



**ΕΡΓΑΣΤΗΡΙΟ ΘΕΡΜΙΚΩΝ ΣΤΡΟΒΙΛΟΜΗΧΑΝΩΝ
ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ**

**ΕΚΤΙΜΗΣΗ ΘΕΡΜΟΚΡΑΣΙΑΣ ΚΑΙ ΑΠΟΜΕΝΟΝΤΟΣ
ΧΡΟΝΟΥ ΖΩΗΣ ΠΤΕΡΥΓΙΩΝ ΣΤΡΟΒΙΛΟΥ**

**ESTIMATION OF TEMPERATURE AND REMAINING
LIFE OF TURBINE BLADES**

**ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ
ΜΙΧΑΗΛ ΚΑΤΣΟΥΛΗΣ**

**Επίβλεψη:
Λέκτορας Ν. Αρετάκης**

**ΑΘΗΝΑ
Φεβρουάριος 2013**

ΠΡΟΛΟΓΟΣ

Από τη θέση αυτή θα ήθελα να ευχαριστήσω το Λέκτορα Νικόλαο Αρετάκη, ο οποίος επέβλεψε την εργασία αυτή και με βοήθησε προσφέροντας τις τεχνικές του γνώσεις και την εμπειρία του.

Ακόμη θα ήθελα να ευχαριστήσω τους υπόλοιπους υποψήφιους διπλωματούχους του εργαστήριου θερμικών στροβηλομηχανών (Μιχάλη, Γιάννο, Κώστα) για τη βοήθεια τους, όσο και για τη δημιουργία κλίματος συνεργασία καθώς και τους γονείς μου και την αδερφή μου για τη στήριξη όλο αυτό το διάστημα.

Εν τέλει θα ήθελα να ευχαριστήσω τον υποψήφιο διδάκτορα Χρήστο Καλαθάκη για την πολύτιμη βοήθειά του επί του κειμένου της διπλωματικής καθώς και για τις χρήσιμες συμβουλές του.

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Στο πλαίσιο της παρούσας διπλωματικής γίνεται παρουσίαση των σύγχρονων μεθόδων εκτίμησης της θερμοκρασίας μετάλλου πτερυγίων στροβίλου ενός αεροπορικού κινητήρα ύστερα από την ψύξη τους. Συγκεκριμένα μελετώνται τρεις μέθοδοι από τη βιβλιογραφία προτεινόμενες από τους Joackim Kurzke, Ainley και Leonardo Torbidoni. Επιλέξαμε τις τρεις αυτές μεθόδους λόγω της διαφοράς που παρουσιάζουν ως προς την πολυπλοκότητα της εφαρμογής τους. Αναλυτικότερα ο Kurzke στο πρόγραμμα Gas Turb προτείνει μια απλή σχέση για την εκτίμηση της ζητούμενης θερμοκρασίας με αρκετές παραδοχές. Ο Ainley το 1955 έκανε μία πρώτη μελέτη της κατανομής της θερμοκρασίας στο πτερύγιο λύνοντας το πρόβλημα μονοδιάστατης μεταφοράς θερμότητας πάνω σε αυτό, αφού πρώτα το χώρισε σε στοιχειώδη κομμάτια κατά το ύψος του. Πολύ αργότερα, ο Torbidoni στηριζόμενος στη δουλειά του Ainley παρουσίασε μία μέθοδο κατά την οποία το πτερύγιο χωρίζεται σε στοιχειώδη κομμάτια τόσο κατά το ύψος του, όσο και κατά το μήκος της χορδής του. Έτσι εκτιμάται η κατανομή της θερμοκρασίας κατά μήκος και καθ' ύψος αυτού. Μια ακόμη δυνατότητα που η συγκεκριμένη μέθοδος παρέχει είναι η επιλογή μηχανισμού ψύξης, μιας και μπορεί να εφαρμοστεί τόσο για ψύξη δια συναγωγής, όσο και για επιφανειακή ψύξη.

Εν συνεχεία, οι προαναφερθείσες μέθοδοι εφαρμόστηκαν υπολογιστικά με χρήση της 'γλώσσας' προγραμματισμού Fortran90. Σκοπός της εφαρμογής τους είναι να εξεταστεί η αξιοπιστία τους και η απόκλιση που παρουσιάζει η μία από την άλλη. Για το λόγο αυτό γίνεται σύγκριση τόσο με πειραματικά δεδομένα, όσο και μεταξύ τους. Για την μέθοδο του Torbidoni πραγματοποιήθηκε επίσης παραμετρική ανάλυση, αλλάζοντας κάθε φορά και διαφορετική παράμετρο κατά τη λειτουργία της μηχανής, ώστε να φανεί η επίδραση τους στην εκτιμώμενη θερμοκρασία μετάλλου.

Στη συνέχεια της εργασίας γίνεται επισκόπηση των αιτιών καταπόνησης και καταστροφής των αεροπορικών εξαρτημάτων και ειδικότερα των πτερυγίων στροβίλου. Συγκεκριμένα πραγματοποιείται εκτενής ανάλυση των φαινομένων ερπυσμού και κοπώσεως. Επιπρόσθετα παρουσιάζονται οι μέθοδοι που χρησιμοποιούνται στην σημερινή εποχή για την εκτίμηση του απομένοντος χρόνου ζωής ενός πτερυγίου που υπόκειται σε φαινόμενα ερπυσμού και κοπώσεως. Οι Larson και Miller, Monkman και Grant, Katchanov και Rabotnov πρότειναν τρόπους εκτίμησης του χρόνου αυτού λόγω ερπυσμού με την παραδοχή πως το πτερύγιο βρίσκεται υπό την επίδραση σταθερής τάσεως και θερμοκρασίας. Όμως οι τάσεις που αναπτύσσονται σε ένα αεροπορικό εξάρτημα κατά τη διάρκεια μιας αποστολής του αεροσκάφους είναι εναλλασσόμενες και κυκλικής (επαναλαμβανόμενης) μορφής. Για το λόγο αυτό εμφανίζονται φαινόμενα

κοπώσεως που οδηγούν στην αστοχία του υλικού. Στην εργασία αυτή αναλύονται λεπτομερώς οι έννοιες αυτές και ο τρόπος εφαρμογής τους στα πτερύγια στροβίλου για την αρχική εκτίμηση του απομένοντος χρόνου μέχρι τη θραύση τους.

Τέλος έγινε εφαρμογή των παραπάνω μεθόδων σε πραγματικές αποστολές ενός πολιτικού αεροσκάφους. Για το σκοπό αυτό επιλέχθηκε το αεροσκάφος Airbus A320 και ο κινητήρας CFM56-7B27. Οι αποστολές που εξετάστηκαν διαφοροποιούνταν τόσο όσον αφορά τις παραμέτρους εκτέλεσης της αποστολής, όπως η γωνία ανόδου, όσο και το επίπεδο υγείας του κινητήρα.

ΥΠΟΜΝΗΜΑ ΒΑΣΙΚΩΝ ΣΥΜΒΟΛΩΝ

T_{Metal}	(Kelvin)	Θερμοκρασία μετάλλου πτερυγίου στροβίλου
T_{rel}	(Kelvin)	Σχετική θερμοκρασία ροής καυσαερίων
η_{cool}	(-)	Βαθμός απόδοσης ψύξης (cooling effectiveness)
$T_{cooling_air}$	(Kelvin)	Θερμοκρασία αέρα ψύξης
T_g	(Kelvin)	Θερμοκρασία καυσαερίων
h_{cl}	(W/m ² K)	Συντελεστής συναγωγής αέρα ψύξης
ΔS_{cl}	(m)	Περίμετρος στοιχειώδους κομματιού ψυκτικού καναλιού
h_g	(W/m ² K)	Συντελεστής συναγωγής καυσαερίων
ΔS_g	(m)	Περίμετρος στοιχειώδους κομματιού στην εξωτερική πλευρά του πτερυγίου
m_{cl}	(kg/s)	Παροχή μάζας ψυκτικού μέσου
$c_{p,cl}$	(J/Kg/K)	Μέση ειδική θερμοχωρητικότητα αέρα ψύξης
H	(m)	Ύψος πτερυγίου
dq	(Joule)	Ποσό θερμότητας στοιχειώδους κομματιού
T_{bg}	(Kelvin)	Θερμοκρασία επιφάνειας πτερυγίου σε επαφή με θερμό καυσαέριο
K_{bw}	W/mK	Θερμική αγωγιμότητα μετάλλου
t_{bw}	(m)	Πάχος τοιχώματος πτερυγίου
T_{bc}	(Kelvin)	Θερμοκρασία επιφάνειας πτερυγίου σε επαφή με αέρα ψύξης
St_g	(-)	Αριθμός Stanton ροής καυσαερίων
Re_g	(-)	Αριθμός Reynolds ροής καυσαερίων
PR_g	(-)	Αριθμός Prandl ροής καυσαερίων
m_g	(kg/s)	Παροχή μάζας καυσαερίων
c	(m)	Μήκος χορδής πτερυγίου
$A_{g,2}$	(m ²)	Επιφάνεια
α_2	(rad)	Γωνία εξόδου ροής από το πτερύγιο
D_m	(m)	Μέση διάμετρος πτερυγίου
xI_g	(Ns/m ²)	Δυναμική συνεκτικότητα μίγματος
xK_g	(W/mk)	Θερμική αγωγιμότητα μίγματος
d	(m)	
A_{ch}	(m ²)	Εμβαδό ψυκτικού καναλιού
P_{ch}	(m)	Περίμετρος ψυκτικού καναλιού
η_p	(-)	Αριθμός περασμάτων ψυκτικού καναλιού
T_{aw}	(Kelvin)	Θερμοκρασία αδιαβατικού τοιχώματος
r	(-)	Παράγοντας ανάκτησης

M	(Mach)	Αριθμός Mach της ροής
T_f	(Kelvin)	Θερμοκρασία φιλμ αέρα
P	(-)	Παράμετρος Larson-Miller
t_r	(sec)	Χρόνος μέχρι τη θραύση
σ_r	(Pa)	Εύρος τάσης
σ_m	(Pa)	Μέση τάση
σ_e	(Pa)	Τάση διαρροής
σ_{ult}	(Pa)	Μέγιστη αντοχή σε κυκλική φόρτιση
σ_{gb}	(Pa)	Μέγιστη καμπτική τάση
σ_{max}	(Pa)	Μέγιστη φυγοκεντρική τάση
β	(rad)	Γωνία μετάλλου πτερυγίου
N_f	(-)	Αριθμός κύκλων μέχρι την αστοχία
P_g	(bar)	Πίεση καυσαερίων
N	(rpm)	Στροφές κινητήρα

ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

1	ΕΙΣΑΓΩΓΗ	1.1
1.1	Σκοπός διπλωματικής εργασίας.....	1.1
1.2	Δομή της παρούσας εργασίας	1.2
2	Μέθοδοι Εκτίμησης Θερμοκρασίας Πτερυγίων Στροβίλου-Υπολογιστικά Μοντέλα	2.1
2.1	Μέθοδος του Kurzke	2.1
2.2	Μέθοδος του AINLEY	2.2
2.2.1	Παρουσίαση Μεθόδου.....	2.2
2.2.2	Περιγραφή λειτουργίας υπολογιστικού μοντέλου	2.3
2.3	Μέθοδος του Torbidoni.....	2.4
2.3.1	Παρουσίαση Μεθόδου-Ψύξης δια συναγωγής	2.4
2.3.2	Παρουσίαση Μεθόδου-Ψύξης με φιλμ αέρα	2.11
2.3.3	Περιγραφή λειτουργίας υπολογιστικού μοντέλου	2.15
2.4	Σύγκριση με πειραματικά δεδομένα.....	2.17
2.5	Εφαρμογή Υπολογιστικών Μοντέλων-Παραμετρική Ανάλυση.....	2.19
2.5.1	Μεταβλητή θερμοκρασία εισόδου αέρα ψύξης	2.20
2.5.2	Μεταβλητή θερμοκρασία καυσαερίων	2.22
2.5.3	Μεταβλητή πίεση καυσαερίων.....	2.23
2.5.4	Μεταβλητός αριθμός Mach της ροής.....	2.24
2.6	Σύγκριση Υπολογιστικών Μεθόδων.....	2.25
2.6.1	Μεταβλητή παροχή μάζας.....	2.26
2.6.2	Μεταβλητή θερμοκρασία καυσαερίων	2.27
2.6.3	Μεταβλητή πίεση καυσαερίων.....	2.27
2.6.4	Μεταβλητός αριθμός Mach.....	2.28
2.7	Συμπεράσματα	2.29
3	Εκτίμηση Χρόνου Ζωής Πτερυγίων Στροβίλου	3.1
3.1	Αιτίες Καταπόνησης Πτερυγίων Στροβίλου.....	3.1
3.1.1	Ερπυσμός.....	3.1
3.1.2	Κόπωση Χαμηλών Κύκλων-Κόπωση Υψηλών Κύκλων	3.2

3.2	Μέθοδοι εκτίμησης χρόνου ζωής στηριζόμενοι σε φαινόμενα ερπυσμού....	3.4
3.2.1	Παράμετρος Larson-Miller.....	3.4
3.2.2	Προσέγγιση Monkman-Grant.	3.7
3.2.3	Ισοτροπική προσέγγιση Kachanov-Rabotnov για συνεχή μηχανική βλάβη. .	3.9
3.2.4	Σύγκριση Μεθόδων.	3.11
3.2.5	Εφαρμογή συσσωρευμένου ερπυσμού.....	3.12
3.3	Μέθοδοι εκτίμησης χρόνου ζωής στηριζόμενοι στην Κόπωση.	3.13
3.3.1	Υπολογισμός κύκλων.....	3.13
3.3.2	Διάδοση ρωγμών και κύκλοι.....	3.15
3.3.3	Διαγράμματα S-N και διαγράμματα Goodman-Gerber.....	3.18
3.3.4	Τρόπος εφαρμογής μεθόδου εκτίμησης χρόνου ζωής λόγω κόπωσης.....	3.21
3.4	Μοντέλο υπολογισμού τάσης.....	3.25
3.4.1	Αναλυτικό μοντέλο.....	3.25
3.4.2	Απλουστευμένο μοντέλο.	3.28
4	Εφαρμογή σε Πραγματικές Αποστολές.....	4.1
4.1	Γενικά χαρακτηριστικά κινητήρα.....	4.2
4.1.1	Διάταξη του κινητήρα.....	4.2
4.2	Εκτίμηση γεωμετρίας πτερυγίου στροβίλου κινητήρα CFM56-7B.....	4.5
4.3	Αποτελέσματα.	4.8
4.3.1	Παρουσίαση αποστολών κινητήρα CFM56-7B27.....	4.8
4.3.2	Θερμοκρασία μετάλλου, τάση, χρόνος ζωής αποστολών με χρήση υπολογιστικού κώδικα.	4.12
5	Ανακεφαλαίωση-Συμπεράσματα-Προτάσεις.....	5.1
5.1	Ανακεφαλαίωση.....	5.1
5.2	Συμπεράσματα.....	5.2
5.3	Προτάσεις.....	5.4
6	Βιβλιογραφία.....	6.1
Π1	Περιγραφή Προγραμμάτων.....	1
Π1.1	Γενική Περιγραφή.....	1

1

ΕΙΣΑΓΩΓΗ

1.1 Σκοπός διπλωματικής εργασίας

Σκοπός της παρούσας διπλωματικής εργασίας είναι η παρουσίαση και η εφαρμογή υπαρχουσών μεθόδων για την εκτίμηση της θερμοκρασίας μετάλλου πτερυγίων στροβίλου αεροπορικών κινητήρων καθώς και μεθόδων αρχικής εκτίμησης του απομένοντος χρόνου ζωής των πτερυγίων αυτών.

Τα υπολογιστικά μοντέλα που θα αναπτυχθούν θα δίνουν στο χρήστη τη δυνατότητα να εκτιμήσει τη μείωση της θερμοκρασίας του πτερυγίου λόγω της ψύξης αυτού με μεταβολή μάλιστα σημαντικών θερμοδυναμικών και γεωμετρικών παραμέτρων. Άλλωστε όλοι οι σύγχρονοι κινητήρες ακολουθούν μεθόδους ψύξης των πτερυγίων τους και η τεχνολογία που χρησιμοποιείται βελτιώνεται χρόνο με το χρόνο. Φαίνεται δηλαδή η σημασία που οι κατασκευάστριες εταιρίες δίνουν στο συγκεκριμένο τομέα καθώς κατά τη διάρκεια της λειτουργίας κάθε κινητήρα οι θερμοκρασίες, οι πιέσεις και συνεπώς οι τάσεις που αναπτύσσονται θέτουν σε μεγάλο κίνδυνο το υλικό του πτερυγίου. Έτσι η ανάγκη για την όσο το δυνατόν μεγαλύτερη μείωση της θερμοκρασίας μετάλλου των πτερυγίων είναι αδήριτη. Γνωρίζουμε επίσης πως κατά τη διάρκεια των πτήσεων οι μεταβλητές που αλλάζουν είναι πολλές και σημαντικές, όπως οι παροχές μάζας του αναρροφώμενου αέρα και των καυσαερίων, οι πιέσεις που αναπτύσσονται σε κάθε συνιστώσα της μηχανής, ο αριθμός Mach της πτήσης, οι στροφές του κινητήρα κ.α. Επομένως είναι πολύ σημαντικό να μπορούμε να γνωρίζουμε σε τι βαθμό κάθε μία παράμετρος επηρεάζει τη θερμοκρασία που αντιλαμβάνονται τα πτερύγια. Η δυνατότητα αυτή δίνεται στα πλαίσια της παρούσας διπλωματικής.

Επίσης είναι εύκολα αντιληπτό πως τα πτερύγια του στροβίλου, όπως και κάθε εξάρτημα μίας μηχανής κάποια στιγμή θα αστοχήσουν θέτοντας σε κίνδυνο

την ομαλή λειτουργία ολόκληρου του κινητήρα, οδηγώντας τον ακόμα και μέχρι την πλήρη αστοχία με καταστροφικά αποτελέσματα. Οι κατασκευάστριες εταιρίες πραγματοποιούν πολύ συχνά ελέγχους στα επιμέρους εξαρτήματα κάθε μηχανής καθώς ζητούμενο πέρα από τις επιδόσεις του κάθε κινητήρα είναι η ασφάλεια του. Στην παρούσα εργασία μελετώνται σύγχρονοι τρόποι εκτίμησης του απομένοντος χρόνου ζωής των πτερυγίων του στροβίλου ενώ γίνεται εφαρμογή τους σε πραγματικές αποστολές σύγχρονου πολιτικού κινητήρα. Ο αναγνώστης έχει επομένως στα χέρια του ένα εργαλείο αρχικής εκτίμησης του χρόνου ζωής των πτερυγίων του κινητήρα.

1.2 Δομή της παρούσας εργασίας

Στο πρώτο κεφάλαιο αναλύεται ο σκοπός και η δομή της παρούσας διπλωματικής.

Στο δεύτερο κεφάλαιο της εργασίας παρουσιάζονται τρεις μέθοδοι υπολογισμού της θερμοκρασίας των πτερυγίων στροβίλου αεροπορικού κινητήρα καθώς και τα αντίστοιχα υπολογιστικά μοντέλα ψύξης πτερυγίων στροβίλου που επιτρέπουν την εφαρμογή τους. Για την ανάπτυξη των μοντέλων στηριζόμαστε στην παραδοχή ότι μεταξύ πτερυγίου και καυσαερίων στροβίλου πραγματοποιείται μονοδιάστατη μεταφορά θερμότητας και όλα αυτά σε κατάσταση ισορροπίας (μόνιμη κατάσταση). Οι περιπτώσεις ψύξης που μελετήθηκαν, είναι οι δύο συνηθέστερες, η ψύξη δια συναγωγής (convective cooling) και η ψύξη με φιλμ αέρα (film cooling). Στη συνέχεια γίνεται σύγκριση των αποτελεσμάτων τόσο μεταξύ των διαφορετικών μεθόδων όσο και με διαθέσιμα πειραματικά δεδομένα.

Στο τρίτο κεφάλαιο γίνεται παρουσίαση των πλέον διαδεδομένων μεθόδων εκτίμησης του απομένοντος χρόνου ζωής των πτερυγίων στροβίλου. Στόχος είναι η κατανόηση των αιτιών που οδηγούν σταδιακά στη θραύση τους και φυσικά ο χρόνος στον οποίο αυτή επέρχεται.

Στο τέταρτο κεφάλαιο γίνεται εφαρμογή των παραπάνω μεθόδων στα πτερύγια του στροβίλου υψηλής πίεσης του αεροπορικού κινητήρα CFM56-7B27 ο οποίος κινεί το αεροσκάφος A320 για διάφορες αποστολές του αεροσκάφους αυτού.

2

Μέθοδοι Εκτίμησης Θερμοκρασίας Πτερυγίων Στροβίλου-Υπολογιστικά Μοντέλα

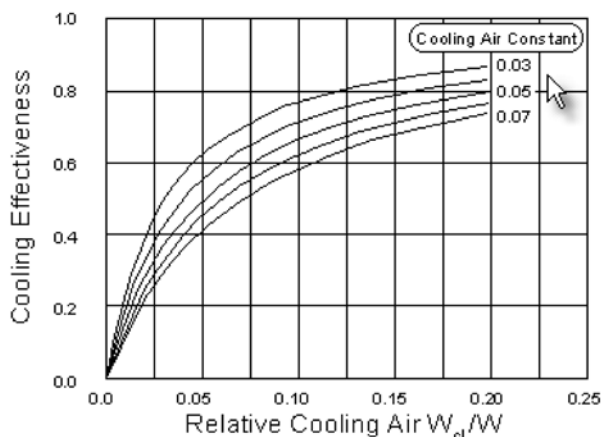
Στο παρόν κεφάλαιο γίνεται η παρουσίαση σύγχρονων μεθόδων εκτίμησης της θερμοκρασίας μετάλλου των πτερυγίων του στροβίλου, ύστερα από την ψύξη τους ξεκινώντας από την πιο απλή σε εφαρμογή και πηγαίνοντας προς την πιο σύνθετη. Στη συνέχεια περιγράφεται αναλυτικά ο τρόπος λειτουργίας των υπολογιστικών μοντέλων που αναπτύχθηκαν στην παρούσα διπλωματική με σκοπό την εφαρμογή των μεθόδων αυτών. Παρουσιάζονται ακόμα τα αποτελέσματα των μεθόδων αυτών με εφαρμογή παραμετρικής ανάλυσης με στόχο την εκτίμηση της αξιοπιστίας και των δυνατοτήτων τους. Τέλος γίνεται σύγκριση των αποτελεσμάτων των μεθόδων μεταξύ τους και με διαθέσιμα πειραματικά δεδομένα.

2.1 Μέθοδος του Kurzke

Ο Joachim Kurzke στο πρόγραμμα Gas Turb [1] χρησιμοποιεί μια πολύ απλή μέθοδο υπολογισμού της θερμοκρασίας μετάλλου του πτερυγίου σύμφωνα με τη σχέση

$$T_{Metal} = T_{rel} - \eta_{cool} \cdot (T_{rel} - T_{cooling_air}) \quad (2.1)$$

όπου T_{Metal} η ζητούμενη θερμοκρασία μετάλλου, T_{rel} η σχετική θερμοκρασία της ροής των καυσαερίων που αντιλαμβάνεται το προς ψύξη πτερύγιο, $T_{cooling_air}$ η θερμοκρασία του αέρα ψύξης και η_{cool} (cooling effectiveness) ο βαθμός απόδοσης της ψύξης που προκύπτει από το Σχήμα 2.1 συναρτήσει του λόγου της παροχής του αέρα ψύξης προς τη συνολική παροχή καυσαερίων και συναρτήσει της σταθεράς του αέρα ψύξης. Οι τιμές της σταθεράς του αέρα ψύξης κυμαίνονται ανάλογα με την τεχνολογία που χρησιμοποιείται. Επομένως με τη βελτίωση της τεχνολογίας που επιφέρει αύξηση του βαθμού απόδοσης ψύξης, η σταθερά μειώνεται.



Σχήμα 2.1: Βαθμός απόδοσης ψύξης συναρτήσει του λόγου παροχής μάζας ψυκτικού μέσου με τη συνολική παροχή καυσαερίων [1].

2.2 Μέθοδος του AINLEY

2.2.1 Παρουσίαση Μεθόδου

Το 1955 ο Ainley πρότεινε δύο εξισώσεις για την επίλυση του προβλήματος του υπολογισμού της μεταβολής της θερμοκρασίας τόσο του περυγίου όσο και του αέρα ψύξης. Η μέθοδος αυτή στηρίζεται στο χωρισμό του περυγίου σε στοιχειώδη κομμάτια dy κατά το ύψος του και στην επίλυση του προβλήματος μονοδιάστατης μεταφοράς θερμότητας [2].

Οι δύο εξισώσεις αυτές είναι :

$$(T_g - T_b) / (T_g - T_{cin}) = \left[\bar{X} / (1 + \bar{X}) \right] \cdot e^{-k(y/H)} \quad (2.2)$$

$$(T_g - T_{cl}) / (T_g - T_{cin}) = e^{-k(y/H)} \quad (2.3)$$

με

$$\bar{X} = h_{cl} S_{cl} / h_g S_g \quad (2.4)$$

$$k = \bar{X} / [(1 + \bar{X}) w^+] \quad (2.5)$$

$$w^+ = (m_{cl} c_{p,cl}) / (h_g S_g H) \quad (2.6)$$

όπου

Tg: η θερμοκρασία των καυσαερίων

Tb: η υπολογιζόμενη θερμοκρασία του πτερυγίου

Tcin: η θερμοκρασία εισόδου του αέρα ψύξης

Tcl: η υπολογιζόμενη θερμοκρασία του αέρα ψύξης

hcl: ο συντελεστής συναγωγής του ψυκτικού μέσου

Scl: η περίμετρος του ψυκτικού καναλιού

hg: ο συντελεστής συναγωγής των καυσαερίων

Sg: η εξωτερική περίμετρος του πτερυγίου

mcl: η παροχή μάζας του ψυκτικού μέσου

cpcl: η ειδική θερμοχωρητικότητα υπό σταθερή πίεση του ψυκτικού μέσου

H: το ύψος του πτερυγίου

Η συγκεκριμένη μέθοδος είναι αρκετά απλοϊκή αφού στηρίζεται στην παραδοχή λεπτού πτερυγίου. Δηλαδή ο Ainley αγνοεί την ύπαρξη πάχους έτσι ώστε $T_b = T_{b,g} = T_{b,cl}$. Η σχέση αυτή καταδεικνύει ακριβώς το γεγονός ότι η θερμοκρασία της πλευράς του πτερυγίου που έρχεται σε επαφή με το θερμό καυσαέριο και εκείνης που έρχεται σε επαφή με τον αέρα ψύξης είναι ίση. Ένα ακόμη σημαντικό στοιχείο που η μέθοδος αυτή αγνοεί είναι ο τρόπος ψύξης, κάτι πολύ σημαντικό μιας και οι σύγχρονοι τρόποι ψύξης με φιλμ αέρα είναι αποτελεσματικότεροι από τους προγενέστερους με απλή συναγωγή. Ο σκοπός του Ainley ήταν να παράσχει ένα μοντέλο αρχικής εκτίμησης της θερμοκρασίας του πτερυγίου.

2.2.2 Περιγραφή λειτουργίας υπολογιστικού μοντέλου

Η μέθοδος που πρότεινε ο Ainley εφαρμόστηκε υπολογιστικά με τη χρήση της 'γλώσσας' προγραμματισμού Fortran90. Αναπτύχθηκε ένα υπολογιστικό μοντέλο στο οποίο το πτερύγιο χωρίζεται σε στοιχειώδη κομμάτια καθ' ύψος του (dy). Η μέθοδος αυτή υποθέτει πως μέσα στο εξεταζόμενο τμήμα του πτερυγίου βρίσκεται ψυκτικό κανάλι.

Για την εφαρμογή της συγκεκριμένης μεθόδου απαιτούνται σαν δεδομένα οι συντεταγμένες του πτερυγίου και του καναλιού ψύξης ώστε να υπολογιστούν τα απαραίτητα γεωμετρικά χαρακτηριστικά. Επίσης απαραίτητη είναι η παροχή μάζας του αέρα ψύξης που διέρχεται δια μέσου του πτερυγίου και η αντίστοιχη των καυσαερίων που έρχονται σε επαφή με αυτό.

Ο κώδικας έχει τη δυνατότητα να υπολογίζει τόσο τη θερμοκρασία του πτερυγίου, όσο και εκείνη του αέρα ψύξης καθ' ύψος του. Αρχικά ξεκινώντας από το πρώτο στοιχειώδες υπό εξέταση τμήμα υπολογίζονται οι αντίστοιχοι

συντελεστές μετάδοσης θερμότητας για τον αέρα και για το καυσαέριο καθώς και οι ειδικές θερμοχωρητικότητές τους. Τα στοιχεία αυτά είναι απαραίτητα για τον καθορισμό των τιμών των συντελεστών \bar{X} , k και w^+ των εξισώσεων (2.4)-(2.6). Με γνωστές τις τιμές αυτών μπορεί να επιλυθεί η εξίσωση (2.3) ως προς τον άγνωστο T_{cl} . Τέλος από την εξίσωση (2.2) βρίσκουμε τη θερμοκρασία του πτερυγίου στο συγκεκριμένο τμήμα.

Η διαδικασία επαναλαμβάνεται για κάθε τμήμα dy του πτερυγίου μέχρι και το τελευταίο. Κάθε φορά η θερμοκρασία εισόδου του αέρα στο κάθε τμήμα T_{cin} ισούται με τη θερμοκρασία εξόδου του αέρα $T_{cl,out}$ του αμέσως προηγούμενου.

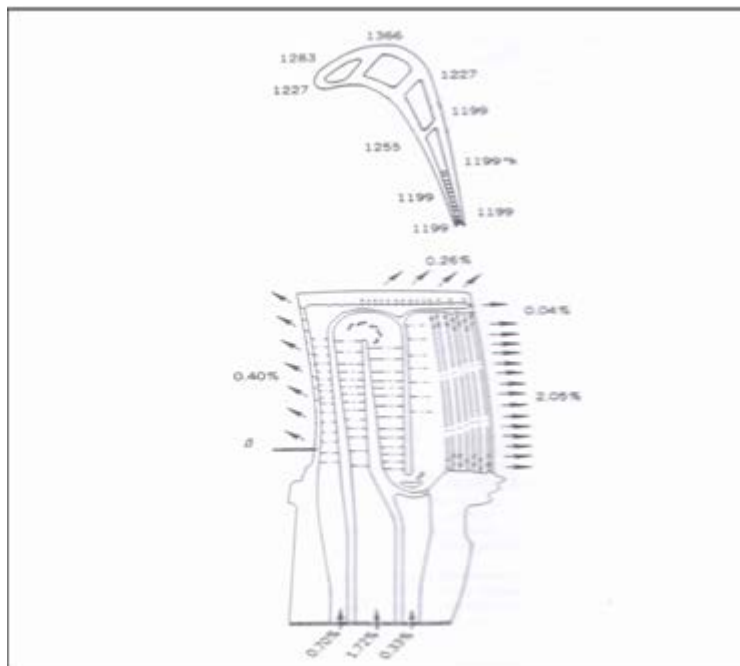
2.3 Μέθοδος του Torbidoni

Με στόχο τον υπολογισμό της θερμοκρασίας του πτερυγίου του στροβίλου μετά από την ψύξη του, είτε μέσω συναγωγής (convective cooling), είτε μέσω φιλμ αέρα (film cooling) ο Leonardo Torbidoni πρότεινε το 2004 μία μέθοδο σύμφωνα με την οποία χωρίζουμε το πτερύγιο σε κομμάτια κατά μήκος της χορδής και καθ' ύψος επιλύοντας κάθε φορά το πρόβλημα μετάδοσης θερμότητας ξεχωριστά σε κάθε κομμάτι [2]. Στη συνέχεια θα παρουσιαστεί η μέθοδος και οι εξισώσεις τις οποίες πρότεινε για το κάθε είδος ψύξης ξεχωριστά αναφέροντας και τον τρόπο με τον οποίο γίνεται η ψύξη στις δύο αυτές περιπτώσεις. Τέλος θα περιγραφεί ο τρόπος λειτουργίας του σύμφωνα με τη μέθοδο του υπολογιστικού μοντέλου.

2.3.1 Παρουσίαση Μεθόδου-Ψύξης δια συναγωγής

Η ψύξη δια συναγωγής (convective cooling) είναι μια από τις πιο συνηθισμένες πρακτικές ψύξης και εφαρμόζεται τόσο σε βιομηχανικούς όσο και σε αεροπορικούς αεριοστροβίλους. Ο αέρας ψύξης εισέρχεται συνήθως στο κατώτατο άκρο του πτερυγίου (Hub) και αφού τον διαπερνά μέσα από περίπλοκες διαδρομές το μεγαλύτερο μέρος του εξέρχεται από το ανώτατο άκρο (Tip) αυτού, απάγοντας ένα μέρος της θερμότητας, ενώ το υπόλοιπο εξέρχεται από οπές στην επιφάνεια του πτερυγίου στην ακμή εκφυγής του όπου σημειώνονται και οι υψηλότερες θερμοκρασίες. Μερικές φορές στα περάσματα του αέρα ενδέχεται να έχουν κατασκευαστεί ειδικές διαμορφώσεις που ως στόχο τους έχουν τη δημιουργία τύρβης και την αύξηση του συντελεστή συναγωγής του αέρα και άρα και της αποτελεσματικότητας της ψύξης (turbulators). Τα διάφορα κανάλια μεταφοράς του αέρα στο εσωτερικό του πτερυγίου χωρίζονται από νεύρα τα οποία έχουν σαν στόχο να ενισχύσουν τις δυναμικές καταπονήσεις που δέχεται ένα πτερύγιο κατά τη λειτουργία του στροβίλου. Συνήθεις τιμές εισόδου του αέρα ψύξης στο πτερύγιο

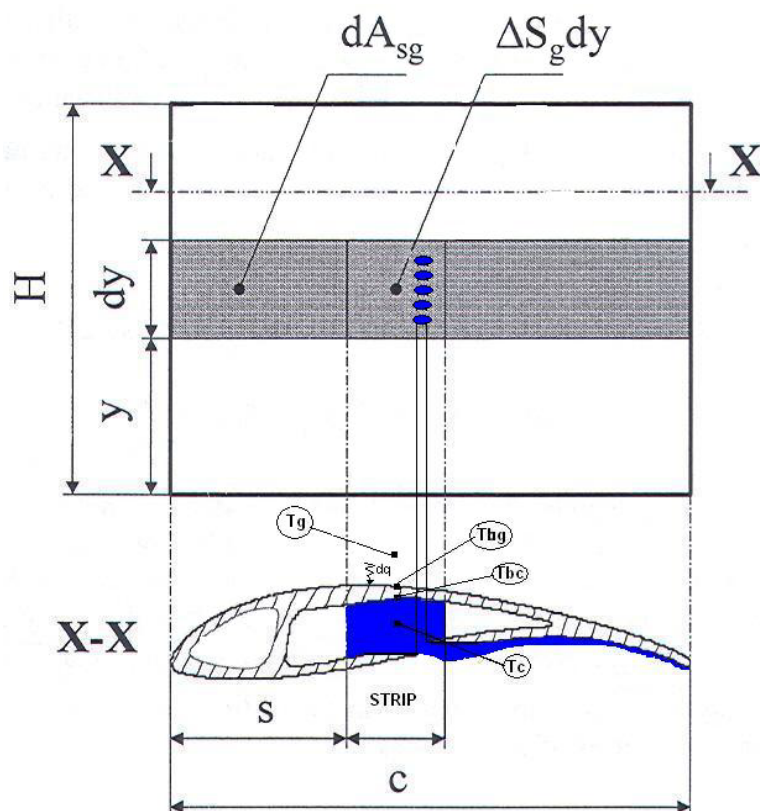
είναι 850K, (577°C) θερμοκρασία και πίεση 10bar, ενώ η μέθοδος αυτής της ψύξης περιορίζεται σε θερμοκρασίες καυσαερίου περίπου 1300K-1560K. [3], [4].



Σχήμα 2.2: Εσωτερική διαμόρφωση πτερυγίου που υπόκειται σε ψύξη δια συναγωγής [5].

Το φαινόμενο της ψύξης ενός πτερυγίου δια συναγωγής (convective cooling) αποτελείται από τα εξής επιμέρους φαινόμενα μεταφοράς θερμότητας τα οποία λαμβάνουν χώρα κατά το επίπεδο που είναι κάθετο στο ύψος (span) του πτερυγίου (Σχήμα 2.3).

- Μεταφορά θερμότητας από το θερμό καυσαέριο προς το πτερύγιο δια συναγωγής.
- Μεταφορά θερμότητας από το εξωτερικό τοίχωμα του πτερυγίου προς το εσωτερικό τοίχωμα δια αγωγής.
- Μεταφορά ποσού θερμότητας από το εσωτερικό τοίχωμα του πτερυγίου προς το ρευστό που ρέει εντός του, δια συναγωγής. Στην περίπτωση που το φαινόμενο έχει έρθει σε ισορροπία και έχουμε μόνιμη κατάσταση, τα ποσά θερμότητας αυτά είναι ίσα μεταξύ τους και ότι ποσό θερμότητας εισάγεται στο πτερύγιο από το καυσαέριο απομακρύνεται με το ψυκτικό μέσο (αέρας) που ρέει εντός του.



Σχήμα 2.3: Σχέδιο του πτερυγίου και των χαρακτηριστικών του [3].

Σύμφωνα με τον Torbidoni το πτερύγιο χωρίζεται κατά μήκος της χορδής σε κάποιο αριθμό κάθετων λωρίδων (strips). Έπειτα η κάθε λωρίδα χωρίζεται σε στοιχειώδη κομμάτια dy κατά το ύψος (span) του πτερυγίου (Σχήμα 2.3). Σε κάθε ένα από τα στοιχειώδη αυτά κομμάτια υποθέτουμε ότι έχουμε μονοδιάστατη μετάδοση θερμότητας από το θερμό καυσάεριο προς το εσωτερικό του πτερυγίου [2].

Οι τέσσερις εξισώσεις που περιγράφουν πλήρως το φαινόμενο σε κάθε διατομή του πτερυγίου στην θερμική κατάσταση ισορροπίας του, είναι:

$$dq = \Delta S_g \cdot h_g \cdot (T_g - T_{bg}) \cdot dy \quad (2.7)$$

$$dq = \Delta S_g \cdot \frac{K_{bw}}{t_{bw}} \cdot (T_{bg} - T_{bc}) \cdot dy \quad (2.8)$$

$$dq = \Delta S_c \cdot h_c \cdot (T_{bc} - T_c) \cdot dy \quad (2.9)$$

$$dq = \Delta m_c \cdot C_{p_{cm}} \cdot dT_c \quad (2.10)$$

όπου :

dq: το ποσό θερμότητας σε ένα στοιχειώδες κομμάτι του πτερυγίου

ΔS_g : η περίμετρος του στοιχειώδους κομματιού στην εξωτερική πλευρά του πτερυγίου

hg: ο συντελεστής συναγωγής των καυσαερίων

Tg: η θερμοκρασία των καυσαερίων

Tbg: η θερμοκρασία της εξωτερικής πλευράς του πτερυγίου

dy: το ύψος του στοιχειώδους κομματιού του πτερυγίου

Kbw: η θερμική αγωγιμότητα του μετάλλου

tbw: το πάχος του πτερυγίου

Tbc: η θερμοκρασία της εσωτερικής πλευράς του πτερυγίου

ΔS_c : η περίμετρος του στοιχειώδους κομματιού του ψυκτικού καναλιού

hc: ο συντελεστής συναγωγής του αέρα ψύξης

Tc: η θερμοκρασία του αέρα ψύξης

Δmc : η παροχή μάζας του αέρα ψύξης στο στοιχειώδες κομμάτι του πτερυγίου

Cp_{cm}: η μέση ειδική θερμοχωρητικότητα του αέρα ψύξης υπό σταθερή πίεση

Η σχέση (2.7) εκφράζει το ποσό θερμότητας που εισάγεται στο εξωτερικό τοίχωμα του πτερυγίου από το καυσαέριο, η σχέση (2.8) εκφράζει τη μεταφορά αυτού του ποσού θερμότητας από το εξωτερικό τοίχωμα του πτερυγίου στο εσωτερικό, μέσω αγωγής και η σχέση (2.9) δείχνει τη μεταφορά του ίδιου ποσού θερμότητας με συναγωγή από το εσωτερικό τοίχωμα προς τον αέρα που ρέει εντός του καναλιού ψύξης. Όλα αυτά τα ποσά θερμότητας είναι ίσα μεταξύ τους καθώς αναφερόμαστε σε κατάσταση ισορροπίας του συστήματος. Η εξίσωση (2.10) δείχνει ότι το ποσό θερμότητας που παρέλαβε ο αέρας από το πτερύγιο αποθηκεύτηκε σε αυτόν με αύξηση της εσωτερικής του ενέργειας και άρα και της θερμοκρασίας του.

Για την επίλυση των εξισώσεων (2.7)-(2.10) είναι απαραίτητος ο υπολογισμός των παραμέτρων που εμπλέκονται σε αυτές.

Για τον υπολογισμό των ΔS_g , t_{bw} και ΔS_c εκτός από τη γεωμετρία του εξεταζόμενου πτερυγίου είναι απαραίτητος ο υπολογισμός των κατάλληλων συντελεστών συναγωγής h_g και h_c . Παρακάτω ακολουθεί η ακριβής διαδικασία εύρεσης τους.

