



ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟ ΕΚΠΑΙΔΕΥΤΙΚΟ ΙΔΡΥΜΑ ΠΑΤΡΑΣ
ΣΧΟΛΗ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΩΝ ΕΦΑΡΜΟΓΩΝ
ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΙΑΣ

ΠΤΥΧΙΑΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

“ ΑΕΡΟΘΕΡΜΟΔΥΝΑΜΙΚΗ ΑΝΑΛΥΣΗ ΤΗΣ ΠΤΗΣΗΣ ΕΠΑΝΕΙΣΟΔΟΥ ΤΟΥ
ΔΙΑΣΤΗΜΙΚΟΥ ΛΕΩΦΟΡΕΙΟΥ SPACE SHUTTLE ΣΤΗ ΓΗΙΝΗ ΑΤΜΟΣΦΑΙΡΑ ”



ΣΠΟΥΔΑΣΤΕΣ: ΑΛΕΞΟΠΟΥΛΟΣ ΚΩΝ/ΝΟΣ
ΚΑΛΔΙΡΗΣ ΑΘΑΝΑΣΙΟΣ

ΕΠΙΒΛΕΠΩΝ ΚΑΘΗΓΗΤΗΣ: ΠΑΝΑΓΙΩΤΟΠΟΥΛΟΣ ΗΛΙΑΣ

ΠΑΤΡΑ 2009

ΠΡΟΛΟΓΟΣ

Το παρόν τεύχος αποτελεί την Πτυχιακή Εργασία που εκπονήθηκε στο Τμήμα Μηχανολογίας του Τεχνολογικού Εκπαιδευτικού Ιδρύματος Πάτρας και αναφέρεται στην Εξέλιξη του προγράμματος για το Διαστημικό Λεωφορείο, τα μηχανικά του μέρη και το σύστημα θερμικής προστασίας ,τα οποία ανήκουν στη κατηγορία Θερμοδυναμικής.

Στην αρχή μελετάται η εξέλιξη του διαστημικού προγράμματος ,τα μηχανικά μέρη που αποτελούν το διαστημικό όχημα ,γίνεται εκτενή αναφορά στο σύστημα θερμικής προστασίας που το προστατεύει από της υψηλές θερμοκρασίες που αναπτύσσονται κατά την διάρκεια της διαστημικής αποστολής .

Ευχαριστούμε θερμά τον επιβλέποντα καθηγητή μας κ. Ηλία Παναγιωτόπουλο διδάκτορα του Πανεπιστήμιου Πατρών του τμήματος Μηχανολόγων Μηχανικών και Αεροναυπηγών, για τη πολύτιμη βοήθεια και καθοδήγηση που μας προσέφερε για τη πραγματοποίηση της εργασίας. Επίσης ευχαριστούμε θερμά τους συναδέλφους μας από το ψηφιακό τμήμα του ΟΤΕ για την βοήθεια τους και ιδιαίτερα την κ. Νίκη Καραβούλια και τον Κ. Ιωάννη Αλεξόπουλο για την βοήθεια του στην κατασκευή της μακέτας .

Κων/νος Ι. Αλεξόπουλος
Αθανάσιος Ι. Καλδίρης
ΔΕΚΕΜΒΡΗΣ 2009

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Η παρούσα πτυχιακή εργασία αναφέρεται στην εξέλιξη του προγράμματος για το διαστημικό λεωφορείο, τα επιμέρους μηχανικά μέρη που το αποτελούν και εκτενέστερη ανάλυση γίνεται για το σύστημα θερμικής προστασίας καθώς επίσης και για την θερμική καταπόνηση που δέχεται το διαστημικό λεωφορείο.

Η ανάπτυξη του θέματος γίνεται σε έξι κεφάλαια. Στο πρώτο κεφάλαιο πραγματοποιείται μια ιστορική αναδρομή του Διαστημικού Συστήματος Μεταφοράς **STS** από την γένεση του ως την σύγχρονη εποχή. Επίσης γίνεται αναφορά στο τραγικό ατύχημα του CHALLENGER.

Στο κεφάλαιο 2 υπάρχει μια εκτενή περιγραφή του Διαστημικού Λεωφορείου για τα κύρια συστήματα και υποσυστήματα (τροχιακό όχημα, εσωτερική δεξαμενή E.T, πύραυλοι στερεών καυσίμων SRB)

Στο κεφάλαιο 3 παρουσιάζεται μια τυπική προετοιμασία του Συστήματος Μεταφοράς STS από την στιγμή της επιστροφής του Τροχιακού Οχήματος μέχρι την επανεκτόξευσή του.

Στο κεφάλαιο 4 αναπτύσσεται ο προορισμός του Διαστημικού Λεωφορείου που συνήθως είναι ο Διεθνής Διαστημικός Σταθμός ISS. Αναφέρεται η μετάβαση , η παραμονή και η διαδικασίες επιστροφής στον Διεθνή Διαστημικό Σταθμό.

Στο κεφάλαιο 5 αναπτύσσεται η αναγκαιότητα ύπαρξης του συστήματος θερμικής προστασίας στα διαστημικά οχήματα καθώς και τα μέρη και τα υλικά που αποτελούν το σύστημα αυτό. Στο τέλος του 5 κεφαλαίου γίνεται αναφορά στην Ελληνική συμβολή για την εξέλιξη του συστήματος θερμικής προστασίας .

Στο κεφάλαιο 6 μελετάται η αεροθερμική καταπόνηση των διαστημικών οχημάτων κατά την είσοδο τους στην γήινη ατμόσφαιρα. Ακόμα αναπτύσσεται ο υπολογισμός της μεταφοράς θερμότητας κατά την υπερηχητική πτήση των διαστημικών οχημάτων.

Τα σπουδαιότερα συμπεράσματα που προκύπτουν από την παρούσα πτυχιακή εργασία είναι ότι η τεχνολογία κατά το πέρασμα των χρόνων αναπτύσσεται με γοργούς ρυθμούς όσο αναφορά τα Διαστημικά Οχήματα που εκτελούν διάφορες αποστολές για την ανακάλυψη νέων προορισμών εκτός της γη. Ακόμα μπορούμε να επισημάνουμε τα νέα μηχανικά μέρη και τα υλικά που αποτελούν το Διαστημικό Λεωφορείο, αναπτύσσονται γίνονται πιο ανθεκτικά με συνέπεια τα διαστημικά οχήματα να είναι πιο ασφαλή για τα πληρώματα και τις επενδύσεις δισεκατομμυρίων που γίνονται από τις εκάστοτε κυβερνήσεις.

Τέλος πρέπει να αναφέρουμε την πρωτοτυπία του θέματος καθώς γίνεται για πρώτη φορά στα πλαίσια πτυχιακής εργασίας σε Τεχνολογική Σχολή.

ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

ΠΡΟΛΟΓΟΣ

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

1. ΕΞΕΛΙΞΗ ΤΟΥ ΠΡΟΓΡΑΜΜΑΤΟΣ ΓΙΑ ΤΟ ΔΙΑΣΤΗΜΙΚΟ ΛΕΩΦΟΡΕΙΟ	06
1.1 Η Γένεση του Διαστημικού Συστήματος Μεταφοράς.....	06
1.2 Ανάπτυξη, Δοκιμές και Πιστοποίηση του Διαστημικού Λεωφορείου	07
1.3 Το Διαστημικό Λεωφορείο Καθίσταται <<Επιχειρησιακό>>	09
1.4 Το Ατύχημα του Challenger	12
1.5 Συμπερασματικές Σκέψεις	14
2. ΤΟ ΔΙΑΣΤΗΜΙΚΟ ΣΥΣΤΗΜΑ ΜΕΤΑΦΟΡΑΣ	16
2.1 Γενική Περιγραφή της Μορφής και Λειτουργίας του Διαστημικού Συστήματος Μεταφοράς	16
2.2 Τεχνικά Χαρακτηριστικά του Διαστημικού Συστήματος Μεταφοράς.....	16
2.2.1 Τροχιακά Οχήματα.....	17
2.2.2 Βασικές Διαστάσεις	17
2.3 Η Λειτουργία των Κύριων Μερών του Διαστημικού Λεωφορείου Κατά την Διάρκεια μιας Αποστολής	19
2.4 Ανάλυση των Επιμέρους Μερών του Διαστημικού Συστήματος Μεταφοράς	24
2.4.1 Τροχιακό Όχημα Orbiter	24
2.4.1.1 Η Δομή των Τροχιακών Οχημάτων.....	24
2.4.1.2 Το Εμπρός Τμήμα της Ατράκτου	25
2.4.1.3 Η Καμπίνα του Πληρώματος.....	26
2.4.1.4 Το Μεσαίο Τμήμα της Ατράκτου	28
2.4.1.5 Το Πίσω Τμήμα της Ατράκτου.....	30
2.4.1.6 Η Πτέρυγα.....	32
2.4.2 Τα Καλύμματα των OMS/RCS	33
2.4.2.1 Το Πτερύγιο της Ατράκτου	34
2.4.2.2 Το Ουραίο και το Σταθερό Πτερύγιο	34
2.4.2.3 Οι Κύριες Μηχανές.....	35
2.4.2.4 Σύστημα Υποστήριξης Ζωής και Ελέγχου του Περιβάλλοντος.....	38
2.4.3 Εξωτερική Δεξαμενή	39
2.4.4 Πύραυλοι Στερεών Καυσίμων	43
2.4.4.1 Τεχνικά Χαρακτηριστικά.....	44
3. ΤΥΠΙΚΗ ΠΡΟΕΤΟΙΜΑΣΙΑ ΚΑΙ ΑΠΟΓΕΙΩΣΗ ΤΟΥ ΔΙΑΣΤΗΜΙΚΟΥ ΣΥΣΤΗΜΑΤΟΣ ΜΕΤΑΦΟΡΑΣ	47
3.1 Οι Διαστημικές Αποστολές.....	47
3.1.1 Τύποι Διαστημικών Αποστολών	47
3.1.2 Η Δομή της Διαστημικής Αποστολής	48
3.1.3 Οργάνωση και Σχεδιασμός της Διαστημικής Αποστολής.....	50
3.2 Προετοιμασία του Διαστημικού Συστήματος Μεταφοράς	54
3.3 Προετοιμασία και Συντήρηση του Τροχιακού Οχήματος.....	54
3.4 Κτίριο Συναρμολόγησης του Οχήματος	57

3.5 Προετοιμασία και Συντήρηση της Εξωτερικής Δεξαμενής.....	59
3.6 Προετοιμασία των Κύριων Μηχανών	61
3.7 Προετοιμασία των Πυραύλων Στερεών Καυσίμων.....	62
3.8 Συναρμολόγηση Τροχιακού Οχήματος με τους Πυραύλους Στερεών Καυσίμων	64
3.9 Κινητές Πλατφόρμες Εκτόξευσης.....	67
3.10 Όχημα Μεταφοράς.....	70
3.11 Συγκροτήματα Εκτόξευσης	73
3.12 Προετοιμασία στο Πεδίο Εκτόξευσης.....	74
3.13 Αντίστροφη Μέτρηση	75
3.14 Η Εκτόξευση	76
3.15 Ματαίωση Αποστολής	77
3.16 Κέντρα Εκτόξευσης.....	80
4. ΠΕΡΙΓΡΑΦΗ ΠΡΟΟΡΙΣΜΟΥ ΤΟΥ ΔΙΑΣΤΗΜΙΚΟΥ ΣΥΣΤΗΜΑΤΟΣ	
ΜΕΤΑΦΟΡΑΣ.....	82
4.1 Είσοδος σε Τροχιά Αναμονής	82
4.2 Μετάβαση στο Διεθνή Διαστημικό Σταθμό.....	82
4.3 Παραμονή στο Διεθνή Διαστημικό Σταθμό.....	84
4.4 Διαδικασίες Επιστροφής	85
4.5 Επάνοδος Τροχιακού Οχήματος.....	86
5. ΣΥΣΤΗΜΑ ΘΕΡΜΙΚΗΣ ΠΡΟΣΤΑΣΙΑΣ	89
5.1 Αναγκαιότητα Ύπαρξης Συστήματος Θερμικής Προστασίας	89
5.2 Τα Μέρη του Συστήματος Θερμικής Προστασίας.....	90
5.3 Η Ελληνική Συμβολή στην Εξέλιξη του Συστήματος Θερμικής Προστασίας	93
6. Η ΥΠΕΡΗΧΗΤΙΚΗ ΠΤΗΣΗ ΚΑΙ ΥΠΕΡΘΕΡΜΑΝΣΗ ΤΩΝ	
ΔΙΑΣΤΗΜΟΧΗΜΑΤΩΝ ΣΕ ΠΛΑΝΗΤΙΚΕΣ ΑΤΜΟΣΦΑΙΡΕΣ	95
6.1 Αεροθερμική Καταπόνηση των Δ/Ο Κατά την Ατμοσφαιρική Είσοδο.....	95
6.2 Υπερταχύτητες, Υπερηχητική Ροή και Υπερθερμοκρασίες	99
6.3 Οι Συνθήκες Πτήσης των Διαστημομηχανών στις Πλανητικές Ατμόσφαιρες.....	101
6.4 Υπολογισμός της Μεταφοράς Θερμότητας Κατά την Υπερηχητική Πτήση των Δ/Ο	107
6.5 Προσομοίωση των Αεροθερμικών Συνθηκών Πτήσης Αγνωστικών Οχημάτων Τύπου Space Shuttle στη Γήινη Ατμόσφαιρα και το Φαινόμενο του Τηλεπικοινωνιακού Αποκλεισμού	111
7. ΣΥΝΟΨΗ ΚΑΙ ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ	118
ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ Α.....	123
ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ.....	163

1. ΕΞΕΛΙΞΗ ΤΟΥ ΠΡΟΓΡΑΜΜΑΤΟΣ ΓΙΑ ΤΟ ΔΙΑΣΤΗΜΙΚΟ ΛΕΩΦΟΡΕΙΟ

1.1 Η ΓΕΝΕΣΗ ΤΟΥ ΔΙΑΣΤΗΜΙΚΟΥ ΣΥΣΤΗΜΑΤΟΣ ΜΕΤΑΦΟΡΑΣ STS (Space Transportation System)

Ονομάζονται Columbia, Discovery, Atlantis και Εντίβορ, παίρνοντας τα ονόματά τους από τα φημισμένα πλοία του παρελθόντος που όργωναν σε ανατολή και δύση τις επίγειες θάλασσες. Πριν από το 1980 τα διαστημόπλοια που χρησιμοποιούσαμε ήταν διαστημόπλοια μιας χρήσης, οπότε και το κόστος κάθε αποστολής ήταν τεράστιο. Φανταστείτε άλλωστε ποιο θα ήταν το κόστος ενός αεροπορικού ταξιδιού, αν στο τέλος κάθε πτήσης καταστρέφαμε το αεροπλάνο που μας μετέφερε. Αυτό ακριβώς συνέβαινε με τα διαστημικά ταξίδια που εκτελούσαμε μέχρι το 1980. Τον Απρίλιο του 1981 όμως άρχισε μια νέα εποχή στην εξερεύνηση του Διαστήματος, με τη δραστηριοποίηση ενός νέου τύπου διαστημοπλοίων, των διαστημικών λεωφορείων. Το πρώτο διαστημικό λεωφορείο (το Columbia) ξεκίνησε για το παρθενικό του ταξίδι 20 ακριβώς χρόνια μετά την ιστορική πτήση του Γιούρι Γκαγκάριν, με την υπόσχεση ότι θα έκανε φθηνότερη την εξερεύνηση του Διαστήματος. Ο θάνατος όμως των επτά αστροναυτών του Challenger, τον Ιανουάριο του 1986, ανάγκασε τη ΝΑΣΑ να επανεξετάσει καλύτερα τους στόχους του προγράμματος πτήσεων των διαστημικών λεωφορείων. Σήμερα το πρόγραμμα αυτό έχει πάρει νέες κατευθυντήριες γραμμές για μεγαλύτερη ασφάλεια, αποδοτικότητα και αποτελεσματικότητα.



Σχήμα 1.1 Ο διαστημικός σταθμός Κένεντι

Οι απαρχές του Προγράμματος για το Διαστημικό Λεωφορείο οριοθετούνται στις συζητήσεις για το τι θα ακολουθούσε το Πρόγραμμα Απόλλων (APOLLO), τις ιστορικές αποστολές στη Σελήνη. Η Εθνική Διεύθυνση Αεροναυτικής και Διαστήματος (National Aeronautics and Space Administration, NASA) εστίασε τα μετά-Απόλλων σχέδιά της στην ανάπτυξη όλο και μεγαλύτερων αποστολών σε τροχιά γύρω από τη Γη οι οποίες θα εκτοξεύονταν με το τεράστιο Σύστημα Εκτόξευσης Κρόνος 5 (Saturn V), των αποστολών Απόλλων. Η διαστημική

διεύθυνση έλπιζε να κατασκευάσει έναν σταθμό 12 ατόμων μέχρι το 1975, επόμενοι σταθμοί θα μπορούσαν να φιλοξενήσουν 50 και μετά 100 άτομα. Άλλοι σταθμοί θα τοποθετούνταν σε τροχιά γύρω από τη Σελήνη και εν συνεχεία θα κατασκευάζονταν στην επιφάνεια της Σελήνης. Παράλληλα, η Εθνική Διεύθυνση Αεροναυτικής και Διαστήματος (NASA) θα ανέπτυξε την επανδρωμένη εξερεύνηση του πλανήτη Άρη. Ως μέρος αυτού του μεγαλεπήβολου σχεδίου εμφανίστηκε η ιδέα για ένα όχημα – ή αλλιώς Διαστημικό Λεωφορείο (Space Shuttle) – που θα μετέφερε προς και από χαμηλή Γήινη τροχιά (low-Earth orbit) πλήρωμα και προμήθειες βλ. σχήμα 1.1.α . Για να κρατήσει τα έξοδα αυτών των ταξιδιών στο ελάχιστο, η Εθνική Διεύθυνση Αεροναυτικής και Διαστήματος (NASA) σκόπευε να αναπτύξει ένα πλήρως επαναχρησιμοποιούμενο όχημα. Το όραμα της Διεύθυνσης Διαστήματος για ένα σύμπλεγμα Διαστημικών Σταθμών και ταξιδιών στον πλανήτη Άρη είχαν μικρή συσχέτιση με την πολιτική πραγματικότητα της εποχής.



Σχήμα 1.1.α Οι αρχικές ιδέες για το Διαστημικό Λεωφορείο το οραματίζονταν σαν ένα επαναχρησιμοποιούμενο διβάθμιο όχημα με την αξιοπιστία και την ευχρηστία ενός εμπορικού αεροσκάφους.

1.2 ΑΝΑΠΤΥΞΗ, ΔΟΚΙΜΕΣ ΚΑΙ ΠΙΣΤΟΠΟΙΗΣΗ ΤΟΥ ΔΙΑΣΤΗΜΙΚΟΥ ΛΕΩΦΟΡΕΙΟΥ

Το Διαστημικό Λεωφορείο υποβλήθηκε σε ένα πλήθος δοκιμασιών πριν την πρώτη του πτήση. Παρ' όλα αυτά η Εθνική Διεύθυνση Αεροναυτικής και Διαστήματος (NASA) εκτέλεσε αυτές τις δοκιμασίες κάπως διαφορετικά συγκριτικά με αυτές προηγούμενων διαστημοχημάτων. Οι μόνες δοκιμασίες πραγματικής πτήσης του Τροχιακού Οχήματος ήταν μια σειρά από δοκιμασίες Προσέγγισης και Προσγείωσης όπου το Τροχιακό Όχημα Enterprise, OV-101, αφέθηκε σε ύψος 7620 m (25000 ft) από το Boeing 747 Shuttle Carrier Aircraft. Οι δοκιμές αυτές – με επανδρωμένο Τροχιακό Όχημα – έδειξαν τις δυνατότητες χειρισμού του Τροχιακού Οχήματος σε χαμηλές ταχύτητες και συνέβαλαν στην

εκτίμηση των χαρακτηριστικών προσγείωσης του οχήματος. Η φιλοσοφία του Προγράμματος για το Διαστημικό Λεωφορείο ήταν να ελέγχει στο έδαφος τα σημαντικά εξαρτήματα όπως Κύριες Μηχανές, Πύραυλοι Στερεών Καυσίμων, Εξωτερική Δεξαμενή και Τροχιακό Όχημα ξεχωριστά και να χρησιμοποιήσει αναλυτικά μοντέλα, όχι πτητικούς ελέγχους, για να πιστοποιήσει το συνολικό σύστημα του Διαστημικού Λεωφορείου. Κατά την διάρκεια των δοκιμών Προσέγγισης και προσγείωσης βλ. σχήμα 1.2 , το πλήρωμα επαλήθευσε πως το Τροχιακό Όχημα μπορούσε επιτυχώς να πετάξει σε χαμηλές ταχύτητες και να προσγειωθεί με ασφάλεια. Παρ' όλα αυτά το Διαστημικό Λεωφορείο δεν πέταξε σε μη-επανδρωμένη τροχιακή δοκιμασία πριν την πρώτη του αποστολή μια σημαντική αλλαγή στην φιλοσοφία συγκρινόμενη με προηγούμενα Αμερικανικά διαστημοχήματα.



Σχήμα 1.2 Το πρώτο Τροχιακό Όχημα ήταν το Enterprise, εδώ εμφανίζεται να αφήνεται από το Boeing 747 Shuttle Aircraft κατά τη διάρκεια των Δοκιμών Προσέγγισης και Προσγείωσης στην Αεροπορική Βάση Edwards

Οι σημαντικές τεχνολογικές πρόοδοι που απαιτούσε ο σχεδιασμός του Διαστημικού Λεωφορείου οδήγησαν την ανάπτυξή του να βγει εκτός χρονοδιαγράμματος. Η ημερομηνία για την πρώτη εκτόξευση του Διαστημικού Λεωφορείου μετατοπίστηκε από τον Μάρτιο του 1978 στο 1979 και μετά στο 1980, και τελικά στην άνοιξη του 1981. Ένας ιστορικός απέδωσε ένα χρόνο από αυτή την καθυστέρηση « σε περικοπές προϋπολογισμού, ένα δεύτερο χρόνο σε προβλήματα με τις Κύριες Μηχανές, και ένα τρίτο χρόνο σε προβλήματα με τα θερμομονωτικά πλακίδια». Λόγω αυτών των δυσκολιών, το 1979 το πρόγραμμα υπεβλήθη σε εξουθενωτικό κυβερνητικό έλεγχο. Το πρόγραμμα φαινόταν να είναι ένα εκατομμύριο δολάρια εκτός προϋπολογισμού και ο τότε Πρόεδρος (President Jimmy Carter) ήθελε να διασφαλίσει ότι η συνέχισή του άξιζε. Ένας παράγοντας «κλειδί» για την τελική απόφαση της κυβέρνησης ήταν ότι το Διαστημικό Λεωφορείο ήταν αναγκαίο για την εκτόξευση των κατασκοπευτικών δορυφόρων που θα πιστοποιούσαν την συνθήκη ελέγχου όπλων SALT II, μια προτεραιότητα της τότε κυβέρνησης. Ο έλεγχος ξαναβεβαίωσε την ανάγκη για το Διαστημικό

Λεωφορείο, και με την συνεχιζόμενη υποστήριξη της κυβέρνησης, ο δρόμος πλέον ήταν ανοιχτός για την μετάπτωσή του από την ανάπτυξη στην πτήση. Τελικά η Εθνική Διεύθυνση Αεροναυτικής και Διαστήματος (NASA) ολοκλήρωσε το πρόγραμμα του Διαστημικού Λεωφορείου υπερβαίνοντας τον προϋπολογισμό μόλις κατά 15 ποσοστιαίες μονάδες, ποσό μικρό συγκρινόμενο με την πολυπλοκότητα του όλου προγράμματος.

Το Τροχιακό Όχημα που ήταν προορισμένο να είναι το πρώτο που θα εκτελούσε πτήση στο διάστημα ήταν το Columbia. Στις αρχές του 1979, η Εθνική Διεύθυνση Αεροναυτικής και Διαστήματος (NASA) άρχιζε να αισθάνεται πίεση που είχε βγει εκτός χρονοδιαγράμματος. Παρά το γεγονός πως μόνο τα 24000 από τα 30000 πλακίδια του Συστήματος Θερμικής Προστασίας (Thermal Protection System) είχαν τοποθετηθεί, η Εθνική Διεύθυνση Αεροναυτικής και Διαστήματος (NASA) αποφάσισε να αερομεταφέρει το Columbia από τις εγκαταστάσεις κατασκευής του στο Palmdale της California, στο Kennedy Space Center τον Μάρτιο του 1979. Τα υπόλοιπα πλακίδια θα τοποθετούνταν στην Florida, επιτρέποντας έτσι στην Εθνική Διεύθυνση Αεροναυτικής και Διαστήματος (NASA) να εμφανίσει το Columbia έτοιμο (υποθετικά) για την προκαθορισμένη ημερομηνία εκτόξευσης. Προβλήματα με τις Κύριες Μηχανές και τα θερμικά πλακίδια θα κρατούσαν το Columbia στο έδαφος για ακόμη δύο χρόνια.

1.3 ΤΟ ΔΙΑΣΤΗΜΙΚΟ ΛΕΩΦΟΡΕΙΟ ΚΑΘΙΣΤΑΤΑΙ <<ΕΠΙΧΕΙΡΗΣΙΑΚΟ>>

Στην πρώτη αποστολή του Διαστημικού Λεωφορείου, STS-1, το Columbia μετέφερε σε τροχιά τους John W. Young και Robert L. Crippen, στις 14 Απριλίου 1981, και δύο μέρες αργότερα τους επέστρεψε πίσω με ασφάλεια στην Αεροπορική Βάση Edwards στην California βλ. σχήμα 1.3 . Μετά από τρία χρόνια διαπραγματεύσεων σχετικές με τον τρόπο δράσης της διεύθυνσης και εννέα χρόνια ανάπτυξης, το Διαστημικό Λεωφορείο μετέφερε για πρώτη φορά Αμερικανούς αστροναύτες στο διάστημα, μετά από το Δοκιμαστικό Πρόγραμμα Apollo-Soyuz το 1975. Ο μετά την πτήση έλεγχος έδειξε πως το Columbia υπέστη μικρή ζημιά από την υπερβολική πίεση ανάφλεξης των Πυραύλων Στερεών Καυσίμων και έχασε 16 πλακίδια, καθώς και άλλα 148 υπέστησαν κάποια βλάβη. Μέσα στους επόμενους 15 μήνες, το Columbia εκτοξεύθηκε άλλες τρεις φορές. Στο τέλος της τέταρτης αποστολής, στις 4 Ιουλίου 1982, το Columbia προσγειώθηκε στην Αεροπορική Βάση Edwards όπου ο τότε Πρόεδρος (President Ronald Reagan) δήλωσε στο κοινό, που γιόρταζε την Ημέρα Ανεξαρτησίας, ότι «ξεκινώντας με την επόμενη αποστολή, το Columbia και τα υπόλοιπα Διαστημικά Λεωφορεία θα είναι πλήρως επιχειρησιακά, έτοιμα να παρέχουν οικονομική και συχνή πρόσβαση στο διάστημα για επιστημονική εξερεύνηση, εμπορικά εγχειρήματα, και για θέματα που αφορούν την εθνική ασφάλεια».

Υπήρχαν δύο λόγοι για τον χαρακτηρισμό του Διαστημικού Λεωφορείου ως «επιχειρησιακό» τόσο σύντομα μετά τις δοκιμαστικές του πτήσεις. Ο ένας ήταν η ελπίδα της Εθνικής Διεύθυνσης Αεροναυτικής και Διαστήματος (NASA) για γρήγορη προεδρική έγκριση του επόμενου επανδρωμένου διαστημικού προγράμματός της, έναν διαστημικό σταθμό, το οποίο δεν θα προχωρούσε για όσο χρονικό διάστημα το Διαστημικό Λεωφορείο θα θεωρούνταν υπό ανάπτυξη. Ο δεύτερος λόγος ήταν ότι το αμερικανικό κράτος, είχε ξαφνικά να αντιμετωπίσει

έναν ξένο ανταγωνιστή στην εκτόξευση εμπορικών δορυφόρων. Η Ευρωπαϊκή Διεύθυνση Διαστήματος (ESA) αποφάσισε το 1973 να αναπτύξει τον Αριάν (Ariane), ένα αναλώσιμο εκτοξευόμενο όχημα. Ο Αριάν πέταξε για πρώτη φορά το Δεκέμβριο του 1979 και μέχρι το 1982 ανταγωνιζόταν ενεργά με το Διαστημικό Λεωφορείο για συμβόλαια εμπορικών εκτοξεύσεων. Σε αυτό το σημείο η Εθνική Διεύθυνση Αεροναυτικής και Διαστήματος (NASA) ακόμη έλπιζε πως τα έσοδα από τις εμπορικές εκτοξεύσεις θα αντιστάθμιζε μέρος ή όλα τα έξοδα λειτουργίας του Διαστημικού Λεωφορείου.



Σχήμα 1.3 Η εκτόξευση της STS-1 στις 12 Απριλίου 1981, δευτερόλεπτα μετά τις 07:00 π.μ.

Σε μια προσπάθεια προσέλκυσης συμβολαίων για εμπορικές εκτοξεύσεις, η Εθνική Διεύθυνση Αεροναυτικής και Διαστήματος (NASA) επιχορήγησε ισχυρά τις εμπορικές εκτοξεύσεις προσφέροντας υπηρεσίες με αντίτιμο 42 εκατομμύρια δολάρια για κάθε εκτόξευση, όταν το πραγματικό κόστος ανέρχονταν πάνω από το τριπλάσιο. Ένα διαφημιστικό φυλλάδιο της Εθνικής Διεύθυνσης Αεροναυτικής και Διαστήματος (NASA) του 1983 με τίτλο «Εμείς Παραδίδουμε» (We Deliver) προέβαλε το Διαστημικό Λεωφορείο ως «το πιο αξιόπιστο, ευέλικτο, και οικονομικά αποδοτικό σύστημα εκτόξευσης στον κόσμο».

Μεταξύ του 1982 και τις αρχές του 1986, το Διαστημικό Λεωφορείο επέδειξε τις ικανότητές του σε διαστημικές επιχειρήσεις, επανακτώντας δύο τηλεπικοινωνιακούς δορυφόρους που είχαν υποστεί σφάλμα πυροδότησης τελευταίας βαθμίδας (upper-stage misfires) μετά την εκτόξευση, και εκτελώντας επιστημονικές αποστολές με το σταθερής ατμοσφαιρικής πίεσης ευρωπαϊκής κατασκευής Spacelab module στο χώρο μεταφοράς ωφέλιμου φορτίου (payload bay). Το Διαστημικό Λεωφορείο μετέφερε, στο διάστημα όχι μόνο Αμερικανούς αστροναύτες αλλά επίσης πολίτες της Γερμανίας, του Μεξικού, του Καναδά, της Σαουδικής Αραβίας, της Γαλλίας, της Ολλανδίας, δύο επιστήμονες ειδικούς για το

μεταφερόμενο φορτίο (payload specialists) από εμπορικές εταιρείες, και δύο Αμερικανούς νομοθέτες, τον Γερουσιαστή Jake Garn και τον Αντιπρόσωπο Bill Nelson. Το 1985, όταν 4 Τροχιακά Οχήματα ήταν σε λειτουργία, τα διαστημοχήματα πέταξαν σε εννέα αποστολές, οι περισσότερες εκτοξεύσεις μέσα σε ένα ημερολογιακό έτος. Μέχρι το τέλος του 1985, το Διαστημικό Λεωφορείο είχε εκτοξεύσει 24 τηλεπικοινωνιακούς δορυφόρους, βλ. σχήμα 1.4 και είχε μία λίστα από 44 παραγγελίες για μελλοντικές εμπορικές εκτοξεύσεις.



Σχήμα 1.4 Το πλήρωμα της STS-5 απελευθέρωσε επιτυχώς δυο εμπορικούς δορυφόρους κατά τη διάρκεια της πρώτης πτήσης του Διαστημικού Λεωφορείου

Επιφανειακά το πρόγραμμα φαινόταν να εξελίσσεται καλά. Αυτοί όμως που βρίσκονταν κοντά διαπίστωσαν πως υπήρχε πληθώρα προβλημάτων. Όλο το Διαστημικό Σύστημα Μεταφοράς (STS) αποδεικνυόταν δύσκολο στη λειτουργία, καθώς απαιτούσε περισσότερη συντήρηση μεταξύ των πτήσεων από την αρχικά αναμενόμενη. Μέχρι το τέλος του 1985, μια μέση τιμή 67 ημερών απαιτούνταν μέχρι ένα Τροχιακό Όχημα να είναι ξανά έτοιμο για εκτόξευση, μακριά από το σχεδιασμό του 1975 που απαιτούσε 10 εργάσιμες μέρες.

Παρ' όλο που σε όλη αυτή την διάρκεια του είχε ανατεθεί επιχειρησιακός ρόλος από την Εθνική Διεύθυνση Αεροναυτικής και Διαστήματος (NASA), το Διαστημικό Λεωφορείο στην πραγματικότητα βρισκόταν στο αρχικό στάδιο πτητικών δοκιμών (early flight-test stage). Όπως και κάθε άλλη τεχνολογία πρώτης γενιάς, οι χειριστές μάθαιναν περισσότερα για τις δυνατότητες και τις αδυναμίες του σε κάθε πτήση, και έκαναν τις όποιες αλλαγές μπορούσαν, ενώ ταυτόχρονα προσπαθούσαν να ανταποκριθούν στο φιλόδοξο χρονοδιάγραμμα πτήσεων που είχε οριοθετηθεί χρόνια πριν από την Εθνική Διεύθυνση Αεροναυτικής και Διαστήματος (NASA). Ήδη, ο στόχος των 50 πτήσεων το χρόνο είχε δώσει την θέση του στο στόχο των 24 πτήσεων το χρόνο, μέχρι το 1989. Το

κόστος ανά πτήση ήταν πάνω από 140 εκατομμύρια δολάρια, ένας αριθμός στον οποίο αν ληφθεί υπόψη και ο πληθωρισμός ήταν επτά φορές μεγαλύτερος από τον προ δεκαετίας σχεδιασμό της Εθνικής Διεύθυνσης Αεροναυτικής και Διαστήματος (NASA). Επιβαρύνοντας την όλη κατάσταση, η πίεση για να τηρηθεί το χρονοδιάγραμμα πτήσεων δημιούργησε ένα διοικητικό περιβάλλον που όλο και περισσότερο αποδέχονταν επιδόσεις πολλών εξαρτημάτων και συστημάτων κάτω των προδιαγραφών (less-than-specification) στηρίζοντάς το στο γεγονός πως τέτοιου είδους παρεκκλίσεις δεν είχαν εμποδίσει την επιτυχία των προηγούμενων πτήσεων.

1.4 ΤΟ ΑΤΥΧΗΜΑ ΤΟΥ CHALLENGER

Η ψευδαίσθηση πως το Διαστημικό Λεωφορείο ήταν ένα επιχειρησιακό σύστημα που παρείχε επίπεδο ασφάλειας τέτοιου βαθμού που το καθιστούσε κατάλληλο για τη μεταφορά σε τροχιά νομοθετών και μια καθηγήτρια Λυκείου, συντρίφθηκε απότομα και τραγικά το πρωινό της 28^{ης} Ιανουαρίου 1986, όταν το Διαστημικό Λεωφορείο Challenger καταστράφηκε 76 δευτερόλεπτα μετά την εκτόξευση κατά την διάρκεια της 25^{ης} αποστολής βλ. σχήμα 1.5 . Το επταμελές πλήρωμα χάθηκε.



Σχήμα 1.5 Το Διαστημικό Λεωφορείο Challenger χάθηκε κατά την διάρκεια της ανόδου του

Για την διερεύνηση του ατυχήματος του Διαστημικού Λεωφορείου Challenger, ο τότε Πρόεδρος (President Reagan) διόρισε την 13-μελή Προεδρική Επιτροπή, η οποία έγινε σύντομα γνωστή σαν Επιτροπή Rogers (Rogers Commission), λόγω του προέδρου της. Από την αρχή της έρευνας, η Επιτροπή αναγνώρισε ως μηχανική αιτία του ατυχήματος την αστοχία του συνδέσμου ενός

από τους Πυραύλους Στερεών Καυσίμων. Η Επιτροπή διαπίστωσε ότι ο σχεδιασμός δεν είχε γίνει πλήρως κατανοητός από τους μηχανικούς που τον χειρίζονταν και πως δεν είχε ελεγχθεί αρκετά.

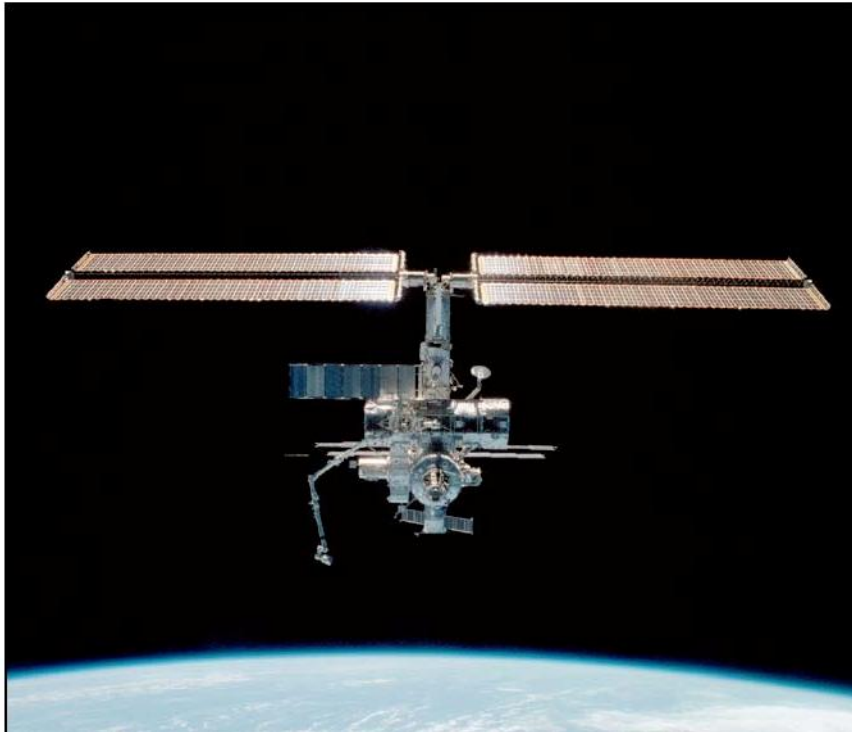
Όταν η Επιτροπή ανακάλυψε πως, την παραμονή της εκτόξευσης, η Εθνική Διεύθυνση Αεροναυτικής και Διαστήματος (NASA) και ένας εξωτερικός εργολήπτης είχαν έντονη αντιπαράθεση σχετικά με τη φρονιμότητα της λειτουργίας του Διαστημικού Λεωφορείου στις χαμηλές θερμοκρασίες που είχαν προβλεφθεί για την επόμενη ημέρα, και πως οι περισσότεροι ανώτεροι διευθυντές της Εθνικής Διεύθυνσης Αεροναυτικής και Διαστήματος (NASA) δεν ήταν ενήμεροι για αυτή την αντιπαράθεση, επικέντρωσε την έρευνά της «στις διοικητικές πρακτικές της Εθνικής Διεύθυνσης Αεροναυτικής και Διαστήματος (NASA), στις σχέσεις Κέντρου Εκτόξευσης και Αρχηγείου, και στην κλίμακα της ιεραρχίας που λάμβανε αποφάσεις για την εκτόξευση. Καθώς η έρευνα προχωρούσε, αποκάλυψε μια νοοτροπία της Εθνικής Διεύθυνσης Αεροναυτικής και Διαστήματος (NASA) που είχε σταδιακά αρχίσει να αποδέχεται το αυξανόμενο ρίσκο, και ένα σύστημα ασφαλείας που ήταν πλήρως σιωπηλό και αναποτελεσματικό.

