτσι ώστε να αναλυθούν και να παρουσιαστούν. Ο επεξεργαστής αυτός αποτελεί ένα πολύ σημαντικό και ισχυρό εργαλείο αφού δίνει πολλές δυνατότητες στην οπτικοποίηση των αποτελεσμάτων τόσο μέσω διαγραμμάτων τιμών μεγεθών, όσο και με σύνθετες μεθόδους απεικόνισης όπως βίντεο και animation.

4.2 Μοντέλα μεταφοράς θερμότητας και τύρβης

4.2.1 Τύρβη και μοντέλα περιγραφής της

Η τύρβη προκαλείται από αστάθεια της ροής που οφείλεται είτε στις συνθήκες ροής είτε σε τυχαία διατάραξη ενώ εμφανίζεται κυρίως σε περιοχές σημαντικών δυνάμεων συνεκτικότητας. Η τύρβη είναι χρονικά εξαρτημένο μέγεθος και πλήρως τρισδιάστατο ενώ αποτελείται από περιστροφικές δίνες[47]. Οι περισσότερες ροές στην φύση αλλά και σε καθημερινές πρακτικές εφαρμογές είναι τυρβώδεις. Παραδείγματα από την καθημερινή ζωή (π.χ. άνεμος, κίνηση νερού σε ποταμούς κ.λ.π.) δίνουν μια διαισθητική κατανόηση του φαινομένου.

Μέχρι σήμερα δεν υπάρχει μοντέλο τύρβης που να μπορεί να περιγράψει όλες τις κατηγορίες και περιπτώσεις στον τομέα της υπολογιστικής ρευστομηχανικής. Η επιλογή του μοντέλου τύρβης εξαρτάται από[48]:

- εκτιμήσεις γύρω από τη ροή
- την καθιερωμένη πρακτική περιγραφής της κατηγορίας του προβλήματος
- το επίπεδο ακρίβειας που απαιτείται
- τους διαθέσιμους υπολογιστικούς πόρους
- το διαθέσιμο χρονικό διάστημα για την ολοκλήρωση της προσομοίωσης

4.2.2 Μεταφορά θερμότητας

Όπως είναι γνωστό σε περιπτώσεις θερμοκρασιακών διαφορών υπάρχει μεταφορά θερμότητας. Αυτό συμβαίνει με τρεις τρόπους: την αγωγή, την συναγωγή και την ακτινοβολία. Στα πακέτα υπολογιστικής ρευστομηχανικής υπάρχουν μοντέλα που έχουν σκοπό τον υπολογισμό της θερμοκρασίας στο πεδίο ροής. Στο CFX δίνονται οι ακόλουθες επιλογές [49]:

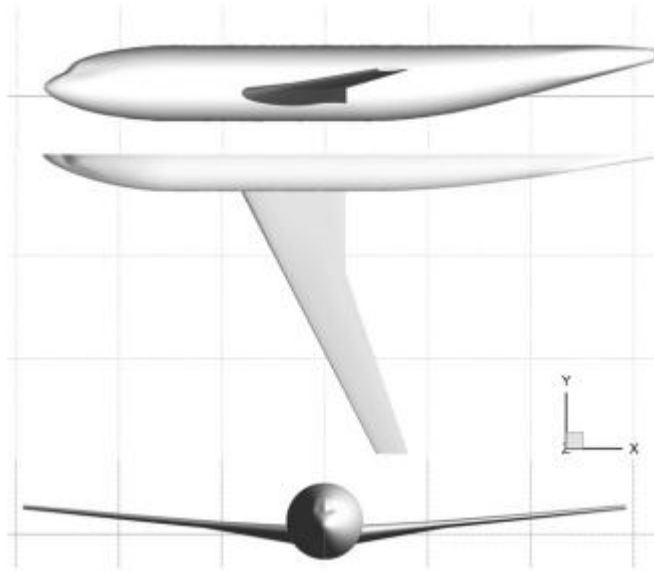
- Ισοθερμική (Isothermal) , όπου θεωρείται ομοιόμορφη (απόλυτη) θερμοκρασία στο μοντέλο του ρευστού.
- Θερμική Ενέργεια (Thermal Energy) , υπολογίζεται η μεταβολή της ενθαλπίας σαν μέγεθος στο πεδίο του ρευστού.
- Ολική Ενέργεια (Total Energy) , σε αυτό το μοντέλο, πέρα από την ενθαλπία υπολογίζεται και η κινητική ενέργεια του ρευστού.
- Μοντέλο τυρβώδους ροής (Turbulent Flux Closure), η οποία αποτελεί επιπρόσθετη επιλογή στα δυο παραπάνω.

Ιδιαίτερη αναφορά απαιτείται για τα μοντέλα ακτινοβολίας αφού είναι απαραίτητα στην περίπτωση που το πρόβλημα περιλαμβάνει θερμά στερεά ή αέρια πεδία. Όπως και στα μοντέλα τύρβης, δεν υπάρχουν μοντέλα ακτινοβολίας που να μπορούν να περιγράψουν όλα τα φαινόμενα με ακρίβεια, κάνοντας την επιλογή του μοντέλου σημαντική παράμετρο για την επίλυση του προβλήματος.

4.3 Εφαρμογές στην αεροπορική βιομηχανία

Οι κώδικες και τα προγράμματα υπολογιστικής ρευστομηχανικής έχουν μεγάλη απήχηση στη μελέτη και εξέλιξη του αεροπλάνου. Τόσα τα βασικά εξαρτήματα του αεροσκάφους, όπως τα πτερύγια αλλά ακόμα και συναρμολογημένα κομμάτια όπως τα πτερύγια, οι κινητήρες και η άτρακτος, μπορούν να προσομοιωθούν όσον αφορά τη αεροδυναμική του συμπεριφορά, αλλά και

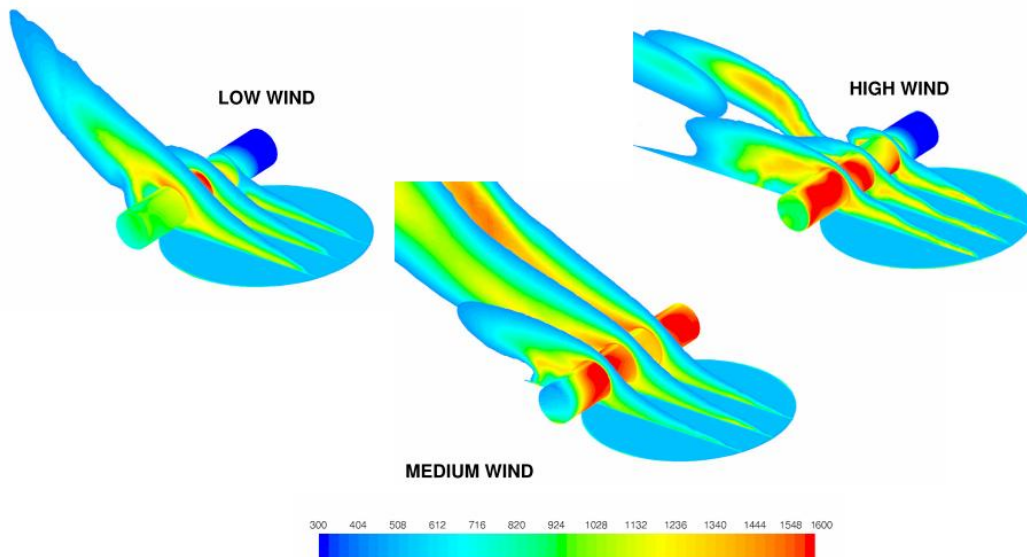
να εξαχθούν δεδομένα για την αντοχή και την αεροελαστικότητα που μπορούν να εισαχθούν σε προγράμματα πεπερασμένων στοιχείων (Finite Elements Analysis), για την διερεύνηση της αντοχής. Ιδιαίτερα με την εξέλιξη των μεθόδων και την αύξηση της ισχύος και ικανότητας των υπολογιστών, μπορεί να προσομοιωθεί η συνολική αεροδυναμική συμπεριφορά του αεροσκάφους [50], παράδειγμα αυτού το γεωμετρικό μοντέλο της Εικόνας 4-2 .



Εικόνα 4-2 Γεωμετρικό μοντέλο για την αεροδυναμική προσομοίωση[50]

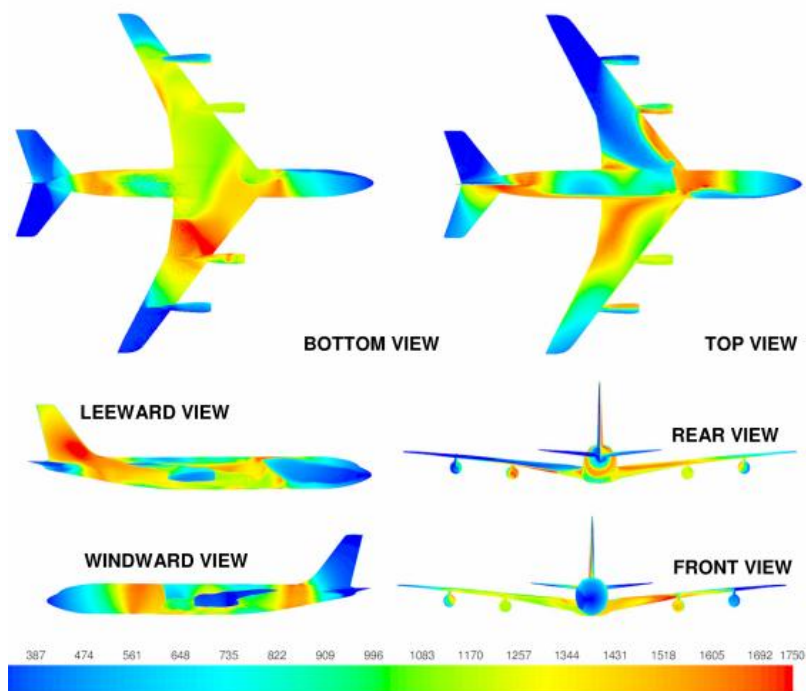
4.4 Προσομοίωση φωτιάς και υπολογιστική ρευστομηχανική

Αναλύθηκαν εκτενώς στο κεφάλαιο 2 οι διαφορετικές δοκιμές όσον αφορά τα αεροπορικά υλικά καθώς και τα πειράματα μεγάλης κλίμακας. Δεδομένων των μεγάλων απαιτήσεων για την πυρασφάλεια και την πυραντοχή των υλικών καθώς και την καταγραφή της συμπεριφοράς του αεροσκάφους σε συνθήκες φωτιάς, οι δοκιμές και τα πειράματα πολλές φορές δεν αρκούν ή ακόμα δεν είναι δυνατό να γίνουν. Συγκεκριμένα τα πειράματα μεγάλης η εργαστηριακής κλίμακας είναι ιδιαίτερα ακριβά, λόγω του υψηλού κόστους των αεροπορικών υλικών, ενώ ταυτόχρονα δεν παρέχουν παρά μόνο περιορισμένες πληροφορίες (θερμοκρασία σε συγκεκριμένα σημεία, ροή θερμότητας σε μεμονωμένες περιοχές). Επίσης υπάρχουν ανησυχίες από την FAA σε σχέση με πυρασφάλεια των "Νέων Μεγάλων Αεροσκαφών" (New Large Aircraft, NLA) λόγω των μεγάλων διαστάσεων, της ποσότητας των καυσίμων και των σύγχρονων υλικών που χρησιμοποιούνται [51].



Εικόνα 4-3 CFD σε κομμάτι ατράκτου με διαφορετικές συνθήκες ανέμου [52]

Αυτές τις απαιτήσεις έρχεται να καλύψει η χρήση της υπολογιστικής ρευστομηχανικής σε μοντέλα γύρω από τη φωτιά στο αεροσκάφος. Από τεχνική πλευρά η εξέλιξη των ηλεκτρονικών υπολογιστών και της υπολογιστικής ισχύος τους δίνει τη δυνατότητα προς αυτή την κατεύθυνση. Βέβαια για την επίτευξη ακρίβειας χρειάζεται επίσης η ανάπτυξη υποσυστημάτων και μοντέλων για την περιγραφή φαινομένων όπως η ανάφλεξη, η καύση, η ακτινοβολία και η εξάτμιση του υγρού καυσίμου, στις περιπτώσεις φωτιάς σε μεγάλη κλίμακα [52]. Σε αυτή την κατεύθυνση μπορεί να βοηθήσει η προσομοίωση και η επαλήθευση (validation) καταγεγραμμένων δοκιμών και πειραμάτων ώστε να υπάρχει η δυνατότητα στη συνέχεια να προσομοιωθούν περιπτώσεις χωρίς την ύπαρξη πειραματικών δεδομένων[53]. Στις εικόνες 4-3 και 4-4 φαίνονται παραδείγματα προσομοίωσης δοκιμών μεγάλης κλίμακας.



Εικόνα 4-4 Αποτελέσματα CFD προσομοίωσης φωτιάς σε αεροσκάφος [52]

Με αυτή τη μεθοδολογία μπορούν να αξιοποιηθούν τα πολλά πλεονεκτήματα της υπολογιστικής

ρευστομηχανικής παρέχοντας πολύ σημαντικά δεδομένα για την συμπεριφορά του αεροσκάφους σε συνθήκες φωτιάς. Πιο συγκεκριμένο, βασικό πλεονέκτημα μπορεί να αποτελέσει ο συνδυασμός των μεθόδων CFD με αυτές των πεπερασμένων στοιχείων ώστε να μπορεί να ελεγχθεί ταυτόχρονα και η αντοχή των υλικών [54].

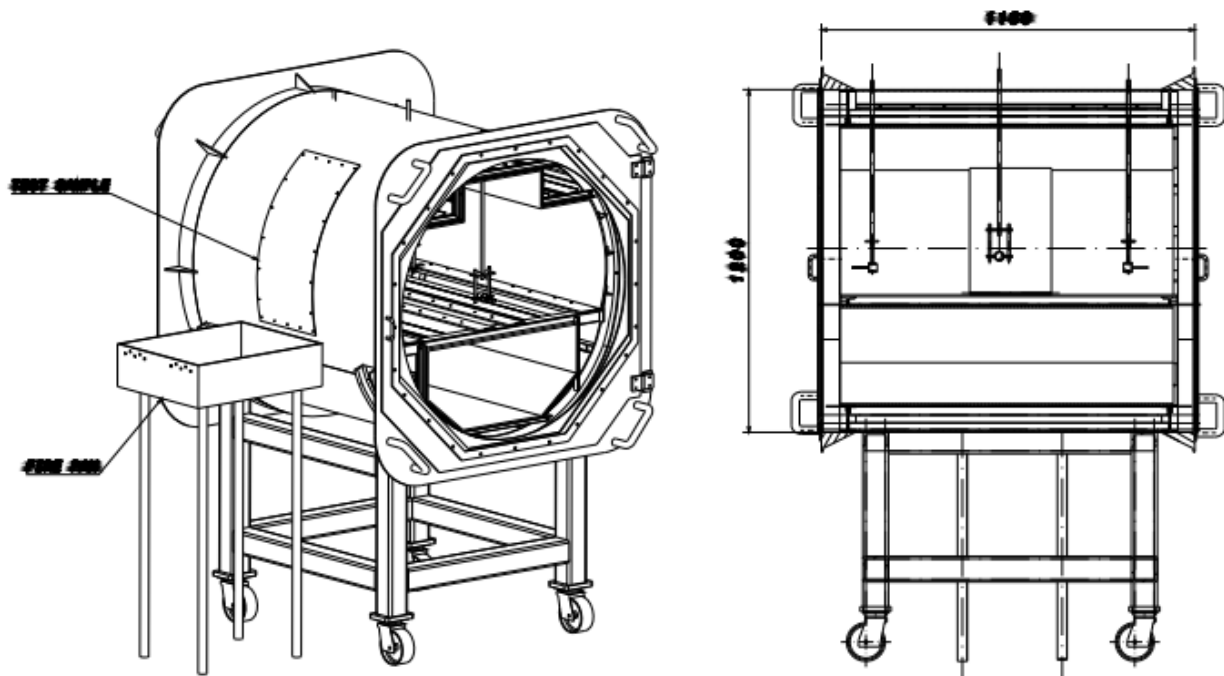
5. Περιγραφή πειράματος μεσαίας κλίμακας

5.1 Σκοπός του πειράματος και βασικά χαρακτηριστικά διάταξης

Όπως έχει ήδη αναφερθεί και στο Κεφάλαιο 2, δεν υπάρχουν έως τώρα καθορισμένες πρότυπες δοκιμές ειδικά για τα σύνθετα υλικά, που χρησιμοποιούνται στην άτρακτο, και συγκεκριμένα για την πυραντοχή και πυρασφάλειά τους. Για αυτό και οι κατασκευαστές αεροσκαφών πρέπει να αποδείξουν ότι τα σύνθετα υλικά έχουν τις ίδιες, ή και καλύτερες, προδιαγραφές ασφαλείας σε σχέση με τα συμβατικά κράματα αλουμινίου.

Σε αυτό προσανατολίζεται και η πειραματική μελέτη [55] διεξάγοντας μια σειρά δοκιμών και πειραμάτων μεσαίας κλίμακας με διαφορετικά σύνθετα υλικά και συγκρίνοντας την συμπεριφορά σε φωτιά τόσο μεταξύ τους, όσο και με έναν τύπο κράματος αλουμινίου. Ο βασικός σκοπός του πειράματος είναι η αποκόμιση δεδομένων για την είσοδο της φωτιάς στην καμπίνα, την κατανομή των θερμοκρασιών εντός της και την παραγωγή καπνού και τοξικών αερίων από την καύση των υλικών,

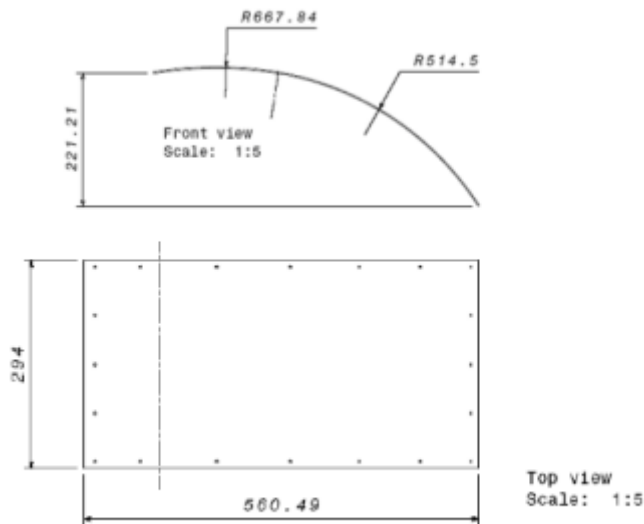
Η πειραματική διάταξη της δοκιμής αναπτύχθηκε από το Κέντρο Αεροναυπηγικής Τεχνολογίας της Ισπανίας (Aeronautical Technologies Center) και αποτελείται από ένα τμήμα της ατράκτου ενός αεροσκάφους Airbus A320 υπό κλίμακα 1:4. Το υλικό κατασκευής είναι ανοξείδωτος χάλυβας όπου στην κεντρική περιοχή υπάρχει οπή για την προσαρμογή των σύνθετων υλικών που μελετούνται. Στην Εικόνα 5-1 φαίνεται το σκαρίφημα της διάταξης υπό κλίμακα, ενώ οι βασικές διαστάσεις είναι οι ακόλουθες: μήκος 1,16m , πλάτος 1,2m , ύψος 1,2m, εσωτερική διάμετρος 0,9m , εσωτερικό μήκος 1,05m.



Εικόνα 5-1 Σκαρίφημα της πειραματικής διάταξης [55]

Τα δοκίμια των σύνθετων υλικών έχουν τις διαστάσεις της Εικόνας 5-2 και τοποθετούνται στην

χαλύβδινη άτρακτο με 18 κοχλίες.



Εικόνα 5-2 Διαστάσεις δοκιμίων [55]

Η πειραματική διάταξη περιλαμβάνει επίσης ορθογωνικό δοχείο καυσίμου (fire pan), μήκους 0,54 μέτρων και πλάτους 0,43 μέτρων, στο οποίο αναφλέγεται το καύσιμο έτσι ώστε να υπάρχει φλόγα και να προσομοιωθούν οι συνθήκες της περίπτωσης ατυχήματος εξωτερικής φωτιάς. Στο δοχείο χρησιμοποιήθηκαν 4,7 λίτρα αεροπορικού καυσίμου κηροζίνης, ενώ για την αρχική ανάφλεξη χρησιμοποιήθηκε μια μικρή ποσότητα (225 ml) βενζίνης [56].

Για τις ανάγκες του πειράματος χρησιμοποιήθηκαν όργανα μέτρησης και καταγραφής μεγεθών τα όποια παρουσιάζονται παρακάτω :

- Θερμοστοιχεία.

Στην πειραματική διάταξη τοποθετήθηκαν θερμοστοιχεία σε τρεις θέσεις. Εννέα θερμοστοιχεία νικελίου-χρωμίου (type K, nickel-chromium) τοποθετήθηκαν στην ψυχρή πλευρά (cold surface) των δοκιμίων. Η στερέωση τους έγινε με ειδικό υλικό, ανθεκτικό στις υψηλές θερμοκρασίες (high temperature cement) και η διάταξη τους φαίνεται στην Εικόνα 5-3.



Εικόνα 5-3 Θερμοστοιχεία στην ψυχρή πλευρά του δοκιμίου [55]

Επίσης πέντε θερμοστοιχεία εισήχθησαν στο κέντρο της καμπίνας σε κάθετη απόσταση 0,105m μεταξύ τους. Τα θερμοστοιχεία αυτά μετράνε τη θερμοκρασία του αέρα σε διάφορες θέσεις ύψους της καμπίνας. Τέλος άλλο ένα θερμοστοιχείο νικελίου - χρωμίου τοποθετήθηκε πάνω από το δοχείο

ανάφλεξης (fire pan) ώστε να μετρηθεί η θερμοκρασία της φλόγας κατά τη διάρκεια του πειράματος.

- Μετρητές ροής θερμότητας (heat flux meters)

Για τις ανάγκες μέτρησης της ροής θερμότητας στο εσωτερικό της ατράκτου τοποθετήθηκαν δύο υδρόψυκτοι μετρητές τύπου Schmidt-Boelter. Οι δύο μετρητές τοποθετήθηκαν κοντά στην ψυχρή πλευρά του δοκιμίου σε διαφορετικά ύψη.

- Αγωγός δειγματοληψίας καυσαερίων

Στην πάνω πλευρά της καμπίνα τοποθετήθηκε αγωγός δειγματοληψίας καυσαερίων (O_2 , CO_2 , CO , H_2 , SO_2 , H_2S , NO , NO_2 και NO_x). Επίσης τα δείγματα αναλύθηκαν σε θερμιδομετρικούς αγωγούς (calorimetric tubes).

- Κάμερες και μέσα καταγραφής

Δυο βιντεοκάμερες χρησιμοποιήθηκαν για την καταγραφή του πειράματος, με τη μια να τοποθετείται στο εσωτερικό, καταγράφοντας την ψυχρή πλευρά τους δοκιμίου και την άλλη στο εξωτερικό, καταγράφοντας την φλόγα. Επίσης μια υπέρυθρη θερμογραφική κάμερα εγκαταστάθηκε για να αποκομίζει δεδομένα για την κατανομή της θερμοκρασίας των δοκιμίων.

Στις Εικόνες 5-4 και 5-5 φαίνεται μια συνολική εικόνα της πειραματικής διάταξης τόσο στο εσωτερικό όσο και στο εξωτερικό της.



Εικόνα 5-4 Εσωτερικό πειραματικής διάταξης [55]

Βασικό χαρακτηριστικό του πειράματος είναι η χρονική του διάρκεια ή οποία ήταν 6 λεπτά για τα εφτά δοκίμια που χρησιμοποιήθηκαν. Συνολικά γίνανε 14 δοκιμές αφού εξετάστηκαν δυο πανομοιότυπα δοκίμια από κάθε υλικό.

Επίσης το πείραμα δεν περιλάμβανε κανένα άλλο υλικό μόνωσης ή εσωτερικής επένδυσης αλλά μόνα τα αναφερόμενα δοκίμια.