- Αρχικά για το συντελεστή συναγωγής του καυσαερίου ακολουθήσαμε την παρακάτω διαδικασία [2].

Αναφερόμενοι πάντα σε τυρβώδη ροή των καυσαερίων υπολογίσαμε τον αριθμό Stanton του οποίου η μέση τιμή προτείνεται από την παρακάτω σχέση

$$St_g = 0.285 \cdot Re_g^{-0.37} \cdot PR_g^{-2/3} \quad (2.11)$$

όπου Re_g ο αριθμός Reynolds της ροής των καυσαερίων και PR_g ο αριθμός Prandtl. Ο Reynolds υπολογίστηκε σύμφωνα με τη σχέση:

$$Re_g = \frac{m_g \cdot c}{A_{g,2} \cdot \mu_g} \quad (2.12)$$

όπου m_g η παροχή μάζας των καυσαερίων μέσα από ένα κανάλι επιφάνειας

$$A_{g,2} = \pi \cdot D_m \cdot H_2 \cdot \cos \alpha_2 \quad (2.13)$$

c το μήκος της χορδής και μ_g η δυναμική συνεκτικότητα του μίγματος.

Ο αριθμός Prandtl υπολογίστηκε ως το γινόμενο της δυναμικής συνεκτικότητας με το Cp των καυσαερίων προς τη θερμική αγωγιμότητα του μίγματος.

$$PR_g = x_{1g} \cdot Cp_g / xK_g \quad (2.14)$$

Με γνωστό επομένως τον αριθμό Stanton μπορούμε να υπολογίσουμε το συντελεστή συναγωγής των καυσαερίων σύμφωνα με τη σχέση [6]

$$h_g = St_g \cdot Pt_g \cdot \sqrt{Cp_g / Tt_g} \quad (2.15)$$

Όπου Pt_g και Tt_g η ολική πίεση και η ολική θερμοκρασία αντίστοιχα των καυσαερίων. Για τα θερμοδυναμικά μεγέθη του καυσαερίου (ειδική θερμοχωρητικότητα, δυναμική συνεκτικότητα, θερμική αγωγιμότητα) χρησιμοποιήθηκαν πολυωνυμικές τους εκφράσεις με ελεύθερη μεταβλητή τη θερμοκρασία, που βρέθηκαν από τη βιβλιογραφία [8].

- Για το συντελεστή συναγωγής του ψυκτικού αέρα η διαδικασία είναι πιο πολύπλοκη και οι παρακάτω τύποι έχουν προταθεί από τον TORBIDONI [2], [7].

Θα χρησιμοποιηθεί ξανά ο αριθμός Stanton σύμφωνα με τη σχέση

$$St_c = 0.023 \cdot E_h \cdot Re_c^{-0.2} \cdot Pr_c^{-2/3} \quad (2.16)$$

όπου ο E_h ($E_h \geq 1$) είναι ένας συντελεστής που σχετίζεται με τη χρήση των γεννητριών τύρβης (turbulators) εντός του καναλιού ψύξης.

Στη συνέχεια με συνδυασμό των σχέσεων

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot L}{\mu} \quad (2.17)$$

$$St = \frac{h}{\rho \cdot C_p \cdot V} \quad (2.18)$$

προκύπτει ο συντελεστής συναγωγής του ψυκτικού αέρα από τη σχέση

$$h_c = \frac{St_c \cdot Re_c \cdot \mu \cdot C_{p_c}}{d} \quad (2.19)$$

με μ τη δυναμική συνεκτικότητα και d την υδραυλική διάμετρο του πτερυγίου.

Για τον υπολογισμό τόσο του αριθμού Reynolds της εσωτερικής ροής του ψυκτικού αέρα όσο και της υδραυλικής διαμέτρου ακολουθήθηκε η παρακάτω διαδικασία.

Υδραυλική διάμετρος:

$$d = 4 \cdot \frac{A_{ch}}{P_{ch}} \quad (2.20)$$

Συντελεστής Ψ_d :

$$\Psi_d = \frac{P_{ch}}{\pi \cdot d} \quad (2.21)$$

όπου P_{ch} είναι η περίμετρος του ψυκτικού καναλιού και Ψ_d είναι ο συντελεστής σχήματος που εκφράζει τη σχέση του σχήματος του ψυκτικού καναλιού με ένα κανάλι κυκλικής διατομής, ο οποίος είναι ίσος με τη μονάδα όταν το ψυκτικό κανάλι έχει διατομή σχήματος κυκλικού.

Επιφάνεια του ψυκτικού καναλιού σε μία διατομή του πτερυγίου:

$$A_{ch} = P_{ch} \cdot \frac{d}{4} = \Psi_d \cdot \pi \cdot \frac{d^2}{4} \quad (2.22)$$

Εάν υπάρχουν σε μία διατομή του πτερυγίου περισσότερα του ενός κανάλια, με πολλά περάσματα το καθένα, τότε η πάνω σχέση γίνεται:

$$A_{ch} = n_{ch} \cdot n_p \cdot \Psi_d \cdot \pi \cdot \frac{d^2}{4} = a_h \cdot c^2 \quad (2.23)$$

Ενώ η επιφάνεια που διατίθεται για τη ροή του ψυκτικού σε μία διατομή του πτερυγίου είναι:

$$A_{cl} = n_{ch} \cdot \Psi_d \cdot \pi \cdot \frac{d^2}{4} = \frac{a_h \cdot c^2}{n_p} \quad (2.24)$$

Η κάθε λωρίδα που περιέχει ψυκτικό κανάλι, διαρρέεται από παροχή μάζας ψυκτικού αέρα ίση με Δm_c η οποία θεωρούμε ότι παραμένει σταθερή κατά ύψος του πτερυγίου. Ενώ μπορούμε να θεωρήσουμε ότι η κάθε λωρίδα διατρέχεται από Δn_{ch} πλήθος ψυκτικών καναλιών, με:

$$\Delta n_{ch} = \frac{\Delta A_{ch}}{A_{ch}} \quad (2.25)$$

και

$$\Delta m_c = \Delta n_{ch} \cdot m_c \quad (2.26)$$

όπου m_c η συνολική παροχή μάζας που εισέρχεται στο συγκεκριμένο πτερύγιο. Και συνεχίζοντας, σύμφωνα με τον Torbidoni μπορούμε να δεχτούμε ότι:

$$\Delta A_{cl} = \Delta n_{ch} \cdot \Psi_d \cdot \pi \cdot \frac{d^2}{4} = \frac{\Delta a_h \cdot c^2}{n_p} \quad (2.27)$$

και άρα:

$$\Delta a_h = n_p \cdot \Delta n_{ch} \cdot \Psi_d \cdot \pi \cdot \frac{d^2}{4 \cdot c^2} \quad (2.28)$$

Έτσι τελικά καταλήγουμε σε μία έκφραση του αριθμού Reynolds η οποία εκφράζει τη ροή του αέρα εντός του ψυκτικού καναλιού, σε μία συγκεκριμένη λωρίδα:

$$Re_c = \frac{\rho_c \cdot V_c \cdot d}{\mu_c} = \frac{\Delta m_c \cdot d}{\Delta A_c \cdot \mu_c} = \frac{n_p \cdot \Delta m_c \cdot d}{\Delta a_h \cdot c^2 \cdot \mu_c} \quad (2.29)$$

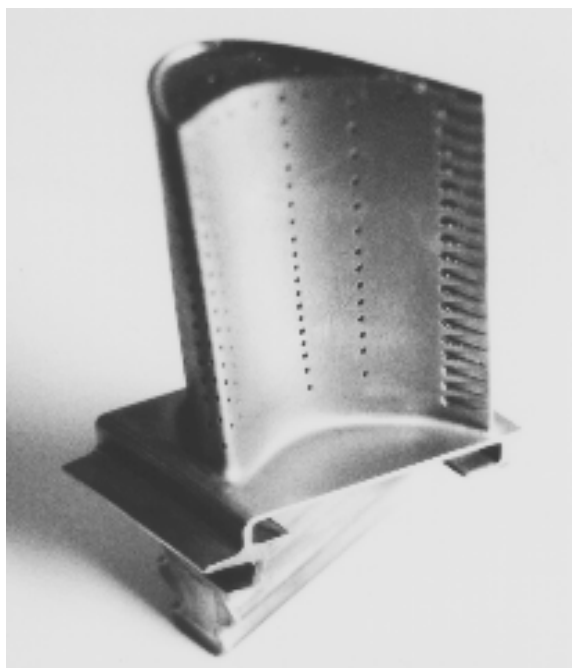
Επομένως με η_p τον αριθμό των περασμάτων από το ψυκτικό κανάλι υπολογίζουμε τον αριθμό Reynolds και άρα το συντελεστή συναγωγής h_c .

Τελειώνοντας με τις σχέσεις που χρησιμοποιήθηκαν στο υπολογιστικό μοντέλο για την επίλυση του προβλήματος της ψύξης δια συναγωγής, πρέπει να ορίσουμε και το βαθμό απόδοσης ψύξεως της κάθε λωρίδας [2]:

$$\eta = \frac{T_{cout} - T_{cin}}{T_b - T_{cin}} \quad (2.30)$$

2.3.2 Παρουσίαση Μεθόδου-Ψύξης με φιλμ αέρα

Η μέθοδος αυτής της ψύξης (film cooling) ανεβάζει κατά πολύ την επιτρεπόμενη θερμοκρασία εισόδου των καυσαερίων στις τάξεις των 1560K-1800K [4]. Σε αυτή τη μέθοδο ψύξης η επιφάνεια ολόκληρου του πτερυγίου ή διάφορα σημεία του καλύπτονται από ένα λεπτό στρώμα αέρα το οποίο και το προστατεύει από τα θερμά καυσαέρια. Το στρώμα αυτό αέρα δημιουργείται από την εμφύσηση αέρα που διέρχεται από το εσωτερικό του πτερυγίου μέσω μικρών οπών που βρίσκονται σε κατακόρυφη διάταξη στην επιφάνεια αυτού (Σχήμα 2.4). Ο Lakshminarayana αναφέρει τρεις βασικές κατηγορίες για ψύξη με φιλμ αέρα. Ψύξη με φιλμ μιας σειράς οπών (single row film cooling), συνήθως στην ακμή εκφυγής του πτερυγίου και στην πλευρά πίεσης αυτού, με πολλές σειρές οπών (multi row film cooling) ή τέλος με οπές εξόδου του αέρα που βρίσκονται σε όλη την επιφάνεια του πτερυγίου (full coverage film cooling). Η τελευταία περίπτωση εφαρμόζεται σε μηχανές με πολύ υψηλές θερμοκρασίες εισόδου καυσαερίων, με πολύ καλά αποτελέσματα ψύξης [5], [9].



Σχήμα 2.4: Πτερύγιο με οπές για ψύξη με φιλμ αέρα [10].

Υπάρχουν ωστόσο και μειονεκτήματα που συνδέονται με την επιφανειακή ψύξη.

- Επηρεάζει τη ροή σε όλη την περιοχή γύρω από το πτερύγιο.
- Είναι δαπανηρή στην κατασκευή και τη συντήρησή της.
- Οι σπές μετά από κάποιες ώρες λειτουργίας απαιτούν καθαρισμό, γιατί ενδέχεται να φράξουν από ακαθαρσίες και οι αεροδυναμικές απώλειες είναι μεγάλες.
- Ο μηχανισμός με τον οποίο πραγματοποιείται η επιφανειακή ψύξη δεν έχει γίνει πλήρως κατανοητός λόγω της πολυπλοκότητάς του και άρα η μαθηματική μοντελοποίηση της δεν είναι ιδιαίτερα ακριβής. Δεν παύει ωστόσο να αποτελεί την πιο αποτελεσματική μέθοδο ψύξης που εφαρμόζεται σήμερα.

Στην ψύξη με φιλμ αέρα (επιφανειακή ψύξη) ο αέρας που εισέρχεται στο πτερύγιο αφού πραγματοποιήσει διάφορες διαδρομές εντός του, εξέρχεται στην επιφάνειά του από μικρές σπές. Δημιουργείται έτσι ένα στρώμα αέρα που μειώνει το ποσό θερμότητας που εισέρχεται στο πτερύγιο λόγω των καυσαερίων. Ο αέρας όμως πριν εξέλθει στην επιφάνεια του πτερυγίου, ψύχει αυτό με απλή συναγωγή καθώς ρέει στο εσωτερικό του.

Η μέθοδος λοιπόν που πρότεινε ο Torbidoni το 2004 είναι η ίδια με την περίπτωση της απλής συναγωγής. Το πτερύγιο χωρίζεται σε λωρίδες (strips) και στοιχειώδη τμήματα κατά ύψος (span), dy (Σχήμα 2.5). Σε κάθε ένα κομμάτι από αυτά, εφαρμόζονται οι τέσσερις εξισώσεις μονοδιάστατης μεταφοράς θερμότητας [2]. Αυτές τώρα είναι :

$$dq = \Delta S_g \cdot h_f \cdot (T_{aw} - T_{bg}) \cdot dy \quad (2.31)$$

$$dq = \Delta S_g \cdot \frac{K_{bw}}{t_{bw}} \cdot (T_{bg} - T_{bc}) \cdot dy \quad (2.32)$$

$$dq = \Delta S_c \cdot h_c \cdot (T_{bc} - T_c) \cdot dy \quad (2.33)$$

$$dq = \Delta m_c(y) \cdot Cp_{cm} \cdot dT_c \quad (2.34)$$

Οι διαφορές σε σχέση με την ψύξη δια συναγωγής είναι ότι αντί για τη θερμοκρασία των καυσαερίων T_g χρησιμοποιείται η θερμοκρασία αδιαβατικού τοιχώματος T_{aw} . Σε μία ροή παράλληλη σε μία επιφάνεια υπάρχει θερμικό οριακό στρώμα που οφείλεται στο οριακό στρώμα της ροής, δηλαδή στη συνεκτικότητα του ρευστού. Έτσι η θερμοκρασία στην επιφάνεια ενός μη ψυχόμενου πτερυγίου δεν ισούται φυσικά με την ολική θερμοκρασία της ροής των καυσαερίων, αλλά με μία χαμηλότερη τιμή που ονομάζεται θερμοκρασία αδιαβατικού τοιχώματος και ισούται με [3]:

$$T_{aw} = T_{sg} \cdot \left(1 + r \cdot \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M^2\right) \quad (2.35)$$

όπου T_{sg} η στατική θερμοκρασία των καυσαερίων που λαμβάνεται από τη σχέση

$$T_g = T_{sg} \cdot \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M^2\right) \quad (2.36)$$

Ο συντελεστή r στη σχέση (2.36) ονομάζεται παράγοντας ανάκτησης (recovery factor) και ορίζεται ως εξής:

$$r = \frac{T_{aw} - T_{sg}}{T_g - T_{sg}} \quad (2.37)$$

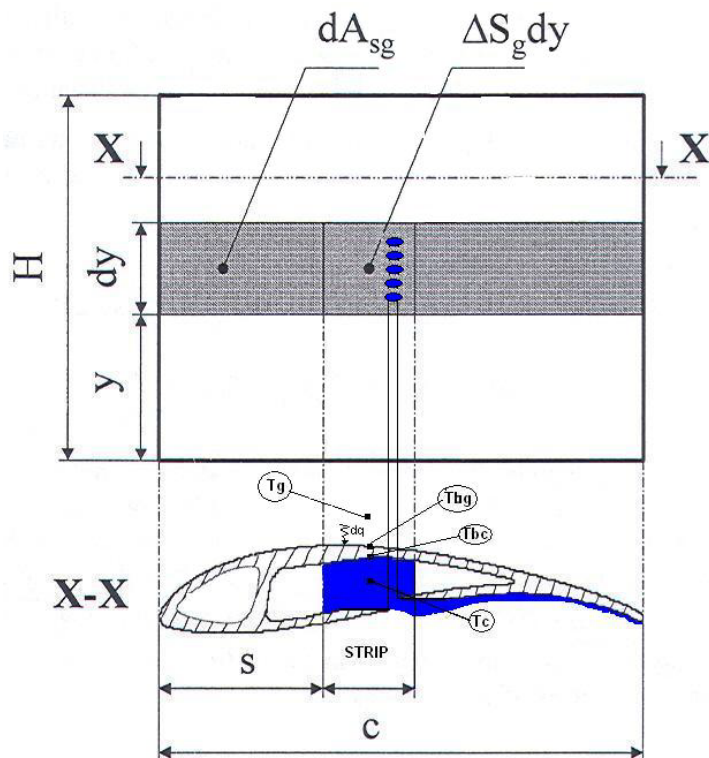
ενώ εμπειρικοί τύποι που προτείνονται για αυτόν είναι:

$$r = \sqrt{PR}, \text{ για στρωτή ροή} \quad (2.38)$$

$$r = PR^{1/3}, \text{ για τυρβώδη ροή} \quad (2.39)$$

Επίσης όπως είναι φυσικό η παροχή μάζας ψυκτικού αέρα σε κάθε λωρίδα είναι μεταβλητή και εξαρτώμενη του ύψους y (κατά span), αφού έχουμε απώλειες αέρα από τις ψυκτικές οπές, προς την επιφάνεια του πτερυγίου. Στο υπολογιστικό μας μοντέλο υποθέτουμε ότι ο αέρας ψύξης που εισάγεται στο πτερύγιο από το hub του, εξέρχεται τελικά όλος στην επιφάνεια του πτερυγίου σε ίσα ποσοστά από κάθε ψυκτική οπή. Αυτή είναι μία παραδοχή που έγινε για να απλοποιηθεί τους υπολογισμούς διότι δεν ήμασταν σε θέση να υπολογίσουμε το ποσοστό του αέρα που εξέρχεται από τις ψυκτικές οπές και του ποσοστού που εξέρχεται από το πέρας του ψυκτικού καναλιού στο tip του πτερυγίου. Έτσι όλος ο αέρας υποτίθεται ότι εξέρχεται μόνο από τις ψυκτικές οπές στην επιφάνεια του πτερυγίου και κατά ίσα ποσοστά σε κάθε ψυκτική οπή.

Υποτίθεται πάλι ότι η ροή μέσα στο κανάλι ψύξης είναι τυρβώδης και δεν επηρεάζεται από τις απώλειες στις ψυκτικές οπές. Οι τύποι εύρεσης λοιπόν των συντελεστών συναγωγής της ροής του ψυκτικού εντός του καναλιού παραμένουν ίδιες με την περίπτωση απλής συναγωγής, λαμβάνοντας υπόψη όπου υπάρχει, τη μεταβολή στη στοιχειώδη παροχή μάζας ψυκτικού, $\Delta mc = \Delta mc(y)$.



Σχήμα 2.5: Σχέδιο πτερυγίου και των χαρακτηριστικών του που υπόκειται σε film cooling. [3].

Στο Σχήμα 2.5 παρατηρούμε ότι 'κόβοντας' το πτερύγιο σε λωρίδες ενδέχεται να συναντήσουμε το ψυκτικό κανάλι προτού συναντήσουμε την ψυκτική οπή. Σε αυτή την περίπτωση στη συγκεκριμένη λωρίδα, θα πρέπει να πραγματοποιήσουμε απλή ψύξη δια συναγωγής και να χρησιμοποιήσουμε τους τύπους που παρουσιάστηκαν στην προηγούμενη ενότητα, λαμβάνοντας όμως υπόψη μας τη μείωση της παροχής μάζας ψυκτικού αέρα κατά ύψος του πτερυγίου. Φυσικά αντί για την ολική θερμοκρασία των καυσαερίων θα χρησιμοποιηθεί η υπολογισμένη θερμοκρασία αδιαβατικού τοιχώματος T_{aw} σύμφωνα με τη σχέση (2.35).

Στην συνέχεια ερχόμαστε στην περιοχή της ψυκτικής οπής. Για τον υπολογισμό του συντελεστή συναγωγής των καυσαερίων τα πράγματα είναι πολύπλοκα. Εκεί ο Lakshminarayana [5] προτείνει :

$$h = \left[1 + \left(\frac{D}{l} \right)^{0.7} \right] \cdot 0.023 \cdot \frac{K_{air}}{D} \cdot \text{Re}_D^{0.8} \cdot \text{Pr}^{0.33} \quad (2.40)$$

Εντούτοις όμως για λόγους απλότητας η σχέση αυτή δε χρησιμοποιήθηκε και υποτέθηκε στον κώδικα ότι η περιοχή κατάντη των ψυκτικών οπών ξεκινάει

από την έναρξη της ψυκτικής οπής. Σε αυτήν την περιοχή ο κώδικας επιλύει το σύστημα των εξισώσεων έως και τη λήξη του ψυκτικού καναλιού κατά χορδή.

Ο Lakshminarayana για την περιοχή αυτή προτείνει επίσης

$$St_g = 0.0295 \cdot Re_x^{-0.2} \cdot Pr^{-0.4} \quad (2.41)$$

Στη συνέχεια υπολογίζουμε το συντελεστή συναγωγής των καυσαερίων από τη σχέση

$$h_g = Cpf \cdot St_g \cdot mg / Ag2 \quad (2.42)$$

όπου Cpf υπολογίζεται από την ανάμειξη των δύο ρευμάτων, αέρα ψύξης (στην έξοδο του από την ψυκτική οπή) και θερμό περιρρέον καυσαέριο σύμφωνα με τη σχέση

$$Cpf = \frac{m_f \cdot Cp_c + m_g \cdot Cp_g}{m_f + m_g} \quad (2.43)$$

Η θερμοκρασία υπολογίζεται από την παρακάτω σχέση:

$$T_f = \frac{m_f \cdot Cp_c \cdot T_c + m_g \cdot Cp_g \cdot T_g}{Cpf \cdot (m_f + m_g)} \quad (2.44)$$

Τέλος ο βαθμός απόδοσης ψύξης της κάθε λωρίδας για την περίπτωση της ψύξης με φιλμ αέρα σύμφωνα με τον Torbidoni [2] είναι

$$\eta_{ad} = \frac{T_g - T_{aw}}{T_g - T_{c,out}} \quad (2.45)$$

2.3.3 Περιγραφή λειτουργίας υπολογιστικού μοντέλου

Ο κώδικας αφού χωρίσει το πτερύγιο σε στοιχειώδη κομμάτια κατά μήκος της χορδής (strips) και καθ' ύψος (dy) επιλύει το πρόβλημα μονοδιάστατης μεταφοράς θερμότητας. Πρέπει να τονισθεί ότι ο κώδικας μπορεί να επιλύσει τις εξισώσεις μόνο στην περίπτωση που το στοιχειώδες κομμάτι (dy) βρίσκεται σε τέτοιο σημείο που στο εσωτερικό του πτερυγίου να υπάρχει ψυκτικό κανάλι. Σε αντίθετη περίπτωση ο υπολογισμός της θερμοκρασίας προκύπτει από την επίλυση

του αεροδυναμικού προβλήματος γύρω από το πτερύγιο και την επίλυση του θερμικού οριακού στρώματος γύρω από αυτό.

Μετά το διαμερισμό του πτερυγίου σε στοιχειώδη κομμάτια, το υπολογιστικό μοντέλο υπολογίζει τα απαραίτητα γεωμετρικά χαρακτηριστικά. Με τη γνώση αυτών αναγνωρίζει ποια κομμάτια του πτερυγίου υπόκεινται σε ψύξη, δηλαδή εκείνα τα οποία συνορεύουν με το ψυκτικό κανάλι και στη συνέχεια επιλύει το πρόβλημα μεταφοράς θερμότητας με τον ακόλουθο τρόπο.

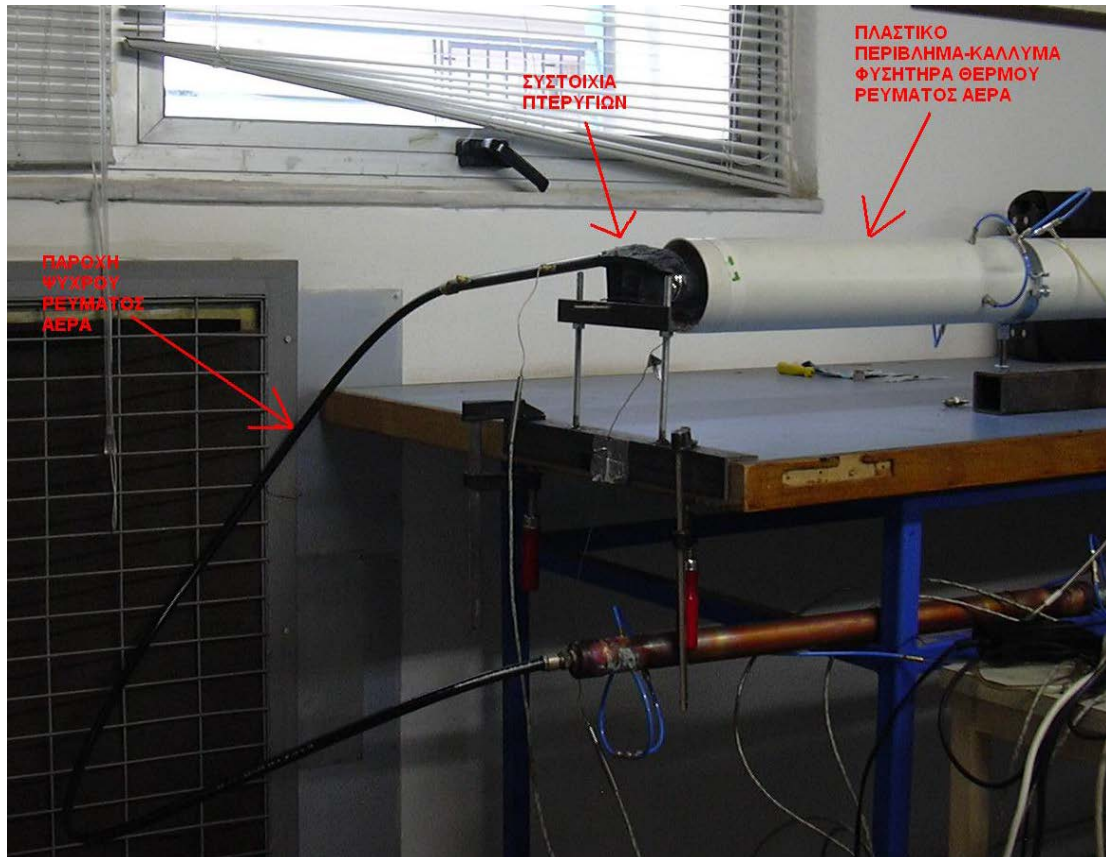
Αφού πρώτα διαχωριστεί ο τρόπος με τον οποίο γίνεται η ψύξη (δια συναγωγής ή επιφανειακή), ο κώδικας ανάλογα με τον άγνωστο που ζητείται χρησιμοποιεί και διαφορετική υπορουτίνα. Ο χρήστης μπορεί να ζητήσει είτε την επιφανειακή θερμοκρασία του πτερυγίου T_{bg} , είτε τη θερμοκρασία των καυσαερίων T_g , είτε τη παροχή μάζας του αέρα ψύξης m_c , είτε τη θερμοκρασία εισόδου του αέρα ψύξης T_{cin} . Στη συνέχεια με φορά επίλυσης την πλευρά εισαγωγής του αέρα ψύξης στο πτερύγιο εντοπίζει με βάση τα γεωμετρικά δεδομένα το πρώτο κομμάτι που υπόκειται σε ψύξη. Απαραίτητος είναι και ο υπολογισμός της στοιχειώδους παροχής μάζας αέρα δια μέσου του στοιχειώδους κομματιού του ψυκτικού καναλιού. Στη συνέχεια ξεκινά η επίλυση των εξισώσεων (2.7)-(2.10). Για να γίνει πλήρως κατανοητό ας υποθέσουμε ότι ζητούμενη είναι η θερμοκρασία T_{bg} . Απαραίτητα δεδομένα στην περίπτωση αυτή είναι η θερμοκρασία των καυσαερίων T_g , η παροχή μάζας του αέρα και των καυσαερίων m_c και m_g και η θερμοκρασία εισαγωγής του αέρα ψύξης T_{cin} . Έτσι οι μόνοι άγνωστοι στις εξισώσεις (2.7)-(2.10) είναι οι T_{bg} , T_b , T_c και dq .

Οι εξισώσεις επιλύονται με τη μέθοδο Newton-Raphson αφού υποτεθούν 4 αρχικές τιμές. Σε κάθε επανάληψη οι τιμές των h_c και Cp_c υπολογίζονται εκ νέου λόγω της άμεσης συσχέτισής τους με τη θερμοκρασία ψυκτικού αέρα σε αντίθεση με τα μεγέθη h_g και Cp_g που παραμένουν σταθερά. Αφού λοιπόν επιλυθούν οι εξισώσεις προχωράμε στο επόμενο στοιχειώδες κομμάτι dy της ίδιας λωρίδας με την υπόθεση ότι η θερμοκρασία εισόδου του αέρα ψύξης στο κομμάτι αυτό είναι η θερμοκρασία εξόδου του αέρα από το προηγούμενο. Με αυτόν τον τρόπο φτάνουμε στο τελευταίο στοιχειώδες κομμάτι. Στη συνέχεια ο κώδικας συνεχίζει στην επόμενη λωρίδα κατά μήκος της χορδής εφαρμόζοντας ακριβώς την ίδια διαδικασία μέχρι και την τελευταία λωρίδα μέσα στην οποία βρίσκεται το ψυκτικό κανάλι.

Τέλος αξίζει να αναφερθεί ότι το υπολογιστικό μοντέλο προκειμένου να υπολογίσει όλα τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά απαιτεί την εισαγωγή των συντεταγμένων τόσο του πτερυγίου, όσο και του ψυκτικού καναλιού. Είναι προφανές ότι πιο πολλά δεδομένα οδηγούν σε μεγαλύτερη ακρίβεια αφού προκειμένου να διαμεριστεί το πτερύγιο σε πλήθος κομματιών, υπολογίζονται προσεγγιστικά με κυβική spline όλα τα σημεία που απαιτούνται με βάση τα αρχικά που εισάγει ο χρήστης.

2.4 Σύγκριση με πειραματικά δεδομένα

Στην υποπαράγραφο αυτή θα γίνει σύγκριση του υπολογιστικού μοντέλου που στηρίζεται στη μέθοδο του Torbidoni με τις πειραματικές μετρήσεις που ελήφθησαν στο εργαστήριο θερμικών στροβιλομηχανών σε παλαιότερη διπλωματική εργασία [3]. Στο συγκεκριμένο πείραμα, η διάταξη του οποίου φαίνεται στο παρακάτω σχήμα οι μετρήσεις έγιναν με τη χρήση θερμοκάμερας.



Σχήμα 2.6: Φωτογραφία ολόκληρης της πειραματικής εγκατάστασης, όπου διακρίνονται τα ρεύματα ψυχρού και θερμού ρεύματος αέρα, τα πτερύγια, και το περίβλημα του φυσητήρα [3].

Το πτερύγιο από κατασκευής του έχει ένα ψυκτικό κανάλι εντός του, το οποίο διασχίζει το πτερύγιο κάθετα μία μόνο φορά (ένα πέρασμα). Ο αέρας που εισέρχεται στο κανάλι εξέρχεται από το πέρασ αυτού, στο κάτω άκρο του πτερυγίου και από οπές καθ' ύψος του καναλιού, προς την ακμή εκφυγής (film cooling). Για καλύτερη προσομοίωση ψύξης μόνο δια συναγωγής (convective cooling) οι ψυκτικές οπές καλύφθηκαν με μία κεραμική, θερμομονωτική πάστα, υψηλής θερμικής αντοχής έτσι ώστε ο αέρας να διαφεύγει μόνο από το κάτω άκρο του ψυκτικού καναλιού.

Για την προσομοίωση της ψύξης με φιλμ αέρα οι οπές ήταν ανοιχτές, ενώ η κάτω έξοδος του αέρα από το κανάλι, σφραγίστηκε με την ίδια κεραμική πάστα. Έτσι η μόνη έξοδος του αέρα ήταν οι οπές στην ακμή εκφυγής του πτερυγίου.

Συνθήκες πειράματος

$$T_{cin}=297K(24^{\circ}C)$$

$$Mach=0.0196$$

$$K_{blade}=19 W/(m K)$$

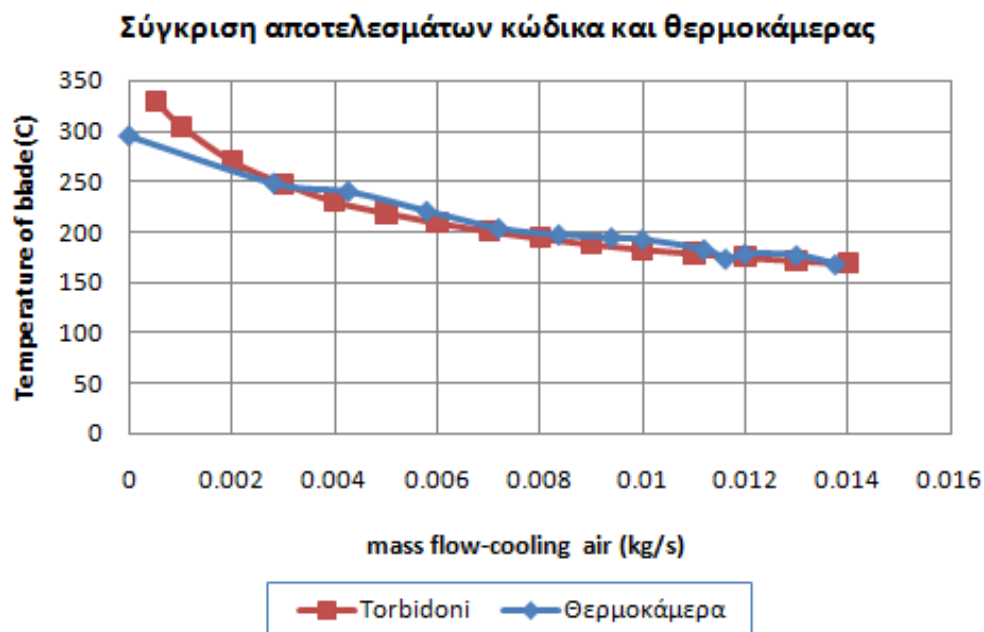
$$T_g=670K(397^{\circ}C)$$

$$P_{tg}=0.98300bar$$

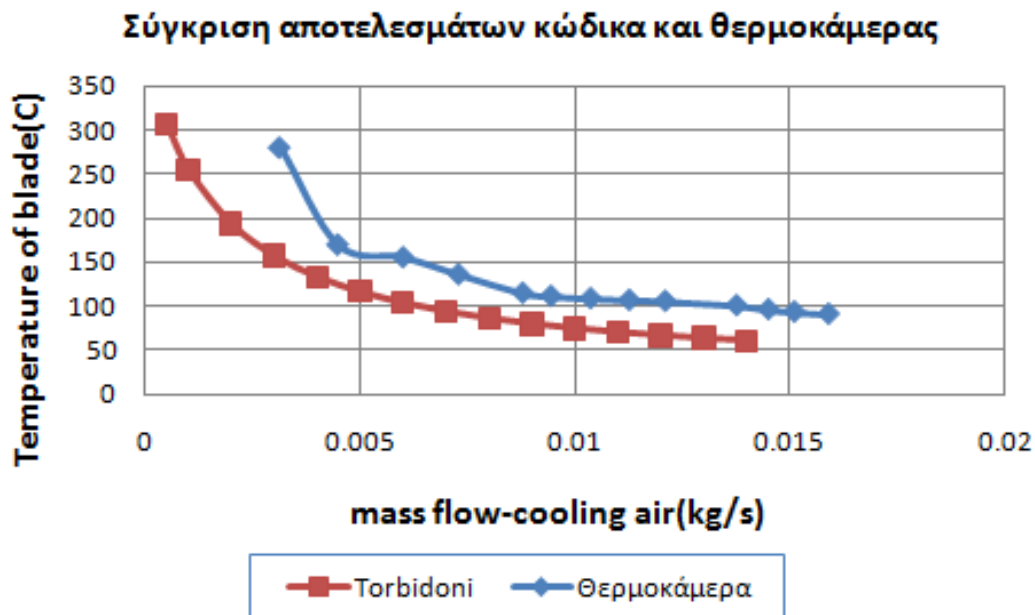
$$m_c=0.0005kg/s-0.014 kg/s$$

Σύσταση καυσίμου:

Θερμός αέρας.



Σχήμα 2.7: Σύγκριση αποτελεσμάτων θερμοκρασίας εξωτερικής επιφάνειας του πτερυγίου μετρημένη από τη θερμοκάμερα και υπολογισμένη από τη μέθοδο του Torbidoni (CONVECTIVE COOLING).



Σχήμα 2.8: Σύγκριση αποτελεσμάτων θερμοκρασίας εξωτερικής επιφάνειας του πτερυγίου μετρημένη από τη θερμοκάμερα και υπολογισμένη από τη μέθοδο του Torbidoni (FILM COOLING).

Όπως φαίνεται το στηριζόμενο στη μέθοδο του TORBIDONI υπολογιστικό μοντέλο μπορεί να προσεγγίσει τις πειραματικές μετρήσεις με πολύ καλή ακρίβεια στην περίπτωση της απλής ψύξης δια συναγωγής, ενώ στην ψύξη με φιλμ αέρα υπάρχουν θερμοκρασιακές διαφορές της τάξεως των 30 βαθμών κάτι το οποίο κρίνεται ικανοποιητικό για ένα αρχικό μοντέλο εκτίμησης της θερμοκρασίας του πτερυγίου. Άλλωστε υπάρχουν κάποια νούμερα για τα οποία δεν είμαστε απόλυτα σίγουροι, όπως ο συντελεστής θερμικής αγωγιμότητας του μετάλλου Kblade ο οποίος εξαρτάται τόσο από το είδος του υλικού όσο και από την εσωτερική γεωμετρία του καναλιού ψύξης που δεν γνωρίζουμε λεπτομερώς στο πείραμα.

2.5 Εφαρμογή Υπολογιστικών Μοντέλων-Παραμετρική Ανάλυση

Στο κεφάλαιο αυτό θα γίνει παραμετρική ανάλυση της μεθόδου του Torbidoni που ακολουθήθηκε στο υπολογιστικό μοντέλο με τη χρήση παραδειγμάτων μεταβάλλοντας κάθε φορά και μία διαφορετική παράμετρο τόσο για ψύξη δια συναγωγής, όσο και για επιφανειακή ψύξη. Ο λόγος που επιλέγουμε τη συγκεκριμένη μέθοδο για την εφαρμογή της παραμετρικής ανάλυσης είναι πως πρόκειται για μία μέθοδο που χρησιμοποιεί σαφώς λιγότερες παραδοχές από εκείνες των Kurzle και Ainley και λαμβάνει υπ' όψη σημαντικά στοιχεία της ψύξης, όπως την πλήρη γεωμετρία του πτερυγίου και του ψυκτικού καναλιού, το πάχος

αυτού και φυσικά τον τρόπο ψύξης. Άλλωστε η αξιοπιστία της φάνηκε από την υποπαράγραφο 2.4 όπου έγινε η σύγκριση της με πραγματικά πειραματικά δεδομένα.

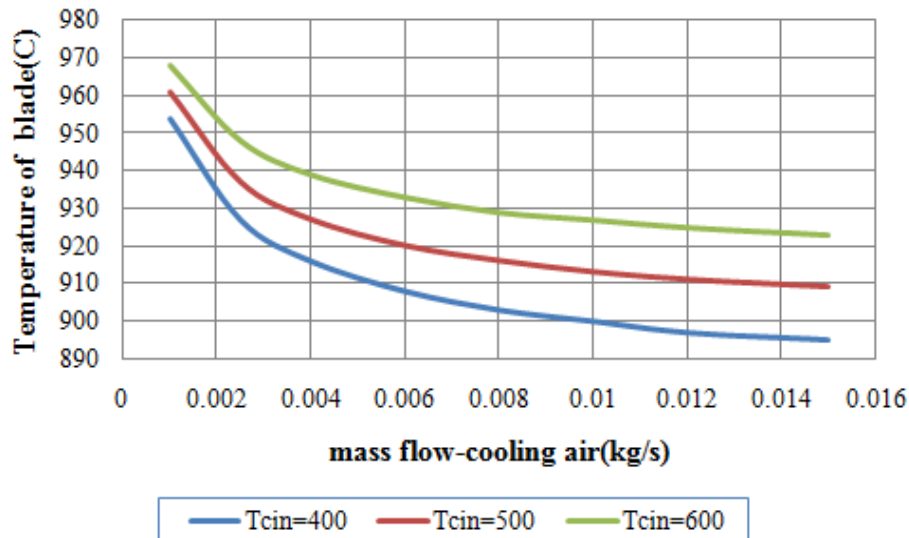
Οι συνθήκες αναφοράς που χρησιμοποιήθηκαν στις παρακάτω περιπτώσεις φαίνονται στον πίνακα που ακολουθεί. Σε κάθε μία περίπτωση έχει μεταβληθεί και μία διαφορετική παράμετρος.