Η έκθεση της Επιτροπής, που δημοσιεύθηκε στις 6 Ιουνίου 1986, πρότεινε τον επανασχεδιασμό και επαναπιστοποίηση του συνδέσμου και του παρεμβύσματος που συνέδεε τον Πύραυλο Στερεών Καυσίμων με την Εξωτερική Δεξαμενή και μια ανεξάρτητη επιτροπή να επιβλέπει την πιστοποίηση και δοκιμή του. Η έκθεση κατέληγε πως η ενέργεια να χαρακτηριστεί το Διαστημικό Λεωφορείο επιχειρησιακό είχε θέσει μεγάλη πίεση στο όλο σύστημα και το είχε φτάσει στα όριά του. Διαφωνώντας με την τακτική της Εθνικής Διεύθυνσης Αεροναυτικής και Διαστήματος (NASA) για την διατήρηση της ασφάλειας των πτήσεων, η Επιτροπή απαίτησε την δημιουργία μέσα στο σώμα της Εθνικής Διεύθυνσης Αεροναυτικής και Διαστήματος (NASA) ενός Γραφείου Ασφάλειας, Αξιοπιστίας και Διασφάλισης Ποιότητας (NASA Office of Safety, Reliability, and Quality Assurance), που θα έδινε αναφορά κατευθείαν στον Γενικό Διευθυντή της Εθνικής Διεύθυνσης Αεροναυτικής και Διαστήματος (NASA), καθώς επίσης και αλλαγές στην δομή της διοίκησης του προγράμματος. Η Εθνική Διεύθυνση Αεροναυτικής και Διαστήματος (NASA) χρειάστηκε 32 μήνες μέχρι να πραγματοποιήσει την εκτόξευση της επόμενης αποστολής. Σε όλο αυτό το χρονικό διάστημα, η Εθνική Διεύθυνση Αεροναυτικής και Διαστήματος (NASA) ξεκίνησε μια σειρά από μακροπρόθεσμες εργασίες αναβάθμισης των διαστημοχημάτων, άρχισε την κατασκευή του Τροχιακού Οχήματος Endeavor τον αντικαταστάτη του Challenger, πραγματοποίησε σημαντικές οργανωτικές αλλαγές, και αναθεώρησε το καταστατικό λειτουργίας του Διαστημικού Λεωφορείου κάνοντάς το να εμφανίζει ποιο ρεαλιστικούς ρυθμούς πτήσεων.

Το ατύχημα του Challenger προκάλεσε και αλλαγές στην πολιτική της Εθνικής Διεύθυνσης Αεροναυτικής και Διαστήματος (NASA). Στις 15 Αυγούστου 1986 ο τότε Πρόεδρος (President Reagan) ανακοίνωσε πως οι εκτοξεύσεις εμπορικών δορυφόρων με το Διαστημικό Λεωφορείο σταματάνε. Ως συνέπεια του ατυχήματος η κυβέρνηση αποφάσισε τι μελλοντική εκτόξευση όλων των στρατιωτικών της δορυφόρων με αναλώσιμα συστήματα εκτόξευσης, εκτός από μερικούς εναπομείναντες δορυφόρους που απαιτούσαν τις μοναδικές ικανότητες του Διαστημικού Λεωφορείου.

Μέσα στα δεκαεπτά χρόνια μεταξύ των ατυχημάτων του Challenger και του Columbia, το Πρόγραμμα του Διαστημικού Λεωφορείου πραγματοποίησε μεγάλες επιτυχίες και επίσης υπέστη οργανωτικές και διοικητικές αλλαγές. Το Διαστημικό Λεωφορείο είχε εκτοξεύσει με επιτυχία αρκετούς σημαντικούς επιστημονικούς

δορυφόρους και πραγματοποιούσε το μεγαλύτερο μέρος της «άρσης βαρών» (heavy lifting) για εξαρτήματα απαραίτητα στην κατασκευή του Διεθνή Διαστημικού Σταθμού (International Space Station) βλ. σχήμα 1.6 . Η επιτροπή έμαθε εκ των υστέρων πως τα πράγματα δεν ήταν όπως ακριβώς φαινόταν.



Σχήμα 1.6 Ο Διεθνής Διαστημικός Σταθμός (ISS) όπως φαίνεται από ένα προσεγγίζον Διαστημικό Λεωφορείο

1.5 ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΙΚΕΣ ΣΚΕΨΕΙΣ

Το Τροχιακό Όχημα που μετέφερε το πλήρωμα της αποστολής STS-107 σε τροχιά 22 χρόνια μετά την πρώτη πτήση του αντανάκλα την ιστορία του Προγράμματος του Διαστημικού Λεωφορείου. Όταν το Columbia απογειώθηκε από την εξέδρα εκτόξευσης 39-A (Launch Complex 39-A) του Kennedy Space Center στις 16 Ιανουαρίου 2003, εξωτερικά έμοιαζε με το Τροχιακό Όχημα που είχε εκτελέσει την πρώτη πτήση το 1981 και πράγματι πολλά μέρη της δομής του χρονολογούνταν πίσω στην παρθενική του πτήση. Πάνω από το 44% των πλακιδίων, και τα 41 από τα 44 πάνελ Reinforced Carbon-Carbon (RCC) του χείλους προσβολής της πτέρυγας ήταν από τον αρχικό του εξοπλισμό. Όμως επίσης υπήρχαν πολλά νέα συστήματα στο Columbia, από το σύγχρονο «γυάλινο» πιλοτήριο (glass cockpit) μέχρι τις δεύτερης γενιάς Κύριες Μηχανές. Αν και είναι ένα θαύμα της μηχανολογίας που επιτρέπει μια μεγάλη ποικιλία από εργασίες σε τροχιά, συμπεριλαμβανομένου και της συναρμολόγησης του Διεθνή Διαστημικού Σταθμού (ISS), το Διαστημικό Λεωφορείο διαθέτει λίγες από τις ικανότητες που αρχικά είχε υποσχεθεί η Εθνική Διεύθυνση Αεροναυτικής και Διαστήματος (NASA). Δεν μπορεί να εκτοξευθεί κατόπιν εντολής (on-demand), δεν αποσβένει το κόστος λειτουργίας του, δεν μεταφέρει πλέον ωφέλημα φορτία εθνικής ασφάλειας, και δεν είναι οικονομικά αποδοτικό, ούτε νομικά επιτρεπτό, να

μεταφέρει εμπορικούς δορυφόρους. Παρά τις προσπάθειες για την βελτίωση της ασφάλειάς του, το Διαστημικό Λεωφορείο παραμένει ένα πολύπλοκο και ριψοκίνδυνο σύστημα υψηλής σημασίας για τις διαστημικές φιλοδοξίες των ΗΠΑ. Η αποτυχία του Columbia να επιστρέψει πίσω στη Γη αποτελεί σκληρή υπενθύμιση πως το Διαστημικό Λεωφορείο είναι ένα αναπτυσσόμενο όχημα το οποίο δεν εκτελεί πτήσεις ρουτίνας, αλλά λειτουργεί στην περιοχή των επικίνδυνων εξερευνήσεων.

2 ΤΟ ΔΙΑΣΤΗΜΙΚΟ ΣΥΣΤΗΜΑ ΜΕΤΑΦΟΡΑΣ STS

2.1 ΓΕΝΙΚΗ ΠΕΡΙΓΡΑΦΗ ΤΗΣ ΜΟΡΦΗΣ ΚΑΙ ΛΕΙΤΟΥΡΓΙΑΣ ΤΟΥ ΔΙΑΣΤΗΜΙΚΟΥ ΣΥΣΤΗΜΑΤΟΣ ΜΕΤΑΦΟΡΑΣ STS

Το Διαστημικό Λεωφορείο αναπτύχθηκε από την Εθνική Διεύθυνση Αεροναυτικής και Διαστήματος (NASA). Η NASA διευθύνει και καθοδηγεί το Διαστημικό Σύστημα Μεταφοράς, STS (που αποτελεί το κοινό όνομα για ολόκληρο το πρόγραμμα του Διαστημικού Λεωφορείου) το οποίο χρησιμοποιείται για την εκπλήρωση των κυβερνητικών σχεδίων που αφορούν το διάστημα ή τη συμμετοχή σε διεθνούς χαρακτήρα προγράμματα για την επίτευξη κοινών στόχων στο διάστημα. Η NASA επίσης επιβλέπει την εκτόξευση και τις απαιτήσεις της διαστημικής πτήσης για πολιτικό ή στρατιωτικό σκοπό.

Το Τροχιακό Όχημα κατασκευάζεται από την Rockwell International's Space Transportation Systems Divisions, η οποία είναι επίσης υπεύθυνη για την ολοκλήρωση ολόκληρου του διαστημικού συστήματος μεταφοράς. Τόσο η ολοκλήρωση του τροχιακού οχήματος καθώς και ολόκληρου του συστήματος, καθοδηγούνται υπό την επίβλεψη της NASA στο Διαστημικό Κέντρο Johnson του Τέξας. Οι Πύραυλοι Στερεών Καυσίμων (Solid Rocket Booster, SRB) κατασκευάζονται από την Wasatch Division of Morton Thiokol Corp., συναρμολογούνται και ελέγχονται από την United Space Boosters Inc. Η Εξωτερική Δεξαμενή (External Tank, ET) κατασκευάζεται από την Martin Marietta Corp., οι Κύριες Μηχανές **SSME**, αναπτύσσονται από την Rockwell Rocketdyne Division. Όλες οι παραπάνω εταιρείες που συμμετέχουν στο σχεδιασμό και κατασκευή του Διαστημικού Συστήματος Μεταφοράς, βρίσκονται κάτω από την επίβλεψη και καθοδήγηση της NASA στο Διαστημικό Κέντρο Πτήσεων G. Marshall.

2.2 ΤΕΧΝΙΚΑ ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ ΤΟΥ ΔΙΑΣΤΗΜΙΚΟΥ ΣΥΣΤΗΜΑΤΟΣ ΜΕΤΑΦΟΡΑΣ

Για την πραγματοποίηση των διαστημικών αποστολών η NASA, προχώρησε στην ανάπτυξη και την κατασκευή των παρακάτω Τροχιακών Οχημάτων που χρησιμοποιούνται ανάλογα με το είδος της αποστολής και το προς μεταφορά ωφέλιμο φορτίο. Παρατίθενται τα τεχνικά χαρακτηριστικά των Τροχιακών Οχημάτων, των Πυραύλων Στερεών Καυσίμων, της Εξωτερικής Δεξαμενής, των Κύριων Μηχανών καθώς και η λειτουργία τους κατά τη διάρκεια μιας αποστολής με τις τυπικές απαιτήσεις που καλύπτουν. Επίσης στο επόμενο κεφάλαιο της παρούσας εργασίας (Κεφάλαιο 3) αναφέρονται τα χαρακτηριστικά των Διαστημικών Κέντρων εκτόξευσης για την πραγματοποίηση μιας αποστολής και ανάλογα αν η είσοδος σε τροχιά γίνεται γύρω από τον ισημερινό ή γύρω από τους πόλους.

2.2.1 Τροχιακά Οχήματα

Enterprise(OV-101): Πειραματικό τροχιακό όχημα. Αναπτύχθηκε για την μελέτη των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών και της ευσταθείας των οχημάτων.

Challenger(OV-099): Απολεσθεί το 1986 κατά την φάση της εκτόξευσης .

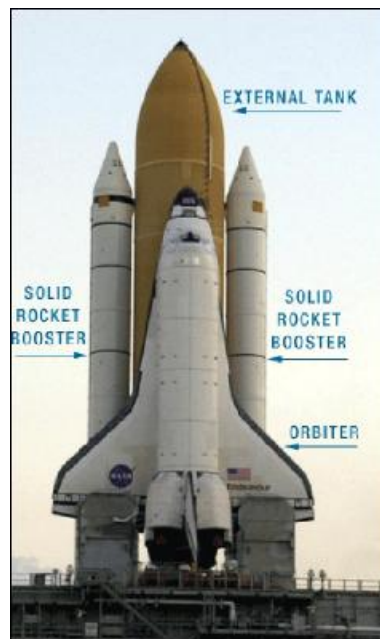
Columbia(OV-102): Απολεσθεί το 2003 κατ την επανοδο του στην γη.

Discovery(OV-103): Βρίσκεται ακόμα εν ενεργεία.

Atlantis(OV-104): Βρίσκεται ακόμα εν ενεργεία.

Endeavor(OV-105): Αναπτύχθηκε το 1987 για την αντικατάσταση του Challenger. Είναι το νεότερο από όλα τα τροχιακά οχήματα.

Τα παραπάνω Τροχιακά οχήματα, εκτός του Enterprise, συναρμολογούνται με τους Πυραύλους Στερεών Καυσίμων SRB και την Εξωτερική Δεξαμενή ET όπως φαίνεται στο Σχήμα 2.1 .



Σχήμα 2.1 Τυπική απεικόνιση του Διαστημικού Συστήματος Μεταφοράς **STS** πάνω στην Κινητή Πλατφόρμα Εκτόξευσης.

2.2.2 Βασικές Διαστάσεις

Διαστημικό Σύστημα Μεταφοράς, STS.

Μήκος	184.2 ft	56.14 m
Ύψος	76.6 ft	23.35 m
Βάρος κατά την απογείωση	4500000 lb	2041200 kg

Πίνακας 2.1 Τυπικές διαστάσεις του Διαστημικού Συστήματος Μεταφοράς STS.

Τροχιακό Όχημα, Orbiter.

Μήκος	122.17 ft	37.2 m
Ύψος	56.58 ft	17.25 m
Εκπέτασμα	78.06 ft	23.79 m

Πίνακας 2.2 Τυπικές διαστάσεις του Τροχιακού Οχήματος, Orbiter.

Βάρος κατά την προσγείωση.

Διαφοροποιείται από όχημα σε όχημα και για κάθε αποστολή. Προσεγγιστικά, θεωρείται ως βάρος, το Τροχιακό Όχημα με τις τρεις Κύριες Μηχανές άνευ καυσίμου στις δεξαμενές που τροφοδοτούν τα διάφορα υποσυστήματα (Dry Weight).

Columbia	181053 lb	82125.641 kg
Discovery	173152 lb	78541.747 kg
Atlantis	172521 lb	78255.526 kg
Endeavor	173286 lb	78602.530 kg
Challenger	N/A	N/A

Πίνακας 2.3 Τυπικά Βάρη (Dry Weight) των Τροχιακών Οχημάτων.

Διαμέρισμα Φορτίου, Payload Bay.

Μήκος	60 ft	18.29 m
Διάμετρος	15 ft	4.57 m

Πίνακας 2.4 Τυπικές διαστάσεις του Διαμερίσματος Φορτίου, Payload Bay.

Ώση, Thrust.

Η ώση κάθε Κινητήρα των Κυρίων Μηχανών του Τροχιακού Οχήματος αναφέρεται στο επίπεδο της θάλασσας και στο 104% της λειτουργίας.

Κάθε Κύριου Κινητήρα	367000 lb	1752337.541 N
Πύραυλος Στερεών Καυσίμων	3100000 lb	13800000 N
Συνολική ώση του STS.	7300000 lb	32500000 N

Πίνακας 2.5 Τυπικές τιμές ώσης.

Πύραυλοι Στερεών Καυσίμων, SRB.

Μήκος	149.16 ft	45.4 m
Διάμετρος	12.2 ft	3.7 m
Βάρος	1300000 lb	589670 kg
Ώση	3100000 lb	13800000 N

Πίνακας 2.6 Τυπικά χαρακτηριστικά κάθε Πυραύλου Στερεών Καυσίμων, SRB.

Εξωτερική Δεξαμενή, ET.

Μήκος	154.00 ft	47.00 m
Διάμετρος	27.6 ft	8.40 m
Χωρητικότητα	52800 gal	2000000 liters
Βάρος (πληρωμένη με καύσιμο και οξειδωτικό)	1665600 lb	751000 kg
Βάρος (άδεια)	66000 lb	29900 kg
Θερμική Μόνωση	1 in	25.4 mm

Πίνακας 2.7 Τυπικά χαρακτηριστικά της Εξωτερικής Δεξαμενής, ET.

Όπως προαναφέρθηκε οι παραπάνω τιμές είναι ενδεικτικές και διαφοροποιούνται κάθε φορά.

2.3 Η ΛΕΙΤΟΥΡΓΙΑ ΤΩΝ ΚΥΡΙΩΝ ΜΕΡΩΝ ΤΟΥ ΔΙΑΣΤΗΜΙΚΟΥ ΛΕΩΦΟΡΕΙΟΥ ΚΑΤΑ ΤΗΝ ΔΙΑΡΚΕΙΑ ΜΙΑΣ ΑΠΟΣΤΟΛΗΣ

Το Διαστημικό Λεωφορείο σχεδιάστηκε και κατασκευάστηκε για να μεταφέρει ωφέλιμο φορτίο σε τροχιά 100 με 217 ναυτικά μίλια (περίπου 180 με 390 km) πάνω από την επιφάνεια της Γης. Το ωφέλιμο φορτίο μεταφέρεται μέσα στο διαμέρισμα ωφέλιμου φορτίου (payload bay) ή αλλιώς «αμπάρι». Δύο από τα κύρια συστήματα του Διαστημικού Συστήματος Μεταφοράς είναι επαναχρησιμοποιούμενα. Το Τροχιακό Όχημα, Orbiter και οι Πύραυλοι Στερεών Καυσίμων, SRB.

Το Τροχιακό Όχημα μεταφέρει πλήρωμα οκτώ ατόμων, ενώ σε περιπτώσεις έκτακτης ανάγκης ο αριθμός μπορεί να αυξηθεί στα δέκα άτομα. Η διάρκεια μιας βασικής αποστολής είναι περίπου επτά ημέρες στο διάστημα. Το περιβάλλον μέσα στο Τροχιακό Όχημα επιτρέπει την διαβίωση του πληρώματος ενώ

ταυτόχρονα το προστατεύει από τις ακραίες καταστάσεις που επικρατούν στο διάστημα. Σε οποιαδήποτε φάση της πτήσης το μέγιστο επιτρεπόμενο φορτίο δεν ξεπερνά τα **3G**, Κατά την επάνοδο στη Γη, το Τροχιακό Όχημα εκτελεί ένα σύνολο από διαδοχικούς ελιγμούς για 1100 ναυτικά μίλια (περίπου 1980 km) με σκοπό την επιβράδυνσή του και την ασφαλή προσγείωσή του.

Το Διαστημικό Λεωφορείο εκτοξεύεται από όρθια θέση όπως φαίνεται στο Σχήμα 2.2 με την ώση να παράγεται από τις τρεις Κύριες Μηχανές (**Space Shuttle Main Engines, SSME**) και από τους δύο Πυραύλους Στερεών Καυσίμων (**Solid Rocket Boosters, SRB**). Δύο λεπτά μετά την εκτόξευση οι δύο Πύραυλοι Στερεών Καυσίμων έχουν εξαντλήσει τα προωθητικά τους καύσιμα και αποχωρίζονται από την Εξωτερική Δεξαμενή και το Τροχιακό Όχημα. Οι **SRB** πέφτουν στον ωκεανό σε προκαθορισμένα σημεία και περισυλλέγονται για να χρησιμοποιηθούν σε μελλοντική διαστημική αποστολή. Οι Κύριες Μηχανές, **SSME** του Τροχιακού Οχήματος συνεχίζουν να λειτουργούν για άλλα οκτώ (8) λεπτά. Έπειτα σταματούν να λειτουργούν (**Main Engines Cut-Off MECO**) ακριβώς πριν το Τροχιακό Όχημα εισαχθεί σε τροχιά.



Σχήμα 2.2 Μια κάμερα ταχείας λήψης τοποθετημένη στο Συγκρότημα Εκτόξευσης 39B «συλλαμβάνει» μια κοντινή λήψη του διαστημικού Λεωφορείου Discovery στιγμές μετά την εκτόξευση (lift-off) της ιστορικής αποστολής επιστροφής σε πτήση **STS-107** (Return to Flight mission).

Η Εξωτερική Δεξαμενή αποχωρίζεται από το Τροχιακό Όχημα και ακολουθεί βαλλιστική τροχιά προς μια απομακρυσμένη περιοχή του ωκεανού όπου και **δεν** περισυλλέγεται.



Σχήμα 2.3 Η Εξωτερική Δεξαμενή **ET** έχει αποδεσμευτεί και απορριφθεί από το Τροχιακό Όχημα και πέφτει στην ατμόσφαιρα.

Για την πτήση στο διάστημα, όπου οι επιφάνειες ελέγχου δεν είναι ενεργές, το Τροχιακό Όχημα χρησιμοποιεί ένα σύστημα από πυραυλοκινητήρες που αποτελούν το Σύστημα Ελέγχου με Ανάδραση (**Reaction Control System, RCS**). Το πλήθος των πυραυλοκινητήρων αυτών είναι 44, οι 38 από αυτούς είναι πρωτεύοντες και έχουν κινητήρες με σταθερή γωνία εκτόνωσης, ενώ 6 από αυτούς είναι βοηθητικοί και είναι σε θέση να μεταβάλλουν τον άξονα εφαρμογής της ώσης τους. Η πρώτη χρήση του πρωτεύοντος **RCS** πραγματοποιείται κατά τον διαχωρισμό του Τροχιακού Οχήματος από την Εξωτερική Δεξαμενή **ET**. Η επιλογή του έγκειται στην διατήρηση του ύψους πτήσης κατά τη στιγμή της απομάκρυνσης της Εξωτερικής Δεξαμενής. Μετά κινούν το Τροχιακό Όχημα μακριά από την Εξωτερική Δεξαμενή **ET** για να διασφαλίσουν την αποφυγή σύγκρουσής του με το διαγραφόμενο τόξο της τροχιάς της Εξωτερικής Δεξαμενής **ET**. Όταν το Τροχιακό Όχημα σταθεροποιηθεί και διατηρήσει το ύψος πτήσης του ξεκινά η διαδικασία του Συστήματος Τροχιακών Ελιγμών (**Orbital Maneuvering System, OMS**). Για να θέσει το όχημα σε τροχιά.

Οι δύο μηχανές του **OMS** χρησιμοποιούνται για να θέσουν το όχημα σε τροχιά αυξάνοντας την ταχύτητά του, ενώ αντίθετα επιβραδύνουν το όχημα πριν την φάση της επανόδου και κατά τη διάρκεια του ελιγμού που πραγματοποιείται για έξοδο από την τροχιά. Στο σημείο αυτό, αναφέρεται ότι για την είσοδο σε τροχιά είναι απαραίτητοι και οι δύο κινητήρες του **OMS** ενώ για την έξοδο από την τροχιά χρησιμοποιείται μόνο ο ένας.

Σε κάποιες αποστολές, χρησιμοποιείται μόνο ο ένας κινητήρας του **OMS** για

είσοδο σε τροχιά. Σε αυτή την περίπτωση, η κατάσταση αναφέρεται ως απευθείας είσοδος σε τροχιά και πραγματοποιείται όταν το φορτίο που μεταφέρεται έχει αυξημένο βάρος ή το ύψος της τροχιάς είναι αρκετά υψηλότερο από το κανονικό. Τεχνική αυτή χρησιμοποιεί τις Κύριες Μηχανές **SSME** για να κατορθώσει να επιτύχει το επιθυμητό απόγειο σε συνδυασμό με το **OMS**.



Σχήμα 2.4 Το Τροχιακό Όχημα Discovery σε Τροχιά Αναμονής στο διάστημα.

Κατά την επάνοδο το πρωτεύον **RCS** χρησιμοποιείται για τον διαμήκη, εγκάρσιο και πορεία έλεγχο του Τροχιακού Οχήματος. Καθώς η κατανομή πίεσης αυξάνει πάνω στο όχημα οι επιφάνειες ελέγχου γίνονται ενεργές και η χρήση του **RCS** τερματίζεται. Κατά τη διάρκεια της επανόδου το Θερμικό Σύστημα Προστασίας (**Thermal Protection System, TPS**) που καλύπτει το Τροχιακό Όχημα του παρέχει προστασία για να μπορέσει να επιβιώσει από τις ακραίες θερμοκρασίες που αναπτύσσονται. Το Θερμικό Σύστημα Προστασίας **TPS** είναι επαναχρησιμοποιούμενο.

Το χωρίς ώση Τροχιακό Όχημα κατολισθαίνει προς την Γη και προσγειώνεται σε αεροδιάδρομο σαν αεροσκάφος. Η επιτρεπόμενη ταχύτητα προσγείωσης είναι περίπου 342 km/hr (95 m/sec). Οι τροχοί του κυρίως συστήματος προσγείωσης έχουν σύστημα πέδησης που βοηθά το όχημα να σταματήσει, ενώ ο τροχός στο ρύγχος είναι κατευθυνόμενος όπως ακριβώς στα συνηθισμένα αεροσκάφη. Επιπλέον για την υποβοήθηση και αποτελεσματικότερη πέδηση και επιβράδυνση του οχήματος ανοίγεται και αλεξίπτωτο ανάσχεσης μόλις οι τροχοί ακουμπήσουν στον αεροδιάδρομο.



Σχήμα 2.5 Το Τροχιακό Όχημα Atlantis «ακουμπάει» στον αεροδιάδρομο 33 του διαστημικού κέντρου Κένεντι.

Υπάρχουν δύο κέντρα εκτόξευσης του Διαστημικού Λεωφορείου. Το Διαστημικό Κέντρο Kennedy στην Φλόριντα, χρησιμοποιείται για εκτοξεύσεις σε τροχιές γύρω από τον ισημερινό, ενώ το Κέντρο Εκτόξευσης στη αεροπορική βάση Vandenberg χρησιμοποιείται για εκτοξεύσεις που θα θέσουν το όχημα σε τροχιά γύρω από τους πόλους. Αντίστοιχα τα Κέντρα Προσγείωσης είναι πάλι τα Kennedy και Vandenberg. Επιπρόσθετα χρησιμοποιείται και η αεροπορική βάση Edwards στην Καλιφόρνια και το White Sands ως Έκτακτα Κέντρα Προσγείωσης, εάν το Τροχιακό Όχημα πρέπει να επιστρέψει εκτάκτως στην Γη, λόγω επείγουσας ανάγκης.



Σχήμα 2.6 Μετά την ολοκλήρωση μιας επταήμερης αποστολής **STS-47**.

2.4 ΑΝΑΛΥΣΗ ΤΩΝ ΕΠΙΜΕΡΟΥΣ ΜΕΡΩΝ ΤΟΥ ΔΙΑΣΤΗΜΙΚΟΥ ΣΥΣΤΗΜΑΤΟΣ ΜΕΤΑΦΟΡΑΣ STS

2.4.1 Τροχιακό Όχημα, Orbiter

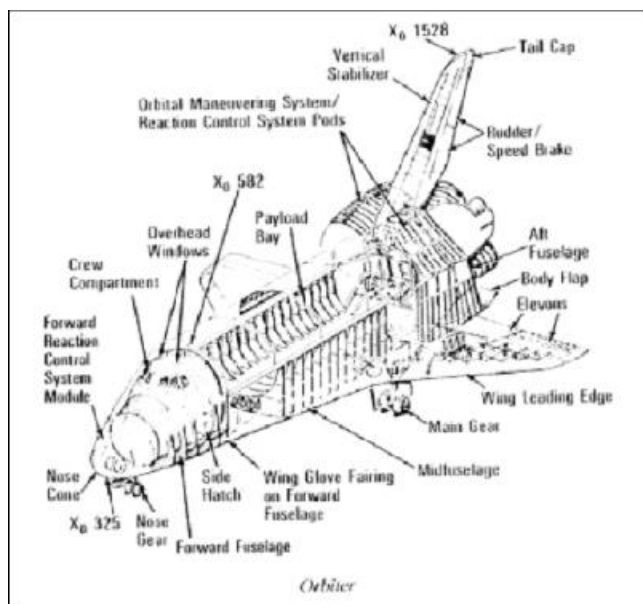
Το Τροχιακό Όχημα του Διαστημικού Συστήματος Μεταφοράς **STS** αποτελείται από τέσσερα βασικά τμήματα των οποίων η λειτουργία αναπτύσσεται αναλυτικά παρακάτω. Τα τμήματα αυτά είναι η άτρακτος, η πτέρυγα, οι Κύριες Μηχανές **SSME** και τα συστήματα πτήσης. Επιπλέον αναφέρονται και τα υπόλοιπα συστήματα όπως είναι το Σύστημα Τροχιακών Ελιγμών **OMS**, το Σύστημα Ελέγχου Πτήσης με Ανάδραση **RCS**, το σύστημα προσγείωσης, το σύστημα υποστήριξης ζωής και ελέγχου περιβάλλοντος, το σύστημα ισχύος, το Σύστημα Θερμικής Προστασίας **TPS**.

2.4.1.1 Η δομή του Τροχιακού Οχήματος

Ο δομικός σκελετός του τροχιακού οχήματος χωρίζεται σε εννέα κύρια τμήματα: το εμπρός τμήμα της ατράκτου που αποτελείται από το πάνω και κάτω τμήμα που δομείται γύρω από τη συμπιεζόμενη καμπίνα του πληρώματος, τις πτέρυγες, το μέσο τμήμα της ατράκτου, το διαμέρισμα μεταφοράς του ωφέλιμου φορτίου, το εμπρός Σύστημα Ελέγχου Πτήσης με Ανάδραση (forward **RCS**), το ουραίο κάθετο σταθερό, τα καλύμματα του Συστήματος Τροχιακών Ελιγμών **OMS** και του Συστήματος Ελέγχου Πτήσης με Ανάδραση (aft **RCS**) και το πτερύγιο ατράκτου. Η πλειοψηφία των τμημάτων είναι κατασκευασμένα από συμβατικό αλουμίνιο και προστατεύεται από επαναχρησιμοποιούμενα θερμικά πλακίδια.

Το εμπρός τμήμα της ατράκτου αποτελείται από αλουμίνιο 2024 με ενισχυτικά φύλλα, εγκάρσια πλαίσια και διαχωριστικά. Η καμπίνα του πληρώματος υποστηρίζεται από το εμπρός τμήμα της ατράκτου αφού στηρίζεται σε τέσσερα σημεία και σχηματίζει ένα συμπιεζόμενο διαμέρισμα όπου είναι εφικτή η διαβίωση του πληρώματος. Το μέσο τμήμα της ατράκτου έχει μήκος 18 μέτρα περίπου και είναι η δομή που φέρει κυρίως τα φορτία. Περιλαμβάνει την πτέρυγα και το διαμέρισμα μεταφοράς του ωφέλιμου φορτίου. Τα ενισχυτικά φύλλα αποτελούνται από κατεργασμένο αλουμίνιο και από κυψελοειδή κατασκευή από παράλληλα στρώματα αλουμινίου. Τα εγκάρσια πλαίσια και τα διαχωριστικά είναι κατασκευασμένα από αλουμίνιο με περτσινωμένες δοκίδες στο πίσω τμήμα τους.

Το πάνω τμήμα του μέσου τμήματος της ατράκτου αποτελείται από τις θύρες του αμπαριού που ανοίγουν με την βοήθεια σφαιρικών αρθρώσεων και στηρίζονται στο μέσο τμήμα της ατράκτου και είναι κατασκευασμένες από πλαίσια εποξικού γραφίτη και κυψελοειδή φύλλα. Το πίσω τμήμα της ατράκτου περιλαμβάνει δύο μέρη: το πάνω και το κάτω που σχηματίζουν στην ένωσή τους ένα από τα κύρια διαχωριστικά του σκάφους πάνω στο οποίο μεταφέρονται τα φορτία των κυρίων κινητήρων στο μέσο τμήμα της ατράκτου και στην εξωτερική δεξαμενή. Η εξωτερική επιφάνεια του τμήματος αυτού είναι συμβατικής κατασκευής εκτός των καλυμμάτων των **OMS/RCS** που είναι κατασκευασμένα από φύλλα και πλαίσια εποξικού γραφίτη.



Σχήμα 2.7 Σχηματική απεικόνιση της δομής του Τροχιακού Οχήματος.

Η πτέρυγα είναι κατασκευή συμβατικού αλουμινίου με νομείς και δοκίδες και επικαλύπτεται από φύλλα αλουμινίου. Σε κάθε ημιπτέρυγα υπάρχουν δύο κύριες εγκάρσιες δοκοί και σχηματίζουν ένα στιβαρό πλαίσιο δομικής ακαμψίας που χωρίζεται εσωτερικά σε τέσσερα επιμέρους συγκροτήματα από τους νομείς και τις δοκίδες. Το κάθετο ουραίο σταθερό είναι και αυτό κατασκευασμένο από συμβατικό αλουμίνιο με δύο κύριες δοκούς και επικαλύπτεται με φύλλα αλουμινίου. Ενώνεται με το πίσω τμήμα της ατράκτου με μπουλόνια πάνω στις κύριες δοκούς. Πάνω σε αυτό τοποθετείται το πηδάλιο κλίσης/αερόφρενο διαιρούμενο στο πάνω και κάτω τμήμα που με ταυτόχρονη απόκλισή τους μπορεί να ενεργεί και σαν πηδάλιο και σαν αερόφρενο.

Όλα τα παραπάνω δομικά τμήματα συναρμολογούνται μεταξύ τους με περτσίνια και με μπουλόνια.

2.4.1.2 Το εμπρός τμήμα της ατράκτου.

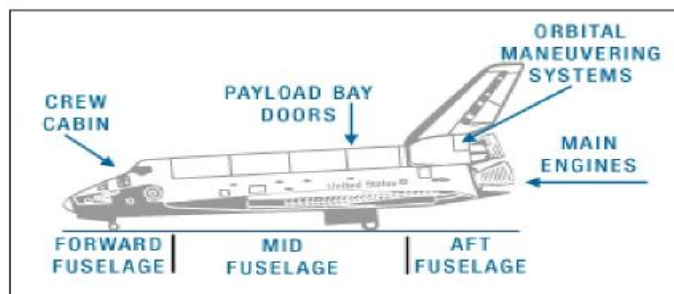
Το εμπρός τμήμα της ατράκτου αποτελείται από δύο επιμέρους τμήματα: το άνω και το κάτω. Περιλαμβάνει την καμπίνα του πληρώματος, το εμπρός τμήμα του Συστήματος Ελέγχου Πτήσης με Ανάδραση (forward **RCS**), το ρινιαίο σκέλος προσγείωσης, τις θύρες αυτού και τον τροχό.

Είναι κατασκευασμένο από αλουμίνιο 2024 με ενισχυτικά φύλλα, εγκάρσια πλαίσια και διαχωριστικά. Τα φύλλα καμπυλώνονται κατάλληλα για να διαμορφωθεί η εξωτερική μορφή του σκάφους και τα εγκάρσια πλαίσια και διαχωριστικά περτσινώνονται πάνω τους. Τα κύρια ενισχυτικά πλαίσια απέχουν μεταξύ τους περίπου 762 mm. Το πάνω τμήμα κατασκευάζεται από αλουμίνιο που έχει υποστεί κατεργασίες διαμόρφωσης ενώ το κάτω από αλουμίνιο που έχει υποστεί κατεργασίες σε μηχανές αφαίρεσης υλικού.

Το τμήμα του ρύγχους αποτελείται από μηχανικά κατεργασμένες δοκούς και υποστρώματα. Η δομή του ρινιαίου σκέλους αποτελείται από δύο ενισχυτικές δοκούς, με ενδιάμεσες νευρώσεις, υποστρώματα για την στήριξη του ρινιαίου τροχού και τις θύρες του όλου σκέλους. Οι θύρες του σκέλους ανοιγοκλείνουν

λόγω της αρθρωτής στήριξης στο τμήμα του ρύγχους, και είναι κατασκευασμένες από κυψελοειδές κράμα αλουμινίου και έχουν το ίδιο μήκος αν και το πλάτος της αριστερής είναι μεγαλύτερο από το αντίστοιχο της δεξιάς.

Το εμπρός τμήμα της ατράκτου φέρει τα κύρια φορτία κάμψης λόγω της μεταβολής της καμπυλότητας της ατράκτου καθώς και τις δυνάμεις αντίδρασης του ρινιαίου τροχού. Καλύπτεται από επαναχρησιμοποιούμενα υλικά εκτός από αυτά που καλύπτουν τα παράθυρα του οχήματος και εκτείνονται σε μια περιοχή γύρω από τους κινητήρες του εμπρός συστήματος **RCS**. Το κάλυμμα του ρύγχους αποτελείται από θερμικά πλακίδια του Συστήματος Θερμικού Προστασίας **TPS** και είναι κατασκευασμένο από **RCC** που είναι ίνες άνθρακα σε ανθρακική μήτρα με ταυτόχρονη επικάλυψη καρβιδίων του πυριτίου. Επίσης εγκαθίστανται κεραιές για την συλλογή ατμοσφαιρικών δεδομένων καθώς και ανοίγματα για την επιτήρηση του εσωτερικού του οχήματος.



Σχήμα 2.8 Ποιοτικό διάγραμμα των επιμέρους μερών του Τροχιακού Οχήματος.

Το εμπρός στήριγμα των κινητήρων του RCS είναι κατασκευασμένο από συμβατικό αλουμίνιο 2024 με ενισχυτικά φύλλα και εγκάρσια πλαίσια. Τα φύλλα είναι καμπυλωμένα λόγω στραντζαρίσματος και τα πλαίσια περτσινώνονται πάνω στα φύλλα. Όλη η στήριξη εδράζεται στο τμήμα του ρύγχους και στο κύριο διαχωριστικό με 16 ασφαλιστικές πόρτες που επιτρέπουν την εγκατάσταση και την αφαίρεση του στήριγματος. Επιπρόσθετα η όλη στήριξη φέρει θερμική προστασία με επαναχρησιμοποιούμενα καλύμματα και μπάρες από θερμομονωτικά υλικά στη βάση της εγκατάστασης των πυραυλωθιτών του **RCS**.

2.4.1.3 Η καμπίνα του πληρώματος.

Η καμπίνα του πληρώματος είναι κατασκευασμένη από κράμα αλουμινίου 2219 και αποτελείται από ολόσωμες δοκίδες υψηλής στιβαρότητας (δυσκαμψίας) και από ένα εσωτερικό συγκολλητό πλαίσιο σχηματίζοντας ένα πιεστικό δοχείο.