Εικόνα 5-5 Εξωτερικό πειραματικής διάταξης [55]

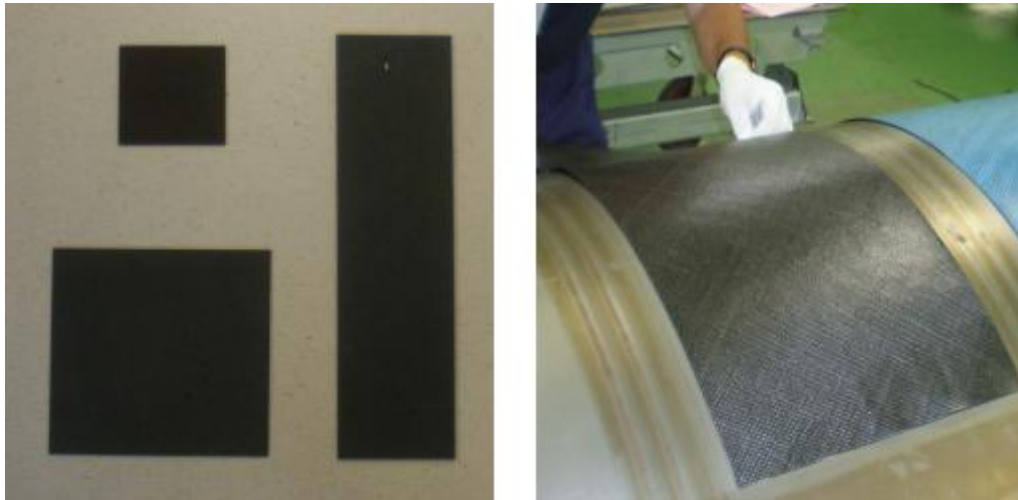
5.2 Υλικά πειραμάτων

5.2.1 Γενικός χαρακτηριστικά και κατηγοριοποίηση υλικών

Τα σύνθετα υλικά που χρησιμοποιήθηκαν για τις ανάγκες της δοκιμής κατατάσσονται σε τρεις βασικές κατηγορίες όπως φαίνεται και στο Πίνακα 5.1 όπου παρατίθενται και κάποια βασικά χαρακτηριστικά τους. Τα εποξειδικά ανθρακονήματα (carbon/epoxy) έχουν χρήση σε κατασκευές που δεν απαιτούν αντοχή σε υψηλές θερμοκρασίες σε αντίθεση με τα βισμαλεϊμιδικά ανθρακονήματα (carbon/BMI). Τα υλικά που μελετήθηκαν κατατάσσονται επίσης σε δυο κατηγορίες ανάλογα με τη μορφή των ινών (fiber) η οποία είναι είτε σε μορφή ταινίας (tape), είτε σε μορφή ινών (fabric). Δίνονται περισσότερες πληροφορίες για τα εποξειδικά αναθρακονήματα σε μορφή ταινίας όπου και έπεσε το βάρος της προσομοίωσης που έγινε για την παρούσα εργασία.

Πέρα από διαφορετικά υλικά, επιλέχθηκαν προς μελέτη διαφορετικοί πολυστρωματικοί συνδυασμοί (laminates) για να διερευνηθεί η συμπεριφορά των στρώσεων και του διαφορετικού προσανατολισμού σε συνθήκες φωτιάς. Ο προσανατολισμός των στρώσεων έχει να κάνει κυρίως με τις μηχανικές ιδιότητες των υλικών. Για τον προσδιορισμό του στο παρόν πείραμα λήφθηκαν υπόψη το πάχος της ατράκτου και οι πιο αντιπροσωπευτικές περιπτώσεις προσανατολισμού στρώσεων σύνθετων υλικών.

Τα υλικά προς δοκιμή κατασκευάστηκαν με δυο διαφορετικούς τρόπους με αποτέλεσμα διαφορετικά γεωμετρικά χαρακτηριστικά. Η πρώτη μέθοδος είχε ως σκοπό την παραγωγή επίπεδων δοκιμών για τον έλεγχο τους σε δοκιμές μικρής κλίμακας, ενώ ο δεύτερος για την αξιοποίηση στο πείραμα μεσαίας κλίμακας, όπως φαίνεται και στην Εικόνα 5-6.



Εικόνα 5-6 6Δοκίμια με διαφορετική γεωμετρική κατασκευή [55]

Τέλος εκτός από τα σύνθετα υλικά χρησιμοποιήθηκε το κράμα αλουμινίου 7075 - T651(βλ. Κεφάλαιο 2) που παραδοσιακά χρησιμοποιείται από την αεροπορική βιομηχανία για να συγκριθεί με τις επιδόσεις των σύνθετων υλικών.

Πίνακας 5.1 Δοκίμια πειράματος [55]

Δοκίμιο	Υλικό	Εμπορική Ονομασία	Ύψος	Ρητίνη	Πάχος φύλλου (mm)	Αρ. φύλλων	Συνολικό Πάχος (mm)
PMC 1	carbon/epoxy	HEXCEL AS4/8552	AS4	8552	0,184	10	1,84
PMC 2	UD tape	RC34 AW194				14	2,58
PMC 3	carbon/epoxy	HEXCEL 8552 RC40/	AS4	8552	0,178	10	1,78
PMC 4		AGP-193-PW				14	2,49
PMC 5	carbon/BMI	HEXCEL F655/	T300	F655	0,315	6	1,89
PMC 6	fabric	40%/G963/1170				8	2,52
AL	Aluminium alloy	7075 - T651	-	-	-	-	2,40

5.2.2 Πρότυπες δοκιμές μικρής κλίμακας σύνθετων υλικών

Τα σύνθετα υλικά που χρησιμοποιήθηκαν για το μεσαίας κλίμακας πείραμα, δοκιμάστηκαν πρώτα σε πρότυπες δοκιμές σύμφωνα με τις προδιαγραφές της αεροπορικής βιομηχανίας (βλ. Κεφάλαιο 1). Συγκεκριμένα οι πρότυπες αυτές δοκιμές είναι οι ακόλουθες:

1. Δοκιμές με καυστήρα τύπου Bunsen με κατακόρυφο προσανατολισμό για 60 δευτερόλεπτα
2. Δοκιμή ρυθμού έκλυσης θερμότητας (O.S.U. Heat release rate)
3. Δοκιμή προϊόντων καπνού (NBS Chamber Test)
4. Δοκιμή τοξικότητας καυσαερίων

Τα συγκεκριμένα αποτελέσματα που παρουσιάζονται στον Πίνακα 5.2 δεν συμπεριλήφθησαν στη υπολογιστική προσομοίωση λόγω, περιορισμένων δεδομένων στην παρουσίαση του πειράματος, αλλά είναι χρήσιμα για να βγουν κάποια αρχικά συμπεράσματα για την χρήση των υλικών και την αντίδρασή τους σε συνθήκες φωτιάς.

Πίνακας 5.2 Δεδομένα πρότυπων δοκιμών

Δοκίμιο	Δοκιμή ρυθμού έκλυσης θερμότητας		Δοκιμή προϊόντων καπνού	Δοκιμές με καυστήρα τύπου Bunsen		
	Ρυθμός έκλυσης θερμότητας (kW/m ²)	Έκλυση θερμότητας (kWmin/m ²)	Ειδική οπτική πυκνότητα καπνού (Specific Optical Density, Ds)	Χρόνος διατήρησης φλόγας (Flame time) (sec)	Χρόνος καύσης υλικού που καταρρέει (Drip flame time) (sec)	Μήκος καψίματος (Burn length) (mm)
PMC 1	110.02	99.32	85	8	-	85.71
PMC 2	109.03	113.6	49.23	12	-	63.61
PMC 3	150.28	139.02	106	24	-	31.69
PMC 4	157.99	140.97	154	13	-	13.43
PMC 5	62.72	74.71	65	3	-	12.36
PMC 6	61.39	56.93	54.56	4	-	6.41

Συγκεκριμένα παρατηρούνται μεγάλες διαφορές στο ρυθμό έκλυσης θερμότητας έως και 50% από τα δοκίμια PMC 3-4 και PMC 5-6, δηλαδή από τα εποξικά ανθρακονήματα και τα βισμαλεϊμιδικά ανθρακονήματα. Αυτό δείχνει ότι την καλύτερη συμπεριφορά όσον αφορά την έκλυση θερμότητας την έχουν τα βισμαλεϊμιδικά ανθρακονήματα και ιδιαίτερα τό PMC 6.

Σημαντική επίσης είναι η μέτρηση της ειδικής οπτικής πυκνότητας του καπνού με διαφορετικές τιμές για τα διάφορα υλικά αλλά και με πολύ καλά επίπεδα για τα εποξικά ανθρακονήματα ταινίας (carbon/epoxy UD tape) και ειδικά το PMC 2.

Τέλος στον Πίνακα 5.3 παρουσιάζονται οι συγκεντρώσεις των προϊόντων της καύσης από την πειραματική δοκιμή μεσαίας κλίμακας. Τα σύνθετα υλικά, συγκριτικά με το πάνελ αλουμινίου (AL) εκλύουν υψηλές ποσότητες τοξικών αερίων ενώ το τελευταίο περιορίζεται στην υψηλή έκλυση CO.

Πίνακας 5.3 Συγκεντρώσεις προϊόντων καύσης από πειραματική δοκιμή μεσαίας κλίμακας

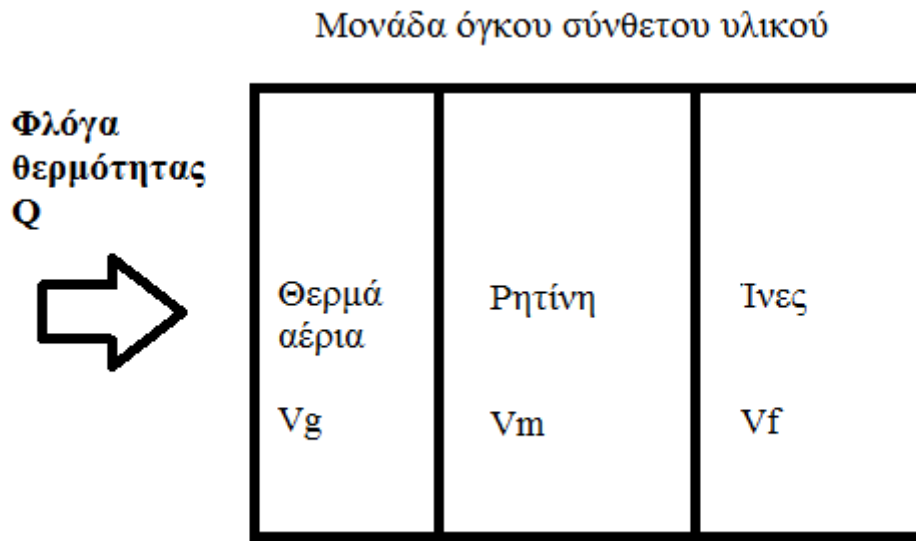
Δοκίμιο	O ₂ (%)	CO (ppm)	SO ₂ (ppm)	H ₂ S (ppm)	NO _x (ppm)	HCN (ppm)
PMC 1	18	558	6	752,5	83	240
PMC 2	17	374	81	252,3	38	60
PMC 3	-	294	19	31,9	4,5	9
PMC 4	20,9	222	32	64,2	6,5	12,5
PMC 5	20,875	515,5	4	1,45	4,5	15
PMC 6	20,915	209,5	5,5	1,2	4,5	4,5
AL	13,5	5498	9	23,2	39	5

5.2.3 Θερμοφυσικές ιδιότητες σύνθετου υλικού HexPly 8552

Οι θερμοφυσικές ιδιότητες των σύνθετων υλικών, δηλαδή η πυκνότητα, η θερμική αγωγιμότητα και η θερμοχωρητικότητα σε συνθήκες υψηλής θερμοκρασίας δεν είναι εύκολο να προσδιοριστούν καθώς επηρεάζονται από αρκετούς παράγοντες

Σε συνθήκες φωτιάς υπάρχουν συγκεκριμένες μελέτες για την υπολογιστική προσέγγιση των θερμοφυσικών ιδιοτήτων. Μια από αυτές [54], θεωρεί ότι το σύνθετο υλικό όταν εκτίθεται σε φλόγα, η ρητίνη του χάνει ένα μέρος της μάζας της η οποία γίνεται θερμά καυσαέρια τα οποία καλύπτουν τον χώρο του υλικού που αποσυντίθενται και τα οποία μπορούν να αντιμετωπιστούν σαν θερμός αέρας όσον αφορά τις ιδιότητες τους [57]. Έτσι το υλικό κατά τη διάρκεια της έκθεσης

του στην φωτιά αποτελείται από τρία μέρη : τις ίνες , τη ρητίνη και τα θερμά αέρια. Σε αυτή τη μελέτη παρόλο που υπάρχει απώλεια μάζα του υλικού αυτού καθεαυτού θεωρείται αμετάβλητος ο όγκος του υπό καύση υλικού το οποίο αποτελείται από τα τρία μέρη όπως φαίνεται και στην Εικόνα 5-7.



Εικόνα 5-7 Μονάδα όγκου σύνθετου υλικού σε φωτιά

Για την μελέτη αυτή εισάγεται ο παράγοντας α , ο οποίος ονομάζεται παράγοντας αποσύνθεσης (decomposition degree) και ορίζεται όπως φαίνεται στην Εξίσωση 5.1.

$$\alpha = \frac{m_m^\emptyset - m_m^d}{m_m^\emptyset - m_m^{TEA}} \quad (5.1)$$

όπου

- m_m^\emptyset : αρχική μάζα μήτρας-ρητίνης
- m_m^d : μάζα μήτρας σε κάποια χρονική στιγμή
- m_m^{TEA} : τελική μάζα μήτρας

Αν θεωρηθεί $m_m^{TEA} = 0$ τότε η Εξίσωση 5.1 παίρνει την μορφή της Εξίσωσης 5.2 και αντίστοιχα ο τελικός όγκος υπολογίζεται με χρήση της Εξίσωσης 5.3. Όταν ο παράγοντας α παίρνει την τιμή 0 σημαίνει ότι έχει αποσυντεθεί όλη η ποσότητα της ρητίνης η οποία έχει μετατραπεί αντίστοιχα σε στρώμα θερμού καπνού, αφού ο όγκος στη συγκεκριμένη προσέγγιση είναι σταθερός. Όταν η τιμή του παράγοντα α είναι ένα 1 σημαίνει ότι δεν υπάρχει αποσύνθεση-καύση της ρητίνης.

$$m_m^d = (1 - \alpha) m_m^\emptyset \quad (5.2)$$

και αντίστοιχα ο όγκος όπως φαίνεται στην Εξίσωση 5.3

$$V_m^d = (1 - \alpha) V_m^\emptyset \quad (5.3)$$

Με βάση τα παραπάνω και γνωρίζοντας τις θερμοφυσικές ιδιότητες της μήτρας και των ινών μπορούν να υπολογιστούν οι ιδιότητες του σύνθετου υλικού από τις Εξισώσεις 5.4 , 5.5 , 5.6 . Για αυτές τις εξισώσεις οι δείκτες f , m , g αναφέρονται στις ίνες , την μήτρα και τα θερμά καυσαέρια αντίστοιχα ενώ ο δείκτης c αναφέρεται στο σύνθετο υλικό.

Πυκνότητα:

$$\rho_c = V_f \rho_f + V_m^\phi \rho_m - \alpha \rho_m V_m^\phi \left(1 - \frac{\rho_g}{\rho_m}\right) \quad (5.4)$$

Ειδική θερμοχωρητικότητα:

$$C_{P,c} = \frac{m_f}{m_{TOT}} C_{P,f} + \frac{m_m}{m_{TOT}} C_{P,m} + \frac{m_g}{m_{TOT}} C_{P,g} \quad (5.5)$$

Θερμική αγωγιμότητα:

$$\frac{1}{k_c} = \frac{V_f}{k_f} + \frac{V_m}{k_m} + \frac{V_g}{k_g} \quad (5.6)$$

Για την παρούσα εργασία χρησιμοποιήθηκε μια απλουστευμένη εκδοχή της παραπάνω μελέτης όπου απαλείφθηκαν τα θερμά αέρια και ουσιαστικά οι θερμοφυσικές ιδιότητες του σύνθετου υλικού θεωρείται ότι εξαρτώνται μόνο από τα υλικά που το απαρτίζουν δηλαδή τις ίνες και τη μήτρα. Τα δύο υλικά που απαρτίζουν το σύνθετο υλικό θεωρήθηκε ότι έχουν σταθερή μάζα και όγκο, άρα δεν υπάρχει καμία απώλεια κατά τη διάρκεια της καύσης του υλικού. Συγκεκριμένα με βάση την Εξισώσεις 5.3 και 5.4 θεωρήθηκε ότι $\alpha=0$ με αποτέλεσμα να μην υπάρχει μεταβολή στον όγκο και τη μάζα της μήτρας όπως φαίνεται στην Εξισώσεις 5.7 και 5.8

$$m_m^d = m_m^\phi \quad (5.7)$$

$$V_m^d = V_m^\phi \quad (5.8)$$

Μια τέτοια προσέγγιση θυμίζει πολύ τον κανόνα του μοχλού. Ουσιαστικά από τις Εξισώσεις 5.4 , 5.5 , 5.6 απαλείφονται οι όροι που περιλαμβάνουν τα θερμά αέρια με δείκτη g ενώ λαμβάνονται υπόψη οι Εξισώσεις 5.7 και 5.8 όσον αφορά τη μάζα και τον όγκο της μήτρας του υλικού. Οι Εξισώσεις 5.9 , 5.10 , 5.11 περιγράφουν τη χρησιμοποιούμενη μέθοδο.

$$\rho_c = V_f \rho_f + V_m \rho_m \quad (5.9)$$

$$C_{P,c} = \frac{m_f}{m_{TOT}} C_{P,f} + \frac{m_m}{m_{TOT}} C_{P,m} \quad (5.10)$$

$$\frac{1}{k_c} = \frac{V_f}{k_f} + \frac{V_m}{k_m} \quad (5.11)$$

Οι θερμοφυσικές ιδιότητες των ινών άνθρακα(carbon fiber) AS4 [58] δίνονται στον Πίνακα 5.4

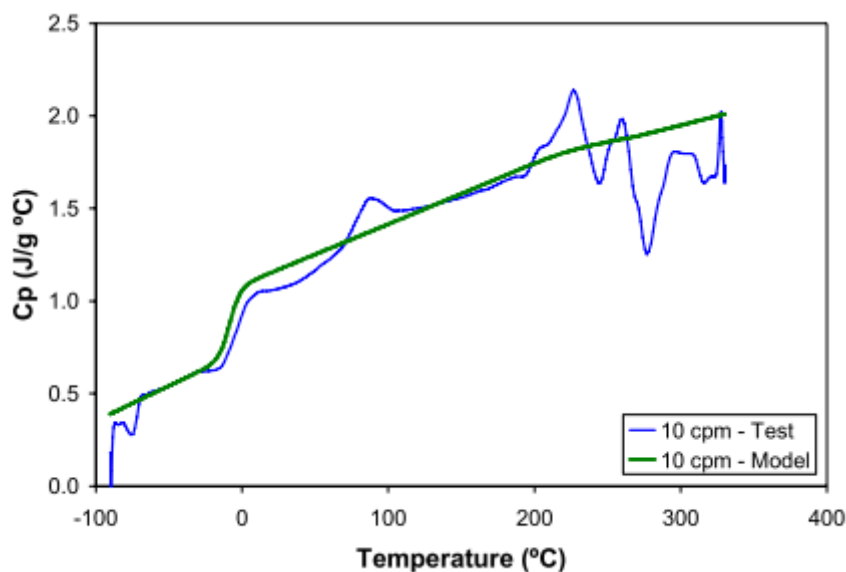
Πίνακας 5.4 Θερμοφυσικές Ιδιότητες ινών άνθρακα

Θερμοφυσικές ιδιότητες ινών άνθρακα AS4		
Πυκνότητα (Kg/m ³)	ρ_f	1790
Ειδική Θερμοχωρητικότητα (J/KgK)	$C_{p,f}$	1130,4
Θερμική αγωγιμότητα (W/mK)	k_f	6,83

Το μόνο βασικό δεδομένο για τις ιδιότητες της μήτρας σύμφωνα με τις προδιαγραφές[59] του υλικού είναι η πυκνότητά του η οποία είναι $\rho_m = 1,30 \text{ g/cm}^3$. Από τη βιβλιογραφία [60] βρέθηκε μια πειραματική καμπύλη για την θερμική αγωγιμότητα η οποία είναι συναρτήσει της θερμοκρασίας T και παρουσιάζεται στην Εξίσωση 5.12 .

$$k_m = 0.148 + T * 3.43 * 10^{-4} \text{ W/mK} \quad (5.12)$$

Η ειδική θερμοχωρητικότητα της μήτρας έχει σημαντική εξάρτηση από την θερμοκρασία. Έτσι έπρεπε να γίνει προσέγγιση της προσομοίωσης των πειραματικών δεδομένων [60], που φαίνονται στο Διάγραμμα 5.1, για να προκύψει ένας τύπος που να δίνει την ειδική θερμοχωρητικότητα συναρτήσει της θερμοκρασίας.



Διάγραμμα 5.1 Πειραματικά Δεδομένα και προσομοίωση ειδικής θερμοχωρητικότητας της μήτρας [60]

Θεωρήθηκε ότι από τις θερμοκρασίες 0 έως 320 °C η τιμές της προσομοίωσης (πράσινη καμπύλη) μπορούν να προσεγγιστούν με μια ευθεία, αυτή της εξίσωσης 5.13.

$$C_{p,m} = 0,2823 * T + 1095,1 \text{ (J/gC)} \quad (5.13)$$

Με βάση την τιμή της πυκνότητας και τις Εξισώσεις 5.12, 5.13 για τη θερμοφυσικές ιδιότητες της μήτρας αλλά και τις τιμές του Πίνακα 5.3, οι εξισώσεις 5.7, 5.8 και 5.9 δίνουν τα τελικά

αποτελέσματα θερμοφυσικών ιδιοτήτων του σύνθετου υλικού όπως παρουσιάζονται στις Εξισώσεις 5.14, 5.15 και 5.16 :

- $\rho_c = 1581,4 \text{ Kg}/\text{m}^3$ (5.14)

- $k_c = \frac{6,83*(0,148+T*3,43*10^{-4})}{2,9931+0,000192*T} \text{ W}/\text{mK}$ (5.15)

- $C_{p,c} = 0,988 * T + 1118,005 \text{ J}/\text{kgC}$ (5.16)

6. Υπολογιστική προσομοίωση

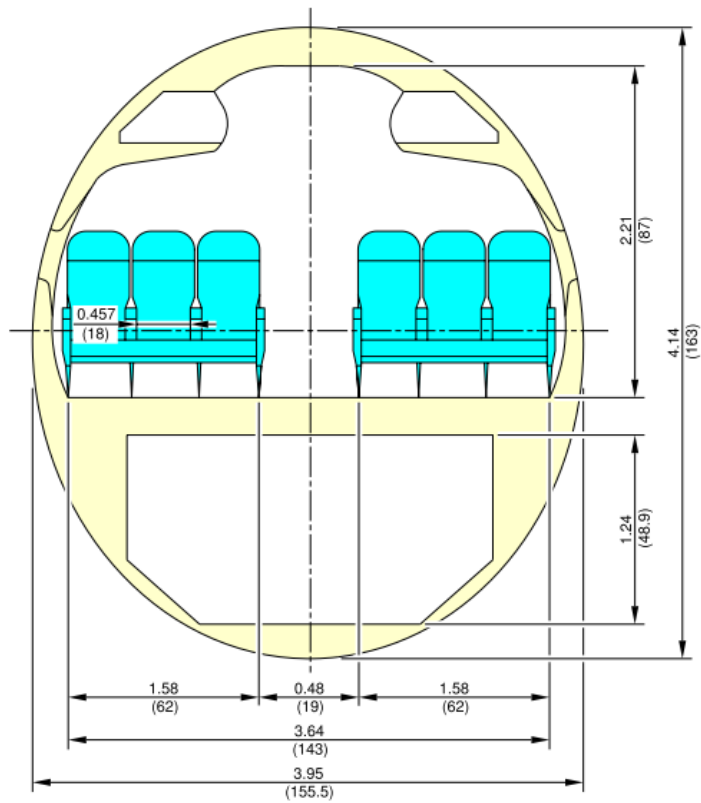
Στο παρόν κεφάλαιο περιγράφονται λεπτομερώς τα διάφορα βήματα για την δημιουργία του τελικού μοντέλου προς επίλυση. Τα βήματα αυτά δεν εξαντλούνται μόνο σε αυτά που περιγράφηκαν στο Κεφάλαιο 3, που έχουν να κάνουν με την βασική διαδικασία των πακέτων υπολογιστικής ρευστομηχανικής, αλλά και σε διερεύνηση διαφόρων παραμέτρων για την υπολογιστική προσομοίωση, όπως μοντέλα τύρβης, τρόπος προσομοίωσης φλόγας και υλικού.