ΜΕΓΕΘΟΣ	ΤΙΜΗ	ΜΟΝΑΔΑ	ΠΕΡΙΓΡΑΦΗ
Mach	0,5		Αριθμός mach της ροής των καυσαερίων.
Tg	1300	Kelvin	Θερμοκρασία καυσαερίων.
Ptg	15	bar	Πίεση καυσαερίων.
mc	0,001-0,015	kg/s	Παροχή μάζας ψυκτικού μέσου.
Ny	30		Τμήματα καθ' ύψος της τομής.
Nx	30		Τμήματα κατά μήκος της χορδής.
Tcin	500	Kelvin	Θερμοκρασία εισόδου ψυκτικού μέσου.

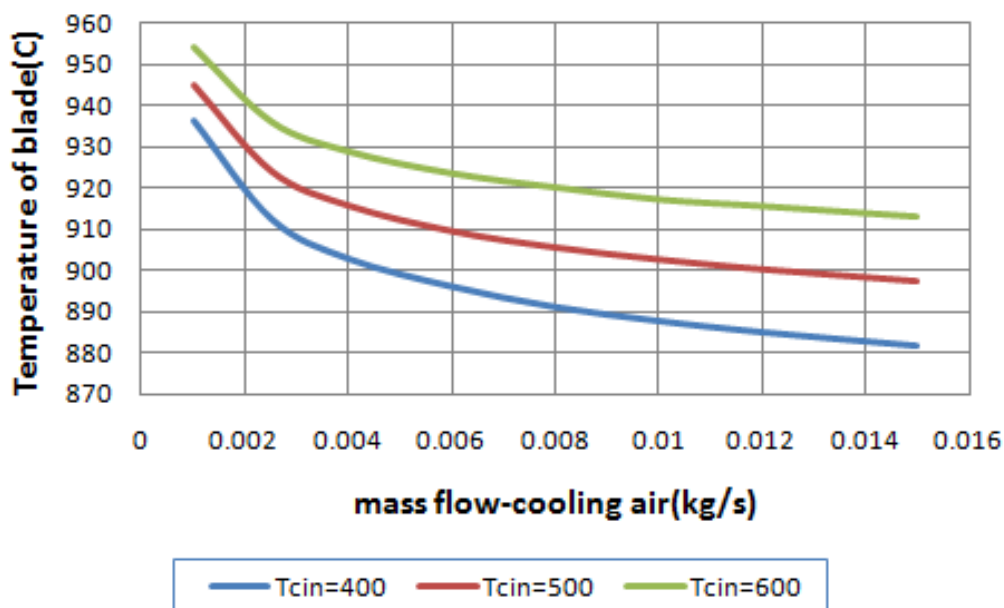
Πίνακας 2.1 Συνθήκες αναφοράς παραδειγμάτων.

2.5.1 Μεταβλητή θερμοκρασία εισόδου αέρα ψύξης

Στην περίπτωση αυτή με άγνωστο τη θερμοκρασία του εξωτερικού τμήματος του πτερυγίου και μεταβλητή θερμοκρασία εισόδου του αέρα ψύξης προκύπτει η μεταβολή της θερμοκρασίας T_{bg} συναρτήσει της παροχής του αέρα ψύξης όπως φαίνεται στο Σχήμα 2.9 και στο Σχήμα 2.10 για την περίπτωση ψύξης με συναγωγή και με φιλμ αέρα αντίστοιχα.



Σχήμα 2.9: Θερμοκρασίες εξωτερικής επιφάνειας πτερυγίου για διάφορες παροχές ψυκτικού αέρα και για 3 θερμοκρασίες εισόδου (CONVECTIVE COOLING).



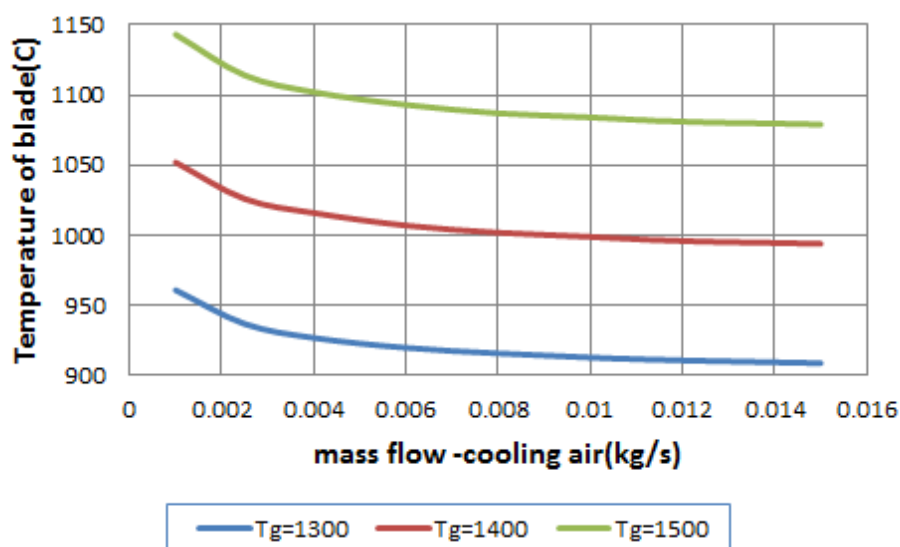
Σχήμα 2.10: Θερμοκρασίες εξωτερικής επιφάνειας πτερυγίου για διάφορες παροχές ψυκτικού αέρα και για 3 θερμοκρασίες εισόδου (FILM COOLING).

Από τα σχήματα παρατηρούμε ότι με αύξηση της παροχής μάζας αέρα ψύξης, αφενός έχουμε αναμενόμενη μείωση της θερμοκρασίας επιφάνειας του πτερυγίου και αφετέρου με μείωση της θερμοκρασίας του αέρα ψύξης στην είσοδο του πτερυγίου (T_{cin}), επέρχεται αισθητή μείωση της θερμοκρασίας επιφάνειας του πτερυγίου. Βέβαια παρατηρείται ότι στις μικρότερες παροχές η αύξηση αυτής προκαλεί πιο έντονη πτώση της θερμοκρασίας απ' ότι στις υψηλότερες. Επίσης από

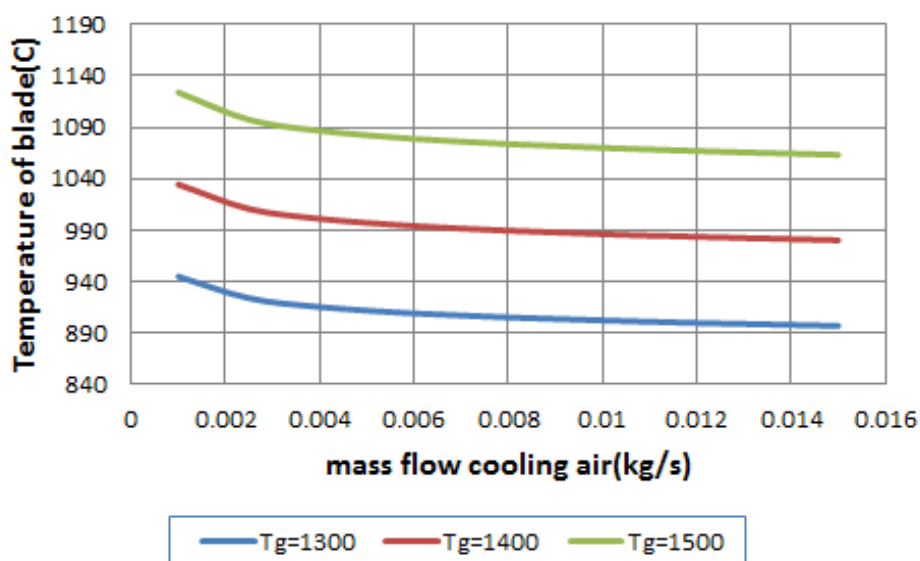
τη σύγκριση των δύο σχημάτων είναι εμφανής η μεγαλύτερη αποτελεσματικότητα της επιφανειακής ψύξης, αφού το μέταλλο του πτερυγίου ψύχεται κατά 10-20 βαθμούς περισσότερο.

2.5.2 Μεταβλητή θερμοκρασία καυσαερίων

Τα αντίστοιχα αποτελέσματα για την περίπτωση της μεταβαλλόμενης θερμοκρασίας καυσαερίων παρουσιάζονται στο Σχήμα 2.11 και Σχήμα 2.12.



Σχήμα 2.11: Θερμοκρασίες εξωτερικής επιφάνειας πτερυγίου για διάφορες παροχές ψυκτικού αέρα και για 3 θερμοκρασίες καυσαερίου (CONVECTIVE COOLING).

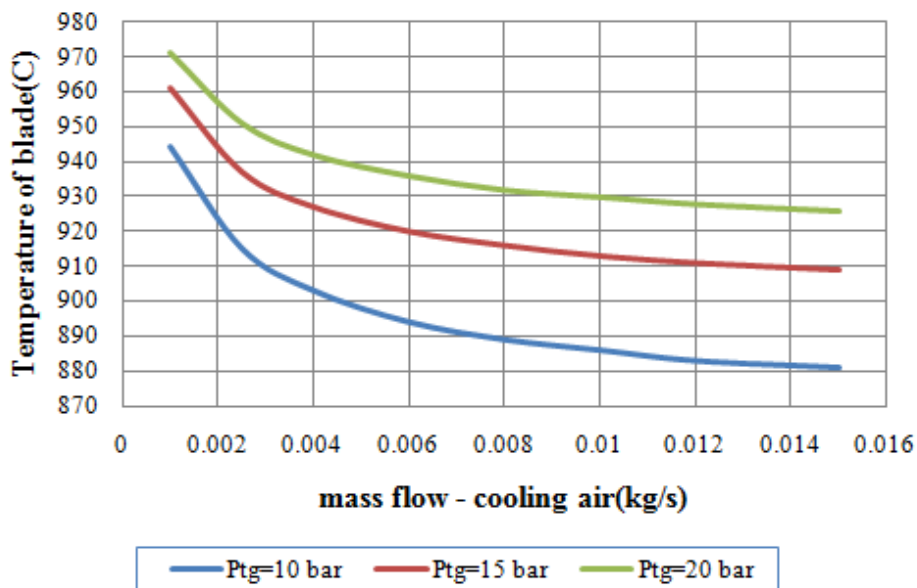


Σχήμα 2.12: Θερμοκρασίες εξωτερικής επιφάνειας πτερυγίου για διάφορες παροχές ψυκτικού αέρα και για 3 θερμοκρασίες καυσαερίου (FILM COOLING).

Και σ' αυτή την περίπτωση η συμπεριφορά του μοντέλου μας είναι φυσιολογική, καθώς με αύξηση της ολικής θερμοκρασίας του καυσαερίου, η οποία κατά παραδοχή θεωρείται σταθερή από τη βάση (HUB) έως την κορυφή (TIP) του πτερυγίου, αυξάνεται και η θερμοκρασία στην εξωτερική επιφάνεια του πτερυγίου.

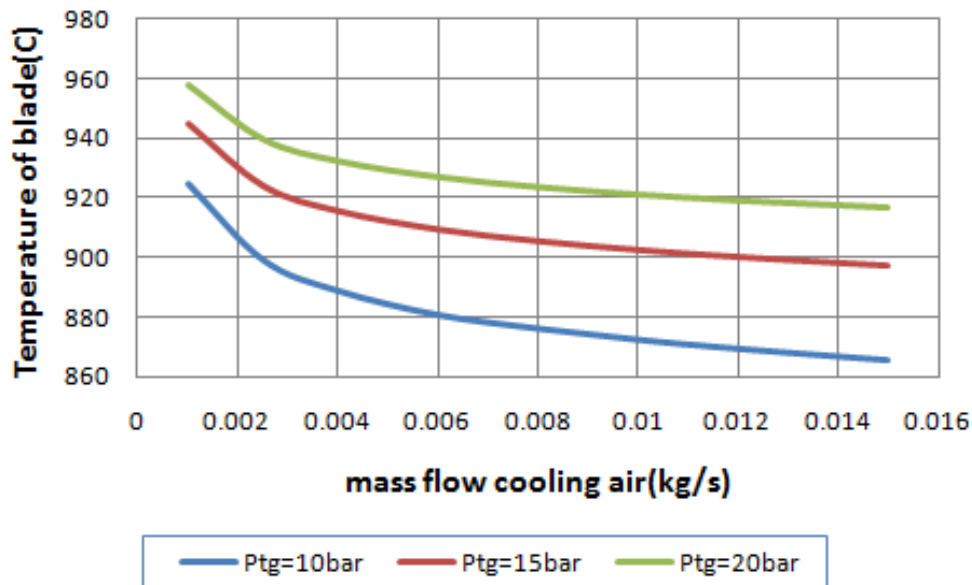
2.5.3 Μεταβλητή πίεση καυσαερίων

Τα αποτελέσματα για την περίπτωση της μεταβαλλόμενης πίεσης καυσαερίων παρουσιάζονται στο Σχήμα 2.13 και Σχήμα 2.14.



Σχήμα 2.13: Θερμοκρασίες εξωτερικής επιφάνειας πτερυγίου για διάφορες παροχές ψυκτικού αέρα και για 3 διαφορετικές ολικές πιέσεις της ροής των καυσαερίων (CONVECTIVE COOLING).

Από τα σχήματα παρατηρούμε ότι αύξηση της ολικής πίεσης των καυσαερίων προκαλεί αύξηση της θερμοκρασίας μετάλλου του πτερυγίου με μειούμενο ρυθμό. Αυτό συμβαίνει διότι μεγαλύτερη πίεση καυσαερίων συνεπάγεται αύξηση της πυκνότητας των τελευταίων, αφού έχουμε υποθέσει σταθερή τη θερμοκρασία τους. Επομένως με επίσης σταθερή την επιφάνεια της ροής και την αξονική ταχύτητα της, από τη σχέση $m_g = \rho V_a A_g$ προκύπτει και αύξηση της παροχής των καυσαερίων, με επακόλουθο την σχετική ως προς αυτήν μείωση της παροχής του αέρα ψύξης, άρα και επίτευξη υψηλότερων θερμοκρασιών στο πτερύγιο.



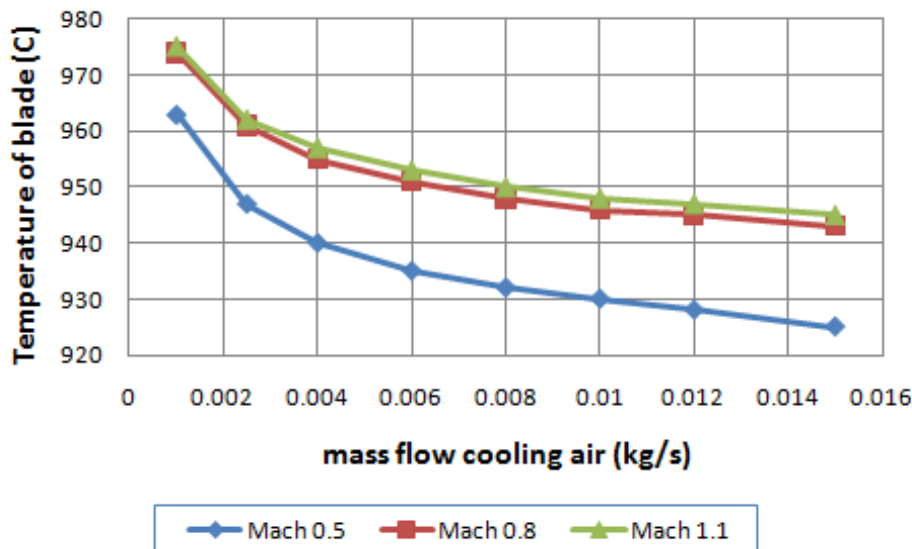
Σχήμα 2.14: Θερμοκρασίες εξωτερικής επιφάνειας πτερυγίου για διάφορες παροχές ψυκτικού αέρα και για 3 διαφορετικές ολικές πιέσεις της ροής των καυσαερίων (FILM COOLING).

2.5.4 Μεταβλητός αριθμός Mach της ροής

Τα αποτελέσματα για την περίπτωση μεταβαλλόμενου αριθμού Mach της ροής παρουσιάζονται στο Σχήμα 2.13.



Σχήμα 2.15: Θερμοκρασίες εξωτερικής επιφάνειας πτερυγίου για διάφορες παροχές ψυκτικού αέρα και για 3 διαφορετικούς αριθμούς Mach της ροής των καυσαερίων (CONVECTIVE COOLING).



Σχήμα 2.16: Θερμοκρασίες εξωτερικής επιφάνειας πτερυγίου για διάφορες παροχές ψυκτικού αέρα και για 3 διαφορετικούς αριθμούς Mach της ροής των καυσαερίων (FILM COOLING).

Παρατηρούμε ότι με την αύξηση του αριθμού mach της ροής των καυσαερίων στον στρόβιλο αυξάνεται η θερμοκρασία επιφανείας του πτερυγίου με όλο και μικρότερο ρυθμό. Αυτό είναι αναμενόμενο καθώς αύξηση του αριθμού mach συνεπάγεται αύξηση της παροχής των καυσαερίων κάτι που προκύπτει από τη σχέση $m_g = \rho V_a A$. Η αξονική ταχύτητα V_a αυξάνεται με την αύξηση του mach και επομένως και η παροχή την ίδια στιγμή που η παροχή του αέρα ψύξης παραμένει αμετάβλητη.

2.6 Σύγκριση Υπολογιστικών Μεθόδων

Στην παράγραφο αυτή θα γίνει σύγκριση των αποτελεσμάτων των τριών μεθόδων, του Torbidoni, του Ainley και του Kurzke. Έχουμε τονίσει ότι η διαδικασία που ακολουθήθηκε στο μοντέλο που πρότεινε ο Torbidoni είναι πολύ πιο λεπτομερής σε σύγκριση με τις άλλες δύο καθώς

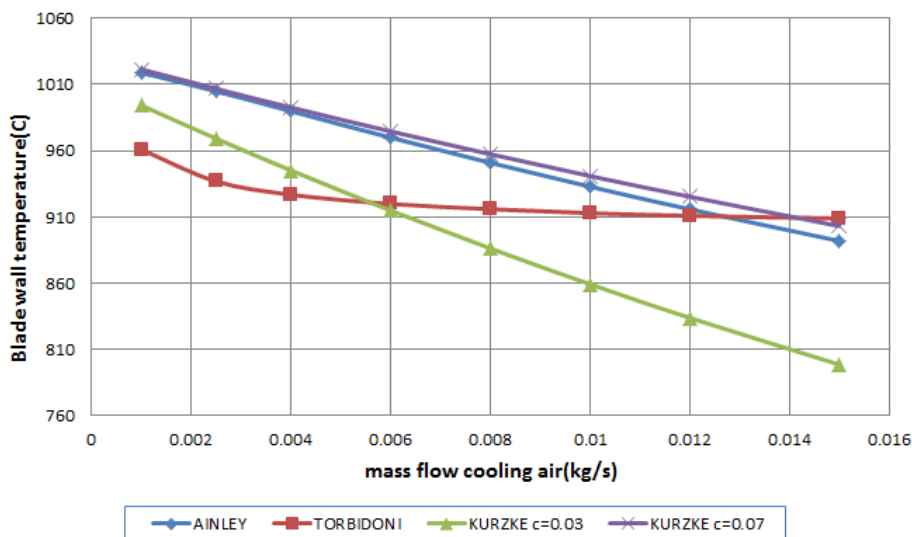
- Λαμβάνει υπ' όψη τη γεωμετρία του πτερυγίου.
- Το πάχος του.
- Το πτερύγιο χωρίζεται σε στοιχειώδη τμήματα τόσο καθ' ύψος όσο και κατά μήκος του.
- Μπορεί να εφαρμοστεί για δύο είδη ψύξης.

Ο σκοπός λοιπόν της σύγκρισης αυτής είναι να φανεί κατά πόσο είναι απαραίτητη η χρήση μιας πολυπλοκότερης μεθόδου από πλευράς ακρίβειας σε σχέση με την ακρίβεια που προσφέρουν πιο απλές μέθοδοι.

Στα παραδείγματα που ακολουθούν υποθέτουμε ψύξη δια συναγωγής και η σύγκριση θα γίνεται κάθε φορά για τη θερμοκρασία του εξωτερικού τμήματος του πτερυγίου για μεταβλητή παροχή μάζας, μεταβλητή θερμοκρασία καυσαερίων, μεταβλητή πίεση καυσαερίων και μεταβλητό αριθμό Mach της ροής. Για τη μέθοδο που πρότεινε ο Kurzke επειδή τα αποτελέσματα μας εξαρτώνται άμεσα από τη σταθερά του αέρα ψύξης θα θεωρήσουμε τις δύο ακραίες τιμές αυτής $c=0.03$ και $c=0.07$. Όπως έχουμε ήδη αναφέρει οι τιμές αυτές εξαρτώνται από το επίπεδο της τεχνολογίας που χρησιμοποιείται.

2.6.1 Μεταβλητή παροχή μάζας

Η σύγκριση των μεθόδων για την περίπτωση μεταβαλλόμενης παροχής ψυκτικού μέσου παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.17.



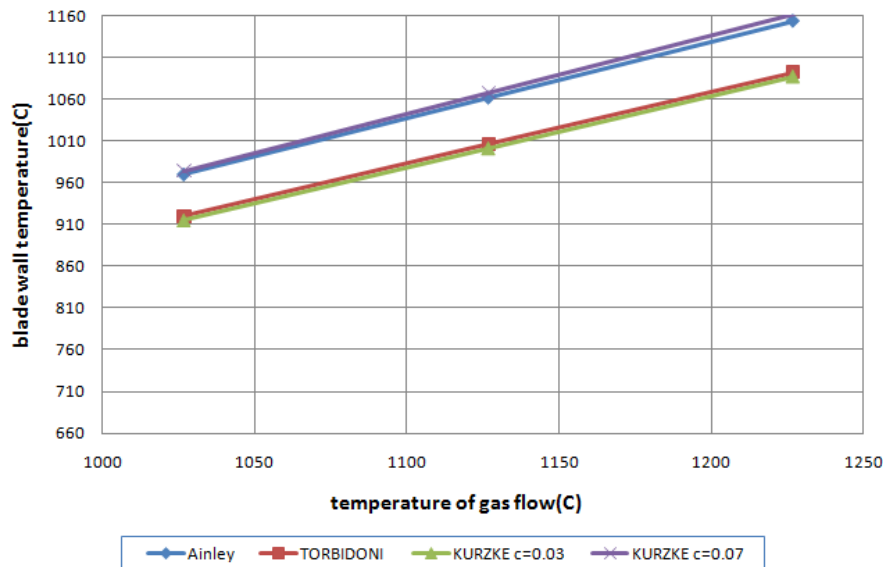
Σχήμα 2.17: Σύγκριση θερμοκρασίας επιφάνειας πτερυγίου συναρτήσει της παροχής ψυκτικού αέρα με τρία διαφορετικά υπολογιστικά μοντέλα.

Παρατηρούμε ότι οι τρεις μέθοδοι έχουν μικρές αποκλίσεις. Οι απλούστερες μέθοδοι του Ainley και του Kurzke έχουν πιο γραμμική συμπεριφορά σε σχέση με τη μέθοδο του Torbidoni. Επίσης για σταθερά του αέρα ψύξης 0,07 η μέθοδος του Kurzke προσεγγίζει εκείνη του Ainley, ενώ για σταθερά 0,03 στις μεν χαμηλές παροχές προσεγγίζει του Torbidoni, ενώ στις υψηλές απομακρύνεται λόγω της γραμμικής συμπεριφοράς που παρουσιάζει. Όπως προαναφέραμε η επιλογή της σταθεράς αέρα ψύξης συνδέεται με τη διαθέσιμη τεχνολογία και η ακριβής τιμή του δεν μπορεί στην παρούσα διπλωματική να είναι γνωστή γι' αυτό πάρθηκαν οι δύο ακραίες τιμές της. Η σύνδεση της με την εκτιμώμενη θερμοκρασία μετάλλου είναι

άρρηκτη, κάτι που θεωρητικά φαίνεται από τη σχέση (2.1) και πρακτικά από το Σχήμα 2.17.

2.6.2 Μεταβλητή θερμοκρασία καυσαερίων

Η σύγκριση των μεθόδων για την περίπτωση μεταβαλλόμενης θερμοκρασίας καυσαερίων παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.18.

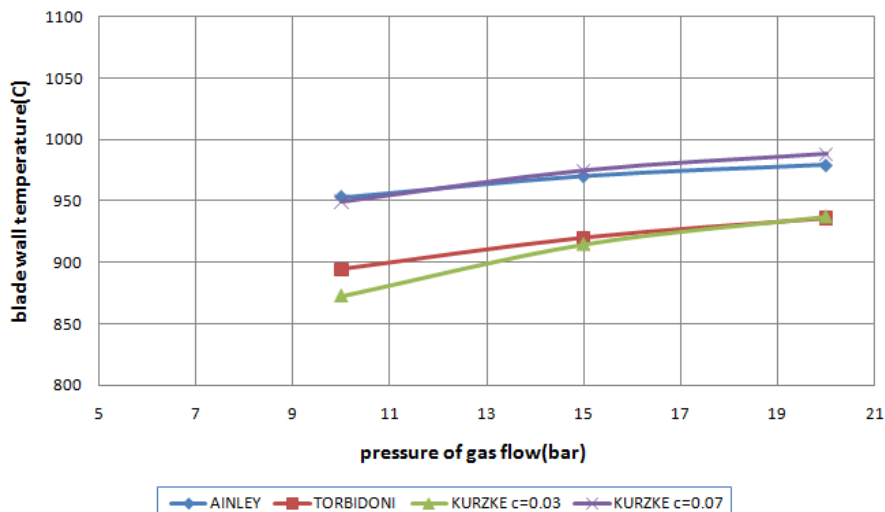


Σχήμα 2.18: Σύγκριση θερμοκρασίας επιφάνειας πτερυγίου συναρτήσει της θερμοκρασίας των καυσαερίων με τρία διαφορετικά υπολογιστικά μοντέλα ($m_c=0,006 \text{ kg/s}$).

Φαίνεται ότι οι μέθοδοι των Ainley και Kurzke για σταθερά αέρα ψύξης 0,07 είναι πολύ κοντά η μία στην άλλη, ενώ εκείνη του Torbidoni δείχνει επίτευξη χαμηλότερων θερμοκρασιών στα τοιχώματα του πτερυγίου. Εφάμιλλη συμπεριφορά με εκείνη την τελευταία έχει η μέθοδος του Kurzke για $c=0.03$. Βέβαια και εδώ οι διαφορές δεν ξεπερνάνε την τάξη των 50 βαθμών.

2.6.3 Μεταβλητή πίεση καυσαερίων

Η σύγκριση των μεθόδων για την περίπτωση μεταβαλλόμενης πίεσης καυσαερίων παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.19.

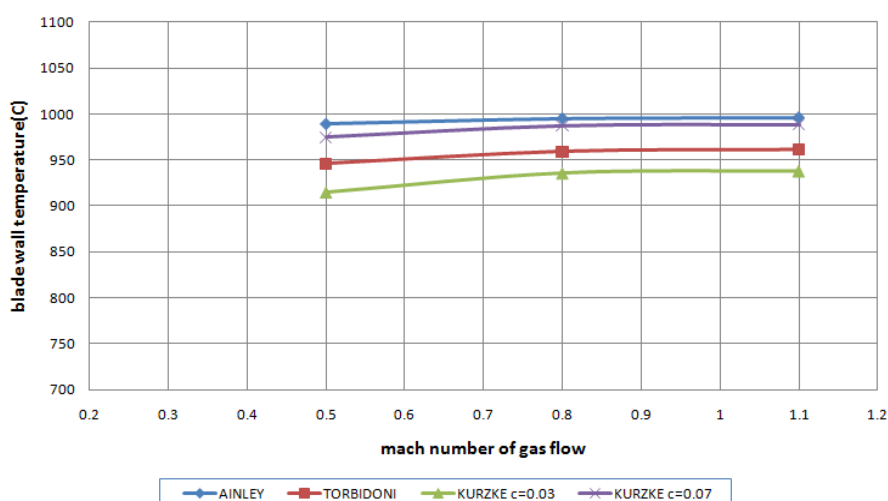


Σχήμα 2.19: Σύγκριση θερμοκρασίας επιφάνειας πτερυγίου συναρτήσει της πίεσης των καυσαερίων με τρία διαφορετικά υπολογιστικά μοντέλα ($m\dot{c}=0,006 \text{ kg/s}$).

Από το σχήμα προκύπτουν αντίστοιχα συμπεράσματα με την προηγούμενη περίπτωση. Η μέθοδος του Torbidoni και του Kurzke με $c=0.03$ είναι πολύ κοντά μεταξύ τους με εμφανή επίτευξη χαμηλότερων θερμοκρασιών, ξανά με διαφορές της τάξεως των 50 βαθμών.

2.6.4 Μεταβλητός αριθμός Mach

Η σύγκριση των μεθόδων για την περίπτωση μεταβαλλόμενου αριθμού mach της ροής παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.20.



Σχήμα 2.20: Σύγκριση θερμοκρασίας επιφάνειας πτερυγίου συναρτήσει του αριθμού Mach της ροής με τρία διαφορετικά υπολογιστικά μοντέλα ($m\dot{c}=0,006 \text{ kg/s}$).

Από το σχήμα παρατηρούμε είναι ότι καθώς αυξάνεται ο αριθμός mach της ροής αυξάνεται η θερμοκρασία μετάλλου με μικρότερο ρυθμό. Όσον αφορά τις μεθόδους παρουσιάζουν ίδια ακριβώς συμπεριφορά μεταξύ τους με τις διαφορές να παραμένουν μόνο στο πόσο σε κάθε μία από αυτές ψύχεται το πτερυγίο. Όσα προαναφέραμε επιβεβαιώνονται και εδώ.

2.7 Συμπεράσματα

Στο κεφάλαιο 2 παρουσιάστηκαν τρεις μέθοδοι αρχικής εκτίμησης της θερμοκρασίας μετάλλου του πτερυγίου το οποίο υπόκειται σε ψύξη. Στη συνέχεια οι μέθοδοι συγκρίθηκαν μεταξύ τους για να φανεί πόσο οι παραδοχές και η πολυπλοκότητα της κάθε μίας επηρεάζει τα αποτελέσματα. Πιο συγκεκριμένα από την όλη ανάλυση μπορούν να ληφθούν κάποια σημαντικά συμπεράσματα.

- Από τη μέθοδο του Torbidoni φαίνεται αυτό που αναφέρει και η βιβλιογραφία, ότι δηλαδή η ψύξη με φιλμ αέρα επιφέρει μεγαλύτερη μείωση της θερμοκρασίας του πτερυγίου από ότι η ψύξη δια συναγωγής.
- Η μέθοδος του Torbidoni μπορεί να θεωρηθεί αρκετά αξιόπιστη αφού έγινε σύγκριση της με πειραματικά δεδομένα τόσο για την περίπτωση της ψύξεως δια συναγωγής όσο και για την επιφανειακή ψύξη.
- Η μέθοδος του Kurzke επηρεάζεται σε πολύ μεγάλο βαθμό από τη σταθερά του αέρα ψύξης. Η σταθερά αυτή σχετίζεται με την χρησιμοποιούμενη τεχνολογία και η γνώση της είναι απαραίτητη για πιο αξιόπιστα αποτελέσματα.
- Οι απλούστερες σε διαδικασία μέθοδοι του Ainley και του Kurzke μπορούν να χρησιμοποιηθούν για μια πρώτη εκτίμηση της θερμοκρασίας του πτερυγίου. Συγκριτικά πάντα με τα αποτελέσματα της μεθόδου του Torbidoni θα υπάρχει ένα πιθανό σφάλμα, το οποίο για τις περιπτώσεις που μελετήθηκαν δεν ξεπέρα τους 50 βαθμούς.

3

Εκτίμηση Χρόνου Ζωής Πτερυγίων Στροβίλου

Στο κεφάλαιο αυτό γίνεται παρουσίαση των πλέον διαδεδομένων μεθόδων εκτίμησης του απομένοντος χρόνου ζωής των πτερυγίων στροβίλου. Στόχος είναι η κατανόηση των αιτιών που οδηγούν σταδιακά στη θραύση τους και φυσικά ο χρόνος στον οποίο αυτή επέρχεται. Στο κεφάλαιο αυτό γίνεται και σύγκριση των μεθόδων αυτών μεταξύ τους σύμφωνα με στοιχεία της βιβλιογραφίας αλλά και με πειραματικά δεδομένα με στόχο να εκτιμηθεί η ακρίβεια και επομένως η αξιοπιστία τους. Επίσης εξηγείται αναλυτικά η διαδικασία που θα εφαρμοστεί στο 4^ο κεφάλαιο για την εκτίμηση του χρόνου ζωής των πτερυγίων στροβίλου του κινητήρα CFM56-7B27 καθώς παρουσιάζονται και ορισμένα σημαντικά παραδείγματα για την καλύτερη κατανόηση της διαδικασίας.

3.1 Αιτίες Καταπόνησης Πτερυγίων Στροβίλου.

Στη βιβλιογραφία αναφέρονται δύο κύριες αιτίες που ευθύνονται για την καταπόνηση των εξαρτημάτων ενός κινητήρα, όπως είναι και τα πτερύγια του στροβίλου. Βάσει αυτών έχουν αναπτυχθεί μέθοδοι που επιτρέπουν την εκτίμηση του απομένοντος χρόνου ζωής του αντίστοιχου εξαρτήματος. Αυτές είναι ο Ερπυσμός και η Κόπωση Χαμηλών και Υψηλών Κύκλων. Παρακάτω θα γίνει μια εισαγωγή στα δύο αυτά φαινόμενα με σκοπό την κατανόηση των μεθόδων που θα παρουσιαστούν στην επόμενη παράγραφο.

3.1.1 Ερπυσμός

Το φαινόμενο της συνεχούς παραμορφώσεως του υλικού υπό την επίδραση συνεχούς τάσεως με την πάροδο του χρόνου ονομάζεται ερπυσμός.

Ο ερπυσμός μπορεί επίσης να οριστεί ως η μεταβολή των μηχανικών ιδιοτήτων του υλικού συναρτήσει του χρόνου, όταν το σώμα βρίσκεται υπό σταθερή εντατική κατάσταση και σταθερή θερμοκρασία [11].

Ο ερπυσμός αποτελείται από τρία στάδια [11]:

- Το αρχικό στάδιο, που ονομάζεται πρωτεύων ερπυσμός περιλαμβάνει την ελαστική παραμόρφωση του υλικού. Είναι εκείνη η περιοχή που πραγματοποιείται ραγδαία μείωση της παραμόρφωσης, γεγονός που έχει σχέση με τη σκλήρυνση του υλικού.
- Το δεύτερο στάδιο ή δευτερεύων ερπυσμός, που αντιπροσωπεύει το στάδιο εκείνο κατά το οποίο η ταχύτητα της παραμόρφωσης έχει σταθεροποιηθεί σε μια ορισμένη τιμή για σημαντικό χρονικό διάστημα.
- Το τρίτο στάδιο ή τριτογενής ερπυσμός, κατά το οποίο η μείωση της διατομής του δοκιμίου οδηγεί σε υψηλότερη τάση, μεγαλύτερη ταχύτητα ερπυσμού και τελικά στην καταστροφή του.

Ορίζουμε ως *Αντοχή σε Ερπυσμό* την τάση που απαιτείται να εφαρμοστεί σε ένα υλικό, για να προκαλέσει μια καθορισμένη παραμόρφωση σε ορισμένο χρόνο και θερμοκρασία.

Αν η θερμοκρασία και η τάση είναι τέτοιες ώστε να έχουμε εμφάνιση ερπυσμού, τότε ο χρόνος είναι μια σημαντική παράμετρος. Για παράδειγμα, αν σε ένα υλικό εφαρμοστεί τάση P για μεγάλο χρονικό διάστημα σε χαμηλή θερμοκρασία, τότε αυτό θα παρουσιάσει χαμηλό βαθμό ερπυσμού και όταν πάψει η εφαρμογή της τάσης, τότε θα επιστρέψει στις αρχικές του διαστάσεις. Αν όμως εφαρμοστεί η ίδια τάση σε υψηλότερη θερμοκρασία, τότε ο ερπυσμός θα προχωράει όσο υφίσταται η τάση και, αν αυτή πάψει, το υλικό δε θα επιστρέψει στις αρχικές του διαστάσεις.

Η ακριβής πρόβλεψη της επίδρασης του ερπυσμού στους αεροκινητήρες είναι πολύπλοκη. Οι λόγοι είναι οι εξής [12].

- Τα περισσότερα εξαρτήματα έχουν περίπλοκη γεωμετρία,
- οι φορτίσεις προκαλούν πολυδιάστατες τάσεις και παραμορφώσεις,
- είναι δύσκολο να μελετηθούν με ακρίβεια οι πραγματικές θερμοκρασίες των επιμέρους εξαρτημάτων.

3.1.2 Κόπωση Χαμηλών Κύκλων-Κόπωση Υψηλών Κύκλων

Πολλές φορές στοιχεία κατασκευών, όπως και τα πτερύγια στροβίλου, που καταπονούνται με επαναλαμβανόμενα με το χρόνο φορτία αστοχούν χωρίς οι εφαρμοζόμενες τάσεις να έχουν φτάσει στο όριο διαρροής ή θραύσης του υλικού από το οποίο είναι κατασκευασμένα. Τα φορτία αυτά και οι αντίστοιχες τάσεις ονομάζονται φορτία ή τάσεις κόπωσης.

Κόπωση καλείται το φαινόμενο εκείνο κατά το οποίο επέρχεται αστοχία ενός υλικού από τάσεις κόπωσης.

Ορίζουμε ως κύκλο την καταπόνηση που υφίσταται ένα δοκίμιο σε χρονικό διάστημα ίσο με την περίοδο της εναλλασσόμενης φόρτισης. Οι κυκλικές τάσεις οφείλονται κυρίως σε φυγοκεντρικά φορτία που είναι ανάλογα με την ακτίνα και το τετράγωνο της ταχύτητας περιστροφής. Έτσι η κόπωση θα είναι σημαντικός παράγοντας στα πτερύγια του στροβίλου.

Η αστοχία λόγω κόπωσης ξεκινά σε ένα σημείο που παρουσιάζεται ασυνέχεια στη δομή του κρυσταλλικού πλέγματος (εγκοπή) και στο οποίο παρατηρείται μεγάλη συγκέντρωση τάσεων λόγω απότομης αλλαγής της διατομής του τεμαχίου. Οι εγκοπές περιορίζουν την αντοχή των κατασκευών, λόγω της δημιουργίας σύνθετης εντατικής κατάστασης στην περιοχή γύρω τους, καθώς οι τιμές των τάσεων τοπικά λαμβάνουν πολύ υψηλή τιμή.

Κατά την κόπωση, η επιφάνεια του πτερυγίου εμφανίζει γραμμές ολίσθησης, που αυξάνονται σε αριθμό και συγκεντρώνονται σε ζώνες ολίσθησης, από τη στιγμή που η εφαρμοζόμενη τάση πλησιάζει μία τιμή που ονομάζεται τάση κορεσμού και είναι χαρακτηριστική κάθε υλικού. Οι ζώνες αυτές εμφανίζονται σαν εξογκώματα και βαθουλώματα της επιφάνειας και ο αριθμός τους συνεχίζεται για ένα αριθμό κύκλων ίσο με αυτόν που χρειάστηκε έως ότου η εφαρμοζόμενη τάση γίνει ίση με την τάση κορεσμού [11].

Υπάρχουν δύο είδη κόπωσης: η Κόπωση Χαμηλών Κύκλων και η Κόπωση Υψηλών Κύκλων.

Κόπωση Χαμηλών Κύκλων ονομάζεται η κόπωση που λαμβάνει χώρα όταν τα φορτία είναι σχετικά υψηλά και ο αριθμός των κύκλων μικρός (λιγότερος από 105). Τα υψηλά αυτά φορτία έχουν σαν αποτέλεσμα μεγάλη συσσώρευση ενέργειας ανά κύκλο, με τη μορφή πλαστικής παραμόρφωσης. Αυτή με τη σειρά της προκαλεί γρήγορη έναρξη της ρωγμής και πολύ μεγάλη περίοδο διάδοσης της συγκριτικά με τη ζωή του εξαρτήματος. Έτσι οι ρωγμές φτάνουν σχετικά γρήγορα σε ένα ανιχνεύσιμο μήκος, οπότε υπάρχει ένα σημαντικό υπόλοιπο ζωής κατά το οποίο η βλάβη μπορεί να επιδιορθωθεί. Η Κόπωση Χαμηλών Κύκλων οφείλεται σε αυξομειούμενη αδράνεια και φορτία λόγω διαφοράς πιέσεων. Για τον υπολογισμό των φορτίων λόγω διαφοράς πιέσεων παρακολουθούνται οι αυξομειώσεις στην τιμή της στατικής πίεσης και μετατρέπονται σε τάσεις από τις οποίες είναι δυνατό να καθοριστεί η κόπωση των εξαρτημάτων. Η αδράνεια είναι αρκετά σημαντική αναλογιστεί κανείς ότι τα μαχητικά αεροσκάφη εκτελούν ελιγμούς με επιταχύνσεις ως και 12g. Όμως τα επαγόμενα φορτία είναι μικρού μεγέθους συγκρινόμενα με τα φυγοκεντρικά και τα φορτία λόγω διαφοράς πίεσης και γι' αυτό αν και λαμβάνονται υπ' όψιν δεν υπεισέρχονται σε υπολογισμούς της διάρκειας ζωής [13].