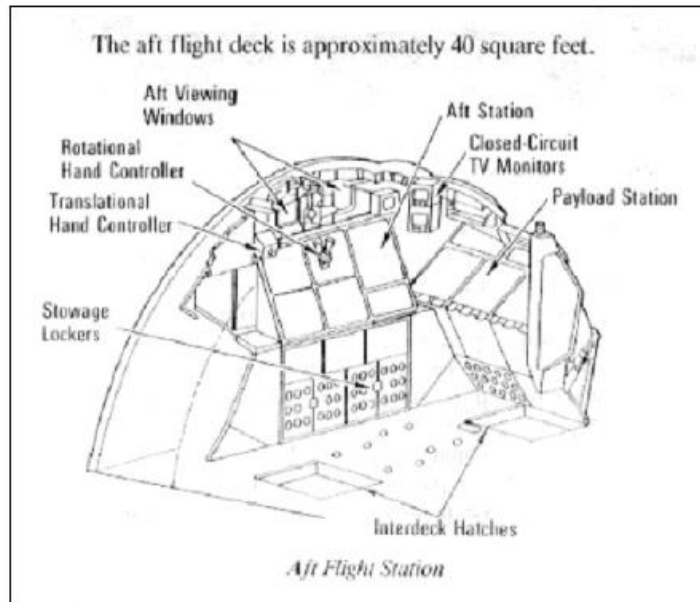
Η καμπίνα του πληρώματος τοποθετείται εντός του εμπρός τμήματος της ατράκτου και ενώνεται με αυτό μόνο σε τέσσερα σημεία με σκοπό να ελαττωθεί ο ρυθμός μετάδοσης θερμότητας λόγω αγωγής. Μέσα σε αυτή υπάρχουν τα συστήματα ελέγχου του περιβάλλοντος, υποστήριξης ζωής, τα ηλεκτρονικά συστήματα, τα συστήματα ελέγχου και πλοήγησης του σκάφους, οθόνες απεικόνισης, συστήματα για την διαχείριση αποβλήτων, ύπνου και εξυπηρέτησης

των αναγκών του πληρώματος. Στο χώρο του πιλοτηρίου υπάρχουν θέσεις για τέσσερα άτομα ενώ άλλα τρία μετακινούνται στο πίσω τμήμα (μέσο κατάστρωμα). Όλη η καμπίνα αποτελείται από το πιλοτήριο, το μέσο κατάστρωμα και το διαμέρισμα εξοπλισμού του πληρώματος.

Η καμπίνα είναι συμπιεζόμενη με πίεση 1 Atm και με σύσταση αέρα 70% σε άζωτο και 20% σε οξυγόνο οπότε το πλήρωμα διαμένει σε ένα περιβάλλον στο οποίο εξασφαλίζεται η διαβίωσή του. Ολόκληρη η καμπίνα είναι σχεδιασμένη να αντέχει σε πίεση 1.088 Atm. Ο όγκος της είναι περίπου 74.33 m³ (2625 ft³).

Μέσα στο χώρο του πιλοτηρίου βρίσκονται ο αρχηγός και ο πιλότος της αποστολής που βρίσκονται ο ένας πλάι στον άλλο για την καλύτερη συνεργασία τους κατά την διάρκεια της αποστολής και ακριβώς μπροστά τους υπάρχουν οθόνες απεικόνισης της λειτουργίας του οχήματος, τα συστήματα τηλεπικοινωνίας καθώς και οι υπολογιστές που κατευθύνουν αυτόματα το όχημα. Πίσω από τους χειριστές βρίσκονται οι θέσεις των ειδικών επιστημόνων που συμμετέχουν στην αποστολή. Στο πίσω τμήμα του πιλοτηρίου υπάρχουν παράθυρα από όπου παρατηρούνται οι διάφορες εργασίες που γίνονται στο τροχιακό όχημα. καθώς και οθόνες και συστήματα ελέγχου για να εκτελούνται οι μετακινήσεις του ρομποτικού βραχίονα, του ωφέλιμου φορτίου, η θέση που βρίσκονται οι θύρες του αμπαριού και κλειστό κύκλωμα παρακολούθησης όταν δεν πλέον εφικτός ο οπτικός έλεγχος. Το εμπρός τμήμα του πιλοτηρίου είναι περίπου 3 m², ο χώρος όπου τοποθετούνται οι οθόνες και τα υπόλοιπα συστήματα είναι περίπου 25 m² και το πίσω τμήμα 4 m².

Ακριβώς κάτω από το πιλοτήριο βρίσκεται το μεσαίο κατάστρωμα. Η είσοδος γίνεται από δύο εσωτερικά ανοίγματα διαστάσεων 0.66 m x 0.72 m. Η πρόσβαση πραγματοποιείται με σκάλα και στο χώρο υπάρχουν καταλύματα για την στέγαση του πληρώματος. και διαμερίσματα με ηλεκτρονικό εξοπλισμό. Στα πλάγια υπάρχει θυρίδα για την είσοδο και έξοδο του πληρώματος που μπορούν να επιχειρούν εργασίες στο εσωτερικό ή και στο εξωτερικό του οχήματος. Μπορεί να αποκολληθεί σε περιπτώσεις ανάγκης και αποτελεί ένα τρόπο διαφυγής από το όχημα. Έχει διάμετρο περίπου ένα μέτρο και εσωτερικά καλύπτεται από παράθυρο από τρεις στρώσεις γυαλιού. Όλη η περιοχή σύνδεσης του εμπρός τμήματος της ατράκτου και της θυρίδας καλύπτεται από θερμομονωτική μπάρα από Inconel ενωμένη με κεραμικές ίνες.

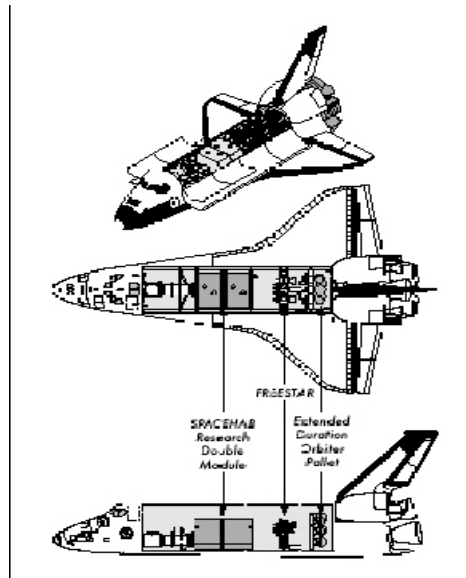


Σχήμα 2.9 Σχηματική απεικόνιση του πίσω τμήματος του πιλοτηρίου του Τροχιακού Οχήματος.

Στο μεσαίο κατάστρωμα τοποθετούνται, ανάλογα με τη φύση της αποστολής, επιπλέον τρεις θέσεις για τους ειδικούς επιστήμονες που λαμβάνουν μέρος στην αποστολή ή για την μεταφορά επιπλέον αστροναυτών σε περίπτωση ανάγκης. Στο χώρο αυτό είναι τοποθετημένο το σύστημα διαχείρισης αποβλήτων ενώ μπορεί να χρησιμοποιηθεί και σαν αποθηκευτικός χώρος. Μέσα στο τμήμα αυτό το πλήρωμα σιτίζεται, κοιμάται, επεξεργάζεται και διαχειρίζεται στοιχεία της αποστολής. Κάτω από το πάτωμα του μεσαίου καταστρώματος υπάρχουν ανταλλακτικά εξαρτήματα, αντλίες, ανεμιστήρες, αποσβεστήρες, εναλλάκτες θερμότητας και σωληνώσεις των επιμέρους συστημάτων του οχήματος

2.4.1.4 Το μεσαίο τμήμα της ατράκτου.

Το μεσαίο τμήμα της ατράκτου τοποθετείται ανάμεσα στο εμπρός και πίσω τμήμα της ατράκτου ενώ στο πλάι υπάρχει η πτέρυγα. Υποστηρίζει τις θύρες του διαμερίσματος μεταφοράς φορτίου αφού αυτές εδράζονται πάνω του καθώς και το ίδιο το ωφέλιμο φορτίο που υπάρχει. Το παρόν τμήμα οριοθετείται από τα ενισχυμένα διαχωριστικά του εμπρός και πίσω τμήματος. Αποτελείται από αλουμινένιο σκελετό μήκους 18.288 m, πλάτους 5.182 m και ύψους 3.962 m και βάρους 6125 kg περίπου.



Σχήμα 2.10 Διαρρύθμιση του χώρου ωφέλιμου φορτίου (payload bay) του Τροχιακού Οχήματος Columbia για την μοιραία αποστολή **STS-107**. Παρόμοια είναι και η διαρρύθμιση των υπολοίπων Τροχιακών Οχημάτων. Οι όποιες διαφοροποιήσεις μεταξύ των Τροχιακών Οχημάτων οφείλονται στο μεταφερόμενο ωφέλιμο φορτίο και τις διαστάσεις του «αμπαριού» κάθε οχήματος.

Τα ενισχυτικά φύλλα που το καλύπτουν έχουν υποστεί κατεργασία σε μηχανές αριθμητικού ελέγχου. Τα πλαίσια που βρίσκονται από πάνω είναι ενισχυμένα με δοκίδες τύπου T κατά μήκος του οχήματος και εσωκλείονται οι οκτώ μικρότερες αποθήκες του μπροστά τμήματος του αμπαριού, ενώ οι πίσω πέντε αποθήκες είναι κατασκευασμένες από κυψελοειδή τμήματα αλουμινίου με τα πλαϊνά φύλλα να ενισχύονται από κάθετες δοκίδες. Δώδεκα κύρια πλαίσια ενωμένα μεταξύ τους προσφέρουν σταθερότητα και δομική ακαμψία στο μεσαίο τμήμα της ατράκτου. Τα πλαίσια αυτά αποτελούνται από οριζόντια και κάθετα στοιχεία από τα οποία τα κάθετα έχουν υποστεί κατεργασία σε μηχανές ενώ τα οριζόντια είναι αλουμινένιοι σωλήνες με συνδέσεις από τιτάνιο για την ελαχιστοποίηση του βάρους της όλης κατασκευής.

Ακριβώς από πάνω βρίσκονται οι θύρες του αμπαριού οι οποίες συνδέονται με το μεσαίο τμήμα της ατράκτου με 13 σφαιρικές αρθρώσεις και φέρουν τα φορτία από την μεταφορά του βάρους κατά το άνοιγμα ή το κλείσιμο των θυρών κατά την φάση των εργασιών. Στο εσωτερικό του αμπαριού υπάρχουν οι δύο κύριες διαμήκεις δοκοί στήριξης των θυρών του αμπαριού που επιπλέον η μία εξ αυτών (κύρια διαμήκης δοκός) χρησιμοποιείται για να εδράζεται ο ρομποτικός βραχίονας μήκους 16 μέτρων περίπου που μεταφέρει μέχρι και φορτία 33 τόνων.

Στο πλαϊνό τοίχωμα μπροστά από την πτέρυγα υπάρχουν ανοίγματα για τον έλεγχο του κύριου συστήματος προσγείωσης από το πλήρωμα ενώ ο δομικός σκελετός παραλαμβάνει τα φορτία που προέρχονται από το κύριο σύστημα προσγείωσης. Ολόκληρη η επιφάνεια καλύπτεται από τα επαναχρησιμοποιούμενα θερμομονωτικά πλακίδια του συστήματος θερμικής προστασίας του οχήματος.

Λόγω της λεπτομερέστατης ανάλυσης που πραγματοποιείται για την πρόβλεψη των θερμικών φορτίων που μεταδίδονται στο όχημα κατά τη φάση της

επανόδου τοποθετήθηκαν στρεπτικοί ιμάντες στις ενισχύσεις του κάτω τμήματος στις αποθήκες του αμπαριού 1 έως 11 για την εξουδετέρωση των στρεπτικών φορτίων που αναπτύσσονται στα σημεία αυτά. Τέλος στο κάτω τμήμα επίσης τοποθετείται και ένα στρώμα σιλικόνης κατά το πάχος του θερμοθώρακα για την ταχύτερη για λόγους ασφαλείας μείωση των ακραίων θερμοκρασιών που αναπτύσσονται στην εξωτερική επιφάνεια.

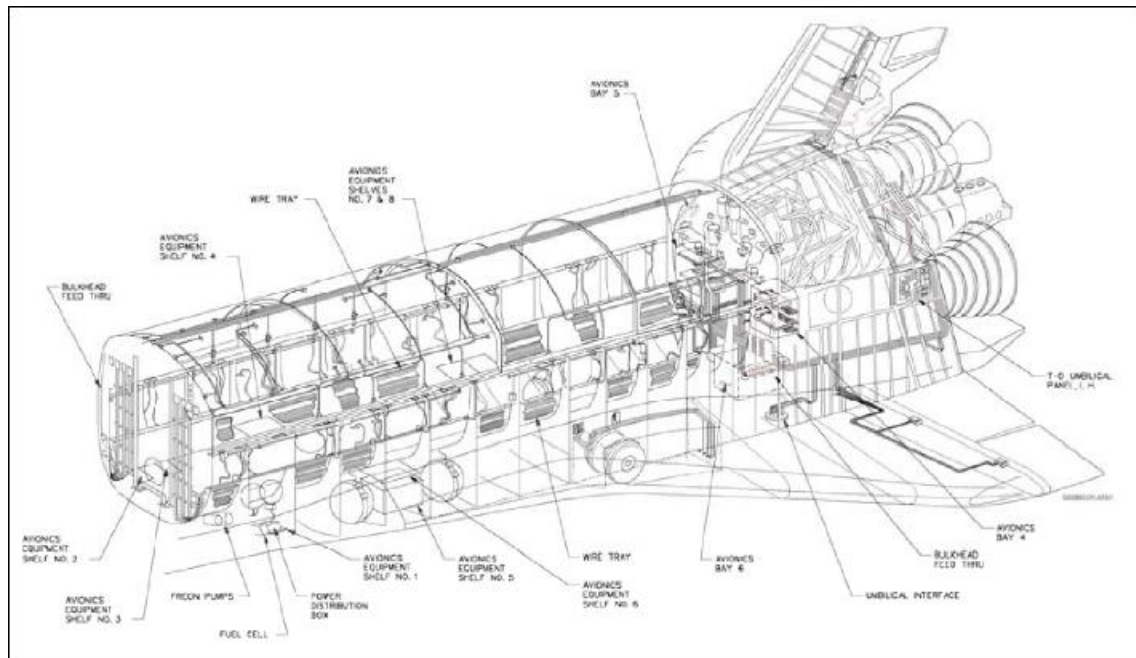
2.4.1.5 Το πίσω τμήμα της ατράκτου.

Το πίσω τμήμα της ατράκτου αποτελείται από το εξωτερικό κέλυφος, το δομικό σκελετό που στηρίζει τις Κύριες Μηχανές **SSME** και τον εσωτερικό δευτερεύον δομικό σκελετό. Έχει μήκος 5.49 m, πλάτος 6.71 m και ύψος 6.10 m περίπου.

Στο πίσω τμήμα της ατράκτου εδράζονται τα καλύμματα του Συστήματος των Τροχιακών Ελιγμών **OMS** και του πίσω Συστήματος του Ελέγχου Πτήσης με Ανάδραση (aft **RCS**), της πίσω κύριας δοκού στήριξης της πτέρυγας, το μεσαίο τμήμα της ατράκτου, τα σημεία ένωσης του Τροχιακού Οχήματος με την Εξωτερική Δεξαμενή, οι Κύριες Μηχανές **SSME** του διαστημικού λεωφορείου, η πίσω θερμική ασπίδα, το πτερύγιο της ατράκτου και το ουραίο κάθετο σταθερό.

Το παρόν τμήμα της ατράκτου παρέχει πρόσβαση στις κύριες και διαμήκεις δοκούς του μεσαίου τμήματος της ατράκτου (body flap), στην κύρια δοκό της πτέρυγας, στο πτερύγιο της ατράκτου καθώς και στα εσωτερικά δομικά τμήματα που σχετίζονται με τις μεταβολές που γίνονται στο επιχειρησιακό περιβάλλον και στον έλεγχο της εσωτερικής πίεσης κατά την διάρκεια της πτήσης.

Το εμπρός διαχωριστικό αποτελεί το σημείο στο οποίο ξεχωρίζει το μεσαίο τμήμα της ατράκτου από το πίσω τμήμα και είναι κατασκευασμένο από κατεργασμένα φύλλα αλουμινίου. Στο πάνω τμήμα του διαχωριστικού συνδέεται και η εμπρός κύρια δοκός του ουραίου κάθετου σταθερού.



Σχήμα 2.11 Το κεντρικό και πίσω τμήμα της ατράκτου του Τροχιακού Οχήματος.

Ο εσωτερικός δομικός σκελετός των Κύριων Μηχανών **SSME** στηρίζει τους κύριους κινητήρες του οχήματος και χωρίζεται σε δύο μέρη το πάνω και το κάτω. Το πάνω στηρίζει τον ένα κινητήρα που βρίσκεται ψηλότερα από τους υπόλοιπους ενώ το κάτω μέρος τους άλλους δύο χαμηλότερα τοποθετημένους κινητήρες. Εκτός αυτών ο δομικός σκελετός χρησιμοποιείται για την έδραση των στροβιλαντλιών των πυραυλοκινητήρων και των σωληνώσεων που μεταφέρουν το καύσιμο και το οξειδωτικό στο θάλαμο καύσης. Αποτελείται από 28 μηχανικά κατεργασμένα τμήματα, τα οποία αποτελούν ένα στερεό μεταλλικό πλαίσιο από συγκολλητά μέρη. Στην ουσία είναι μία κατασκευή από αλουμίνιο και τιτάνιο διαμορφωμένα έτσι ώστε να σχηματίζουν μια ομογενής μάζα λόγω των συνθηκών κατασκευής τους. Σε επιλεγμένα σημεία η δομή ενισχύεται από αντηρίδες κατασκευασμένες από κράμα βορίου.

Το πάνω τμήμα του δομικού σκελετού των κινητήρων του πίσω τμήματος της ατράκτου αποτελείται και αυτό από μηχανικά κατεργασμένο αλουμίνιο του οποίου τα μέρη συναρμολογούνται σε μεταλλικά πλαίσια. εκτός του συγκροτήματος στήριξης του κάθετου σταθερού που είναι από τιτάνιο. Τα επιφανειακά φύλλα είναι και αυτά από αλουμίνιο και ενώνονται μεταξύ τους για να φέρουν με ασφάλεια τα στρεπτοκαμπτικά φορτία.

Το εξωτερικό κέλυφος κατασκευάζεται από μηχανικά κατεργασμένο αλουμίνιο ενώ οι εξωτερικές επιφάνειες που εκτίθενται στο περιβάλλον είναι ενισχυμένες κατάλληλα από το Σύστημα Θερμικής Προστασίας **TPS** με επαναχρησιμοποιούμενα θερμομονωτικά πλακίδια.

Ο δευτερεύων δομικός σκελετός είναι κατασκευασμένος από συμβατικού τύπου αλουμίνιο εκτός από τα τμήματα που υπόκεινται σε θερμικά φορτία οπότε και χρησιμοποιείται τιτάνιο και fiberglass. Αποτελείται από μεταλλικούς βραχίονες, δοκίδες και ενισχυτικές αντηρίδες με σκοπό τον περιορισμό των φορτίων στα επιτρεπόμενα όρια. Επίσης παρέχει πρόσβαση στις εναλλακτικές μονάδες ισχύος, στα υδραυλικά συστήματα και στα καλώδια.

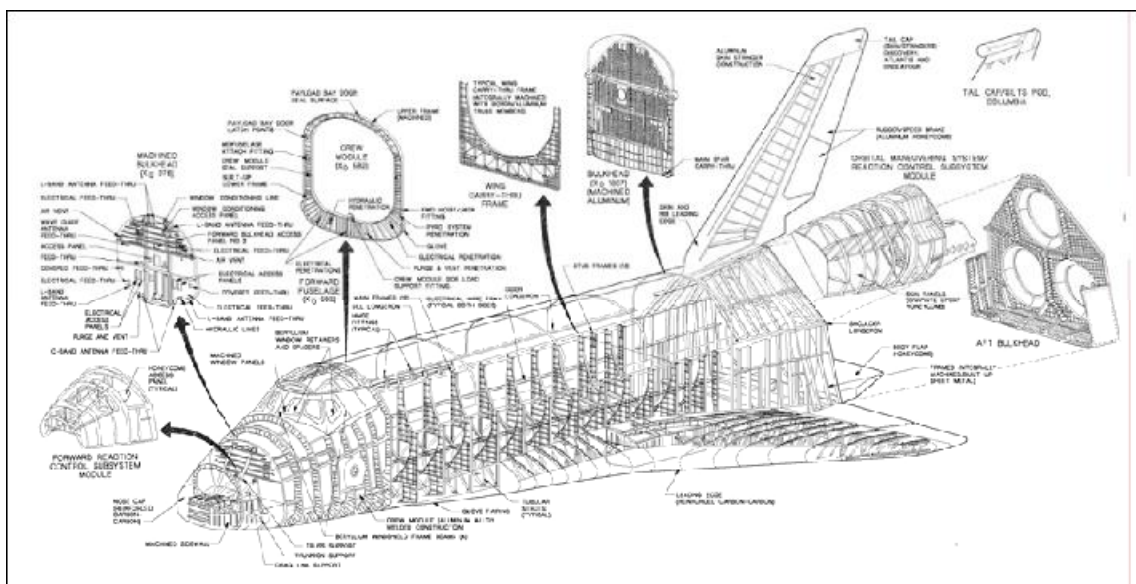
Τέλος η θερμική ασπίδα παρέχει προστασία στο πίσω τμήμα της ατράκτου από τα θερμικά φορτία καταπόνησης του οχήματος. Τοποθετείται στη βάση του οχήματος και είναι μία κυψελοειδής κατασκευή. Αντίστοιχα η ασπίδα που προστατεύει τους κινητήρες είναι από κυψελοειδές INCONEL και είναι προσθαφαιρούμενο για να υπάρχει πρόσβαση στους κινητήρες. Η ασπίδα καλύπτεται από πλακίδια του Συστήματος Θερμικού Προστασίας **TPS** εκτός των τμημάτων που αποτελούνται από INCONEL.

2.4.1.6 Η Πτέρυγα

Η πτέρυγα είναι η κύρια επιφάνεια παραγωγής της απαιτούμενης άντωσης που χρειάζεται για την ισορροπία και τον έλεγχο του οχήματος. Η γεωμετρία της στηρίζεται στην τροποποιημένη αεροτομή **NACA-0010**.

Αποτελείται από το δεξί και αριστερό πτερό μαζί με το ενδιάμεσο τμήμα που περιλαμβάνει το κύριο σύστημα προσγείωσης, την εμπρός κύρια δοκό της πτέρυγας, καθώς και το επαναχρησιμοποιούμενο **RCC** στο χείλος προσβολής και τις επιφάνειες ελέγχου των πηδαλίων ανόδου-καθόδου και κλίσης.

Η πτέρυγα είναι κατασκευασμένη από συμβατικού τύπου κράμα αλουμινίου σχηματίζοντας με τις κύριες δοκούς ένα πλαίσιο δομικής ακαμψίας ενώ επικαλύπτονται από ενισχυτικά φύλλα πάνω στα οποία περτσινώνονται εγκάρσια πλαίσια για την αύξηση της στιβαρότητας και της αντοχής. Η κάθε ημιπτέρυγα έχει μήκος 18 μέτρα περίπου και στη ρίζα το μέγιστο πάχος είναι 1.5 μέτρο περίπου. Το εμπρός συγκρότημα της πτέρυγας είναι κατασκευασμένο από αλουμινένιες δοκίδες ενισχυμένες με εγκάρσιες νευρώσεις και σωληνωδείς αντηρίδες. Η πάνω και κάτω επιφάνεια αποτελείται από ενισχυμένα φύλλα αλουμινίου ενώ η δοκός μετά το χείλος προσβολής είναι κατασκευασμένη από αλουμίνιο ραβδωτής μορφής.



Σχήμα 2.12 Δομική απεικόνιση του Τροχιακού Οχήματος

Το ενδιάμεσο τμήμα της πτέρυγας είναι κατασκευασμένο από αλουμινένιες νευρώσεις και αλουμινένιους σωλήνες. Οι επιφάνειες που το καλύπτουν είναι από κυψελοειδές αλουμίνιο. Ένα μέρος του χαμηλότερου τμήματος περιλαμβάνει και τις αρθρώσεις των θυρών του συστήματος προσγείωσης καθώς και το σημείο στήριξης και του οδηγού συνδέσμου του συστήματος. Τα φορτία της στήριξης μεταφέρονται στο μεσαίο τμήμα της ατράκτου ενώ η έδραση είναι κατασκευασμένη από συμβατικό κράμα αλουμινίου.

Τέσσερις κύριοι δοκοί χρησιμοποιούνται για την παραλαβή των στρεπτοκαμπτικών φορτίων που αναπτύσσονται κατά την διάρκεια της πτήσης. Επίσης η εμπρός δοκός είναι το σημείο στήριξης των επαναχρησιμοποιούμενων θερμομονωτικών πλακιδίων που είναι τοποθετημένα στο χείλος προσβολής της πτέρυγας. Η πίσω κύρια δοκός αποτελεί το σημείο στήριξης των πηδαλίων ανόδου-καθόδου και κλίσης καθώς και έδραση των επιμέρους υδραυλικών και ηλεκτρολογικών στοιχείων. Οι επιφάνειες που καλύπτουν τα πηδάλια είναι και αυτές από αλουμίνιο. Τα πηδάλια παρέχουν έλεγχο του οχήματος κατά τη διάρκεια της ατμοσφαιρικής πτήσης και αποτελούνται από δύο μέρη επιφανειών κατασκευασμένα από νευρώσεις συμβατικού αλουμινίου με επιφάνειες που αντέχουν στα υψηλά θερμικά και δομικά φορτία που αναπτύσσονται. Τα δύο μέρη των πηδαλίων τοποθετούνται σε κάθε ημιπτέρυγα και το καθένα χρησιμοποιεί τρεις αρθρώσεις για την στήριξή του. Τα πηδάλια ενεργοποιούνται μέσω υδραυλικής δράσης και οι ροπές που δημιουργούνται μεταφέρονται στις παραπάνω αρθρώσεις. Το κάθε πηδάλιο αποκλίνει 40 μοίρες προς τα πάνω και 25 μοίρες προς τα κάτω.

Η περιοχή μεταξύ του εμπρός και πίσω τμήματος της πτέρυγας αποτελείται από επιφάνειες κατασκευασμένες από στρώματα κυψελοειδούς Inconel ενώ εξωτερικά τοποθετούνται τα θερμομονωτικά πλακίδια

Τέλος η πτέρυγα ενώνεται με την άτρακτο με μπουλόνια στην πάνω επιφάνεια και στην κάτω επιφάνεια για να παραλαμβάνουν τα αξονικά και διατμητικά φορτία.

2.4.2 Τα καλύμματα των OMS/RCS.

Τα καλύμματα του Συστημάτων Ελέγχου Πτήσης με Ανάδραση **RCS** και του Συστήματος Τροχιακών Ελιγμών **OMS** τοποθετούνται αριστερά και δεξιά του πάνω μέρους του πίσω τμήματος της ατράκτου (aft fuselage). Το κάθε κάλυμμα κατασκευάζεται από την σύνθεση εποξικού γραφίτη και αλουμινίου. Καλύπτουν επιφάνεια περίπου 40 m². Το κάθε κάλυμμα αποτελείται από δύο τμήματα που περιλαμβάνουν τους πυραυλωθητές του OMS και του πίσω RCS. Στο κάθε κάλυμμα αποθηκεύονται οι δεξαμενές των προωθητικών των δύο συστημάτων οι οποίες συγκρατούνται με 11 κοχλίες στο πίσω τμήμα της ατράκτου (aft fuselage). Οι επιφάνειες που τα καλύπτουν είναι από κυψελοειδής στρώματα εποξικού γραφίτη. Τα εμπρός και πίσω διαχωριστικά που στηρίζουν τις δεξαμενές καθώς και η συνδετική δοκός της βάσης είναι από μηχανικά κατεργασμένο αλουμίνιο 2124. Η κεντρική δοκός είναι από αλουμίνιο 2024 με ενισχυτικά φύλλα ενώ οι εγκάρσιες αντιρίδες από τιτάνιο και τα πλαίσια από εποξικό γραφίτη. Οι εδράσεις που παραλαμβάνουν τα φορτία της παραγόμενης ώσης είναι από συμβατικό αλουμίνιο 2124 ενώ οι βραχίονες κατά μήκος είναι από σωλήνες αλουμινίου και στηρίζονται στο εμπρός και πίσω τμήμα της αλουμινένιας κατασκευής. Οι ενδιάμεσες στηρίξεις είναι από ανοξείδωτο χάλυβα. Το τμήμα που τοποθετούνται

οι RCS είναι ακριβώς δίπλα από αυτού του OMS και περιλαμβάνει του πυραυλωθητές του συστήματος και τις γραμμές τροφοδοσίας με καύσιμο και οξειδωτικό. Είναι κατασκευασμένα από καμπυλωμένα αλουμινένια φύλλα ενώ η εξωτερική επιφάνεια είναι από εποξικό γραφίτη σε κυψελοειδή στρώματα. Τέλος όλες οι εκτιθέμενες στην ατμόσφαιρα επιφάνειες φέρουν θερμομονωτικά πλακίδια του Συστήματος Θερμικής Προστασίας **TPS**.

2.4.2.1 Το περύγιο της ατράκτου, *Body-Flap*.

Το περύγιο της ατράκτου προστατεύει τις τρεις Κύριες Μηχανές **SSME** από τα υψηλά θερμικά φορτία που αναπτύσσονται κατά την φάση της επανόδου καθώς και για την εξισορρόπηση των δυνάμεων κατά την διάρκεια της ατμοσφαιρικής πτήσης.

Είναι κατασκευασμένο από αλουμίνιο και αποτελείται από νευρώσεις, δοκούς, ενισχυτικά φύλλα. Και από το τμήμα συναρμολόγησης στο χείλος εκφυγής της πτέρυγας. Οι πάνω και κάτω επιφάνειες από κυψελοειδείς δομές καλύπτουν τις δοκούς, νευρώσεις και τα υπόλοιπα ενισχυτικά στοιχεία. Όλες οι επιφάνειες είναι προσθαφαιρούμενες για την εύκολη αντικατάστασή τους και για την ευκολότερη πρόσβαση σε άλλα υποσυστήματα του οχήματος.



Σχήμα 2.13 Στο κτίριο όπου πραγματοποιείται το Πρόγραμμα Λειτουργικής Αποκατάστασης **OPF**,

2.4.2.2 Το ουραίο κάθετο σταθερό περύγιο, *Vertical Stabilizer*.

Το ουραίο κάθετο σταθερό περύγιο αποτελείται από τον δομικό σκελετό του, την επιφάνεια του πηδαλίου κλίσης/αερόφρενου και το τμήμα του χείλους

εκφυγής. Η επιφάνεια του πηδαλίου αποτελείται από δύο μέρη για την ταυτόχρονη χρήση ως πηδάλιο κλίσης για τον έλεγχο του οχήματος και ως αερόφρενο για την επιβράδυνση του σκάφους κατά την ατμοσφαιρική πτήση στην επάνοδο.

Ο δομικός σκελετός είναι κατασκευασμένος από αλουμινίου και το στατικό τμήμα του πτερυγίου είναι πακτωμένο με δύο μπουλόνια στη βάση της μπροστά δοκού του κάθετου σταθερού που την σειρά της εδράζεται στο εμπρός διαχωριστικό του πίσω τμήματος της ατράκτου με οκτώ στοιχεία διάτμησης. Το πηδάλιο κλίσης και αερόφρενο κατασκευάζεται από νευρώσεις συμβατικού αλουμινίου και δοκούς από κυψελοειδές αλουμίνιο. Επικαλύπτεται με ενισχυτικά φύλλα και συναρμολογείται με το στατικό τμήμα με την βοήθεια αρθρώσεων.

Η ενέργεια στο πηδάλιο κλίσης και στο αερόφρενο δίνεται με υδραυλικά συστήματα που οδηγούν στην περιστροφή των οδηγών αξόνων και οπότε και στην απόκλιση της επιφάνειας του πηδαλίου κλίσης μέχρι 27 μοίρες. Για τις απαιτήσεις του αερόφρενου η ενέργεια είναι μεγαλύτερη και οι άξονες οδηγούν σε μέγιστες αποκλίσεις των 49.3 μοιρών. Η υδραυλική ενέργεια καθορίζεται από το σύστημα ελέγχου του οχήματος ανάλογα με τις απαιτήσεις της φάσης της καθόδου.

Είναι σχεδιασμένο για χρήση σε περιβάλλον ακουστικής στάθμης 163 dB και μέγιστη θερμοκρασία 450K. Όλο το κάθετο σταθερό καλύπτεται από επαναχρησιμοποιούμενα θερμομονωτικά πλακίδια.



Σχήμα 2.14 Στο κτίριο όπου πραγματοποιείται το Πρόγραμμα Λειτουργικής Αποκατάστασης **OPF**

2.4.2.3 Οι Κύριες Μηχανές, SSME.

Το οξειδωτικό και το καύσιμο από την εξωτερική δεξαμενή εισέρχεται στο Τροχιακό Όχημα και εν συνεχεία διακλαδίζονται σε τρεις παράλληλες γραμμές

που οδηγούν σε κάθε κινητήρα. Σε κάθε γραμμή οι βαλβίδες θα πρέπει να ανοίξουν για να επιτρέψουν την είσοδο του υγρού οξυγόνου στην στροβιλοαντλία χαμηλής πίεσης του οξειδωτικού.

Η στροβιλοαντλία χαμηλής πίεσης του οξειδωτικού είναι μία αντλία αξονικής ροής οδηγούμενη από ένα στρόβιλο έξι βαθμίδων η οποία τροφοδοτείται από Υγρό Οξυγόνο **LOX**. Η πίεση εισαγωγής κυμαίνεται από 6.8 Atm ως 28.8 Atm. Μετά από την στροβιλοαντλία χαμηλής πίεσης του οξειδωτικού το υγρό οξυγόνο μεταφέρεται στην στροβιλοαντλία υψηλής πίεσης του οξειδωτικού. Κατά την φάση της λειτουργίας η πίεση που αναπτύσσεται μέσα στην στροβιλοαντλία υψηλής πίεσης του οξειδωτικού επιτρέπει την περιστροφή με μεγάλες ταχύτητες αποτρέποντας την πιθανότητα δημιουργίας φυσαλίδων αέρα.

Η στροβιλοαντλία χαμηλής πίεσης του οξειδωτικού περιστρέφεται με 5150 **RPM** και συνδέεται με τις σωληνώσεις του προωθητικού με ταυτόχρονη στήριξη στο δομικό σκελετό του οχήματος.



Σχήμα 2.15 Μία από τις τρεις Κύριες Μηχανές **SSME** του Διαστημικού Λεωφορείου. Κάθε Τροχιακό Όχημα έχει τρεις Κύριες Μηχανές τοποθετημένες στο πίσω τμήμα της ατράκτου. Αυτές οι Μηχανές χρησιμοποιούν το πιο αποδοτικά καύσιμα στον κόσμο (Οξυγόνο και Υδρογόνο) με ρυθμό κατανάλωσης μισό τόνο το δευτερόλεπτο. Στο 100% της ώσης, κάθε Μηχανή παράγει 1668 kN ώση, τέσσερις φορές αυτή του μεγαλύτερου αεροστροβίλου πολιτικών αεροσκαφών.

Η στροβιλοαντλία υψηλής πίεσης του οξειδωτικού αποτελείται από δύο βαθμίδες φυγοκεντρικών αντλιών (κύρια αντλία και προθερμαντήρας) κομπλαρισμένες με ένα άξονα που οδηγείται από ένα διβάθμιο στρόβιλο θερμού αερίου. Στην κύρια αντλία η πίεση εισαγωγής κυμαίνεται από 28.8 Atm έως 292.5 Atm ενώ κατά τη διάρκεια της κανονικής λειτουργίας περιστρέφεται με 28120 **RPM**. Έπειτα η αντλία στέλνει το οξειδωτικό σε διαφορετικά σημεία μέσω

σωληνώσεων όπως στον στρόβιλο της χαμηλής πίεσης του οξειδωτικού για τον διατηρεί σε κίνηση, στον θάλαμο καύσης και τέλος μία μικρότερη παροχή στον αντίστοιχο εναλλάκτη θερμότητας. Το Υγρό Οξυγόνο **LOX** ρέει μέσα σε στεγανοποιημένες σωληνώσεις και αντιπλημμυρικές βαλβίδες αποτρέποντας την ατμοποίηση μεγάλου ποσοστού και την παραγωγή θερμότητας μεγαλύτερης του επιτρεπτού ορίου. Το αέριο στέλνεται σε μία εισαγωγή και στη συνέχεια στην Εξωτερική Δεξαμενή **ET** όπου συμπιέζεται και αποθηκεύεται στην δεξαμενή Υγρού Οξυγόνου **LOX**. Μία άλλη γραμμή τροφοδοσίας το οξειδωτικό στη δεύτερη βαθμίδα συμπίεσης της στροβιλοαντλία υψηλής πίεσης όπου και συμπιέζεται το οξειδωτικό από πίεση 292.5 Atm σε 504.8 Atm. Έχει διαστάσεις, 9144mm μήκος και 609 mm πλάτος και προσκολλάται με φλάντζες στην εισαγωγή θερμών αερίων.

Το καύσιμο εισέρχεται στο Τροχιακό Όχημα μέσω της γραμμής τροφοδοσίας με Υγρό Υδρογόνο **LH** μετά ρέει μέσα από τις σωληνώσεις που είναι εγκαταστημένες στο όχημα μέσα από τις τρεις διακλαδώσεις στον κάθε κινητήρα. Σε κάθε μία διακλάδωση οι βαλβίδες ανοίγουν και επιτρέπουν την είσοδο του καυσίμου στην στροβιλοαντλία χαμηλής πίεσης του καυσίμου.

Η στροβιλοαντλία χαμηλής πίεσης του καυσίμου είναι μία αντλία αξονικής ροής οδηγούμενη από ένα διβάθμιο στρόβιλο που τροφοδοτείται από αέριο υδρογόνο. Η πίεση εισαγωγής του Υγρού Υδρογόνου **LH** αυξάνεται από 2 Atm σε 18.7 Atm και στη συνέχεια μεταφέρεται στην στροβιλοαντλία υψηλής πίεσης του καυσίμου. Κατά την διάρκεια της λειτουργίας η πίεση εισαγωγής της στροβιλοαντλίας υψηλής πίεσης του καυσίμου παρέχεται από την στροβιλοαντλία χαμηλής πίεσης του καυσίμου, που περιστρέφεται με 16815 **RPM**, επιτρέποντας έτσι την ανάπτυξη υψηλών ταχυτήτων και την αποφυγή σχηματισμού φυσαλίδων αέρα. Έχει διαστάσεις 609 mm μήκος και 457 mm πλάτος. Συνδέεται με το σύστημα σωληνώσεων του οχήματος και τοποθετείται σε προκαθορισμένη θέση και ενισχύεται από τον δομικό σκελετό.

Η στροβιλοαντλία υψηλής πίεσης του καυσίμου αποτελείται από μια αντλία τριών βαθμίδων που οδηγείται από διβάθμιο στρόβιλο θερμών αερίων. Η πίεση εισαγωγής του Υγρού Υδρογόνου **LH** αυξάνει από 19 Atm σε 443.2 Atm και περιστρέφεται με 35360 **RPM**. Μετά την έξοδο το καύσιμο μεταφέρεται μέσω τριών γραμμών προς το χιτώνιο του θαλάμου καύσης για να ψύξει τα τοιχώματά του. Έπειτα κατευθύνεται προς στην στροβιλοαντλία χαμηλής πίεσης του καυσίμου για να τον διατηρεί σε κίνηση. Μία παροχή κατευθύνεται από την στροβιλοαντλία χαμηλής πίεσης του καυσίμου προς την εισαγωγή των τριών Κύριων Μηχανών **SSME** και από εκεί στην Εξωτερική Δεξαμενή **ET** όπου συμπιέζεται και αποθηκεύεται στην εσωτερική δεξαμενή Υγρού Υδρογόνου **LH**. Το υπόλοιπο Υγρό Υδρογόνο **LH** μέσω των διακλαδώσεων μεταφέρεται από τα εσωτερικά και εξωτερικά τοιχώματα για να ψύξουν τα θερμά αέρια στην εισαγωγή και τροφοδοτεί τον θάλαμο καύσης. Μία δευτερεύουσα παροχή υδρογόνου κατευθύνεται μέσω των σωληνώσεων της κύριας βαλβίδας καυσίμου στα τοιχώματα του ακροφυσίου με σκοπό την ψύξη του. Ύστερα ενώνεται με το τρίτο ρεύμα της ροής από την ψυκτική βαλβίδα του θαλάμου καύσης. Η συνδυασμένη ροή των δύο ρευμάτων κατευθύνεται προς τους προθερμαντήρες καυσίμου και οξειδωτικού. Η στροβιλοαντλία υψηλής πίεσης του καυσίμου έχει διαστάσεις 1117 mm μήκος και 558 mm πλάτος και τοποθετείται με φλάντζες στην εισαγωγή θερμών αερίων.