Για τις ανάγκες της προσομοίωσης χρησιμοποιήθηκε η 14η έκδοση του υπολογιστικού πακέτου ANSYS CFX σε τρεις υπολογιστικούς σταθμούς. Ο πρώτος είναι αυτός του εργαστηρίου Ετερογενών Μειγμάτων και Συστημάτων Καύσης του ΕΜΠ με επεξεργαστή Intel i7 (8-core) 2.4 GHz, ο δεύτερος είναι η υπολογιστή μονάδα Central Cloud του Κέντρου Ηλεκτρονικών Υπολογιστών του ΕΜΠ και ο τρίτος είναι ένας προσωπικός υπολογιστής με επεξεργαστή AMD Vision A8(Quad-core) με υπολογιστική ισχύ 1.9GHz/πυρήνα.

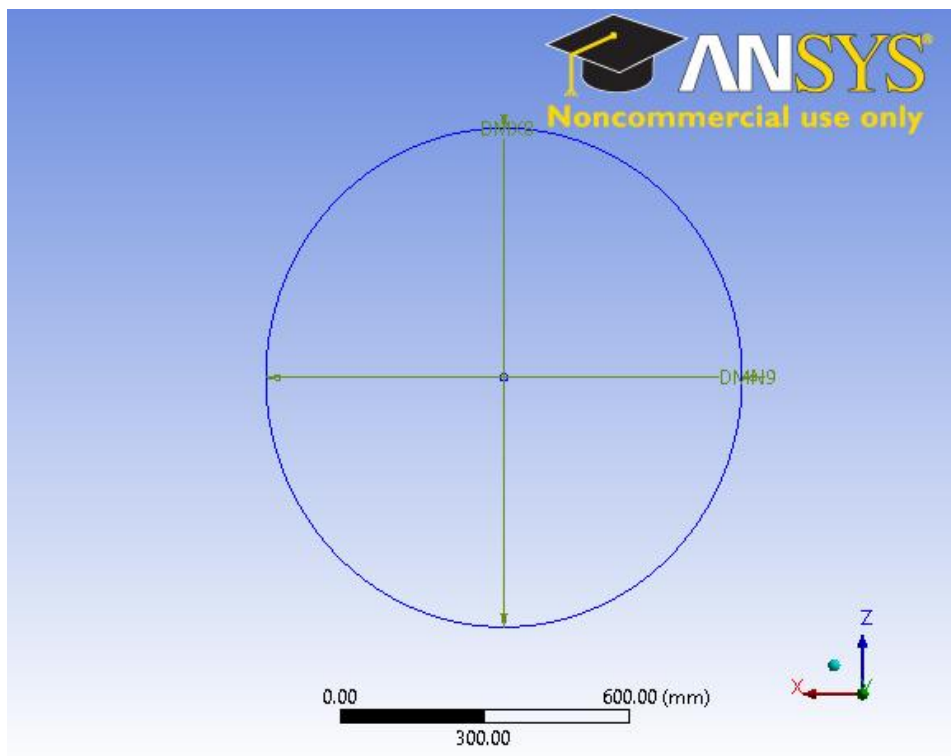
6.1 Διαμόρφωση Γεωμετρίας

Για τη διαμόρφωση της γεωμετρίας χρησιμοποιήθηκε το πρόγραμμα σχεδιασμού DesignModeler του υπολογιστικού πακέτου ANSYS 14 και οι βασικές γεωμετρικές διαστάσεις της πειραματικής διάταξης που περιγράφηκε στο Κεφάλαιο 4. Παρόλα αυτά για λόγους απλούστευσης του προβλήματος καθώς και λόγω των περιορισμένων δεδομένων όσον αφορά διάφορα γεωμετρικά χαρακτηριστικά έγιναν οι παρακάτω παρεμβάσεις. Αξίζει να σημειωθεί ότι για τον σχεδιασμό της γεωμετρίας προτιμήθηκε το ANSYS DesignModeler από κάποιο άλλο σχεδιαστικό πακέτο λόγω της δυνατότητας που δίνει για την άμεση σύνδεση με το πρόγραμμα δημιουργίας του υπολογιστικού πλέγματος, όπως επίσης και την δυνατότητας αυτόματης ανανέωσης του πλέγματος σε περίπτωση ανανέωσης της γεωμετρίας.

- Δεδομένου ότι η γεωμετρία της ατράκτου του αεροσκάφους είναι ελλειψοειδής και με βάση τις γεωμετρικές διαστάσεις που παρέχει η εταιρία Airbus για το μοντέλο A320 [61] όπως φαίνεται και στην Εικόνα 6-1 , η βασική καμπύλη περιγράφηκε από μια έλλειψη έτσι όπως φαίνεται στην Εικόνα 6-2. Να σημειωθεί ότι η άτρακτος της πειραματικής διάταξης αποτελεί υπό κλίμακα μοντέλο του Airbus A320.



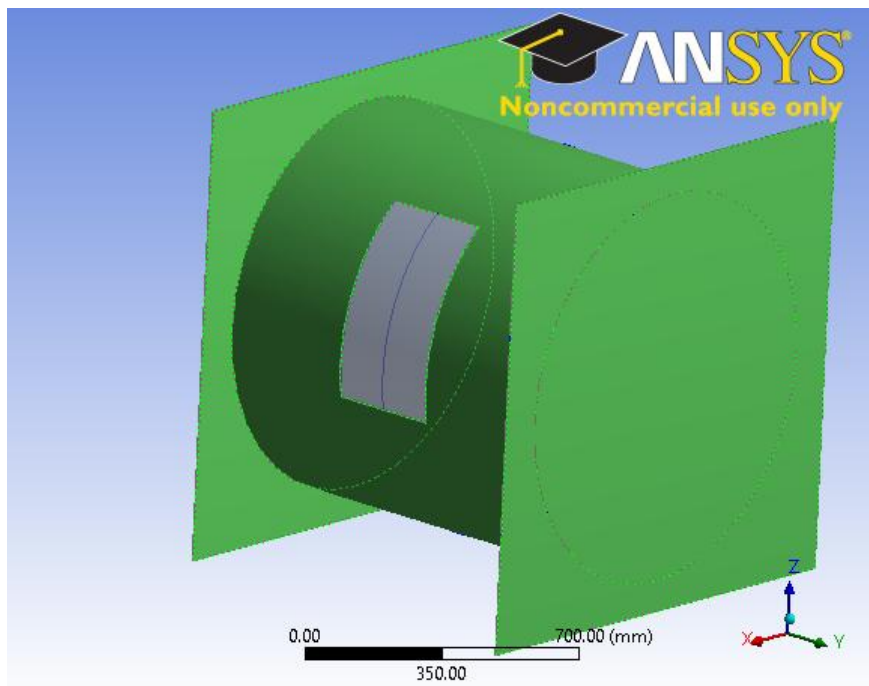
Εικόνα 6-1 Τομή ατράκτου Airbus A320 , διαστάσεις σε m (in)



Εικόνα 6-2 Έλλειψη υπό κλίμακα γεωμετρικών διαστάσεων αεροσκάφους Airbus A320

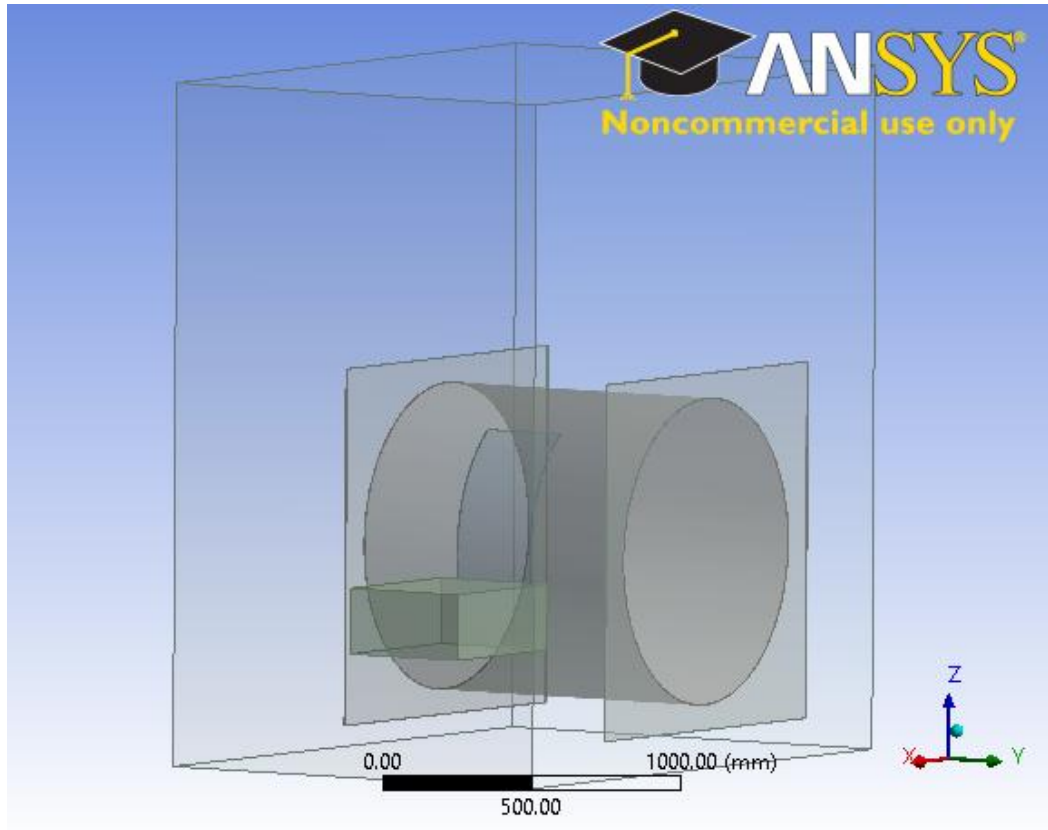
- Η αρχή των αξόνων, δηλαδή το σημείο με συντεταγμένες (0,0,0), της γεωμετρίας αποτελεί το κέντρο της έλλειψης έτσι όπως φαίνεται στην Εικόνα 6-2. Αντίστοιχα φαίνεται και ο προσανατολισμός των αξόνων x , y , z.

- Με βάση αυτή την έλλειψη δημιουργήθηκε το τμήμα της ατράκτου χωρίς να ληφθούν υπόψη κατασκευαστικές λεπτομέρειες όπως τα μικρά διαχωριστικά και υποστηρικτικά τεμάχια στο εσωτερικό και εξωτερικό της ατράκτου (Εικόνες 4-4 και 4-5). Αυτό έγινε αφού τα συγκεκριμένα τεμάχια όπως επίσης και τα διάφορα μετρητικά στοιχεία δεν επηρεάζουν σημαντικά τη ροή και άρα και τα αποτελέσματα της υπολογιστικής προσομοίωσης. Έτσι διαμορφώθηκε το κομμάτι της ατράκτου που φαίνεται στην Εικόνα 6-3 το οποίο, όπως και το πείραμα, έχει την αντίστοιχη οπή για την μελέτη διαφορετικών υλικών.



Εικόνα 6-3 Τμήμα ατράκτου υπό κλίμακα

- Στη συνέχεια σχεδιάστηκε ένα ορθογώνιο δοχείο καυσίμου (fire pan) σύμφωνα με τις διαστάσεις του πειράματος ενώ παράλληλα διαμορφώθηκαν δυο χωρία ρευστών, το ένα στο εσωτερικό της ατράκτου και το άλλο ώστε να περιβάλλει την πειραματική διάταξη. Η τελική γεωμετρία φαίνεται στην Εικόνα 6-4.

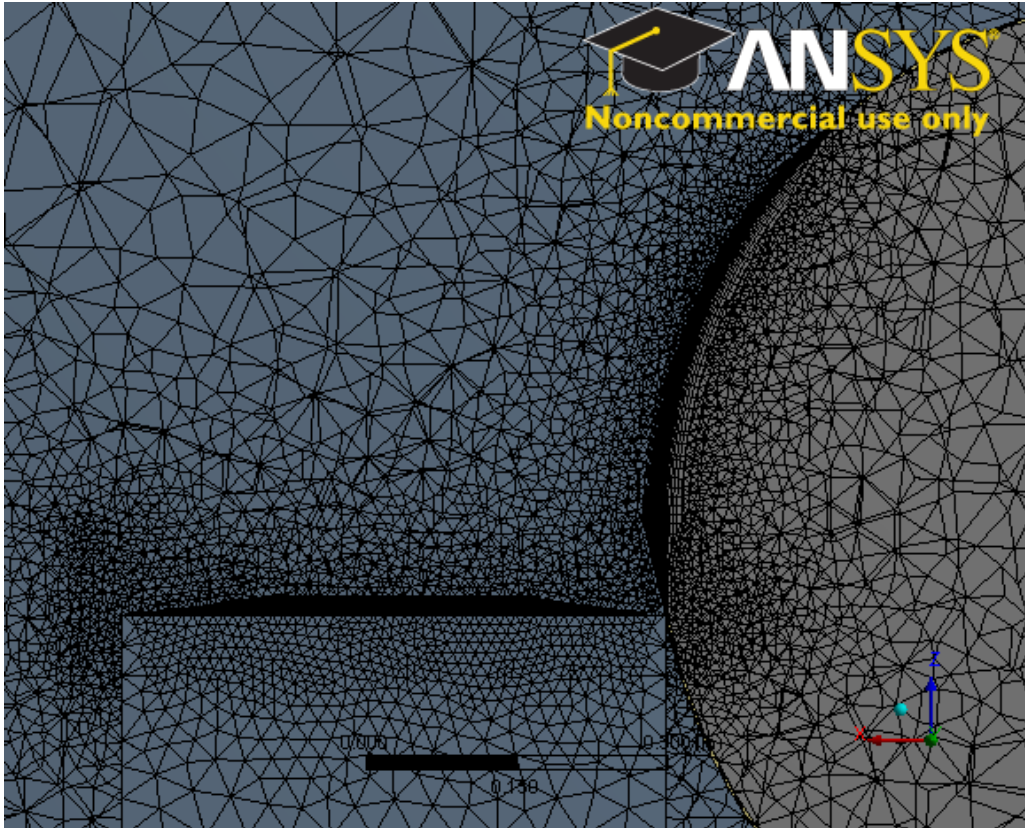


Εικόνα 6-4 Τελική διάταξη γεωμετρίας

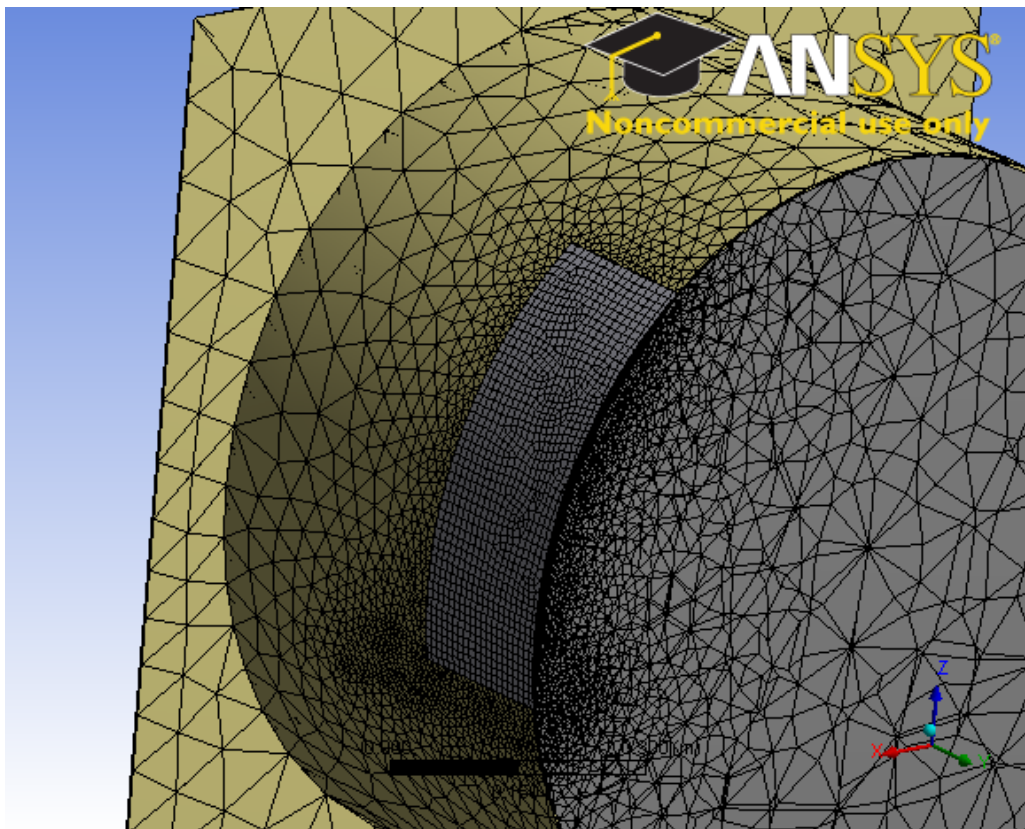
6.2 Δημιουργία Υπολογιστικού Πλέγματος

Για την δημιουργία του υπολογιστικού πλέγματος χρησιμοποιήθηκε η εφαρμογή Mesh του υπολογιστικού πακέτου ANSYS 14. Μετά την εισαγωγή του αρχείου που περιλάμβανε τη γεωμετρία του προβλήματος υπάρχει επιλογή αυτόματης δημιουργίας πλέγματος. Επί προσθέτως χρειάστηκε τοπική πυκνωση του πλέγματος σε περιοχές γύρω και μέσα από το πάνελ, καθώς και στην περιοχή πάνω από το δοχείο καυσίμου(fire pan). Η κίνηση αυτή ήταν απαραίτητη ώστε να υπάρχει η επιθυμητή ακρίβεια στην προσομοίωση του πειράματος και ιδιαίτερα στα συγκεκριμένα σημεία όπου υπάρχει έντονη μεταφορά θερμότητας . Στις Εικόνες 6-5 και 6-6 παρουσιάζεται μια τομή του χωρίου που δείχνει την τοπική πυκνωση του πλέγματος.

Γενικότερα, σε περιπτώσεις σαν και αυτή που εξετάζεται στην παρούσα εργασία, μεγάλων διαστάσεων και απαιτητικών φαινομένων, όπως αυτό της καύσης, η μέθοδος τοπικής πυκνωσης πλέγματος διευκολύνει τη διακριτοποίηση του υπολογιστικού χωρίου, αφού η αύξηση της πυκνότητας του πλέγματος γίνεται μόνο στις περιοχές άμεσου ενδιαφέροντος, με αποτέλεσμα να υπάρχει σημαντικό κέρδος σε υπολογιστικό χρόνο και μνήμη [46].



Εικόνα 6-5 Τοπική πύκνωση πλέγματος



Εικόνα 6-6 Τοπική πύκνωση πλέγματος (άτρακτος και εσωτερικό)

Συνολικά το πλέγμα αποτελείται από 140689 κόμβους και 638362 κελιά τα οποία είναι κατανομημένα όπως φαίνεται στον Πίνακα 6.1.

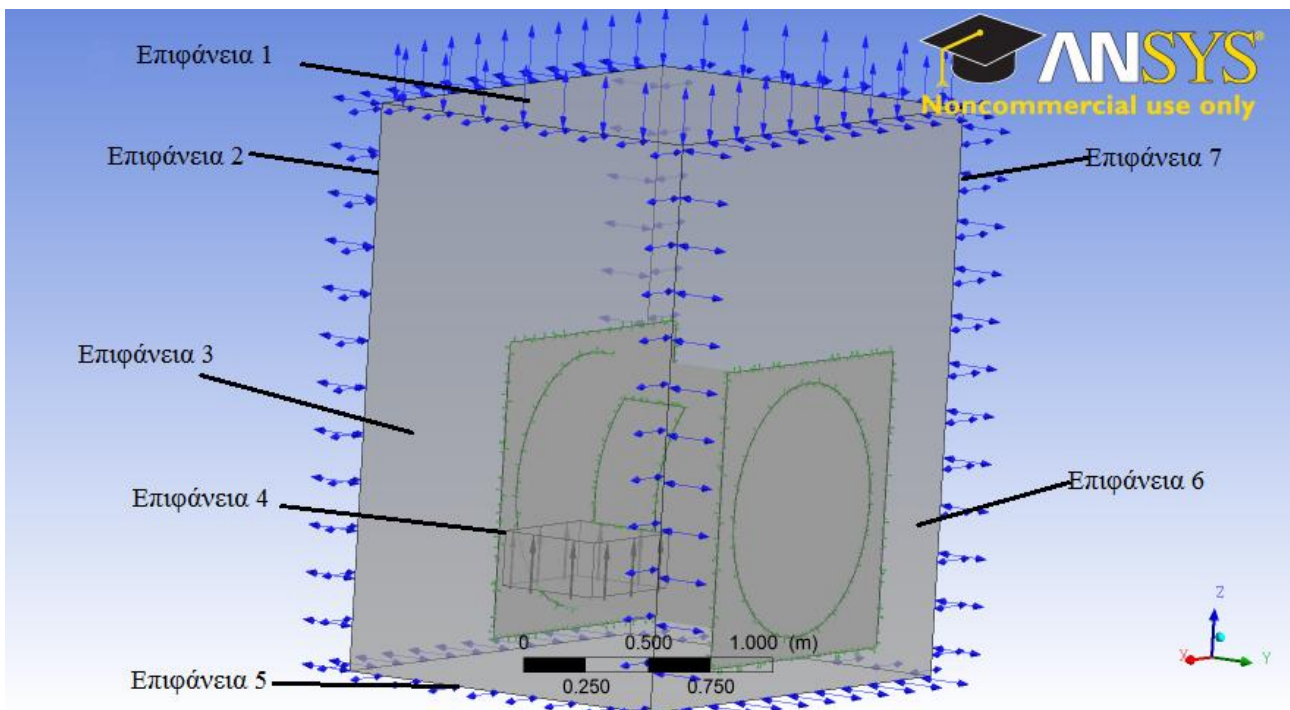
Πίνακας 6.1 Κελιά και κόμβοι υπολογιστικού χωρίου

	Κελιά	Κόμβοι
Εσωτερικό χωρίο	141835	32989
Εξωτερικό χωρίο	476192	104483
Κομμάτι ατράκτου	15799	5575
Πάνελ Υλικού	4536	6356
Σύνολο	638362	140689

6.3 Συνθήκες και μοντέλα για την προσομοίωση

6.3.1 Αρχικές και οριακές συνθήκες

Με βάση το εξωτερικό χωρίο ρευστού που περιβάλλει την άτρακτο απαιτείται ο ορισμός των αρχικών τιμών και συνθηκών για τις επιφάνειες που φαίνονται στην Εικόνα 6-7.



Εικόνα 6-7 Επιφάνειες και οριακές συνθήκες

- Οι επιφάνειες 1,2,3,6,7 αποτελούν άνοιγμα για είσοδο και έξοδο ρευστού με αρχική θερμοκρασία 291 K .
- Η επιφάνεια 5 αποτελεί τοίχωμα που εμποδίζει την είσοδο και έξοδο ρευστού.
- Η επιφάνεια 4 αποτελεί την επιφάνεια που προσομοιώνεται η φλόγα ενώ οι επιφάνειες γύρω από το ορθογώνιο δοχείο είναι τοιχώματα.

Τα δύο χωρία ρευστού ορίστηκαν να είναι αέρας(τέλειο αέριο) ενώ στη διεύθυνση του άξονα z ορίστηκε πεδίο βαρύτητας με τιμή $-9,81m/s^2$ και πυκνότητα αναφοράς $1,21 kg/m^3$.

6.3.2 Μοντέλα ακτινοβολίας και τύρβης

Για την προσομοίωση χρησιμοποιήθηκαν μοντέλο τύρβης και ακτινοβολίας και συγκεκριμένα το μοντέλο διατμητικών τάσεων (Shear Stress , SST) και της διακριτής μεταφοράς (Discrete Transfer) αντίστοιχα. Παρακάτω παρατίθενται κάποια βιβλιογραφικά στοιχεία σε σχέση με τα δυο αυτά μοντέλα.