Κόπωση Υψηλών Κύκλων είναι η κόπωση που λαμβάνει χώρα όταν τα φορτία είναι σχετικά μικρά αλλά ο αριθμός των κύκλων μεγάλος. Στην περίπτωση αυτή εμφανίζεται μικρότερη συσσώρευση ενέργειας ανά κύκλο με τη μορφή ελαστικής παραμόρφωσης ή πολύ μικρής πλαστικής. Σε αντίθεση με την κόπωση χαμηλών κύκλων απαιτείται ένα μεγάλο κλάσμα της ζωής του εξαρτήματος για να αναπτυχθεί η ρωγμή σε ένα ανιχνεύσιμο μέγεθος. Αυτό έχει σαν αποτέλεσμα να απομένει ένα πολύ μικρό χρονικό διάστημα από τη στιγμή που θα γίνει αντιληπτή η ρωγμή μέχρι την αστοχία. Η Κόπωση Υψηλών Κύκλων αναπτύσσεται λόγω ταλαντώσεων που οφείλονται σε μη σωστή ζυγοστάθμιση, ευθυγράμμιση και λανθασμένη τοποθέτηση του εξαρτήματος. Γι' αυτό το λόγο όλοι οι σύγχρονοι κινητήρες είναι εξοπλισμένοι με μετρητή ταλαντώσεων [14].

3.2 Μέθοδοι εκτίμησης χρόνου ζωής στηριζόμενοι σε φαινόμενα ερπυσμού.

3.2.1 Παράμετρος Larson-Miller.

Όπως αναφέραμε η ακριβής πρόβλεψη της επίδρασης του ερπυσμού στους αεροκινητήρες είναι πολύπλοκη. Παρόλ' αυτά μπορούμε να απλοποιήσουμε το πρόβλημα, εξετάζοντας τον ερπυσμό ως συνάρτηση του χρόνου, της αξονικής τάσης και της θερμοκρασίας του πτερυγίου.

Οι Larson-Miller εξήγαγαν μια παράμετρο, η οποία αποτελεί συνάρτηση της τάσης για οποιοδήποτε ποσοστό ερπυσμού [15]

$$P = 1.8T(\log_{10} t_f + K)10^{-3} \quad (3.1)$$

Όπου:

P = παράμετρος Larson-Miller, που είναι συνάρτηση μόνο της τάσης

T = θερμοκρασία πτερυγίου σε Kelvin

t_f = χρόνος μέχρι τη θραύση σε ώρες

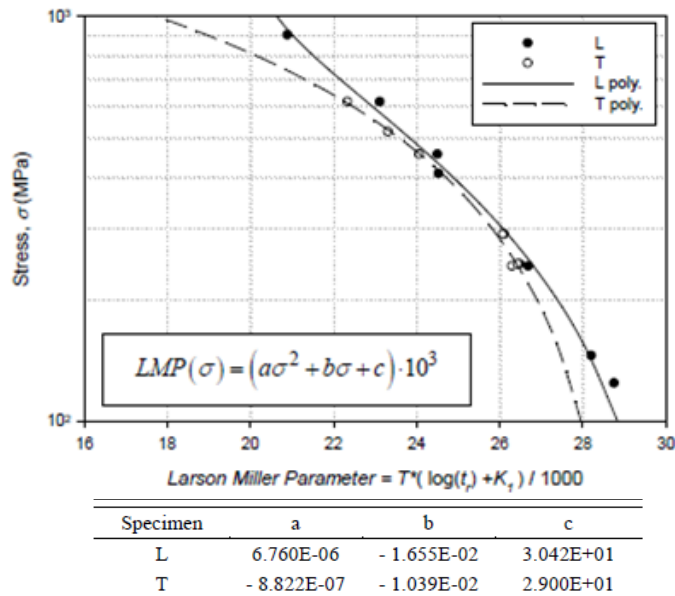
K = σταθερά εξαρτώμενη από το υλικό

Λύνοντας ως προς το χρόνο μέχρι τη θραύση παίρνουμε

$$t_f = 10^{\left(\frac{10^3 P}{1.8T} - K\right)} \quad (3.2)$$

Για την επίλυση της εξίσωσης 3.2 απαιτείται η γνώση της επιβαλλόμενης στο πτερύγιο τάσης και της θερμοκρασίας του μετάλλου. Για την θερμοκρασία τα μοντέλα έχουν περιγραφεί εκτενώς στο κεφάλαιο 2. Για τον υπολογισμό της τάσης θα αναφερθούμε στην παράγραφο 3.4.

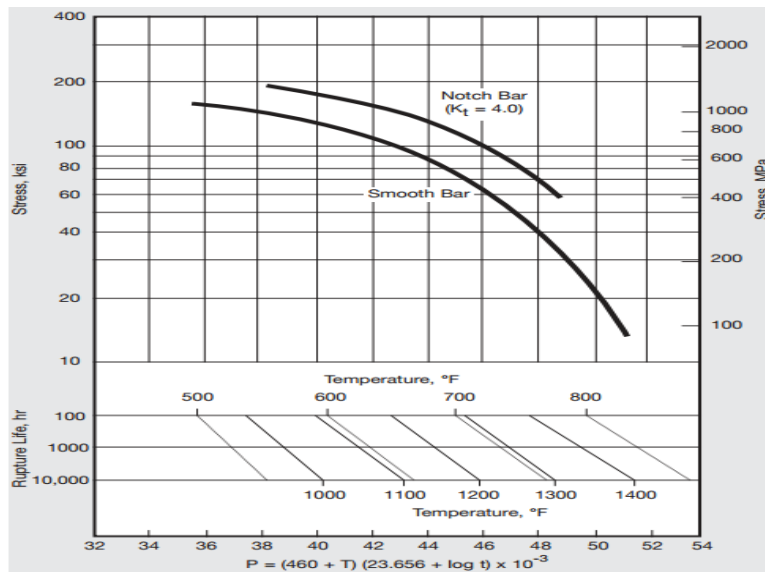
Η σταθερά K λαμβάνεται συνήθως σε μια τιμή κοντά στο 20. Συγκεκριμένα για υλικό σε διαμήκη προσανατολισμό μπορεί να ληφθεί ως 20.07 ενώ σε εγκάρσιο 19.86. Με τις τιμές αυτές της σταθεράς παίρνουμε την παράμετρο Larson-Miller (LMP) από διαγράμματα συναρτήσεως της επιβαλλόμενης τάσης για το κάθε υλικό. Το Σχήμα 3.1 δείχνει ένα τέτοιο διάγραμμα για το υλικό DS GTD-111 [17].



Σχήμα 3.1: Διάγραμμα της τάσης συναρτήσεως της παραμέτρου Larson-Miller(LMP) για υλικό DS GTD-111 σε διαμήκη(L) και εγκάρσια κατεύθυνση(T) [17].

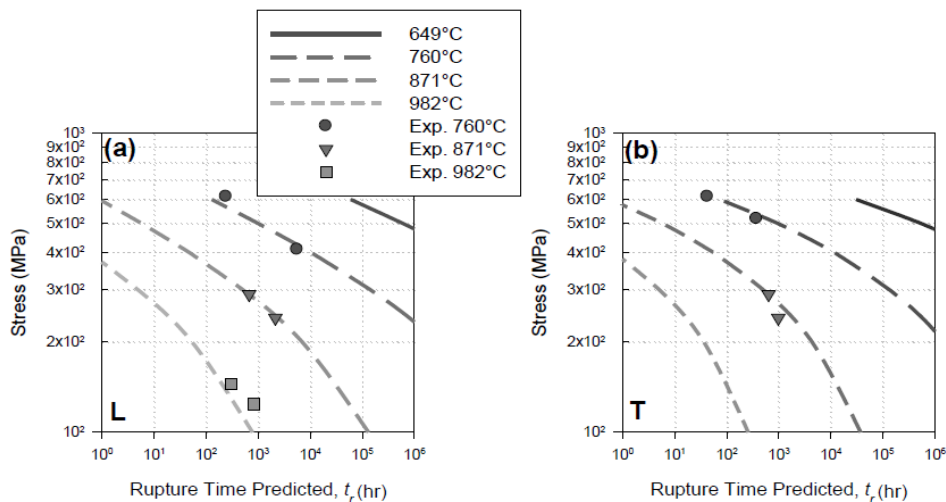
Στο διάγραμμα φαίνεται και μια πολυωνυμική προσέγγιση με την αντίστοιχη εξίσωση όπου οι σταθερές a, b, c λαμβάνονται από τον πίνακα στο κάτω μέρος του σχήματος.

Το παρακάτω σχήμα είναι ακόμα ένα τυπικό διάγραμμα LMP-τάσης που πάρθηκε από τη βιβλιογραφία για το υλικό Inco718.



Σχήμα 3.2: LMP-Stress διάγραμμα για το υλικό Inco718 [29].

Επομένως γνωρίζοντας την τάση και τη θερμοκρασία μπορεί να υπολογισθεί ο χρόνος που απομένει μέχρι τη θραύση. Ακολουθούν δύο διαγράμματα παρμένα από τη βιβλιογραφία που δείχνουν ακριβώς αυτό, για τις δύο κατευθύνσεις (διαμήκη και εγκάρσια).



Σχήμα 3.3: Πρόβλεψη χρόνου ζωής συναρτήσεως της τάσεως σύμφωνα με τη μέθοδο Larson-Miller σε α) διαμήκη, (b) εγκάρσιο προσανατολισμό [17].

Όπως ήταν αναμενόμενο με την αύξηση της θερμοκρασίας ο χρόνος μέχρι τη θραύση μειώνεται. Δηλαδή αν θεωρήσουμε τιμή της τάσης σταθερή ίση με 400MPa για θερμοκρασία μετάλλου 649C, ο εναπομένοντας χρόνος ζωής αντιστοιχεί σε 10^5 ώρες ενώ για θερμοκρασία 760C αντιστοιχεί σε $10^{3.5}$ ώρες. Δηλαδή μία αύξηση της θερμοκρασίας της τάξης του 17% προκαλεί μείωση στο χρόνο ζωής της τάξης του

97%. Φαίνεται δηλαδή η σημαντική επίδραση της θερμοκρασίας στο χρόνο ζωής του πετυργίου. Από την άλλη για σταθερή θερμοκρασία έστω 871C για τιμή της τάσης 300MPa ο εναπομένοντας χρόνος αντιστοιχεί σε $10^{2,7}$ ώρες ενώ για τάση 400MPa σε 10^2 ώρες. Δηλαδή μία αύξηση της τάσης 33% είναι υπεύθυνη για μείωση του χρόνου ζωής κατά 80%. Η μείωση είναι και σε αυτή την περίπτωση μεγάλη αλλά όπως φαίνεται η θερμοκρασία είναι ο σημαντικότερος παράγοντας για το χρόνο μέχρι την αστοχία του πετυργίου.

3.2.2 Προσέγγιση Monkman-Grant.

Οι Monkman - Grant παρατήρησαν ότι ο χρόνος μέχρι τη θραύση λόγω ερπυσμού μπορεί να προβλεφθεί για πολλά κράματα μετάλλου μέσω της έκφρασης

$$\log(t_r) + m \log(\varepsilon_{\min}) = k_{MG} \quad (3.3)$$

όπου t_r ο χρόνος μέχρι τη θραύση, m και k_{MG} σταθερές και ε_{\min} η ελάχιστη παραμόρφωση [17]. Η ελάχιστη παραμόρφωση δίνεται από τον νόμο του Norton για δευτερογενή ερπυσμό.

$$\dot{\varepsilon}_{\min} = \frac{d\varepsilon_{\min}}{dt} = A\bar{\sigma}^{-n} \quad (3.4)$$

Όπου A και n είναι σταθερές του δευτερογενή ερπυσμού και $\bar{\sigma}$ μια ισοδύναμη τάση. Προηγούμενες έρευνες έχουν δείξει ότι η σχέση των Monkman και Grant παρουσιάζει ακριβείς προβλέψεις του χρόνου θραύσης για πολλά κράματα Νικελίου.

Για την υλοποίηση της μεθόδου απαιτείται ο υπολογισμός των σταθερών m , k_{MG} , A και n .

Ο Πίνακας 3.1 περιλαμβάνει τις τιμές των σταθερών m και k_{MG} για την εγκάρσια και διαμήκη κατεύθυνση για το υλικό DS GTD-111.

Specimen	m	K_{MG}
L	0.89109	-0.99658
T	0.90463	-1.43048

Πίνακας 3.1: Τιμές σταθερών Monkman και Grant για υλικό DS GTD-111 σε διαμήκη και εγκάρσια κατεύθυνση [17].

Ο Πίνακας 3.2 περιλαμβάνει τις σταθερές A , n οι οποίες είναι άμεσα εξαρτημένες από τη θερμοκρασία. Η εξάρτηση αυτή μπορεί να μοντελοποιηθεί σύμφωνα με τις παρακάτω σχέσεις

$$A(T) = A_0 \exp(A_1 T) \quad (3.5)$$

$$\eta(T) = \eta_1 T + \eta_0 \quad (3.6)$$

Όπου A_0 , A_1 , η_0 , η_1 είναι σταθερές ανεξάρτητες τις θερμοκρασίας και οι οποίες φαίνονται επίσης στον πίνακα.

Temperature (°C)	n		A	
	L	T	L	T
649	8.500		5.909E-30	
760	7.591	10.890	1.393E-25	8.090E-35
816	7.000	9.650	2.477E-23	3.572E-30
871	6.507	6.516	5.764E-21	3.480E-21
940	6.000	4.850	3.507E-18	4.210E-16
982	5.547		8.290E-17	

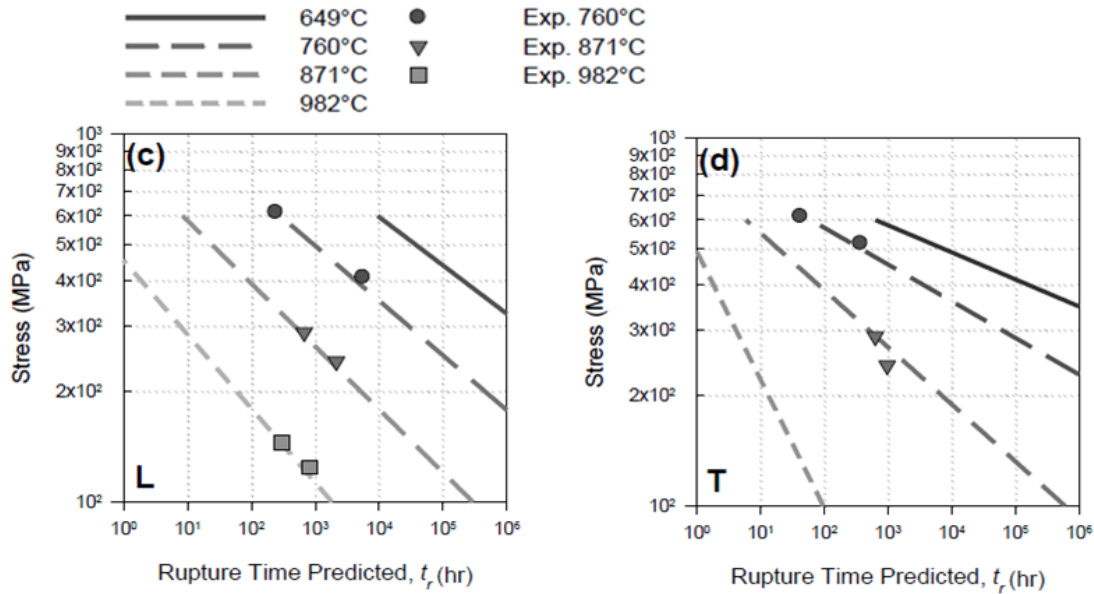
	A_0	A_1	η_0	η_1
L	6.551E-56	9.207E-02	1.425E+01	- 8.839E-03
T	9.231E-118	2.507E-01	3.808E+01	- 3.555E-02

Πίνακας 3.2: Σταθερές δευτερογενή ερπυσμού για υλικό DS GTD-111 σε διαμήκη και εγκάρσια κατεύθυνση συναρτήσει της θερμοκρασίας [17].

Τελικά η σχέση των Mokman-Grant μετασχηματίζεται στην ακόλουθη μορφή.

$$\log(t_R) + m \log[A(T) \cdot \sigma^{\eta(T)}] = k_{MG} \quad (3.7)$$

Όπως στην περίπτωση των Larson-Miller έτσι και η σχέση αυτή εξαρτάται από τη θερμοκρασία και την επιβαλλόμενη τάση. Πειραματικά αποτελέσματα από τη βιβλιογραφία για διάφορες τιμές εφαρμοζόμενης τάσης φαίνονται στο Σχήμα 3.4. Από το σχήμα αυτό προκύπτουν τα ίδια συμπεράσματα με τα αντίστοιχα της μεθόδου Larson-Miller, όπως ήταν αναμενόμενο.



Σχήμα 3.4: Πρόβλεψη χρόνου ζωής συναρτήσει της τάσεως σύμφωνα με τη μέθοδο Monkman-Grant σε c) διαμήκη και d) εγκάρσιο προσανατολισμό [17].

3.2.3 Ισοτροπική προσέγγιση Kachanov-Rabotnov για συνεχή μηχανική βλάβη.

Για τον υπολογισμό της συμπεριφοράς των υλικών στον τριτογενή ερπυσμό, οι Kachanov και Rabotnov ανέπτυξαν ένα μοντέλο βασισμένο στη συνεχή μορφή της μηχανικής βλάβης, γνωστό με τον όρο CDM (Continuum Damage Mechanics) [17].

Η βλάβη όπως και η παραμόρφωση λόγω ερπυσμού εξαρτώνται από τα ίδια μεγέθη: συμπεριφορά υλικού (σταθερές ερπυσμού), θερμοκρασία, χρόνος και τάση. Επειδή γενικά η βλάβη θεωρείται συνεχής, γι' αυτό χρησιμοποιείται ο όρος συνεχής μηχανική βλάβη (CDM).

Η σχέση που πρότειναν οι Kachanov και Rabotnov είναι η εξής:

$$t_r = [1 - (1 - \omega_{cr})^{\varphi+1}] [(\varphi+1)M \sigma_r^{\chi}]^{-1} \quad (3.8)$$

Όπου t_r ο χρόνος μέχρι τη θραύση, ω_{cr} η κρίσιμη βλάβη στην οποία εμφανίζεται η θραύση (τυπική τιμή του ω_{cr} είναι η μονάδα), M , χ και φ σταθερές τριτογενή ερπυσμού.

Για την υλοποίηση της μεθόδου των Kachanov-Rabotnov, πρέπει να προσδιοριστούν οι σταθερές τριτογενή ερπυσμού M , χ , φ . Οι σταθερές αυτές μπορούν να βρεθούν μέσω βελτιστοποίησης χρησιμοποιώντας πειραματικά

δεδομένα. Ο Πίνακας 3.3 παρουσιάζει τα αποτελέσματα μιας τέτοιας βελτιστοποίησης.

	Temperature (°C)	Stress (MPa)	M ($MPa^{-2}hr^{-1}$) $\times 10^{-11}$	χ	ϕ
L	649	896	10.0	1.880	55.000
L	760	408	20.9	1.900	8.500
L	760	613	19.8	2.231	13.261
T	760	517	36.2	2.106	14.810
T	760	613	51.8	2.203	39.931
L	816	455	64.1	2.257	3.792
T	816	455	167.6	1.981	28.224
L	871	241	96.0	2.022	7.161
L	871	289	131.0	2.054	9.698
T	871	241	263.0	2.098	2.296
T	871	289	345.8	1.919	6.823
L	940	244	579.1	2.310	7.069
T	940	244	600.0	2.290	7.069
L	982	124	655.9	2.221	3.278
L	982	145	665.2	2.288	5.126

	ϕ_3	ϕ_2	ϕ_1	ϕ_0
L	-5.124E-06	1.338E-02	-1.161E+01	3.354E+03
T	5.826E-04	-1.128E+00	5.502E+02	0.0

Πίνακας 3.3: Σταθερές μεθόδου Kachanov-Rabotnov για υλικό DS GTD-111 σε διαμήκη και εγκάρσια κατεύθυνση [17].

Όπως φαίνεται οι σταθερές M και ϕ εξαρτώνται από τη θερμοκρασία, ενώ η χ όχι. Η εξάρτηση του συντελεστή βλάβης λόγω τριτογενή ερπυσμού M από τη θερμοκρασία φαίνεται από την παρακάτω σχέση

$$M(T) = \lambda_1 M_1 \exp(\lambda_2 M_0 T)$$

$$\begin{pmatrix} \mathbf{L} \\ \mathbf{T} \end{pmatrix}_{orientation} = \begin{cases} \lambda_1 = \lambda_2 = 1 \\ \lambda_1 = 0.8245, \lambda_2 = 1.0722 \end{cases} \quad (3.9)$$

όπου T η θερμοκρασία σε Celsius, M_1 ($MPa^{-1}hr^{-1}$) και M_0 (καθαρός αριθμός) σταθερές που λαμβάνονται ίσες με $6,62736E-04$ και $5,4645E-04$ αντίστοιχα. Οι συντελεστές λ_1 και λ_2 απλώς χρησιμοποιούνται για να διαχωρίσουν τον διαμήκη από τον εγκάρσιο προσανατολισμό.

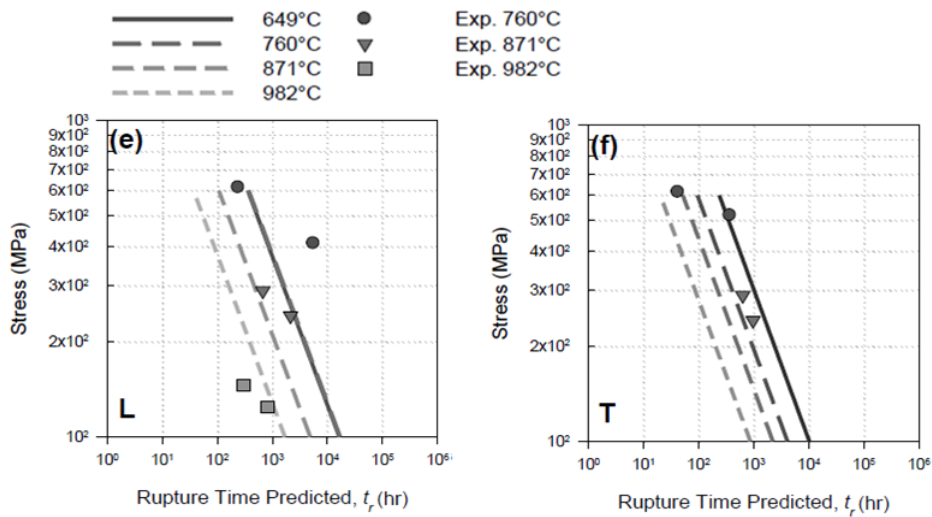
Τώρα ο εκθέτης βλάβης λόγω τριτογενή ερπυσμού ϕ , συσχετίζεται με τη θερμοκρασία μέσω μιας πολυωνυμικής έκφρασης της ακόλουθης μορφής

$$\varphi(\sigma) = \varphi_3 T^3 + \varphi_2 T^2 + \varphi_1 T + \varphi_0 \quad (3.10)$$

όπου T η θερμοκρασία σε Celsius και οι σταθερές $\varphi_0, \varphi_1, \varphi_2, \varphi_3$ δίνονται στο Πίνακα 3.3.

Αντίθετα ο εκθέτης χ φαίνεται ότι δεν παρουσιάζει καμία θερμοκρασιακή εξάρτηση, γι' αυτό και λαμβάνεται η μέση τιμή του για διαμήκη και εγκάρσιο προσανατολισμό ίση με 2,1292 και 2,0994 αντίστοιχα. Από την άλλη ο εκθέτης αυτός δείχνει μεγάλη ευαισθησία στην τάση, δηλαδή μικρές αλλαγές επιφέρουν σημαντικές τροποποιήσεις στις προβλέψεις του χρόνου θραύσης.

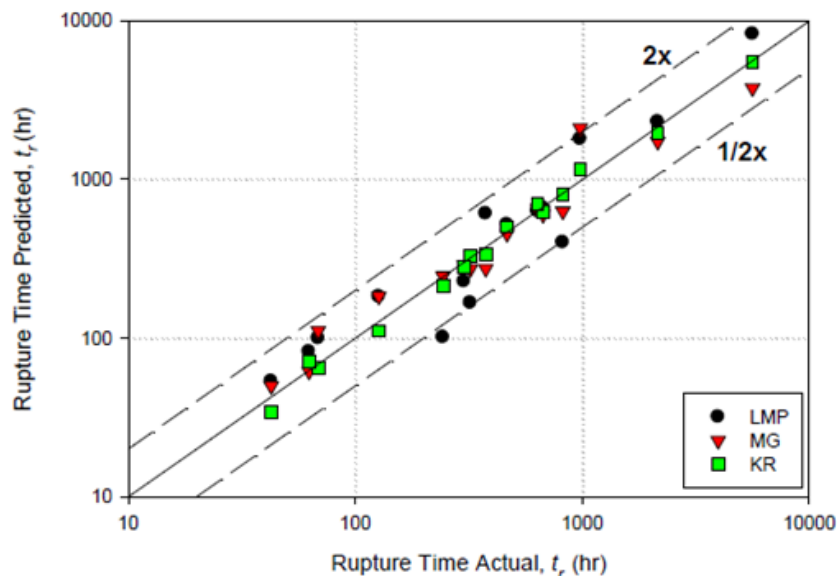
Το Σχήμα 3.5 παρουσιάζει τα αποτελέσματα της μεθόδου των Kachanov-Rabotnov σε διαμήκη και εγκάρσιο προσανατολισμό.



Σχήμα 3.5: Πρόβλεψη χρόνου ζωής συναρτήσει της τάσεως σύμφωνα με τη μέθοδο Kachanov-Rabotnov σε (e) διαμήκη και (f) εγκάρσιο προσανατολισμό [17].

3.2.4 Σύγκριση Μεθόδων.

Στο σημείο αυτό κρίνεται απαραίτητη μία σύγκριση των μεθόδων ως προς την ακρίβεια των προβλέψεων του αναμενόμενου χρόνου μέχρι τη θραύση για την καθεμία. Στο Σχήμα 3.6 παρουσιάζονται οι προβλέψεις της κάθε μεθόδου συναρτήσει πειραματικών αποτελεσμάτων.



Σχήμα 3.6: Προβλεπόμενος χρόνος ζωής συναρτήσει πραγματικού χρόνου ζωής για τις μεθόδους α) Larson-Miller, β) Monkman-Grant, γ) Kachanov-Rabotnov [17].

Όσο πιο κοντά είναι τα αποτελέσματα στη διχοτόμο $y=x$ τόσο πιο ακριβή είναι. Παρατηρείται ότι τη μεγαλύτερη ακρίβεια την έχει η προσέγγιση των Kachanov-Rabotnov (KR), ενώ τη χειρότερη εκείνη των Larson-Miller (LMP). Βέβαια εξαιτίας του μεγάλου αριθμού σταθερών είναι δύσκολη η εφαρμογή της μεθόδου των Kachanov-Rabotnov. Αντίθετα η εφαρμογή των άλλων δύο μεθόδων είναι ευκολότερη αφού απαιτούν μικρότερο αριθμό σταθερών. Εντούτοις ακόμα και η Larson-Miller η οποία είναι η πιο απλή είναι αρκετά ακριβής και μπορεί να χρησιμοποιηθεί κάλλιστα σε ένα πρωταρχικό επίπεδο εκτίμησης του χρόνου ζωής.

3.2.5 Εφαρμογή συσσωρευμένου ερπυσμού.

Όλες οι μέθοδοι που έχουμε αναλύσει ανωτέρω υπολογίζουν τον απομένοντα χρόνο μέχρι τη θραύση υπό την εφαρμογή σταθερής τάσεως και θερμοκρασίας. Όμως κατά τη διάρκεια μιας αποστολής ενός αεροσκάφους στα πτερύγια του στροβίλου εφαρμόζονται συνεχώς διαφορετικές τάσεις κάτω από διαφορετικές θερμοκρασιακές συνθήκες. Άρα θα πρέπει να χρησιμοποιηθεί κάποιος αθροιστικός κανόνας για να αντιμετωπιστούν τέτοιες περιπτώσεις.

Το 1945 ο Miner δημοσίευσε ένα νόμο, ο οποίος είχε αρχικά προταθεί από τον Palmgren το 1924 και από τότε έχει τύχει ευρείας εφαρμογής σε εκτιμήσεις του κύκλου ζωής μηχανικών εξαρτημάτων. Ο νόμος αυτός χρησιμοποιεί ένα γραμμικό αθροιστικό κανόνα, ο οποίος συσχετίζει τη φθορά που οι συνθήκες κάθε περιόδου

με συγκεκριμένη τάση και θερμοκρασία προκαλούν στο πτερύγιο με το λόγο του συνολικού χρόνου προς το χρόνο μέχρι την αστοχία [19].

$$\frac{T_f}{t_f} = \sum_{i=1}^{NC} \frac{T_i}{t_{ri}} \quad (3.11)$$

όπου

T_i = η διάρκεια του κάθε διαστήματος

t_{ri} = ο χρόνος μέχρι τη θραύση για τις συνθήκες του συγκεκριμένου διαστήματος

T_f = ο συνολικός χρόνος της αποστολής

t_f = ο χρόνος μέχρι τη θραύση

Επομένως εάν γνωρίζουμε τα χρονικά διαστήματα κατά τη διάρκεια μιας αποστολής κατά τα οποία εφαρμόζονται οι συγκεκριμένες τάσεις μπορούμε να υπολογίσουμε τον απομένοντα χρόνο ζωής με την εξής διαδικασία. Αρχικά για το κάθε διάστημα εκτιμούμε το χρόνο μέχρι την αστοχία t_{ri} με μία από τις μεθόδους που περιγράψαμε προηγουμένως. Στη συνέχεια προσθέτουμε τους λόγους $\frac{T_i}{t_{ri}}$ για κάθε διάστημα. Ο λόγος του αριστερού μέλους ονομάζεται 'μέγιστη παράμετρος καταναλισκόμενης ζωής'. Από ότι δείχνει η σχέση (3.11) το υλικό θα αστοχήσει όταν η παράμετρος αυτή γίνει ίση με τη μονάδα κάτι που προϋποθέτει το άθροισμα του δεξιού μέλους να ισούται με 1. Πρακτικά η τιμή αυτή μειώνεται στο 0,86 για λόγους πρόληψης και χαμηλότερου ρίσκου [19].

3.3 Μέθοδοι εκτίμησης χρόνου ζωής στηριζόμενοι στην Κόπωση.

3.3.1 Υπολογισμός κύκλων

Για τον καθορισμό της διάρκειας ζωής λόγω κόπωσης, εξετάζονται οι φορτίσεις τις οποίες υφίσταται το εξάρτημα. Για κάθε αποστολή προκύπτει και ένα διαφορετικό διάγραμμα που δείχνει την αυξομείωση των τάσεων συναρτήσει του χρόνου. Αυτό είναι εύκολο να εξαχθεί αν γνωρίζουμε το προφίλ της συγκεκριμένης αποστολής, δηλαδή το πώς μεταβάλλονται οι στροφές και συνεπώς το σημείο λειτουργίας του κινητήρα κατά τη διάρκεια της. Για κάθε ένα σημείο υπολογίζεται η μέγιστη τάση και το σημείο που εκείνη ασκείται στο πτερύγιο. Για την εκτίμηση του χρόνου ζωής όλου του πτερυγίου αρκεί η μελέτη του χρόνου ζωής του συγκεκριμένου σημείου [11].

Στη συνέχεια το συγκεκριμένο προφίλ φορτίσεων μπορεί να αναλυθεί σε κύκλους, που όπως έχουμε ήδη αναφέρει είναι η μεταβολή ενός μεγέθους (τάσης, στρεφών) από μια μέγιστη σε μια ελάχιστη και πάλι στη μέγιστη τιμή του. Για κάθε κύκλο θα βρεθεί το εύρος και η μέση τιμή των τάσεων σύμφωνα με τις παρακάτω σχέσεις:

$$\sigma_r = \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}}{2} \quad (3.12)$$

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{\max} + \sigma_{\min}}{2} \quad (3.13)$$

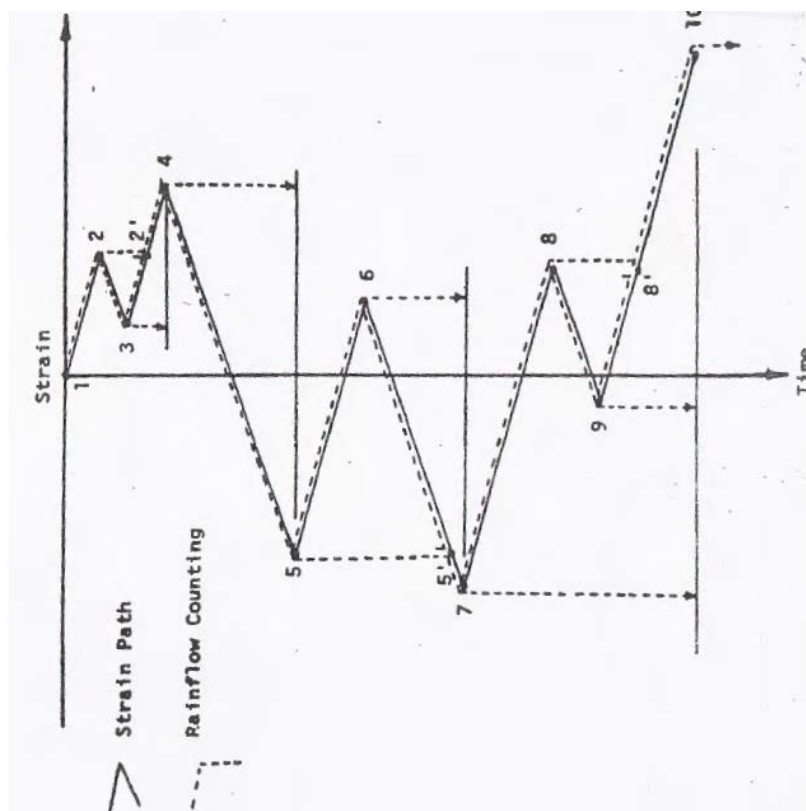
Υπάρχουν δύο μέθοδοι υπολογισμού κύκλων α) Range-Pair και β) Rainflow. Απαραίτητο για τη συνέχεια είναι να δοθούν οι παρακάτω ορισμοί.

α) Κύριος κύκλος είναι ο πλήρης κύκλος: ελάχιστη τιμή της φόρτισης-μέγιστη τιμή-ελάχιστη τιμή (ή και αντίστροφα). Ο κύριος κύκλος προκαλεί και τη μεγαλύτερη φθορά στο υλικό.

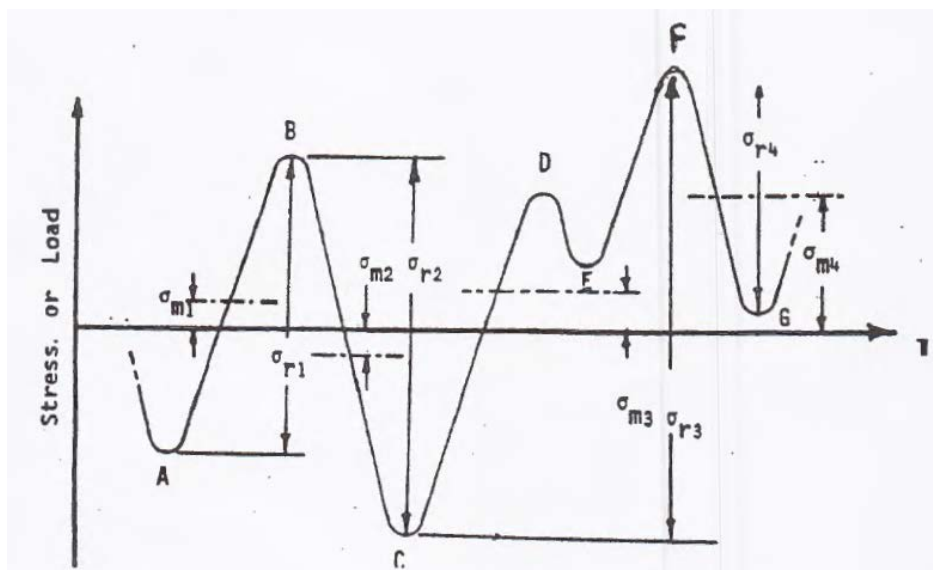
β) Δευτερέων κύκλος είναι ο πλήρης κύκλος: τοπικό ακρότατο 1-τοπικό ακρότατο 2-τοπικό ακρότατο 1.

γ) Ημι-κύκλος είναι το ήμισυ ενός πλήρους κύκλου, δηλαδή η μεταβολή: τοπικό ακρότατο 1-μέση τιμή-τοπικό ακρότατο 2.

Ως παραδείγματα ακολουθούν δύο διαγράμματα, ένα για κάθε μέθοδο.



Σχήμα 3.7: Υπολογισμός κύκλων με τη μέθοδο Rainflow [11].

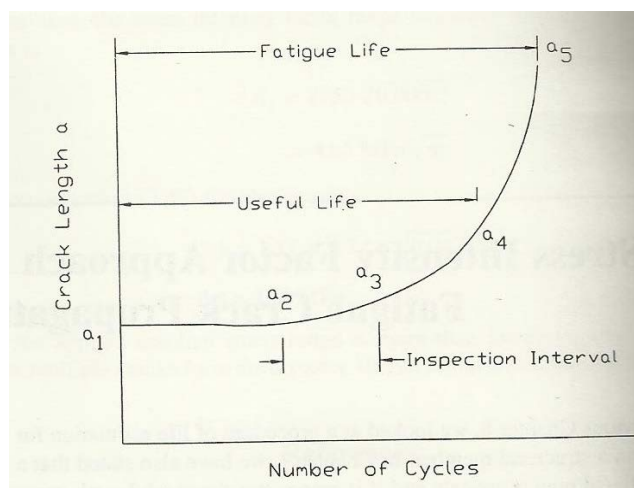


Σχήμα 3.8: Υπολογισμός κύκλων με τη μέθοδο Range-Pair [11].

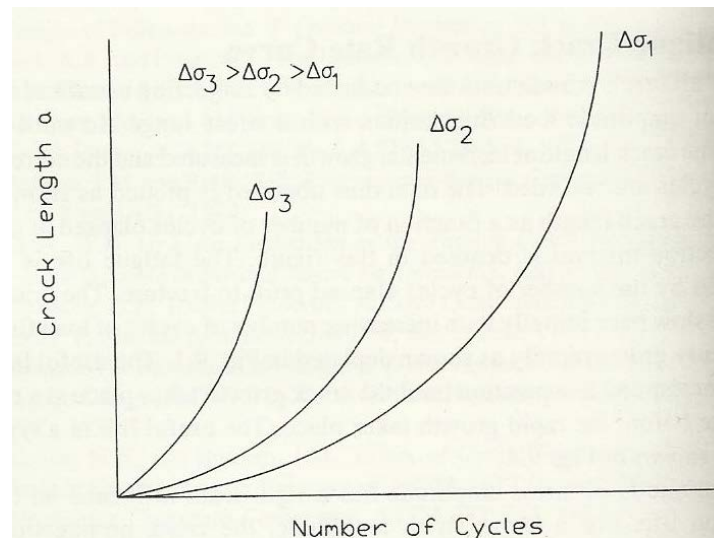
Όπως προαναφέραμε η αστοχία λόγω κόπωσης ξεκινά σε ένα σημείο που παρουσιάζεται ασυνέχεια στη δομή του κρυσταλλικού πλέγματος (εγκοπή). Η ασυνέχεια αυτή προκαλεί τη διάδοση ρωγμών στην επιφάνεια του πτερυγίου. Στην παράγραφο που ακολουθεί αναλύεται η συσχέτιση των ρωγμών με τους κύκλους.

3.3.2 Διάδοση ρωγμών και κύκλοι

Μόλις η ρωγή δημιουργηθεί διαδίδεται στην επιφάνεια του υλικού μέχρι ένα κρίσιμο μήκος στο οποίο το υλικό σπάει. Στα παρακάτω δύο διαγράμματα φαίνεται πώς η ρωγή αναπτύσσεται συναρτήσει των κύκλων από τη στιγμή που θα δημιουργηθεί, τόσο για σταθερά επιβαλλόμενο φορτίο όσο και για μεταβλητό εύρος κυκλικής τάσης [20].



Σχήμα 3.9: Ανάπτυξη ρωγμής λόγω κόπωσης υπό σταθερό φορτίο [20].