Οι προθερμαντήρες του καυσίμου και του οξειδωτικού είναι συγκολλημένοι στην εισαγωγή των θερμών αερίων ώστε όταν τα δύο υγρά αναμιχθούν να επακολουθήσει όσο γίνεται πιο αποδοτική καύση. Ο σπινθήρας ανάφλεξης

προκαλείται στο εσωτερικό του θαλάμου καύσης και ενεργοποιείται μέσω ελεγκτή όταν απαιτηθεί από τον πιλότο. Τα αέρια που παράγονται από την προθέρμανση καυσίμου και οξειδωτικού χρησιμοποιούνται για την κίνηση των αντίστοιχων στροβιλοαντλιών υψηλής πίεσης.

Οι στροβιλοαντλίες υψηλής πίεσης του καυσίμου και του οξειδωτικού κινούνται από κοινό άξονα. Η ανάμιξη θερμών αερίων του καυσίμου της στροβιλοαντλίας με Υγρό Οξυγόνο **LOX** της κύριας αντλίας μπορεί να προκαλέσει βλάβη στο σύστημα. Για την αποφυγή ανεπιθύμητων καταστάσεων τα δύο τμήματα διαχωρίζονται με έναν αεροθάλαμο που περιέχει ήλιο. Ο αεροθάλαμος αποτελείται από δύο επιμέρους τμήματα που το ένα βρίσκεται σε επαφή με την στροβιλοαντλία και το άλλο με την κύρια αντλία περιορίζοντας έτσι τις διαρροές από την στροβιλοαντλία στην κύρια αντλία. Στην περίπτωση απώλειας πίεσης ηλίου στον αεροθάλαμο οι Κύριες Μηχανές **SSME** κλείνουν αυτόματα.

Οι βαλβίδες των σωληνώσεων του καυσίμου και του οξειδωτικού ρυθμίζουν την ροή των κρουγονικών καυσίμων αυξομειωνώντας την παροχές και μεταβάλλοντας τις πιέσεις στον θάλαμο καύσης, τις ταχύτητες των στροβιλοαντλιών και των αερίων υδρογόνου και οξυγόνου που παράγονται κατά την προθέρμανση και επηρεάζουν την ώση. Σε κάθε περίπτωση όμως ο λόγος του μείγματος υδρογόνου-οξυγόνου παραμένει σταθερός και ίσος με 1 προς 6.

Η βαλβίδα του ψυκτικού θαλάμου παραμένει ανοικτή πριν την εκκίνηση του κινητήρα ενώ κατά τη διάρκεια της λειτουργίας των κινητήρων στο 100% το σύστημα ψύξης λειτουργεί στο 100%-109% και στις περιπτώσεις του 65 με 100% της λειτουργίας το συγκρότημα ψύξης λειτουργεί στο 66.4 με 100%.

Ο θάλαμος καύσης του κάθε κινητήρα παραλαμβάνει ένα αεροποιημένο μείγμα υδρογόνου και οξυγόνου το οποίο μέσω σπινθήρα που δημιουργείται αναφλέγεται και τα καυσαέρια τα οποία παράγονται επιταχύνονται μέσα από ένα αποκλίνον ακροφύσιο και εκτονώνονται σε ατμοσφαιρική πίεση με υπερυπερηχητική ή υπερηχητική ταχύτητα. Το ακροφύσιο είναι πακτωμένο στην έξοδο του θαλάμου καύσης με μπουλόνια. Το μήκος του είναι 2870 mm και η εξωτερική διάμετρος στην εξαγωγή 2387 mm. Η θερμική προστασία των ακροφυσίων κρίνεται απαραίτητη λόγω των θερμικών φορτίων που αναπτύσσονται τόσο κατά την φάση της εκτόξευσης όσο και κατά την φάση της επανόδου στην γήινη ατμόσφαιρα. Το ακροφύσιο κάθε κινητήρα μπορεί να μετακινείται συν πλην 10.5 μοίρες στον άξονα πρόνευσης και συν πλην 8.5 μοίρες στον άξονα εκτροπής μεταβάλλοντας έτσι το διάνυσμα της ώσης και την πορεία του οχήματος ανάλογα με το προκαθορισμένο ίχνος πτήσης.

2.4.2.4 Σύστημα υποστήριξης ζωής και έλεγχου του περιβάλλοντος

Το σύστημα υποστήριξης ζωής και ελέγχου του περιβάλλοντος αποτελείται από το σύστημα αναπλήρωσης του αέρα στο εσωτερικό του σκάφους, το σύστημα ψύξης με νερό, το σύστημα διατήρησης της πίεσης, το σύστημα θερμικού ελέγχου και το σύστημα διαχείρισης των αποβλήτων. Τα παραπάνω συστήματα παρέχουν την κατάλληλη ατμόσφαιρα για την ασφαλή διαβίωση του πληρώματος.

Το σύστημα αναπλήρωσης αέρα απομακρύνει το διοξείδιο και το μονοξείδιο του άνθρακα και τα περιορίζει σε ασφαλή όρια. Επίσης ελέγχει την θερμοκρασία, και ψύχει τα ηλεκτρονικά συστήματα του οχήματος και ελέγχει τον κλιματισμό στην καμπίνα του πληρώματος.

Το σύστημα ψύξης με νερό συλλέγει θερμότητα από την καμπίνα του πληρώματος και από τα ηλεκτρονικά συστήματα του οχήματος και την ανταλλάσσει με έναν εναλλάκτη θερμότητας με ψυκτικό freon 21 που βρίσκεται στο σύστημα θερμικού ελέγχου.

Το σύστημα θερμικού ελέγχου χρησιμοποιείται ως θερμοδοχείο απόρριψης θερμότητας. Αποτελείται από δύο βρόγχους ψυκτικού freon 21, ψυχρές πλάκες για την ψύξη των ηλεκτρονικών του σκάφους, από εναλλάκτες θερμότητας και επιμέρους υποσυστήματα για την λειτουργία των συστημάτων.

Το σύστημα διατήρησης της πίεσης χρησιμοποιείται για την διατήρηση της πίεσης της καμπίνας του πληρώματος στην 1 Atm με μίγμα αέρα 80% σε άζωτο και 20% σε οξυγόνο. Η μερική πίεση του οξυγόνου είναι 0.2 Atm και του 0.8 Atm αζώτου για να επιτευχθεί τελικά η 1 Atm. Το σύστημα συμπίεσης χρησιμοποιεί οξυγόνο που είναι αποθηκευμένο στις δεξαμενές κρουγονικών καυσίμων στο μεσαίο τμήμα της ατράκτου. Το αέριο άζωτο παραλαμβάνεται από τις αντίστοιχες δεξαμενές που βρίσκονται και αυτές στο μεσαίο τμήμα της ατράκτου.

Το πόσιμο νερό παράγεται από τις κρουγενικές κυψέλες Υγρού Υδρογόνου **LH** και Οξυγόνου **LOX** και αποθηκεύονται απ ευθείας στις δεξαμενές νερού για τις ανάγκες του πληρώματος. Η δεξαμενή συλλογής των αποβλήτων εγκαθίστανται κάτω από την καμπίνα του πληρώματος, στο μεσαίο κατάστρωμα ενώ τα στερεά απόβλητα παραμένουν στις δεξαμενές μέχρι την επιστροφή του Τροχιακού Οχήματος και αποσύρονται κατά την διάρκεια των εργασιών συντήρησης του σκάφους.

Το περιβάλλον της καμπίνας του πληρώματος παρέχει συνθήκες διαβίωσης για οκτώ άτομα και για αυτό σε περίπτωση ανάγκης και μεταφοράς επιπλέον ατόμων γίνεται χρήση εφεδρικών συστημάτων.

2.4.3 Εξωτερική Δεξαμενή (External Tank, ET)

Η Εξωτερική Δεξαμενή αποτελεί την δεξαμενή αποθήκευσης των κρουγονικών καυσίμων του Διαστημικού Συστήματος Μεταφοράς **STS**, περιέχει τα προωθητικά που χρησιμοποιούν οι Κύριες Μηχανές του Τροχιακού Οχήματος. Η Δεξαμενή αποτελεί την «ραχοκοκαλιά» του Διαστημικού Συστήματος Μεταφοράς κατά την διάρκεια της εκτόξευσης παρέχοντας δομική υποστήριξη για την σύνδεση των Πυραύλων Στερεών Καυσίμων και του Τροχιακού Οχήματος. Είναι το μόνο τμήμα του Διαστημικού Συστήματος Μεταφοράς το οποίο δεν είναι επαναχρησιμοποιούμενο. Περίπου 8.5 λεπτά μετά την εκτόξευση, με το προωθητικό της καταναλωμένο, απορρίπτεται.

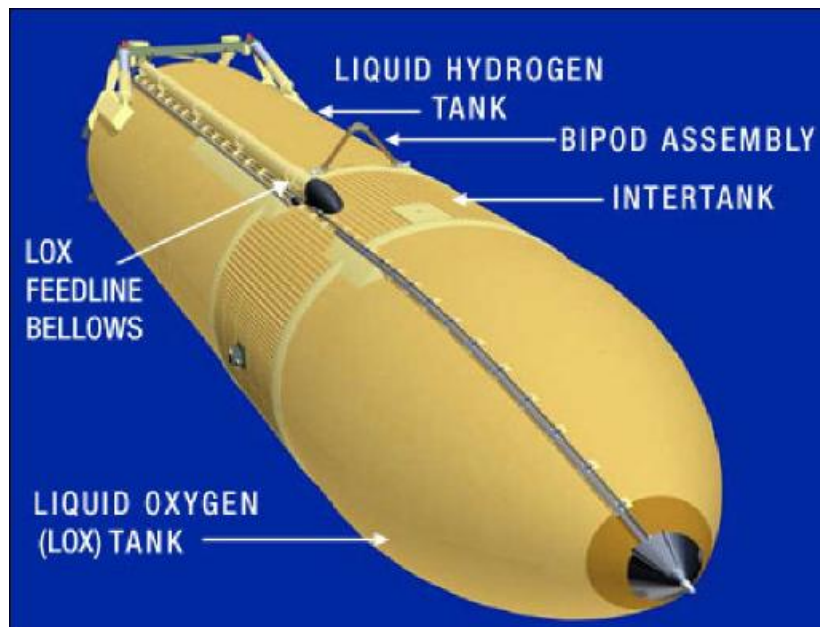
Στην διάρκεια της εκτόξευσης η Εξωτερική Δεξαμενή απορροφά το σύνολο (περίπου 34696 kN) των ωστικών φορτίων από τις τρεις Κύριες Μηχανές και τους δύο Πυραύλους Στερεών Καυσίμων. Όταν οι Πύραυλοι Στερεών Καυσίμων απορρίπτονται σε ύψος 45 χιλιομέτρων περίπου, το Τροχιακό Όχημα, με τις Κύριες Μηχανές σε λειτουργία, μεταφέρει την Εξωτερική Δεξαμενή σχεδόν μέχρι το σημείο εισόδου σε τροχιά, περίπου σε ύψος 113 χιλιομέτρων πάνω από την επιφάνεια της Γης. Η σχεδόν άδεια Δεξαμενή αποχωρίζεται και πέφτει ακολουθώντας προκαθορισμένη βαλλιστική τροχιά με το μεγαλύτερο μέρος αυτής να εξαερώνεται στην ατμόσφαιρα και το υπόλοιπο να καταλήγει στον ωκεανό.

Τα τρία βασικά μέρη της Εξωτερικής Δεξαμενής είναι μια δεξαμενή Οξυγόνου, τοποθετημένη στο εμπρόσθιο τμήμα, μια δεξαμενή Υδρογόνου, τοποθετημένη στο οπίσθιο τμήμα, και ένα κεντρικό τμήμα (intertank) υπό μορφή

κολάρου, το οποίο συνδέει της δύο προανφερθήσες δεξαμενές, περιέχει όργανα και εξοπλισμό τροφοδοσίας, και παρέχει την υποδομή σύνδεσης του εμπρόσθιου τμήματος των Πύραυλων. Στερεών Καυσίμων βλ. Σχήμα 2.22. Η δεξαμενή του Υδρογόνου είναι 2.5 φορές μεγαλύτερη από του Οξυγόνου αλλά ζυγίζει μόλις το ένα τρίτο όταν πληρώνεται με τη μέγιστη δυνατή χωρητικότητα. Ο λόγος για την διαφορά στο βάρος είναι ότι το υγρό Οξυγόνο είναι 16 φορές βαρύτερο από το υγρό Υδρογόνο.

Η εξωτερική επιφάνεια της Εξωτερικής Δεξαμενής καλύπτεται με ένα σύστημα θερμικής προστασίας το οποίο είναι μία επίστρωση πολυισοκυανικού αφρού (polyisocyanate) πάχους 25.4 mm τοποθετημένο με ψεκασμό. Ο σκοπός του συστήματος θερμικής προστασίας είναι να διατηρεί τα προωθητικά σε μια ασφαλή θερμοκρασία, να προστατεύει την εξωτερική επιφάνεια από αεροδυναμική θέρμανση και να περιορίσει στο ελάχιστο τον σχηματισμό πάγου.

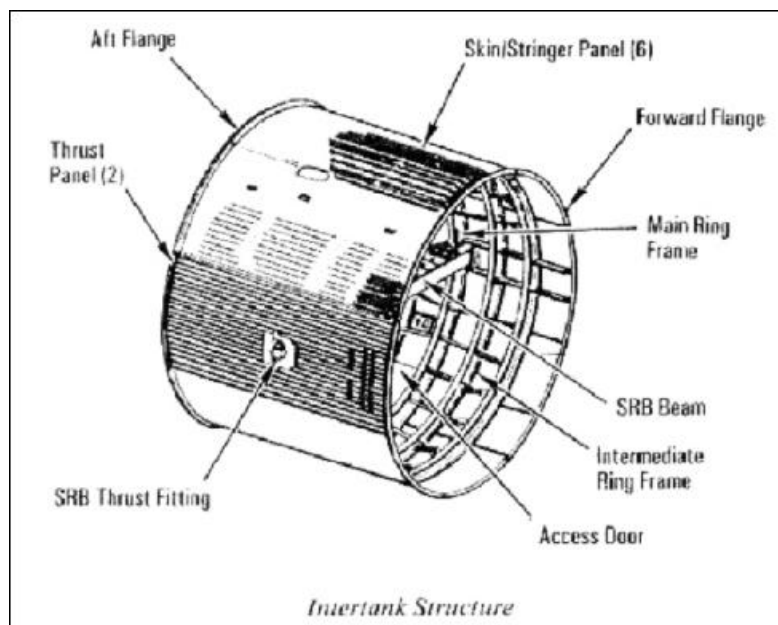
Εξωτερική Δεξαμενή περιέχει ένα σύστημα παροχής προωθητικού ώστε να τροφοδοτεί με προωθητικά τους κινητήρες του Τροχιακού Οχήματος, ένα σύστημα ελέγχου των περιβαλλοντικών συνθηκών ώστε να ρυθμίζει τη θερμοκρασία και να καθιστά την «ατμόσφαιρα» στο κεντρικό τμήμα (intertank) αδρανή, και ένα ηλεκτρικό σύστημα για να παρέχει την ενέργεια και τα σήματα των διάφορων αισθητήρων καθώς και να παρέχει αντικεραυνική προστασία. Τα προωθητικά τροφοδοτούνται στο Τροχιακό Όχημα μέσω ενός συνδέσμου διαμέτρου 431.8 mm ο οποίος διακλαδίζεται στο εσωτερικό του οχήματος και τροφοδοτεί κάθε μία από τις τρεις Κύριες Μηχανές.



Σχήμα 2.16 Ποιοτικό διάγραμμα της συναρμολογημένης Εξωτερικής Δεξαμενής ET.

Ο τρόπος τοποθέτησης του αφρού είναι κρίσιμης σημασίας. Πρέπει να ληφθούν μέτρα ώστε να ελαχιστοποιηθεί η πιθανότητα δημιουργίας ατελειών μέσα στο σώμα του αφρού. Στην περίπτωση που δημιουργηθεί μια ατέλεια μέσα στον αφρό και για όσο χρονικό διάστημα η Εξωτερική Δεξαμενή βρίσκεται στην επιφάνεια της Γης δεν εμφανίζεται κάποιο ουσιαστικό πρόβλημα. Πρόβλημα θα

εμφανισθεί κατά την διάρκεια της εκτόξευσης και της ανόδου του Διαστημικού Συστήματος Μεταφοράς **STS** στα ανώτερα στρώματα της ατμόσφαιρας λόγω μεταβολής της πίεσης, της θερμοκρασίας και λόγω των δυναμικών φορτίσεων που επικρατούν. Τότε ο αφρός αστοχεί και απορρίπτονται κομμάτια. Τα θραύσματα του αφρού ακολουθούν τροχιά ανάλογη με το ροϊκό πεδίο. Τις περισσότερες φορές το ροϊκό πεδίο τα οδηγεί πάνω στο Τροχιακό Όχημα οπότε και συγκρούονται με κίνδυνο δημιουργίας ρωγμών ή και απώλειας τμημάτων του Θερμοθώρακα.



Σχήμα 2.17 Απεικόνιση του κεντρικού τμήματος (Intertank) της Εξωτερικής Δεξαμενής **ET**.

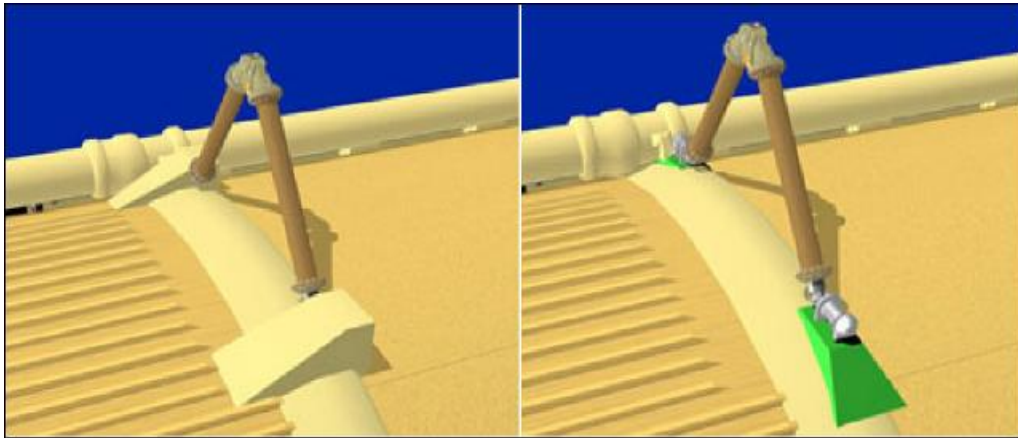
Αυτή ήταν και η αιτία που προκάλεσε το πρόσφατο ατύχημα με το Διαστημικό Λεωφορείο Columbia την 1^η Φεβρουαρίου 2003. Σε αυτή την αποστολή (STS-107) το πρόβλημα ξεκίνησε στην φάση της εκτόξευσης και ανόδου. Ένα κομμάτι θερμομονωτικού αφρού διαστάσεων 533-685 mm (21-27 inches) μήκος και 304.8-457.2 mm (12-18 inches) πλάτος, από τη βάση σύνδεσης (bipod fitting) του Τροχιακού Οχήματος Columbia με την Εξωτερική Δεξαμενή, αποκολλήθηκε λόγω κραδασμών και ατελούς τοποθέτησης κατά την φάση της εκτόξευσης και ανόδου και προσέκρουσε με ταχύτητα 190-256 m/sec (685.8-921.7 km/h) σχετικά ως προς το Διαστημικό Σύστημα Μεταφοράς **STS** πάνω στο χείλος προσβολής της πτέρυγας στην περιοχή των θερμομονωτικών πλακιδίων 8 έως 10 (RCC Panel 8-10) με αποτέλεσμα την αποκόλληση των πλακιδίων.



Σχήμα 2.18 Τα κύρια μέρη της Εξωτερικής Δεξαμενής **ET**

Στην φάση της επανεισόδου στην ατμόσφαιρα της Γης και στην περιοχή της μέγιστης θερμικής καταπόνησης ο τραυματισμένος θερμοθώρακας στην περιοχή αυτή δεν ήταν σε θέση να προστατέψει την δομή του Τροχιακού Οχήματος οπότε υπέρθερμα αέρια διείσδυσαν μέσα στην μεταλλική δομή και κατέστρεψαν το Τροχιακό Όχημα με αποτέλεσμα τον θάνατο των επτά μελών του πληρώματός του.

Μετά το ατύχημα η Εθνική Διεύθυνση Αεροναυτικής και Διαστήματος (National Aeronautics and Space Administration, NASA) αποφάσισε να λάβει δραστικά μέτρα για την αποφυγή παρόμοιων ατυχών περιστατικών στο μέλλον. Πρώτο της μέλημα ήταν να επανασχεδιάσει την Εξωτερική Δεξαμενή. Η ουσιαστική αλλαγή που έγινε ήταν η αφαίρεση του θερμομονωτικού αφρού από τη βάση σύνδεσης (bipod fitting) του Τροχιακού Οχήματος με την Εξωτερική Δεξαμενή και η αντικατάστασή του με ηλεκτρικούς θερμαντήρες βλ. σχήμα 2.19 για την αποφυγή σχηματισμού πάγου.



Σχήμα 2.19 Η παλιά (αριστερά) και η νέα (δεξιά) σχεδίαση της περιοχής του συνδέσμου του «δίποδου». Ο νέος σχεδιασμός αντί για το επικλινές τμήμα του αφρού περιλαμβάνει ηλεκτρικούς θερμαντήρες για την αποφυγή σχηματισμού πάγου στο σύνδεσμο των αντηρίδων του «δίποδου».

Βάρος	Άδεια	172181 kg
	Πρωθητικό	3495162.4 kg
	Μικτό	3676598.44 kg
Βάρος Πρωθητικού	Υγρό Οξυγόνο	2996395.2 kg
	Υγρό Υδρογόνο	498767.2 kg
	Μικτό	3495162.4 kg
Όγκος Πρωθητικού	Δεξαμενή Υγρού Οξυγόνου	541539 l
	Δεξαμενή Υγρού Υδρογόνου	1450058 l
	Μικτός	1991597 l

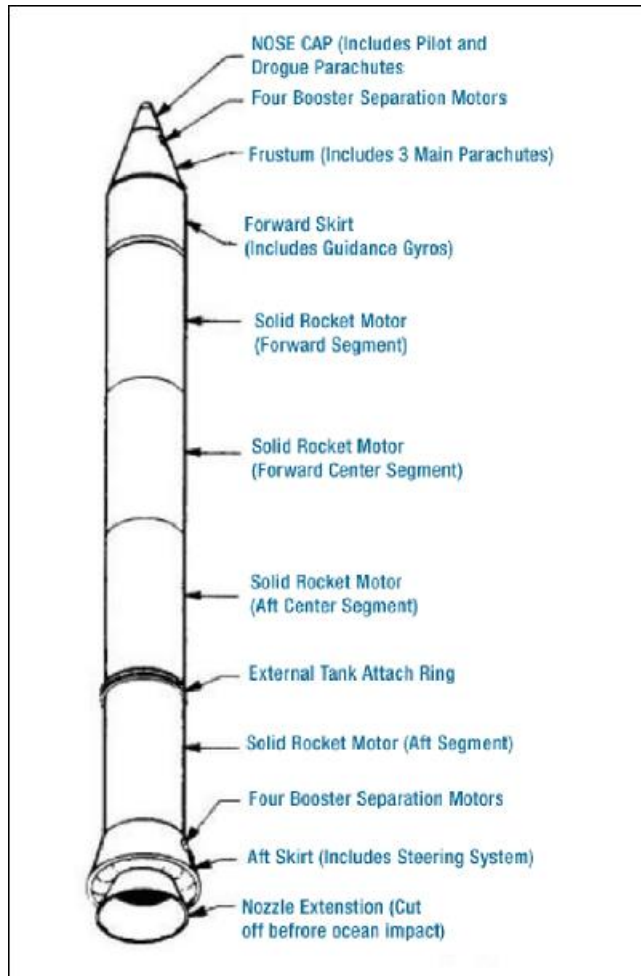
Πίνακας 2.8 Τυπικά βάρη της Εξωτερικής Δεξαμενής.

2.4.4 Πύραυλοι Στερεών Καυσίμων (Solid Rocket Boosters, SRB).

Παρ' όλη την ισχύ τους, οι Κύριες Μηχανές **SSME** από μόνες τους δεν είναι ικανές να θέσουν το όχημα σε τροχιά. Στην πραγματικότητα παρέχουν μόλις το 15% της απαιτούμενης ώσης. Οι δύο Πύραυλοι Στερεών Καυσίμων **SRB** που είναι συνδεδεμένοι στην Εξωτερική Δεξαμενή παράγουν το υπόλοιπο 85%. Αυτοί οι δύο πύραυλοι ύψους 45 μέτρων παράγουν μαζί πάνω από 26700 kN (6000000 round) ώσης.

Αποτελούν τους μεγαλύτερους πυραύλους στερεών καυσίμων που έχουν εκτοξευθεί ποτέ. Οι κινητήρες των πυραύλων αυτών χρησιμοποιούν ως καύσιμο σκόνη στοιχειακού αλουμινίου (**Al**) και ως οξειδωτικό υπερχλωρικό αμμώνιο (**NH₄ClO₄**) τα οποία βρίσκονται μέσα σε ένα συνδετικό υλικό (binder) που έχει την υφή και την συνοχή όπως μια γομολάστιχα.

Καθένας από τους πυραύλους στερεών καυσίμων αποτελούνται από 11 ξεχωριστά κομμάτια που είναι συνδεδεμένα μαζί. Οι σύνδεσμοι μεταξύ των επιμέρους κομματιών επανασχεδιάστηκαν πλήρως μετά το ατύχημα με το Τροχιακού Οχήματος Challenger. Το ατύχημα συνέβη όταν ένας δακτυλιοειδής σύνδεσμος (O-ring) και το παρέμβυσμά του αστόχησαν στον αριστερό Πύραυλο Στερεών Καυσίμων. Τα επιμέρους κομμάτια αποστέλλονται από την έδρα του κατασκευαστή τους στη Γιούτα και συναρμολογούνται στο Διαστημικό Κέντρο Kennedy, όπως φαίνεται στο Σχήμα 2.20.



Σχήμα 2.20 Σχεδιαγραμματική απεικόνιση των επιμέρους τμημάτων των Πυραύλων Στερεών καυσίμων, **SRB**.

Μετά τη συναρμολόγησή τους, κάθε Πύραυλος Στερεών Καυσίμων συνδέεται στην Εξωτερική Δεξαμενή με κοχλίες που ζυγίζουν 29.5 kg έκαστος. Οι Πύραυλοι Στερεών Καυσίμων είναι σε λειτουργία για περίπου δύο λεπτά, με το πέρας αυτού του χρονικού ορίου οι κοχλίες διαχωρίζονται με πυροτεχνικούς μηχανισμούς και μικροί προωθητές ωθούν τους Πυραύλους Στερεών Καυσίμων με ασφάλεια μακριά από το υπόλοιπο όχημα. Καθώς οι πύραυλοι πέφτουν πίσω στη Γη, τα αλεξίπτωτα που βρίσκονται αποθηκευμένα στο ρύγχος τους ανοίγουν. Προσθαλασσώνονται σε απόσταση 120 μιλίων (220 km) από το σημείο εκτόξευσης, περισυλλέγονται για συντήρηση και επαναχρησιμοποίηση.

2.4.4.1 Τεχνικά χαρακτηριστικά.

Οι δύο Πύραυλοι Στερεών Καυσίμων **SRB**, παρέχουν την κύρια ώθηση για την ανύψωση του Διαστημικού Λεωφορείου από την πλατφόρμα εκτόξευσης μέχρι ένα ύψος περίπου 45.72 km. Κάθε πύραυλος παράγει ώση (στο επίπεδο της θάλασσας) ίση με 14679 kN (3300000 rounds). Αναφλέγονται όταν το επίπεδο ώσης των Κύριων Μηχανών **SSME** πιστοποιηθεί. Εβδομήντα πέντε δευτερόλεπτα μετά τον διαχωρισμό και απόρριψή τους οι **SRB** βρίσκονται στο απόγειο της τροχιάς τους σε υψόμετρο περίπου 67 km (220000 ft). Οι πύραυλοι

προσθαλασσώνονται σε απόσταση 120 μιλίων (220 km) από το σημείο εκτόξευσης.



Σχήμα 2.21 Ένας δοκιμαστικός πυραυλοκινητήρας του Πυραύλου Στερεών Καυσίμων **SRB** δοκιμάζεται κοντά στην πόλη Brigham της Γιούτα.

Οι Πύραυλοι Στερεών Καυσίμων είναι οι μεγαλύτεροι πυραυλοκινητήρες στερεών καυσίμων που πετάξει ποτέ και οι πρώτοι που έχουν σχεδιασθεί για επαναχρησιμοποίηση. Καθένας έχει μήκος 45.46 m (149.16 ft) και διάμετρο 3.71 m (12.17 ft). Κάθε **SRB** στη φάση της εκτόξευσης ζυγίζει περίπου 589670 kg (1300000 round). Το προωθητικό κάθε πυραύλου ζυγίζει περίπου 498951 kg (1100000 round).

Η αδρανής μάζα κάθε πυραύλου είναι περίπου 87090 kg (192000 round). Τα κυριότερα εξαρτήματα κάθε Πυραύλου Στερεών Καυσίμων είναι:

- Ο πυραυλοκινητήρας (συμπεριλαμβανομένης του εξωτερικού περιβλήματος, του προωθητικού, του αναφλεκτήρα και του ακροφυσίου).
- Η μεταλλική δομή που μεταφέρει τα φορτία.
- Τα συστήματα διαχωρισμού και απόρριψης.
- Όργανα ελέγχου ωφέλιμης πτήσης (operational flight instrumentation).
- Όργανα ελέγχου της περισυλλογής (recovery avionics).
- Πυροτεχνικοί μηχανισμοί.
- Σύστημα επιβράδυνσης.
- Σύστημα ελέγχου του διανύσματος της ώσης (thrust vector control system).
- Σύστημα αυτοκαταστροφής (range safety destruct system) του Διαστημικού Λεωφορείου αν ακολουθεί εσφαλμένη-επικίνδυνη τροχιά ανόδου.

Το προωθητικό μείγμα κάθε Πυραύλου Στερεών Καυσίμων **SRB** αποτελείται από:

- υπερχλωρικό αμμώνιο NH_4ClO_4 (οξειδωτής, 69.6 % κατά βάρος).
- Στοιχειακό αλουμίνιο **Al** σε μορφή σκόνης (καύσιμο, 16% κατά βάρος).
- Οξείδιο του σιδήρου FeO (καταλύτης, 0.4% κατά βάρος).
- Πολυμερές (συνδετικό μέσο που κρατάει το μείγμα μαζί, 12.04% κατά βάρος).
- Εποξικό μέσο ωρίμανσης (1.96 % κατά βάρος).

Η διαμόρφωση του στερεού προωθητικό στο πρωραίο τμήμα του πυραυλοκινητήρα είναι μια οπή αστεροειδούς σχήματος με έντεκα ακτίνες (11-point star-shaped perforation). Σε καθένα από τα πρυμναία τμήματα υπάρχει διαμόρφωση διπλού-κόλουρου-κώνου (double-truncated-cone perforation). Αυτή διαμόρφωση του προωθητικού παρέχει μεγάλη ώση στην φάση της ανάφλεξης και μετά μειώνει την ώση περίπου στο ένα τρίτο 50 δευτερόλεπτα μετά την εκτόξευση (lift-off) για να αποτρέψει την υπερφόρτιση του οχήματος κατά τη διάρκεια της μέγιστης δυναμικής πίεσης.

Ο λόγος εκτόνωσης του ακροφυσίου (ξεκινώντας από την αποστολή **STS-8**) είναι 7 προς 79. Το ακροφύσιο έχει τη δυνατότητα ελέγχου της κατεύθυνσης του διανύσματος της ώσης κατά 8 μοίρες σε κάθε άξονα. Κάθε ακροφύσιο είναι επενδεδυμένο εσωτερικά με ύφασμα από ίνες γραφίτη το οποίο διαβρώνεται και καίγεται στη διάρκεια της λειτουργίας (καύσης). Η μορφή του ακροφυσίου είναι: κινούμενο συγκλίνον-αποκλίνων ακροφύσιο.

3 ΤΥΠΙΚΗ ΠΡΟΕΤΟΙΜΑΣΙΑ ΚΑΙ ΑΠΟΓΕΙΩΣΗ ΤΟΥ ΔΙΑΣΤΗΜΙΚΟΥ ΣΥΣΤΗΜΑΤΟΣ ΜΕΤΑΦΟΡΑΣ STS.

3.1 ΟΙ ΔΙΑΣΤΗΜΙΚΕΣ ΑΠΟΣΤΟΛΕΣ

3.1.1 Τύποι διαστημικών αποστολών.

Οι διαστημικές αποστολές καλύπτουν ένα πολύ μεγάλο φάσμα εφαρμογών και σκοπών, ώστε η ομαδοποίησή τους σε τύπους ή κατηγορίες δεν μπορεί να είναι ενιαία ή προτυποποιημένη. Η ποικιλία των διαστημικών εφαρμογών, η διαφορετικότητα των τύπων των Δ/Ο, Δ/Φ και των συστημάτων εκτόξευσης έγινε εμφανής από την ανάλυση των διαστημικών συστημάτων και των πολύπλευρων εφαρμογών κατά τη διερεύνηση του διαστήματος.

Όμως μερικοί αδροί διαχωρισμοί είναι προφανείς. Ο πρώτος είναι μεταξύ των στελεχωμένων με πληρώματα και των μη-στελεχωμένων αποστολών. Η μέριμνα για να διαβιώνουν οι Αστροναύτες και οι Κοσμοναύτες των Δ/Ο υπό τις καλύτερες δυνατές συνθήκες για να διατηρούνται σε καλή σωματική και ψυχολογική κατάσταση, είναι η σημαντικότερη προϋπόθεση για την επιτυχία της στελεχωμένης αποστολής. Η ασφάλεια και η αξιοπιστία πρέπει να είναι αυξημένη, η βιόσφαιρα των χώρων διαβίωσης και εργασίας στο Δ/Ο ή στο διαστημικό ή τον πλανητικό σταθμό να εκπληρώνει υψηλές προδιαγραφές και η τροφοδοσία στην περίπτωση μακροχρόνιων αποστολών να είναι εξασφαλισμένη. Για τους λόγους αυτούς ο αεροδιαστημικός κλάδος που μπορεί να ονομάζεται «ανθρώπινη διαστημοπορία» ή αλλιώς «στελεχωμένη διαστημοπορία» αποτελεί μία ξεχωριστή κατηγορία με ιδιομορφίες που καθιστούν την αποστολή δυσκολότερη, κρισιμότερη και δαπανηρότερη.

Μία άλλη σημαντική διαφοροποίηση γίνεται μεταξύ των διαστημικών αποστολών σε γήινη δορυφορική τροχιά από τις αποστολές με ίχνη πτήσης προς άλλους πλανήτες του ηλιακού μας συστήματος. Στην πρώτη περίπτωση η απαιτούμενη ενέργεια και ειδικότερα η ωστική δύναμη του συστήματος εκτόξευσης αντιστοιχεί σε αύξηση ταχύτητας $\Delta V \approx 9000$ m/s. Στη δεύτερη απαιτείται $\Delta V \approx 14000$ m/s για να επιτευχθεί η ταχύτητα εκφυγής από το βαρυτικό πεδίο της Γης, η οποία πρέπει να είναι - αφαιρουμένων των διαφορών απωλειών - μεγαλύτερη της οριακής παραβολικής ταχύτητας εκφυγής των ~ 11200 m/s. Η δεύτερη περίπτωση της υψηλής ταχύτητας για υπερβολική τροχιά σημαίνει βέβαια ένα σύστημα εκτόξευσης μεγαλύτερης μάζας και αυξημένης πολυπλοκότητας σε σύγκριση με τους πυραύλους εκτόξευσης των αποστολών σε γήινες τροχιές. Πράγματι το μεγαλύτερο μέχρι σήμερα πυραυλικό σύστημα Saturn V χρησιμοποιήθηκε μόνο στις στελεχωμένες αποστολές στη Σελήνη με το Δ/Ο Apollo με τριμελή πληρώματα αναπτύσσοντας τη μεγαλύτερη στα αεροδιαστημικά χρονικά ώθηση.

Ένας τρίτος διαχωρισμός μπορεί να γίνει μεταξύ των διαστημικών αποστολών, οι οποίες εκπληρώνουν συγκεκριμένους ερευνητικούς ή εμπορικούς σκοπούς και των αποστολών ρουτίνας με μοναδικό σκοπό την τροφοδοσία και αργότερα την περισυλλογή ή την αυτόματη επισκευή των Δ/Φ και διαστημικών

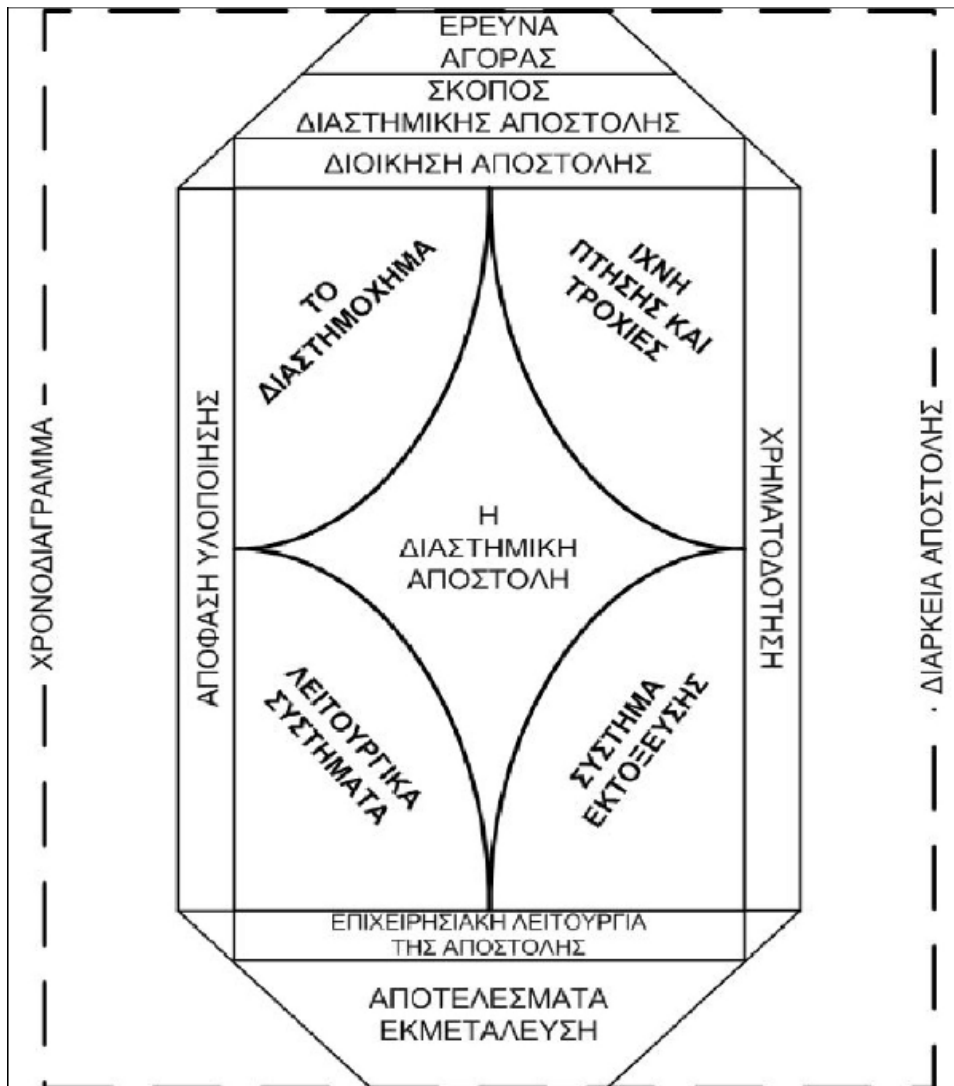
σταθμών. Ο Διεθνής Διαστημικός Σταθμός τροφοδοτείται με υλικά που μεταφέρει το ρωσικό Δ/Ο Progress, ενώ η Ευρωπαϊκή Υπηρεσία Διαστήματος ESA θα λειτουργήσει ένα παρόμοιο σύστημα από το τέλος του 2004 για τον ίδιο σκοπό.