- Μοντέλο διατμητικών τάσεων

Το μοντέλο διατμητικών τάσεων βασίζεται και συνδυάζει διαφορετικά μοντέλα (k- ω ,k- ϵ) παρουσιάζοντας μεγάλη ακρίβεια στην περιγραφή ροών με χαμηλούς βαθμούς Reynolds, ιδιαίτερα σε περιοχές αποκόλλησης της ροής, όπου επικρατούν αρνητικές κλίσεις πίεσης[62].

- Μοντέλο διακριτής μεταφοράς

Το μοντέλο διακριτής μεταφοράς βασίζεται στην διακριτοποίηση των εξισώσεων μεταφοράς και στην ανίχνευση του πεδίου μέσω δεσμών που ξεκινούν από τα όριά του. Όλες οι φυσικές ποσότητες εντός των πεπερασμένων στοιχείων θεωρούνται ομοιόμορφες ενώ για μεγαλύτερη ακρίβεια, επιλέγονται στοιχεία τέτοια ώστε το πεδίο ακτινοβολίας στο εσωτερικό τους να είναι ομοιόμορφο [62].

6.3.3 Κριτήρια σύγκλισης

Για την υπολογιστική προσομοίωση του προβλήματος ορίστηκαν κάποια κριτήρια σύγκλισης. Υπάρχει μια διαφοροποίηση ανάμεσα στα κριτήρια σύγκλισης που επιλέχθηκαν στις περιπτώσεις μόνιμης και μη μόνιμης ροής και αυτό έγινε για τον περιορισμό του υπολογιστικού χρόνου. Για όλες τις περιπτώσεις προσομοίωσης χρησιμοποιήθηκε ο τύπος υπολοίπων RMS έτσι όπως φαίνεται στην Εξίσωση 6.1. Με αυτό τον τρόπο μπορεί να οριστεί η επιθυμητή σύγκλιση ανάλογα με τα υπόλοιπα της εξίσωσης.

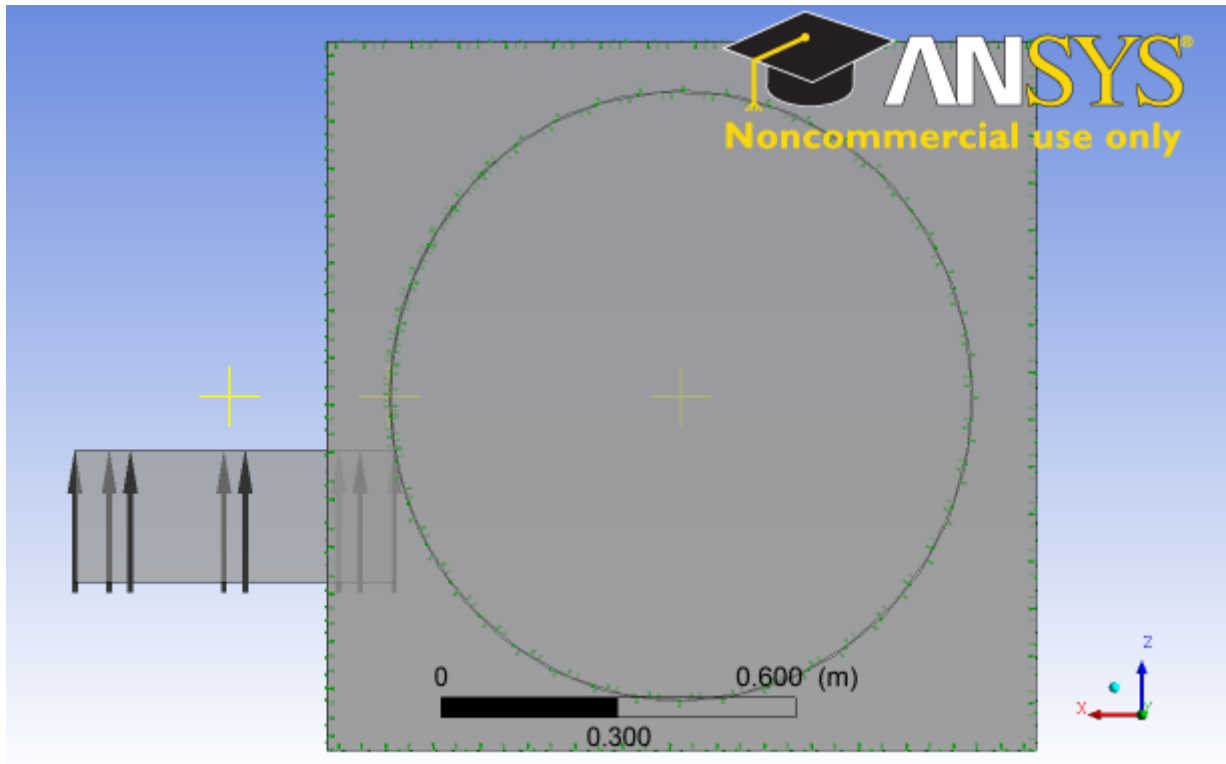
$$RMS = \sqrt{\frac{S_1^2 + S_2^2 + S_3^2 + S_4^2 + \dots + S_n^2}{n}} \quad (6.1)$$

Γενικότερα διαφορετικοί στόχοι υπολοίπων RMS μπορούν να δώσουν διαφορετικά επίπεδα ακρίβειας [63]

- $>10^{-4}$ χρησιμοποιείται για να βρεθεί μια προσεγγιστική εικόνα της ροής και του προβλήματος
- $<10^{-4}$ αποτελεί μια σχετικά ανακριβή σύγκλιση, αλλά μπορεί να περιγράψει αρκετές περιπτώσεις και εφαρμογές
- $<10^{-5}$ αποτελεί ένα αξιόπιστο κριτήριο σύγκλισης και χρησιμοποιείται στις περισσότερες εφαρμογές.
- $<10^{-6}$ χρησιμοποιείται για πολύπλοκες γεωμετρίες και φαινόμενα αλλά δεν είναι συχνά εύκολο να επιτευχθεί.

Με βάση της δυσκολίες επίτευξης χαμηλών υπολοίπων RMS, αλλά και για την καλύτερη επίβλεψη των αποτελεσμάτων κατά τη διάρκεια της επίλυσης, χρησιμοποιήθηκε η δυνατότητα που δίνει το CFX-Pre για σημεία παρακολούθησης (monitor points). Τα σημεία τα οποία οι συντεταγμένες φαίνονται στον Πίνακα 6.2 και η διάταξη τους στην Εικόνα 6-7 , τοποθετήθηκαν σε σημαντικές για το πρόβλημα θέσεις όπως πάνω από το δοχείο καυσίμου, στην εξωτερική και εσωτερική πλευρά

του πάνελ καθώς και στο εσωτερικό της καμπίνας.



Εικόνα 6-8 Θέση σημείων παρακολούθησης στην διάταξη

Πίνακας 6.2 Συντεταγμένες σημείων παρακολούθησης

Σημείο Παρακολούθησης	X(m)	Y(m)	Z(m)
Ψυχρή πλευρά πάνελ	0.491095	0	0
Θερμή πλευρά πάνελ	0.493675	0	0
Εσωτερικό καμπίνας	0	0	0
Δοχείο καυσίμου	0.764	0	0

6.4 Δεδομένα και παράμετροι για την υπολογιστική προσομοίωση

6.4.1 Υλικά πάνελ ατράκτου

Στην υπολογιστική προσομοίωση χρησιμοποιήθηκαν δύο υλικά για το πάνελ της ατράκτου που μελετήθηκε. Το πρώτο υλικό είναι το κράμα αλουμινίου του οποίου οι ιδιότητες δεν προσδιορίστηκαν με τη μορφή δεδομένων και συναρτήσεων, αλλά με την υπάρχουσες ιδιότητες που παρέχονται από το πρόγραμμα CFX μέσω της "βιβλιοθήκης υλικών" (materials library) . Το δεύτερο υλικό είναι το σύνθετο εποξειδικό ανθρακόνημα του οποίου οι θερμοφυσικές ιδιότητες περιγράφηκαν στο Κεφάλαιο 5 και εισήχθησαν στο πρόγραμμα με τη μορφή τιμών και συναρτήσεων. Τέλος, για το κυρίως υλικό της πειραματικής διάταξης , δηλαδή το χάλυβα χρησιμοποιήθηκαν επίσης οι ιδιότητες από το υπολογιστικό πρόγραμμα CFX.

Στον Πίνακα 6.3 δίνονται συγκεντρωτικά οι θερμοφυσικές ιδιότητες των στερεών υλικών της πειραματικής διάταξης.

Πίνακας 6.3 Θερμοφυσικές ιδιότητες στερεών υλικών

Υλικό	Πυκνότητα (Kg/m ³)	Θερμ. Αγωγιμότητα (W/mK)	Ειδ. Θερμοχωρητικότητα (J/kgC)
Κράμα Αλουμινίου	2702	237	903
Εποξειδικό Ανθρακόνημα (PMC 2)	1581,4	$\frac{6,83 * (0,148 + T * 3,43 * 10^{-4})}{2,9931 + 0,000192 * T}$	$0,988 * T + 1118,005$
Χάλυβας	7854	434	60,5

Για την προσομοίωση δεν μελετήθηκαν όλα τα δοκίμια που περιλήφθηκαν στο πείραμα αλλά μόνο το PMC 2, λόγω των δεδομένων που παρέχονταν, ενώ έγινε και η προσομοίωση του κράματος αλουμινίου έτσι ώστε να υπάρχει η δυνατότητα σύγκρισης μεταξύ συμβατικών και σύνθετων αεροπορικών υλικών.

6.4.2 Τρόπος προσομοίωσης συνθηκών φωτιάς

Για την προσομοίωση της φωτιάς πάνω στην επιφάνεια 4 (Εικόνα 6-7) χρησιμοποιήθηκαν οι παρακάτω διαφορετικές προσεγγίσεις :

- **Επιφανειακή πηγή θερμότητας**

Σε αυτή την πρώτη και πιο απλοϊκή προσέγγιση, η φλόγα θεωρήθηκε σαν μια επιφανειακή πηγή θερμότητας. Ο υπολογισμός της ισχύος της πηγής έγινε με βάση τα δεδομένα που δίνονταν στην παρουσίαση του πειράματος [56] και έχουν να κάνουν με την υπό κλίμακα πραγματοποίηση του πειράματος (μέθοδος Froude). Παρατίθεται η μεθοδολογία με τις αντίστοιχες εξισώσεις (6.2-6.6). Για τις εξισώσεις αυτές οι δείκτες f και s είναι αντίστοιχα για μεγάλη κλίμακα (full-scale) και μικρή κλίμακας (small-scale).

Ρυθμός απώλειας μάζας κηροζίνης υπό κλίμακα

$$\dot{m}_s = \dot{m}_f \left(\frac{L_s}{L_f}\right)^{\frac{5}{2}} = \dot{m}_f A_f \left(\frac{L_s}{L_f}\right)^{\frac{5}{2}} = 0.01255 kg/s \quad (6.2)$$

Επιφάνεια υπό κλίμακα δοχείου καυσίμου (fire pan)

$$A_s = \frac{\dot{m}_s}{\dot{m}_f} = 0.2342 m^2 \quad (6.3)$$

Έκλυση θερμότητας υπό κλίμακα

$$Q_F = A_F \dot{m}_F \chi \Delta H_c = 11.94 \text{ MW} \quad (6.4)$$

$$Q_S = Q_F \left(\frac{L_F}{L_S} \right)^2 = 0.3732 \text{ MW} \quad (6.5)$$

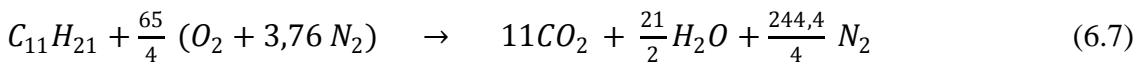
Υπολογισμός έκλυσης θερμότητας από επιφάνεια

$$Q_1 = \frac{Q_S}{A_S} = 1,6058 \text{ MW/m}^2 \quad (6.6)$$

Η Q_1 χρησιμοποιήθηκε σαν τιμή στον υπολογισμό της πρώτης περίπτωσης

- **Θερμός αέρας**

Σε αυτή την προσέγγιση η φλόγα προσομοιώθηκε με θερμό αέρα (τέλειο αέριο) ο οποίος εισέρχεται από την άνω επιφάνεια του δοχείου καυσίμου. Δεδομένου ότι από τις μετρήσεις του πειράματος ήταν γνωστή η θερμοκρασία της φλόγας [55] στους 800 °C, αυτό που χρειάστηκε να υπολογιστεί είναι η παροχή του θερμού αέρα. Αυτό έγινε από τη στοιχειομετρική αντίδραση αεροπορικού καυσίμου και συγκεκριμένα κηροζίνης [64] όπως φαίνεται στις εξισώσεις 6.7, 6.8 και 6.10, όπου το άθροισμα της μάζας των προϊόντων θεωρήθηκε ίσο με τη μάζα του θερμού αέρα .



Χρησιμοποιώντας την εξίσωση 6.8 και τις τιμές των μοριακών βαρών (Εξίσωση 6.9) για τα διάφορα συστατικά που δίνονται παρακάτω, προκύπτει η εξίσωση 6.10 από την οποία μπορεί να βρεθεί μια αναλογία μεταξύ της μάζας ή της παροχής των προϊόντων της καύσης με τη μάζα ή παροχή του καυσίμου.

$$n = \frac{m}{M_r} \quad (6.8)$$

$$\begin{aligned} M_{r_{C_{11}H_{21}}} &= 153,28 \text{ g/mol} & M_{r_{O_2}} &= 32 \text{ g/mol} & M_{r_{N_2}} &= 28 \text{ g/mol} \\ M_{r_{CO_2}} &= 44 \text{ g/mol} & M_{r_{H_2O}} &= 18 \text{ g/mol} \end{aligned} \quad (6.9)$$

$$m C_{11}H_{21} + \frac{65}{4} \left(\frac{m_{O_2}}{32} O_2 + \frac{3,76 m_{N_2}}{28} N_2 \right) \rightarrow \frac{11 m_{CO_2}}{44} CO_2 + \frac{21 m_{H_2O}}{36} H_2O + \frac{244,4 m_{N_2}}{122} N_2 \quad (6.10)$$

Η εξίσωση 6.10 περά από αναλογία μαζών, ισχύει και για αναλογία παροχών. Για τον υπολογισμό της παροχής καυσίμου χρησιμοποιήθηκε η μεθοδολογία των Zabetakis και Burgess [65] για αντίστοιχες περιπτώσεις φωτιάς (pool fire) έτσι όπως φαίνεται στην Εξίσωση 6.11.

$$\dot{m}'' = \dot{m}''_{max} [1 - e^{-k\beta D}] \quad \text{kg/sec} * m^2 \quad (6.11)$$

όπου : \dot{m}'' η ανηγμένη παροχή μάζας ως προς την επιφάνεια
 \dot{m}''_{max} η μέγιστη ανηγμένη παροχή
 $k\beta$ σταθερές
 $D = \left(\frac{4A}{\pi} \right)^{1/2}$ ισοδύναμη διάμετρος (effective diameter) (m²)
 και A η επιφάνεια έτσι όπως υπολογίστηκε στην Εξίσωση 6.3

Με βάση τις τιμές από τους πίνακες [65] η τιμή της ανηγμένη παροχής είναι:

$$\dot{m}'' = 0,033 \text{ kg/sec} * m^2$$

και με γνωστή την επιφάνεια η παροχή προκύπτει:

$$\dot{m} = 0,00766 \text{ kg/sec}$$

Με βάση αυτή την τιμή και την Εξίσωση 6.10 εύκολα υπολογίζεται η τιμή του αθροίσματος των παροχών των προϊόντων, δηλαδή η τιμή της παροχής του θερμού αέρα που χρησιμοποιήθηκε για την προσομοίωση της φλόγας.

$$\dot{m}_{\theta,A.} = 0,11919 \text{ kg/sec}$$

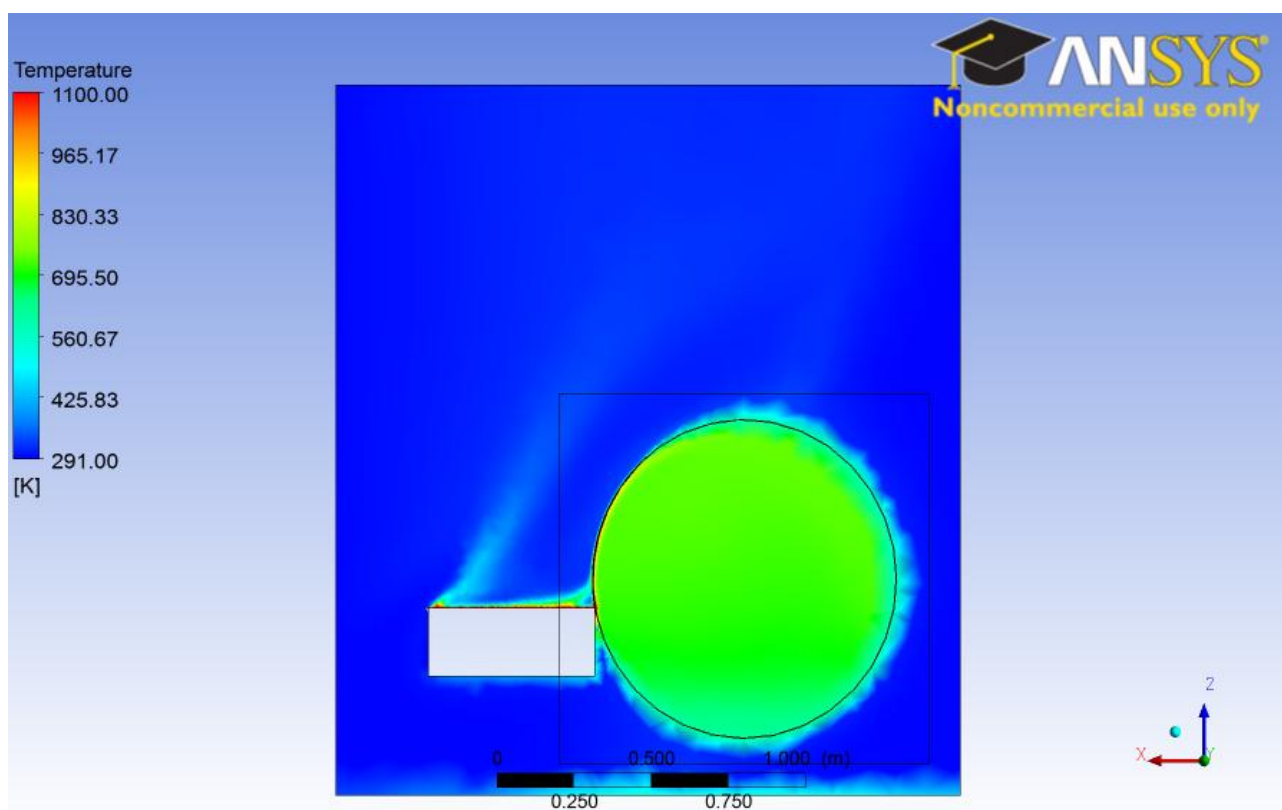
7. Παρουσίαση αποτελεσμάτων και σχολιασμός

7.1 Προσομοίωση σε συνθήκες μόνιμης ροής

Για την εξαγωγή συμπερασμάτων γύρω από τις παραμέτρους προσομοίωσης (Παρ. 6.4) καθώς και για μια αρχική σύγκριση μεταξύ των υλικών των πάνελ που χρησιμοποιήθηκαν, πραγματοποιήθηκαν προσομοιώσεις σε συνθήκες μόνιμης ροής (Steady State), δηλαδή μη χρονικά μεταβαλλόμενες. Επίσης αυτές οι προσομοιώσεις δίνουν μια εικόνα για την συμπεριφορά της γεωμετρίας και την ποιότητα του πλέγματος.

7.1.1 Προσομοίωση πάνελ αλουμινίου σε επιφανειακή πηγή θερμότητας.

Η περίπτωση αυτή αποτελεί μια προκαταρκτική μελέτη για την "συμπεριφορά" της φλόγας, του πάνελ αλλά και συνολικά της διάταξης που δημιουργήθηκε για την προσομοίωση. Όπως φαίνεται στην κατανομή της θερμοκρασίας στο κάθετο επίπεδο τομής του τμήματος ατράκτου στην εικόνα 7-1, η προσομοίωση της φλόγας ως επιφανειακή πηγή θερμότητας δεν περιγράφει με ακρίβεια το φαινόμενο και το πείραμα. Συγκεκριμένα, η θερμοκρασία του αέρα στο εσωτερικό της ατράκτου είναι ιδιαίτερα υψηλή, με μέση τιμή 796 K, αφού υπάρχει συνεχής θέρμανση του πάνελ αλουμινίου και της διάταξης από χάλυβα κυρίως μέσω ακτινοβολίας.