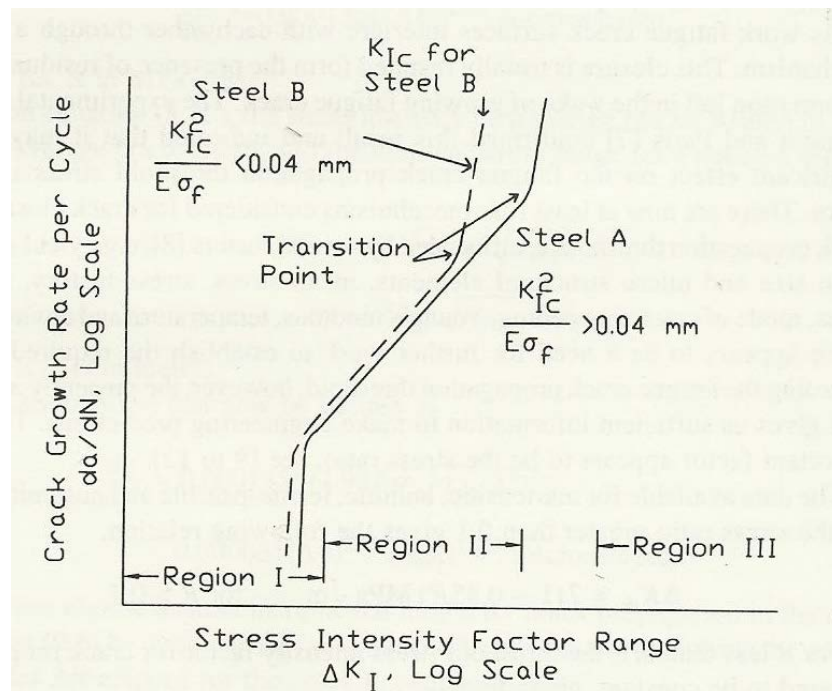


Σχήμα 3.10: Επίδραση εύρους κυκλικών τάσεων στην ανάπτυξη της ρωγμής [20].

Για την εξέταση της διάδοσης της ρωγμής (a) μέχρι το κρίσιμο μέγεθος (a_{crit}) είναι σκόπιμο να δοθεί ο ορισμός του συντελεστή συγκέντρωσης τάσεως K (Stress Intensity Factor).

Συντελεστής συγκέντρωσης τάσης ορίζεται το πηλίκο της μέγιστης κάθετης τάσης στο σύνορο της ρωγμής, προς τη μέση τάση κατά την απουσία αυτής.

Ο ρυθμός ανάπτυξης της ρωγμής $\frac{da}{dN}$ συναρτήσει του εύρους του συντελεστή συγκέντρωσης τάσεως, δίνει μία σιγμοειδής μορφής καμπύλη όπως φαίνεται στο παρακάτω σχήμα.



Σχήμα 3.11: Ανάπτυξη ρωγμής [20].

Στο σχήμα αυτό διακρίνουμε τρεις περιοχές [20].

1. Η περιοχή I με μία μη συνεχή συμπεριφορά επηρεασμένη κυρίως από τη μικροδομή, τη μέση τάση και το περιβάλλον. Στην περιοχή αυτή η ρωγμή δεν έχει γίνει ακόμα εμφανής. Αυτό συμβαίνει όταν το εύρος του συντελεστή συγκέντρωσης τάσεως φτάσει μια οριακή τιμή ΔK_{th} .
2. Η περιοχή II στην οποία υπάρχει μια γραμμική σχέση ανάμεσα στο $\frac{da}{dN}$ και ΔK . Από την εκκίνηση διάδοσης της ρωγμής το μεγαλύτερο ποσοστό της χρήσιμης ζωής του υλικού βρίσκεται μέσα σε αυτήν την περιοχή.
3. Η περιοχή III χαρακτηρίζεται από πολύ υψηλό ρυθμό ανάπτυξης της ρωγμής.

Από τη βιβλιογραφία υπάρχουν τύποι για την οριακή τιμή του εύρους του συντελεστή συγκέντρωσης τάσεως ΔK_{th} συναρτήσει του ποσοστού τάσης

$R = \frac{S_{min}}{S_{max}}$ για διάφορα είδη χάλυβα [20].

$$\Delta K = 7(1 - 0.85R) \text{ MPa}\sqrt{m} \quad \text{για } R > 0.1 \quad (3.14)$$

$$\Delta K = 6 \text{ MPa}\sqrt{m} \quad \text{για } R < 0.1 \quad (3.15)$$

Στην περιοχή II του διαγράμματος στην οποία εμπεριέχεται το μεγαλύτερο ποσοστό της χρήσιμης ζωής του υλικού υπάρχει μια γραμμική σχέση ανάμεσα στο ρυθμό ανάπτυξης της ρωγμής και το εύρος του συντελεστή συγκέντρωσης τάσεως. Αυτή η γραμμικότητα περιγράφεται από τη σχέση του νόμου του Paris. [21].

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m \quad (3.16)$$

Όπου

a = το μήκος της ρωγμής

N = ο αριθμός των κύκλων

ΔK = το εύρος του συντελεστή συγκέντρωσης τάσεως

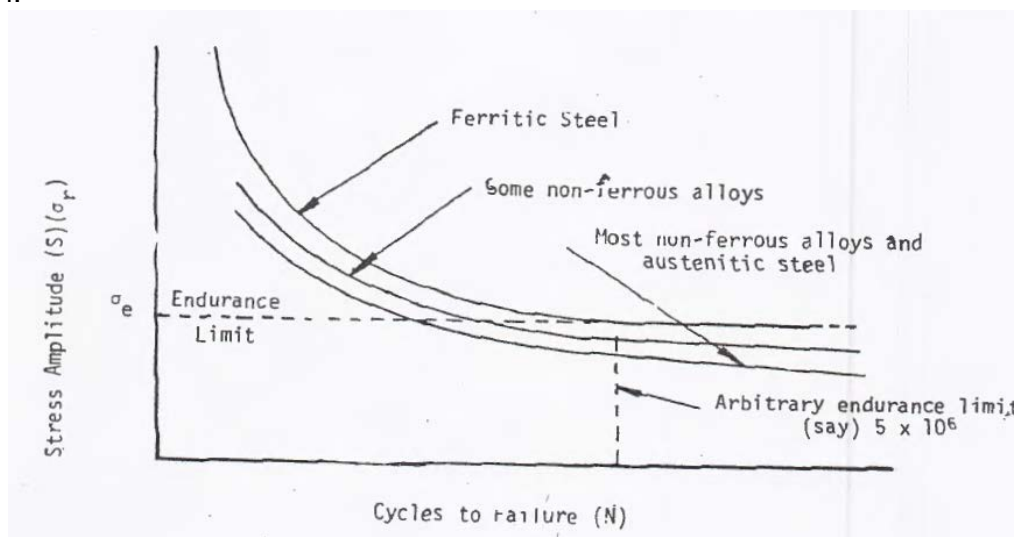
C, m = σταθερές του υλικού

Η επίλυση της εξίσωσης του νόμου του Paris είναι ικανή να δώσει τον εκτιμώμενο αριθμό κύκλων μέχρι τη στιγμή που η ρωγμή θα φτάσει στο κρίσιμο μέγεθος της και το πτερύγιο θα αστοχήσει. Αλλά μεγέθη όπως το κρίσιμο μήκος

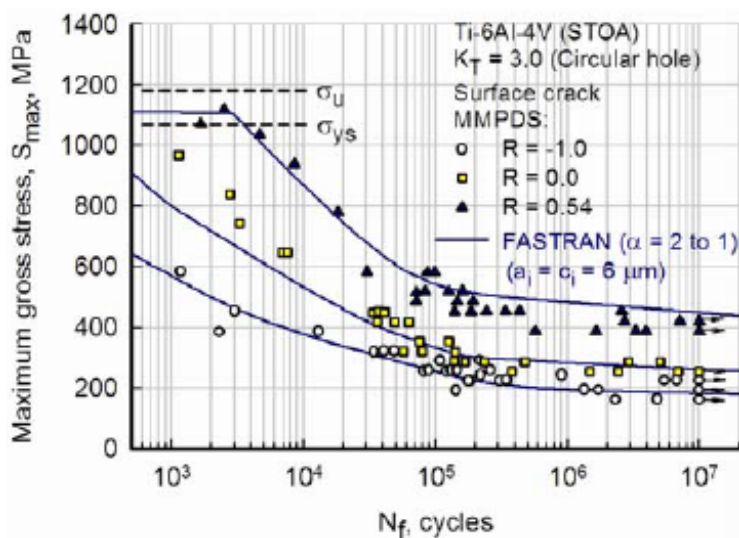
ρωγμής και ο συντελεστής συγκέντρωσης τάσης είναι δύσκολο να υπολογιστούν. Για το σκοπό αυτό κρίνεται σημαντική η σύνδεση των κύκλων με μεγέθη πιο εύκολα στον ακριβή υπολογισμό τους, όπως είναι η τάση.

3.3.3 Διαγράμματα S-N και διαγράμματα Goodman-Gerber

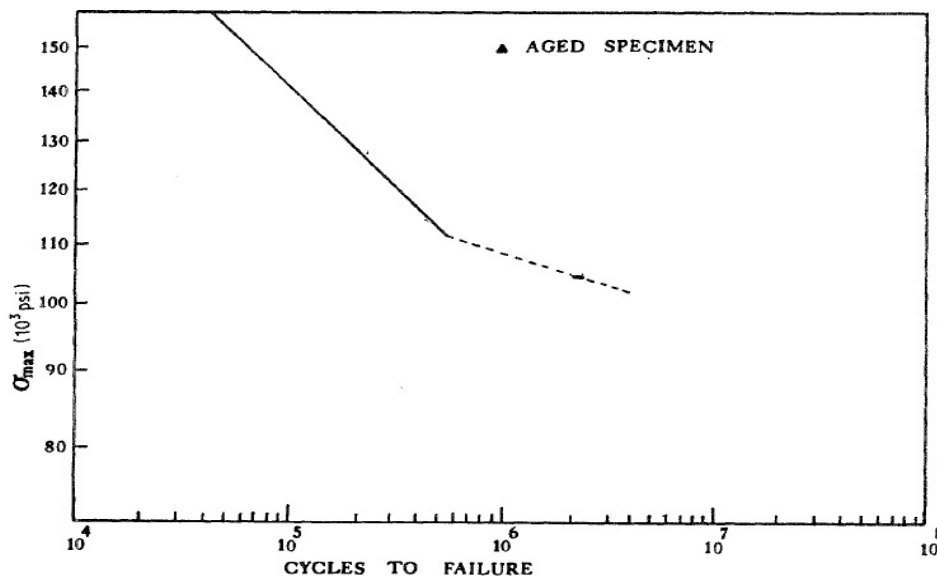
Για τα περισσότερα μέταλλα, οι μετρήσεις των τάσεων λειτουργίας (σ) συναρτήσει των κύκλων μέχρι την αστοχία (N_f), υπό μηδενική μέση τάση (σ_m) παράγουν μια καμπύλη με συνεχώς μειούμενη κλίση. Η καμπύλη αυτή είναι γνωστή ως καμπύλη S-N ή καμπύλη κόπωσης λόγω χαμηλών κύκλων. Τυπικές τέτοιες καμπύλες για διάφορα υλικά παρουσιάζονται στο Σχήμα 3.12, Σχήμα 3.13 και Σχήμα 3.14.



Σχήμα 3.12: Τυπικό διάγραμμα S-N για διάφορα υλικά [24].



Σχήμα 3.13: Κύκλοι μέχρι τη θραύση-μέγιστη τάση για κράμα τιτανίου Ti-6Al-4V [22].

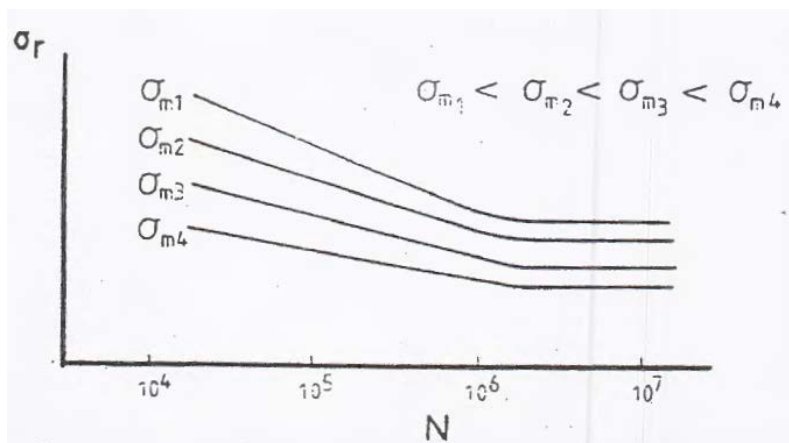


Σχήμα 3.14: S-N διάγραμμα για το υλικό Inco718 [28].

Στο πρώτο σχήμα φαίνεται η εξάρτηση της καμπύλης S-N από το υλικό ενώ στο δεύτερο από την επιφάνεια της ρωγμής. Οι καμπύλες αυτές εξάγονται πειραματικά δοκιμάζοντας δείγματα από το συγκεκριμένο υλικό στο εργαστήριο υπό καθορισμένες τιμές τάσης και θερμοκρασίας. Οι καμπύλες μπορεί να είναι είτε γενικές, δηλαδή να ισχύουν για οποιοδήποτε εξάρτημα κατασκευασμένο από το συγκεκριμένο υλικό, είτε ειδικές για ένα συγκεκριμένο εξάρτημα, π.χ. το πτερύγιο του στροβίλου. Η δεύτερη μέθοδος όπως είναι λογικό είναι ακριβέστερη. Από τα παραπάνω διαγράμματα φαίνεται πως υπάρχει μία τιμή της εφαρμοζόμενης τάσης κάτω από την οποία το υλικό δεν αστοχεί όσο μεγάλος και αν είναι ο αριθμός των κύκλων φόρτισης. Η τιμή αυτή της τάσης καλείται όριο κόπωσης, συμβολίζεται με το S_n και συνήθως κυμαίνεται από 0,2 ως 0,25 της αντοχής του υλικού σε εφελκυσμό [11].

Όπως αναφέραμε στην προηγούμενη παράγραφο κατά τη ανάλυση μιας αποστολής σε κύκλους, για κάθε έναν από αυτούς, εξάγουμε έκτος από το εύρος και τη μέση τιμή των ασκούμενων τάσεων. Όμως τα διαγράμματα S-N έχουν κατασκευαστεί με τη θεώρηση μηδενικής μέσης τάσης. Αυτό θέτει σημαντικούς περιορισμούς στον υπολογισμό του χρόνου ζωής λόγω κόπωσης. Η επίδραση της μέσης τάσης στο χρόνο ζωής είναι σημαντική κάτι που φαίνεται και από το Σχήμα 3.15.

Γι' αυτό το λόγο η επίδραση της μέσης τάσης έχει εξεταστεί με τη χρήση των διαγραμμάτων Goodman και Gerber τα οποία παριστάνουν το όριο κόπωσης συναρτήσει της τιμής της μέσης τάσης [14].



Σχήμα 3.15: Επίδραση μέσης τάσης στο χρόνο ζωής [11].

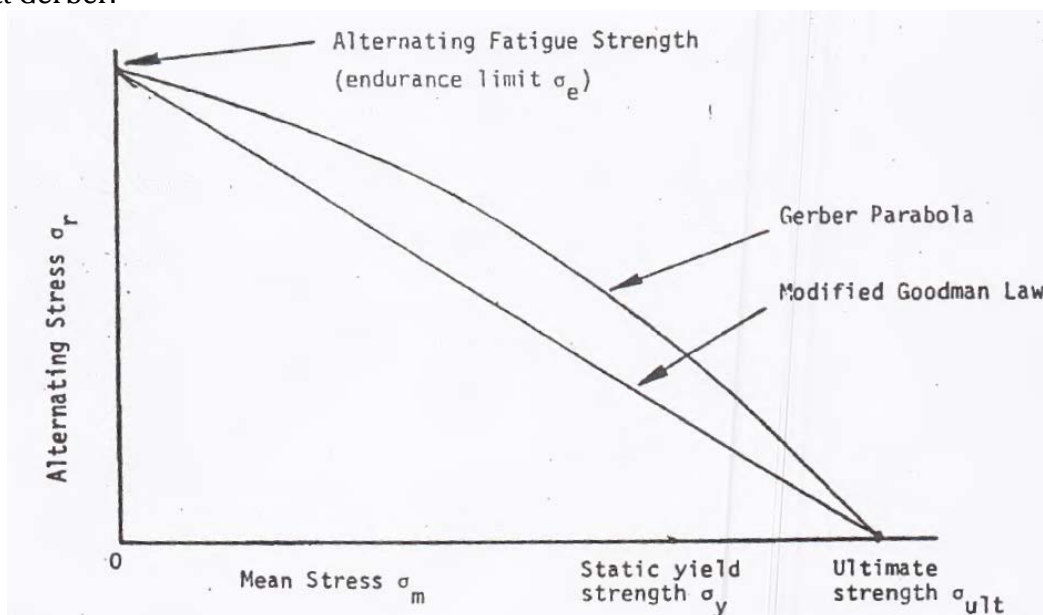
Η προσέγγιση του Goodman παρέχει ένα γραμμικό συνδυασμό του ορίου κόπωσης σ_r και της μέσης τάσης σ_m σύμφωνα με την σχέση (3.17), ενώ του Gerber ένα παραβολικό συνδυασμό αυτών σύμφωνα με την σχέση (3.18).

$$\frac{\sigma_r}{\sigma_e} + \frac{\sigma_m}{\sigma_{ult}} = 1 \quad (3.17)$$

$$\frac{\sigma_r}{\sigma_e} + \left(\frac{\sigma_m}{\sigma_{ult}} \right)^2 = 1 \quad (3.18)$$

Όπου σ_e η τάση διαρροής του υλικού και σ_{ult} η μέγιστη αντοχή του σε κυκλική φόρτιση.

Στο Σχήμα 3.16 φαίνεται μια γραφική παράσταση των εκφράσεων Goodman και Gerber.



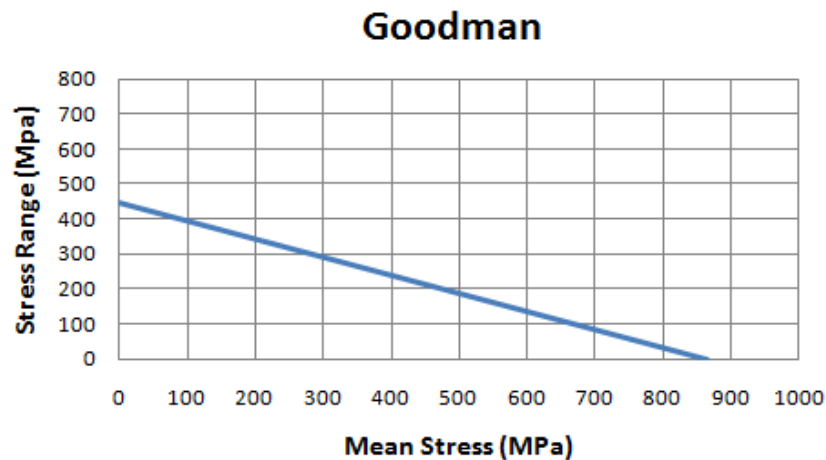
Σχήμα 3.16: Διάγραμμα Goodman και Gerber [11].

Για κάθε κύκλο έχουμε πλήρως καθορισμένο το σημείο πάνω στο διάγραμμα Goodman ή Gerber αφού γνωρίζουμε τη μέση τιμή και το εύρος των τάσεων. Στην κόπωση και συνεπώς στην αστοχία του υλικού συνεισφέρουν μόνο εκείνοι οι κύκλοι που το σημείο τους στο διάγραμμα βρίσκεται άνω της γραμμής Goodman ή της παραβολής του Gerber. Ο λόγος είναι ότι η γραμμή (ή η παραβολή) αυτή συμβολίζει το όριο κόπωσης του συγκεκριμένου υλικού, οπότε κάτω από αυτήν για όσο χρονικό διάστημα και αν επιβάλλουμε την τάση θεωρητικά δεν θα επέλθει ποτέ αστοχία. Η μαθηματική έκφραση των παραπάνω φαίνεται στις σχέσεις (3.19) και (3.20) για τις δύο περιπτώσεις.

$$\frac{\sigma_r}{\sigma_e} + \frac{\sigma_m}{\sigma_{ult}} > 1 \tag{3.19}$$

$$\frac{\sigma_r}{\sigma_e} + \left(\frac{\sigma_m}{\sigma_{ult}} \right)^2 > 1 \tag{3.20}$$

Για το υλικό Inco 718 με γνώση της τάσης διαρροής του υλικού και της μέγιστης αντοχής του σε κυκλική φόρτιση εξάγεται το παρακάτω σχήμα.



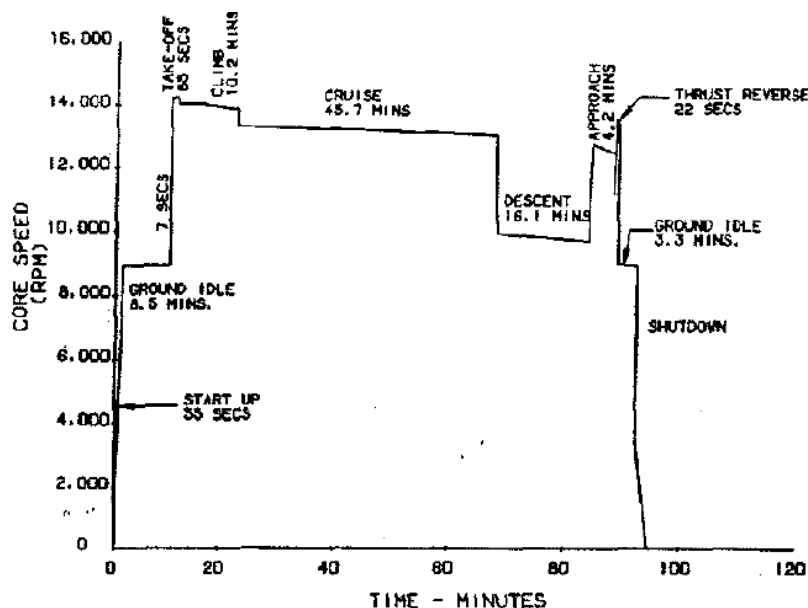
Σχήμα 3.17 Διάγραμμα Goodman για το υλικό Inco718 [28].

3.3.4 Τρόπος εφαρμογής μεθόδου εκτίμησης χρόνου ζωής λόγω κόπωσης

Στην παράγραφο αυτή θα εξηγηθεί ο τρόπος με το οποίο θα γίνει εφαρμογή της μεθόδου εκτίμησης του χρόνου ζωής λόγω κόπωσης [14].

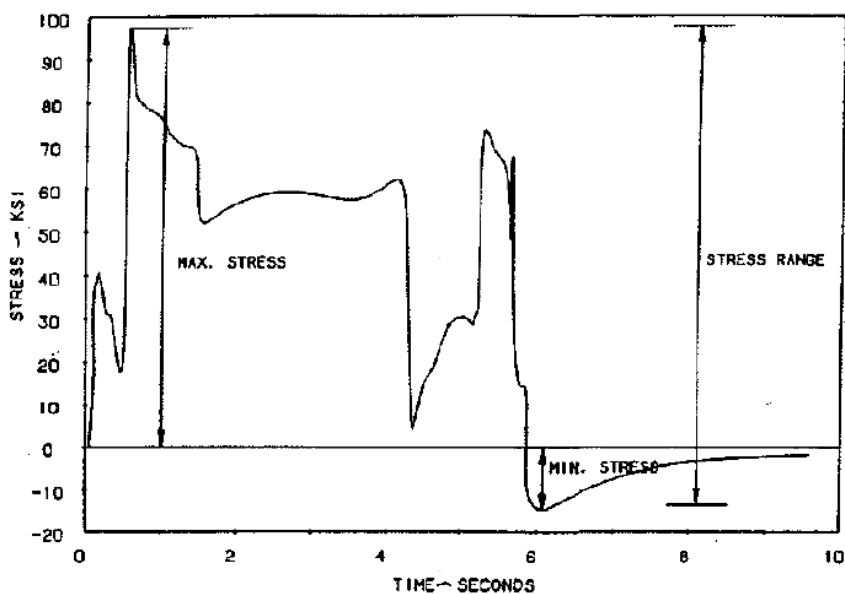
Αρχικά από την καταγραφή της πτήσεως του αεροσκάφους μπορεί να εξαχθεί το προφίλ της αποστολής (στοιχεία κινητήρα με το χρόνο). Ένα τέτοιο χαρακτηριστικό προφίλ φαίνεται στο Σχήμα 3.18. Εδώ αξίζει να σημειωθεί ότι

επειδή στόχος είναι η εκτίμηση του ελάχιστου χρόνου ζωής μέχρι τη θραύση, το προφίλ αποστολής που θα χρησιμοποιηθεί πρέπει να είναι εκείνο στις σοβαρότερες και επομένως στις πιο επικίνδυνες συνθήκες.



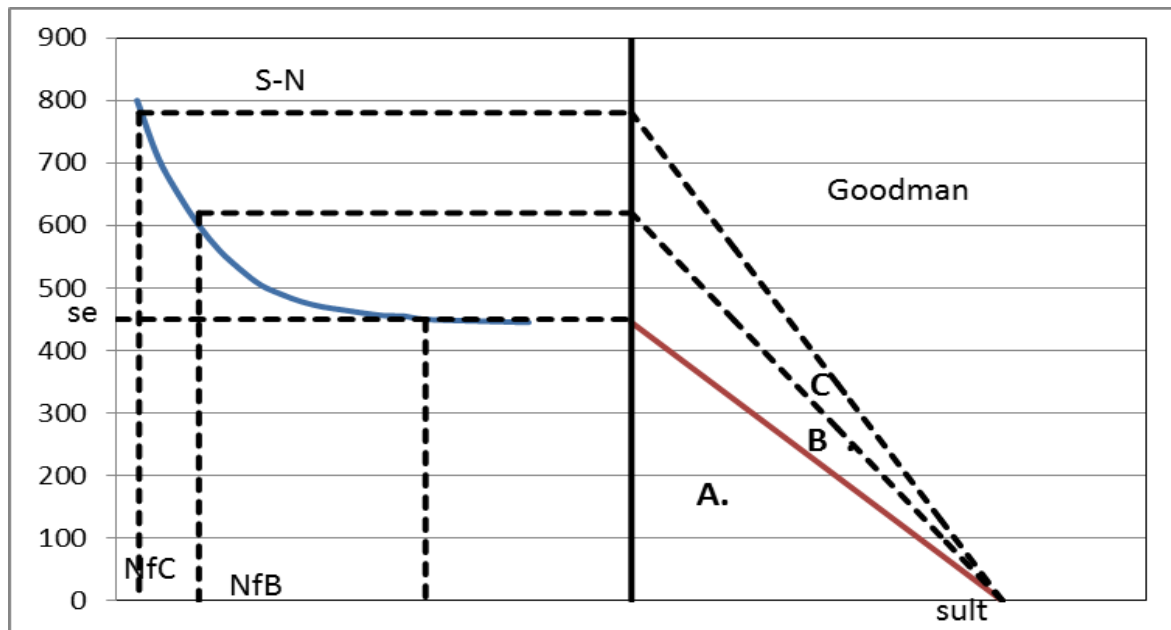
Σχήμα 3.18: Χαρακτηριστικό προφίλ αποστολής κινητήρα αεροσκάφους [14].

Τώρα είναι απαραίτητο για κάθε μία από τις κορυφές να βρεθεί η αντίστοιχη μέγιστη τάση που ασκείται στο πτερύγιο όπως θα δούμε παρακάτω. Επομένως για κάθε σημείο λειτουργίας του κινητήρα (στροφές) έχουμε και την αντίστοιχη μέγιστη ολική τάση που ασκείται στο πτερύγιο. Έτσι κατασκευάζεται το διάγραμμα μεταβολής των τάσεων συναρτήσει του χρόνου της αποστολής. Ένα τέτοιο διάγραμμα μπορεί να είναι της ακόλουθης μορφής.



Σχήμα 3.19: Προφίλ τάσεων συναρτήσει του χρόνου της αποστολής [14].

Εν συνεχεία με τη χρήση μίας εκ των μεθόδων υπολογισμού των κύκλων, Rainflow ή Range-Pair, εκτιμούνται οι κύκλοι καθώς και το εύρος και η μέση τιμή της τάσης στον καθένα. Είμαστε τώρα σε θέση να υπολογίσουμε τον αριθμό των κύκλων μέχρι την αστοχία χρησιμοποιώντας συνδυαστικά τα διαγράμματα S-N και Goodman για το αντίστοιχο υλικό. Για να γίνει πλήρως κατανοητός ο τρόπος θα χρησιμοποιηθεί το Σχήμα 3.20.



Σχήμα 3.20: Γραφική αναπαράσταση υπολογισμού χρόνου ζωής.

Έστω ότι από την ανάλυση κύκλων έχει υπολογιστεί η τιμή του εύρους και της μέσης τιμής της τάσης για τρεις περιπτώσεις A, B και Γ. Οι τιμές αυτές καθορίζουν τη θέση των αντίστοιχων σημείων στο διάγραμμα Goodman. Όπως φαίνεται το σημείο A βρίσκεται κάτω από τη γραμμή κόπωσης ενώ τα B και Γ άνω. Αυτό σημαίνει πως μόνο οι κύκλοι B και Γ συμβάλλουν στην αστοχία του πτερυγίου. Η διαδικασία και για τις δύο περιπτώσεις είναι παρόμοια. Φέρνουμε διακεκομμένη γραμμή που περνάει από το αντίστοιχο σημείο B ή Γ ξεκινώντας από το σημείο τομής της γραμμής κόπωσης με τον άξονα των τεταγμένων και σταματώντας στο άξονα των τεταγμένων. Στη συνέχεια φέρνουμε παράλληλη γραμμή με τον άξονα των τεταγμένων τέμνοντας την καμπύλη S-N. Από το σημείο τομής φέρνουμε κάθετη στον άξονα των τεταγμένων όπου το σημείο τομής με τον άξονα αυτόν μας δίνει τους κύκλους μέχρι την αστοχία. Οι κύκλοι για την περίπτωση Γ είναι προφανώς μικρότεροι καθώς έχουμε μεγαλύτερη τιμή της τάσης.

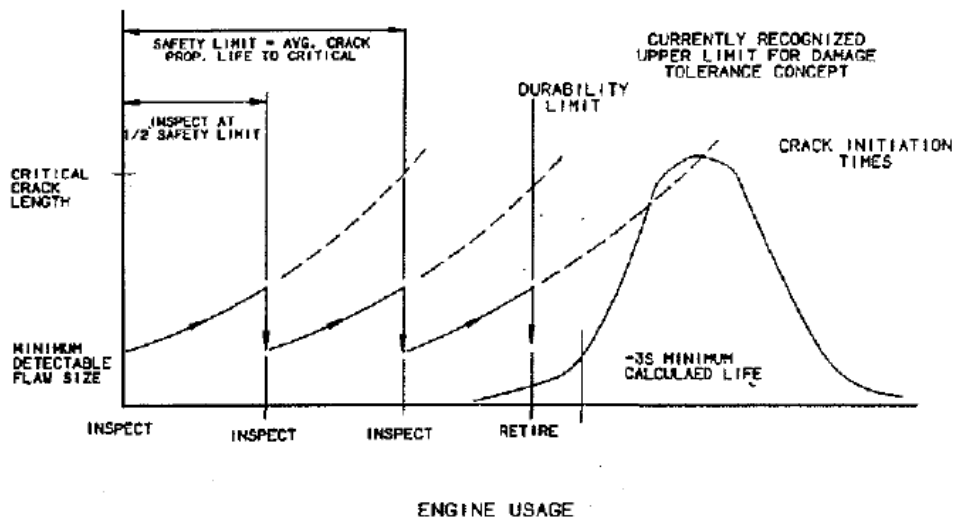
Ο χρόνος ζωής που υπολογίστηκε με τον τρόπο αυτό συνήθως μειώνεται κατά ένα ποσοστό ανάλογα με τον συντελεστή ασφαλείας που υιοθετείται ανά

περίπτωση. Αυτό καθορίζεται από τον εκάστοτε κατασκευαστή και εξαρτάται από διάφορους παράγοντες όπως ο αριθμός των επιθεωρήσεων, εμπειρία και ποιότητα του αναλυτικού υπολογισμού που πραγματοποιήθηκε [23].

Αν και η διαδικασία αυτή είναι αρκετά ασφαλής για τα πολιτικά αεροσκάφη, στα στρατιωτικά όμως η προσέγγιση του χρόνου ζωής είναι πιο συντηρητική. Αυτό συμβαίνει λόγω της υψηλής επικινδυνότητας που απορρέει από την ανάπτυξη τεράστιων επιταχύνσεων κατά την διάρκεια ελιγμών.

Η αναλυτική διαδικασία που ακολουθήθηκε προηγουμένως για τα πολιτικά αεροσκάφη με στόχο τον υπολογισμό του ελάχιστου αριθμού κύκλων μέχρι την αστοχία ισχύει και στα στρατιωτικά με τη μόνη διαφορά ότι τώρα ο χρόνος αυτός ονομάζεται όριο αντοχής, ενώ ακολουθείται και ένα επιπλέον βήμα.

Τυπικά τα εξαρτήματα των στρατιωτικών κινητήρων υπόκεινται σε πλήρη έλεγχο ανά τακτά χρονικά διαστήματα. Το διάστημα μεταξύ των ελέγχων αυτών βασίζεται στο χρόνο που χρειάζεται η ελάχιστη ανιχνεύσιμη ρωγμή να φτάσει στο κρίσιμο μήκος της (μέχρι την αστοχία). Στην πράξη το διάστημα λαμβάνεται ίσο με το μισό του χρόνου αυτού. Ακολουθώντας τη συγκεκριμένη διαδικασία σχεδόν εκμηδενίζεται η πιθανότητα να συμβεί κάποια αστοχία. Ένα τυπικό διάγραμμα της διαδικασίας αυτής φαίνεται στο παρακάτω σχήμα.



Σχήμα 3.21: Ανάπτυξη ρωγμών συναρτήσει του χρόνου [23].

Αφού έγινε κατανοητός ο τρόπος εκτίμησης των απομενόντων κύκλων μέχρι τη θραύση, είναι απαραίτητο να παρουσιαστούν τα μοντέλα υπολογισμού των τάσεων που αναπτύσσονται στα πτερύγια. Η γνώση των τάσεων είναι απαραίτητη για την εφαρμογή, τόσο των βασιζόμενων σε φαινόμενα ερπυσμού μεθόδων, όσο και σε εκείνων που βασίζονται σε φαινόμενα λόγω κόπωσης.

3.4 Μοντέλο υπολογισμού τάσης.

3.4.1 Αναλυτικό μοντέλο.

Το μοντέλο τάσεως θεωρεί το φυγοκεντρικό φορτίο και τη καμπτική ροπή εξαιτίας των καυσαερίων ως τις μοναδικές πηγές τάσης. Το φυγοκεντρικό φορτίο οφείλεται στην περιστροφή της μηχανής ενώ η καμπτική ροπή των καυσαερίων οφείλεται α) στην αλλαγή της ορμής των καυσαερίων και β) στην παρουσία διαφοράς στη στατική πίεση. Στο μοντέλο γίνονται οι εξής υποθέσεις [16]:

1. η αξονική ταχύτητα παραμένει σταθερή καθ' ύψος του πτερυγίου
2. οι δυνάμεις στο πτερύγιο (φυγοκεντρικό φορτίο, διαφορά στατικής πίεσης, μεταβολή της ορμής) ασκούνται στο κέντρο βάρους του κάθε τμήματος του πτερυγίου

Σύμφωνα με το μοντέλο το πτερύγιο χωρίζεται σε τμήματα και η φυγόκεντρος δύναμη κάθε τμήματος υπολογίζεται από τη σχέση:

$$CF_{Seci} = \rho \times A_{AvCsi} \times h_{Seci} \times \omega^2 \times d_{CGi} \quad (3.21)$$

όπου :

ρ = η πυκνότητα του πτερυγίου

i = αντιστοιχεί στην αρίθμηση του εκάστοτε τμήματος

A_{AvCs} = η μέση διατομή του πτερυγίου μεταξύ του προηγούμενου και του επόμενου τμήματος

h_{Sec} = το ύψος του τμήματος του πτερυγίου

ω = η γωνιακή ταχύτητα

d_{CG} = η απόσταση μεταξύ του άξονα περιστροφής και του κέντρου βάρους (CG) του εκάστοτε τμήματος του πτερυγίου

Οπότε η φυγοκεντρική τάση σε κάθε τμήμα σ_{CFSec} υπολογίζεται από τη σχέση (3.22) όπου A_{Cs} είναι διατομή του τμήματος του πτερυγίου i και n ο αριθμός των τμημάτων που χωρίζουμε το πτερύγιο.

$$\sigma_{CFSeci} = \frac{\sum_i^n CF_{Seci}}{A_{Csi}} \quad (3.22)$$

Σε περίπτωση που χωρίζουμε το πτερύγιο σε τμήματα με ίση διατομή εύκολα προκύπτει

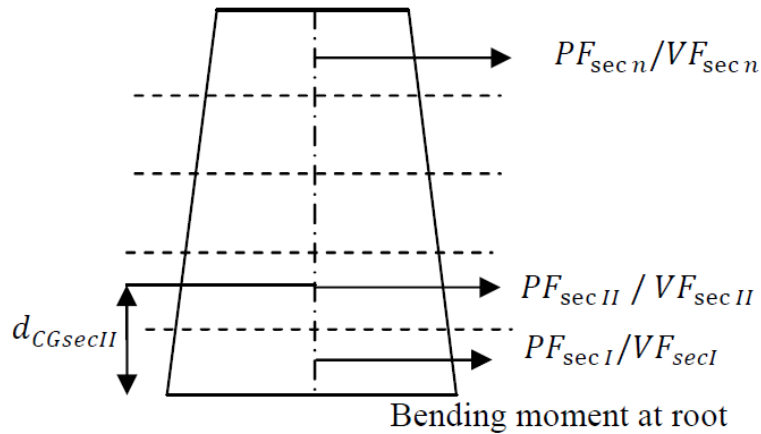
$$\sigma_{CF_{Seci}} = \rho \times h_{Seci} \times \omega^2 \times d_{CGi} \quad (3.23)$$

Τώρα με σκοπό να υπολογίσουμε την τάση καμπτικής ροπής εξ' αιτίας της διαφοράς στατικής πίεσης (βλέπε Σχήμα 3.22), υπολογίζουμε τη δύναμη πίεσης του κάθε τμήματος PF_{Sec} από τη σχέση (3.24) και στη συνέχεια τη ροπή της δύναμης αυτής BMP_{Sec} από τη σχέση (3.25).

$$PF_{Seci} = \frac{A_{AnSeci} \times \Delta p_{AvSeci}}{N_b} \quad (3.24)$$

$$BMP_{Seci} = \sum_i^n (PF_{Seci} \times d_{CGseci}) \quad (3.25)$$

Όπου A_{AnSec} η διατομή του κάθε τμήματος, Δp_{AvSec} η διαφορά στατικής πίεσης στο κάθε τμήμα, N_b ο αριθμός των πτερυγίων.



Σχήμα 3.22: Καμπτική ροπή στη βάση του πτερυγίου λόγω διαφοράς στατικής πίεσης/μεταβολή ροπής [16].

Επιπρόσθετα επειδή το καυσαέριο διασχίζει το πτερύγιο αναπτύσσονται δυνάμεις λόγω της διαφοράς που δημιουργείται ανάμεσα στη ταχύτητα εισόδου και εξόδου από αυτό. Αυτές οι δυνάμεις παράγονται λόγω της μεταβολής της ορμής των καυσαερίων τόσο σε αξονική όσο και σε εφαπτομενική κατεύθυνση. Οι δυνάμεις ορμής VF_{Sec} και στις δύο αυτές κατευθύνσεις υπολογίζονται μέσω της παρακάτω σχέσης

$$VF_{Seci} = \frac{m_{Area} \times A_{AnSeci} \times \Delta V_{AvSeci}}{N_b} \quad (3.26)$$

Όπου m_{Area} η ανά μονάδα εμβαδού παροχή μάζας του κάθε τμήματος και ΔV_{AvSec} η μέση μεταβολή της ταχύτητας σε κάθε τμήμα.

Οπότε υπολογίζουμε την ροπή των δυνάμεων αυτών BMV_{Sec} σύμφωνα με τη σχέση

$$BMV_{Seci} = \sum_i^n (VF_{Seci} \times d_{CGseci}) \quad (3.27)$$

Βέβαια επειδή οι κύριοι άξονες του πτερυγίου δεν συμπίπτουν με του κινητήρα είναι απαραίτητη η αλλαγή αξόνων μέσω των σχέσεων

$$M_{xvi} = (BMP_{Seci} + BMV_{Sec(axial)i}) \sin \theta + BMV_{Sec(tan)i} \cos \theta \quad (3.28)$$

$$M_{yyi} = (BMP_{Seci} + BMV_{Sec(axial)i}) \cos \theta - BMV_{Sec(tan)i} \sin \theta \quad (3.29)$$

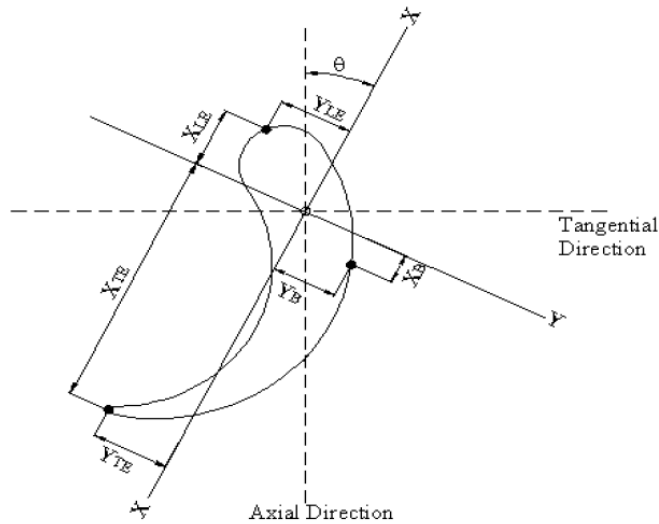
όπου θ η γωνία κλίσης του άξονα του πτερυγίου σε σχέση με αυτόν της μηχανής.