3.1.2 Η δομή της διαστημικής αποστολής.

Η διαστημική αποστολή εδράζεται τεχνολογικά σε τέσσερα βάρη, τα οποία είναι ταυτόχρονα τα τέσσερα τεχνολογικά συστατικά της συστήματα:

- a)** Το διαστημόχημα, το οποίο κινείται στο διαστημικό χώρο και με τα συστήματά του εκτελεί τις επιμέρους λειτουργίες της αποστολής (μετρήσεις, φωτογραφίες, παρατηρήσεις κ.α.).
- b)** Το αρχικό ίχνοσ πτήσης για την εισαγωγή σε τροχιά και η επιχειρησιακή τροχιά (ή τροχιές) που ακολουθεί το Δ/Ο.
- c)** Το πεδίο και το πυραυλικό σύστημα εκτόξευσης και εισαγωγής του Δ/Ο στην τροχιά του.
- d)** Τα λειτουργικά υποσυστήματα του Δ/Ο και όλου του δικτύου, διαστημικού και επίγειου, που εξασφαλίζουν τη λειτουργία του ίδιου του Δ/Ο και τη διακίνηση όλων των στοιχείων που παράγει και συλλέγει το Δ/Ο μέσω των επίγειων σταθμών προς τους χρήστες.

Η σωστή επιλογή των παραπάνω τεσσάρων συστημάτων της διαστημικής αποστολής εξασφαλίζει την επιτυχία της – την τεχνική και οικονομική – και γίνεται από την διοίκηση της αποστολής, όπως παραστατικά δείχνει το Σχήμα 3.1.



Σχήμα 3.1 Η Δομή της Διαστημικής Αποστολής

Από το παραπάνω σχήμα έχουμε ότι μετά την αρχική σύλληψη η έρευνα αγοράς καθορίζει τον ακριβή τρόπο της διαστημικής αποστολής, ώστε να καταλήγει σε αξιοποιήσιμα και εκμεταλλεύσιμα αποτελέσματα. Λαμβάνεται η πολιτική απόφαση της υλοποίησής της και εξασφαλίζεται η χρηματοδότηση. Η διοίκηση της διαστημικής αποστολής προχωράει σε τέσσερις βασικές αποφάσεις: επιλέγει το διαστημόχημα, καθορίζει το ίχνος πτήσης και την τροχιά (ή τις τροχιές) που θα ακολουθήσει, προεπιλέγει τα λειτουργικά συστήματα του Δ/Ο και της αποστολής και δεσμεύεται στη χρησιμοποίηση του συστήματος και του πεδίου εκτόξευσης. Μετά την επιτυχή τοποθέτηση σε τροχιά αρχίζει η επιχειρησιακή λειτουργία του διαστημικού συστήματος και η συνεχής παραγωγή αποτελεσμάτων, τα οποία διαθέτει η διοίκηση προς αξιοποίηση και οικονομική εκμετάλλευση για να καλύψει τις αρχικές χρηματοδοτήσεις και να αποκομίσει όφελος για νέες αποστολές.

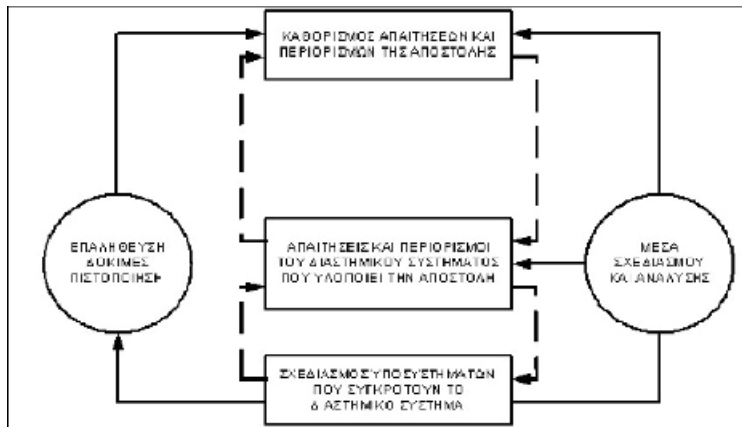
Προηγούμενα όμως έχει ληφθεί η απόφαση για την υλοποίηση της αποστολής από τον κεντρικό φορέα υλοποίησης, ο οποίος μπορεί να είναι η αρμόδια κρατική υπηρεσία ή η επιχείρηση της ελεύθερης οικονομίας που επενδύει στη διαστημική αποστολή. Η λήψη της απόφασης μιας καθορισμένης «έρευνας αγοράς» μπορεί να είναι το κρατικό ενδιαφέρον μιας χώρας για κάποια συγκεκριμένη αποστολή για στρατιωτικούς, ερευνητικούς, πολιτικούς ή εμπορικούς σκοπούς. Μπορεί να είναι επίσης το ενδιαφέρον μιας οικονομικής-εμπορικής επιχείρησης με σκοπό την οικονομική αξιοποίηση των αποτελεσμάτων και των προσφερόμενων υπηρεσιών της διαστημικής αποστολής.

Ταυτόχρονα ή αμέσως μετά την απόφαση υλοποίησης πρέπει να εξασφαλιστεί η χρηματοδότηση της διαστημικής αποστολής τόσο για το διάστημα της προετοιμασίας, του σχεδιασμού της και της εκτόξευσης όσο και για τη διάρκεια της επιχειρησιακής της ετοιμότητας με το δίκτυο των επίγειων σταθμών παρατηρήσεων και με το δίκτυο της εκμετάλλευσης των αποτελεσμάτων προς συγκεκριμένους χρήστες.

Είναι σαφές, ότι η διαστημική αποστολή δομείται, υλοποιείται και υφίσταται επιχειρησιακά σε ορισμένο χρονικό πλαίσιο, το οποίο καθορίζεται από το χρονοδιάγραμμα της εξέλιξής της και τη διάρκεια της επιχειρησιακής λειτουργίας της. Όπως επισημάναμε επίσης σ' άλλη θέση η περίοδος σχεδιασμού, κατασκευής, συγκρότησης μέχρι και την εκτόξευση για πρωτότυπες αποστολές διαρκεί κατά κανόνα 5 έως 10 χρονιά, ενώ η διάρκεια της επιχειρησιακής λειτουργίας πρέπει να είναι τουλάχιστον επτά (7) χρόνια.

3.1.3 Οργάνωση και σχεδιασμός της διαστημικής αποστολής.

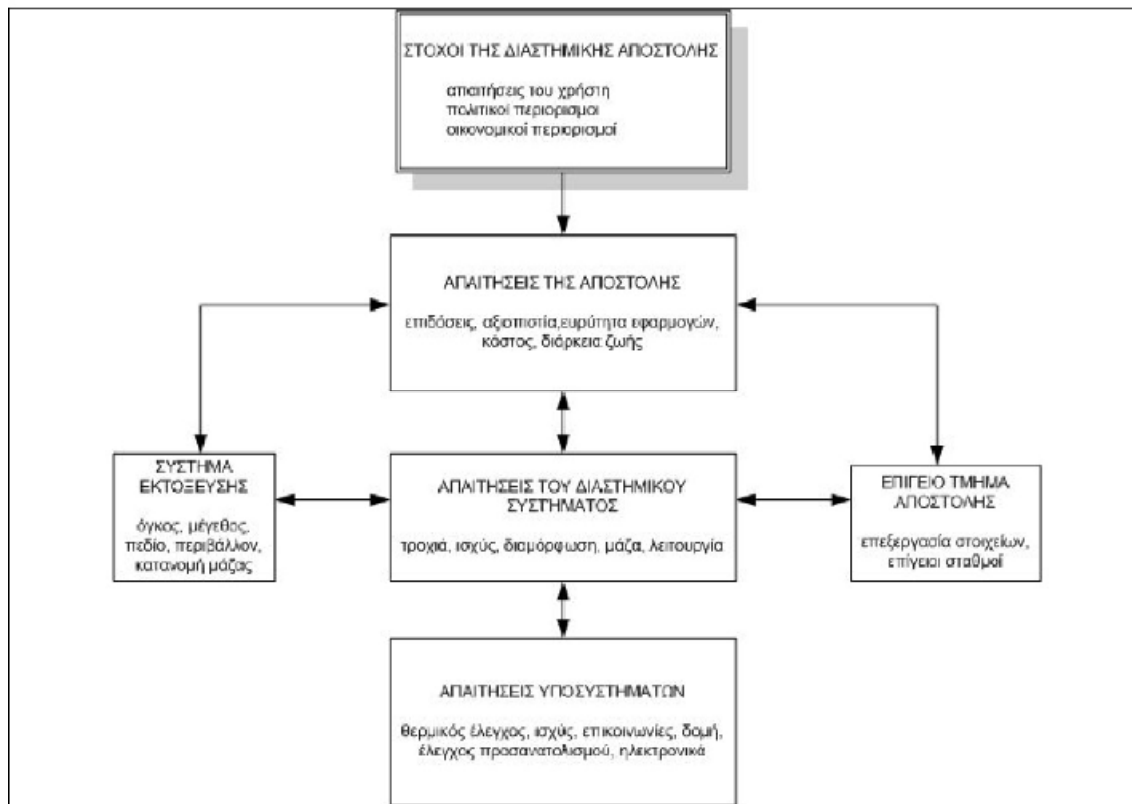
4 ανάγκη να εκπληρωθεί ένας προκαθορισμένος σκοπός δημιουργεί τη διαστημική αποστολή. Τέτοιες ανάγκες και απαιτήσεις είναι π.χ. η παγκόσμια τηλεπικοινωνία, η κατόπτευση της Γης, ο εντοπισμός κρίσιμων περιοχών και γεγονότων μέσω δορυφόρων και η αναγκαιότητα της αποστολής πρέπει να στοιχειοθετείται πλήρως και να αναλύονται σε όλες τις λεπτομέρειες οι σκοποί της, τα οφέλη που αποφέρει, η αξιοποίηση των αποτελεσμάτων της (χρήστες, πελάτες, οικονομική εκμετάλλευση), οι τεχνικές, χρονικές και οικονομικές προϋποθέσεις για την υλοποίησή της. Στο Σχήμα 3.2 δίνεται ένα αδρό σχέδιο συγκρότησης της διαστημικής αποστολής με τις προϋποθέσεις του καθορισμού της, ενώ το οργανόγραμμα στο Σχήμα 3.3 εξειδικεύει τα κύρια οργανωτικά στοιχεία της. Επίσης στον Πίνακα 3.1 αναλύονται οι κύριες επιδιώξεις και οι στόχοι καθώς και οι τρόποι διεκπεραίωσής τους.



Σχήμα 3.2 Το πλαίσιο της διαστημικής αποστολής

Η διαστημική αποστολή πρέπει να έχει ένα σαφές πλαίσιο σκοπιμότητας και υλοποίησης, το οποίο καθορίζει τις απαιτήσεις και τους περιορισμούς της. Οι απαιτήσεις αυτές μεταφράζονται σε τεχνικές και λειτουργικές προδιαγραφές του διαστημικού συστήματος της αποστολής και κατ' επέκταση των συστημάτων που το συγκροτούν. Ο σχεδιασμός η ανάλυση και η κατασκευή γίνεται με τα πλέον σύγχρονα επιστημονικά και τεχνολογικά μέσα, ενώ ο σχεδιασμός, η κατασκευή, η συναρμολόγηση και η λειτουργικότητα του κάθε υποσυστήματος και ολοκλήρου του συστήματος υποβάλλονται συνεχώς σε δοκιμές και διαδικασίες επαλήθευσης και πιστοποιούνται πριν την τελική εφαρμογή.

Είναι σαφές, ότι για κάθε αποστολή πρέπει να καταστρώνεται ένα συγκροτημένο και πολύ λεπτομερές επιχειρηματικό σχέδιο, όπως γίνεται επίσης για την υλοποίηση τεχνολογικών προγραμμάτων σε άλλους τεχνολογικούς τομείς. Η διαστημική αποστολή διαφέρει όμως σε αρκετά σημεία από τα έργα της συμβατικής τεχνολογίας, διότι αναλαμβάνει περισσότερους τεχνολογικούς και επιχειρησιακούς κινδύνους. Τα χρησιμοποιούμενα συστήματα, οι μέθοδοι και τα υποσυστήματα εντάσσονται όλα σχεδόν στον τομέα των τεχνολογιών αιχμής, που ενέχουν περισσότερους αστάθμητους παράγοντες και ιδιομορφίες από τα συμβατικά τεχνικά συστήματα. Μη ξεχνάμε ότι η αεροδιαστημική τεχνολογία ευρίσκεται σε συνεχή εξέλιξη και ότι είναι ένας νέος τεχνολογικός κλάδος, ο οποίος δεν έχει ακόμη μπει στην περίοδο ωριμότητάς του.



Σχήμα 3.3 Οι αντικειμενικοί στόχοι και οι απαιτήσεις της διαστημικής αποστολής επεκτείνονται σε απαιτήσεις και περιορισμούς στα υποσυστήματά της.

Αλλαγές και αναπροσαρμογές κατά τη διάρκεια της ετοιμασίας της αποστολής στις τρέχουσες εξελίξεις της διαστημικής τεχνολογίας είναι συχνές. Όμως πρέπει να έχουν τα εχέγγυα της άριστης λειτουργίας και ειδικότερα να εξασφαλίζεται η άριστη εκπλήρωση των εξής λειτουργικών απαιτήσεων:

Το ωφέλιμο φορτίο (Ω/Φ) της αποστολής, δηλ. το ίδιο το Δ/O , πρέπει να προσανατολιστεί στη σωστή διεύθυνση και να εισαχθεί στην τελική τροχιά του στη σωστή θέση και χρόνο.

1. Το Ω/Φ πρέπει να λειτουργήσει πλήρως με την έναρξη της επιχειρησιακής φάσης λειτουργίας του.
2. Τα δεδομένα από το Ω/Φ πρέπει να διοχετεύονται ανελλιπώς με το σύστημα τηλεπικοινωνίας με τη Γη.

ΣΤΟΧΟΙ ΤΗΣ ΔΙΑΣΤΗΜΙΚΗΣ ΑΠΟΣΤΟΛΗΣ	ΑΠΑΙΤΟΥΜΕΝΕΣ ΕΝΕΡΓΕΙΕΣ ΚΑΙ ΥΠΟΕΡΓΑ ΓΙΑ ΤΗΝ ΥΛΟΠΟΙΗΣΗ ΤΗΣ
ΔΙΟΙΚΗΣΗ ΑΠΟΣΤΟΛΗΣ	Παρακολούθηση και έλεγχος κόστους, χρονοδιαγράμματος, απόδοση. Βέλτιστος συνδυασμός δαπανών, χρόνου, υποδομών, προσώπων κ.α. πόρων. Διοίκηση των ομάδων του προσωπικού και του ηθικού εργασίας.
ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΣ ΚΑΙ ΑΝΑΛΥΣΗ ΑΠΟΣΤΟΛΗΣ	Σχεδιασμός του χρονισμού και της αλληλουχίας των ενεργειών και έργων. Ανάλυση πλεονεκτημάτων μεταξύ ανταγωνιστών τεχνικών επιλογών. Ορισμός κανόνων πτήσης για την κατεύθυνση ενεργειών υπό κανονικές ονομαστικές συνθήκες και για περιπτώσεις αποκλίσεων.
ΔΙΑΧΕΙΡΙΣΗ ΣΥΣΤΗΜΑΤΩΝ	Καθορισμός και πιστοποίηση των απαιτήσεων για το σύστημα και τα υποσυστήματα. Εφαρμογή σχεδιαστικών και αναλυτικών εργαλείων για τη δομή του διαστημικού συστήματος. Σχεδιασμός υποσυστημάτων και των συστατικών εξαρτημάτων.
ΣΥΝΑΡΜΟΛΟΓΗΣΗ Η ΣΥΓΚΡΟΤΗΣΗ ΔΟΚΙΜΗ ΔΙΑΣΤΗΜΙΚΟΥ ΣΥΣΤΗΜΑΤΟΣ	Διαλογή συνιστωσών συστήματος για διαμόρφωση, συναρμογή και λειτουργία. Συναρμολόγηση των εξαρτημάτων για τη διαμόρφωση υποσυστημάτων και συγκρότηση των υποσυστημάτων στο σύστημα. Δοκιμές υποσυστημάτων και συστημάτων προς διαβεβαίωση, ότι λειτουργούν υπό συνθήκες διαστημικής πτήσης.
ΠΡΟΣΟΜΟΙΩΣΗ ΚΑΙ ΕΚΠΑΙΔΕΥΣΗ	Ανάπτυξη λογισμικού Η/Υ για την προσομοίωση των κύριων συμβάντων της αποστολής. Πρακτική εξάσκηση των λειτουργικών διαδικασιών χρησιμοποιώντας προσομοίωση.
ΕΛΕΓΧΟΣ ΠΤΗΣΗΣ	Καταγραφή και αποτίμηση τηλεμετρίας για να καθοριστεί η φυσική κατάσταση του Δ/Ο. Παρακολούθηση της θέσης και ταχύτητας του Δ/Ο και του συστήματος εκτόξευσης. Αποστολή εντολών στο Δ/Ο για την αλλαγή συνθηκών λειτουργίας ή την αντιμετώπιση εμπλοκών.
ΣΥΝΤΗΡΗΣΗ ΥΠΟΣΤΗΡΙΞΗ ΣΥΣΤΗΜΑΤΩΝ	Εξασφάλιση τρέχουσας συντήρησης και καθαρότητας χώρων, θαλάμων κενού και θερμικών συνθηκών και λοιπών λειτουργικών συστημάτων. Επικαιροποίηση του λογισμικού εδάφους για τη βελτίωση της απόδοσης ή πρόληψης προβλημάτων.
ΕΠΕΞΕΡΓΑΣΙΑ ΔΕΔΟΜΕΝΩΝ ΚΑΙ ΜΕΤΑΧΕΙΡΙΣΗ	Διανομή δεδομένων της αποστολής στους χρήστες. Ανάλυση και αρχειοθέτηση των τεχνικών στοιχείων του Δ/Ο.

Πίνακας 3.1 Η διαστημική αποστολή επιμερίζεται σε ορισμένους κύριους στόχους, των οποίων η υλοποίηση προϋποθέτει μια σειρά από ενέργειες, όπως δείχνει ενδεικτικά ο πίνακας. Στόχοι και ενέργειες είναι διακριτές πράξεις και λειτουργίες αλλά αλληλένδετες και αλληλοεξαρτώμενες στο πλαίσιο ενός "σφιχτού" χρονοδιαγράμματος με τελευταία φάση την τελική "αντίστροφη μέτρηση" που καταλήγει στην εκτόξευση (lift-off) του Δ/Ο στο διάστημα. Αμέσως μετά ακολουθεί η ανάληψη της επιχειρησιακής λειτουργίας και εκμετάλλευσης της αποστολής από ειδικές ομάδες χειριστών και εκτελεστών του τελικού τεχνικοοικονομικού σκοπού της.

3. Η επιθυμητή επιχειρησιακή τροχιά της διαστημικής αποστολής πρέπει να «συντηρείται», δηλ. να διατηρείται στην προϋπολογισμένη θέση της με το αυτοφερόμενο σύστημα τροχιακής μικροπρώωσης.

4. Το Ω/Φ πρέπει να διατηρείται συγκροτημένο και σταθερό επάνω στο δομικό μέρος του Δ/Ο, στο οποίο είναι στερεωμένο.

5. Το Ω/Φ πρέπει να λειτουργεί αδιάκοπα και να είναι απόλυτα αξιόπιστο λειτουργικά και κατασκευαστικά κατά τη διάρκεια της προϋπολογισμένης «ζωής» του.

6. Τα υποσυστήματα παραγωγής ηλεκτρικής ενέργειας και θερμικού ελέγχου πρέπει να λειτουργούν αδιάκοπα και αξιόπιστα, ώστε να είναι δυνατόν να εξασφαλίζονται όλες οι παραπάνω λειτουργίες.

Όλες οι παραπάνω βασικές απαιτήσεις για τη λειτουργία του Δ/Ο και ειδικότερα του Ω/Φ οδηγούν στην οργανογραμματική ανάλυση της διαστημικής αποστολής στο Σχήμα 3.3 .

3.2 ΠΡΟΕΤΟΙΜΑΣΙΑ ΤΟΥ ΔΙΑΣΤΗΜΙΚΟΥ ΣΥΣΤΗΜΑΤΟΣ ΜΕΤΑΦΟΡΑΣ STS.

Πριν πραγματοποιηθεί η εκτόξευση του Διαστημικού Συστήματος Μεταφοράς **STS**, με την καθοδήγηση της NASA και την ενεργή συμμετοχή των Διαστημικών Κέντρων (Kennedy, Johnson), τα συστήματα που αποτελούν το **STS** προετοιμάζονται κατάλληλα ώστε η αποστολή που θα υλοποιηθεί να είναι πετυχημένη. Ένα μεγάλο σύνολο τεχνικών ασχολείται με την συντήρηση και την επισκευή του Τροχιακού Οχήματος, της Εξωτερικής Δεξαμενής, των Πυραύλων Στερεών Καυσίμων, των Κύριων Μηχανών και των υποσυστημάτων αυτών ώστε μετά το τέλος μιας αποστολής και πριν την εκτόξευση του **STS** πάλι, τα επιμέρους συστήματα να είναι έτοιμα για χρήση. Παρακάτω αναφέρονται διαδικασίες που ακολουθούνται καθώς και οι έλεγχοι που πραγματοποιούνται για την ασφαλή υλοποίηση μιας μελλοντικής και επιτυχημένης αποστολής.

3.3 ΠΡΟΕΤΟΙΜΑΣΙΑ ΚΑΙ ΣΥΝΤΗΡΗΣΗ ΤΟΥ ΤΡΟΧΙΑΚΟΥ ΟΧΗΜΑΤΟΣ, Orbiter.

Έπειτα από την επιστροφή των Τροχιακών Οχημάτων στο Διαστημικό Κέντρο Kennedy και μεταξύ δύο διαδοχικών αποστολών, ακολουθείται ένα Πρόγραμμα Λειτουργικής Αποκατάστασης. Το πρόγραμμα αυτό (**Orbiter Processing Facility, OPF**) έχει ως σκοπό την ταυτόχρονη συντήρηση δύο Τροχιακών Οχημάτων σε παράλληλες σειρές για την μείωση του χρόνου μετακίνησής τους κατά τη διάρκεια της ροής της παραγωγικής διαδικασίας. Ο χώρος που στεγάζεται το πρόγραμμα **OPF** αποτελείται από δύο υπόστεγα με μήκος 60 m, πλάτος 46 m, ύψος 29 m, και επιφάνεια 2760 m² το καθένα, μέσα στα οποία υπάρχουν 2 γερανογέφυρες των 30 τόνων έκαστη. Το κτίριο αποτελείται από 2 ορόφους, όπου ο 2ος εκ των δύο, που είναι και ο μεγαλύτερος, αποτελείται από ηλεκτρολογικές, ηλεκτρονικές εγκαταστάσεις, επικοινωνίες καθώς και από σωληνώσεις για την μεταφορά αερίου αζώτου, οξυγόνου, ηλίου και πεπιεσμένου αέρα. Το άζωτο, το οξυγόνο και ο πεπιεσμένος αέρας παρέχονται από το Κτίριο Συναρμολόγησης του Οχήματος (**Vehicle Assembly Building, VAB**). Τα συστήματα αυτά χρησιμοποιούνται για τον εφοδιασμό των Τροχιακών Οχημάτων. Ο 2ος όροφος είναι στεγανοποιημένος ενώ έχει και εξαγωγές εξαερισμού για την περίπτωση διαφυγής επικίνδυνων αερίων που μπορούν να

απελευθερωθούν από την αποσυμπίεση μιας ή πολλών σωληνώσεων και από τις χημικές αντιδράσεις που θα πραγματοποιηθούν. Αντίστοιχα στον 1ο όροφο στεγάζεται ηλεκτρονικός εξοπλισμός, το σύστημα επεξεργασίας της εκτόξευσης, ηλεκτρολογομηχανολογικός εξοπλισμός και ειδικός χώρος για την επισκευή των θερμικών πλακιδίων του Συστήματος Θερμικής Προστασίας **TPS**. Υπάρχουν επίσης δωμάτια επικοινωνιών και γραφεία προσωπικού.

Λόγω των δραστηριοτήτων που πραγματοποιούνται, που είναι βλαβερές, απαιτείται χρήση ειδικών στολών για το προσωπικό. Οι διαδικασίες που γίνονται σχετίζονται με τα προωθητικά καύσιμα των **RCS**, **OMS** και των Εναλλακτικών Πηγών Ενέργειας (**Auxiliary Power Units, APU**), για αυτό το λόγο ο βαθμός προστασίας είναι υψηλός.

Η διαδικασία συντήρησης ξεκινά με το τέλος της διαστημικής αποστολής και αφού το ειδικό μεταγωγικό σκάφος Boeing έχει μεταφέρει το Τροχιακό Όχημα από την αεροπορική βάση προσγείωσης στο Διαστημικό Κέντρο Kennedy. Αρχικά αφαιρείται ο εξοπλισμός πτήσης του πληρώματος μαζί με όλα τα στοιχεία εργασίας που πραγματοποιήθηκαν στο διάστημα. Οι εργασίες ξεκινούν με την ανύψωση του οχήματος με τη βοήθεια γρύλων και με τους ειδικούς τεχνικούς να αποκτούν πρόσβαση στις αντίστοιχες περιοχές του οχήματος. Το όχημα συνδέεται με επίγεια μονάδα ισχύος και ψύχεται εξωτερικά. Οποιοδήποτε πυροτεχνικό τμήμα που χρησιμοποιήθηκε, όπως για την επαναφορά του συστήματος προσγείωσης, αποσύρεται και ασφαρίζεται. Ο καθαρισμός και η επισκευή των **OMS**, **RCS** και **APU**, λόγω των προωθητικών καυσίμων που χρησιμοποιούν, πραγματοποιούνται από ειδικευμένο προσωπικό εδάφους. Οι δεξαμενές των καυσίμων των **OMS**, **RCS** και **APU** αποστραγγίζονται για να καθαριστούν από τα υπολείμματα που μπορεί να έχουν παραμείνει εντός. Όταν απαιτείται τα **OMS**, **RCS** αφαιρούνται από το σκάφος και μεταφέρονται στο αντίστοιχο εργαστήριο (Hypergolic Maintenance and Checkout Facility) για την προβλεπόμενη συντήρηση.

Στη συνέχεια ακολουθείται ο καθαρισμός των Κύριων Μηχανών **SSME** του Τροχιακού Οχήματος. Σκοπός είναι να αφαιρεθούν τα κατάλοιπα της καύσης και να καθαρισθεί ο θάλαμος καύσης από τα προϊόντα της καύσης του Υγρού Υδρογόνου **LH** και Υγρού Οξυγόνου **LOX**.

Οι δεξαμενές των κρυογονικών κυψελών καυσίμων αποστραγγίζονται από τα προϊόντα των αντιδράσεων και καθαρίζονται χρησιμοποιώντας αδρανή αέρια όπως αέριο άζωτο στο σύστημα οξυγόνου και αέριο ήλιο στο σύστημα υδρογόνου.

Οι πόρτες ωφέλιμου φορτίου (αμπαριού) ανοίγουν για να αποκτηθεί πρόσβαση στα αντίστοιχα συνεργεία. Όλα τα επικίνδυνα φορτία που μεταφέρονταν κατά τη διάρκεια της πτήσης αφαιρούνται και ασφαρίζονται για την αποφυγή ατυχημάτων. Επίσης αφαιρείται ο εξοπλισμός υποστήριξης που χρησιμοποιήθηκε στην προηγούμενη πτήση και προετοιμάζεται για την εγκατάσταση καινούριων φορτίων ανάλογα με τη φύση της νέας αποστολής. Ακόμα αποσύρεται για συντήρηση και ο τηλεκατευθυνόμενος βραχίονας και επανασυνδέεται αργότερα ανάλογα με το είδος της νέας αποστολής.

Κατά την διάρκεια των εργασιών αποκατάστασης αφαιρούνται οι δεξαμενές με τα άχρηστα ανθρώπινα παραπροϊόντα, το πόσιμο νερό, και με το νερό που παράγεται από τις αντιδράσεις των κρυογονικών κυψελών, αποστραγγίζονται τα υγρά λίπανσης των **APU** καθώς και τα φίλτρα των υγρών λίπανσης.

Ταυτόχρονα με τις εργασίες αυτές αφαιρούνται τμήματα του Τροχιακού Οχήματος για επισκευή ή για αντικατάσταση και στη συνέχεια δοκιμάχονται για

την αξιοπιστία τους. Πραγματοποιείται οπτικός έλεγχος στο Σύστημα Θερμικής Προστασίας **TPS**, σε επιλεγμένα δομικά στοιχεία, στο σύστημα προσγείωσης, στα ελαστικά και σε άλλα συστήματα για ενδεχόμενες βλάβες που προέρχονται από την πτήση και την προσγείωση. Οποιοδήποτε πρόβλημα στο **TPS** πρέπει να επιδιορθωθεί πριν την επόμενη αποστολή. Η συντήρηση του **TPS** πραγματοποιείται παράλληλα με τις άλλες εργασίες, ενώ πρέπει να ελεγχθούν πάνω από 27446 θερμικά πλακίδια στην εξωτερική επιφάνεια και πάνω από 6000 στοιχεία θερμικού ελέγχου στο εσωτερικό. Η συντήρηση του **TPS** παρέχεται από το αντίστοιχο τμήμα **TPS**. Για να μειωθεί ο χρόνος για την μεταφορά θερμικών πλακιδίων και στοιχείων θερμικού ελέγχου το τμήμα **TPS** βρίσκεται δίπλα από τα υπόστεγα του **OPF**.

Κατά τη διάρκεια των εργασιών του **OPF**, υλοποιούνται οι απαιτούμενες τροποποιήσεις στο όχημα καθώς και οι επισκευές και ο έλεγχος. Προγραμματισμένες τροποποιήσεις πραγματοποιούνται με την ολοκλήρωση των εργασιών συντήρησης και παράλληλα με τις προεργασίες της εκτόξευσης όταν αυτό είναι εφικτό. Οι τροποποιήσεις είναι απαραίτητες για την εκπλήρωση απαιτήσεων μελλοντικών αποστολών, και για την ενίσχυση του οχήματος με την αντικατάσταση ήδη υπαρχόντων κατασκευών με καινούριες και ποιο ανθεκτικές, με βελτιωμένο σχεδιασμό.

Εκτός των εργασιών που αναφέρθηκαν, πραγματοποιούνται εργασίες για την εγκατάσταση των νέων στοιχείων της αποστολής. Καύσιμα και αέρια που καταναλώνονται φορτώνονται, ενώ το σύστημα λίπανσης των **APU** πληρώνεται με λάδι. Καθώς οι εργασίες πλήρωσης υλοποιούνται γίνονται έλεγχοι πριν τα συστήματα σφραγισθούν και ετοιμασθούν για την πτήση. Οποιαδήποτε αποτυχία στην διάρκεια του ελέγχου κάθε συστήματος οδηγεί σε εκτενή εξέταση του προβλήματος και επισκευής του. Αν απαιτείται προβαίνουν οι τεχνικοί σε αντικατάσταση των τμημάτων που δεν πέρασαν τον έλεγχο. Το νέο φορτίο εγκαθίσταται στο όχημα κατά τη διάρκεια των εργασιών ή με τις προεργασίες της εκτόξευσης μετά την ολοκλήρωση των επισκευών. Ο εξοπλισμός του πληρώματος ελέγχεται για πιθανές βλάβες και εν συνεχεία ενσωματώνεται στον εξοπλισμό πτήσης.

Στη συνέχεια ακολουθείται δοκιμή του προωθητικού συστήματος, περιλαμβανομένων των Κύριων Μηχανών **SSME** με τη χρήση ηλίου για τον έλεγχο τυχόν διαρροών. Η επιτυχής έκβαση του ελέγχου οδηγεί στην ολοκλήρωση και στην προετοιμασία των Κύριων Μηχανών **SSME** για την πτήση. Οι διαδικασίες εγκατάστασης ωφέλιμου φορτίου γίνονται στο διαμέρισμα μεταφοράς ωφέλιμου φορτίου ή αλλιώς «αμπάρι» (payload bay), και αφού ολοκληρωθούν, οι πόρτες του αμπαριού κλείνουν. Εάν το όχημα δεν μεταφέρει φορτίο οι διαδικασίες παρακάμπτονται και οι διαδικασίες συντήρησης και αποκατάστασης βλαβών σταματούν.

Τέλος πριν την ολοκλήρωση του **OPF** και τη μεταφορά του οχήματος στο **VAB**, το σκάφος ζυγίζεται και βρίσκεται το κέντρο βάρους του. Η επίδοση του οχήματος επηρεάζεται και από το βάρος και από την θέση του κέντρου βάρους, και αποτελούν βασικές παραμέτρους στην κατάστρωση του σχεδίου πτήσης. Μετά από την ολοκλήρωση της τελευταίας διαδικασίας όλες οι επίγειες μονάδες υποστήριξης και οι τεχνικοί αποσύρονται και το όχημα μεταφέρεται στο **VAB**.

3.4 ΚΤΙΡΙΟ ΣΥΝΑΡΜΟΛΟΓΗΣΗΣ ΤΟΥ ΟΧΗΜΑΤΟΣ, VAB.

Το Κτίριο Συναρμολόγησης του Οχήματος (**Vehicle Assembly Building, VAD**) είναι το πιο σημαντικό τμήμα στο συγκρότημα εκτόξευσης 39 και τροποποιήθηκε για να μπορεί να υποστηρίξει την συναρμολόγηση του Διαστημικού Λεωφορείου. Είναι ένα από τα μεγαλύτερα κτίρια του κόσμου με ύψος 160 m, μήκος 218 m, και πλάτος 158 m, και χωρίζεται σε δύο ορόφους όπου ο 2ος είναι και ο μεγαλύτερος. Ο μεγαλύτερος υποδιαιρείται σε 4 διαμερίσματα. Τα δύο βρίσκονται δυτικά και είναι τα υπόστεγα 2 και 4 που χρησιμεύουν στην αποθήκευση της Εξωτερικής Δεξαμενής **ET** του Διαστημικού Λεωφορείου. Τα άλλα δύο βρίσκονται στα ανατολικά, υπόστεγα 1 και 3 χρησιμεύουν την συναρμολόγηση του Τροχιακού Οχήματος, Orbiter με την **ET**, και τους **SRB** πάνω στην Κινητή Πλατφόρμα Εκτόξευσης. Με την ολοκλήρωση της συναρμολόγησης και του απαραίτητου ελέγχου οι θύρες του **VAB** ανοίγουν για να επιτρέψουν την είσοδο του μεταφορέα **Crawler** που θα μετακινήσει το Διαστημικό Λεωφορείο με την Κινητή Πλατφόρμα Εκτόξευσης στο πεδίο εκτόξευσης.

Ο μικρότερος όροφος (1ος όροφος) του **VAB** χρησιμοποιείται για το «γυάλισμα» χρωματισμό και συναρμολόγηση των επιμέρους τμημάτων των **SRB**. Και στους δύο ορόφους υπάρχουν συστήματα περιβαλλοντικού ελέγχου, φωτισμού και ύδρευσης.



Σχήμα 3.4 Το Κτίριο Συναρμολόγησης του Οχήματος **VAB** στα Συγκροτήματα Εκτόξευσης 39. Το **VAB** αποτελεί ένα από τα μεγαλύτερα σε όγκο κτίρια του κόσμου με ύψος 160 m. Είναι ο τελευταίος σταθμός του Διαστημικού Λεωφορείου πριν αυτό μεταφερθεί στο σημείο της εκτόξευσης. Ολοκλήρωση και αποθήκευση ολόκληρου του Διαστημικού Συστήματος Μεταφοράς **STS** (το Τροχιακό Όχημα, οι δύο Πύραυλοι Στερεών Καυσίμων και η Εξωτερική Δεξαμενή) πραγματοποιείται μέσα στο Υπόστεγα (High Bays) 1 ή 3. Επεκτεινόμενος προς τα δεξιά του **VAB** είναι ο δρόμος που ακολουθεί το Όχημα Μεταφοράς **Crawler Transporter** για να μεταφέρει το Διαστημικό Λεωφορείο στην Εξέδρα Εκτόξευσης. Στο βάθος είναι ορατά τα Συγκροτήματα Εκτόξευσης **39-A** και **39-B**.