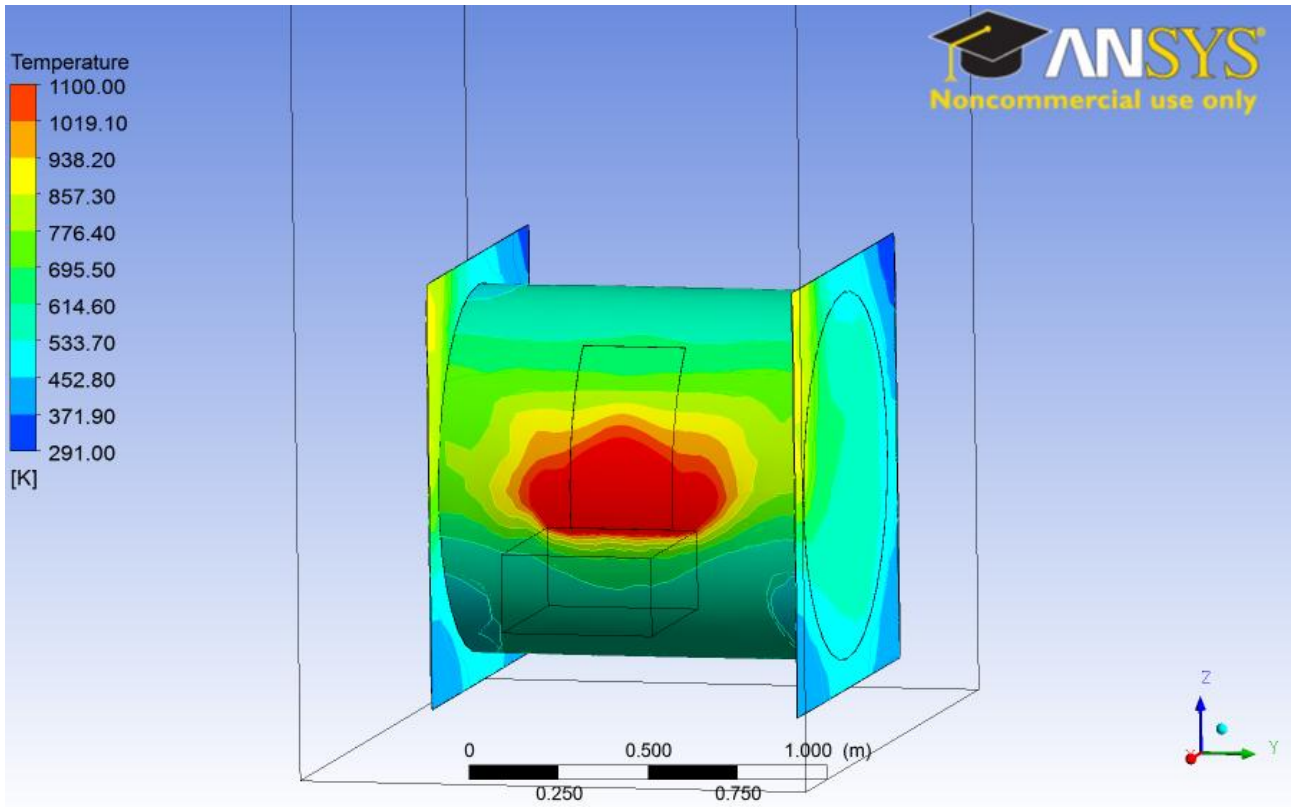


Εικόνα 7-1 Κατανομή θερμοκρασιών στο κάθετο επίπεδο της ατράκτου

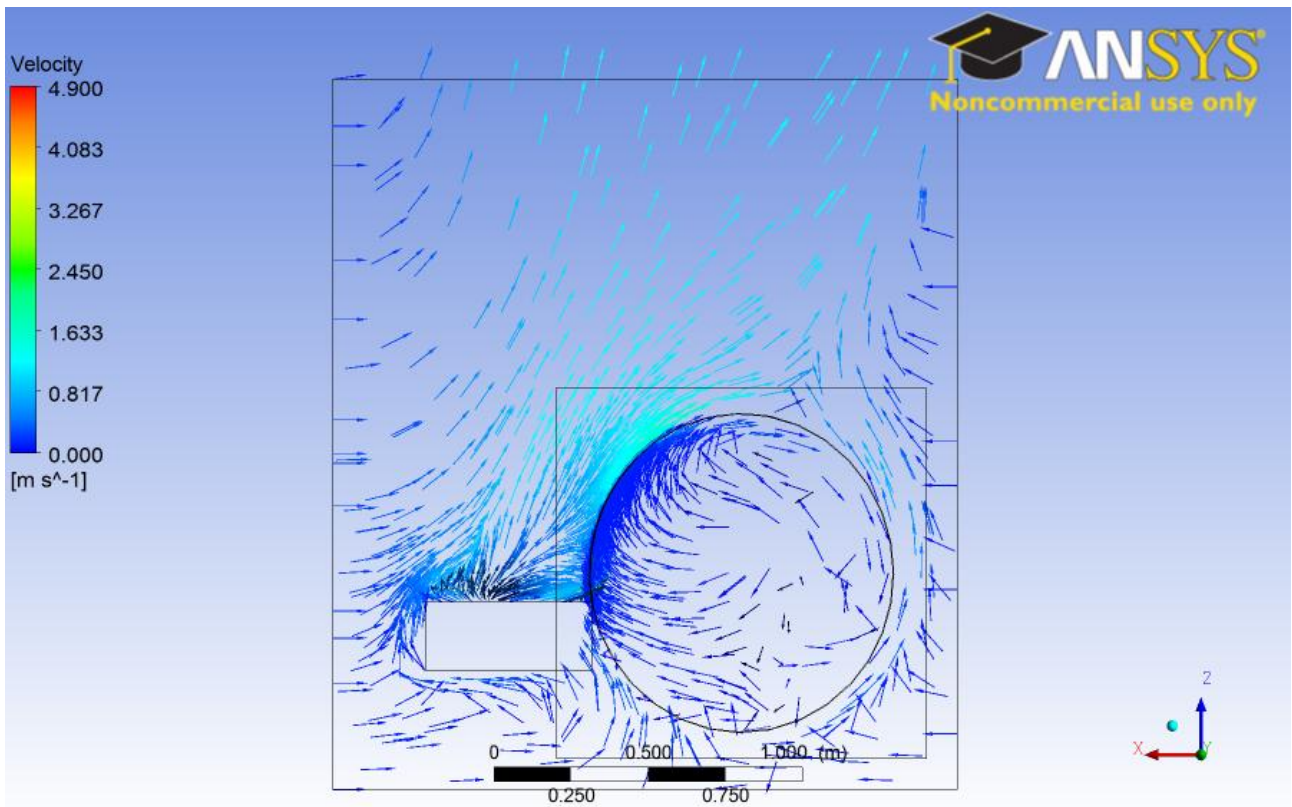
Επίσης ιδιαίτερα υψηλή, όπως φαίνεται στην Εικόνα 7-2 η θερμοκρασία του ίδιου του πάνελ και τις χαλύβδινες διάταξης.

Ένας ακόμα παράγοντας που συνηγορεί για την αδυναμία περιγραφής του πειράματος όπως φαίνεται και στην κατανομή των ταχυτήτων (Εικόνα 7-3), είναι ότι η ροή, η οποία ακολουθεί την ελλειπτική γεωμετρία της ατράκτου έχει ως αποτέλεσμα ο θερμός αέρας να "εγκλωβίζεται"

θερμαίνοντας τα υλικά της ατράκτου και το εσωτερικό.



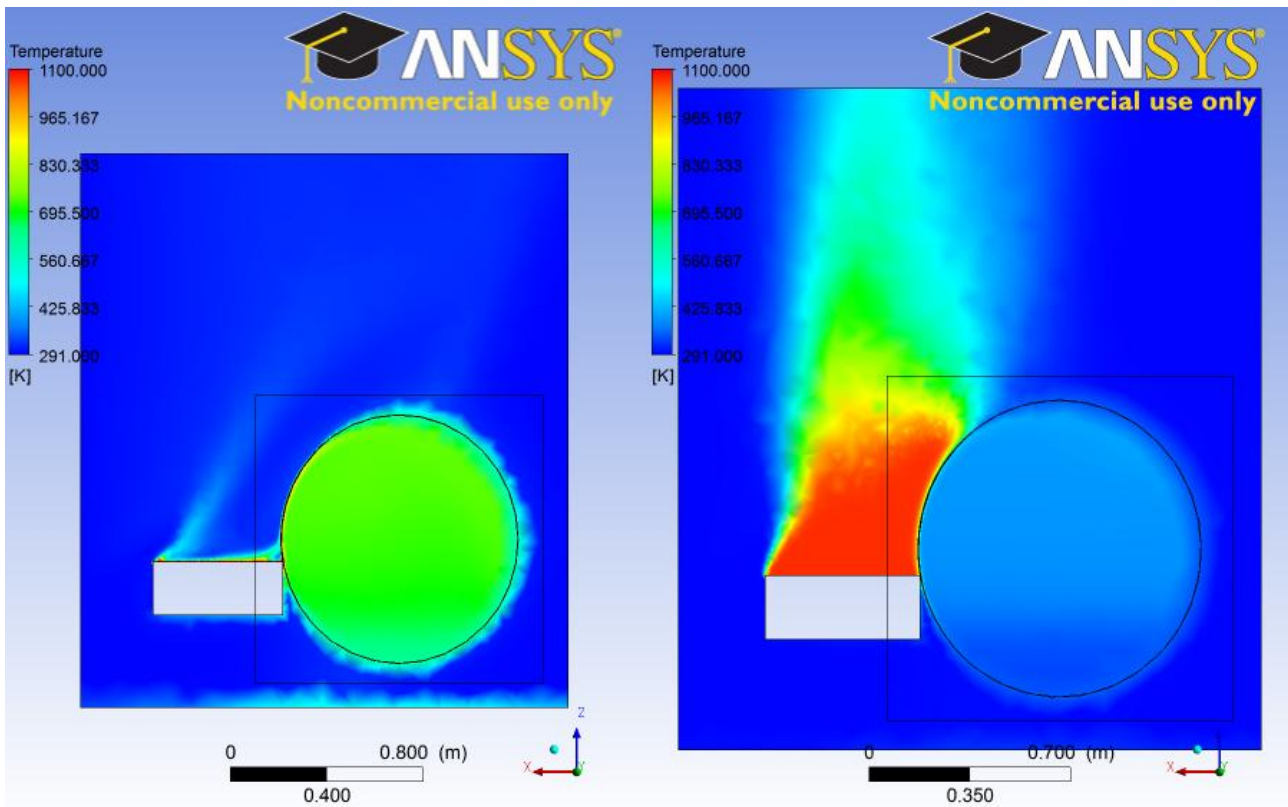
Εικόνα 7-2 Θερμοκρασίες στην διάταξη της ατράκτου



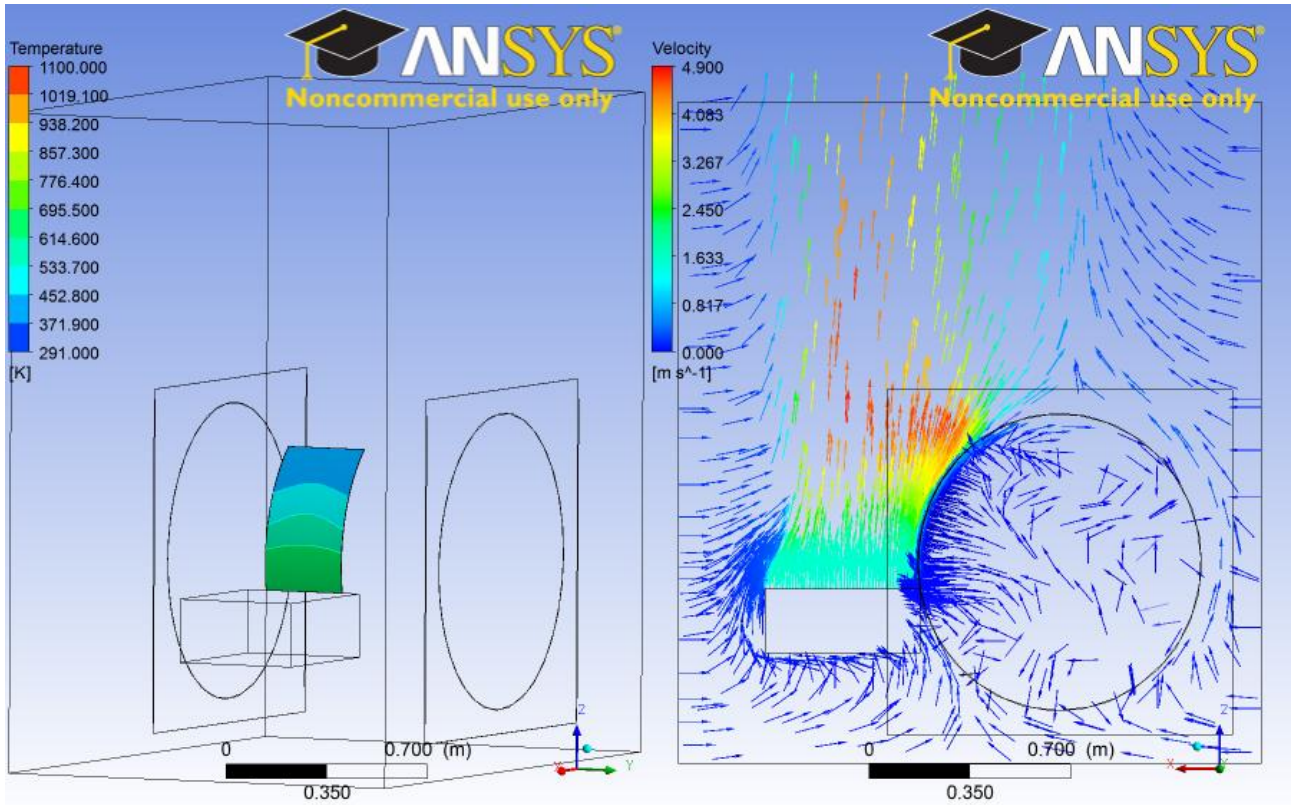
Εικόνα 7-3 Κατανομή ταχυτήτων στο κάθετο επίπεδο

7.1.2 Προσομοίωση πάνελ αλουμινίου με έκθεση σε θερμό αέρα

Στην περίπτωση της προσομοίωσης με θερμό αέρα τα αποτελέσματα φαίνεται να ανταποκρίνονται στην πραγματική φύση του προβλήματος με βάση και τη μέση τιμή της θερμοκρασίας στο εσωτερικό που είναι 247°C. Πιο αναλυτικά, στην περίπτωση προσομοίωσης με θερμό αέρα, η μέση θερμοκρασία του αέρα στο εσωτερικό είναι 138°C, ενώ στην περίπτωση της επιφανειακής πηγής είναι 466 °C. Επίσης, η ολική κατανομή της θερμοκρασίας, που φαίνεται στην Εικόνα 7-4, συγκριτικά με την προηγούμενη περίπτωση, είναι πιο ομαλή όσον αφορά τα χωρία ρευστού στο εσωτερικό και εξωτερικό της ατράκτου. Με βάση τα παραπάνω το σενάριο προσέγγισης της φλόγας σαν επιφανειακή πηγή δεν εξετάστηκε στις επόμενες προσομοιώσεις. Στην Εικόνα 7-5 φαίνεται η κατανομή θερμοκρασιών στο εξωτερικό του πάνελ καθώς και την κατανομή των ταχυτήτων στο εξωτερικό χωρίο ρευστού.



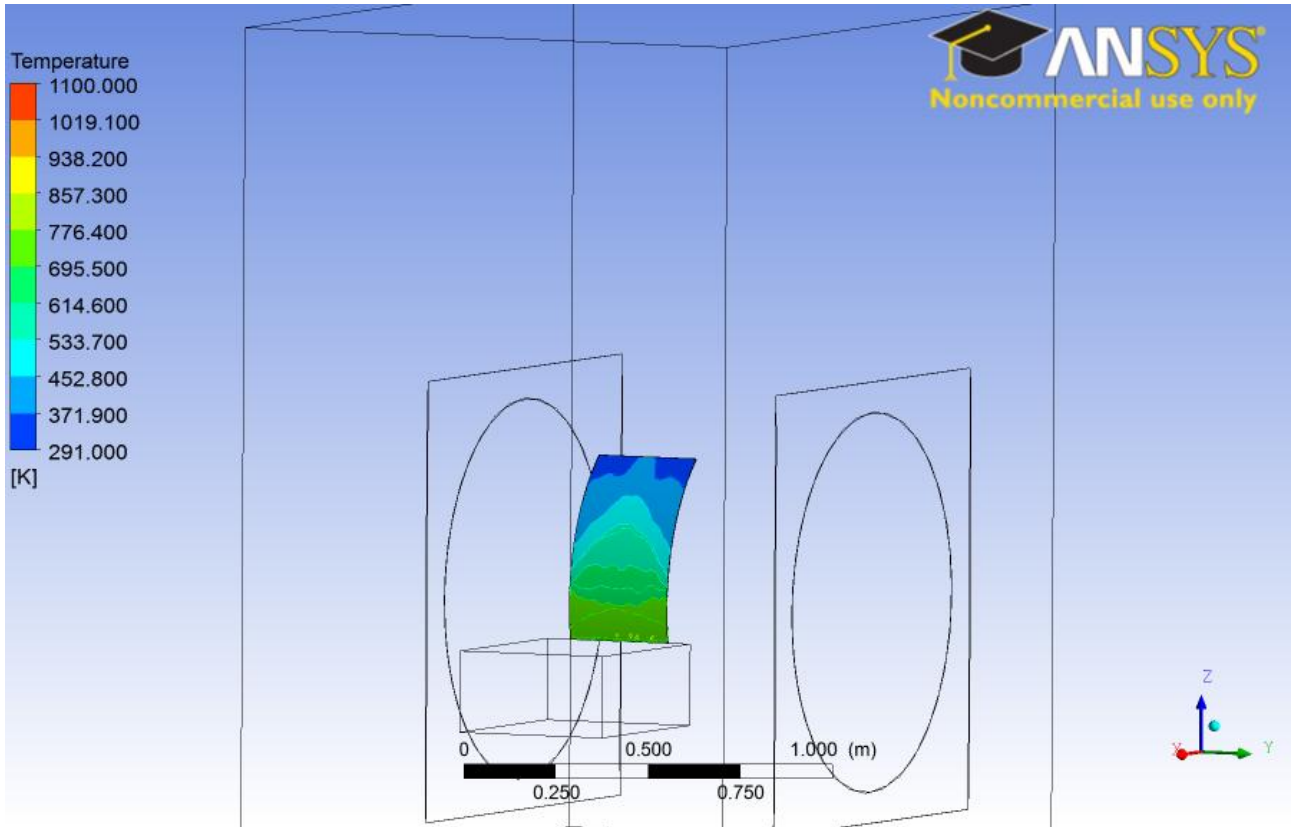
Εικόνα 7-4 Σύγκριση κατανομής θερμοκρασιών σε κάθετο επίπεδο μεταξύ των δυο προηγούμενων περιπτώσεων με χρήση της θεώρησης θερμού αέρα (δεξιά) και της θεώρησης επιφανειακής πηγής θερμότητας (αριστερά)



Εικόνα 7-5 Κατανομή θερμοκρασιών στο πάνελ και ταχυτήτων συνολικά στη διάταξη

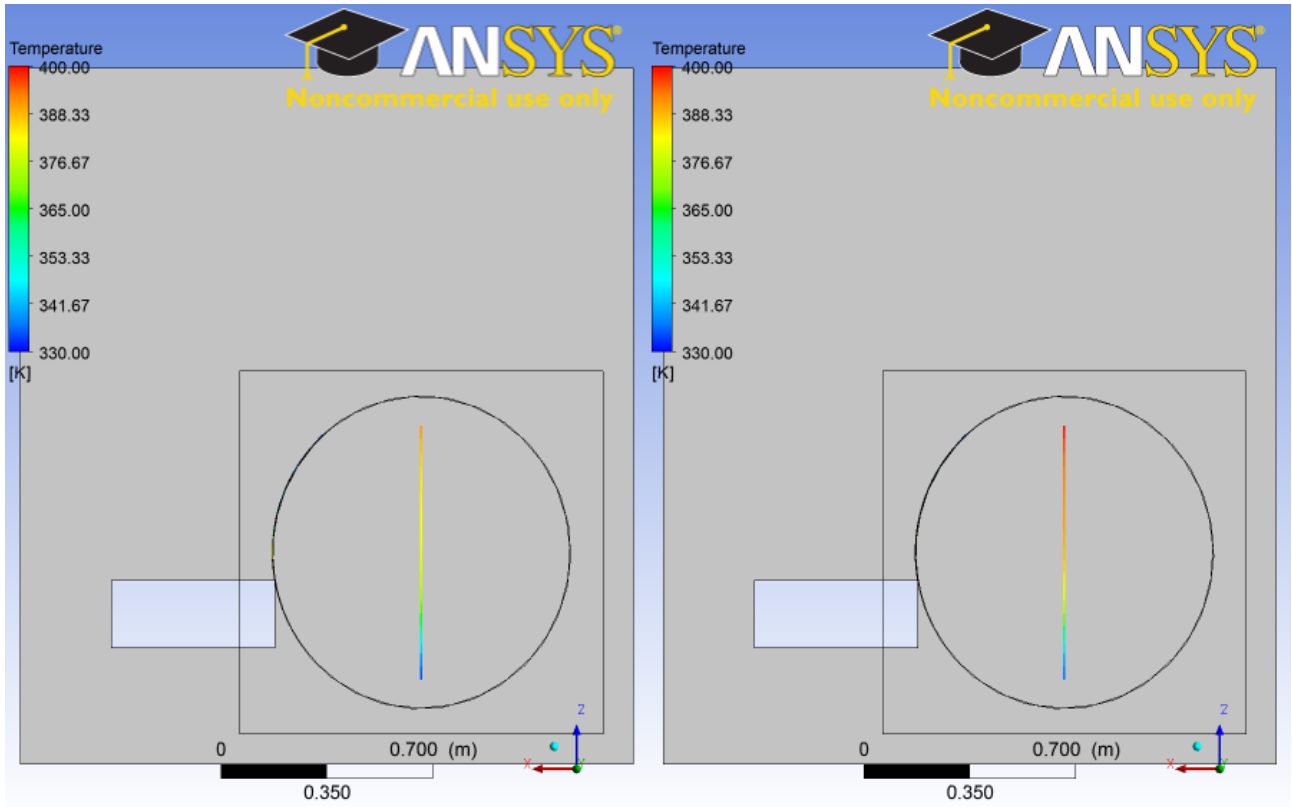
7.1.3 Προσομοίωση πάνελ σύνθετου υλικού με έκθεση σε θερμό αέρα

Το διαφοροποιητικό στοιχείο της παρούσας περίπτωσης, σε σχέση με την προηγούμενη είναι η αντικατάσταση του πάνελ αλουμινίου με σύνθετο υλικό. Η ροή και η κατανομή των θερμοκρασιών στο εσωτερικό έχουν παρόμοια εικόνα και συμπεριφορά. Σημαντική διαφορά αποτελεί η κατανομή των θερμοκρασιών στο εσωτερικό και στην επιφάνεια του πάνελ όπως φαίνεται στην Εικόνα 7-6.

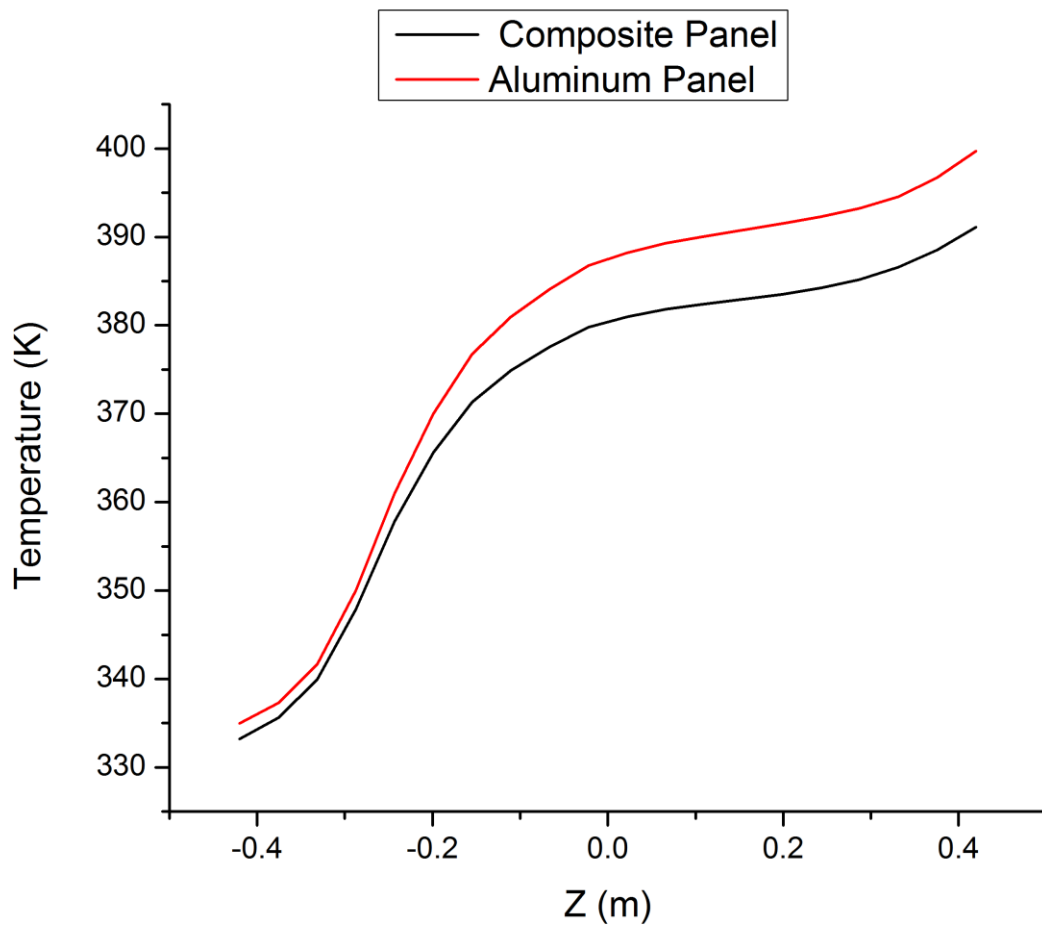


Εικόνα 7-6 Κατανομή θερμοκρασιών στο πάνελ σύνθετου υλικού

Επίσης η σύγκριση των δύο υλικών στη συγκεκριμένη περίπτωση δίνει μια πρώτη ένδειξη για την πυραντοχή του σύνθετου υλικού και την καλύτερη συμπεριφορά του, συγκριτικά με το αλουμίνιο σε συνθήκες φωτιάς. Συγκεκριμένα όπως φαίνεται στην Εικόνα 7-7 και στο Διάγραμμα 7.1 η θερμοκρασία στο εσωτερικό της καμπίνας, σε μια γραμμή κατά τον άξονα Z, είναι χαμηλότερη κατά την προσομοίωση της φωτιάς στο δοκίμιο με σύνθετα υλικά από ότι στο αλουμίνιο.