Με αυτόν τον τρόπο θα υπολογίσουμε την τάση καμπτικής ροπής σε τρία διαφορετικά σημεία του πτερυγίου α)στο χείλος προσβολής, β)στο χείλος εκφυγής και γ) στο πίσω μέρος(πλάτη) του πτερυγίου χρησιμοποιώντας τη σχέση

$$\sigma_{Bmi} = \frac{M_{xvi}}{I_{mini}} Y_i + \frac{M_{yyi}}{I_{maxi}} X_i \quad (3.30)$$

όπου I_{min} και I_{max} η ελάχιστη και η μέγιστη τιμή της ροπής αδράνειας αντίστοιχα και Y_i και X_i οι αποστάσεις μεταξύ της αντίστοιχης θέσης και του κέντρου βάρους του πτερυγίου όπως φαίνονται στο Σχήμα 3.23.

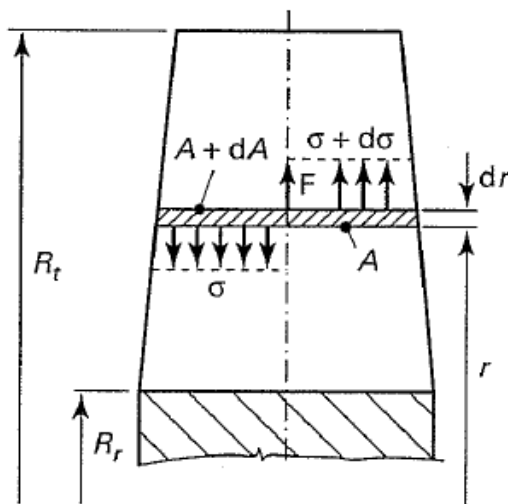
Το αποτέλεσμα του μοντέλου είναι ο υπολογισμός της μέγιστης τάσης στα τμήματα του πτερυγίου αφού έχουν προστεθεί οι τάσεις που προκαλούν το φυγοκεντρικό φορτίο και η καμπτική ροπή των καυσαερίων. Αξίζει να σημειωθεί ότι το σημείο που εμφανίζεται η μέγιστη τάση, δηλαδή το χείλος προσβολής, το χείλος εκφυγής ή η πλάτη του πτερυγίου εξαρτάται από τις συνθήκες λειτουργίας της μηχανής και τη γεωμετρία του πτερυγίου.



Σχήμα 3.23: Σχηματική απεικόνιση του πτερυγίου και των κατευθύνσεων της ροής των καυσαερίων [16].

3.4.2 Απλουστευμένο μοντέλο.

Στην πράξη, ο υπολογισμός των τάσεων που περιγράφηκε είναι αρκετά περίπλοκος, επειδή απαιτεί τη γνώση της πλήρους γεωμετρίας του πτερυγίου, καθώς και τις τιμές της ταχύτητας και της πίεσης πριν και μετά από αυτό. Για το λόγο αυτό χρησιμοποιήσαμε ένα πιο απλό μοντέλο το οποίο θα περιγραφεί αμέσως παρακάτω [25]. Στο Σχήμα 3.24 φαίνεται η τομή ενός πτερυγίου και οι ασκούμενες τάσεις σε μια τομή του.



Σχήμα 3.24: Τομή πτερυγίου στροβίλου στο οποίο φαίνονται οι ασκούμενες τάσεις [25].

Εφαρμόζοντας την ισορροπία δυνάμεων στην τομή αυτή παίρνουμε την παρακάτω εξίσωση

$$(\sigma + d\sigma)(A + dA) + F - \sigma A = 0 \quad (3.31)$$

Στην εξίσωση αυτή η δύναμη F είναι ίση με την φυγόκεντρο δύναμη που ασκείται στο στοιχείο που βρίσκεται σε ακτίνα r και έχει περιστροφική ταχύτητα ω

$$F = (\rho A dr) r \omega^2 \quad (3.32)$$

Αντικαθιστώντας την εξίσωση (3.32) στην (3.31) προκύπτει

$$A d\sigma + \sigma dA = -\rho A \omega^2 r dr \quad (3.33)$$

Η εξίσωση αυτή ισορροπίας μπορεί να εφαρμοστεί σε διάφορες περιπτώσεις μεταβολής της διατομής του πτερυγίου.

1. Πτερύγιο με σταθερή διατομή $dA=0$

Η εξίσωση ισορροπίας γίνεται

$$A d\sigma + \rho A \omega^2 r dr = 0 \quad (3.34)$$

Η ολοκλήρωση της μας δίνει μια παραβολική μεταβολή της τάσης από τη βάση μέχρι την κορυφή του πτερυγίου.

$$\sigma_i = \frac{\rho \omega^2}{2} (R_i^2 - R_r^2) \quad (3.35)$$

Γνωρίζοντας ότι η μέγιστη τιμή της τάσης εμφανίζεται στη βάση του πτερυγίου μπορούμε να πάρουμε την τιμή αυτής από τη σχέση

$$\sigma_{\max} = \frac{\rho \omega^2}{2} (R_i^2 - R_r^2) \quad (3.36)$$

Η παραπάνω σχέση μπορεί να απλοποιηθεί περαιτέρω. Παίρνοντας την πυκνότητα ρ σε kg/m^3 τις στροφές N σε rev/min και την δακτυλιοειδή επιφάνεια A σε m^2 έχουμε

$$\sigma_{\max} = 1.75 \times 10^{-9} (\rho A N^2) \quad (3.37)$$

σε MPa.

2. Πτερύγια με γραμμική και παραβολική μεταβολή διατομής

Τα πτερύγια του στροβίλου μπορούν να περιγραφθούν από μία γραμμική ή παραβολική διαμόρφωση της διατομής τους από τη βάση μέχρι την κορυφή. Οπότε η παραπάνω σχέση για την μέγιστη τάση μπορεί να γενικευτεί ως εξής [25].

$$\sigma_{\max} = K(1.75 \times 10^{-9})(\rho AN^2) \quad (3.38)$$

Όπου το K παίρνει τιμές ανάλογα με τη διαμόρφωση της διατομής του πτερυγίου

- $K=1$ ομοιόμορφη διατομή
- $K= (1+d_r)/3+(a+d_r)/3(1+a)$ γραμμική διαμόρφωση
- $K= 2d_m/3+(a+d_r)/3(1+a)$ παραβολική διαμόρφωση

και

$a =$ ο λόγος της ακτίνας της βάσης προς την ακτίνα της κορυφής $= R_r / R_t$

$d_r =$ ο λόγος της διατομής της κορυφής προς τη διατομή της βάσης $= A_r / A_t$

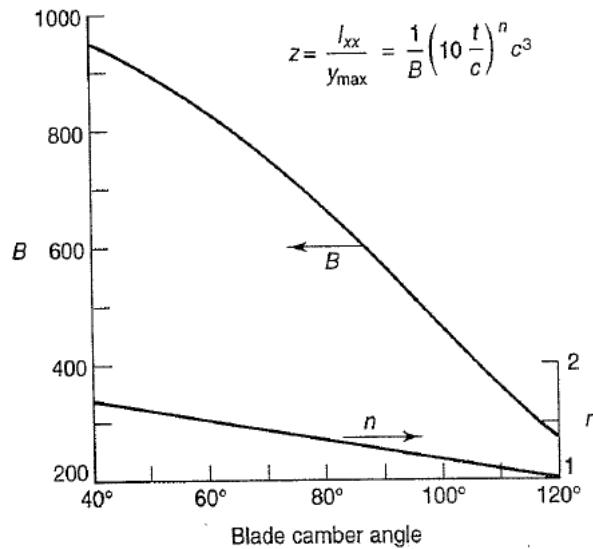
$d_m =$ ο λόγος της μέσης διατομής προς τη διατομή της βάσης $= A_m / A_t$

Όσον αφορά τον υπολογισμό της καμπτικής τάσης που προκαλούν τα καυσαέρια ακολουθείται η εξής διαδικασία. Η καμπτική τάση των καυσαερίων σ_{gb} είναι εφελκυστική στις ακμές προσβολής και εκφυγής του πτερυγίου και θλιπτική στο πίσω μέρος του (πλάτη). Ενώ η μέγιστη τιμή της εμφανίζεται στην βάση του πτερυγίου. Επειδή η ροπή στην αξονική διεύθυνση είναι με διαφορά πιο σημαντική σε σχέση με εκείνη στην εγκάρσια και ο κύριος άξονας XX του πτερυγίου έχει μικρή απόκλιση από την αξονική διεύθυνση (μικρή γωνία θ), μια καλή προσέγγιση της μέγιστης τιμής της καμπτικής τάσης θα είναι η εξής [25].

$$(\sigma_{gb})_{\max} = \frac{m(V_{u2m} + V_{u3m})}{n} \frac{h}{2} \frac{1}{zc^3} \quad (3.39)$$

Όπου V_{u2m} και V_{u3m} οι συνιστώσες της απόλυτης ταχύτητας στην κατεύθυνση της εφαπτομενικής ταχύτητας U πριν και μετά τον ρότορα του στροβίλου υπολογισμένα στη μέση διάμετρο και m η παροχή μάζας των καυσαερίων που διέρχεται από τη βαθμίδα του στροβίλου. Το γινόμενο $m(V_{u2m} + V_{u3m})$ ισούται σύμφωνα με το γνωστό νόμο του Euler με το έργο της βαθμίδας τους στροβίλου, h είναι το ύψος του πτερυγίου, n ο αριθμός των πτερυγίων, c το μήκος της χορδής και z η ελάχιστη τιμή του λόγου I_{xx}/y .

Φαίνεται ότι η $(\sigma_{gb})_{\max}$ είναι ανάλογη του έργου της βαθμίδας και του ύψους και αντιστρόφως ανάλογη του αριθμού των πτερυγίων και του z . Το γινόμενο zc^3 το λαμβάνουμε συνήθως μαζί διότι το z είναι συνάρτηση της γωνίας καμπυλότητας του πτερυγίου και του λόγου πάχους προς μήκος χορδής. Ένας προσεγγιστικός κανόνας για την εκτίμηση του z δίνεται στο Σχήμα 3.21 [25].



Σχήμα 3.25: Διάγραμμα υπολογισμού σταθερών B και n συναρτήσει της γωνίας καμπυλότητας [25].

Από το παραπάνω σχήμα αρκεί η γνώση της γωνίας καμπυλότητας του πτερυγίου, η οποία ισούται με τη γωνία που το πτερύγιο στρίβει τη ροή για τον υπολογισμό των συντελεστών B και n .

Με σκοπό να γίνουν κατανοητές οι μέθοδοι υπολογισμού της μέγιστης φυγοκεντρικής και καμπτικής τάσης θα παρουσιαστεί ένα παράδειγμα για ένα τυπικό πτερύγιο στροβίλου. Τα δεδομένα που θα χρειαστούν φαίνονται στον παρακάτω πίνακα

β_2	39,12°	t/c	0,2
β_3	51,13°	$c(m)$	0,023
α_2	62,15°	n	71
α_3	12,12°	$N(\text{rev}/s)$	250
$A_2(m^2)$	0,0833	$V_a(m/s)$	272
$A_3(m^2)$	0,1047	$m(kg/s)$	20
$h_2(m)$	0,0612	$\rho(kg/m^3)$	8000
$h_3(m)$	0,077		

Πίνακας 3.4: Δεδομένα αριθμητικού παραδείγματος [25].

Για την φυγοκεντρική τάση με την υπόθεση ομοιόμορφης διαμόρφωσης διατομής ($K=1$) έχουμε:

$$\sigma_{\max} = 1.75 \times 10^{-9} (\rho AN^2)$$

Αφού γνωρίζουμε τη διατομή στην είσοδο και έξοδο του ρότορα η διατομή της δακτυλιοειδούς επιφάνειας θα είναι το ημιάθροισμα αυτών.

$$A = \frac{1}{2}(A_2 + A_3) = \frac{1}{2}(0.0833 + 0.1047) = 0.094 m^2$$

και επειδή ο τύπος θέλει το N σε rev/min έχουμε

$$N = 250 (rev / s) \times 60 = 15000 (rev / min).$$

Επομένως

$$\sigma_{\max} = 1.75 \times 10^{-9} \times 8000 \times 0.094 \times 15000^2 = 296.1 MPa.$$

Για τη μέγιστη καμπτική τάση χρειαζόμαστε τη γωνία στροφής των καυσαερίων η οποία ισούται με $\beta_2 + \beta_3 = 39,12 + 51,13 \sim 90^\circ$

Επομένως από το Σχήμα 3.25 παίρνουμε $B=570$ και $n=1.27$. Άρα

$$(z)_{root} = \frac{(10 \times 0.2)^{1.27}}{570} = 0.00423.$$

$$m(V_{U2} + V_{U3}) = mV_a (\tan a_2 + \tan a_3) = 20 \times 272(1.624 + 0.176) = 9800 N.$$

Το ύψος του πτερυγίου ισούται με το ημιάθροισμα του ύψους στην είσοδο και την έξοδο του ρότορα $h=0.5(h_2+h_3)=0.0691$ m.

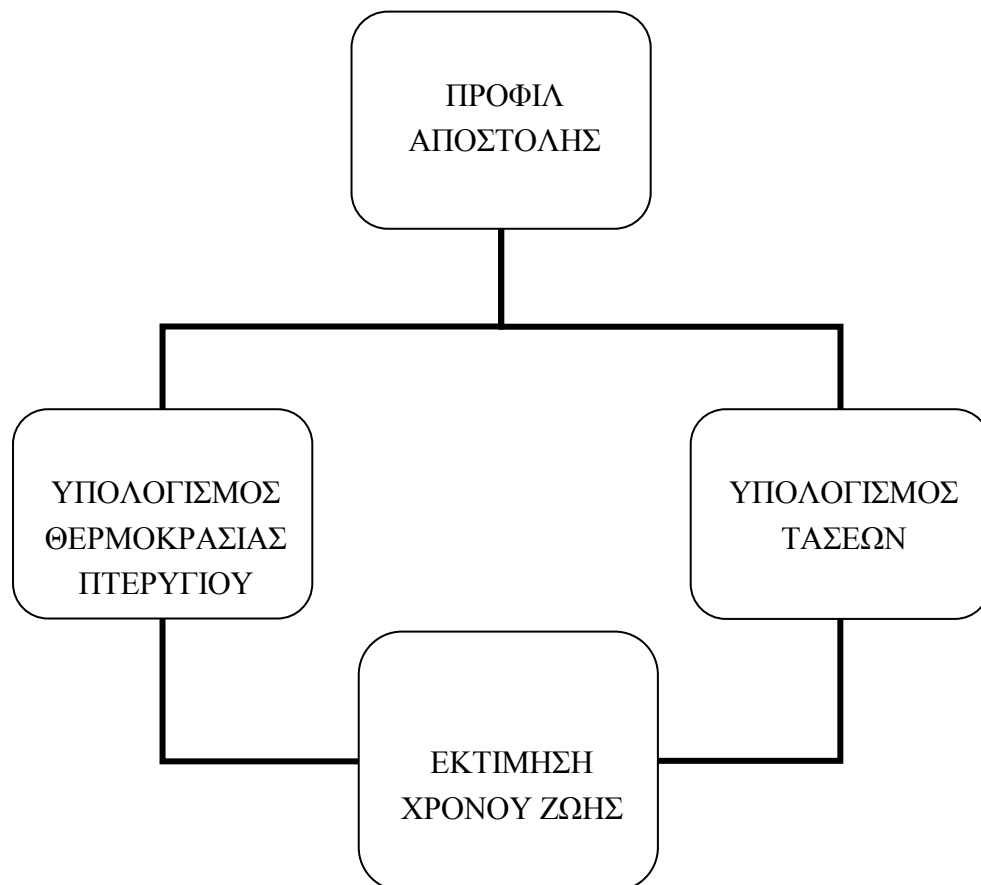
Τώρα μπορούμε να υπολογίσουμε τη μέγιστη καμπτική τάση.

$$(\sigma_{gb})_{\max} \cong \frac{9800}{71} \frac{0.0691}{2} \frac{1}{0.00423 \times 0.023^2} \cong 93 MPa.$$

4

Εφαρμογή σε Πραγματικές Αποστολές

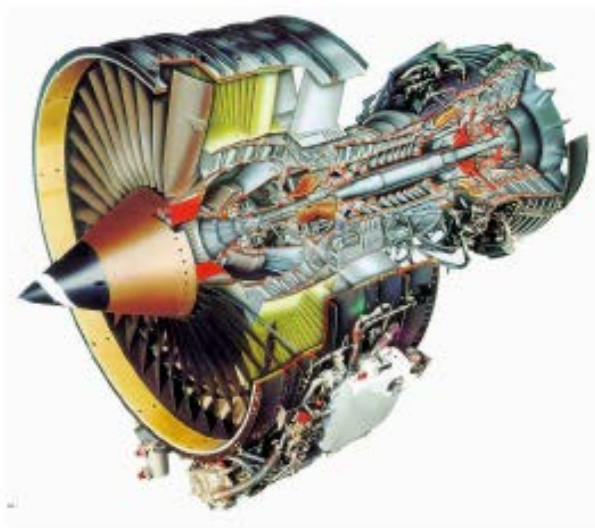
Στο κεφάλαιο αυτό θα εφαρμόσουμε τις μεθόδους που περιγράψαμε στα προηγούμενα κεφάλαια στον κινητήρα CFM56-7B27. Για δεδομένες αποστολές του κινητήρα αυτού στο πολιτικό αεροσκάφος Airbus A320, θα υπολογιστούν οι θερμοκρασίες των πτερυγίων του ρότορα του στροβίλου υψηλής πίεσης μετά από την ψύξη του, οι μέγιστες τάσεις που εμφανίζονται κατά τη διάρκεια κάθε αποστολής στα πτερύγια και τέλος θα εκτιμηθεί ο χρόνος μέχρι τη θραύση τους. Το λογικό διάγραμμα ροής της διαδικασίας που ακολουθήθηκε φαίνεται στο Σχήμα 4.1.



Σχήμα 4.1: Η διαδικασία που ακολουθήθηκε

4.1 Γενικά χαρακτηριστικά κινητήρα

Ο κινητήρας CFM56 είναι turbofan κινητήρας διπλής ατράκτου, διπλού ρεύματος, μεγάλου λόγου παράκαμψης χωρίς ανάμιξη. Είναι αποτέλεσμα της σύμπραξης των εταιριών SNECMA και General Electric στην εταιρία CFM International. Είναι ένας κινητήρας που χρησιμοποιείται σε κάποια από τα πιο δημοφιλή πολιτικά αεροσκάφη όπως τα Airbus A320/A340 και τα Boeing 737, έχοντας πάρα πολλές εφαρμογές σε ακόμη περισσότερα αεροσκάφη αλλά και πολλές ώρες πτήσης. Η πρώτη του σχεδίαση έγινε το 1972, αλλά χρησιμοποιήθηκε ευρέως μετά το 1980. Ο κινητήρας από την αρχική του σχεδίαση μέχρι σήμερα έχει 6 εκδόσεις, με πολλές διαφοροποιήσεις σε κάθε έκδοση. Η αρχική έκδοση ήταν ο CFM56-2 αλλά οι πιο δημοφιλείς εκδόσεις είναι ο CFM56-3/-5/-7, ενώ η έκδοση CFM56-7, όπου είναι η τελευταία έκδοση θα είναι εκείνη της οποίας τα δεδομένα πτήσης θα χρησιμοποιήσουμε. Σε κάθε έκδοση υπάρχουν διαφορές σε χαρακτηριστικά κυρίως επιδόσεων, αλλά δεν αλλάζει κάτι στις συνιστώσες και στην διάταξη του κινητήρα. Ο κινητήρας του οποίου η διάταξη θα παρουσιαστεί παρακάτω είναι ο CFM56-7 και συγκεκριμένα ο 7B27 [26].



Σχήμα 4.2: Ο κινητήρας CFM56-7B [26].

4.1.1 Διάταξη του κινητήρα

Ο κινητήρας αποτελείται από τις παρακάτω συνιστώσες.

- Τον αγωγό εισόδου,
- τον ανεμιστήρα (fan),
- τον συμπιεστή χαμηλής πίεσης,

- τον συμπιεστή υψηλής πίεσης,
- τον θάλαμο καύσης,
- τον στρόβιλο υψηλής πίεσης,
- τον στρόβιλο χαμηλής πίεσης και
- το ακροφύσιο κυρίου ρεύματος και ρεύματος παράκαμψης.

Ο ανεμιστήρας είναι μονοβάθμιος και υπάρχουν διαφοροποιήσεις στον αριθμό των πτερυγίων ανά έκδοση. Στην έκδοση -7 έχει 22 πτερύγια και διάμετρο 61 in. Ο ανεμιστήρας διακινεί τον αέρα στο κυρίως ρεύμα και στο ρεύμα παράκαμψης. Μέσω της εσωτερικής ατράκτου χαμηλής ταχύτητας ενώνεται με τον συμπιεστή χαμηλής πίεσης και τον στρόβιλο χαμηλής πίεσης.

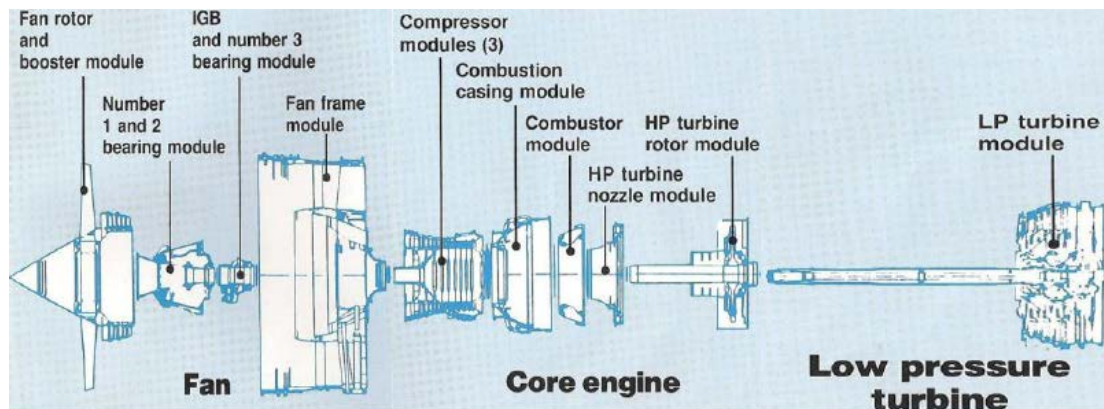
Ο συμπιεστής χαμηλής πίεσης είναι τριβάθμιος με τρεις κινητές και τέσσερις σταθερές πτερυγώσεις. Στον booster γίνεται η πρώτη απομάστευση αέρα η οποία διοχετεύεται στον συμπιεστή υψηλής πίεσης για την εξωτερική ψύξη των κινητών πτερυγώσεων.

Ο συμπιεστής υψηλής πίεσης έχει εννέα βαθμίδες ενώ διαθέτει 3 σταθερές πτερυγώσεις μεταβλητής γεωμετρίας και 9 κινητές πτερυγώσεις. Από τον συμπιεστή υψηλής πίεσης γίνεται απομάστευση στην 5^η και 9^η βαθμίδα και διοχετεύεται στον στρόβιλο υψηλής πίεσης.

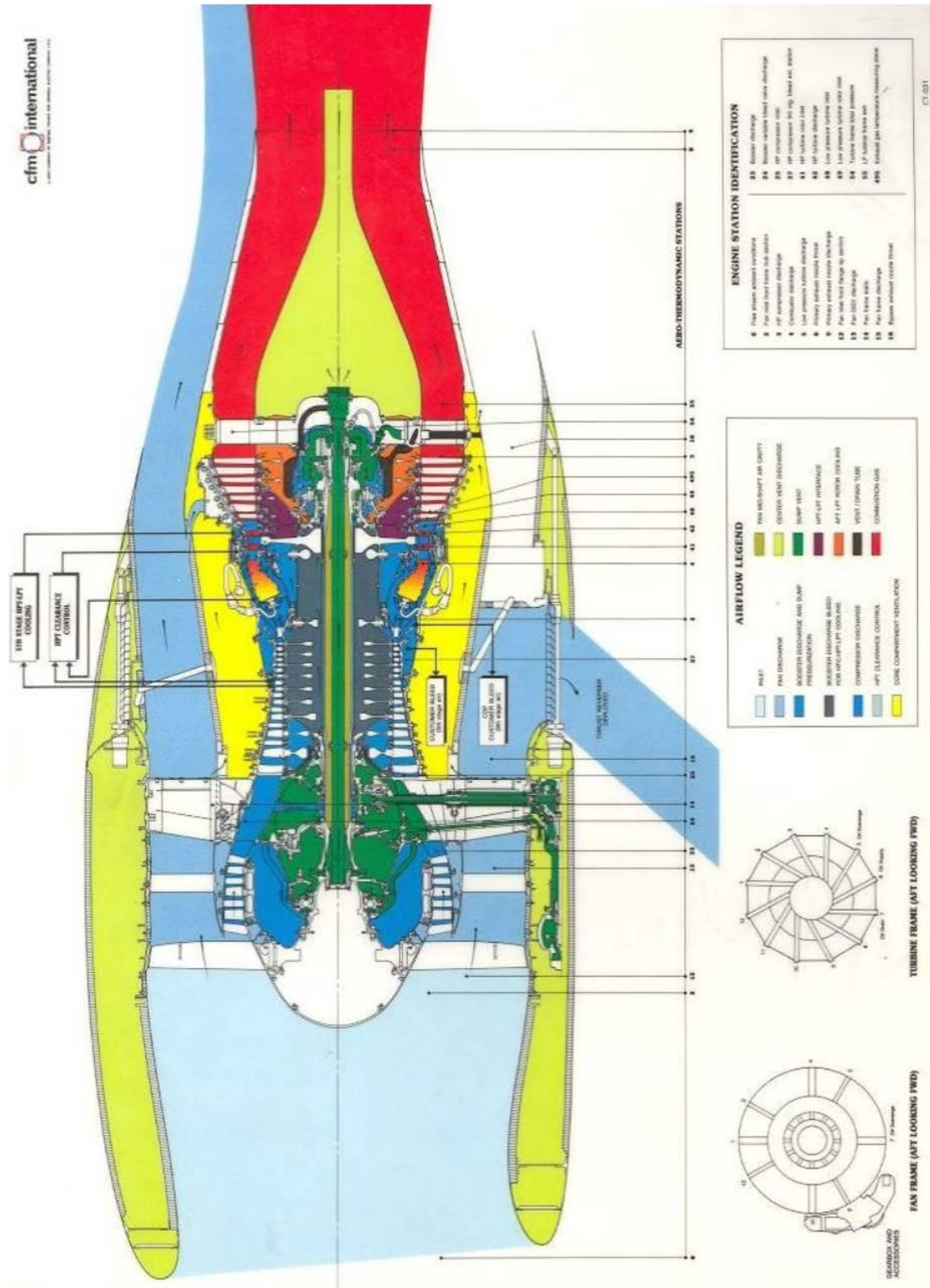
Ο θάλαμος καύσης είναι διπλός δακτυλιοειδής στην συγκεκριμένη έκδοση και έτσι μειώνεται κατά πολύ το μέγεθός του.

Ο στρόβιλος υψηλής πίεσης είναι μονοβάθμιος και χρησιμοποιείται για να οδηγεί τον συμπιεστή υψηλής πίεσης. Ο στρόβιλος αυτός, επιτυγχάνει μεγάλη πτώση πίεσης του καυσαερίου σε μια βαθμίδα εξασφαλίζοντας μικρότερες θερμικές τάσεις για τα επόμενα υλικά ενώ παράλληλα απαιτεί λιγότερο ψυκτικό αέρα από ότι αν ήταν διβάθμιος.

Ο στρόβιλος χαμηλής πίεσης είναι τετραβάθμιος και οδηγεί τον fan και τον booster. Τα ακροφύσια εξόδου είναι συγκλίνοντα σταθερής γεωμετρίας. Στο Σχήμα 4.3 παρουσιάζεται η δομή του κινητήρα CFM56 ενώ στο Σχήμα 4.4 η τομή του [26].



Σχήμα 4.3: Η δομή του CFM56-7B [26].

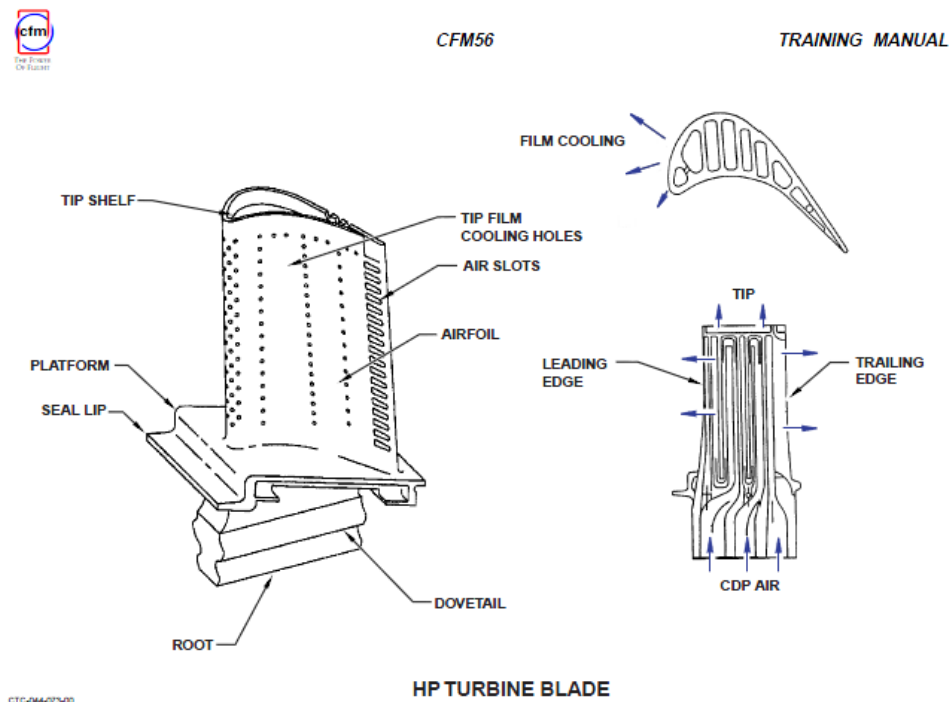


Σχήμα 4.4: Η τομή του CFM56-7B [26].

4.2 Εκτίμηση γεωμετρίας πτερυγίου στροβίλου κινητήρα CFM56-7B

Στην παρούσα διπλωματική μας ενδιαφέρει η πλήρης γνώση των πτερυγίων του στροβίλου του κινητήρα. Όπως αναφέραμε και προηγουμένως ο κινητήρας αποτελείται από το στρόβιλο υψηλής πίεσης (HPT) και τον στρόβιλο χαμηλής πίεσης (LPT). Επειδή μελετάμε τις μέγιστες τάσεις και το χρόνο μέχρι τη θραύση των πτερυγίων πρέπει να εξετάσουμε εκείνα που βρίσκονται στις πιο δυσμενείς συνθήκες. Αυτά θα είναι τα πτερύγια του HPT στον οποίο η πίεση και η θερμοκρασία των καυσαερίων είναι σαφώς μεγαλύτερη. Πιο συγκεκριμένα θα μελετηθούν τα περιστρεφόμενα πτερύγια στα οποία έχουμε και φυγοκεντρικές τάσεις.

Τα περιστρεφόμενα πτερύγια του HPT είναι κατασκευασμένα από υψηλής θερμοκρασίας κράμα νικελίου με μεγάλο λόγο δύναμης προς βάρος. Υπάρχουν 80 πτερύγια, 4 πτερύγια έχουν εγκοπές στην καμπύλη τους επιφάνεια με σκοπό να υποδεικνύουν τα επίπεδα φθοράς και να βοηθούν στην επιθεώρηση οπών. Τα πτερύγια αυτά ψύχονται εσωτερικά με αέρα από την έξοδο του συμπιεστή. Ο αέρας αυτός εισέρχεται από τη βάση του πτερυγίου και εξέρχεται από οπές στην ακμή εισβολής, στο άκρο και στην ακμή εκφυγής. Στο Σχήμα 4.5 απεικονίζεται σχηματικά το πτερύγιο με την εσωτερική του διαμόρφωση, στην οποία διακρίνονται οι οπές για την ψύξη του [27]. Ενώ στο Σχήμα 4.6 εικονίζεται λεπτομέρεια του HPT.

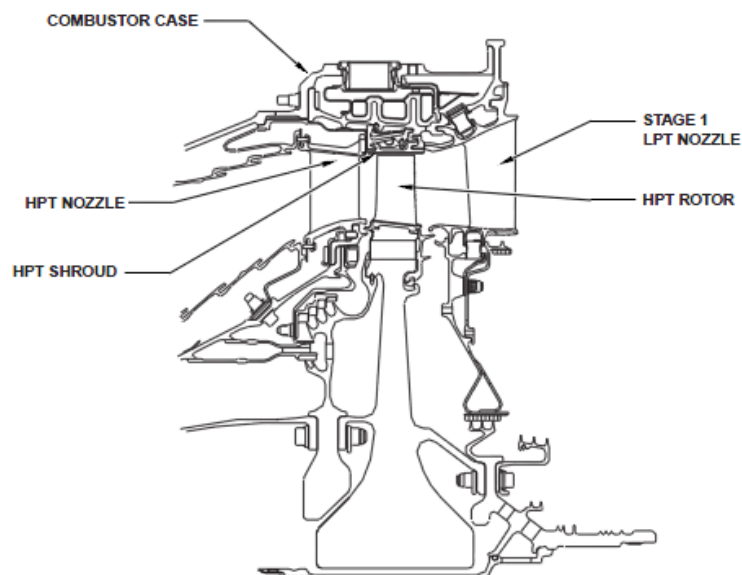


Σχήμα 4.5: Πτερύγιο HPT CFM56[27].



CFM56

TRAINING MANUAL



THE HIGH PRESSURE TURBINE

CTC-044-054-00

Σχήμα 4.6: HPT [27].

Για την εκτίμηση των απαραίτητων γεωμετρικών χαρακτηριστικών του περιστρεφόμενου πτερυγίου του HPT χρησιμοποιήθηκαν η τομή του κινητήρα από το Σχήμα 4.4 και το Σχήμα 4.6.

Ο Πίνακας 4.1 παρουσιάζει τα αποτελέσματα της εκτίμησης της γεωμετρίας του HPT.

Θέση	1	2	3
$h(m)$	0.08276	0.0657	0.070648
$R_h(m)$	0.30324	0.31609	0.311319
$R_t(m)$	0.386	0.38178	0.381967
$A(m^2)$	0.1791	0.1438	0.15379
$C_x(m)$	0.0332		

Πίνακας 4.1 Γεωμετρικά στοιχεία ρότορα στροβίλου υψηλής πίεσης κινητήρα CFM56-7B27.

Όπου οι θέσεις 1, 2, 3 αντιστοιχούν στην είσοδο της σταθερής περύγωσης, στην είσοδο της κινητής και στην έξοδο της κινητής αντίστοιχα h είναι το ύψος του πτερυγίου

R_h και R_t οι ακτίνες ποδός και κεφαλής αντίστοιχα
 A η διατομή.
 C_x η αξονική προβολή της χορδής.

Για τον υπολογισμό των καμπτικών τάσεων όπως φαίνεται από την εξίσωση (3.39) απαιτείται η γνώση των γωνιών του πτερυγίου. Η εξαγωγή αυτών των γωνιών δεν ήταν δυνατό να γίνει από το σχήμα του πτερυγίου και για το λόγο αυτό ακολουθήθηκε μία επαναληπτική διαδικασία η οποία περιγράφεται παρακάτω [25].

Τα δεδομένα που απαιτούνται για τον κινητήρα είναι η γνώση της παροχής μάζας του καυσαερίου στην είσοδο του στροβίλου, η ολική θερμοκρασία και πίεση εισόδου των καυσαερίων στο στρόβιλο, η μείωση θερμοκρασίας και ο λόγος πίεσης που αυτός επιτυγχάνει, καθώς και η ταχύτητα περιστροφής του άξονα. Βέβαια έχουν γίνει ορισμένες παραδοχές. Ξεκινάμε με την υπόθεση σταθερής αξονικής ταχύτητας (V_a σταθερό), $V_1=V_3$ και αξονικής ταχύτητας εισόδου ($\alpha_1=0$).

Ξεκινάμε υποθέτοντας μία τιμή του συντελεστή παροχής φ και από την παρακάτω σχέση με γνωστό το U υπολογίζουμε την αξονική ταχύτητα στη θέση 2 V_{a2} .

$$\varphi = \frac{V_{a2}}{U} \Leftrightarrow V_{a2} = \varphi \cdot U \quad (4.1)$$

Στη συνέχεια με γνωστά τα φ και θεωρώντας μια μικρή γωνία $\alpha_3=10^\circ$ περίπου υπολογίζουμε τη γωνία β_3

$$\tan \beta_3 = \tan \alpha_3 + \frac{1}{\varphi} \quad (4.2)$$

Στη συνέχεια υπολογίζουμε το συντελεστή φόρτισης Ψ και τον βαθμό αντίδρασης Λ .

$$\psi = \frac{2C_p \Delta T_t}{U^2}, \quad \tan \beta_3 = \frac{1}{2\varphi} \left(\frac{\Psi}{2} + 2\Lambda \right) \Leftrightarrow \Lambda = \varphi \tan \beta_3 - \frac{\Psi}{4} \quad (4.3)$$

Στη συνέχεια υπολογίζουμε τις γωνίες β_2 και α_2

$$\tan \beta_2 = \frac{1}{2\varphi} \left(\frac{\Psi}{2} - 2\Lambda \right), \quad \tan \alpha_2 = \tan \beta_2 + \frac{1}{\varphi} \quad (4.4)$$

την απόλυτη ταχύτητα στη θέση 2

$$V_2 = \frac{V_{a2}}{\cos \alpha_2} \quad (4.5)$$

Τέλος υπολογίζουμε το εμβαδόν στη θέση 2, θεωρώντας ένα συντελεστή απωλειών ακροφυσίου $\lambda_N = 0,05$ ως εξής:

$$T_2 = T_{t2} - \frac{V_2^2}{2Cp}, \quad T_2' = T_2 - \lambda_N \frac{V_2^2}{2Cp}$$

$$P_2 = \frac{P_{t1}}{\left(\frac{T_{t1}}{T_2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}, \quad \rho_2 = \frac{P_2}{RT_2} \quad (4.6)$$

$$A_2 = \frac{m}{\rho_2 V_{a2}}$$

Σε περίπτωση που η τιμή αυτή είναι διαφορετική από την ήδη γνωστή επαναλαμβάνουμε την παραπάνω διαδικασία αλλάζοντας την τιμή του ϕ μέχρις ότου οι τιμές των διατομών συμπίπτουν.

Αφού ολοκληρωθεί αυτή η διαδικασία οι τιμές των γωνιών της ροής είναι πλέον γνωστές. Επομένως μπορούμε να υπολογίσουμε προσεγγιστικά την γωνία καμπυλότητας και τη γωνία κλίσης του πτερυγίου από τις γωνίες αυτές.

4.3 Αποτελέσματα.

Στην παράγραφο αυτή θα δοθούν ορισμένες αποστολές του κινητήρα CFM56-7B27. Η κάθε αποστολή είναι χωρισμένη σε πολλά χρονικά σημεία κατά τη διάρκεια της. Στο κάθε σημείο έχουμε διαφορετική πίεση καυσαερίων και στροφές του κινητήρα, καθώς και διαφορετικές παροχές και θερμοκρασίες, τόσο των καυσαερίων, όσο και του αέρα ψύξεως.

Στη συνέχεια θα εξαχθούν διαγράμματα που θα παρουσιάζουν την κατανομή της θερμοκρασίας μετάλλου του πτερυγίου κατά τη διάρκεια της πτήσης με τη χρήση των τριών μεθόδων ψύξης που παρουσιάστηκαν στο 2^ο κεφάλαιο. Επιπροσθέτως θα ακολουθήσουν τα διαγράμματα τάσης κατά μήκος της αποστολής και εν τέλει ο αριθμός των κύκλων μέχρι τη θραύση του πτερυγίου σε κάθε μία περίπτωση.

4.3.1 Παρουσίαση αποστολών κινητήρα CFM56-7B27

Οι αποστολές οι οποίες μελετήθηκαν αναφέρονται στο πολιτικό αεροσκάφος Airbus A320, το οποίο φέρει δύο κινητήρες CFM56-7B27 στα φτερά.