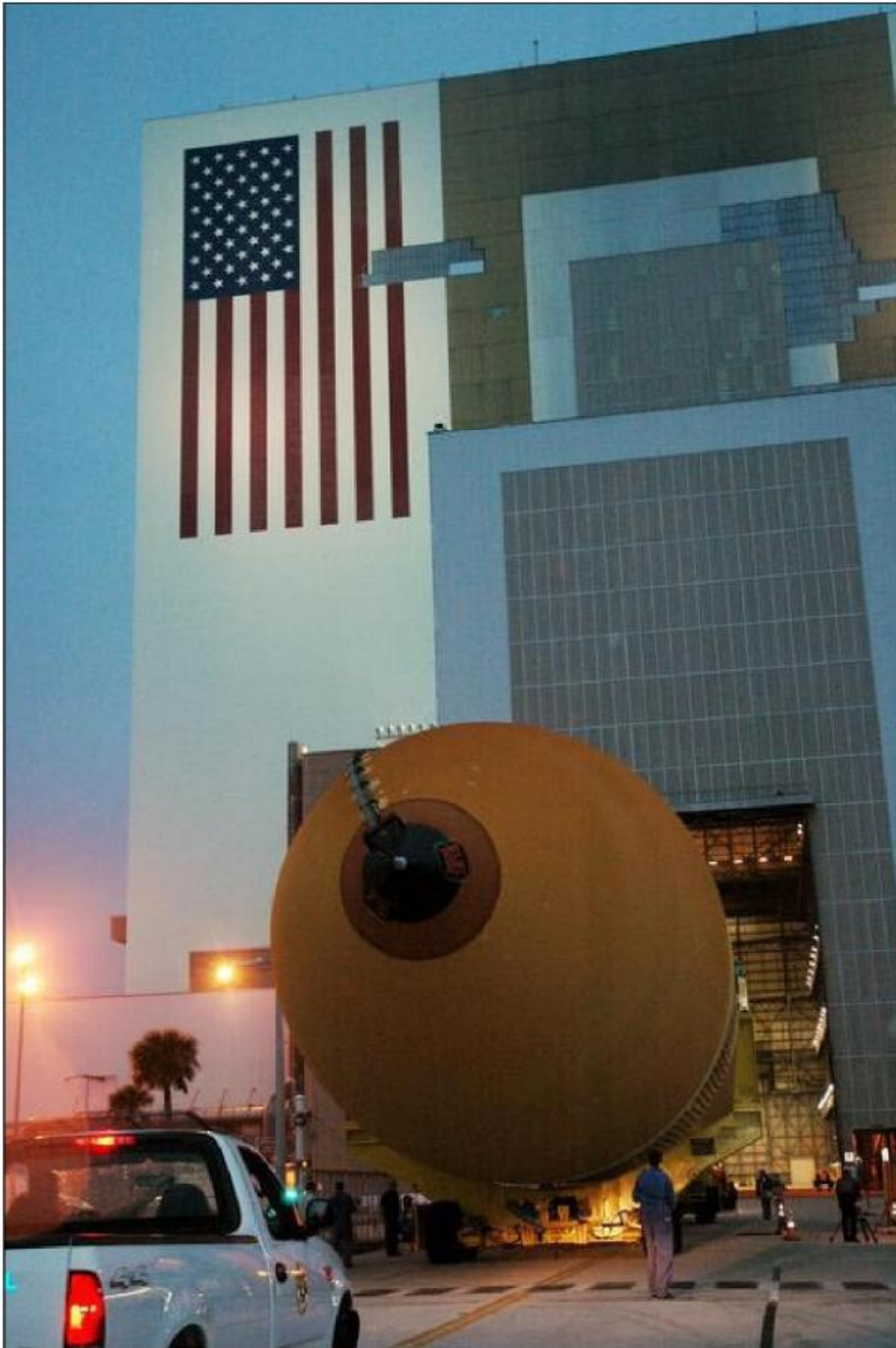
3.5 ΠΡΟΕΤΟΙΜΑΣΙΑ ΚΑΙ ΣΥΝΤΗΡΗΣΗ ΤΗΣ ΕΞΩΤΕΡΙΚΗΣ ΔΕΞΑΜΕΝΗΣ, ET

Η Εξωτερική Δεξαμενή (External Tank, **ET**) μεταφέρεται με πλοίο στο Διαστημικό Κέντρο Kennedy μετά από τη διαδικασία συναρμολόγησης στις εγκαταστάσεις Martin Marietta στη Νέα Ορλεάνη. Κατά την άφιξη στο Διαστημικό Κέντρο η δεξαμενή και η μεταλλική κατασκευή που την πλαισιώνει, ξεφορτώνονται από το πλοίο. Εν συνεχεία μεταφέρεται στο Κτίριο Συναρμολόγησης του Οχήματος **VAB** με τροχοφόρο όχημα μεταφοράς όπου αποθηκεύεται σε κατακόρυφη θέση ή πραγματοποιείται λειτουργικός έλεγχος. Τα υπόστεγα 2 και 4 περιέχουν έναν αποθηκευτικό χώρο για την **ET** και έναν για τον λειτουργικό της έλεγχο, το καθένα.

Οι αποθηκευτικοί χώροι παρέχουν ελάχιστη πρόσβαση, στον οποίο τοποθετείται ο εξοπλισμός για την διατήρηση της **ET** στη σωστή θέση. Μετά η δεξαμενή μεταφέρεται για διαρκή λειτουργικό έλεγχο και τοποθέτηση στην κινητή πλατφόρμα από όπου ελέγχεται για πιθανές ζημιές που προήλθαν κατά τη μεταφορά και για την αποκατάσταση των κατεστραμμένων τμημάτων. Οι δεξαμενές Υγρού Οξυγόνου **LOX** και Υγρού Υδρογόνου **LH** ελέγχονται δειγματοληπτικά και λαμβάνονται μετρήσεις για την πίεση στις «κουβέρτες» αέριου αζώτου και ηλίου.

Ο έλεγχος των υποσυστημάτων της Εξωτερικής Δεξαμενής **ET**, περιλαμβάνει την επιθεώρηση της εξωτερικής μόνωσης και τις συνδέσεις με το Σύστημα Ελέγχου Διαδικασίας Εκτόξευσης (**Launch Processing System, LPS**). Ταυτόχρονα διενεργούνται οι έλεγχοι στα μηχανολογικά υποσυστήματα, στις ηλεκτρολογικές συνδέσεις καθώς και για πιθανές διαρροές στις σωληνώσεις μεταφοράς οξειδωτικού-καυσίμου.

Μετά την ολοκλήρωση των ελέγχων τα υποσυστήματα της **ET**, ο επίγειος εξοπλισμός υποστήριξης και το Σύστημα Ελέγχου Διαδικασίας Εκτόξευσης **LPS** αφαιρούνται και αποθηκεύονται, ενώ η Εξωτερική Δεξαμενή **ET** σφραγίζεται. Εν συνεχεία ο εξοπλισμός για την ανύψωση της δεξαμενής συναρμολογείται με σκοπό την μεταφορά της δεξαμενής στην κινητή πλατφόρμα εκτόξευσης.



Σχήμα 3.5 Η δεύτερη ανασχεδιασμένη Εξωτερική Δεξαμενή (**ET-121**) μεταφέρεται μέσα από στο Κτίριο Συναρμολόγησης του Οχήματος **VAB**. Εκτός από τις μετατροπές που πραγματοποιήθηκαν στα πλαίσια της Επιστροφής σε Πτήση (Return to Flight) η δεξαμενή αυτή έχει εξοπλισθεί με αισθητήρες θερμοκρασίας και επιταχυνσιόμετρα για την μέτρηση των κραδασμών. Όλοι αυτοί οι αισθητήρες θα συλλέγουν δεδομένα για τη συμπεριφορά της Εξωτερικής Δεξαμενής **ET** κατά τη διάρκεια της πτήσης της. Η δεξαμενή αυτή έχει προγραμματισθεί να χρησιμοποιηθεί στην δεύτερη αποστολή Επιστροφής σε Πτήση **STS-121** που θα πραγματοποιηθεί από το Τροχιακό Όχημα Atlantis ή από το Discovery.

Η **ET** ανυψώνεται κατακόρυφα μέσα στο χώρο ελέγχου με τη βοήθεια ενός γερανού 250 τόνων και μεταφέρεται στην κινητή πλατφόρμα εκτόξευσης στο υπόστεγο 1 ή στο 3 όπου ενώνεται με τους ήδη συναρμολογημένους **SRB**. Μετά το ταίριασμα **ET** και **SRB**, πραγματοποιείται σύνδεση με τον επίγειο εξοπλισμό υποστήριξης και υλοποιούνται εργασίες για να εγκατασταθούν πλατφόρμες εργασίας. Ένα σύνολο από τελικές εργασίες για την ασφαλή σύνδεση **ET** και **SRB** γίνονται μετά το ταίριασμα των δύο.

3.6 ΠΡΟΕΤΟΙΜΑΣΙΑ ΤΩΝ ΚΥΡΙΩΝ ΜΗΧΑΝΩΝ SSME ΤΟΥ ΔΙΑΣΤΗΜΙΚΟΥ ΣΥΣΤΗΜΑΤΟΣ ΜΕΤΑΦΟΡΑΣ, STS.

Η προετοιμασία των Κύριων Μηχανών **SSME** του Διαστημικού Συστήματος Μεταφοράς **STS**, πραγματοποιείται στο Κτίριο Συναρμολόγησης του Οχήματος **VAB** σε έναν κλειστό αλλά περιβαλλοντικά ελεγχόμενο χώρο. Στην εγκατάσταση υλοποιείται η αποσυναρμολόγηση, η συναρμολόγηση, ο λειτουργικός έλεγχος καθώς και ο έλεγχος για τυχόν διαρροές των Κύριων Μηχανών **SSME**. Οι Κύριες Μηχανές **SSME** είναι στερεωμένες πάνω σε σταθερές βάσεις, καλύπτονται με κυλινδρικά καλύμματα και φθάνουν οδικώς στα εργαστήρια της NASA όπου και ξεφορτώνονται στο **VAB** και μεταφέρονται στον ειδικά διαμορφωμένο χώρο για τους κινητήρες. Εν συνεχεία οι **SSME** επιθεωρούνται για τυχόν βλάβες που προκλήθηκαν κατά τη μεταφορά.

Μετά τον έλεγχο μεταφέρονται στο **OPF** όπου γίνεται η εγκατάστασή του πάνω στο Τροχιακό Όχημα. Μετά την εγκατάσταση ακολουθεί τυπικός έλεγχος για την επιβεβαίωση ότι η σύνδεση πραγματοποιήθηκε σωστά. Επίσης στον χώρο προετοιμασίας των **SSME** υπάρχουν διαδικασίες για την αφαίρεση, την αντικατάσταση τμημάτων των κινητήρων καθώς και εργασίες προετοιμασίας για την αποστολή των Κύριων Μηχανών **SSME** πίσω στην Rocketdyne (κατασκευαστής των **SSME**). Το εργαστήριο παρέχει αποθήκευση και εξοπλισμό δοκιμών των κινητήρων καθώς και πραγματοποιεί επισκευές, αν κριθεί απαραίτητο, στο **OPF** και στο **VAB**.



Σχήμα 3.6 Μέσα στο Εργαστήριο Συντήρησης των Κύριων Μηχανών (Space Shuttle Main Engines Shop), μία από τις Κύριες Μηχανές **SSME** έχει ανυψωθεί και ετοιμάζεται να τοποθετηθεί στο όχημα μεταφοράς της που θα την μεταφέρει στο Κτίριο που πραγματοποιείται το Πρόγραμμα Λειτουργικής Αποκατάστασης **OPF**. Θα τοποθετηθεί στο Τροχιακό Όχημα *Discovery* για την αποστολή Επιστροφής σε Πτήση **STS-114**. Συνολικά μια Κύρια Μηχανή ζυγίζει περίπου 3175 kg (7000 pounds). Η Κύρια Μηχανή λειτουργεί στις πιο ακραίες θερμοκρασίες από οποιοδήποτε άλλο μηχανολογικό σύστημα σήμερα. Το Υγρό Υδρογόνο **LH** (το δεύτερο ψυχρότερο ρευστό) ως καύσιμο τροφοδοτείται σε θερμοκρασία $-253\text{ }^{\circ}\text{C}$. Όταν το Υδρογόνο καίγεται με Υγρό Οξυγόνο **LOX**, η θερμοκρασία μέσα στον θάλαμο καύσης φτάνει τους $3316\text{ }^{\circ}\text{C}$, υψηλότερα από το σημείο βρασμού του χάλυβα. Κάθε Κύρια Μηχανή ελέγχεται από έναν υπολογιστή, οποίος ελέγχει την κατάσταση της Μηχανής 50 φορές το δευτερόλεπτο κατά τη διάρκεια της αντίστροφης μέτρησης και της ανόδου. Ο υπολογιστής είναι προγραμματισμένος να τερματίσει την λειτουργία μιας Κύριας Μηχανής αν ανιχνεύσει κάποιο πρόβλημα.

3.7 ΠΡΟΕΤΟΙΜΑΣΙΑ ΤΩΝ ΠΥΡΑΥΛΩΝ ΣΤΕΡΕΩΝ ΚΑΥΣΙΜΩΝ, SRB.

Τα τμήματα των κινητήρων των Πυραύλων Στερεών Καυσίμων (**Solid Rocket Boosters, SRB**) και η μεταλλική κατασκευή που τους πλαισιώνει μεταφέρονται σιδηροδρομικώς στο Διαστημικό Κέντρο Kennedy από τις εγκαταστάσεις του κατασκευαστή τους στη Γιούτα. Τα τμήματα μεταφέρονται σε οριζόντια θέση και φέρουν καλύμματα για την προστασία από τις περιβαλλοντικές συνθήκες και από πιθανή ζημιά που μπορεί να προκληθεί από πρόσκρουση. Τα επιμέρους τμήματα του κινητήρα παραλαμβάνονται σε έναν ειδικό χώρο στο Διαστημικό Κέντρο, στο

τμήμα επεξεργασίας και ένωσης εξαρτημάτων του κινητήρα του Πύραυλο Στερεών Καυσίμων (Solid Rocket Motor Rotation, Processing and Surge Facility) το οποίο είναι ένα κτίριο ύψους 30 m και επιφάνειας 1746 m². Η κύρια δραστηριότητα του τμήματος περιλαμβάνει την παραλαβή του κινητήρα των **SRB**, την επιθεώρησή τους και την κατασκευή του κάτω τμήματος του πυραύλου. Σε διπλανά κτίρια αποθηκεύονται τα υπόλοιπα τμήματα του πυραύλου όπως το εμπρός, το κεντρικό και το πίσω. Ανάμεσα στα κτίρια αυτά και στο **VAB**, υπάρχει επικοινωνία, και τα τμήματα μεταφέρονται από τη μία εγκατάσταση στην άλλη. Τμήματα του πυραύλου μεταφέρονται σε οριζόντια θέση με τη βοήθεια γερανών και τοποθετούνται σε οριζόντια θέση για επιθεώρηση. Εν συνεχεία ξεκινά η συναρμολόγηση του πυραύλου με την παρακάτω σειρά.

Πρώτα από όλα, το συναρμολογημένο κάτω τμήμα του πυραύλου μεταφέρεται από την περιοχή συναρμολόγησης του τμήματος επεξεργασίας και ένωσης εξαρτημάτων του κινητήρα στα υπόστεγα 1 και 3 του **VAB** και τοποθετείται στην Κινητή Πλατφόρμα Εκτόξευσης. Συνεχίζοντας το κάτω τμήμα και το κεντρικό κάτω τμήμα, το κεντρικό πάνω τμήμα και πάνω τμήμα του κινητήρα τοποθετούνται το ένα πάνω στο άλλο ολοκληρώνοντας την συναρμολόγηση του Πυραύλου Στερεών Καυσίμων. Όταν γίνεται το ταίριασμα, πραγματοποιείται οπτικός έλεγχος στους συνδέσμους για να επιβεβαιωθεί η σωστή συναρμογή. Ακολουθεί έλεγχος για να αποφευχθεί η περίπτωση πιθανής διαρροής μεταξύ των σημείων ένωσης των επιμέρους τμημάτων του πυραύλου. Το πάνω τμήμα του ρύγχους μεταφέρεται και αυτό στα υπόστεγα 1 και 3, τοποθετείται στο άνω τμήμα του πυραύλου ολοκληρώνοντας έτσι την συναρμολόγηση.

Μετά το πέρας της συναρμολόγησης και των δύο πυραύλων ακολουθεί μια διαδικασία για τη σωστή ευθυγράμμιση μεταξύ των δύο. Ολοκληρωμένα και αυτοματοποιημένα συστήματα δοκιμάζουν το ζευγάρι των πυραύλων, όταν είναι τοποθετημένο στην Κινητή Πλατφόρμα Εκτόξευσης, εξομοιώνοντας την Εξωτερική Δεξαμενή και το Τροχιακό Όχημα. Πριν μεταφερθεί το Τροχιακό Όχημα στον ίδιο χώρο, εγκαθίστανται οι ηλεκτρικοί συσσωρευτές των Πυραύλων Στερεών Καυσίμων. Μετά την τελική σύνδεση, τοποθετούνται πυροτεχνικοί μηχανισμοί που θα τον διαχωρίσουν από την εξέδρα εκτόξευσης. Οι υδραυλικές μονάδες ισχύος των Πυραύλων Στερεών Καυσίμων πληρώνονται με καύσιμο υδραζίνης (**N₂H₄**) μέσω των μεταφορέων καυσίμων πριν από την εκτόξευση στο πεδίο εκτόξευσης.



Σχήμα 3.7 Μέσα σε ένα υπόστεγο του Κτιρίου Συναρμολόγησης του Οχήματος VAB, ένα κομμάτι του κεντρικού τμήματος (aft center segment) ενός Πυραύλου Στερεών Καυσίμων SRB χαμηλώνεται σιγά σιγά για να συναρμολογηθεί με ένα ήδη τοποθετημένο κομμάτι.

3.8 ΣΥΝΑΡΜΟΛΟΓΗΣΗ ΤΡΟΧΙΑΚΟΥ ΟΧΗΜΑΤΟΣ ΜΕ ΤΟΥΣ ΠΥΡΑΥΛΟΥΣ ΣΤΕΡΕΩΝ ΚΑΥΣΙΜΩΝ, SRB ΚΑΙ ΜΕ ΤΗΝ ΕΞΩΤΕΡΙΚΗ ΔΕΞΑΜΕΝΗ, ΕΤ

Το Τροχιακό Όχημα μεταφέρεται από το **OPF** στο Κτίριο Συναρμολόγησης Οχήματος για την τελική ένωσή του με τα υπόλοιπα τμήματα του Διαστημικού Συστήματος Μεταφοράς **STS**. Όταν το Τροχιακό Όχημα σταθεροποιηθεί στην προκαθορισμένη θέση, εγκαθίστανται ανυψωτικές δοκοί και προσκολλώνται συναρμολογούμενοι αναρτήρες. Έπειτα το Τροχιακό Όχημα ανυψώνεται, το σύστημα προσγείωσης αναδιπλώνεται και εν συνεχεία το όχημα περιστρέφεται από οριζόντια σε κατακόρυφη θέση χρησιμοποιώντας γεραμούς των 175 και 250 τόνων. Στη συνέχεια μεταφέρεται στην περιοχή συναρμολόγησης του Διαστημικού Συστήματος Μεταφοράς **STS** στα υπόστεγα 1 ή 3 όπου ενώνεται με την Εξωτερική Δεξαμενή **ET** που είναι ήδη κομπλαρισμένη με τους Πυραύλους Στερεών Καυσίμων **SRB** στην Κινητή Πλατφόρμα Εκτόξευσης. Όταν ολοκληρωθεί η συναρμολόγηση οι συναρμολογούμενοι αναρτήρες και οι ανυψωτικοί δοκοί αφαιρούνται και πραγματοποιείται έλεγχος για την στιβαρότητα της σύνδεσης.



Σχήμα 3.8 Το Τροχιακό Όχημα Discovery κρέμεται αναρτημένο μέσα στον προθάλαμο του Κτιρίου Συναρμολόγησης του Οχήματος **VAB**. Θα μεταφερθεί στο Υπόστεγο 3 (High Bay 3) όπου και θα συνδεθεί στην επανασχεδιασμένη Εξωτερική Δεξαμενή **ET-121** και στους Πυραύλους Στερεών Καυσίμων **SRB**.

Μετά από την συναρμολόγηση του Τροχιακού Οχήματος με τα υπόλοιπα τμήματα του STS και αφού όλες οι βασικές συνδέσεις έχουν ολοκληρωθεί, ακολουθεί μια ηλεκτρομηχανολογική επιβεβαίωση των επιφανειών επαφής για την επαλήθευση της ακεραιότητας των κρίσιμων συνδέσεων. Εν συνεχεία πραγματοποιούνται δοκιμές των συσκευών διασύνδεσης των συστημάτων των υπολογιστών με χρήση του Συστήματος Επεξεργασίας της Εκτόξευσης **LPS** για να διαπιστωθεί η λειτουργία του συστήματος καθώς και η επικοινωνία του με τις αντίστοιχες επίγειες μονάδες. Το Σύστημα Επεξεργασίας της Εκτόξευσης **LPS** χρησιμοποιείται για τον έλεγχο των συστημάτων του οχήματος όπως καθορίζεται από τους τεχνικούς του Κτιρίου Συναρμολόγησης του Οχήματος **VAB**. Μετά την ολοκλήρωση των ελέγχων εγκαθίστανται τα υπόλοιπα υποσυστήματα χωρίς την

ολοκλήρωση των ηλεκτρολογικών συνδέσεων. Η ολοκλήρωσή τους πραγματοποιείται πριν την εκτόξευση στο πεδίο και έπειτα το όχημα σφραγίζεται για την εκτόξευση.



Σχήμα 3.9 Το Τροχιακό Όχημα Discovery, μήκους 37 m κρέμεται αναρτημένο έτοιμο να προσδεθεί στην Εξωτερική Δεξαμενή **ET-121** και τους Πυραύλους Στερεών Καυσίμων **SRB**.



Σχήμα 3.10 Μέσα στο Υπόστεγο 3 (High Bay 3) πραγματοποιούνται οι τελευταίες διαδικασίες σύνδεσης του Τροχιακού Οχήματος Discovery με την Εξωτερική Δεξαμενή **ET-121** και τους Πυραύλους Στερεών Καυσίμων **SRB**.

3.9 ΚΙΝΗΤΕΣ ΠΛΑΤΦΟΡΜΕΣ ΕΚΤΟΞΕΥΣΗΣ.

Οι Κινητές Πλατφόρμες Εκτόξευσης είναι κινούμενες βάσεις που χρησιμεύουν στην μεταφορά του Διαστημικού Λεωφορείου στο πεδίο εκτόξευσης. Υπάρχουν δύο πλατφόρμες σε επιχειρησιακή χρήση ενώ άλλη μία είναι εφεδρική και τροποποιείται για μελλοντική χρήση. Είναι οι ίδιες πλατφόρμες που χρησιμοποιήθηκαν για την κάλυψη των αναγκών του διαστημικού προγράμματος Απόλλων και τώρα τροποποιήθηκαν κατάλληλα για το Διαστημικό Λεωφορείο.

Η Κινητή Πλατφόρμα Εκτόξευσης είναι μία μεταλλική κατασκευή από χάλυβα ύψους 7.62m, μήκους 48.77m και πλάτους 41.15m. Είναι κατασκευασμένη από συγκολλημένα χαλύβδινα τμήματα πάχους 152.4 mm. Υπάρχουν τρία ανοίγματα στην πλατφόρμα από τα οποία τα δύο χρησιμεύουν για την αποβολή των καυσαερίων των Πυραύλων Στερεών Καυσίμων **SRB** ενώ το άλλο για την απομάκρυνση των καυσαερίων των Κύριων Μηχανών **SSME**. Τα ανοίγματα για τους **SRB** έχουν μήκος 12.8 m και πλάτος 6.1 m, ενώ τα αντίστοιχα για τις **SSME** έχουν μήκος 10.36 m και πλάτος 9.45 m.



Σχήμα 3.11 Το Τροχιακό Όχημα Discovery βγαίνει από το Υπόστεγο 3 (High Bay 3) με τη βοήθεια του Οχήματος Μεταφοράς (Crawler Transporter) πάνω στην Κινητή Πλατφόρμα Εκτόξευσης καθώς ξεκινάει το «ταξίδι» του μέχρι το Συγκρότημα Εκτόξευσης **39-B**.

Στο εσωτερικό της πλατφόρμας υπάρχουν δύο επίπεδα με δωμάτια, τμήματα της κατασκευής του Συστήματος Επεξεργασίας Εκτόξευσης **LPS**, συστήματα δοκιμής, συστήματα για την φόρτωση προωθητικών καυσίμων του Διαστημικού Λεωφορείου καθώς και ηλεκτρολογικός εξοπλισμός. Άφορτη η πλατφόρμα έχει βάρος 3733128kg. Το τελικό βάρος της με το άδειο από καύσιμα Διαστημικό Λεωφορείο είναι περίπου 4989600 kg.

Το Διαστημικό Λεωφορείο στηρίζεται πάνω στην πλατφόρμα κατά τη διάρκεια της συναρμολόγησης, της πορείας στο πεδίο της εκτόξευσης και κατά τη φάση του τελικού ελέγχου, με τους πυραύλους στερεών καυσίμων να αποτελούν το σημείο σύνδεσης του όλου συστήματος με την πλατφόρμα. Τέσσερις κωνικής μορφής και κοίλου σχήματος ενισχύσεις εντοπίζονται στο ακροφύσιο εξόδου του κάθε πυραύλου. Οι ενισχύσεις έχουν ύψους 1.524 m και διάμετρο βάσης 1.220 m. Οι ενισχύσεις του πίσω τμήματος των πυραύλων στηρίζονται πάνω σε έδρανα στα σημεία συγκράτησης της πλατφόρμας. Ένας πείρος μήκους 711.2 mm και διαμέτρου 88.9 mm διέρχεται κάθετα μέσα από το σημεία συγκράτησης και από τα έδρανα με σκοπό να διασφαλίσουν την ένωση πλατφόρμας με το κάτω τμήμα του πυραύλου. Ένα μικρής αντοχής ή ένα χαμηλής ισχύος εκρηκτικό περικόχλιο τοποθετείται στο πάνω τμήμα του πείρου καθώς και άλλο ένα ίδιο στο προσδεμένο με την πλατφόρμα τμήμα ώστε να προφορτίσει τον πείρο πριν δεχτεί φορτία μεγαλύτερα από 385560 kg.



Σχήμα 3.12 Το Τροχιακό Όχημα Discovery πάνω στο Όχημα Μεταφοράς (Crawler Transporter) στη διάρκεια του «ταξιδιού» του από το Κτίριο Συναρμολόγησης του Οχήματος **VAB** στο σημείο της εκτόξευσης.

Με την ανάπτυξη πλήρους ώσης από τις Κύριες Μηχανές **SSME** του Τροχιακού Οχήματος κατά τη διάρκεια των τελευταίων στιγμών της αντίστροφης μέτρησης στέλνονται ταυτόχρονα σήματα για την ανάφλεξη των Πυραύλων Στερεών Καυσίμων **SRB**. Ταυτόχρονα τα εκρηκτικά περικόχλια πυροδοτούνται στο πάνω και κάτω τμήμα του πείρου. Οι προφορτισμένοι πείροι λόγω των υψηλών φορτίων που δέχονται και από την μείωση της διαμέτρου τους από την ελεγχόμενη έκρηξη, αστοχούν με αποτέλεσμα την απελευθέρωση του πίσω τμήματος του πυραύλου και επόμενα ολόκληρου του Διαστημικού Συστήματος Μεταφοράς **STS**.

Δύο ουραίοι ιστοί που βρίσκονται εκατώρεθεν των ανοιγμάτων των Κύριων Μηχανών του Διαστημικού Λεωφορείου παρέχουν υποστήριξη σε ηλεκτρικές απαιτήσεις και σε υγρά καύσιμα κατά τη φάση της εκτόξευσης και τη στιγμή μηδέν. Η κατασκευή που υποστηρίζει τους δύο ιστούς προστατεύει ταυτόχρονα τον περιβάλλοντα χώρο από το εξαιρετικά επικίνδυνο χώρο της εκτόξευσης. Κατά την διάρκεια της εκτόξευσης η ανάφλεξη των πυραύλων προκαλεί μεταφορά του **STS** προς τα πάνω λόγω της ώθησης. Οι ουραίοι ιστοί αποδεσμεύονται και από την φόρτισή τους προκαλούν περιστροφή της όλης μεταλλικής κατασκευής η οποία με την πτώση της προστατεύει τον περιβάλλοντα χώρο περιορίζοντας το μέτωπο της φλόγας. Η κάθε εγκατάσταση των ουραίων ιστών υψώνεται 9.45 m πάνω από το κατάστρωμα της πλατφόρμας ενώ ο κάθε ιστός έχει μήκος 4.58 m και πλάτος 2.75 m.

Το Υγρό Οξυγόνο **LOX** ρέει στον ιστό ανατολικά της πλατφόρμας ενώ το Υγρό Υδρογόνο **LH** ρέει στον δυτικό ιστό της πλατφόρμας. Επίσης αέριο υδρογόνο, οξυγόνο, ήλιο, άζωτο, ψυκτικά υγρά για τα διάφορα υποσυστήματα, ηλεκτρική ισχύς, δεδομένα από το προσωπικό εδάφους και στοιχεία επικοινωνίας ρέουν μέσα από τους δύο ιστούς.

Διάφορες πλατφόρμες εργασίας χρησιμοποιούνται για την σύνδεση του συστήματος με την Κινητή Πλατφόρμα Εκτόξευσης και παρέχουν πρόσβαση στα ακροφύσια των Κύριων Μηχανών **SSME**. Καθώς και των Πυραύλων Στερεών Καυσίμων **SRB** μετά την ανύψωσή τους στο Κτίριο Συναρμολόγησης του Οχήματος **VAB** ή και κατά τον έλεγχο πριν την εκτόξευση.

Η πλατφόρμα επισκευής των Κύριων Μηχανών **SSME** εντοπίζεται κάτω από την Κινητή Πλατφόρμα Εκτόξευσης και ανυψώνεται με τη βοήθεια ενός μηχανισμού βαρούλκου μέσα από τα ανοίγματα διαφυγής των καυσαερίων ακριβώς κάτω από τις τρεις Κύριες Μηχανές **SSME**. Έχει μήκος 10.36 m, πλάτος 9.45 m ενώ το ύψος της φτάνει στα 5.5 m. Το βάρος της είναι 27216 kg.

Οι πλατφόρμες επισκευών των Πυραύλων Στερεών Καυσίμων **SRB** παρέχουν πρόσβαση στα ακροφύσια των πυραύλων μετά την προσαρμογή όλου του συστήματος στη Κινητή Πλατφόρμα Εκτόξευσης. Ανυψώνονται μέσα από τα ανοίγματα διαφυγής των καυσαερίων και σταθεροποιούνται από ένα σύνολο στηριγμάτων. Έχουν μήκος και πλάτος 6.1 m και ύψος 1.22 m ενώ το βάρος είναι 4536 kg της κάθε μιας.

Μετά το τέλος των εργασιών οι πλατφόρμες επισκευών αποσύρονται σε θέση εκτός του πεδίου διαφυγής των καυσαερίων.

3.10 ΟΧΗΜΑ ΜΕΤΑΦΟΡΑΣ (Crawler-Transporter).

Αφού όλες οι διαδικασίες για την συναρμολόγηση των τμημάτων του Διαστημικού Συστήματος Μεταφοράς **STS** έχουν ολοκληρωθεί και έχει επιτευχθεί η τελική συναρμολόγηση του Τροχιακού Οχήματος με τους Πυραύλους Στερεών Καυσίμων **SRB** και την Εξωτερική Δεξαμενή **ET** και η ένωσή τους στην Κινητή Πλατφόρμα Εκτόξευσης έχει επιτευχθεί, με το τέλος των σχολαστικών ελέγχων για την σωστή σύνδεση των επιφανειών μεταξύ τους το Διαστημικό Λεωφορείο πρέπει να μεταφερθεί από το Κτίριο Συναρμολόγησης του Οχήματος **VAB** στο συγκρότημα εκτοξεύσεων 39-A ή 39-B.

Η μεταφορά αυτή επιτυγχάνεται με τα οχήματα μεταφοράς. Οι δύο μεταφορείς αυτοί έχουν μήκος 39.93 m και πλάτος 34.75 m. Εδράζονται πάνω σε μία ερπυστριοφόρα βάση (με τέσσερα ζεύγη ερπύστριες, δύο ζεύγη σε κάθε πλευρά) με τη βοήθεια της οποίας κινείται. Η κάθε ερπύστρια έχει μήκος 12.5 m και ύψος 3.05 m και βάρος 907kg. Ολόκληρο το όχημα αναπτύσσει μέγιστη ταχύτητα 2 μίλια την ώρα άνευ φορτίου ενώ με το φορτίο η ταχύτητα μειώνεται στο 1 μίλι την ώρα. Το βάρος του άφορτο είναι 2721600 kg.

Οι μεταφορείς έχουν ένα σύστημα διατήρησης του ύψους σχεδιασμένο έτσι ώστε να διατηρεί το Διαστημικό Λεωφορείο σε κάθετη θέση και με απόκλιση μόνο συν ή πλην δέκα λεπτά της μοίρας. Το σύστημα αυτό παρέχει επίσης και δυνατότητα αυξομείωσης του ύψους ανάλογα με τις απαιτήσεις και τις ιδιομορφίες που παρουσιάζει το πεδίο της εκτόξευσης.



Σχήμα 3.13 Το Όχημα Μεταφοράς (Crawler Transporter) ελέγχεται πριν πραγματοποιήσει έναν οδηγικό έλεγχο μετά την αντικατάσταση των πελμάτων του. Το Όχημα Μεταφοράς που θα μεταφέρει το Διαστημικό Λεωφορείο Discovery στην εξέδρα εκτόξευσης για την Επιστροφή σε Πτήση (Return to Flight) πραγματοποιεί την πρώτη του οδηγική δοκιμασία μετά την αντικατάσταση όλων των πελμάτων του. Το Όχημα Μεταφοράς έχει 456 πέλματα, 57 σε κάθε ερπύστρια (8 ερπύστριες στο σύνολο). Κάθε πέλμα ζυγίζει 998 kg (2200 rounds). Ρωγμές είχαν εμφανισθεί στα πέλματα τα τελευταία χρόνια που καθιστούσαν απαραίτητη την αντικατάσταση. Ο καινούριος κατασκευαστής, στο Duluth της Μινεσότα βελτίωσε το σχεδιασμό τους για ασφαλή Επιστροφή σε Πτήση.

Το όλο ύψος του μεταφορέα από το έδαφος έως το κατάστρωμα είναι 6.1 m. Πάνω στο κατάστρωμα που είναι εντελώς επίπεδο τοποθετείται η κινητή πλατφόρμα εκτόξευσης. Ο κάθε μεταφορέας τροφοδοτείται από δύο πετρελαιοκινητήρες ισχύος 2750 ίππων. Οι κινητήρες δίνουν κίνηση σε τέσσερις γεννήτριες των 1000 kW οι οποίες με τη σειρά τους παρέχουν ισχύ σε δεκαέξι ηλεκτροκινητήρες. Μέσω γραναζιών μεταφέρεται ισχύς στις ερπύστριες οι οποίες τελικά κινούν το όχημα.

Βόρεια του **OPF** είναι οι εγκαταστάσεις συντήρησης του Οχήματος Μεταφοράς **Crawler** στις οποίες μπορούν να γίνουν επισκευές ή τροποποιήσεις εξαρτημάτων του. Αποτελούνται από υπόστεγα όπου γίνονται οι επισκευές των βαρέων τμημάτων καθώς και άλλα μικρότερα στα οποία αποθηκεύονται τα ανταλλακτικά εξαρτήματα.



Σχήμα 3.14 Το Όχημα Μεταφοράς (Crawler Transporter) χειρίζεται από έναν οδηγό της United Space Alliance, ο οποίος φαίνεται στην καμπίνα πάνω από τις ερπίστριες Το Όχημα Μεταφοράς χρησιμοποιεί ένα σύστημα καθοδήγησης με λέιζερ και ένα σύστημα ελέγχου της οριζοντιότητας καθ' όλη της διάρκειας του ταξιδιού ώστε να διατηρεί την κορυφή του Διαστημικού Λεωφορείου κατακόρυφη.

Τα οχήματα μεταφοράς κινούνται σε ένα δρόμο πλάτους 39.63m και διανύουν μια απόσταση από το κτίριο συναρμολόγησης του οχήματος έως το συγκρότημα εκτόξευσης 39-A ίση με 3.4 μίλια και ίση με 4.2 μίλια μέχρι συγκρότημα εκτόξευσης 39-B.

Όταν έχει συναρμολογηθεί το Διαστημικό Λεωφορείο και έχει ελεγχθεί το Όχημα Μεταφοράς **Crawler** οδηγείται στο Κτίριο Συναρμολόγησης Οχήματος **VAB** και συνδέεται με την Κινητή Πλατφόρμα στο κάτω τμήμα της. Όταν επιτευχθεί η ένωση ο μεταφορέας ξεκινά για το πεδίο εκτόξευσης. Η απαιτούμενη απόσταση καλύπτεται περίπου σε πέντε ώρες και κατά τη διάρκεια της μεταφοράς μια ομάδα από μηχανικούς και από τεχνικούς επιβιβάζονται στον μεταφορέα βοηθώντας το σύνολο των τεχνιτών στην ολοκλήρωση των εργασιών τους ενώ ταυτόχρονα οι οδηγοί κατευθύνουν το όχημα μεταφοράς στον τελικό του προορισμό. Μετά την εγκατάσταση της Κινητής Πλατφόρμας στην βάση εκτόξευσης ο μεταφορέας αποσύρεται και επιστρέφει στην περιοχή συντήρησής του.



Σχήμα 3.15 Το Διαστημικό Λεωφορείο Discovery τοποθετημένο πάνω στην Κινητή Πλατφόρμα Εκτόξευσης στρίβει με το Όχημα μεταφοράς (Crawler Transporter) στον δρόμο μετάβασης (Crawlerway) κατευθυνόμενο στο Συγκρότημα Εκτόξευσης **39-B**.

3.11 ΣΥΓΚΡΟΤΗΜΑΤΑ ΕΚΤΟΞΕΥΣΗΣ 39-A και 39-B.

Τα πεδία εκτόξευσης είναι οκταγωνικού σχήματος και έκτασης 0.25 τετραγωνικών μιλίων το καθένα. Το **39-A** είναι υπερυψωμένο 14.63 m από το επίπεδο της θάλασσας και το **39-B** κατά 16.77 m. Στις περιοχές αυτές στεγάζεται το κέντρο ελέγχου της εκτόξευσης. Αποτελείται από μια εγκατάσταση τεσσάρων κτιρίων που συνδέονται μεταξύ τους με εσωτερικές γέφυρες. Μέσα σε αυτά υπάρχουν χώροι για την στέγαση του υποσυστήματος ελέγχου δεδομένων, των δωματίων πυροδότησης, και γραφείων προσωπικού. Ειδικά τα δωμάτια πυροδότησης παρέχουν την ικανότητα ελέγχου των εφοδίων πριν την εκτόξευση.

Το πιο σημαντικό τμήμα της περιοχής είναι το σύστημα επεξεργασίας της εκτόξευσης. Το σύστημα αυτό χρησιμοποιείται για έλεγχο τόσο κατά τη διάρκεια της συναρμολόγησης και επισκευής του τροχιακού οχήματος όσο και κατά την συναρμογή του όλου συστήματος στην πλατφόρμα εκτόξευσης. Αποτελείται από ένα κεντρικό υποσύστημα δεδομένων, έναν ελεγκτή, ένα σύνολο από οθόνες καθώς και από υποσύστημα αντιγραφής και αναπαραγωγής δεδομένων. Κατά τη διάρκεια της συναρμολόγησης αισθητήρες μετράνε όλες τις παραμέτρους και τις συγκρίνουν με τις μέγιστες επιτρεπόμενες τιμές που είναι αποθηκευμένες στην βάση δεδομένων. Οποιοδήποτε πρόβλημα εμφανισθεί κατά τον έλεγχο καταγράφεται και μελετάται κατά τη διάρκεια της αναπαραγωγής των καταγεγραμμένων πληροφοριών όπου και αποφασίζονται οι αλλαγές που πρέπει να γίνουν.



Σχήμα 3.16 Τελική προσέγγιση του Διαστημικού Λεωφορείου Discovery στο Συγκρότημα Εκτόξευσης **39-B**. Το Όχημα Μεταφοράς (Crawler Transporter) κινείται στο δρόμο μετάβασης (crawlerway) που στην φάση της τελικής προσέγγισης έχει 5% κλίση. Είναι εμφανής η λειτουργία του συστήματος εξασφάλισης της οριζοντιότητας της Κινητής Πλατφόρμας Εκτόξευσης, ώστε η κορυφή του Διαστημικού Λεωφορείου να παραμένει κατακόρυφη.