Εικόνα 7-7 Θερμοκρασίες κατά τον άξονα Z. Αριστερά το δοκίμιο σύνθετου υλικού και δεξιά το αλουμίνιο



Διάγραμμα 7.1 Σύγκριση θερμοκρασιών στο εσωτερικό της ατράκτου πάλελ αλουμινίου (κόκκινη καμπύλη) και σύνθετο υλικό (μαύρη καμπύλη)

Από τις τρεις παραπάνω περιπτώσεις προσομοίωσης σε συνθήκες μόνιμης ροής βγαίνουν κάποια βασικά δεδομένα τόσο για το επόμενο βήμα, δηλαδή αυτό της χρονικά μεταβαλλόμενης προσομοίωσης, όσο και γενικότερα για τα βασικά στοιχεία της προσομοίωσης. Αρχικά, απορρίπτεται, η πρώτη περίπτωση προσομοίωσης με επιφανειακή πηγή θερμότητας για περαιτέρω χρήση στην υπολογιστική διερεύνηση. Αντίθετα η περίπτωση προσομοίωσης με θερμό αέρα, με βάση και τα παραπάνω δεδομένα, φαίνεται να ανταποκρίνεται σαν ένα απλό αλλά πραγματικό σενάριο. Πιο συγκεκριμένα, αυτό μπορεί να φανεί από τις κατανομές θερμοκρασίας και ταχυτήτων, τόσο στην περίπτωση του αλουμινίου όσο και σε αυτή του σύνθετου υλικού.

Τέλος όσον αφορά τα γενικότερα χαρακτηριστικά της γεωμετρίας και του πλέγματος, στις τρεις περιπτώσεις προσομοίωσης, υπήρχε σύγκλιση της τάξης 10^{-6} RMS με ικανοποιητικό αριθμό επαναλήψεων (coefficient loops) περίπου 1800. Ταυτόχρονα, ο υπολογιστικός χρόνος δεν ξεπέρασε τις 3 ώρες στο υπολογιστικό σύστημα Cloud NTUA. Τα παραπάνω δεδομένα αποτελούν ένδειξη για την ορθή δημιουργία του πλέγματος και της γεωμετρίας και την περαιτέρω χρήσης τους, χωρίς αλλαγές στη συνέχεια της υπολογιστικής διερεύνησης.

7.2 Προσομοίωση σε συνθήκες μη μόνιμης ροής

Για την προσομοίωση σε συνθήκες μη μόνιμης ροής, δηλαδή χρονικά μεταβαλλόμενης, χρησιμοποιήθηκαν οι ίδιες αρχικές συνθήκες με την περίπτωση μόνιμης ροής στο σύνθετο υλικό καθώς και η εκδοχή σε θερμό αέρα όσον αφορά την προσομοίωση των συνθηκών φωτιάς. Στον Πίνακα 7.1 παρουσιάζονται τα κριτήρια σύγκλισης, ο μέγιστος αριθμός επαναλήψεων για τον έλεγχο της καθώς και το χρονικό βήμα για την παρούσα προσομοίωση. Αξίζει να σημειωθεί ότι στα πρώτα 50 χρονικά βήματα, δηλαδή από στο χρονικό διάστημα 0-25sec υπήρχε διαφοροποίηση στον έλεγχο της σύγκλισης για την καλύτερη ακρίβεια των αποτελεσμάτων και την ταχύτερη σύγκλιση του προβλήματος. Συγκεκριμένα ο αριθμός των επαναλήψεων είχε εύρος από 0 έως 100 με κριτήριο σύγκλισης 10^{-5} RMS .

Πίνακας 7.1 Κριτήρια σύγκλισης, έλεγχος σύγκλισης και χρόνος προσομοίωσης.

Κριτήριο Σύγκλισης	Έλεγχος Σύγκλισης		Χρονικό Διάστημα	Χρονικό Βήμα
$5 * 10^{-5}$	Επαναλήψεις	0-10	360sec	0,5sec

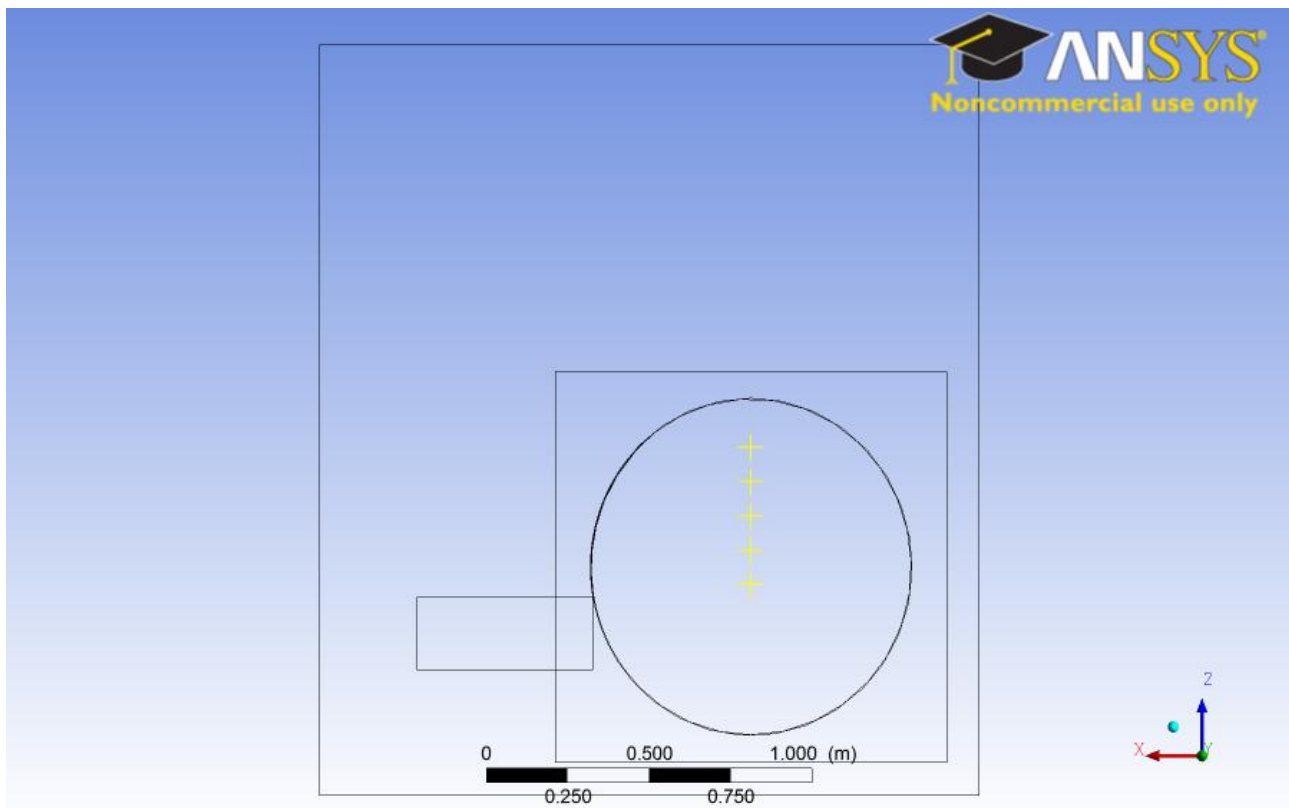
Η παρούσα περίπτωση επιλύθηκε στον προσωπικό υπολογιστή. Ο χρόνος για την επίλυση του προβλήματος ήταν 47 ώρες και 58 λεπτά.

Στη συνέχεια παρουσιάζεται η σύγκριση των εξαγόμενων αποτελεσμάτων της υπολογιστικής επίλυσης με τα πειραματικά δεδομένα που δίνονται από τις δοκιμές όπως αυτά παρουσιάζονται με τη μορφή διαγραμμάτων. Συγκεκριμένα τα αποτελέσματα που παρέχονται αφορούν τις θερμοκρασίες στο εσωτερικό της καμπίνας (Διαγράμματα 7.2-7.6) έτσι όπως καταγράφονται από τα 5 θερμοστοιχεία καθώς και τη μέση θερμοκρασία στην ψυχρή πλευρά του πάνελ σύνθετου υλικού(Διαγράμματα 7.7).

7.2.1 Σύγκριση αποτελεσμάτων θερμοστοιχείων εσωτερικού ατράκτου

Για την εξαγωγή των αποτελεσμάτων των θερμοστοιχείων στο εσωτερικό της καμπίνας ορίστηκαν 5 σημεία στο εσωτερικό χωρίο αέρα στο εσωτερικό της ατράκτου όπως φαίνεται στην Εικόνα 7-8. Τα σημεία τοποθετήθηκαν σε κατάλληλες συντεταγμένες σύμφωνα με τα δεδομένα της δοκιμής. Οι

συντεταγμένες των στοιχείων δίνονται στον Πίνακα 7.2

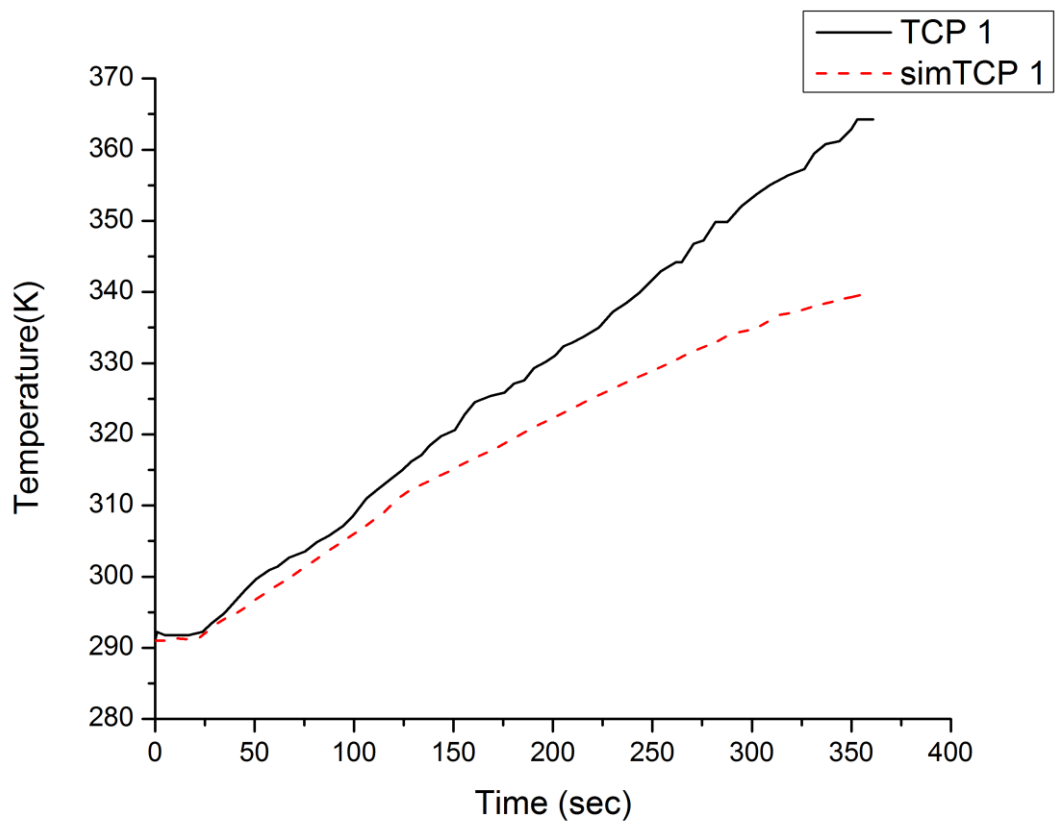


Εικόνα 7-8 Διάταξη θερμοστοιχείων στο εσωτερικό της ατράκτου

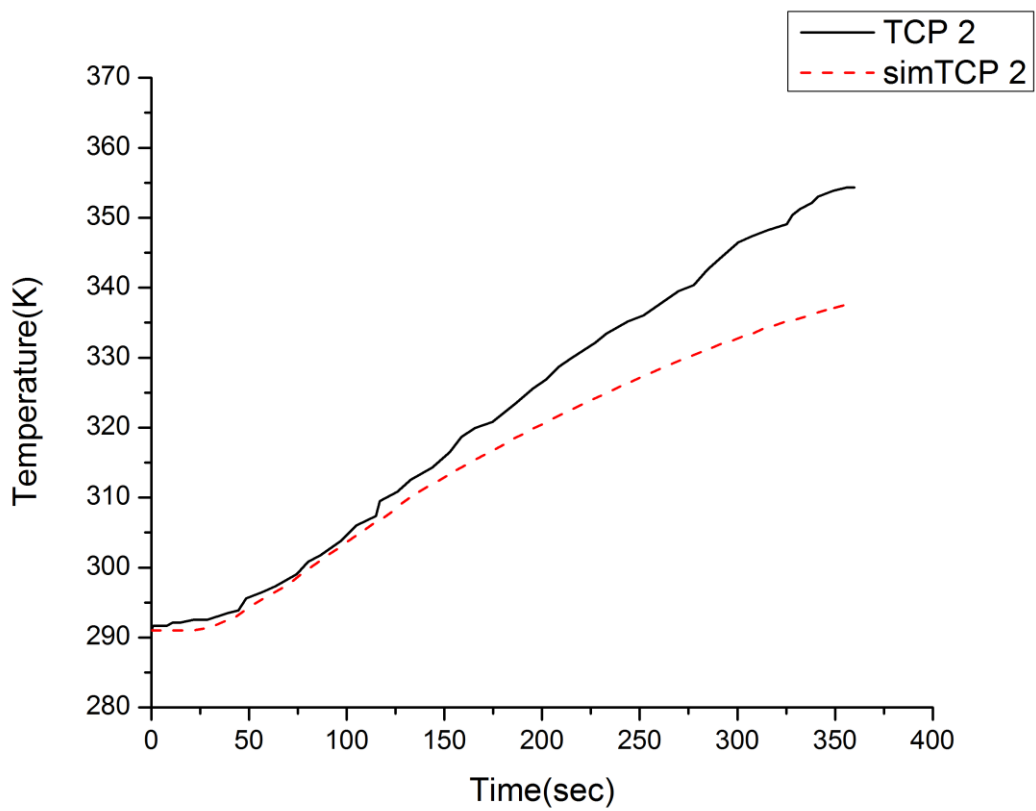
Πίνακας 7.2 Συντεταγμένες θερμοστοιχείων στο εσωτερικό της ατράκτου

Συντεταγμένες	X(m)	Y(m)	Z(m)
Θερμοστοιχείο TCP 1	0	0	0.3675
Θερμοστοιχείο TCP 2	0	0	0.2625
Θερμοστοιχείο TCP 3	0	0	0.1575
Θερμοστοιχείο TCP 4	0	0	0.0525
Θερμοστοιχείο TCP 5	0	0	-0.0525

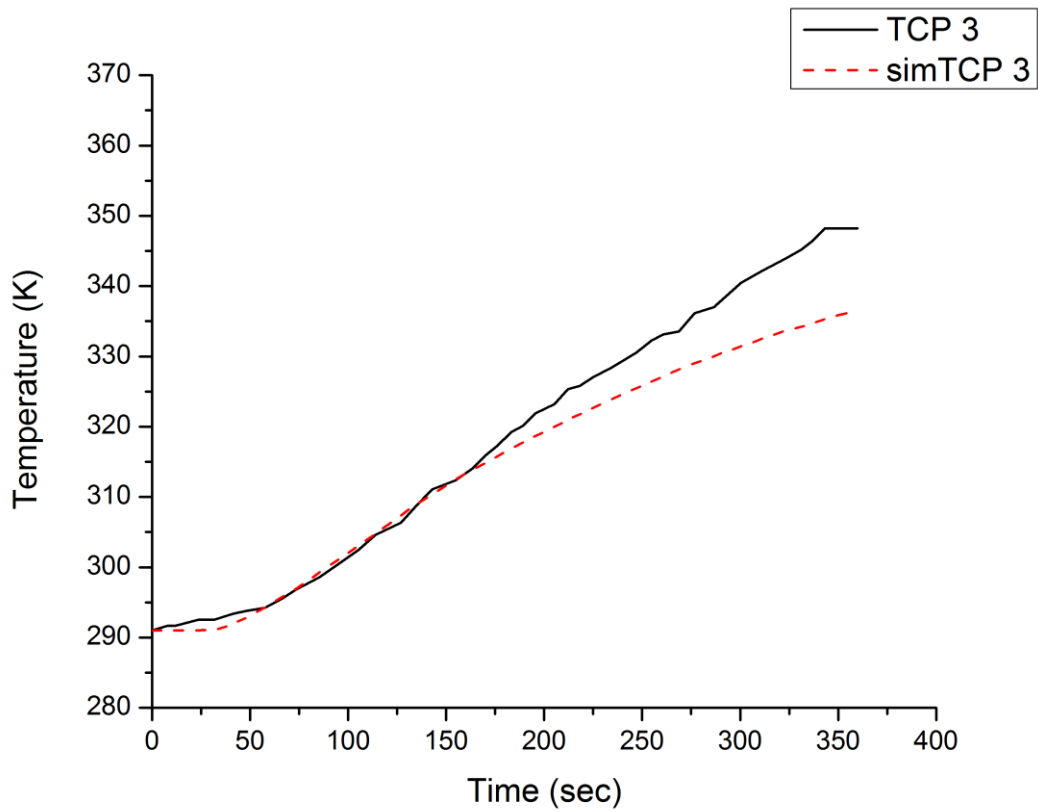
Σε αυτά τα σημεία υπήρχε σύγκριση των αποτελεσμάτων σε σχέση με αυτά του πειράματος όπως φαίνεται στα Διαγράμματα 7.2-7-6. Στα Διαγράμματα αυτά φαίνονται με μαύρη συνεχή γραμμή τα πειραματικά αποτελέσματα, ενώ με κόκκινη διακεκομμένη τα αντίστοιχα της προσομοίωσης.



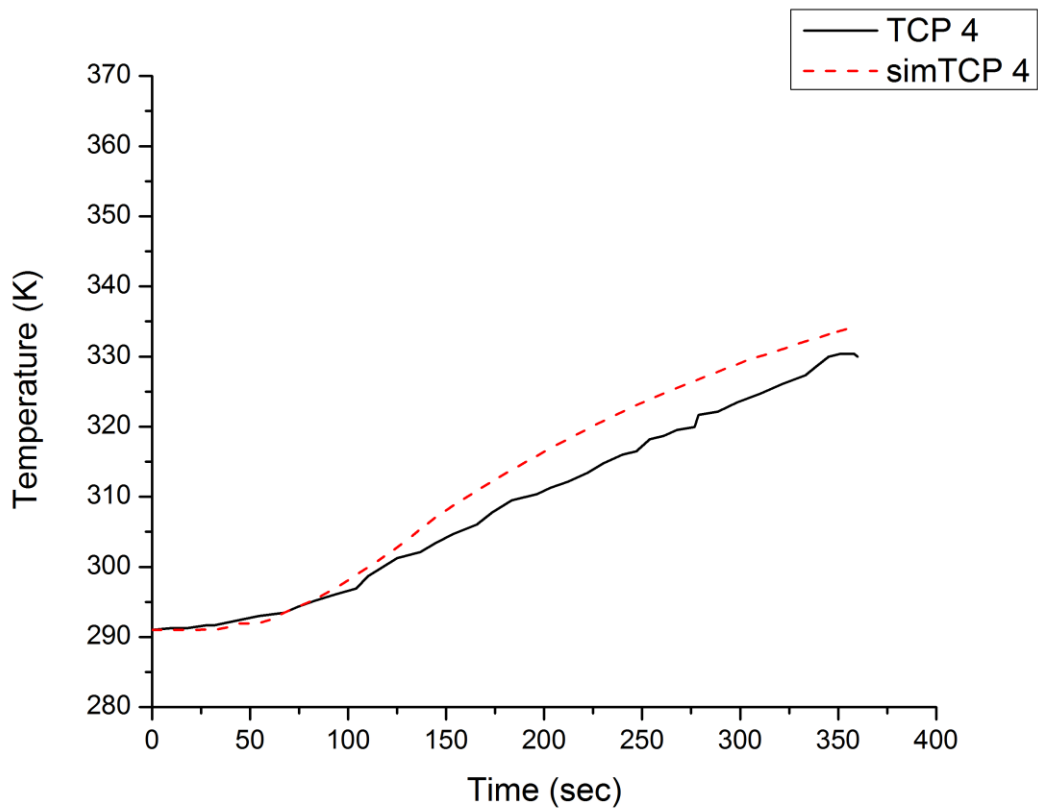
Διάγραμμα 7.2 Συγκριτικό αποτέλεσμα για Θερμοστοιχείο TCP 1



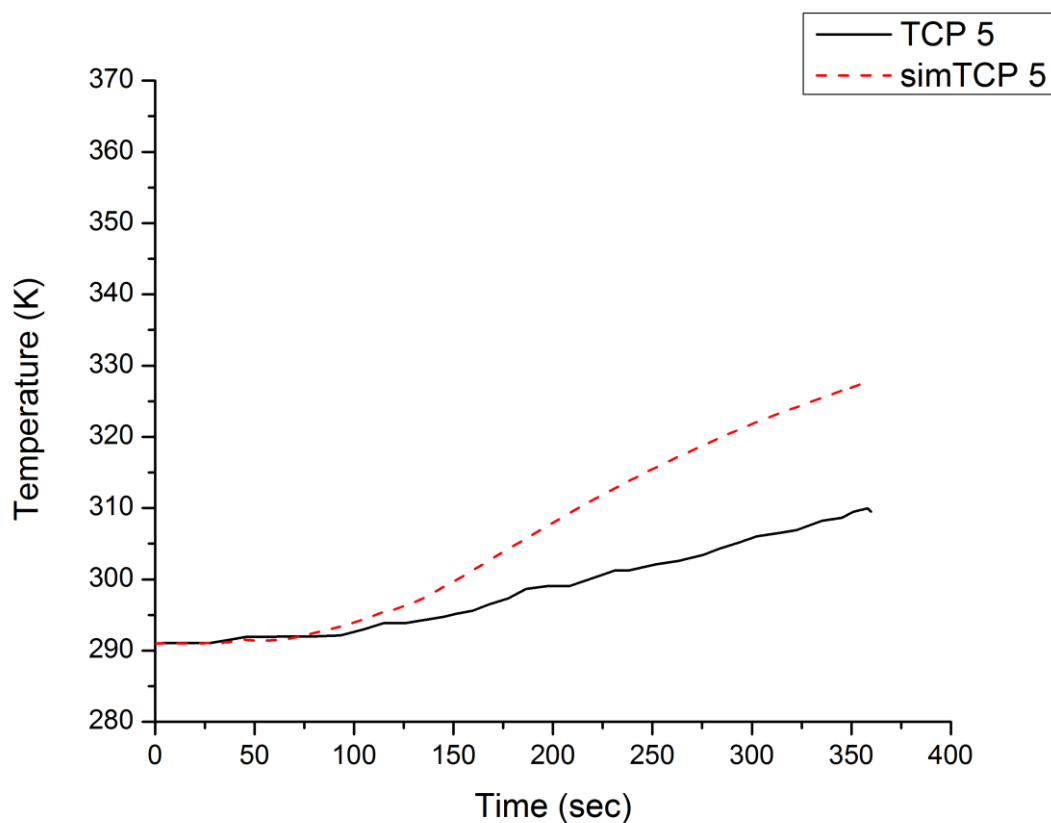
Διάγραμμα 7.3 Συγκριτικό αποτέλεσμα για Θερμοστοιχείο TCP 2



Διάγραμμα 7.4 Συγκριτικό αποτέλεσμα για Θερμοστοιχείο TCP 3



Διάγραμμα 7.5 Συγκριτικό αποτέλεσμα για Θερμοστοιχείο TCP 4



Διάγραμμα 7.6 Συγκριτικό αποτέλεσμα για Θερμοστοιχείο TCP 5

Στα πέντε διαγράμματα παρατηρείτε ότι οι καμπύλες τις θερμοκρασίας από τα δεδομένα της προσομοίωσης προσεγγίζουν ικανοποιητικά τις αντίστοιχες από τα δεδομένα της δοκιμής. Πιο συγκεκριμένα, για τα πέντε θερμοστοιχεία παρατηρείται πολύ μικρή απόκλιση (απόλυτο σφάλμα) στις τιμές των δυο καμπυλών για το αρχικό διάστημα των 150 δευτερολέπτων. Από εκείνο το χρονικό σημείο και έπειτα παρατηρείται απόκλιση στις τιμές που φτάνει έως τους 24 K (στο 1ο θερμοστοιχείο). Αναλυτικότερα η καλύτερη περίπτωση περιγραφής της θερμοκρασίας των θερμοστοιχείων αποτυπώθηκε στο 4ο θερμοστοιχείο με απόκλιση μόλις 4 K, ενώ τα υπόλοιπα 3 θερμοστοιχεία έχουν μέγιστη απόκλιση σε ένα εύρος τιμών από 12 K έως 14 K.