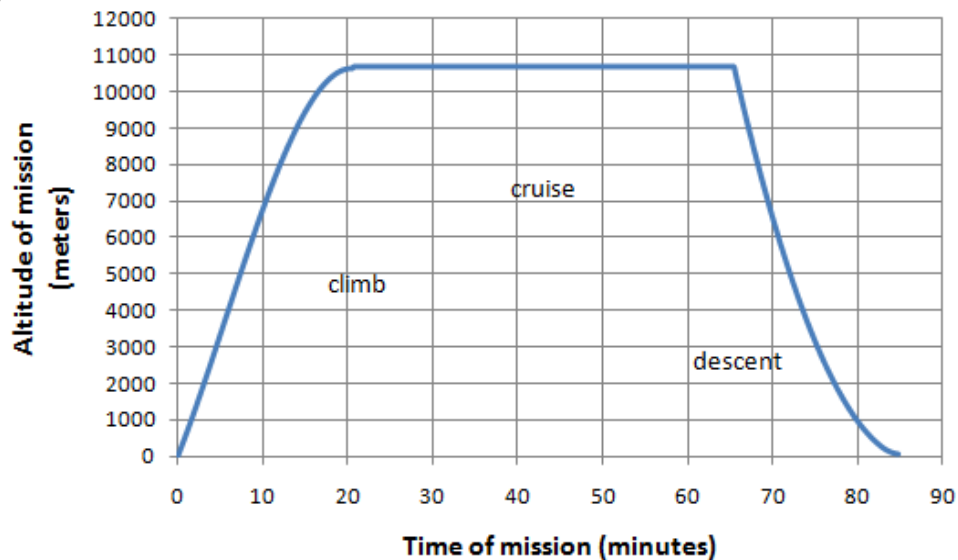
Συγκεκριμένα μελετήθηκαν 5 αποστολές του αεροσκάφους τα σημαντικότερα στοιχεία των οποίων φαίνονται στον παρακάτω πίνακα.

Αποστολή	1	2	3	4	5
Level of deterioration (%)	0	-1	+1	0	0
Απόσταση (m)	1000	1000	1000	1000	1000
Γωνία ανόδου (deg)	7.5	7.5	7.5	9	15
Υψόμετρο cruise (m)	10668	10668	10668	10668	10668
Mach πτήσης	0.78	0.78	0.78	0.78	0.78

Πίνακας 4.2 Στοιχεία αποστολών.

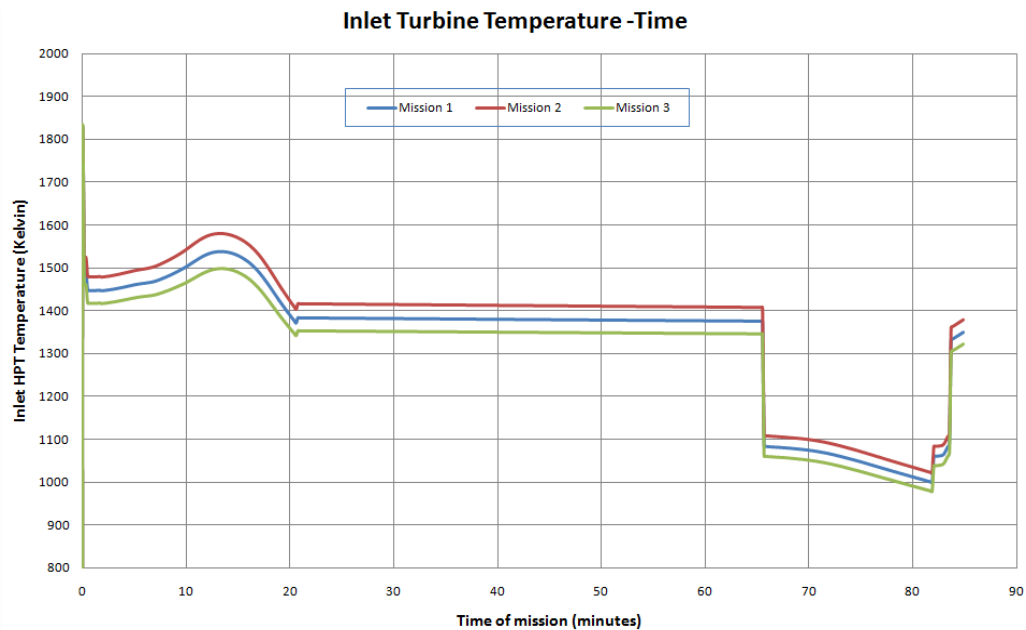
Οι τρεις πρώτες αποστολές είναι πανομοιότυπες με τη διαφορά ότι ο κινητήρας βρίσκεται σε διαφορετική κατάσταση λειτουργίας. Η 1^η αποστολή αναφέρεται σε υγιή λειτουργία του κινητήρα χωρίς την ύπαρξη βλάβης, η 2^η σε λειτουργία με 1% βλάβη και η 3^η με αυξημένες επιδόσεις κατά 1% από την κατάσταση αναφοράς. Η 4^η και η 5^η αναφέρονται σε αποστολές με διαφορετική γωνία ανόδου με σκοπό να μελετηθεί το πόσο αυτό επηρεάζει τις τάσεις και το χρόνο ζωής του κινητήρα.

Το διάγραμμα υψομέτρου συναρτήσει του χρόνου αποστολής για τις τρεις πρώτες αποστολές παρουσιάζεται στο Σχήμα 4.7, όπου διακρίνονται τα τρία στάδια της πτήσης: 1) η άνοδος (climb), 2) η κρουαζιέρα (cruise) και 3) η κάθοδος (descent).



Σχήμα 4.7: Διάγραμμα υψομέτρου-χρόνου αποστολής.

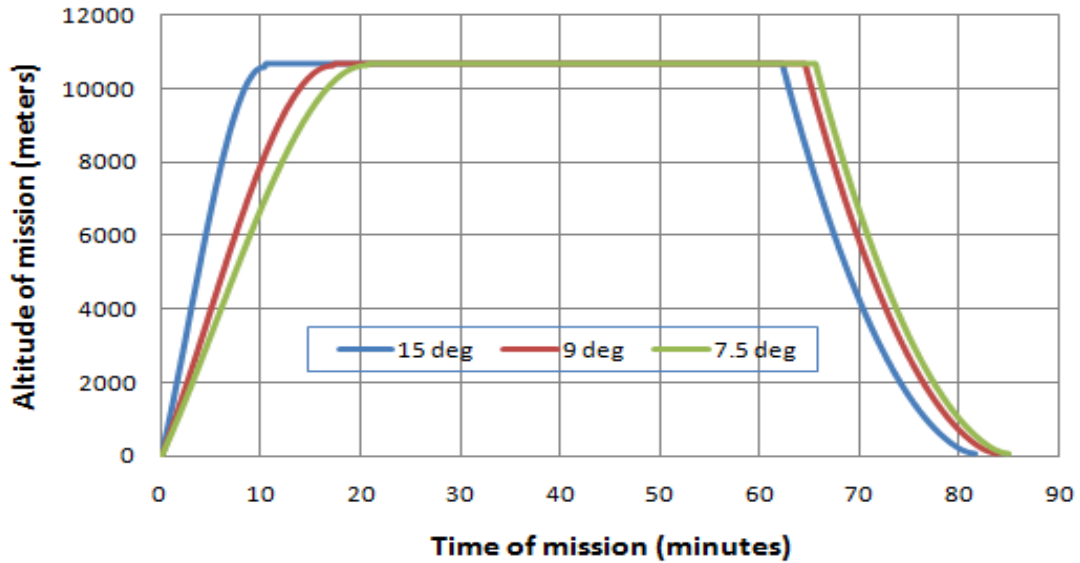
Το αντίστοιχο διάγραμμα για την θερμοκρασία εισόδου των καυσαερίων στον στρόβιλο συναρτήσει του χρόνου της αποστολής παρουσιάζεται στο Σχήμα 4.8.



Σχήμα 4.8: Διάγραμμα θερμοκρασίας καυσαερίων στο ΗΡΤ συναρτήσει του χρόνου της αποστολής.

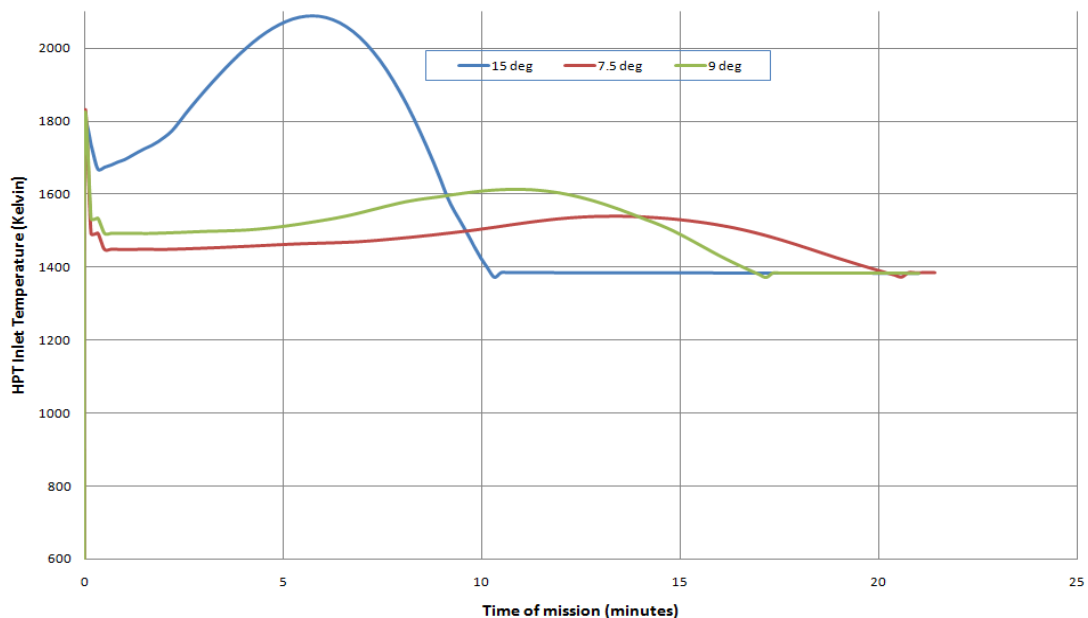
Από το σχήμα παρατηρούμε ότι η θερμοκρασία των καυσαερίων έχει τη μέγιστη τιμή της κατά την εκκίνηση της αποστολής. Ουσιαστικά πρόκειται για τη χρονική στιγμή που το αεροσκάφος απογειώνεται. Τότε έχουμε μεγαλύτερη απαίτηση ώσης και ως επακόλουθο οι στροφές, η παροχή αέρα και οι αναπτυσσόμενες θερμοκρασίες είναι μεγαλύτερες. Στη συνέχεια του σχήματος φαίνεται η διακύμανση της θερμοκρασίας. Αυτό που παρατηρούμε επίσης είναι μικρές μεταβολές αυτής κατά τη διάρκεια του cruise, αλλά και αύξηση της κατά την κάθοδο. Επίσης παρατηρείται πως, όταν η μηχανή λειτουργεί με βλάβη αναπτύσσονται μεγαλύτερες θερμοκρασίες στο εσωτερικό της (mission 2), ενώ σε λειτουργία με αυξημένες επιδόσεις κατά 1% (mission 3) παρουσιάζεται μείωση της θερμοκρασίας των καυσαερίων κάτι που μειώνει την επιβάρυνση των πτερύγων.

Στις αποστολές 1, 4 και 5 ο κινητήρας βρίσκεται σε υγιή λειτουργία, αλλά το αεροσκάφος έχει διαφορετική γωνία ανόδου. Στο Σχήμα 4.9 παρουσιάζεται η μεταβολή του υψομέτρου με το χρόνο για τις τρεις αυτές αποστολές.



Σχήμα 4.9: Διάγραμμα υψομέτρου- χρόνου αποστολής για διαφορετική γωνία ανόδου του αεροσκάφους.

Όπως είναι φανερό όσο μεγαλύτερη είναι η γωνία ανόδου του αεροσκάφους τόσο ταχύτερα εκείνο επιτυγχάνει το ύψος του cruise. Βέβαια η αυξανόμενη γωνία ανόδου αυξάνει σημαντικά την απαίτηση σε ώση άρα και τη θερμοκρασία εισόδου στροβίλου με αποτέλεσμα την μείωση της ζωής του κινητήρα. Η θερμοκρασία αυτή για το τμήμα της ανόδου παρουσιάζεται στο Σχήμα 4.10.



Σχήμα 4.10: Διάγραμμα θερμοκρασίας εισόδου καυσαερίων στον ΗΡΤ συναρτήσει του χρόνου της αποστολής για διαφορετική γωνία ανόδου .

Με την αύξηση της γωνίας ανόδου παρατηρούμε ότι οι θερμοκρασίες που αναπτύσσονται στον στρόβιλο υψηλής αυξάνονται αρκετά. Αποκορύφωμα αποτελεί η περίπτωση των 15 μοιρών όπου η θερμοκρασία αγγίζει τα 2089 Kelvin. Προφανώς μια τέτοια γωνία ανόδου δεν θα επιτρέπονταν να πραγματοποιηθεί από το σύστημα ελέγχου του αεροσκάφους. Επίσης ένα ακόμα συμπέρασμα που εξάγεται είναι πως, ενώ για γωνία ανόδου 7,5 και 9 μοίρες η μέγιστη θερμοκρασία εμφανίζεται την αρχική χρονική στιγμή, για άνοδο 15 μοιρών εμφανίζονται ακόμη μεγαλύτερες θερμοκρασίες στη συνέχεια, πάντα κατά της φάση της ανόδου. Αυτό συμβαίνει διότι ο κινητήρας απαιτεί ακόμα μεγαλύτερη ώση για να επιτύχει την ακραία αυτή γωνία.

Ορισμένα συμπεράσματα που μπορούν να εξαχθούν από τα παραπάνω διαγράμματα είναι τα εξής :

- Οι υψηλότερες θερμοκρασίες κατά τη διάρκεια των αποστολών λαμβάνουν χώρα τη στιγμή της απογείωσης του αεροσκάφους, με εξαίρεση την περίπτωση της ανόδου με 15 μοίρες όπου εμφανίζονται αργότερα κατά τη φάση της ανόδου λίγο πριν εκείνο φτάσει το μέγιστο ύψος του (cruise).
- Στις τρεις πρώτες αποστολές φαίνεται ότι το επίπεδο λειτουργίας του κινητήρα επηρεάζει τις τιμές των θερμοκρασιών αυτών με υψηλότερες να παρατηρούνται στο -1% και χαμηλότερες στο +1%.
- Η μεταβολή της γωνίας ανόδου του αεροσκάφους παίζει επίσης καθοριστικό ρόλο στη θερμοκρασία των καυσαερίων όπου αυξανόμενης της γωνίας αυξάνεται και η τιμή της.

4.3.2 Θερμοκρασία μετάλλου, τάση, χρόνος ζωής αποστολών με χρήση υπολογιστικού κώδικα.

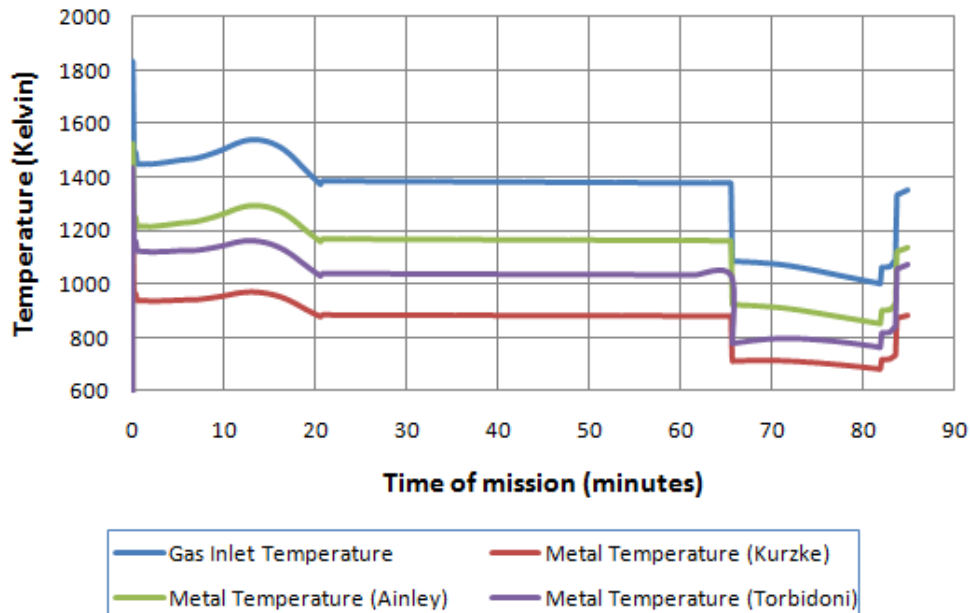
Στην υποπαράγραφο αυτή θα παρουσιαστούν τα αποτελέσματα εκτίμησης της θερμοκρασίας μετάλλου των πτερυγίων του ρότορα του στρόβιλου υψηλής πίεσης του κινητήρα CFM56-7B27 για κάθε μία αποστολή, οι τάσεις που αναπτύσσονται στο πτερύγιο καθώς και οι κύκλοι έως την θραύση του.

Όσον αφορά την εκτίμηση της θερμοκρασίας μετάλλου έγινε συνδυασμός των τριών υπολογιστικών προγραμμάτων που περιγράφηκαν στις ενότητες 2.1, 2.2, 2.3. Για τον υπολογισμό των τάσεων αντίστοιχα εφαρμόστηκε υπολογιστικά η διαδικασία που περιγράφηκε στην ενότητα 3.3.4. Στη συνέχεια έγινε ο υπολογισμός των κύκλων μέχρι τη θραύση σύμφωνα επίσης με την ενότητα 3.3.4. Επίσης εφαρμόστηκε και η μέθοδος Larson-Miller η οποία εξάγει τις ώρες μέχρι την καταστροφή υπό σταθερή τάση και θερμοκρασία λόγω ερπυσμού.

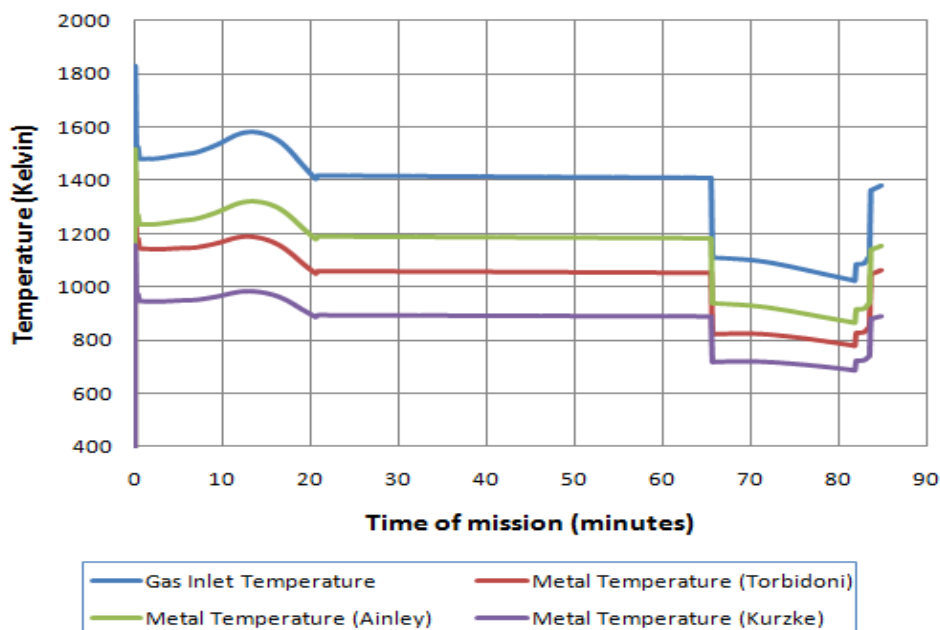
Ο χρήστης επιλέγει ποια μέθοδο εκτίμησης θερμοκρασίας του πτερυγίου επιθυμεί έχοντας να διαλέξει ανάμεσα σε εκείνες του Torbidoni, του Ainley και του

Kurzke. Πρέπει εδώ να σημειωθεί ότι χρησιμοποιήθηκαν τα διαγράμματα S-N, Goodman και της παραμέτρου Larson-Miller για το υλικό κατασκευής του πτερυγίου Inco 718 (Σχήμα 3.14, Σχήμα 3.17 και Σχήμα 3.2 αντίστοιχα)

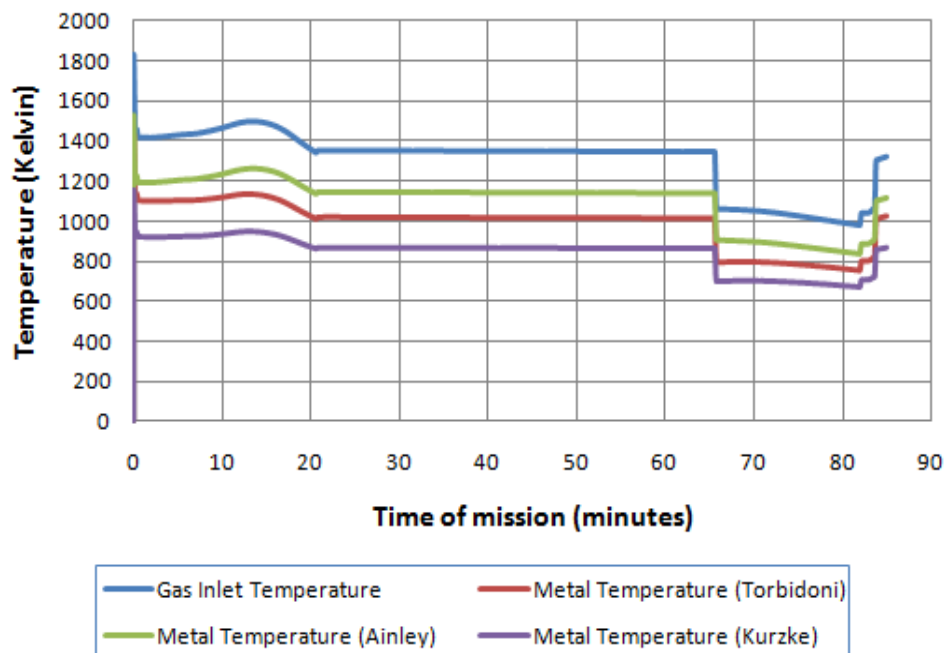
Στο Σχήμα 4.11-Σχήμα 4.15 παρουσιάζεται η υπολογιζόμενη θερμοκρασία μετάλλου του πτερυγίου κατά μήκος της αποστολής για όλες τις εξεταζόμενες αποστολές.



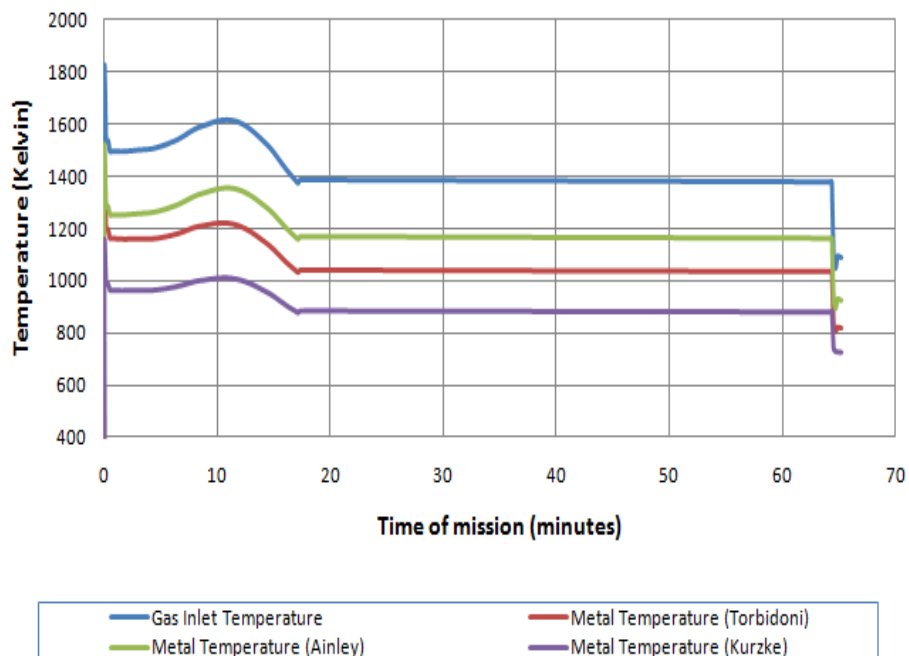
Σχήμα 4.11: Μεταβολή θερμοκρασίας καυσαερίων και μετάλλου του πτερυγίου κατά μήκος της αποστολής 1



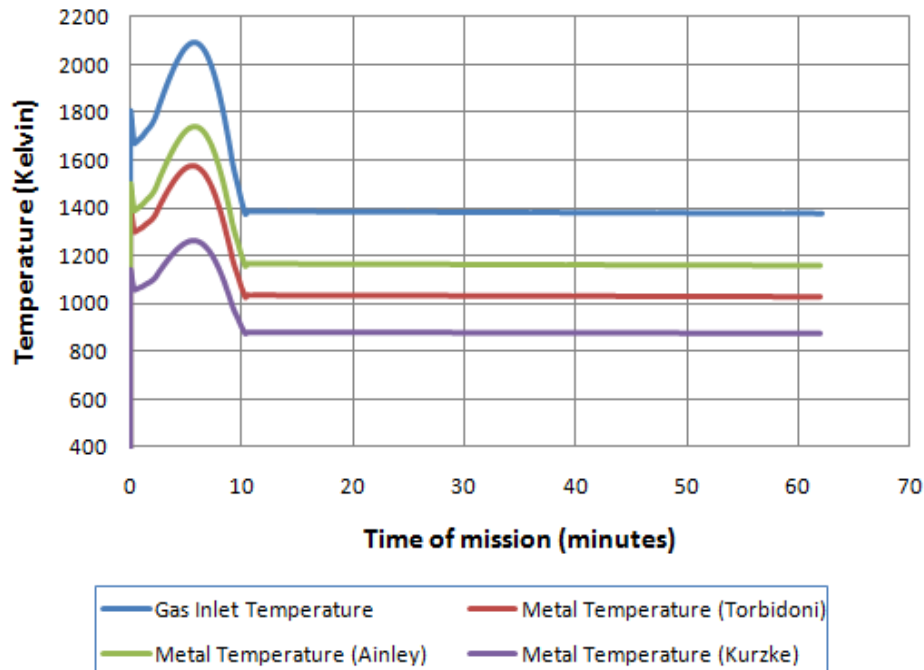
Σχήμα 4.12: Μεταβολή θερμοκρασίας καυσαερίων και μετάλλου του πτερυγίου κατά μήκος της αποστολής 2.



Σχήμα 4.13: Μεταβολή θερμοκρασίας καυσαερίων και μετάλλου του περυσίου κατά μήκος της αποστολής 3.



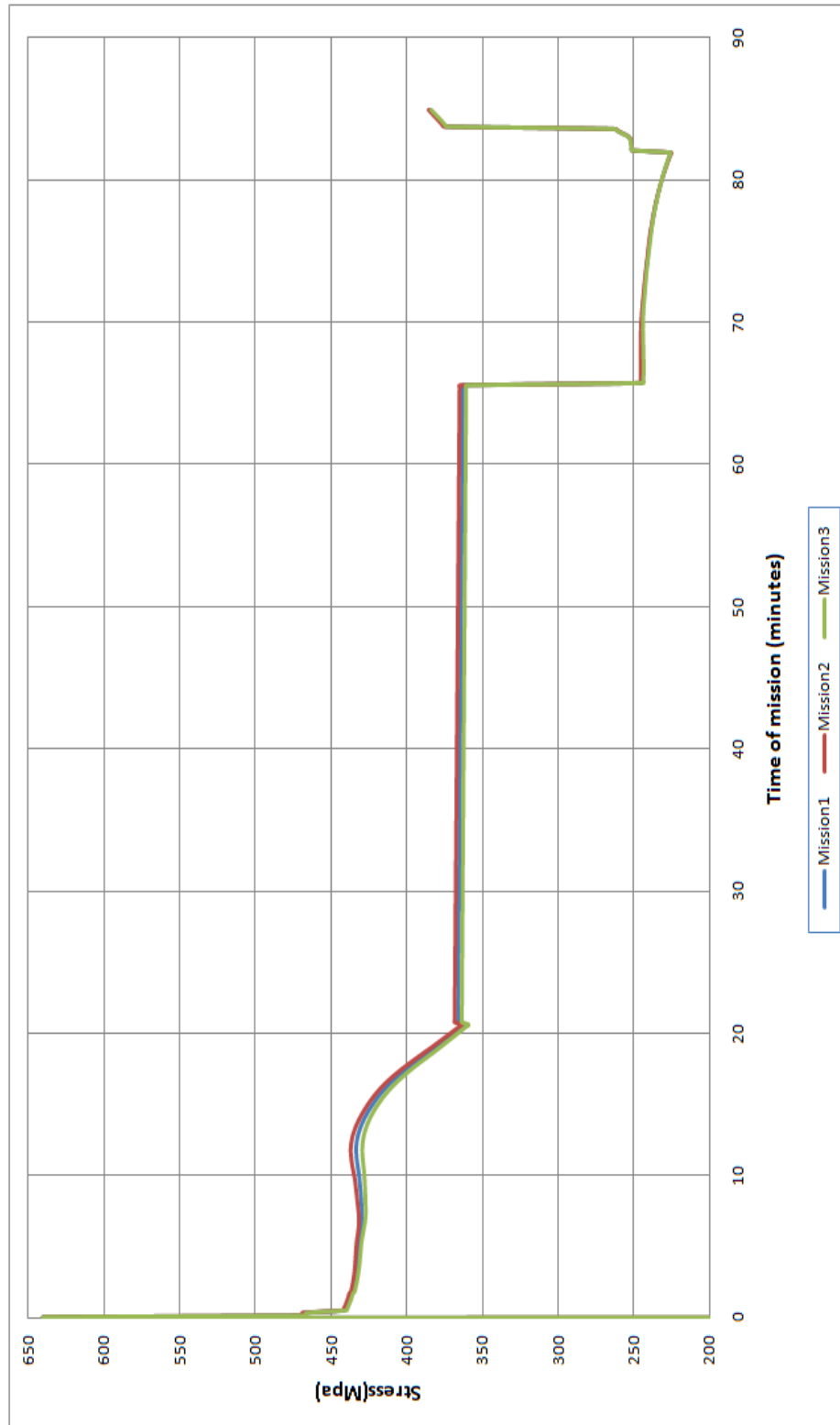
Σχήμα 4.14: Μεταβολή θερμοκρασίας καυσαερίων και μετάλλου του περυσίου κατά μήκος της αποστολής 4.



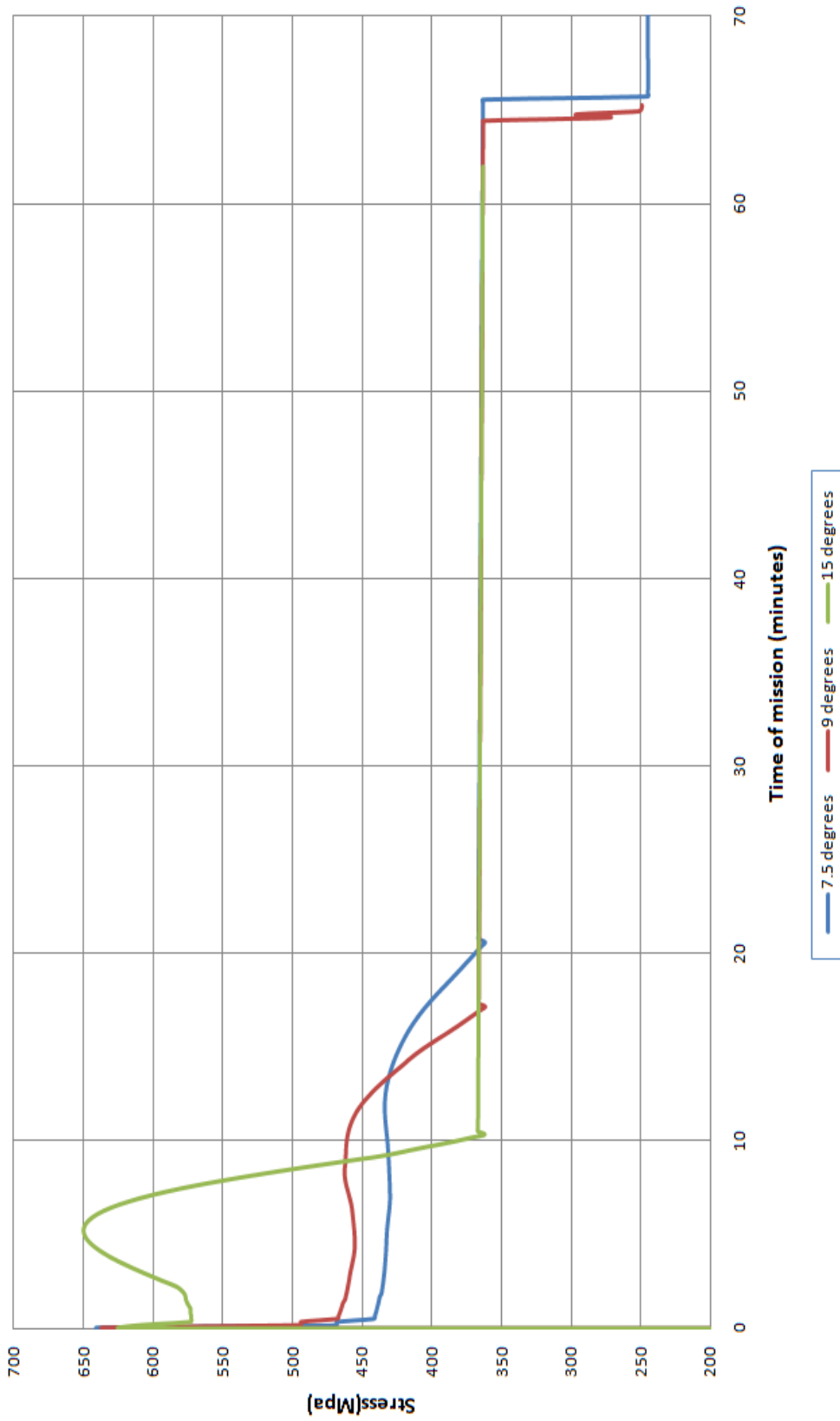
Σχήμα 4.15: Μεταβολή θερμοκρασίας καυσαερίων και μετάλλου του περφυγίου κατά μήκος της αποστολής 5.

Τα σχήματα δείχνουν τη μεταβολή της θερμοκρασίας εισόδου των καυσαερίων στο στρόβιλο υψηλής και την αντίστοιχη μεταβολή της θερμοκρασίας μετάλλου του περφυγίου του ρότορα που επιτυγχάνεται μετά την ψύξη του με τις τρεις μεθόδους που χρησιμοποιήσαμε. Αυτό που φαίνεται λοιπόν είναι ότι ο αέρας ψύξης που έρχεται από την έξοδο του συμπιεστή της μηχανής πετυχαίνει τη μείωση της θερμοκρασίας των καυσαερίων κατά ένα σημαντικό βαθμό. Εμφανής επίσης είναι η διαφορά που παρουσιάζουν στα αποτελέσματα οι τρεις μέθοδοι ψύξης. Με χρήση της μεθόδου του Kurzke φαίνεται να πραγματοποιείται μεγαλύτερη μείωση της θερμοκρασίας, ενώ με την μέθοδο του Ainley μικρότερη. Όπως εξηγήσαμε και στο 2^ο κεφάλαιο αυτό συμβαίνει λόγω των παραδοχών της κάθε μεθόδου. Συγκεκριμένα στη μέθοδο του Kurzke, στην οποία καθοριστικό ρόλο παίζει η σταθερά του αέρα ψύξης, η τιμή της έχει παρθεί ίση με 0,03.

Τα αντίστοιχα διαγράμματα για τις τάσεις των περφυγίων συναρτήσεως του χρόνου της αποστολής παρουσιάζονται στο Σχήμα 4.16 και Σχήμα 4.17. Συγκεκριμένα στο πρώτο σχήμα συγκρίνονται οι αποστολές 1, 2 και 3 και στο δεύτερο οι αποστολές 1, 4 και 5. Ο λόγος που έγινε αυτή η ομαδοποίηση είναι ότι οι τρεις πρώτες αναφέρονται σε ίδια γωνία ανόδου του αεροσκάφους με διαφορά στο επίπεδο λειτουργίας του κινητήρα ενώ οι τρεις τελευταίες αναφέρονται στο ίδιο επίπεδο λειτουργίας αλλά σε διαφορετική γωνία ανόδου.



Σχήμα 4.16: Μεταβολή της τάσεως συναρτήσει του χρόνου για τις αποστολές 1,2,3.



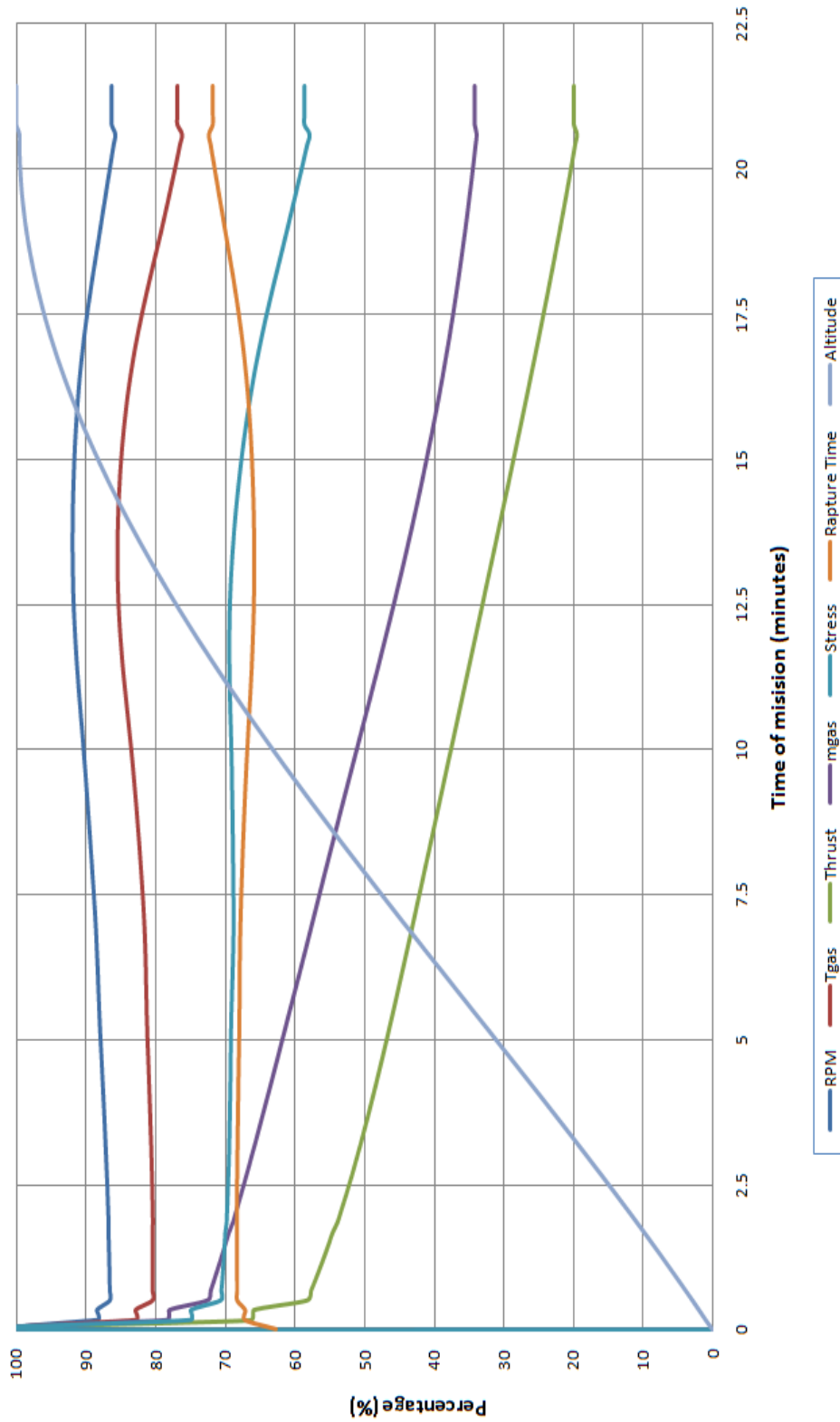
Σχήμα 4.17: Μεταβολή της τάσεως συναρτήσει του χρόνου για τις αποστολές 1,4,5.

Όπως ήταν αναμενόμενο οι μεγαλύτερες τάσεις αναπτύσσονται στην δεύτερη αποστολή καθώς η μηχανή δε λειτουργεί στο επιθυμητό επίπεδο λόγω πιθανής βλάβης. Αντίθετα στην αποστολή 3 παρατηρούνται ελαφρώς μικρότερες λόγω του καλύτερου επιπέδου λειτουργίας. Οι διαφορές στις αναπτυσσόμενες τάσεις είναι αρκετά μικρές μεταξύ τους της τάξεως του 2-4 MPascal το οποίο είναι λογικό λόγω της πολύ μικρής διαφοράς στο επίπεδο λειτουργίας της μηχανής. Ένα ακόμα σημαντικό στοιχείο που εξάγεται και από τα δύο παραπάνω σχήματα είναι πως οι τάσεις ακολουθούν την πορεία που ακολουθεί και η θερμοκρασία κατά τη διάρκεια της αποστολής. Αυτό είναι αναμενόμενο καθώς μεγαλύτερες θερμοκρασίες προκαλούν μεγαλύτερες θερμικές καταπονήσεις στα πτερύγια άρα και μεγαλύτερες τάσεις. Επίσης οι θερμοκρασίες έχουν άμεση συσχέτιση από τις στροφές που με τη σειρά τους προκαλούν φυγοκεντρικές τάσεις.