3.12 ΠΡΟΕΤΟΙΜΑΣΙΕΣ ΣΤΟ ΠΕΔΙΟ ΕΚΤΟΞΕΥΣΗΣ

Όλες οι προετοιμασίες που πραγματοποιούνται στο πεδίο εκτόξευσης ελέγχονται από το κέντρο ελέγχου της εκτόξευσης. Όταν η Κινητή Πλατφόρμα Εκτόξευσης τοποθετείται στην βάση της η μεταλλική κατασκευή που την πλαισιώνει επιμηκώνεται γύρω από το διαστημικό λεωφορείο για να το στηρίξει και το σύστημα μεταφοράς είναι έτοιμο να πυροδοτηθεί.

Η Κινητή Πλατφόρμα Εκτόξευσης και το Διαστημικό Λεωφορείο συνδέονται ηλεκτρομηχανολογικά με τις εγκαταστάσεις εδάφους και ολόκληρα τα συστήματα επιθεωρούνται. Ταυτόχρονα με τις δραστηριότητες πραγματοποιούνται έλεγχοι στο διαμέρισμα μεταφοράς φορτίου για να διαπιστωθεί η ασφάλεια του φορτίου και εάν οι θύρες του αμπαριού είναι κλεισμένες σωστά για την αποφυγή οποιοδήποτε κινδύνου κατά τη διάρκεια της πτήσης.

Στη συνέχεια υλοποιούνται μια σειρά ελέγχων για την ικανότητα ανάφλεξης των Κυρίων Μηχανών **SSME** που διαρκούν 20 δευτερόλεπτα. Κατά τη διάρκεια των δοκιμών το Τροχιακό Όχημα δεν είναι επανδρωμένο. Οι δοκιμές συνεχίζονται με την επιθεώρηση της μεταλλικής κατασκευής που στηρίζει το όχημα για να παρατηρηθούν πιθανές μεταβολές λόγω της πυροδότησης των Κυρίων Μηχανών **SSME**. Ακολουθεί μια προσομοίωση της αντίστροφης μέτρησης εξομοιώνοντας τις τελευταίες στιγμές πριν την εκτόξευση του οχήματος επαληθεύοντας την σωστή λειτουργία των επιμέρους συστημάτων καθώς και της ετοιμότητας όλων των τεχνικών του προσωπικού εδάφους που θα βρίσκονται σε υπηρεσία την ημέρα της εκτόξευσης. Εξομοιώνοντας την χρονική στιγμή T=0 όπου το Διαστημικό Λεωφορείο αποκολλάται από το έδαφος, το πλήρωμα ενημερώνεται σχετικά με επείγουσες καταστάσεις που

μπορούν να εμφανιστούν καθώς και τον τρόπο διαφυγή τους από το όχημα όταν βρίσκεται ακόμα στο έδαφος. Κατά την διάρκεια των δοκιμών της εκτόξευσης υπάρχει ενεργή συμμετοχή της ομάδας των τεχνικών εδάφους, ενώ οι διαδικασίες ολοκληρώνονται με την προσομοίωση αστοχίας σε πραγματικό χρόνο σε βασικά συστήματα οχήματος και εδάφους με την συμμετοχή των αστροναυτών.

Με το τέλος των δοκιμών ξεκινά η διαδικασία με πλήρωση των προωθητικών καυσίμων των δεξαμενών. Με υδραζίνη (N_2H_4) γεμίζονται οι Βοηθητικές Μονάδες Ισχύος **APU** του Τροχιακού Οχήματος και των Πυραύλων Στερεών Καυσίμων **SRB**. Στη συνέχεια ο χώρος του πεδίου εκτόξευσης καθαρίζεται και ακολουθεί η εξαιρετικά επιβλαβής διαδικασία πλήρωσης με τετροξειδίο του αζώτου (N_2O_4) ως οξειδωτικό και μονομεθυλικής υδραζίνης (CH_3NHNH_2) ως καύσιμο των δεξαμενών των πυραυλωθητών των **OMS/RCS**. Επειδή αυτά τα καύσιμα είναι εξαιρετικά επικίνδυνα για ανάφλεξη όταν έρθουν σε επαφή, η πλήρωση γίνεται διαδοχικά και όχι ταυτόχρονα. Οι διαδικασίες πλήρωσης καυσίμων ολοκληρώνονται με το γέμισμα της εξωτερικής δεξαμενής με κρυογονικά καύσιμα (Υγρό Οξυγόνο **LOX** ως οξειδωτικό και Υγρό Υδρογόνο **LH** ως καύσιμο).



Σχήμα 3.17 Η Περιστρεφόμενη Κατασκευή Εργασιών (Rotating Service Structure) στο Συγκρότημα Εκτόξευσης **39-B** είναι έτοιμη να «αγκαλιάσει» το Διαστημικό Λεωφορείο **Discovery** που μόλις έχει αφιχθεί.

3.13 ΑΝΤΙΣΤΡΟΦΗ ΜΕΤΡΗΣΗ

Πριν την έναρξη της αντίστροφης μέτρησης για την εκτόξευση πραγματοποιείται έλεγχος στον εξοπλισμό του πληρώματος και γίνεται η εγκατάσταση της συνδεσμολογίας των πυροτεχνικών μηχανισμών στους πείρους σύνδεσης των Πυραύλων Στερεών Καυσίμων **SRB** με την πλατφόρμα εκτόξευσης. Επιβεβαιώνεται η ασφάλιση όλων των τμημάτων του Διαστημικού Συστήματος Μεταφοράς **STS** και αντίστροφη μέτρηση ξεκινά.

Η αντίστροφη μέτρηση αποτελεί πλέον μια τυποποιημένη διαδικασία που ξεκινά περίπου 43 ώρες πριν την εκτόξευση. Η διαδικασία αυτή πραγματοποιείται από ένα από τα δωμάτια πυροδότησης του κέντρου ελέγχου της εκτόξευσης όπου το εξουσιοδοτημένο προσωπικό ελέγχει την κατάσταση. Όλες οι διαδικασίες προετοιμασίας έχουν ξεκινήσει 11 ώρες πριν την εκτόξευση και έτσι δίνεται η ευκαιρία στους τεχνικούς να εντοπίσουν πιθανά προβλήματα που εμφανίζονται και να επιδιορθωθούν έγκαιρα. Όταν τελειώσει το χρονικό αυτό διάστημα (χρονική στιγμή T-11) όλα τα συνεργεία αποσύρονται και ξεκινά η πλήρωση με καύσιμο και οξειδωτικό της Εξωτερικής Δεξαμενής **ET**. Τις τελευταίες ώρες πριν την εκτόξευση πραγματοποιούνται οι τελικές ρυθμίσεις στους υπολογιστές του οχήματος ανάλογα με τη φύση της αποστολής, η ολοκλήρωση της διαδικασίας πλήρωσης των δεξαμενών με καύσιμα, η είσοδος του πληρώματος στο Τροχιακό Όχημα και τέλος η εκτόξευση. Τη χρονική στιγμή των δέκα λεπτών πριν την εκτόξευση όλες οι εργασίες του επίγειου προσωπικού τερματίζονται και όλες οι λειτουργίες τίθενται κάτω από τον έλεγχο υπολογιστών που έχουν προγραμματιστεί κατάλληλα για την κάθε αποστολή.

3.14 Η ΕΚΤΟΞΕΥΣΗ

Κατά τη φάση της εκτόξευσης το Τροχιακό Όχημα οι Πύραυλοι Στερεών Καυσίμων **SRB** και η Εξωτερική Δεξαμενή **ET** είναι συνδεδεμένα σε κατακόρυφη θέση και ασφαρίζονται με τέσσερις πείρους στο πίσω τμήμα των πυραύλων. Όταν η αντίστροφη μέτρηση έχει αρχίσει και εμφανιστεί κάποια επείγουσα κατάσταση το πλήρωμα μπορεί να εγκαταλείψει το σκάφος 30 δευτερόλεπτα πριν ξεκινήσει την ανύψωσή του με τη βοήθεια καλωδίων ολίσθησης. Υπάρχουν επτά καλώδια ολίσθησης μήκους 366.75 m και το καθένα φέρει ένα καλάθι. Το κάθε καλάθι είναι σχεδιασμένο να μεταφέρει τρία άτομα και έχει διάμετρο 1.524 m και ύψος 1.07m και κινείται πάνω στο καλώδιο με ένα μηχανισμό ολίσθησης πάνω σε τέσσερα συρματόσχοινα που κατευθύνουν το καλάθι στο έδαφος όπου το προσωπικό του πεδίου εκτόξευσης παραλαμβάνει τους αστροναύτες και τους μεταφέρει σε ασφαλείς εγκαταστάσεις για να τους προστατεύσει από πιθανή έκρηξη στο πεδίο εκτόξευσης.

Κατά τη διάρκεια της εκτόξευσης οι τρεις Κύριες Μηχανές **SSME**, που τροφοδοτούνται από την Εξωτερική Δεξαμενή **ET** με Υγρό Οξυγόνο **LOX** και Υγρό Υδρογόνο **LH**, αναφλέγονται πρώτες. Όταν επαληθεύεται ότι οι Κύριες Μηχανές **SSME** έχουν αναπτύξει το προκαθορισμένο ποσό ώσης, ένα ηλεκτρονικό σήμα στέλνεται για την ανάφλεξη των Πυραύλων Στερεών Καυσίμων **SRB**. Τα μικρής ισχύος εκρηκτικά που είναι τοποθετημένα στους οκτώ συνολικά πείρους του πίσω τμήματος των πυραύλων πυροδοτούνται για να απελευθερώσουν το Διαστημικό Σύστημα Μεταφοράς **STS** που ξεκινά την ανύψωσή του.

Υψηλά αεροδυναμικά φορτία αναπτύσσονται κατά τη διάρκεια της ανόδου και περίπου 1 λεπτό μετά την εκτόξευση. Ένα λεπτό αργότερα (2 λεπτά μετά την εκτόξευση) οι Πύραυλοι Στερεών Καυσίμων **SRB** έχουν καταναλώσει τα καύσιμά τους και αποσυνδέονται από την Εξωτερική Δεξαμενή **ET**. Η αποκόλληση γίνεται με ηλεκτρονικό σήμα που στέλνεται από τους υπολογιστές του Τροχιακού Οχήματος. Στη συνέχεια οι πύραυλοι συνεχίζουν την άνοδό τους μέχρι να πυροδοτηθούν οι κινητήρες τους και τους απομακρύνουν από το υπόλοιπο Διαστημικό Σύστημα Μεταφοράς **STS**. Έπειτα παίρνουν κλίση προς τα κάτω και ξεκινούν κάθοδο και σε προκαθορισμένο ύψος ανοίγουν τα αλεξίπτωτα για να επιβραδύνουν την πτώση τους και την ασφαλή τους βύθιση στον ωκεανό. Η πτώση γίνεται περίπου 255 km από το σημείο εκτόξευσης και οι πύραυλοι επανασυλλέγονται και επαναχρησιμοποιούνται.

Παράλληλα το Τροχιακό Όχημα με την Εξωτερική Δεξαμενή ET συνεχίζουν την άνοδό τους χρησιμοποιώντας την ώση των Κύριων Μηχανών SSME. Περίπου 8 λεπτά μετά την εκτόξευση και καθώς το όχημα πλησιάζει σε τροχιακή ταχύτητα οι Κύριες Μηχανές **SSME** σταματούν να λειτουργούν (**MECO**) και η Εξωτερική Δεξαμενή **ET** αποκολλάται από το όχημα με εντολή που δίνεται από τους υπολογιστές του οχήματος.

Οι εμπρός και οι πίσω κινητήρες του Συστήματος Ελέγχου Πτήσης με Ανάδραση **RCS** παρέχουν έλεγχο του οχήματος και το απομακρύνουν από την Εξωτερική Δεξαμενή **ET** μετά την αποκόλλησή τους. Η Εξωτερική Δεξαμενή **ET** ακολουθεί βαλλιστική τροχιά και εισέρχεται στην γήινη ατμόσφαιρα όπου ένα τμήμα της καταστρέφεται λόγω της τριβής με την ατμόσφαιρα ενώ το υπόλοιπο προβλέπεται να συντριβεί στον Ινδικό ωκεανό για την περίπτωση εκτόξευσης από το διαστημικό κέντρο Kennedy και νότια του Ειρηνικού ωκεανού σε περίπτωση εκτόξευσης από το πεδίο του Vandenberg.

Ταυτόχρονα οι δύο κινητήρες του Συστήματος Τροχιακών Ελιγμών **OMS** πυροδοτούνται και χρησιμεύουν για την παροχή ώσης για την είσοδο σε τροχιά γύρω από την Γη καθώς και διατήρηση του Τροχιακού Οχήματος σε κυκλική τροχιά. Το Σύστημα Τροχιακών Ελιγμών **OMS** χρησιμοποιείται και για τις υψηλές μεταβολές στην ταχύτητα του οχήματος όταν βρίσκεται σε τροχιά. Στην περίπτωση που επιχειρείται απευθείας είσοδος σε τροχιά μόνο ο ένας κινητήρας του **OMS** χρησιμοποιείται. Το τροχιακό ύψος διαφοροποιείται ανάλογα με την αποστολή. Το πιο συνηθισμένο κυμαίνεται από 180 έως 400 km.

3.15 ΜΑΤΑΙΩΣΗ ΑΠΟΣΤΟΛΗΣ

Η επιλογή της ματαίωσης μιας αποστολής κατά την φάση της εκτόξευσης είναι αποτέλεσμα που αποφασίζεται μετά την εμφάνιση ενός σημαντικού προβλήματος όπως η αστοχία μιας από τις Κύριες Μηχανές **SSME** του Τροχιακού Οχήματος ή απώλειας των πυραυλωθιτών του Συστήματος Τροχιακών Ελιγμών **OMS**. Άλλες αστοχίες όπως διαρροή αέρα από την καμπίνα των αστροναυτών μπορεί να οδηγήσει πρόωρα επίσης σε τερματισμό της αποστολής.

Υπάρχουν δύο είδη ματαίωσης αποστολής κατά τη διάρκεια της ανόδου του Διαστημικού Λεωφορείου:

1. Οι ματαιώσεις κατά τις οποίες το όχημα παραμένει άθικτο και έχουν σχεδιαστεί έτσι ώστε να επιστρέψει σε κάποια από τις βάσεις προσγείωσης.
2. Οι ματαιώσεις λόγω επικίνδυνων και εξαιρετικά απρόοπτων καταστάσεων κατά τις οποίες πρωταρχικό μέλημα είναι η επιβίωση του πληρώματος αφού το όχημα θα έχει υποστεί εκτεταμένες βλάβες που δεν θα επιτρέπουν την επαναφορά του σε πτητική κατάσταση.

c) Η ματαίωση με διατλαντικό ταξίδι και προσγείωση.

Η περίπτωση της ματαίωσης με διατλαντική πτήση του οχήματος αναπτύχθηκε ως μία ενδιάμεση κατάσταση ανάγκης κατά την οποία το όχημα δεν μπορεί να προσγειωθεί στην βάση εκτόξευσης μετά από αστοχία ενός κύριου κινητήρα και δεν μπορεί να εισαχθεί σε κυκλική τροχιά με χρήση μόνο των δύο κύριων κινητήρων με πιθανή και ταυτόχρονη εμφάνιση βλάβης στο σύστημα αποσυμπίεσης καμπίνας ή του συστήματος ψύξης οπότε πρέπει να προσγειωθεί όσο γίνεται πιο γρήγορα. Το όχημα ακολουθεί βαλλιστική τροχιά κατά μήκος του Ατλαντικού ωκεανού και προσγειώνεται σε προκαθορισμένο αεροδιάδρομο 45 λεπτά μετά την εκτόξευση. Ως βάση προσγείωσης επιλέγεται εκείνη που είναι πιο κοντά στο κέντρο εκτόξευσης και επόμενα στο ίχνος πτήσης του σκάφους, κάνοντας σωστή διαχείριση του καυσίμου των Κύριων Μηχανών **SSME**. Για την επιλογή της κατάλληλης αεροπορικής βάσης κρίσιμοι παράμετροι αποτελούν το μήκος του διαδρόμου και οι καιρικές συνθήκες που επικρατούν στην περιοχή. Τέτοιες βάσεις υπάρχουν στην Ισπανία, στην Γκάμπια και στο Μαρόκο. Κατά τη φάση της πτήσης όταν οι Κύριες Μηχανές **SSME** διακόψουν την λειτουργία τους πυροδοτούνται οι πυραυλωθητές του **OMS** και του **RCS** για να παρέχουν έλεγχο στο σκάφος και να μειώσουν το βάρος του οχήματος με την κατανάλωση των καυσίμων τους με σκοπό την καλύτερη αεροδυναμική απόδοση του σκάφους και το μικρότερο βάρος προσγείωσης. Ταυτόχρονα οι υπολογιστές του οχήματος το κατευθύνουν στην πιο κοντινή βάση προσγείωσης.

d) Η ματαίωση με επιστροφή στο κέντρο εκτόξευσης.

Η ματαίωση της αποστολής με επιστροφή στο κέντρο εκτόξευσης σχεδιάστηκε περιλαμβάνοντας την επιστροφή του Τροχιακού Οχήματος, του ωφέλιμου φορτίου και του πληρώματος στο Διαστημικό Κέντρο Kennedy περίπου 25 λεπτά μετά την εκτόξευση. Περιλαμβάνει την περίπτωση της απώλειας ενός κύριου κινητήρα κατά την άνοδο και της έλλειψης καυσίμου στην εξωτερική δεξαμενή για την επιστροφή. Η πτήση επιστροφής περιλαμβάνει τρία σκέλη:

- i. Όταν οι Κύριες Μηχανές **SSME** είναι ακόμα σε λειτουργία.
- ii. Την αποχώρηση της Εξωτερικής Δεξαμενής **ET**.
- iii. Την κατολίσθηση του οχήματος προς τον διάδρομο προσγείωσης του Διαστημικού Κέντρου.

Ειδικά κατά τη φάση της κατολίσθησης οι πυραυλωθητές των **OMS** και **RCS** είναι σε πλήρη λειτουργία αδειάζοντας τις δεξαμενές, παρέχοντας διαμήκη, εγκάρσιο και πορειακό έλεγχο στο σκάφος και μειώνοντας το βάρος του.

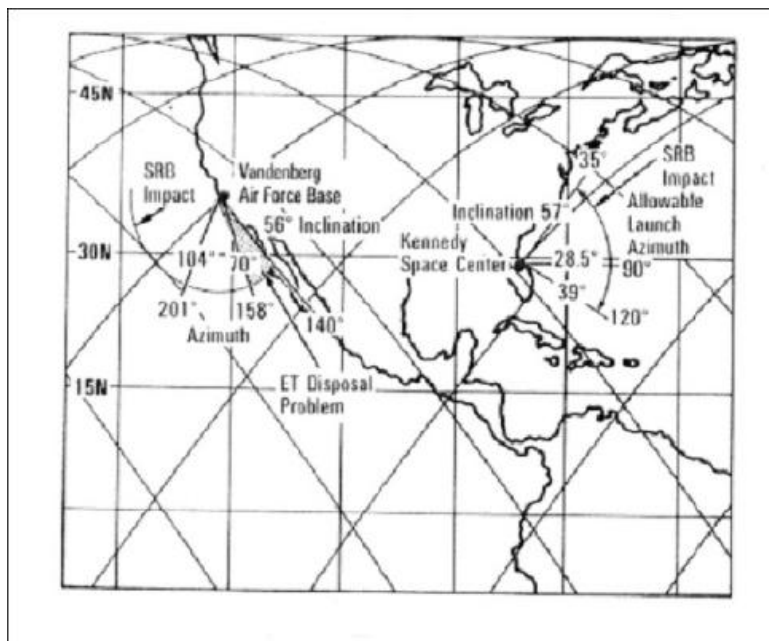
Ολοκληρώνοντας τις περιπτώσεις ματαίωσης της διαστημικής αποστολής, παρατίθεται και η τελευταία περίπτωση της ματαίωσης λόγω απρόοπτων και εξαιρετικά επικίνδυνων καταστάσεων όπως είναι η απώλεια περισσοτέρων της μίας Κύριων Μηχανών **SSME** ή οι διαδοχικές αστοχίες σε κύρια συστήματα του οχήματος. Μια τέτοια περίπτωση δεν επιτρέπει την ολοκλήρωση της αποστολής από το όχημα και εφόσον η προσγείωση είναι αδύνατη το πλήρωμα πρέπει να εγκαταλείψει το όχημα μέσω ενός μηχανισμού διαφυγής που αποτελείται από ένα τηλεσκοπικό κοντάρι που βρίσκεται στο κάτω τμήμα της αριστερής πτέρυγας του οχήματος. Η εγκατάλειψη πρέπει να γίνει για λόγους ασφάλειας κάτω από τα 100000ft (κάτω από τα 30.5 km) που όμως δεν εξασφαλίζεται η επιβίωση του πληρώματος αφού η κατάσταση του οχήματος μπορεί να μην επιτρέπει την έγκαιρη εγκατάλειψη.

3.16 ΚΕΝΤΡΑ ΕΚΤΟΞΕΥΣΗΣ

Τα Διαστημικά Λεωφορεία που προορίζονται για κίνηση γύρω από τον Ισημερινό εκτοξεύονται από το Διαστημικό Κέντρο Kennedy και για τις αποστολές που απαιτούν πολικές τροχιές από το Vandenberg. Ορισμένες φορές λόγω πολύπλοκων απαιτήσεων της αποστολής καθώς και για την ασφάλεια της αποστολής και την εξάλειψη της πιθανότητας να βρεθεί το όχημα σε εχθρικό εναέριο ή διαστημικό χώρο οι αποστολές για την είσοδο σε πολική τροχιά πραγματοποιούνται από το κέντρο εκτόξευσης Kennedy.

Οι εκτοξεύσεις από το κέντρο εκτόξευσης Kennedy πραγματοποιούνται σε ένα επιτρεπτό μονοπάτι γωνιών αζιμουθίου όχι μικρότερη των 35 μοιρών βορειοανατολικά και όχι μεγαλύτερη των 120 μοιρών νοτιοανατολικά. Με γωνία αζιμουθίου 35 μοιρών κατά την εκτόξευση το διαστημόχημα εισέρχεται σε τροχιά με τροχιακή κλίση 57 μοιρών. Αυτό σημαίνει ότι το διαστημόχημα όταν βρίσκεται σε τροχιά δεν πρόκειται να ξεπεράσει το γήινο γεωγραφικό πλάτος των 57 μοιρών βόρεια ή νότια του Ισημερινού. Αντίστοιχα με γωνία αζιμουθίου 120 μοιρών κατά την εκτόξευση η τροχιακή κλίση είναι 39 μοίρες και μπορεί να είναι μεγαλύτερη ή μικρότερη από το γεωγραφικό πλάτος βορείως ή νοτίως του Ισημερινού. Οποιαδήποτε απόκλιση από τις παραπάνω γωνίες επηρεάζει άμεσα την αποστολή με πιθανότητα ματαίωσης της αποστολής λόγω της ανεπιθύμητης πτώσης της **ET** και των **SRB** σε μη-προκαθορισμένα σημεία.

Οι εκτοξεύσεις από το Vandenberg πραγματοποιούνται σε αντίστοιχες γωνίες αζιμουθίου 201 και 158 μοίρες. Στις 201 μοίρες κατά την φάση της εκτόξευσης το διαστημόχημα εισέρχεται σε τροχιά με κλίση 104 μοιρών. Για τις 158 μοίρες η κλίση της τροχιάς είναι 70 μοίρες. Όπως και στο διαστημικό κέντρο Kennedy έτσι και στο Vandenberg οι εκτοξεύσεις έχουν όρια στις γωνίες αζιμουθίου για να μην εισέλθει το διαστημόχημα σε απαγορευμένες περιοχές όπου επηρεάζεται η ασφάλεια, οι διαδικασίες αποχώρησης των **ET** και **SRB** και η πολιτικές σχέσεις μεταξύ των κρατών.



Σχήμα 3.19 Τοποθεσίες εκτόξευσης του Διαστημικού Λεωφορείου.

Τέλος, παράμετροι όπως οι απαιτήσεις της αποστολής και το βάρος του ωφέλιμου φορτίου επηρεάζουν την επιλογή του κέντρου εκτόξευσης. Χαρακτηριστικά αναφέρεται ότι όταν το Διαστημικό Λεωφορείο εκτοξεύεται από το Kennedy το ωφέλιμο φορτίο μειώνεται κατά 7700 kg ενώ όταν για την αποστολή χρησιμοποιείται το Τροχιακό Όχημα Columbia το ωφέλιμο φορτίο μειώνεται κατά 3810 kg λόγω του αδρανειακού βάρους που οφείλεται στο επιπλέον σύστημα θερμικής προστασίας και στην πέμπτη δεξαμενή κρυογονικών καυσίμων για τα συστήματα τροφοδοσίας.

4 ΠΕΡΙΓΡΑΦΗ ΠΡΟΟΡΙΣΜΟΥ ΤΟΥ ΔΙΑΣΤΗΜΙΚΟΥ ΣΥΣΤΗΜΑΤΟΣ ΜΕΤΑΦΟΡΑΣ.

4.1 ΕΙΣΟΔΟΣ ΣΕ ΤΡΟΧΙΑ ΑΝΑΜΟΝΗΣ, Parking-Orbit.

Το Διαστημικό Σύστημα Μεταφοράς **STS** με τη βοήθεια των κύριων προωθητικών του συστημάτων (Πύραυλοι Στερεών Καυσίμων και Εξωτερική Δεξαμενή) φθάνει σε υψόμετρο 113 km περίπου, όπου και απορρίπτει την Εξωτερική Δεξαμενή. Δευτερόλεπτα πριν απόρριψη της Εξωτερικής Δεξαμενής πραγματοποιείται το Τερματισμός της Λειτουργίας των Κύριων Μηχανών (**Main Engine Cut-Off, MECO**). Η διεύθυνση και μέτρο της ταχύτητας του Διαστημοχήματος σε αυτή τη χρονική στιγμή δεν επαρκεί για την είσοδό του σε ασφαλή-επιχειρησιακή τροχιά. Εισέρχεται σε τροχιά με κατάλληλη χρήση του Συστήματος Τροχιακών Ελιγμών (Orbital Maneuvering System, **OMS**).

Το Διαστημόχημα δεν εισέρχεται αμέσως στην τροχιά της αποστολής του. Αρχικά εισέρχεται σε μια κυκλική Τροχιά Αναμονής (Parking-Orbit). Ύστερα αφού λάβει θετική εντολή από το επίγειο Κέντρο Ελέγχου εκτελεί μια μεταβατική τροχιά και είτε εισέρχεται στην επιχειρησιακή τροχιά είτε συναντιέται με το Διεθνή Σταθμό **ISS** στον οποίο και συνδέεται.

Η Τροχιά Αναμονής είναι ένα μεταβατικό στάδιο της αποστολής. Στη διάρκειά της πραγματοποιούνται οι απαραίτητοι έλεγχοι όλων των συστημάτων και υποσυστημάτων του Διαστημοχήματος ώστε να εκτιμηθεί η κατάσταση στην οποία βρίσκονται. Το ύψος της Τροχιάς Αναμονής ποικίλει ανάλογα με το είδος και τη φύση της αποστολής. Ο χρόνος αναμονής σε Τροχιά Αναμονής κυμαίνεται περίπου στις 2 μέρες. Στη διάρκεια αυτή το πλήρωμα του Διαστημοχήματος ελέγχει και δοκιμάζει λεπτομερώς όλα τα συστήματα και υποσυστήματα του οχήματος καθώς και τον εξειδικευμένο επιστημονικό εξοπλισμό (scientific payload) της αποστολής. Τα αποτελέσματα των ελέγχων αξιολογούνται τόσο από το πλήρωμα όσο και από το προσωπικό του επίγειου Κέντρου Ελέγχου και λαμβάνεται η απόφαση για ματαίωση (με τις διαδικασίες που περιγράφονται στην παράγραφο 3.15) ή για συνέχιση της αποστολής όπως είχε προγραμματισθεί (με τις όποιες αναγκαίες αλλαγές).

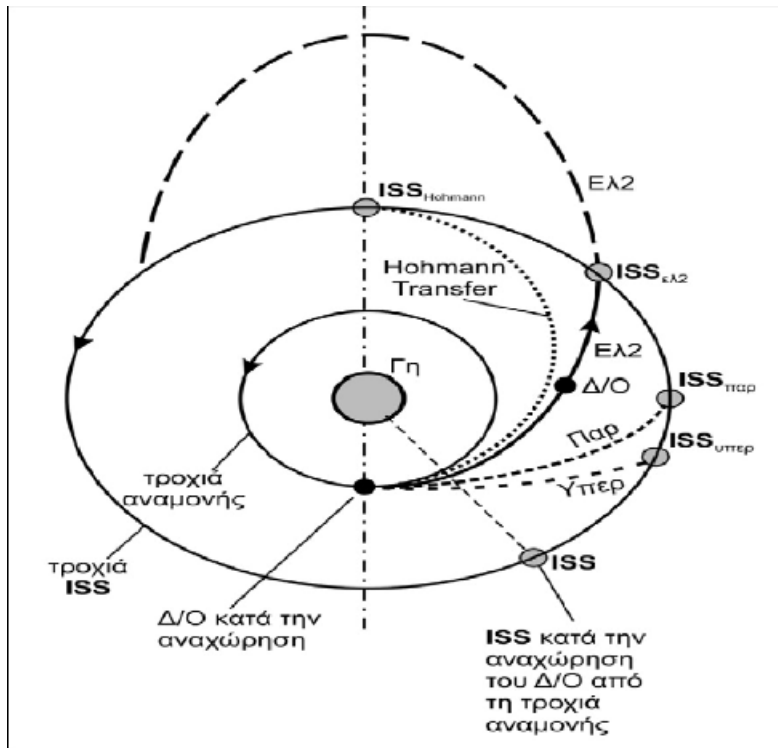
4.2 ΜΕΤΑΒΑΣΗ ΣΤΟ ΔΙΕΘΝΗ ΔΙΑΣΤΗΜΙΚΟ ΣΤΑΘΜΟ, ISS.

Ο προγραμματισμός της αποστολής μπορεί να περιλαμβάνει την μετάβαση σε τροχιά μεγαλύτερου ύψους ή της μετάβαση-συνάντηση με το Διεθνή Διαστημικό Σταθμό **ISS**, που βρίσκεται σε κυκλική τροχιά ύψους 400km.

Ο τρόπος και η τροχιά μετάβασης του Διαστημοχήματος από την Τροχιά Αναμονής στην τροχιά προορισμού (Διεθνής Διαστημικός Σταθμός, **ISS**), εξαρτάται από τη σχετική θέση του σημείου έναρξης (Τροχιά Αναμονής, Parking-Orbit) και του σημείου προορισμού (Διεθνής Διαστημικός Σταθμός, **ISS**). Το Διαστημόχημα θα ακολουθήσει κάποια από τις τροχιές μετάβασης που απεικονίζονται στο Σχήμα 4.1, ανάλογα με τη φύση της αποστολής.

Μόλις το Διαστημόχημα πλησιάσει σε απόσταση 400 περίπου από το Διεθνή Διαστημικό Σταθμό εκτελεί έναν ελιγμό αναστροφής (back-flip maneuver). Με αυτό

τον ελιγμό αποκαλύπτεται η «κοιλιά» του Διαστημοχήματος στο πλήρωμα του Διεθνή Διαστημικού Σταθμού **ISS**. Οι κοσμοναύτες (πλήρωμα) που βρίσκονται στον **ISS** αναλαμβάνουν τη λεπτομερή φωτογράφιση του θερμοθώρακα του Διαστημικού Λεωφορείου με κάμερες υψηλής ανάλυσης. Οι φωτογραφίες αυτές αποστέλλονται στο επίγειο Κέντρο Ελέγχου όπου εξειδικευμένο προσωπικό με τη χρήση κατάλληλου εξοπλισμού εξετάζει τις φωτογραφίες και διαπιστώνει τυχόν ρωγμές στο θερμοθώρακα του Διαστημικού Λεωφορείου. Σε περίπτωση ύπαρξης ρωγμής ειδική ομάδα αναλαμβάνει την έκδοση συγκεκριμένων διαδικασιών συντήρησης και επισκευής, οι οποίες αποστέλλονται στο πλήρωμα του Διαστημικού Λεωφορείου.



Σχήμα 4.1 Τροχιές μετάβασης για συνάντηση δύο Διαστημοχημάτων.

Με την ολοκλήρωση της φωτογράφισης του Διαστημοχήματος από το πλήρωμα του Διεθνή Διαστημικού Σταθμού ακολουθούν οι διαδικασίες σύνδεσης του Τροχιακού Οχήματος με τον **ISS**. Η διαδικασία αυτή είναι εξαιρετικά επικίνδυνη και απαιτεί χειρισμούς ακριβείας από το πλήρωμα του Τροχιακού Οχήματος. Μια λανθασμένη κίνηση μπορεί να προκαλέσει ανεπανόρθωτη βλάβη τόσο στο Διαστημόχημα όσο και στο Διεθνή Διαστημικό Σταθμό. Η σύνδεση θεωρείται επιτυχής όταν επιτευχθεί απόλυτη στεγανότητα μεταξύ των δύο θυρίδων επικοινωνίας (airlock hatches) του Τροχιακού Οχήματος και του **ISS**.

Μόλις πιστοποιηθεί η στεγανότητα της σύνδεσης οι θυρίδες απασφαλίζονται και τα πλήρωμα μπορούν πλέον να μετακινούνται από και προς τον Διεθνή Διαστημικό Σταθμό **ISS** με ασφάλεια.



Σχήμα 4.2 Όψη του Διεθνή Διαστημικού Σταθμού **ISS** καθώς το Τροχιακό Όχημα Discovery στα πλαίσια της αποστολής Επιστροφή σε Πτήση (Return to Flight) **STS-114** προσεγγίζει για τελική πρόσδεση στον σταθμό.

4.3 ΠΑΡΑΜΟΝΗ ΣΤΟΝ ΔΙΕΘΝΗ ΔΙΑΣΤΗΜΙΚΟ ΣΤΑΘΜΟ, ISS.

Ο χρόνος παραμονής στον Διεθνή Διαστημικό Σταθμό **ISS** ποικίλει ανάλογα με την αποστολή από 5 έως 10 ημέρες. Στη διάρκεια αυτού του χρόνου το πλήρωμα του Διαστημοχήματος εκτελεί τις εργασίες της αποστολής. Οι εργασίες έχουν προγραμματισθεί στη φάση του σχεδιασμού της αποστολής (mission planning) πριν την εκτόξευση και μπορεί να περιλαμβάνουν ένα σύνολο δραστηριοτήτων. Την εκτέλεση πειραμάτων με τον μεταφερόμενο επιστημονικό εξοπλισμό. Τη μεταφορά εφοδίων στο Διεθνή διαστημικό Σταθμό, όπως νερό, τρόφιμα, οξυγόνο, καύσιμα. Τη συντήρηση και αντικατάσταση εξωτερικών μερών του Διαστημικού Σταθμού. Την συναρμολόγηση νέων τμημάτων του Διαστημικού Σταθμού. Καθώς και την πραγματοποίηση των απαραίτητων εργασιών συντήρησης του θερμοθώρακα του Τροχιακού Οχήματος με διαδικασίες που έχουν υπαγορευθεί από το επίγειο Κέντρο Ελέγχου. Όλες οι εργασίες που προϋποθέτουν την έξοδο των αστροναυτών εκτός του Διαστημοχήματος ή του Διαστημικού Σταθμού, εκτελούνται με την βοήθεια του ρομποτικού βραχίονα που βρίσκεται εγκατεστημένος στο διαμέρισμα ωφέλιμου φορτίου (payload bay) του Τροχιακού Οχήματος.



Σχήμα 4.3 Λεπτομέρεια του τρόπου πρόσδεσης του Τροχιακού Οχήματος Discovery στον Διεθνή Διαστημικό Σταθμό ISS.

4.4 ΔΙΑΔΙΚΑΣΙΕΣ ΕΠΙΣΤΡΟΦΗΣ

Με την ολοκλήρωση όλων των προγραμματισμένων και έκτακτων εργασιών στο Διεθνή Διαστημικό Σταθμό, ξεκινούν οι διαδικασίες επιστροφής. Αρχικά οι θυρίδες επικοινωνίας (airlock hatches) του Τροχιακού Οχήματος και του Διεθνή Διαστημικού Σταθμού ασφαλίζονται και ξεκινούν οι διαδικασίες αποσύνδεσης. Είναι εξίσου σημαντικές και επικίνδυνες όπως και οι διαδικασίες σύνδεσης. Μετά την επιτυχή του αποσύνδεση το Τροχιακό Όχημα εισέρχεται σε νέα Τροχιά Αναμονής πολύ κοντά στο Διεθνή Διαστημικό Σταθμό. Εκεί εκτελεί τον τελικό έλεγχο όλων των συστημάτων και υποσυστημάτων του πριν την διαδικασία επανεισόδου. Μόλις ολοκληρωθεί ο έλεγχος το πλήρωμα του Διαστημικού λεωφορείου περιμένει την εντολή του επίγειου Κέντρου Ελέγχου για να ξεκινήσει την διαδικασία της επανόδου. Οι εντολές του Κέντρου Ελέγχου περιλαμβάνουν τον προορισμό προσγείωσης του Διαστημικού Λεωφορείου και τις διάφορες παραμέτρους της επανόδου:

A) Είδος τροχιάς μετάβασης.

B) Ταχύτητα, γωνία προσβολής, γωνία πτήσης και γεωγραφική θέση εισόδου στην ατμόσφαιρα.

Γ) Χρονική στιγμή έναρξης της επανόδου.



Σχήμα 4.4 Πανοραμική φωτογραφία του Διεθνή Διαστημικού Σταθμού. Αυτή η φωτογραφία του Διαστημικού Σταθμού με φόντο την χρωματιστή Γη τραβήχτηκε από ένα μέλος του πληρώματος του Τροχιακού Οχήματος Discovery κατά τη διάρκεια της αποστολής Επιστροφής σε Πτήση (Return to Flight) **STS-114** μετά την αποσύνδεση των δύο διαστημοχημάτων.

Συνήθως η τροχιά μετάβασης από την Τροχιά Αναμονής σε ύψος περίπου 400 km στις παρυφές της ατμόσφαιρας σε ύψος 122 km, όπου και ξεκινάει η φάση της επανόδου, είναι ελιγμός Hohmann Transfer. Διάφοροι παράγοντες όμως μπορεί να διαφοροποιήσουν το είδος. Το σίγουρο είναι πως θα επιλεγεί κάποια από αυτές που απεικονίζονται στο Σχήμα 4.1 .

4.5 ΕΠΑΝΟΔΟΣ ΤΡΟΧΙΑΚΟΥ ΟΧΗΜΑΤΟΣ

Μετά την ολοκλήρωση της αποστολής το Τροχιακό Όχημα και ενώ βρίσκεται στο απαιτούμενο τροχιακό ύψος για την επάνοδο επιβραδύνεται με την συνδρομή των πυραυλωθητών των δύο Συστημάτων Τροχιακών Ελιγμών **OMS** και στην συνέχεια το σύστημα βοηθά για την έξοδο από την τροχιά. Το Σύστημα Ελέγχου Πτήσης με Ανάδραση **RCS** στρέφει το ρύγχος του οχήματος προς το σημείο της εισόδου και χρησιμοποιείται μέχρι το όχημα να φτάσει σε ύψος όπου η ατμοσφαιρική πυκνότητα να είναι αρκετά υψηλή ώστε να ενεργοποιήσει της επιφάνειες ελέγχου του οχήματος.