Επίσης σημαντικό στοιχείο είναι ότι στα τρία πρώτα θερμοστοιχεία οι τιμές θερμοκρασιών της προσομοίωσης είναι χαμηλότερες σε σχέση με της δοκιμής, ενώ αντίθετη εικόνα υπάρχει για τα θερμοστοιχεία 4 και 5. Το γεγονός αυτό οφείλεται κυρίως στο μοντέλο τύρβης και ακτινοβολίας το οποίο είναι πολύ δύσκολο να περιγράψει το φαινόμενο της θέρμανσης του αέρα στο εσωτερικό της ατράκτου με τόσο υψηλή ακρίβεια. Επίσης σε αυτό μπορεί να έχουν παίξει ρόλο και οι απλουστεύσεις της γεωμετρίας και οι απαλοιφή των μετρητικών οργάνων στην συγκεκριμένη περίπτωση προσομοίωσης.

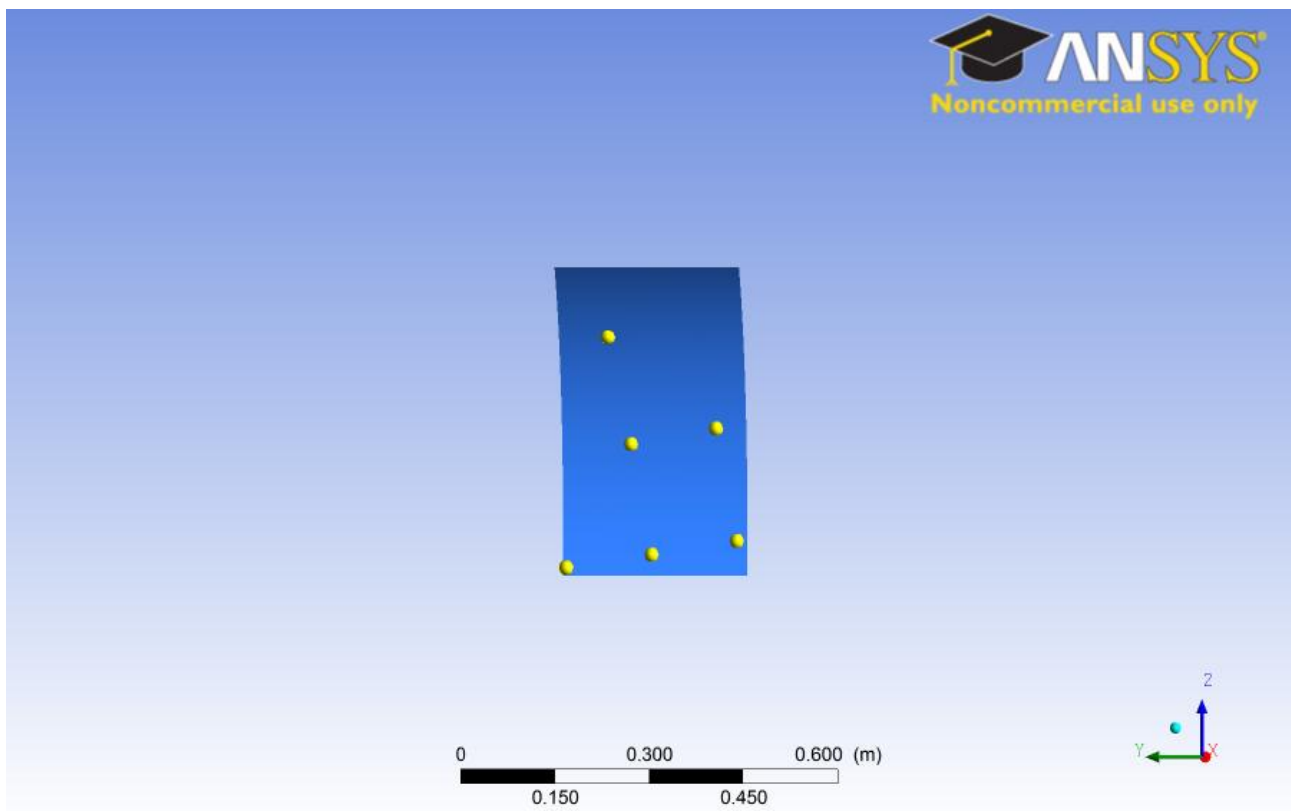
Στον Πίνακα 7.3 δίνονται οι μέγιστες αποκλίσεις τιμών ανάμεσα στα δεδομένα της προσομοίωσης και σε αυτά των πειραμάτων καθώς και τα σφάλματα ανά θερμοστοιχείο. Αξίζει να σημειωθεί ότι ο υπολογισμός των σφαλμάτων έγινε εκεί που παρατηρήθηκε η μέγιστη απόκλιση, δηλαδή στο τέλος της δοκιμής, άρα οι τιμές τόσο των σφαλμάτων όσο και των διαφορών είναι μέγιστες.

Πίνακας 7.3 Απόλυτο και σχετικό σφάλμα ανάμεσα στις υπολογιστικές και τις πειραματικές τιμές για τα πέντε θερμοστοιχεία

Θερμοστοιχείο	TCP 1	TCP 2	TCP 3	TCP 4	TCP 5
Μέγιστη Τιμή Απόλυτου Σφάλματος (K)	24	16	12	4	16
Μέγιστο Σχετικό Σφάλμα (%)	6,6	6,3	3,4	1,2	5,2

7.2.2 Σύγκριση θερμοκρασιών ψυχρής πλευράς δοκιμίου

Για την σύγκριση των αποτελεσμάτων της μέσης θερμοκρασίας ανάμεσα στη δοκιμή και την προσομοίωση τοποθετήθηκαν αντίστοιχα σημεία στην ψυχρή πλευρά της πάνελ της προσομοίωσης. Για την διαδικασία αυτή χρησιμοποιήθηκε η εφαρμογή του επεξεργαστή αποτελεσμάτων CFD-Post η οποία ορίζει ένα σύνολο σημείων σε ένα χωρίο ή μια επιφάνεια (Points Cloud). Με αυτό τον τρόπο και δεδομένου ότι στο πείραμα το 50% των θερμοστοιχείων βρίσκεται στην κάτω μεριά του δοκιμίου, όπου επικρατούν και υψηλότερες θερμοκρασίες, χρησιμοποιήθηκαν κατά αντιστοιχία 6 σημεία με τα 3 από αυτά να είναι τοποθετημένα αντίστοιχα στην θέση όπου εμφανίζονται οι υψηλότερες θερμοκρασίες. Η θέση των σημείων φαίνεται στην Εικόνα 7-9.



Εικόνα 7-9 Κατανομή του συνόλου σημείων (Points Cloud) στην ψυχρή πλευρά του πάνελ.

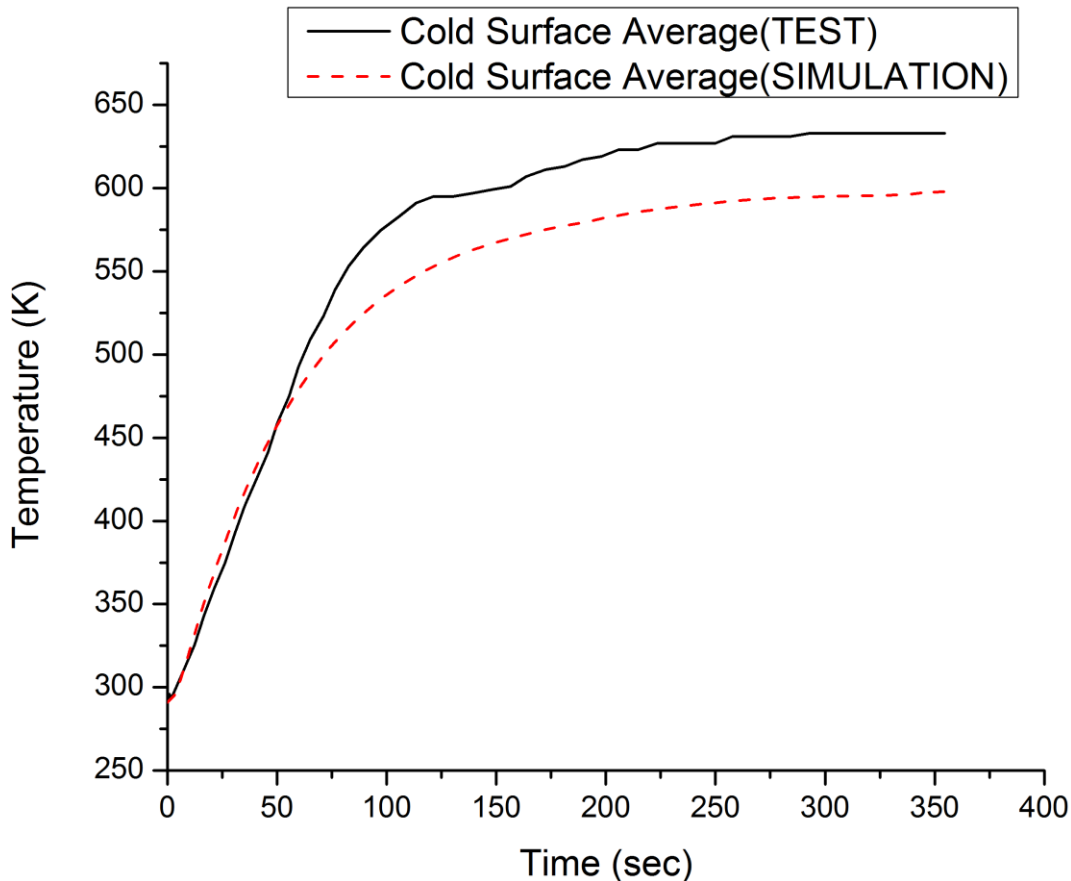
Για την εξαγωγή των αποτελεσμάτων χρησιμοποιήθηκε η μέση τιμή της θερμοκρασίας των παραπάνω σημείων μέσω της συνάρτησης του CFD-Post έτσι όπως φαίνεται στην Εξίσωση 7.1

$$ave(Temperature)@Point\ Cloud\ 1 \quad (7.1)$$

όπου *ave*: μέσος όρος

Point Cloud 1: Το σύνολο των έξι σημείων

Η εξίσωση 7.1 συναρτήσει του χρόνου της προσομοίωσης έδωσε την καμπύλη των θερμοκρασιών που παρουσιάζεται στο Διάγραμμα 7.7 συγκριτικά με την αντίστοιχη καμπύλη θερμοκρασιών της δοκιμής.



Διάγραμμα 7.7 Συγκριτικό αποτέλεσμα θερμοκρασιών στην ψυχρή πλευρά του δοκιμίου

Το παρόν διάγραμμα έχει αντίστοιχη συμπεριφορά με τα συγκριτικά διαγράμματα των θερμοστοιχείων. Ειδικότερα υπάρχει πολύ μικρό σφάλμα για το αρχικό χρονικά διάστημα των 60 δευτερολέπτων και στη συνέχεια ένα σταθερό απόλυτο σφάλμα που έχει μέγιστη τιμή τους 35 K. Η προσομοίωση στην παρούσα περίπτωση προσεγγίζει με ικανοποιητικό βαθμό την πειραματική δοκιμή έτσι όπως φαίνεται και στον Πίνακα 7.4 με τις τιμές του απόλυτου και σχετικού σφάλματος. Το σφάλμα αυτό οφείλεται κυρίως σε δύο λόγους. Από τη μια δεν είναι ακριβής η προσομοίωση του σύνθετου υλικού του δοκιμίου και συγκεκριμένα των θερμοφυσικών ιδιοτήτων του. Από την άλλη δεν είναι απόλυτα ακριβής η προσέγγιση της φλόγας ως ρεύμα θερμού αέρα.

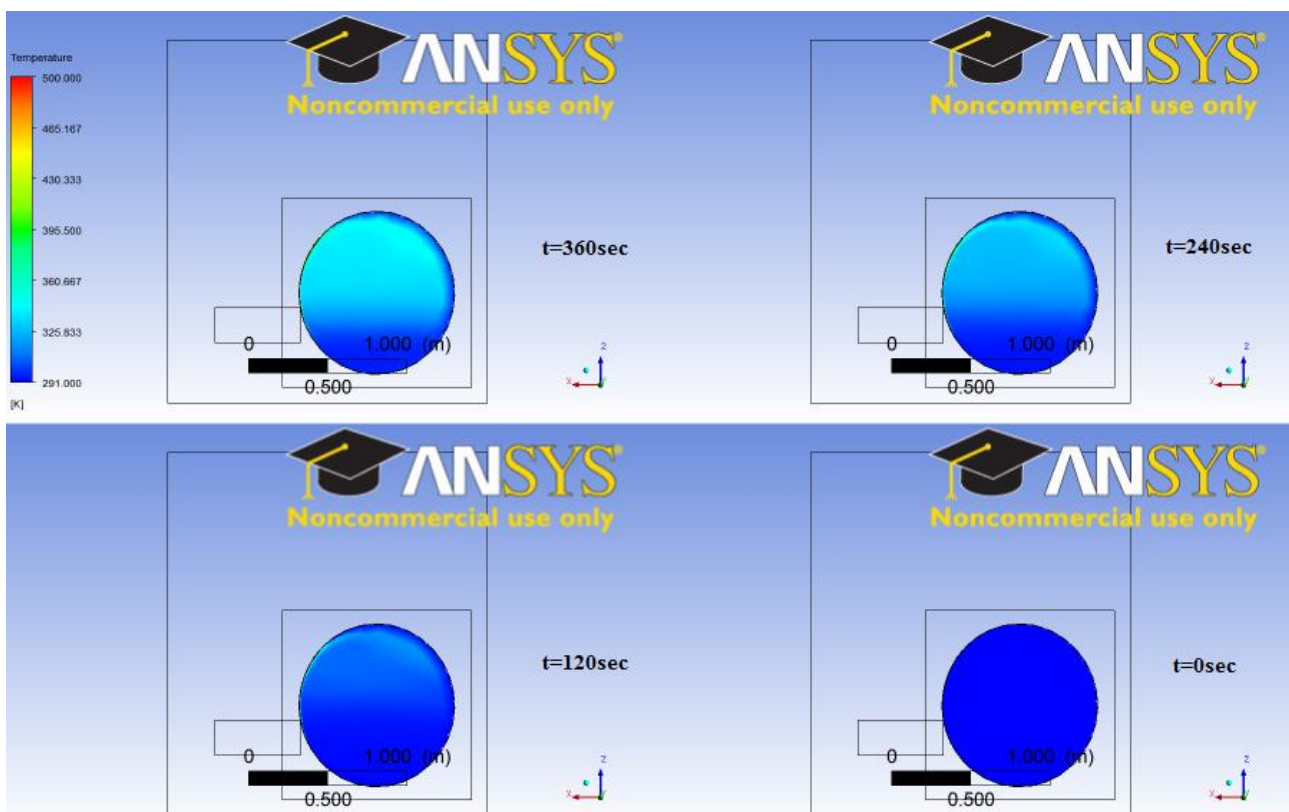
Πίνακας 7.4 Απόλυτο και σχετικό σφάλμα ανάμεσα στις υπολογιστικές και τις πειραματικές τιμές για τη μέση θερμοκρασία της ψυχρής πλευράς του δοκιμίου

Μέση Τιμή Θερμοκρασίας	
Μέγιστη Τιμή Απόλυτου Σφάλματος (K)	35
Μέγιστο Σχετικό Σφάλμα (%)	5,5

7.2.3 Παρουσίαση αποτελεσμάτων προσομοίωσης

Δεδομένου του μικρού σφάλματος μεταξύ της προσομοίωσης και του πειράματος, δίνεται η δυνατότητα της παρουσίασης, με ικανοποιητική ακρίβεια, δεδομένων και αποτελεσμάτων σε διαφορετικά χωριά του προβλήματος. Τα συγκεκριμένα αποτελέσματα είναι ουσιαστικά ανέφικτο, λόγω αντικειμενικών δυσκολιών, να εξαχθούν από το πείραμα, δίνοντας ένα μεγάλο πλεονέκτημα στην υπολογιστική προσομοίωση.

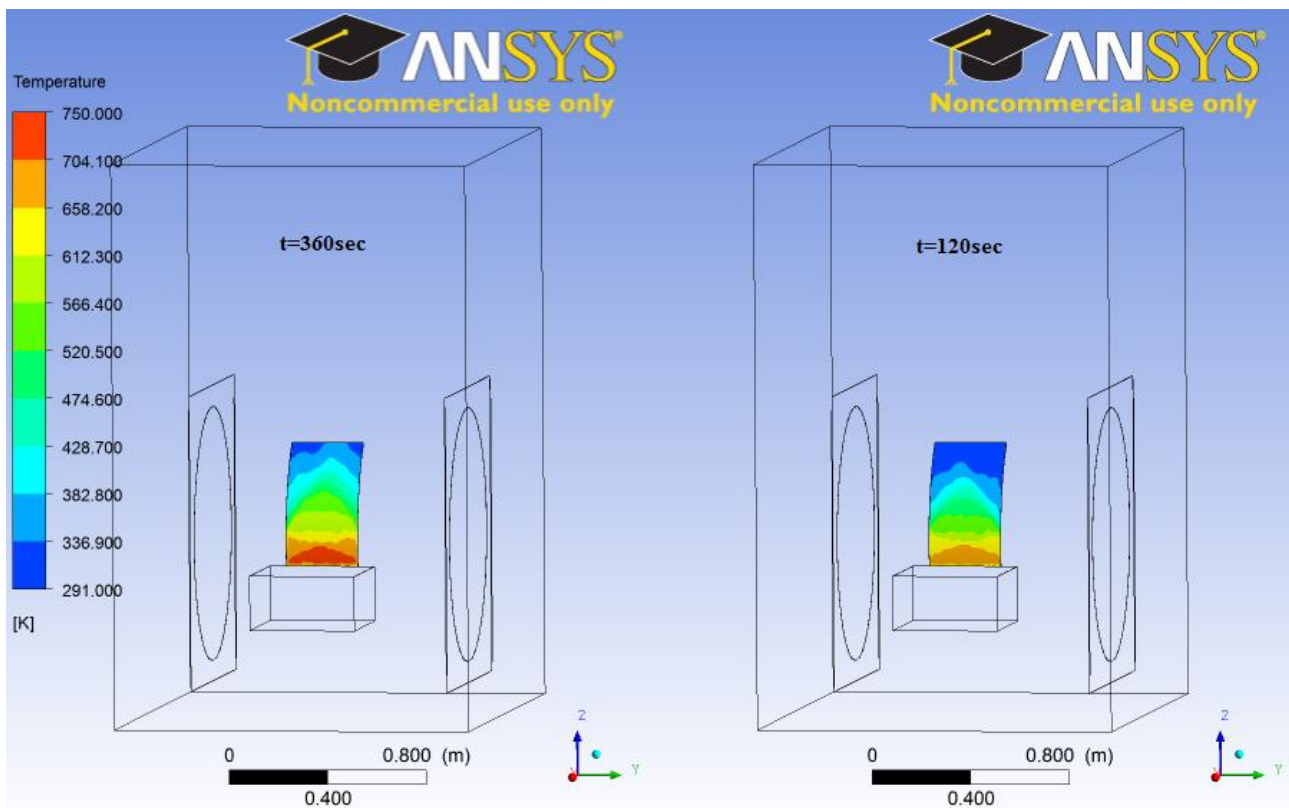
Αρχικά παρατίθεται η κατανομή των θερμοκρασιών στο εσωτερικό χωρίο της ατράκτου στην Εικόνα 7-10. Τα συγκεκριμένα αποτελέσματα είναι ιδιαίτερα σημαντικά δεδομένης της σημασίας της εσωτερικής θερμοκρασίας για την ασφάλεια των επιβατών στην περίπτωση φωτιάς μετά από πρόσκρουση του αεροσκάφους, καθώς και την δυνατότητα άμεσης εκκένωσης του.



Εικόνα 7-10 Κατανομή θερμοκρασιών σε κάθετο επίπεδο του εσωτερικού της ατράκτου τις χρονικές στιγμές $T=0,120,240,360$ sec

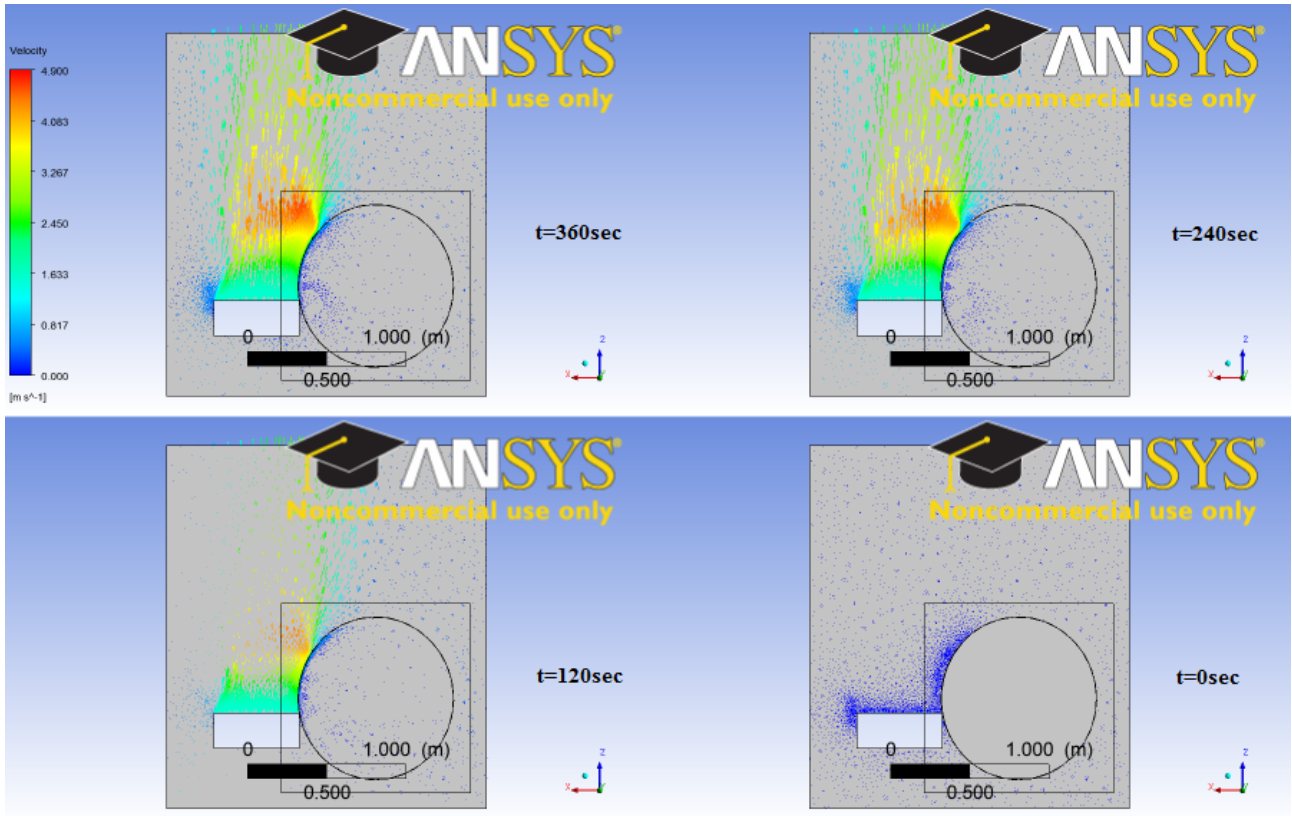
Παρατηρείτε ότι κατά την διάρκεια των τεσσάρων πρώτων λεπτών ($T=240$ sec) δεν υπάρχει έντονη αύξηση της θερμοκρασίας. Παρόλα αυτά, όπως φαίνεται και στο τέλος της προσομοίωσης ($T=360$ sec), η μέση θερμοκρασία που επικρατεί στην άτρακτο και ιδιαίτερα στο άνω μέρος της που είναι ο θάλαμος των επιβατών, είναι $75\text{ }^{\circ}\text{C}$.