Όσον αφορά τις αποστολές με διαφορετική γωνία ανόδου παρατηρούμε αρκετά μεγάλες αποκλίσεις μεταξύ τους μέχρι και της τάξεως των 190 MPascal. Συγκεκριμένα με γωνία ανόδου 15 μοίρες οι τάσεις είναι πολύ μεγαλύτερες και φτάνουν στα 650 MPa. Το αεροσκάφος για να επιτύχει τόσο απότομη άνοδο χρειάζεται να αυξήσει σε πολύ μεγάλο βαθμό τις στροφές του με άμεση συνέπεια την αύξηση των διερχομένων θερμοκρασιών και των τάσεων των πτερυγίων. Επίσης παρατηρούμε πως η μέγιστη τάση εμφανίζεται στην απογείωση για τις γωνίες 7,5 και 9 μοίρες, ενώ για τις 15 μοίρες εμφανίζεται αργότερα με συμπεριφορά όμοια με εκείνη της θερμοκρασίας.

Στο Σχήμα 4.18 παρουσιάζεται η ποσοστιαία μεταβολή της τάσης και του χρόνου μέχρι τη θραύση συναρτήσει του χρόνου της αποστολής. Παράλληλα στο ίδιο σχήμα παρουσιάζεται η αντίστοιχη μεταβολή λειτουργικών μεγεθών του κινητήρα για σύγκριση όπως στροφές, θερμοκρασία καυσαερίων, ώση και παροχή. Ο χρόνος μέχρι τη θραύση έχει υπολογιστεί με χρήση της μεθόδου Larson-Miller, που αναλύσαμε λεπτομερώς στο κεφάλαιο 3.

Η θερμοκρασία των καυσαερίων, αλλά και των στροφών της ατράκτου όπως αναμέναμε, έχουν την ίδια συμπεριφορά. Η απαιτούμενη ώση και η παροχή καυσαερίων ξεκινάνε από μία μέγιστη τιμή και φαίνεται να μειώνονται σταδιακά. Αξίζει να υπενθυμίσουμε ότι η τάση είναι άμεση συνάρτηση των στροφών και της παροχής των καυσαερίων, γι' αυτό το λόγο μεταβάλλεται όμοια με τις στροφές, αλλά μειώνεται περισσότερο σε σχέση με τη μέγιστη τιμή της, λόγω της επίδρασης της παροχής των καυσαερίων. Τέλος, οι ώρες μέχρι τη θραύση εξαρτώνται αντιστρόφως ανάλογα από την τάση και τη θερμοκρασία, οπότε η ελάχιστη τιμή τους συμπίπτει με τη χρονική στιγμή εμφάνισης των μεγίστων τιμών των δύο αυτών μεγεθών.



Σχήμα 4.18: Μεταβολή θερμοκρασίας μετάλλου, τάσης και χρόνου μέχρι τη θραύση κατά μήκος της αποστολής.

Ο Πίνακας 4.3 παρουσιάζει για κάθε αποστολή τον αριθμό των κύκλων μέχρι την καταστροφή του πτερυγίου, την μέγιστη θερμοκρασία, την μέγιστη τάση, την τιμή αυτής με την επίδραση της μέσης τάσης και τις ώρες μέχρι τη θραύση υπό τη συγκεκριμένη θερμοκρασία και τάση.

ΑΠΟΣΤΟΛΗ	1	2	3	4	5
Μέγιστη Θερμοκρασία Μετάλλου (K)	1408.263	1408.263	1408.263	1408.263	1580.375
Μέγιστη Τάση (MPa)	623.477	623.477	623.477	623.477	649.5411
Μέγιστη Τάση με επίδραση Μέσης Τάσης (MPa)	976.537	978.472	974.636	1169.93	1329.26
Χρόνος μέχρι τη θραύση (L-M) (hours)	10522.81	10522.81	10522.81	10522.81	9624.59
Κύκλοι μέχρι τη θραύση (Nf)	7939	7714	8168	3582	1349

Πίνακας 4.3 Αποτελέσματα αποστολών.

Από τον πίνακα εξάγουμε τα εξής σημαντικά συμπεράσματα.

- Η ύπαρξη βλάβης κατά 1% προκαλεί μείωση χρόνου ζωής κατά 2.83%.
- Βελτίωση της απόδοσης κατά 1% προκαλεί αύξηση του χρόνου ζωής κατά 2.88%.
- Αύξηση της γωνίας ανόδου από 7,5 σε 9 μοίρες μειώνει το χρόνο ζωής κατά 54.88%.
- Αύξηση της γωνίας ανόδου από 9 σε 15 μοίρες μειώνει το χρόνο ζωής κατά 62.34%.
- Η απόδοση του κινητήρα δεν επηρεάζει το χρονικό σημείο μέγιστης επικινδυνότητας.
- Η αύξηση της γωνίας ανόδου του αεροσκάφους δεν αλλάζει το σημείο εμφάνισης της μέγιστης επικινδυνότητας, με εξαίρεση τις 15 μοίρες που εμφανίζεται αργότερα.
- Η παρουσία της μέσης τάσης προκαλεί αύξηση του εύρους των τάσεων από 37% έως και 60%.

5

Ανακεφαλαίωση-Συμπεράσματα- Προτάσεις

Στο παρόν κεφάλαιο θα ακολουθήσει μια σύντομη ανακεφαλαίωση της παρούσας εργασίας. Θα αναφερθούν τα σημαντικότερα στοιχεία και κατόπιν αυτών θα παρουσιαστούν τα συμπεράσματα τα οποία προέκυψαν. Στην συνέχεια θα γίνουν προτάσεις για την περαιτέρω βελτίωση των διαδικασιών που ακολουθήθηκαν καθώς και για επέκταση της εργασίας αυτής προς τις κατάλληλες κατευθύνσεις.

5.1 Ανακεφαλαίωση

Στο πλαίσιο της παρούσας διπλωματικής γίνεται παρουσίαση των σύγχρονων μεθόδων εκτίμησης της θερμοκρασίας μετάλλου πτερυγίων στροβίλου ύστερα από την ψύξη τους. Συγκεκριμένα μελετώνται τρεις μέθοδοι από τη βιβλιογραφία προτεινόμενες από τους Joackim Kurzke, Ainley και Leonardo Torbidoni. Επιλέξαμε τις τρεις αυτές μεθόδους λόγω της διαφοράς που παρουσιάζουν ως προς την πολυπλοκότητα της εφαρμογής τους. Αναλυτικότερα ο Kurzke προτείνει μια απλή σχέση για την εκτίμηση της ζητούμενης θερμοκρασίας με αρκετές παραδοχές. Ο Ainley το 1955 έκανε μία πρώτη μελέτη της κατανομής της θερμοκρασίας στο πτερύγιο λύνοντας το πρόβλημα μονοδιάστατης μεταφοράς θερμότητας πάνω σε αυτό, αφού πρώτα το χώρισε σε στοιχειώδη κομμάτια κατά το ύψος του. Πολύ αργότερα, ο Torbidoni στηριζόμενος στη δουλειά του Ainley παρουσίασε μία μέθοδο κατά την οποία το πτερύγιο χωρίζεται σε στοιχειώδη κομμάτια τόσο κατά το ύψος του, όσο και κατά το μήκος της χορδής του. Έτσι εκτιμάται η κατανομή της θερμοκρασίας κατά μήκος και καθ' ύψος αυτού. Μια ακόμη δυνατότητα που η συγκεκριμένη μέθοδος παρέχει είναι η επιλογή μηχανισμού ψύξης, μιας και μπορεί να εφαρμοστεί τόσο για ψύξη δια συναγωγής, όσο και για επιφανειακή.

Εν συνεχεία, οι προαναφερθείσες μέθοδοι εφαρμόστηκαν υπολογιστικά με χρήση της 'γλώσσας' προγραμματισμού Fortran90. Σκοπός της εφαρμογής τους ήταν να εξεταστεί η αξιοπιστία τους και η απόκλιση που παρουσιάζει η μία από την άλλη. Για το λόγο αυτό γίνεται σύγκριση τόσο με πειραματικά δεδομένα, όσο

και μεταξύ τους. Με χρήση της μεθόδου του Torbidoni έγινε επίσης παραμετρική ανάλυση, αλλάζοντας κάθε φορά και διαφορετική παράμετρο κατά τη λειτουργία της μηχανής, ώστε να φανεί η επίδραση τους στην εκτιμώμενη θερμοκρασία μετάλλου.

Στη συνέχεια έγινε επισκόπηση των αιτιών καταπόνησης και καταστροφής των αεροπορικών εξαρτημάτων και ειδικότερα των πτερυγίων στροβίλου. Συγκεκριμένα γίνεται εκτενής ανάλυση των φαινομένων ερπυσμού και κοπώσεως. Επιπρόσθετα παρουσιάζονται οι μέθοδοι που χρησιμοποιούνται για την εκτίμηση του απομένοντος χρόνου ζωής ενός πτερυγίου που υπόκειται σε φαινόμενα ερπυσμού και κοπώσεως. Οι Larson και Miller, Monkman και Grant, Katchanov και Rabotnov πρότειναν τρόπους εκτίμησης του χρόνου αυτού λόγω ερπυσμού με την παραδοχή πως το πτερύγιο βρίσκεται υπό την επίδραση σταθερής τάσεως και θερμοκρασίας. Όμως οι τάσεις που αναπτύσσονται σε ένα αεροπορικό εξάρτημα κατά τη διάρκεια μιας αποστολής του αεροσκάφους είναι εναλλασσόμενες και κυκλικής (επαναλαμβανόμενης) μορφής. Για το λόγο αυτό εμφανίζονται φαινόμενα κοπώσεως που οδηγούν στην αστοχία του υλικού. Στην εργασία αυτή αναλύονται λεπτομερώς οι έννοιες αυτές και ο τρόπος εφαρμογής τους στα πτερύγια στροβίλου για την αρχική εκτίμηση του απομένοντος χρόνου μέχρι τη θραύση τους.

Τέλος εφαρμόστηκαν οι παραπάνω μέθοδοι σε πραγματικές αποστολές του αεροσκάφους Airbus A320 που φέρει κινητήρα CFM56-7B27. Οι αποστολές αυτές πάρθηκαν για διαφορετικά επίπεδα υγείας του κινητήρα και για διαφορετικές γωνίες ανόδου του αεροσκάφους ώστε να εξεταστεί το πώς οι παράγοντες αυτοί επηρεάζουν τα αποτελέσματα μας.

5.2 Συμπεράσματα

Στο πλαίσιο της παρούσας διπλωματικής εξήχθησαν τα παρακάτω συμπεράσματα:

1. Από την παραμετρική ανάλυση που εφαρμόστηκε στη σύμφωνη με τον Torbidoni μέθοδο εκτίμησης της θερμοκρασίας μετάλλου πτερυγίου στροβίλου, εξήχθησαν ορισμένα διαγράμματα, τα οποία επιβεβαιώνουν όσα με βάση τη λογική και τη θεωρία αναμέναμε.

- Η ψύξη με φιλμ αέρα αποτελεί έναν πιο αποτελεσματικό τρόπο ψύξης, καθώς με τα ίδια θερμοδυναμικά δεδομένα επιτυγχάνεται καλύτερη ψύξη στα πτερύγια.
- Αύξηση της παροχής μάζας του ψυκτικού μέσου με σταθερή την αντίστοιχη ποσότητα των καυσαερίων προκαλεί μείωση της θερμοκρασίας μετάλλου.

- Ενδεχόμενη μείωση της θερμοκρασίας εισόδου του αέρα ψύξης στο στρόβιλο, υπό σταθερή τη θερμοκρασία καυσαερίων, προκαλεί αισθητή ελάττωση της επιτυγχανόμενης θερμοκρασίας επιφανείας του πτερυγίου.
 - Αντίθετα, σε περίπτωση αύξησης της δεύτερης υπό σταθερή την τιμή της πρώτης, προκύπτει αυξανόμενη θερμοκρασία μετάλλου.
 - Η μεταβολή της ολικής πίεσης των καυσαερίων, έχει ανάλογη επίδραση στη εκτιμώμενη θερμοκρασία.
 - Αντίστοιχη είναι η επίδραση της μεταβολής του αριθμού Mach της ροής, με την παρατήρηση ότι αύξηση του προκαλεί μεν αύξηση της θερμοκρασίας μετάλλου, αλλά με μειούμενο ρυθμό.
2. Από τη σύγκριση της μεθόδου του Torbidoni με πειραματικά δεδομένα και των τριών μεθόδων μεταξύ τους προέκυψαν τα ακόλουθα συμπεράσματα:
- Η προσέγγιση των πειραματικών αποτελεσμάτων στη ψύξη με απλή συναγωγή γίνεται σε πάρα πολύ ικανοποιητικό βαθμό με ελάχιστες αποκλίσεις.
 - Στην ψύξη με φιλμ αέρα υπάρχουν διαφορές της τάξεως των 30 βαθμών, που όμως δεν είναι απαγορευτικές για μια αρχική εκτίμηση.
 - Τα αποτελέσματα της μεθόδου του Kurzke έχουν άμεση εξάρτηση από τη σταθερά του αέρα ψύξης, η οποία με τη σειρά της σχετίζεται με το επίπεδο εφαρμοζόμενης τεχνολογίας.
 - Τα αποτελέσματα των τριών μεθόδων είναι συγκρίσιμα. Οι διαφορές στην εκτιμώμενη θερμοκρασία που παρουσιάζουν, αλλάζοντας αρκετές παραμέτρους, δεν ξεπερνούν τους 50 βαθμούς.
 - Με σταθερά αέρα ψύξης 0,03, τιμή που αντιστοιχεί στο ανώτερο επίπεδο τεχνολογίας, η μέθοδος του Kurzke προσεγγίζει καλύτερα εκείνη του Torbidoni.
 - Οι μέθοδοι του Kurzke και του Ainley, οι οποίες είναι πιο απλοϊκές, όσον αφορά τις παραδοχές για την εφαρμογή τους από εκείνη του Torbidoni, παρουσιάζουν πιο γραμμική συμπεριφορά κατά τη μεταβολή της παροχής της μάζας του ψυκτικού μέσου και των λοιπών θερμοδυναμικών μεγεθών που έχουν εξεταστεί.
 - Παρά την πιο απλή μορφή τους και τις παραδοχές οι δυο πρώτες μέθοδοι μπορούν να προσφέρουν μια ικανοποιητική αρχική εκτίμηση της ζητούμενης θερμοκρασίας επιφανείας του πτερυγίου.
3. Από την εφαρμογή των μεθόδων εκτίμησης θερμοκρασίας και απομένοντος χρόνου ζωής στο ρότορα υψηλής πίεσης του κινητήρα CFM56-7B27 για πραγματικές αποστολές του αεροσκάφους Airbus A320 προέκυψαν τα εξής συμπεράσματα:

- Χειροτέρευση του επιπέδου λειτουργίας του κινητήρα κατά 1% προκαλεί μείωση του εκτιμώμενου απομένοντος χρόνου ζωής κατά 2,83%.
- Αντίθετα βελτίωση του αντίστοιχου επιπέδου κατά 1% προκαλεί αύξηση του χρόνου ζωής κατά 2,88%.
- Αύξηση της γωνίας ανόδου του αεροσκάφους από 7,5 σε 9 μοίρες μειώνει το χρόνο ζωής κατά 54,88%.
- Ακόμα μεγαλύτερη αύξηση της γωνίας ανόδου του αεροσκάφους από 9 σε 15 μοίρες μειώνει το χρόνο ζωής κατά 62,34%.
- Το σημείο κατά τη διάρκεια της αποστολής που εμφανίζονται οι μεγαλύτερες θερμοκρασίες και αναπτύσσονται οι μεγαλύτερες τάσεις στα πτερύγια, αντιστοιχεί στη φάση της ανόδου του αεροσκάφους λίγο πριν εκείνο φτάσει στο μέγιστο υψόμετρο.
- Η απόδοση του κινητήρα και η γωνία ανόδου δεν επηρεάζει το χρονικό σημείο μέγιστης επικινδυνότητας κατά τη διάρκεια της πτήσεως, το οποίο είναι κατά την απογείωση του αεροσκάφους, με εξαίρεση την άνοδο με 15 μοίρες.
- Η παρουσία της μέσης τάσης προκαλεί αύξηση του εύρους των τάσεων από 37% έως και 60%.

5.3 Προτάσεις

- Στη μέθοδο εκτίμησης της θερμοκρασίας μετάλλου του πτερυγίου από τον Torbidoni , επιλύθηκαν οι εξίσωσης μονοδιάστατης μετάδοσης θερμότητας στη μέση τομή του πτερυγίου. Η συγκεκριμένη μέθοδος παρ' ότι δίνει μια ικανοποιητική εκτίμηση της θερμοκρασίας, δεν δίνει στο χρήστη τη δυνατότητα να εκτιμήσει τις θερμοκρασίες του πτερυγίου στα σημεία που δεν περιέχεται ψυκτικό κανάλι. Αυτό απαιτεί την επίλυση εξισώσεων διδιάστατης μετάδοσης θερμότητας στην τομή του πτερυγίου.
- Στο κεφάλαιο 3 απαραίτητος ήταν ο υπολογισμός των τάσεων που αναπτύσσονται στο πτερύγιο. Αυτό πραγματοποιήθηκε στην παρούσα διπλωματική με βάση την απλουστευτική μέθοδο που πρότεινε ο Saravanamuttoo λόγω ελλειπών δεδομένων για την πραγματοποίηση της αναλυτικής μεθόδου που επίσης περιγράφηκε. Επομένως η χρήση της συγκεκριμένης μεθόδου προτείνεται για μελλοντική εργασία.
- Προτείνεται επίσης η χρήση των μεθόδων υπολογισμού κύκλων κατά τη διάρκεια μιας αποστολής Range-Pair και Rainflow, καθώς οι συγκεκριμένες δίνουν τη δυνατότητα καθορισμού τόσο του κύριου κύκλου, που αποτελεί την κύρια αιτία κοπώσεως στα πολιτικά αεροσκάφη, αλλά και των

δευτερευόντων και ήμι-κύκλων οι οποίοι είναι σε θέση να προκαλέσουν σημαντικά προβλήματα κυρίως σε στρατιωτικά αεροσκάφη όπου οι εναλλαγές στις τάσεις είναι συχνές και έντονες.

- Στην παρούσα διπλωματική ο ερπυσμός και η κόπωση εξετάστηκαν ως ξεχωριστά φαινόμενα που δύνανται να προκαλέσουν τη θραύση των πτερυγίων. Βέβαια στην πραγματικότητα τα δύο φαινόμενα συνυπάρχουν. Μία εργασία που θα εξέταζε από κοινού τους δύο αυτούς παράγοντες θα οδηγούσε σε ακόμα πιο αξιόπιστη εκτίμηση του χρόνου ζωής.

6

Βιβλιογραφία

- [1] GasTurb™2010(www.gasturb.de)
- [2] Leonardo Torbidoni, J.H. Horlock, 2004: 'A New Method To Calculate The Coolant Requirements Of a High Temperature GasTurbine Blade' ASME Turbo Expo for Land, Sea and Air, June 14-17. 2004, Vienna, Austria, GT2004-53729
- [3] Παπασπύρου Γ. Κωνσταντίνος, 2005, 'Οπτικές Μέθοδοι Παρακολούθησης της Θερμοκρασίας στις Στροβιλομηχανές Ισχύος', Διπλωματική Εργασία, Ε.Μ.Π, Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών, Εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών
- [4] Κ. Μαθιουδάκης, 1997, 'Λειτουργία Αεριοστροβίλων και Ατμοστροβίλων', Εκδόσεις ΕΜΠ, Αθήνα
- [5] B. Lakshminarayana, 1996, 'Fluid Dynamics and Heat Transfer of Turbomachinery', John Wiley & Sons, Inc, 1996, ISBN 0-471-85546-4
- [6] W.B. de Wolf, S. Woldendorp, T.Tinga, 2001, 'Analysis of Combined Convective and Film Cooling on an Existing Turbine Blade', National Aerospace Laboratory, NLR-TP-2001-148
- [7] Kristin Jordal, Leonardo Torbidoni, Aristide F.Massardo, 2001, 'Convective Cooling Modeling for the Analysis of Innovative Gas Turbine Cycles', Proceedings of ASME TURBO EXPO 2001, June 4-7, 2001, New Orleans, Louisiana, USA
- [8] Ν. Παπαγεωργίου, 1991, 'Ατμοπαραγωγοί Ι', Εκδόσεις ΣΥΜΕΩΝ, 1991, ISBN 960-7346-33-5(I)
- [9] C. Liess, 1969, 'Introduction to Cooling of Gas Turbines', Von Karman Institute for Fluid Dynamics
- [10] http://www.google.gr/search?q=turbine+blades&hl=el&prmd=imvns&source=lnms&tbm=isch&sa=X&ei=ZW1tUJraMphBtAbI-IGwCQ&ved=0CAcQ_AUoAQ&biw=1366&bih=643
- [11] Κρικέλλας Δημήτριος, 1999, 'Μεθοδοι Εκτίμησης Διάρκειας Ζωής Εξαρτημάτων Αεροπορικών Κινητήρων', Διπλωματική Εργασία, Ε.Μ.Π, Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών, Τομέας Ρευστών, Εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών, Αθήνα
- [12] E.F. Bruhn, 1973, 'Analysis and Design of Flight Vehicle Structures', Tri-State Offset Co
- [13] Muhammad Naeem, 1999, 'Implications of Aero-Engine Deterioration for a Military Aircraft's Performanse', Ph.D.Thesis, Cranfield University, School of Mechanical Engineering, Department of Propulsion, Power, Energy and Automotive Engineering
- [14] David Japikse, Nicholas C.Baines, 1994, 'Introduction to Turbomachinery', Concepts ETI, Inc. and Oxford University Press, ISBN 0-933283-06-7
- [15] Muhammad Naeem, 2008, 'Implications of Day Temperature Variation for an Aero-Engine's HP Turbine-Blade's Creep Life-Consumption', Science Direct, Aerospace Science and Technology 13(2009) 27-35

- [16] M.F. Abdul Ghafir, Y.G. Li, R.Singh, K.Huang, X.Feng, 2010, 'Impact of Operating and Health Conditions on Aero Gas Turbine Hot Section Creep Life Using a Creep Factor Approach', Proceedings of ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea and Air GT2010, June 14-18, 2010, Glasgow, UK
- [17] Calvin M.Stewart, Ali P.Gordon, 2010, 'A Creep Rupture Time Model Anisotropic Creep-Damage of Transversely-Isotropic Materials', Proceedings of ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea and Air GT2010, June 14-18, 2010, Glasgow, UK
- [18] Razak. 2007, 'Industrial GTs Performance and Operability_Axial Turbines'
- [19] E.E.B. Gomes, P.Pilidis, 2007, 'Gas Turbine Life Cycle Assessment and Preliminary Risk Analysis', Proceedings of GT2007 ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea and Air, May 14-17, 2007, Montreal, Canada, GT2007-27972
- [20] J.S.Rao, 2000, 'Turbine Blade Life Estimation', Alpha Science International Ltd, ISBN 1-84265-009-2
- [21] Διονύσης Σκαμνάκης, 2001, 'Δομική Ανάλυση και Σχεδιασμός Στροβιλομηχανής', Διπλωματική Εργασία, Ε.Μ.Π, Εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών, Αθήνα
- [22] James C.Newman, Jr, Balkrishna S.Annigeri, 2011, 'Fatigue-Life Prediction Method Based on Small-Crack Theory in an Engine Material', Proceedings of ASME Turbo Expo 2011, GT2011, June 6-10, 2011, Vancouver, British Columbia, Canada
- [23] Ken. H. Powers, 'Life Analysis'
- [24] R.A. Cookson, 1994, 'An Example of Turbomachine Blade Stressing and Leading', Cranfield University, SME/PPA/RAC/1536
- [25] H.H Saravanamuttoo, GFC Rogers, H Cohen, PV Straznicky, 2006, 'Gas Turbine Theory', Pearson, Prentice Hall
- [26] Κανάκη Ηλέκτρα, 2010, 'Μοντελοποίηση Αεροπορικών Κινητήρων Πολιτικών Αεροσκαφών', Διπλωματική Εργασία, Ε.Μ.Π, Σχολή Μηχανολόγων Μηχανικών, Εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών, Αθήνα
- [27] Training Manual, CFM56-5A, Baisc Engine, 2000, CFMI
- [28] 'Suplplementary Investigation to Explore T/C Failure and Suitability for the Diesel Engine 12V183TD13 of the OSE Railbus Locomotives', 2010, NTUA, School of Mechanical Engineering, Internal Combustion Engines Laboratory
- [29] ASM Speciality Handbook, 'Heat-Resistant Materials', ASM International, the Materials Information Society
- [30] R.P.Khatri, R.N.Pangborn, T.S.Cook, M.Roberts, 1986, 'Surface Features and Plasticity Induced by Tension-Tension Fatigue of Inconel 718', Journal of Materials Science 21(1986) 511-521

Π1

Περιγραφή Προγραμμάτων

Π1.1 Γενική Περιγραφή

Για την επίτευξη των αποτελεσμάτων της παρούσας διπλωματικής αναπτύχθηκε ένα πρόγραμμα σε “γλώσσα” προγραμματισμού Fortran 90, το οποίο ονομάζεται Life Estimation. Το πρόγραμμα λαμβάνει σαν δεδομένα εισόδου τρία αρχεία τύπου txt. Αρχικά στο πρώτο αρχείο ο χρήστης επιλέγει τη μέθοδο με την οποία θα εκτιμηθεί η θερμοκρασία μετάλλου του πρώτου πτερυγίου του ρότορα του στροβίλου υψηλής πίεσης του κινητήρα που μελετάει καθώς και τη χρησιμοποιούμενη μέθοδο ψύξης. Στη συνέχεια εισάγει απαραίτητα γεωμετρικά χαρακτηριστικά του πτερυγίου και πληροφορίες για το χρησιμοποιούμενο καύσιμο. Το δεύτερο αρχείο περιλαμβάνει τις συντεταγμένες τόσο της τομής του πτερυγίου, όσο και του καναλιού ψύξης. Τέλος το τρίτο αρχείο εμπεριέχει τα απαραίτητα θερμοδυναμικά στοιχεία της εκάστοτε αποστολής. Στη συνέχεια το πρόγραμμα, ανάλογα με την επιλογή του χρήστη, καλεί και την αντίστοιχη υπορουτίνα για την εκτίμηση της θερμοκρασίας μετάλλου του πτερυγίου. Οι συγκεκριμένες υπορουτίνες θα αναλυθούν λεπτομερώς παρακάτω. Ακολουθεί η κλήση υπορουτινών, οι οποίες υπολογίζουν τις μέγιστες τάσεις που αναπτύσσονται στο πτερύγιο. Με το συνδυασμό των εξαχθέντων θερμοκρασιών μετάλλου και τάσεων, εκτιμούνται οι ώρες μέχρι τη θραύση με τη μέθοδο Larson-Miller και οι εναπομείναντες κύκλοι μέσω της μεθόδου κόπωσης υψηλών-χαμηλών κύκλων. Τα αποτελέσματα εξάγονται σε τρία αρχεία εξόδου.

Π1.2 Αρχεία εισόδου-εξόδου

Στη συγκεκριμένη υποπαράγραφο θα παρουσιαστούν ενδεικτικά αρχεία εισόδου και εξόδου, με περιγραφή των παραμέτρων που εκείνα περιέχουν και ενδεικτικές τιμές των παραμέτρων αυτών, όπως έχουν χρησιμοποιηθεί κατά την εκτέλεση τους.

Π1.2.1 Αρχεία Εισόδου

Αρχείο 1

Το συγκεκριμένο αρχείο στο πρόγραμμα Life Estimation καλείται με το όνομα input1. Στην πρώτη στήλη φαίνεται ο αριθμός που η εκάστοτε παράμετρος λαμβάνει, στη δεύτερη το όνομα που εκείνη έχει μέσα στο πρόγραμμα, στην τρίτη η περιγραφή της και τέλος στην τέταρτη οι μονάδες, όπου αυτές υπάρχουν.

3	iflag1	(1-Torbidoni,2-Ainley,3-Kurzke)	
2	iflag2	(1-convective cooling,2-film cooling)	
0.5	Dm	(mean diameter of blading)	m
0.89	a2	(gas angle at the exit of the stator)	radians
0.08	h2	(blade height at exit point)	m
1	nch	(coolant channels in the whole blade)	
1	np	(number of cooling channel passes)	
1.2	Eh	(enhancement factor associated with the use of turbulators)	
1	Ci	(heat transfer interference parameter)	
0.068	H	(Blade height)	m
0.0266	pitch	(blade pitch or spacing)	
19	Kbw	(blade wall conductivity)	W/mK
0.8608	xc	(mass ratio of carbon in 1kg of fuel)	
0.139	xh	(mass ratio of hydrogen in 1kg of fuel)	
0.01	xs	(mass ratio of sulphur in 1kg of fuel)	
0.02	f	(air-fuel ratio)	
20	ainj	(film injection angle)	degrees
1	rfc	(ratio of film cooling mass flow)	
28.96	Wc	(molecular weight of air)	
30	inp1	(number of vertical intersections-spanwise)	
30	nm	(strips-number of horizontal intersections-chordwise)	
50	nc	(number of cooling holes)	
50	nxP	(Point(x)-(chord%))	
100	nyP	(Point(y)-(span%))	
0.03342	c	(chorde length)	m
0.149	A	(mean section)	m ²
1.208	ca	(camber angle)	radians
80	z	(number of blades)	
0.2	t/c	(thickness-chorde ratio)	
0.174	a3	(gas angle at the exit of the rotor)	radians
8000	ρ	(density of blade metal)	kg/m ³
0.487	b2	(blade angle at the exit of the stator)	radians

Αρχείο 2

Το συγκεκριμένο αρχείο, το οποίο καλείται με το όνομα input2 δέχεται σαν είσοδο της συντεταγμένες της τομής του πτερυγίου και του ψυκτικού καναλιού. Οι πρώτες δίνονται σε δύο ζεύγη, από τα οποία το πρώτο αναφέρεται στην πλευρά υποπίεσης και το δεύτερο στην πλευρά υπερπίεσης του πτερυγίου. Πάνω από τις συντεταγμένες αναγράφεται το πλήθος τους. Στη συνέχεια ακολουθούν οι συντεταγμένες του ψυκτικού καναλιού. Προσοχή πρέπει να δοθεί στον ακέραιο αριθμό 1 ή 2 που βρίσκεται κάθε φορά δίπλα ακριβώς στον αριθμό που ορίζει το πλήθος των σημείων που εισάγονται. Ο κώδικας παίρνει τα σημεία που εισάγονται από τον χρήστη και τα τοποθετεί σε ένα καινούριο σύστημα συντεταγμένων το οποίο έχει την αρχή των αξόνων του στην ακμή πρόσπτωσης του κάθε πτερυγίου και την χορδή του όλη επάνω στον άξονα Ox. Ο αριθμός αυτός δηλώνει εάν τα σημεία που εισάγονται είναι ήδη σε τέτοιο σύστημα συντεταγμένων ή όχι. Συγκεκριμένα ο αριθμός 1 θα τοποθετήσει τα σημεία στο εν λόγω σύστημα συντεταγμένων ενώ ο αριθμός 2 θα τα αφήσει ως έχουν. Σημαντικό επίσης είναι πως οι τιμές είναι αδιάστατες με το μήκος της χορδής.

```
blade      perimeter
15 2
0.000000   0       0       0
0.004918  0.072111  0.014754 -0.02294
0.024590  0.131111  0.037705 -0.03606
0.077049  0.203222  0.091803 -0.02622
0.118033  0.237639  0.132787 -0.00983
0.290164  0.281889  0.216393  0.021306
0.380328  0.270417  0.27377  0.031139
0.485246  0.224528  0.390164  0.034417
0.581967  0.16225  0.508197  0.016389
0.640984  0.113083  0.563934 -0.00164
0.795082  -0.04425  0.757377 -0.11308
0.847541  -0.09833  0.819672 -0.15569
0.898361  -0.15242  0.881967 -0.20158
0.942623  -0.19831  0.940984 -0.24256
0.995082  -0.25894  0.981967 -0.26714
cooling    channel    perimeter
15 1
0.026862  0.024443
0.057735  0.1075
0.113456  0.184939
0.24534  0.242443
0.473778  0.178115
```

0.552995	0.135433
0.626984	0.071877
0.746955	-0.03591
0.781406	-0.0721
0.8816	-0.16696
0.915909	-0.2152
0.513502	0.025623
0.381023	0.058591
0.21665	0.062815

Αρχείο 3

Το συγκεκριμένο αρχείο καλείται από το πρόγραμμα με την ονομασία input3. Περιέχει τα απαραίτητα θερμοδυναμικά δεδομένα της αποστολής. Στο παρακάτω ενδεικτικό αρχείο αρχικά αναγράφονται οι τιμές των σειρών και των στηλών που ακολουθούν, στη συνέχεια ο συμβολισμός των μεγεθών και τέλος οι τιμές τους.

20	7						
Pgas	Tgas	RPM	mgtotal	Tinlet	mctotal	mcrotor	
3029446.24	1798.24925	16386.5183	49.998	869.4111	4.2006	7.2016	
2164272.1	1491.564	14493.1715	39.2159	744.4446	3.3166	5.6861	
2155565.508	1492.5382	14504.0151	39.0454	744.5157	3.3021	5.6613	
1974201.743	1448.4256	14199.8849	36.3011	726.9685	3.0729	5.2682	
1961156.373	1448.0939	14202.0613	36.0653	726.5302	3.0529	5.234	
1948515.704	1447.89	14205.1719	35.8353	726.1388	3.0334	5.2007	
1936242.184	1447.8045	14209.1437	35.6107	725.7904	3.0144	5.1679	
1924302.063	1447.8282	14213.9093	35.3908	725.4816	2.9957	5.136	
1912667.639	1447.9537	14219.4101	35.1753	725.2097	2.9774	5.1047	
1901305.494	1448.1712	14225.5768	34.9637	724.9709	2.9595	5.0739	
1890188.84	1448.4724	14232.3498	34.7557	724.7621	2.9419	5.0436	
1874016.593	1447.3536	14229.161	34.4716	723.9971	2.9179	5.0025	
1863188.273	1447.7533	14236.6778	34.2677	723.8227	2.9006	4.9728	
1852538.145	1448.2133	14244.6373	34.0664	723.67	2.8834	4.9436	
1842047.097	1448.7276	14252.9868	33.8675	723.5365	2.8666	4.9146	
1831698.247	1449.2893	14261.682	33.6708	723.4196	2.8498	4.8859	
1821477.08	1449.892	14270.6854	33.4759	723.3172	2.8333	4.8576	
1811377.067	1450.5341	14280.0125	33.283	723.2298	2.8169	4.8294	
1801428.835	1451.2206	14289.6366	33.0923	723.1632	2.8007	4.8017	
1791589.616	1451.95	14299.5935	32.9033	723.1128	2.7846	4.7741	

Π1.2.2 Αρχεία Εξόδου

Το πρόγραμμα Life Estimation δημιουργεί τρία αρχεία εξόδου, κάθε ένα από τα οποία περιέχει τις υπολογιζόμενες τιμές της τάσης(MPa), της θερμοκρασίας μετάλλου του πτερυγίου (Kelvin) και των ωρών και κύκλων μέχρι τη θραύση για κάθε ένα σημείο της αποστολής. Ενδεικτικά τέτοια αρχεία εξόδου φαίνονται παρακάτω.

Stress(Mpa)	Tm(K)	Trapture(hours)	Nf
623.4772433	1139.985432	56585.99903	7939
607.7730799	1096.402608	528591.3928	
572.7643984	1060.389661	3677458.352	
572.239036	1062.425182	3267256.9	
572.3207425	1065.347975	2763845.689	
572.9031803	1069.076909	2237692.854	
572.6911095	1072.054623	1889840.079	
573.9210568	1076.888516	1443960.12	
575.2221859	1081.895542	1095530.042	
576.1327873	1086.420402	854993.4755	
576.3960518	1090.33482	690386.5462	
577.36815	1095.392892	525552.6346	
579.4797331	1101.843709	373115.3342	
582.4803612	1109.479161	250271.6107	
587.6272872	1120.50641	142166.1434	
593.4789287	1132.616682	77398.85203	
598.861774	1143.964484	44288.33709	
604.2826405	1154.98507	26034.73667	

Π1.3 Βασικές υπορουτίνες

Π1.3.1 Υπορουτίνα bladecooling

call bladecooling(DAT1,AIN,CIN,nmbrpnts1,gm1,nmbrpnts2,gm2,xTbg)

Η υπορουτίνα bladecooling υλοποιεί το σύμφωνο με τον Torbidoni μοντέλο εκτίμησης της θερμοκρασίας μετάλλου του πτερυγίου που υπόκειται σε ψύξη. Η συγκεκριμένη υπορουτίνα δέχεται σαν είσοδο τα δεδομένα από τα αρχεία εισόδου και με τη χρήση βοηθητικών υπορουτινών επιστρέφει την θερμοκρασία στο σημείο του πτερυγίου που έχει επιλέξει ο χρήστης.

Π1.3.2 Υπορουτίνα Ainley

call Ainley(DAT1,AIN,CIN,nmbrpnts1,gm1,nmbrpnts2,gm2,xTbg)

Η υπορουτίνα Ainley υλοποιεί το μοντέλο εκτίμησης της θερμοκρασίας σύμφωνα με τη μέθοδο του Ainley όπως περιγράφηκε στο δεύτερο κεφάλαιο. Όπως και η bladecooling δέχεται σαν είσοδο τα δεδομένα από τα αρχεία εισόδου και με υπολογιστικές διαδικασίες επιστρέφει την θερμοκρασία στο σημείο του πτερυγίου που έχει επιλέξει ο χρήστης.

Π1.3.3 Υπορουτίνα Kurzke

call Kurzke(DAT1,xTbg)

Η συγκεκριμένη υπορουτίνα εκτιμάει τη θερμοκρασία του πτερυγίου, εφαρμόζοντας τη μέθοδο που πρότεινε ο Kurzke. Σαν είσοδο δέχεται μόνο τα θερμοδυναμικά στοιχεία της αποστολής και επιστρέφει την εκτιμώμενη θερμοκρασία.

Π1.3.4 Υπορουτίνα stress

call stress(DAT1,AIN,smax)

Η υπορουτίνα stress υλοποιεί το μοντέλο υπολογισμού της μέγιστης τάσης που αναπτύσσεται στο πτερύγιο σε κάθε χρονικό σημείο της αποστολής. Λαμβάνει σαν είσοδο τα θερμοδυναμικά στοιχεία της αποστολής από το αρχείο 3, καθώς και τα γεωμετρικά στοιχεία του πτερυγίου από το αρχείο 1. Η έξοδος του είναι η μέγιστη αναπτυσσόμενη τάση.

Π1.3.5 Υπορουτίνα LMP

call LMP(nmb1,Sm,Tm,Tr)

Η συγκεκριμένη υπορουτίνα υλοποιεί το μοντέλο εκτίμησης του χρόνου μέχρι τη θραύση σύμφωνα με τη μέθοδο Larson-Miller. Λαμβάνει σαν είσοδο τους πίνακες με τις υπολογισμένες τιμές των τάσεων και των θερμοκρασιών μετάλλου σε κάθε

σημείο της αποστολής και επιστρέφει για κάθε ένα από αυτά τις ώρες μέχρι τη θραύση.

Π1.3.6 Υπορουτίνα S_N

call S_N(nmb1, Sm, Nf)

Η υπορουτίνα S_N υλοποιεί το μοντέλο εκτίμησης των κύκλων μέχρι τη θραύση του πτερυγίου. Μέσω διαγραμμάτων SN και Goodman για το υλικό από το οποίο είναι κατασκευασμένο το πτερύγιο με βάση την κατανομή των τάσεων κατά μήκος μιας αποστολής εξάγει τους κύκλους μέχρι τη θραύση του.

Π1.3.6 Πίνακας συμβόλων

Ακολουθεί ο πίνακας που επεξηγεί τα σύμβολα που περιέχουν οι υπορουτίνες που περιγράφηκαν παραπάνω με τη σειρά εμφάνισής τους.

Συμβολισμός	Μονάδα μέτρησης	Περιγραφή	Τύπος
DAT1	<array>	Πίνακας με τα δεδομένα του αρχείου input3.	input
AIN	<array>	Πίνακας με τα δεδομένα του αρχείου input1.	input
CIN	<array>	Πίνακας με τα δεδομένα του αρχείου input2.	input
nmbprnts1	const	Αριθμός σημείων του πτερυγίου.	input
gm1	const	Σύστημα αξόνων συντεταγμένων πτερυγίου.	input
nmbprnts2	const	Αριθμός σημείων του ψυκτικού καναλιού.	input
gm2	const	Σύστημα αξόνων συντεταγμένων ψυκτικού καναλιού.	input
xTbg	Kelvin	Θερμοκρασία μετάλλου πτερυγίου.	output
smax	MPa	Μέγιστη τάση που εφαρμόζεται στο πτερύγιο.	output
nmb1	const	Αριθμός σημείων της αποστολής.	input
Sm	MPa	Πίνακας με τις μέγιστες τάσεις στο πτερύγιο για κάθε σημείο της αποστολής.	input
Tm	Kelvin	Πίνακας με τις θερμοκρασίες μετάλλου για κάθε σημείο της αποστολής.	input
Tr	hours	Πίνακας με τις ώρες μέχρι τη θραύση για κάθε σημείο της αποστολής.	output
Nf	const	Κύκλοι μέχρι τη θραύση για κάθε αποστολή.	output