Στη συνέχεια παρουσιάζονται στην Εικόνα 7-11 η κατανομή των θερμοκρασιών στην θερμή πλευρά του δοκιμίου τις χρονικές στιγμές ($T=0\text{sec}$, $T=120\text{sec}$). Παρατηρείται σημαντική διαφορά στη θερμοκρασία του δοκιμίου ανάμεσα στην αρχική φάση της προσομοίωσης ($T=120\text{sec}$) και την τελική. Επίσης η διαφορά της μέσης θερμοκρασίας ανάμεσα στις δύο χρονικές στιγμές είναι $60\text{ }^\circ\text{C}$, πράγμα που δείχνει την καλή συμπεριφορά του υλικού σε συνθήκες φωτιάς.



Εικόνα 7-11 Κατανομή των θερμοκρασιών στην θερμή πλευρά του δοκιμίου τις χρονικές στιγμές $T=120, 360\text{ sec}$

Τέλος δίνονται στην Εικόνα 7-12 οι κατανομές των ταχυτήτων στο εσωτερικό και εξωτερικό χωρίο ρευστού της ατράκτου, στις αντίστοιχες χρονικές στιγμές με την κατανομή των θερμοκρασιών. Από τις εικόνες της προσομοίωσης παρατηρείται η προοδευτική άνοδος των ταχυτήτων του ρευστού τόσο στο εσωτερικό, όσο και εξωτερικό χωρίο της ατράκτου. Από τη χρονική στιγμή $t=240\text{sec}$ φαίνεται να σταθεροποιείται η ροή στο εξωτερικό χωρίο σε αντίθεση με το εσωτερικό, που λόγω της θέρμανσης του αέρα υπάρχει κινητικότητα έως και το τέλος της προσομοίωσης ($t=360\text{sec}$).



Εικόνα 7-12 Κατανομή ταχυτήτων στα χωρία ρευστού σε κάθετο επίπεδο τις χρονικές στιγμές $T=0,120,240,360\text{ sec}$

8. Συμπεράσματα

8.1 Βασικά συμπεράσματα από τη δοκιμή μεσαίας κλίμακας

Προτού παρουσιαστούν τα συμπεράσματα για την προσομοίωση της πειραματικής δοκιμής χρειάζεται να παρατεθούν κάποια βασικά στοιχεία για τα αποτελέσματα και τα εξαγόμενα του ίδιου του πειράματος. Από τη δοκιμή μεσαίας κλίμακας και τα αντίστοιχα πειραματικά δεδομένα φαίνεται ότι τα σύνθετα υλικά υπερτερούν των κραμάτων αλουμινίου, όσον αφορά τη συμπεριφορά τους σε συνθήκες φωτιάς. Πιο συγκεκριμένα, το πάνελ από κράμα αλουμινίου καταρρέει λόγω των υψηλών θερμοκρασιών στα 2,5 λεπτά από τα συνολικά 6 λεπτά της δοκιμής, ενώ αυτό δεν συμβαίνει με τα πάνελ από σύνθετα υλικά. Σε αυτό το γεγονός αξίζει να προστεθεί και η απουσία θερμο-ακουστικής μόνωσης, που μπορεί να προσφέρει επιπλέον χρόνο [66], για την πυραντοχή του αεροσκάφους σε συνθήκες εξωτερικής φωτιάς. Τέλος χρειάζεται περαιτέρω μελέτη για τα τοξικά προϊόντα της καύσης τα οποία εισέρχονται στο εσωτερικό της ατράκτου, με σημαντικό κίνδυνο για την ασφάλεια των επιβατών και του πληρώματος.

8.2 Συμπεράσματα από τα αποτελέσματα της υπολογιστικής προσομοίωσης

Η υπολογιστική προσομοίωση της δοκιμής έτσι όπως παρουσιάστηκε στο Κεφάλαιο 7.2, αποτελεί μια ικανοποιητική προσέγγιση όπως φαίνεται και από τα σχετικά μικρά σφάλματα ανάμεσα στις τιμές της προσομοίωσης και των πειραματικών δεδομένων. Ειδικότερα το μέγιστο σχετικό σφάλμα δεν ξεπέρασε το 6,6% για τα θερμοστοιχεία στο εσωτερικό της ατράκτου ενώ το μέγιστο σφάλμα για την ψυχρή πλευρά του δοκιμίου από σύνθετο υλικό ήταν 5,5%. Τα μικρά σφάλματα καθώς και η σύγκριση των καμπυλών των θερμοκρασιών στα Διαγράμματα 7.2 - 7.7, αποτελεί ένδειξη για τη δυνατότητα αξιόπιστης περιγραφής της κατανομής των θερμοκρασιών και των ταχυτήτων στο εσωτερικό και εξωτερικό χωρίο της ατράκτου καθώς και για την πυραντοχή και πυρασφάλεια του σύνθετου υλικού. Δίνεται άρα μέσα από την υπολογιστική προσομοίωση, η δυνατότητα εξαγωγής δεδομένων και συμπερασμάτων που είναι ουσιαστικά αδύνατο να εξαχθούν από μια πειραματική δοκιμή.

Τα σφάλματα και οι αποκλίσεις από τα πειραματικά δεδομένα έχουν να κάνουν με απλουστεύσεις των παραμέτρων του πειράματος που πραγματοποιήθηκαν σε τρεις βασικές κατηγορίες.

- **Προσομοίωση της φλόγας με είσοδο θερμού αέρα.**

Αυτή η προσέγγιση δίνει ικανοποιητικά αποτελέσματα με σχετικά απλό τρόπο με ταυτόχρονη εξοικονόμηση υπολογιστικού χρόνου δεδομένου ότι δεν εισέρχονται στον επίλυτη επιπλέον εξισώσεις από τις χημικές αντιδράσεις της καύσης της κηροζίνης.

- **Θερμοφυσικές ιδιότητες του σύνθετου υλικού.**

Όπως αναλύθηκε σε προηγούμενο κεφάλαιο δεν είναι εφικτός ο ακριβής προσδιορισμός των θερμοφυσικών ιδιοτήτων των σύνθετων υλικών. Ενώ οι ιδιότητες αυτές εξαρτώνται από πολλούς παράγοντες, στην προσέγγιση που έγινε, είχαν εξάρτηση μόνο από τη θερμοκρασία. Επί προσθέτως, δεν υπήρχε καύση του υλικού και άρα απώλεια μάζας του και έκλυση αερίων στο εσωτερικό της ατράκτου.

- **Απλούστευση της γεωμετρίας**

Η γεωμετρία που κατασκευάστηκε, άρα και το υπολογιστικό πλέγμα που έγινε η επίλυση του προβλήματος είχαν υποστεί κάποιες αναγκαίες απλουστεύσεις. Αυτό έγινε κυρίως λόγω έλλειψης ακριβή δεδομένων από το πείραμα, τόσο όσον αφορά τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά της ατράκτου, όσο και την ακριβή διάταξη των μετρητικών στοιχείων.

Για την προσομοίωση σε συνθήκες μη μόνιμης (χρονικά μεταβαλλόμενης) ροής ήταν απαραίτητη και εξέταση σε συνθήκες μόνιμης ροής (Steady State). Η αναγκαιότητα αυτή έχει να κάνει κυρίως με την μελέτη της ποιότητας και της συμπεριφοράς της διαμορφωμένης γεωμετρίας και

του πλέγματος σε συνδυασμό με τις αρχικές συνθήκες και παραμέτρους του προβλήματος. Επίσης η προκαταρκτική διερεύνηση σε συνθήκες μόνιμης ροής συμβάλλει στην απόρριψη κάποιων περιπτώσεων και υπολογιστικών παραμέτρων που δεν περιγράφουν το πρόβλημα με ακρίβεια, όπως π.χ. το σενάριο προσομοίωσης της φωτιάς με επίπεδη πηγή θερμότητας, με αποτέλεσμα να εξοικονομείται χρόνος και άρα υπολογιστικό κόστος. Γενικότερα αυτή η μεθοδολογία μπορεί να συμβάλλει στην πιο άμεση και εύκολη διεύρυνση δύο βασικών υποκατηγοριών στην υπολογιστική προσομοίωση παρόμοιων περιπτώσεων και συγκεκριμένα στην προσομοίωση των ιδιοτήτων και της συμπεριφοράς του σύνθετου υλικού και στην προσομοίωση της φλόγας.

8.3 Μελλοντικά βήματα

Για τα μελλοντικά βήματα απαιτείται πρώτα από όλα να συμπεριληφθούν οι παραλείψεις και να ελεγχτούν σε βάθος οι απλουστεύσεις που έγιναν και παρουσιάστηκαν στο προηγούμενο κεφάλαιο. Επιπλέον όμως απαιτείται να γίνει πιο ενδελεχής και ολοκληρωμένη μελέτη σε κάποιες πλευρές, ούτως ώστε να υπάρχει μια πιο ολοκληρωμένη εικόνα του προβλήματος καθώς και να υπάρχει συμβολή στην εξέλιξη της πυρασφάλειας των αεροσκαφών.

Παρακάτω παρουσιάζονται κάποια βήματα για την εξέλιξη των προσομοιώσεων μεσαίας και μεγάλης κλίμακας σε αυτή την κατεύθυνση:

- **Επεξεργασία ακριβούς και υπολογιστικού οικονομικού μοντέλου για την φλόγα.**

Για την κατασκευή ενός τέτοιου μοντέλου πρέπει να υπάρχει βαθειά μελέτη των φαινομένων φωτιάς ιδιαίτερα στις περιπτώσεις *pool fire*[67]. Στη συνέχεια χρειάζεται ένα μοντέλο προσομοίωσης της φλόγας που να μπορεί να περιγράψει την καύση των αεροπορικών καυσίμων. Σημαντικό στοιχείο σε αυτό αποτελεί η πολυπλοκότητα του φαινομένου αυτού και άρα οι πολλαπλές εξισώσεις που είναι αναγκαίες για την περιγραφή του, με άμεσο αντίκτυπο σε υπολογιστικό χρόνο και κόστος. Τέλος, πέραν από το μοντέλο φωτιάς χρειάζεται παραμετρική μελέτη όσον αφορά τα μοντέλα τύρβης και ακτινοβολίας ώστε να γίνει η επιλογή του βέλτιστου.

- **Προσομοίωση των σύνθετων υλικών και της διαδικασίας καύσης τους.**

Η μία πλευρά σε αυτή τη διαδικασία είναι η προσέγγιση των θερμοφυσικών ιδιοτήτων όπως περιγράφηκε στο προηγούμενο κεφάλαιο. Σε αυτή την προσέγγιση πρέπει αν προστεθεί και ένα μοντέλο που να περιγράφει την απώλεια - καύση του υλικού και σε επόμενο στάδιο, να συμπεριληφθεί και η καταγραφή των προϊόντων από αυτή την καύση. Διάφορες μελέτες [68-69] φαίνεται ότι μια τέτοια προσπάθεια είναι εφικτή χωρίς σημαντική επιβάρυνση σε υπολογιστικό κόστος και με ικανοποιητική ακρίβεια.

- **Κατασκευή μοντέλου πεπερασμένων στοιχείων (Finite Elements).**

Τα δεδομένα της προσομοίωσης σε συνθήκες φωτιάς μπορούν να συνδυαστούν με ένα μοντέλο πεπερασμένων στοιχείων για την ταυτόχρονη μελέτη της αντοχής του υπό καύση δοκιμίου αλλά και συνολικά της συμπεριφορά της ατράκτου. Αυτό μπορεί να βρει εφαρμογή με σχετικά εύκολο τρόπο σε μια περίπτωση όπως αυτή που μελετήθηκε στην παρούσα εργασία δεδομένων των δυνατοτήτων που δίνει το υπολογιστικό πακέτο ANSYS το οποίο περιλαμβάνει υπολογιστικό πρόγραμμα πεπερασμένων στοιχείων.

Γενικότερα οι πειραματικές δοκιμές μεσαίου και μεγάλου μεγέθους είναι πολύ περιορισμένες τα τελευταία χρόνια από τις υπηρεσίες πολιτικής αεροπορίας και την ερευνητική κοινότητα δεδομένου του υψηλού κόστους. Παρόλα αυτά οι αεροπορικές εταιρίες πραγματοποιούν δοκιμές μεγάλης κλίμακας για λογαριασμό τους, τα στοιχεία των οποίων δεν είναι διαθέσιμα. Οι δοκιμές αυτές προσανατολίζονται κυρίως στα νέα μεγάλα αεροσκάφη (New Large Aircrafts) [70] των οποίων η πυραντοχή και πυρασφάλεια είναι ένα θέμα της σημερινής έρευνας και εξέλιξης, δεδομένων των διαφορετικών διαστάσεων που αυτά έχουν σε σχέση με τα συμβατικά αεροσκάφη.

Με βάση τα παραπάνω η υπολογιστική προσομοίωση δοκιμών κλίμακας μπορεί να παίζει σημαντικό ρόλο αν αυτή συνδυαστεί με τις αναγκαίες πρότυπες δοκιμές των υλικών σε μικρή κλίμακα και με επαλήθευση και εξέλιξη των μοντέλων που χρησιμοποιούνται με βάση τα αποτελέσματα των παλιών δοκιμών κλίμακας. Επίσης, δεδομένης της ανάπτυξης της τεχνολογίας και την εξέλιξη υπολογιστικών μονάδων με πολύ μεγάλη ισχύ, είναι εφικτή η περιγραφή της πολυπλοκότητας τέτοιων φαινομένων και ταυτόχρονα η επέκταση αυτών των μεθόδων στα σύγχρονα αεροσκάφη με τα ιδιαίτερα γεωμετρικά χαρακτηριστικά που αυτά έχουν.

1. James J.H. Liou, Leon Yen, Gwo-Hshiong Tzeng, "Building an effective safety management system for airlines" , Journal of Air Transport Management 14 , 20-26, 2008.
2. Rosa Maria Arnaldo Valdes , Fernando Gomez Comendador , "Learning from accidents: Updates of the European regulation on the investigation and prevention of accidents and incidents in civil aviation" , Transport Policy 18 ,786-799, 2011.
3. Boeing , "Statistical Summary of commercial Jet Airplane Accidents, Worldwide Operations " , 2012.
4. Milan Janic , "An assessment of risk and safety in civil aviation" , Journal of Air Transport Management 6 ,43-50, 2000.
5. Boeing , "Aviation Occurrence Categories Fatal Accidents – Worldwide Commercial Jet Fleet – 2002 Through 2011" , 2012.
6. Manuel Ayres Jr., Hamid Shirazi, Regis Carvalho, Jim Hall, Richard Speir, Edith Arambula, Robert David, John Gadzinski, Robert Caves, Derek Wong, David Pitfield, "Modeling the Location and Consequences of Aircraft Accidents" , Safety Science 51 , 178-186, 2013.
7. FAA Office of Aviation Research DOT/FAA/AR-97/99 , "Fire-Resistant Materials: Research Overview" , 1997 .
8. Theo Klems , "European Programme on Improvement of Fuselage Burn Through Resistance" , 1995.
9. A.P. Mouritz , "Fire Safety of Advanced Composites for Aircrafts" , Australian Transport Safety Bureau , 2006.
10. <http://www.faa.gov> , Federal Aviation Administration , 2006.
11. Webster H., "Fuselage Burnthrough from Large Exterior Fuel Fires" , FAA Office of Aviation Research DOT/FAA/AR-97/99, 1997.
12. Air Accidents Investigation Branch, Department of Transport , "Aircraft Accident Report" , 1988.
13. http://en.wikipedia.org/wiki/Federal_Aviation_Regulations , FEDERAL AVIATION REGULATIONS
14. <http://law.justia.com/cfr/title14/14-4.0.1.1.29.html#14:4.0.1.1.29.0.8.1> , C.F.R. PART 252—SMOKING ABOARD AIRCRAFT,
15. FAA Office of Aviation Research DOT/FAA/AR-00/12, "Aircraft Materials Fire Test Handbook" , 2000.
16. Vic Gerden, John R. Britten, "Swissair Flight 111" , The third Triennial International Aircraft Fire and Cabin Safety, 2001.
17. Patricia Cahill , "An Investigation of the FAA Vertical Bunsen Burner Flammability Test Method , FAA Office of Aviation Research DOT/FAA/CT-86/22 , 1986.
18. Pat Cahill , "Bunsen Burner Discussion" , AJP-632 FAA .
19. Edwin E. Smith , "Heat Release Rate Calorimetry" , Fire Calorimetry , DOT/FAA/CT-95/46 , 1995.

20. Michael Burns , "OSU Heat Release Rate NBS Smoke Density General Overview" , FAA Collaborative meeting , 2012.
21. Fire testing technology catalogue, "NBS Smoke Density Chamber".
22. B. Schartel*, M. Bartholmai, U. Knoll , "Some comments on the use of cone calorimeter data" , Polymer Degradation and Stability 88 ,540-547, 2005 .
23. Babrauskas V. , "Fire test methods for evaluation of fire-retardant in polymeric materials" , Fire retardancy of polymeric materials , 2000.
24. Serge LE NEVE , "Fire Behaviour Of Structural Composite Materials" , Ministry of Defense France
25. ZHANG Zhuguo, ZHANG Yingchun, Ou Xupo , "Study on Key Certification Issues of Composite Airframe Structures for Commercial Transport Airplane", Procedia Engineering 17,247-257, 2011.
26. European Aviation safety Agency , "Burnthrough Resistance of Fuselage" , Project EASA.2008.C19 , 2008.
27. Jean-François Petit and Anne Mansuet , "Development of a small scale burnthrough test equipment" , Centre d'Essais Aéronautique de Toulouse
28. Timothy R. Marker , "Full-Scale Test Evaluation of Aircraft Fuel Fire Burnthrough Resistance Improvements" , DOT/FAA/AR-98/52 , 1998.
29. J-P. Immarigean, R.T. Holt, A.K. Koul, L.Zhao, W. Wallace, J.C. Beddoes, "Lightweight Materials for Aircraft Applications" , MATERIALS CHARACTERIZATION 35 41-67 , 1995.
30. DOT/FAA/AR-00/12 , "Appendix C of the Aircraft Materials Fire Test Handbook" , 2000.
31. Federal Aviation Administration , "Aviation Maintenance Technician Handbook-Airframe, Volume 1" , 2012.
32. http://en.wikipedia.org/wiki/Virgin_America
33. A. Heinz, A. Haszler, C. Keidel, S. Moldenhauer, R. Benedictus, W.S. Miller , "Recent development in aluminium alloys for aerospace applications" , Materials Science and Engineering A280, 102–107 , 2000.
34. E. A. Starke, Jr, J. T. Staley , "Application of Modern Aluminum Alloys to Aircraft" , Aerospace Science 32, 131-172, 1996.
35. Μουζουλιάς Κωνσταντίνος , "Μηχανικές Κατεργασίες Κράματος Αλουμινίου 7075" , Διπλωματική εργασία Ε.Μ.Π. , 2012.
36. Norman Barrington, Malcolm Black , "Aerospace materials and manufacturing processes at the millennium" , Aerospace Materials , 2001.
37. <http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=MA7075T6> , "Ιδιότητες 7075 – T651".
38. http://en.wikipedia.org/wiki/7075_aluminium_alloy , "7075 aluminum alloys".
39. Athanasios Kotzakolios , "Blast Response of Aircraft Structures" , PhD Thesis University of Patras , 2011.
40. Federal Aviation Administration , "Advisory Circular: Composite aircraft structures" , 2009 .
41. DOT/FAA/AR-10/6 , "Determining the Fatigue Life of Composite Aircraft Structures Using Life and Load-Enhancement Factors" 2011.

42. Mike Bair , "The Boeing 7E7 Dreamliner The Boeing 7E7 Dreamliner Progress Strong Progress Strong on Many Fronts on Many Fronts" , Boeing Commercial Airplanes , 2004.
43. Bombardier Aerospace Belfast , " C Series Aircraft Advanced Composite Wings" , 2013.
44. James C. Williams, Edgar A. Starke, " Progress in structural materials for aerospace systems" , Acta Materialia 51 ,5775-5799, 2003.
45. "ANSYS CFX Introduction" , ANSYS inc. , 2010.
46. Γιώργος Μπεργελές , "Υπολογιστική Ρευστομηχανική" , εκδόσεις Συμμεών , 2006.
47. Θεόδωρος Γ. Αλεβίζος , "Υπολογιστική Μελέτη της Κίνησης Καπνού κατά την Εκδήλωση Πυρκαγιάς σε Αεριζόμενη Σήραγγα" , Διπλωματική Εργασία ΕΜΠ , 2011.
48. Ευστάθιος Σ. Ντζανής , "Αριθμητική Προσομοίωση Τυρβώδους Ροής σε Δεξαμενή Αντλησης Θαλασσιού Ύδατος Ψύξης" , Διπλωματική Εργ. Παν. Πατρών , 2012.
49. ANSYS Έκδοση 14.5 , " ANSYS CFX-Solver Theory Guide" , 2012.
50. Antonio Filippone , "Comprehensive analysis of transport aircraft flight performance" , Progress in Aerospace Sciences 44, 192-236, 2007.
51. John R. Hawk, P.E. , Christopher P. Menchini , "Computational Flame Characterization of New Large Aircraft Immersed in Accidental Hydrocarbon Pool Fires" , Air Force Research Laboratory , 2010.
52. Guo D Wang, Hui Y Wang, Jean M Most , "Mathematical modelling of the interaction between wind and aviation-fuel fire engulfing a fuselage-sized cylinder" , Journal of Fire Sciences 31, 424-448, 2013.
53. Beard An. , "On a priori, blind and open comparisons between theory and experiment" , Journal of Fire Sciences 35, 63-66, 2010.
54. Δημήτριος Ε. Σικουτρής , "Ανάλυση της απόκρισης σύνθετων πολυμερών υλικών υπό συνθήκες φωτιάς. Εφαρμογή σε αεροπορικές κατασκευές" , Διδακτορική Διατριβή Παν. Πατρών , 2012.
55. Francisco Jose Fernandez Sanchez, Alicia Cortes, Katia Fernandez, Idurre Saez de Ocariz, Ion Lopez, Ander Arbildi, "A fire event in an aircraft made in composites, results of preliminary researches in flammability, heat transfer and toxicity" , SAMPE EUROPE International Technical Conference & Forum , 2010.
56. Ion Lopez de Santiago , " 1/4 Scale Fire Penetration Testing of Composite Fuselage" , The Sixth Triennial International Fire & Cabin Safety Conference , 2010.
57. Gupta R.N., Lee K.P., Thomson R.A.,Yos J.M. , "Calculations and curve fits of thermodynamic and transport properties for equilibrium air to 30000K" , NASA Reference Publication , 1991.
58. Hexcel Corporation , "Product Data: HexTow AS4 Carbon Fiber" , 2010.
59. Hexcel Corporation , "Product Data: HexPly 8552 Epoxy Matrix" , 2008.
60. David Van Ee & Anoush Poursartip , "Materials Properties Database HexPly 8552" , National Center of Advanced Materials Performance , 2009.
61. Airbus Technical Data Revision No. 26 , "Airbus A320 Airplane Characteristics for Airport Planning" , 2011.
62. Αναστασία Ν. Γκίκα , "Υπολογιστική Διερεύνηση Συμπεριφοράς Υλικών και Ατράκτου Αεροσκάφους σε Συνθήκες Φωτιάς" , Διπλωματική Εργασία ΕΜΠ , 2011.

63. ANSYS Έκδοση 14.5 , " ANSYS CFX-Solver Modeling Guide" , 2012.
64. Philippe Dagaut , Michel Cathonnet , "The ignition, oxidation, and combustion of kerosene: A review of experimental and kinetic modeling" , Progress in Energy and Combustion Science 32 ,48-92, 2006.
65. Philip J. DiNenno, Dougal Drysdale, Craig L. Beyler, W. Douglas Walton, Richard L. P. Custer, John R. Hall, Jr, John M. Watts, Jr , "SFPE Handbook of Fire Protection Engineering Third Edition " , National Fire Protection Association, 2002.
66. D.Dodd, Darhem Flare, "An investigation into the burnthrough resistance of fuselage and cabin structures", 1993
67. Vytenis Babrauskas, "Estimating Large Pool Fire Burning Rate", Center for Fire Research, National Bureau of Standards
68. Bai Y., Vallee T., Keller T., "Modelling of thermophysical properties for FRP composites under elevated and high temperatures", Compo Sci Technol 67 , 2007
69. Henderson J.B., Wiebelt J.A., Tant M.R., Moore G.R., "A model for the thermal response of polymer composite materials with experimental verification", Journal of Composite Materials 19 ,579-595 1985
70. John R. Hawk , Michael J. McDonald , "The New Large Aircraft Test Facility at Tyndall AFB" , Air Force Research Laboratory