Το σημείο εισόδου εντοπίζεται σε ύψος 121920 m και απόσταση 7920 km από το σημείο προσγείωσης με μέση ταχύτητα περίπου 7620 m/sec. Στα 121920 m υλοποιεί ελιγμούς για να έλθει σε μηδενικές γωνίες κλίσης και πλαγιολίσθησης καθώς και στην προκαθορισμένη για είσοδο γωνία προσβολής η οποία είναι 40 μοίρες. Τα

συστήματα ελέγχου πτήσης του σκάφους μεταβάλλουν τις γωνίες των ακροφυσίων των πυραυλωθητων του Συστήματος Ελέγχου Πτήσης με Ανάδραση **RCS** ώστε να επιτευχθούν αυτές οι απαιτήσεις. Οι κινητήρες του εμπρός και πίσω **RCS** παραμένουν ενεργοί μέχρι την ανάπτυξη δυναμικής πίεσης ίσης με 992845 Pa, στην επιφάνεια του σκάφους, όπου ενεργοποιούνται τα πηδάλια κλίσης, και ύστερα από εκεί διακόπτουν την λειτουργία τους. Οι πίσω πυραυλωθητές του **RCS** παρέχουν έλεγχο στον εγκάρσιο άξονα του οχήματος. Όταν η δυναμική πίεση γίνει ίση με 1985690 Pa ενεργοποιούνται και τα πηδάλια ανόδου-καθόδου και διακόπτεται η λειτουργία των πυραυλωθητών του πίσω **RCS** που παρέχουν έλεγχο ως προς τον διαμήκη άξονα του οχήματος. Τα αερόφρενα χρησιμοποιούνται για ταχύτητες κάτω από Mach=10 για να αυξηθεί η θετική γωνία απόκλισης των πηδαλίων ανόδου-καθόδου και να ισορροπήσει το όχημα. Περίπου στα Mach=3.5 το πηδάλιο κλίσης ενεργοποιείται και διακόπτεται η λειτουργία των πυραυλωθητών του πίσω **RCS** που παρέχουν έλεγχο ως προς τον άξονα εκτροπής σε ύψος περίπου 13716 m.

Κατά την πλοήγηση μέσα στην γήινη ατμόσφαιρα το Τροχιακό Όχημα δέχεται υψηλά ποσά ενέργειας και για το λόγο αυτό πρέπει η γωνία εισόδου να είναι κατάλληλη ώστε να μην είναι η είσοδος απότομη και να καταστραφεί το όχημα αλλά ούτε και εντελώς ρηχή με αποτέλεσμα την απομάκρυνση του από την ατμόσφαιρα. Υψηλό πόσο της ενέργειας σπαταλάται ως αντίσταση στις επιφάνειες του οχήματος. Η αντίσταση αυξάνει με την όσο πιο απότομη γωνία εισόδου. Κατά την φάση αυτή οι γωνίες προσβολής και κλίσης ελέγχουν το όχημα ώστε να εξισορροπείται η αντίσταση. Η γωνία προσβολής είναι συνάρτηση της ταχύτητας και ελέγχεται από τους υπολογιστές του οχήματος ενώ αντίστοιχα η γωνία κλίσης ελέγχει τον καταμερισμό της ενέργειας στο όχημα. Αυξάνοντας την γωνία κλίσης μειώνεται η κάθετη συνιστώσα της άντωσης προκαλώντας μεγαλύτερο ρυθμό βύθισης και αύξηση του ρυθμού μετάδοσης θερμότητας και επόμενα μεγαλύτερες επιφανειακές θερμοκρασίες. Άρα η γωνία κλίσης χρησιμοποιείται για την αυξομείωση του βαθμού καθόδου.

Το σύστημα ελέγχου της θερμοκρασίας στην επιφάνεια του οχήματος διατηρεί και την θερμοκρασία πίσω από την θερμική μόνωση του οχήματος. Ο ρυθμός μετάδοσης θερμότητας στην περιοχή ανακοπής σταθεροποιείται για ταχύτητες μικρότερες των 5000 m/sec. Κατά τη διάρκεια της καθόδου υπάρχει ένα χρονικό διάστημα κατά το οποίο η γωνία πτήσης παραμένει περίπου σταθερή παρέχοντας έτσι ισορροπημένη πτήση στο όχημα και μεγαλύτερη ταχύτητα καθόδου. Αυτή η κατάσταση διατηρείται έως ότου η επιτάχυνση φτάσει τα 10 m/s².

Από αυτό το σημείο και έπειτα η αντίσταση του οχήματος αρχίζει να σταθεροποιείται και η γωνία προσβολής παραμένει ίση με 40 μοίρες που όμως αρχίζει να μειώνεται στις 36 μοίρες στο τέλος της φάσης αυτής. Στη συνέχεια η γωνία προσβολής συνεχίζει να μειώνεται μέχρι της 14 μοίρες περίπου όπου το όχημα ίπταται στα 25300 m, με 762 m/sec, Mach=2.5 και απόσταση 94 km από τη βάση προσγείωσης όπου ο έλεγχος του οχήματος περνά στο σύστημα **TAEM** (Terminal Area Energy Management)

Το **TAEM** οδηγεί το τροχιακό όχημα στην κοντινότερη βάση προσγείωσης. Ένα μεγάλο ποσό ενέργειας καταναλώνεται από το όχημα υλοποιώντας μια στροφή S και με τα αερόφρενα σε λειτουργία να τροποποιούν την αντίσταση και τον αεροδυναμικό λόγο. Το σύστημα πραγματοποιεί όλες τις απαιτούμενες διορθωτικές κινήσεις ώστε να μειωθεί η κινητική ενέργεια του οχήματος και να είναι εφικτή η προσέγγιση στον αεροδιάδρομο σε ύψος 3048 m. Το όχημα επιβραδύνεται σε υποηχητικές ταχύτητες σε ύψος 15000 μέτρων περίπου και σε απόσταση 40 km από το σημείο προσγείωσης. Το σύστημα **TAEM** έχει αναλάβει πλέον τον έλεγχο του οχήματος και

το κατευθύνει προς το σημείο προσγείωσης αφού έχει ξεκινήσει την φάση της προσέγγισης στα 3000 m και σε απόσταση 12.5 km από τον αεροδιάδρομο με βαθμό καθόδου μεγαλύτερο από 0.85 m/sec. Περίπου 535 m πάνω από το έδαφος πραγματοποιείται ελιγμός πριν το τελικό flare με το όχημα σε γωνία κατολίσθησης ίση με 1.5 μοίρα και προετοιμάζοντας το σκάφος για προσγείωση τα αερόφρενα τοποθετούνται στη σωστή θέση και το πλήρωμα κατεβάζει το σύστημα προσγείωσης. Στην τελική φάση ο βαθμός καθόδου μειώνεται στα 3 m/sec και η προσγείωση γίνεται σε αεροδιάδρομο μήκους 760 μέτρων και με ταχύτητα προσγείωσης περίπου 300m/sec ενώ για την επιβράδυνση χρησιμοποιούνται και αλεξίπτωτα κατά την προσγείωση.

5 ΣΥΣΤΗΜΑ ΘΕΡΜΙΚΗΣ ΠΡΟΣΤΑΣΙΑΣ

5.1 ΑΝΑΓΚΑΙΟΤΗΤΑ ΥΠΑΡΞΗΣ ΣΥΣΤΗΜΑΤΟΣ ΘΕΡΜΙΚΗΣ ΠΡΟΣΤΑΣΙΑΣ

Διαστημικά οχήματα τα οποία καταπλέουν σε πλανητική ατμόσφαιρα (δηλαδή τη ΓΗ) απαιτούν την χρήση θερμικής προστασίας (TPS) για την προστασία τους από την αεροδυναμική θέρμανση .Η αεροδυναμική θέρμανση δημιουργείται στην επιφάνεια ενός αντικειμένου λόγω του συνδυασμού της συμπίεσης και της επιφανείας τριβής των ατμοσφαιρικών αερίων. Το σύστημα θερμικής προστασίας (TPS) βασίζεται στην χρήση της επιφανείας των υλικών με υψηλή θερμική ανοχή στις υψηλές θερμοκρασίες σε συνδυασμό με ένα υποκείμενο θερμικής μόνωσης οπού εμποδίζουν την διεξαγωγή της θερμότητας στο εσωτερικό του διαστημικού οχήματος .

Η περιοχή οπού αναπτύσσετε μεγαλύτερη θερμοκρασία είναι στις άκρες των πτερυγίων και στην μύτη καπάκι του μπροστινού μέρους. Λόγω τις μεγάλης ποικιλίας θερμοκρασιών σε διαφορά μέρη του διαστημικού οχήματος ,αυτό αποτελείται από διαφορών ειδών υλικά . Κάθε υλικό έχει διαφορετική θερμική ικανότητα ,αντοχή και βάρους οπού καθορίζουν την έκταση της εφαρμογής του επί του διαστημικού οχήματος .Τα υλικά οπού χρησιμοποιούνται για τον σκοπό αυτόν αποτελούν αντικείμενο μακροχρόνιας ερευνάς έτσι ώστε να βελτιώσουν την ικανότητα τους (δηλαδή περισσότερη αντοχή ,υψηλότερη θερμική ικανότητα ,μεγαλύτερη αντοχή στο θερμικό ΣΟΚ ,χαμηλότερη θερμική αγωγιμότητα) έτσι ώστε να βελτιωθεί η θερμική προστασία και η επιδόσεις του διαστημικού οχήματος.



Σχήμα 5.1 Μονωτικά πλακίδια στην άτρακτο του διαστημικού οχήματος

5.2 ΤΑ ΜΕΡΗ ΤΟΥ ΣΥΣΤΗΜΑΤΟΣ ΘΕΡΜΙΚΗΣ ΠΡΟΣΤΑΣΙΑΣ

Όταν ένα επανδρωμένο διαστημικό όχημα εισέρχεται στην ατμόσφαιρα της γης με ταχύτητα άνω των 17000 μιλίων/ώρα η τριβή του αέρα μπορεί να παράγει στην εξωτερική επιφάνεια θερμοκρασίες μέχρι και 3000° F (1650 c°) που είναι πολύ πάνω από το σημείο τήξης του χάλυβα. Συνεπώς το σύστημα θερμικής προστασίας έχει πρωτεύον ρολό να προστατεύει το διαστημικό όχημα από της υψηλές θερμοκρασίες. Δεύτερος στόχος είναι η προστασία από την ζέστη και το κρύο του διαστήματος ενώ είναι σε τροχιά.

Το σύστημα θερμικής προστασίας TPS καλύπτει ουσιαστικά το σύνολο της επιφάνειας του διαστημικού οχήματος και αποτελείται από επτά διαφορετικά υλικά σε διαφορετικούς τόπους που βασίζονται στο ποσό που απαιτείτε θερμική προστασία.

Το σύστημα θερμικής προστασίας TPS διαχωρίζεται σε δυο βασικές κατηγορίες: πλακιδίων TPS και μη κεραμικών TPS. Τα κύρια κριτήρια επιλογής είναι το ελαφρύτερο βάρος της προστασίας ικανά να αντέξουν τη θερμότητα σε μια συγκεκριμένη περιοχή. Ωστόσο σε ορισμένες περιπτώσεις χρησιμοποιούνται βαρύτερου τύπου σε περιοχές που χρειάζονται μεγαλύτερη θερμική αντίσταση. Μεγάλο μέρος διαστημικού οχήματος είναι καλυμμένο με κεραμικά πλακίδια πυριτίου που ουσιαστικά είναι από πολύ καθαρή άμμο χαλαζία. Υπάρχουν περίπου 31.000 πλακίδια που τοποθετούνται σε όλη την επιφάνεια του οχήματος. Τα πλακίδια δεν είναι με μηχανική στερέωση με το όχημα αλλά κολλημένα. Τα πλακίδια κολούνται με ιδιικού τύπου σιλικόνη RTV.



Σχήμα 5.2 Τα μονωτικά πλακίδια στην επιφάνεια του φτερού.

Υπάρχουν πολλών ειδών πλακίδια:

- Ενισχυμένο άνθρακα-άνθρακα (RCC) που χρησιμοποιούνται για να προστατεύουν την πτέρυγα που οδηγεί στα άκρα και στο τμήμα του ρύγχους και την περιοχή της κατω επιφάνειας αυτού και στην περιοχή της σύνδεσης του οχήματος με την εξωτερική δεξαμενή. Οι πινακίδες αυτές είναι περίπου 0,25 -0,5 ίντσες παχος .Οι πινακίδες αυτές είναι μεταχειρισμένες επανεισόδου στην ατμόσφαιρα ,όπου η θερμοκρασία υπερβαίνει 2750° F (1510 °C) .Το Ενισχυμένο άνθρακα-άνθρακα (RCC) είναι ελασμένο συνθετικό υλικό που κατασκευάζεται από γραφίτη το οποίο είναι εμποτισμένο με φαινικές ρητίνες. Για την μεγαλύτερη αντοχή και προστασία των πλακιδίων από την οξείδωση επιστρώνονται με ένα στρώμα από καρβίδιο του

πυριτίου. Τ-σφραγίδες μεταξύ κάθε πάνελ επιτρέπουν θερμικής διαστολής και πλευρικής κίνησης μεταξύ αυτών των ομάδων.

- Υψηλής θερμοκρασίας επιφάνειας επαναχρησιμοποιήσιμων μονωτικών πλακιδίων (HRSI). Υπάρχουν 20548 HRSI πλακίδια που χρησιμοποιούνται στο κάτω μέρος του διαστημικού οχήματος, στο σύστημα προσγειώσεις, και στις πόρτες. Τα πλακίδια είναι κατασκευασμένα από επιχρισμένο LI-900 πυρίτιο κεραμικό, το πάχος τους κυμαίνεται από μια ίντσα (25,4mm) έως πέντε ίντσες (127mm). Τα πλακίδια είναι μεταχειρισμένα επανεισόδου στην ατμόσφαιρα, όπου η θερμοκρασία είναι περίπου 2300° F (1260°C).

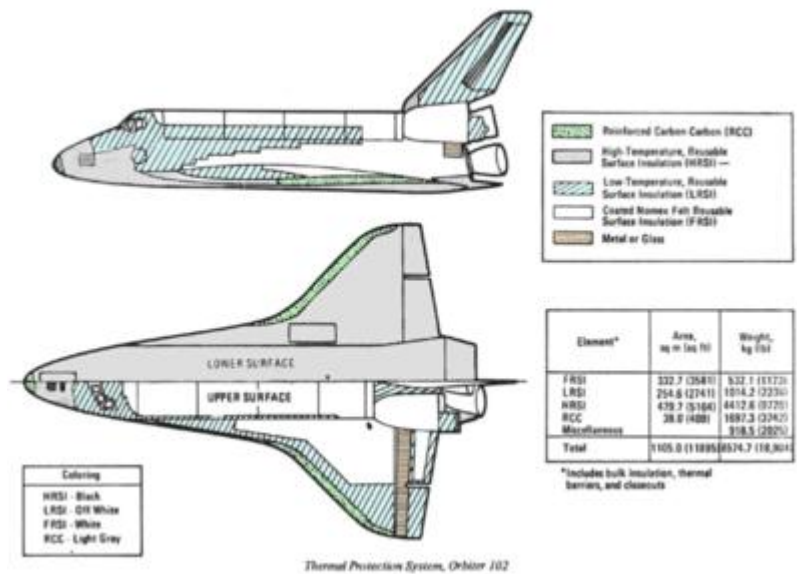
- Ινώδη πυρίμαχα συνθετικά μονωτικά πλακίδια (FRCI), χρησιμοποιούνται για την βελτίωση της αντοχής και τη μείωση του βάρους. Ορισμένα HRSI πλακίδια αντικαταστάθηκαν από αυτού του είδους.

- Εύκαμπτα Ραγουλικά Κλινοσκεπάσματα (FIB). Η μόνωση αυτή μοιάζει με ευέλικτη καπιτονέ κουβέρτα. Μεταχειρισμένα επανεισόδου στην ατμόσφαιρα, όπου η θερμοκρασία είναι περίπου 1200° F (649 C°).

- Χαμηλής θερμοκρασίας επαναχρησιμοποιήσιμες μονωτικές πλάκες (LRSI). Οι πλάκες αυτές είναι σε λευκό χρώμα και χρησιμοποιούνται στο επάνω και στο πίσω μέρος (καθετή ουρά) της ατράκτου του διαστημικού οχήματος, .Χρησιμοποιούνται για θερμοκρασίες περίπου παρόμοιο με το FIB 1200° F (649 C°). Η LRSI πλακίδια κατασκευάζονται με τον ίδιο τρόπο όπως το HRSI πλακάκια, εκτός του ότι οι πλάκες είναι 20,3 x 20,3 cm (8 από 8 ίντσες) και έχουν μια λευκή RCG επίστρωση των ενώσεων του πυριτίου με γυαλιστερό οξειδίο αλουμινίου. Το λευκό χρώμα του είναι από το σχεδιασμό και το βοηθά να διαχειρίζεται την θερμότητας όταν είναι σε τροχιά και είναι εκτεθειμένο σε άμεσο ηλιακό φως.

- TUFI είναι σκληρά ινώδη μονωτικά πλακίδια .Χρησιμοποιείται σε υψηλές και χαμηλές θερμοκρασιακές περιοχές. Η TUFI πλακάκια υπάρχουν σε δυο εκδόσεις, μια για υψηλή θερμοκρασία μαύρου χρώματος που προορίζονται για το κάτω μέρος της ατράκτου, και μια χαμηλότερης θερμοκρασίας λευκού χρώματος για χρήση στο πάνω μέρος της ατράκτου. Αν και πιο ανθεκτικά από τα άλλα πλακίδια, η λευκή έκδοση έχει πιο μεγάλη θερμική συμπεριφορά που περιορίζει τη χρήση τους στην για το άνω μέρους του σώματος πτερυγίων και τα κύρια μηχανή μέρη. Η μαύρες εκδόσεις διαθέτουν επαρκή θερμομόνωση για το κάτω μέρος της ατράκτου, αλλά έχουν μεγαλύτερη βάρους.

- NOMEX Πιλήματα επαναχρησιμοποιήσιμες μονωτικές πλάκες (FRSI). Το λευκό ύφασμα προσφέρει προστασία μέχρι και στους 700 ° F (371 ° C). Οι μονωτικές πλάκες FRSI καλύπτουν την άνω επιφάνεια της πτέρυγας, της πόρτες, και την πίσω άτρακτο.



Σχήμα 5.3 Τα διαφορά μονωτικά πλακίδια στην έκταση της ατράκτου

Κάθε είδος συστήματος θερμικής προστασίας TPS έχει ειδική θερμική προστασία, αντοχή, χαρακτηριστικά και βάρος η οποία καθορίζει το σημείο όπου θα χρησιμοποιηθεί πάνω στην άτρακτο του διαστημικού οχήματος .

Επαναχρησιμοποιούμενοι. Προηγούμενα διαστημικά οχήματα που χρησιμοποιούνται γενικά αεροπορικές ασπίδες θερμότητας που καίγεται κατά τη διάρκεια της επανεισόδου στην ατμόσφαιρα και έτσι δεν θα μπορούσε να επαναχρησιμοποιηθεί. Η μόνωση ήταν ισχυρή και αξιόπιστη, και το χαρακτήρα μιας χρήσης που ήταν κατάλληλη για μία μόνο χρήση οχήματος. Αντιθέτως, η επαναχρησιμοποιήσιμη κάψουλα απαιτούσαν επαναχρησιμοποιήσιμων θερμικής προστασίας του συστήματος.

Ελαφρύ. Προηγούμενη αεροπορικές ασπίδες θερμότητας ήταν πολύ βαρύ. Για παράδειγμα το αεροπορική θερμική ασπίδα για τον Απόλλωνα περιλάμβανε περίπου 1 / 3 του βάρους του οχήματος. Το φτερωτό λεωφορείο είχε πολύ μεγαλύτερη έκταση από ό, τι τα προηγούμενα διαστημικά οχήματα, έτσι και ένα ελαφρύ TPS ήταν αποφασιστικής σημασίας.

Εύθραυστες. Η μόνη γνωστή τεχνολογία στις αρχές της δεκαετίας του 1970 με την απαιτούμενη θερμική χαρακτηριστικά και το βάρος ήταν, επίσης, τόσο εύθραυστη, λόγω της πολύ χαμηλής πυκνότητας, που εύκολα θα μπορούσε κανείς να συντρίψουν ένα TPS πλακιδίων με το χέρι.



Σχήμα 5.4 Τοποθέτηση μονωτικών πλακιδίων στην άτρακτο του διαστημικού οχήματος .

Αν και έχει την καλύτερη RCC θερμοπροστασία χαρακτηριστικά, είναι επίσης πολύ βαρύτερα από τα κεραμίδια και το διοξειδίο του πυριτίου FIB κουβέρτες, ώστε να περιορίζεται σε σχετικά μικρές περιοχές. Σε γενικές γραμμές ο στόχος είναι να χρησιμοποιήσει το ελαφρύτερο βάρος μόνωση συνάδει με την απαιτούμενη θερμική προστασία. Βάρος ανά μονάδα όγκου των κάθε είδους TPS.

5.3 Η ΕΛΛΗΝΙΚΗ ΣΥΜΒΟΛΗ ΣΤΗΝ ΕΞΕΛΙΞΗ ΤΟΥ ΣΥΣΤΗΜΑΤΟΣ ΘΕΡΜΙΚΗΣ ΠΡΟΣΤΑΣΙΑΣ TPS.

Η Ελληνική «ασπίδα» στα διαστημόπλοια της Ευρωπαϊκής Διαστημικής υπηρεσίας και της NASA έχουν αναπτύξει συμπατριώτες μας ερευνητές από το Δημόκριτο πανεπιστήμιο .Η ασπίδα αυτή λειτουργεί εναντία στην θερμότητα που παράγει η τριβή όταν τα διαστημικά αεροσκάφη εισέρχονται στην ατμόσφαιρα των πλανήτων η όταν επιστρέφουν στην Γη. Επικεφαλής της ερευνητικής ομάδας είναι ο Δρ. Γεώργιος Βεκινής υπεύθυνος του εργαστηρίου προηγμένων κεραμικών και η συνεργάτιδα του Δρ. Γκαλίνα Ξανθοπούλου.

Το σύστημα θερμικής προστασίας διαστημοπλοίων νέας γενιάς ονομάζεται «ΥΒΡΙΔΙΚΟ ΘΕΡΜΟΠΡΟΣΤΑΤΕΥΤΙΚΟ ΣΥΣΤΗΜΑ» (Hybrid Thermal Protection System ή Hybrid TPS) .Πρόκειται για πυρίμαχο και θερμομονωτικό υλικό που τοποθετείτε στο κέλυφος των διαστημικών αεροσκαφών και το προστατεύει από της ακραίες κλιματολογικές συνθήκες στα διαστημικά τους ταξίδια. Για την ανακάλυψη αυτή έχει ήδη αναπτυχθεί συνεργασία με την Ευρωπαϊκή διαστημική

υπηρεσία ESA ,ενώ έχει εκδηλωθεί ενδιαφέρον και έχουν γίνει συζητήσεις για συνεργασία με την NASA.

Το νέο σύστημα Hybrid TPS προσφέρει πολλά πλεονεκτήματα και ελάχιστα μειονεκτήματα σε σχέση με τα ισχύοντα συστήματα που χρησιμοποιούνται από την ESA και την NASA .Το σύστημα αυτό αρχικά προορίζεται για μικρά ρομποτικά σκάφη (Prodes) και στη συνέχεια θα χρησιμοποιηθεί για τις περιοχές του κελύφους διαστημοπλοίων με τις πιο ακραίες απαιτήσεις. Αποτελείται από πολλαπλές στρώσεις ενισχυμένων ελαφρών κεραμικών σε συνδυασμό με ειδικά σύνθετα υλικά που με την ελεγχόμενη εξαέρωση τους απορροφούν την τεράστια θερμότητα.

Η NASA όσο και η Ευρωπαϊκή Διαστημική Υπηρεσία ESA ξοδεύουν τεράστια ποσά για την ανάπτυξη νέων θερμομονωτικών υλικών και συστημάτων για τη νέα γενιά διαστημοπλοίων του μέλλοντος , επανδρωμένα αλλά και ρομποτικά για εξερευνήσεις .Οι συνθήκες τις οποίες πρέπει να αντιμετωπίσει ένα προστατευτικό σύστημα σκαφών που διεισδύουν στην ατμόσφαιρα της γης ή άλλων πλανητών ,είναι πραγματικά ακραίες θερμοκρασίες χιλιάδων βαθμών κελσίου και προσκρούσεις με διάφορα σωματίδια όπως βροχή, μικρομετεωριτες κάπου ,στις τεράστιες ταχύτητες με τις οποίες κινούνται τα σκάφη, μπορούν να προξενήσουν σοβαρές ζημιές .Ως εκ τούτου η ανάπτυξη καλύτερων προστατευτικών επιστρώσεων παρουσιάζει εξαιρετικές δυσκολίες και ελάχιστα υλικά και συστήματα έχουν εφευρεθεί που να τις πληρούν τις προδιαγραφές αυτές.

6 Η ΥΠΕΡΗΧΗΤΙΚΗ ΠΤΗΣΗ ΚΑΙ ΥΠΕΡΘΕΡΜΑΝΣΗ ΤΩΝ ΔΙΑΣΤΗΜΟΧΗΜΑΤΩΝ ΣΕ ΠΛΑΝΗΤΙΚΕΣ ΑΤΜΟΣΦΑΙΡΕΣ

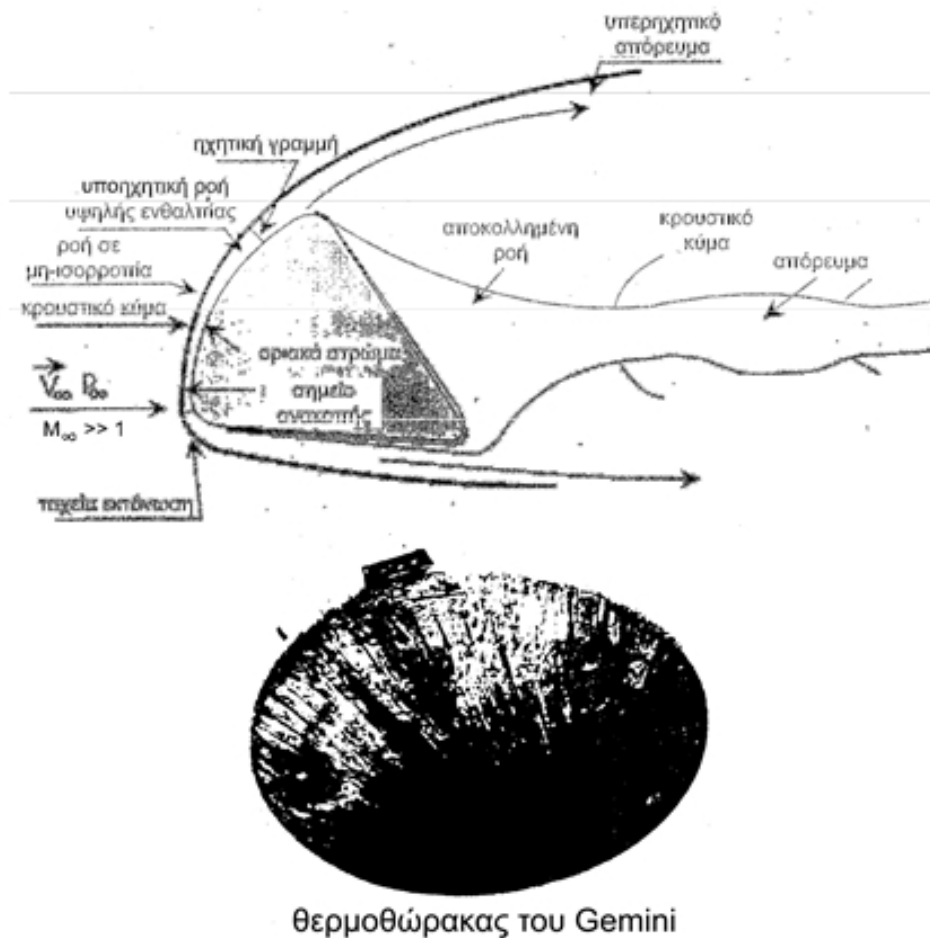
6.1 ΑΕΡΟΘΕΡΜΙΚΗ ΚΑΤΑΠΟΝΗΣΗ ΤΩΝ Δ/Ο ΚΑΤΑ ΤΗΝ ΑΤΜΟΣΦΑΙΡΙΚΗ ΕΙΣΟΔΟ

Η εξέλιξη της αεροθερμοδυναμικής συνδέεται με δυο χαρακτηριστικά τεχνολογικά παραδείγματα ανάπτυξης διαστημικής μεταφοράς. Είναι:

- (α) ο στελεχωμένος (επανδρωμένος) επανακτούμενος διαστημικός θαλαμίσκος και
- (β) το επανακτούμενο αλλά κατακόρυφα εκτοξευόμενο διαστημοπλάνο.

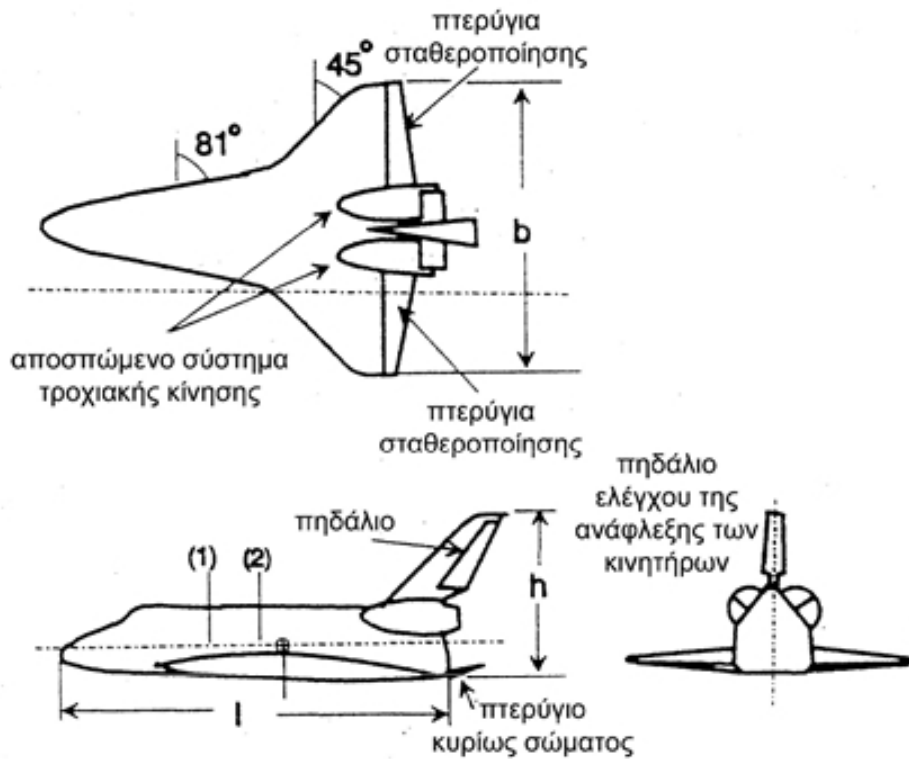
Και οι δύο κατασκευές είχαν και έχουν ευρύτατο πεδίο εφαρμογών με αρκετά αντιπροσωπευτικά παραδείγματα:

- (α) Το 1961 επιτεύχθηκε η πρώτη επανδρωμένη με τον Yuri Gagarin επιστροφή στη Γη με το διαστημικό θαλαμίσκο Vostok I, κατά την επιβράδυνση του οποίου στην ατμόσφαιρα παρατηρήθηκαν αριθμοί Mach $M > 25$. Τα αέρια συστατικά της ατμόσφαιρας θερμάνθηκαν σε θερμοκρασίες μεγαλύτερες των 10000K με αποτέλεσμα να αφετεριώνονται (μόρια διαχωρίζονται σε άτομα) και να ιοντίζονται (άτομα χάνουν ηλεκτρόνια και γίνονται ιόντα). Το ιοντισμένο και ηλεκτρικώς αγώγιμο στρώμα αέρα γύρω από το Δ/Ο προκαλεί μάλιστα το γνωστό "reentry blackout" για μικρό χρονικό διάστημα με το επικίνδυνο αποτέλεσμα τον τηλεπικοινωνιακό αποκλεισμό του Δ/Ο. Γι' αυτό ο θαλαμίσκος ήταν προστατευμένος με υλικά ανθεκτικά σε τέτοιες θερμοκρασίες (κεραμικά, σύνθετα πυράντοχα υλικά, κ.ά.). Κατά τη διάρκεια της υπερθέρμανσης τα εξωτερικά στρώματά του κελύφοαπικοδομούνται επιφανειακά με υγροποίηση ή αεριοποίηση μέσω χημικών αντιδράσεων, τήξης ή και εξάχνωσης αυξάνοντας έτσι το θερμομονωτικό τους ρόλο και την απαγωγή θερμότητας. Το Σχήμα 6.1.1 δείχνει εντελώς σχηματικά το ροϊκό πεδίο γύρω από ένα διαστημικό θαλαμίσκο με τις χαρακτηριστικές ιδιαιτερότητές του κατά την είσοδό του στην ατμόσφαιρα, καθώς και μία φωτογραφία του προστατευτικού θώρακα μετά από τις αλλοιώσεις που υπέστη κατά την πτήση του θαλαμίσκου Gemini. Μετά από κάθε επανείσοδο ο θερμοθώρακας αντικαθίσταται. Σε σύγχρονες κατασκευές χρησιμοποιούν ειδικά σύνθετα υλικά από μείγμα άνθρακα και πυριτίου (C/SiC) μικρής πυκνότητας, που έχουν οδηγήσει σε μεγάλη εξοικονόμηση βάρους.

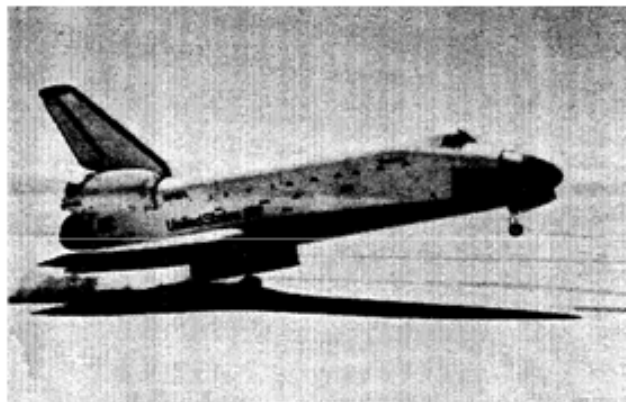


Σχήμα 6.1.1 Σκαρίφημα του ροϊκού πεδίου γύρω από εισερχόμενο στελεχωμένο θαλαμίσκο στη γήινη ατμόσφαιρα σε υπερυπερηχητική ροή ($M > 5$) και φωτογραφία με τα ίχνη της υπερθέρμανσης στην επιφάνεια του θερμοθώρακα.

(β) Στη δεκαετία μετά το 1970 αναπτύχθηκε το υπερυπερηχητικό διαστημικό σύστημα μεταφοράς των Η.Π.Α. γνωστό ως Διαστημικό Λεωφορείο (Space Transportation System STS, Space Shuttle), μάζας σχεδόν 100000 kg. Στο ΣΧΗΜΑ 6.1.2 και στον ΠΙΝΑΚΑ 6.1.1 δίνονται κάποια γεωμετρικά χαρακτηριστικά και μία φωτογραφία της προσγείωσής του. Παρόμοια συστήματα έχουν αναπτύξει η Ρωσία (Buran) και η Γερμανία (Hermes), αλλά το Space Shuttle έχει φθάσει μετά το 1980 σε υψηλό βαθμό ωριμότητας γι' αυτό και χρησιμοποιείται συνεχώς σε διάφορες αποστολές και κυρίως για τη συναρμολόγηση του διεθνούς διαστημικού σταθμού (ISS: International Space Station), ο οποίος θα λειτουργήσει μέχρι το 2015.



- (1) εμπρόσθιο Κέντρο Βάρους = $0.65 l$
 (2) πρύμνιο Κέντρο Βάρους = $0.67 l$



Διαστημικό Λεωφορείο

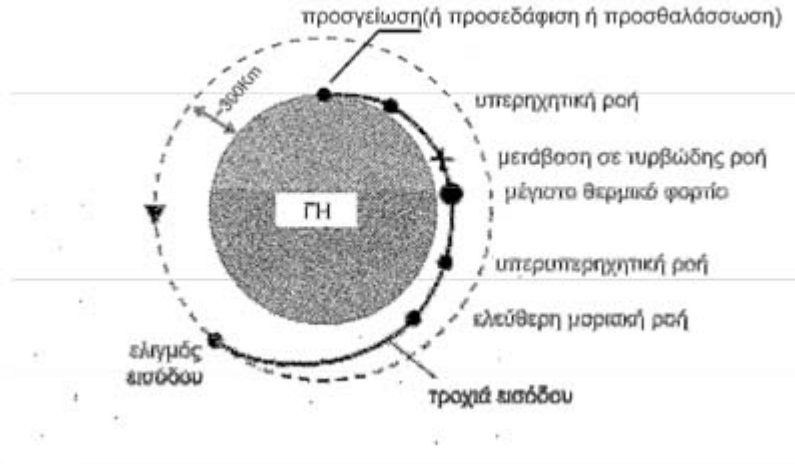
Σχήμα 6.1.2 Φυσικά χαρακτηριστικά του Συστήματος Διαστημικής Μεταφορά (Space Shuttle) και στιγμιότυπο της προσγείωσής του.

ΣΥΜΒΟΛΟ	ΟΡΙΣΜΟΣ	ΣΤΟΙΧΕΙΑ
M	ΣΥΝΟΛΙΚΗ ΜΑΖΑ	99700 Kg
B	ΕΚΠΕΤΑΣΜΑ ΠΤΕΡΥΓΑΣ	23,79 m
L	ΜΗΚΟΣ ΑΤΡΑΚΤΟΥ	32.77 m
S	ΕΠΙΦΑΝΕΙΑ ΠΤΕΡΥΓΙΩΝ	249,77 m
H	ΥΨΟΣ ΟΥΡΑΙΟΥ	10,55 m
C	ΜΕΣΗ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗ ΧΟΡΔΗ	12,06 m

Πίνακας 6.1.1 Χαρακτηριστικά στοιχεία γεωμετρίας και μάζας του Διαστημικού Λεωφορείου (Space Shuttle).

Η είσοδος ενός διαστημοχήματος (Δ/Ο) στην ατμόσφαιρα της Γης ξεκινάει με τους ελιγμούς επαναφοράς και την έναρξη της τροχιάς επανεισόδου. Εκεί η ροή περιγράφεται από την κινητική θεωρία των αερίων, αφού πρόκειται για πτήση σε εξαιρετικά αραιωμένη ατμόσφαιρα, όπου επικρατεί "ελεύθερη μοριακή ροή". Πράγματι π.χ. στα ύψη πτήσης $H=300\text{km}$ μέχρι και 100 km , η ταχύτητα του θαλαμίσκου είναι περίπου αυτή της προηγηθείσας διαστημικής τροχιάς, δηλ. από 7500 έως 15000m/s (ανάλογα με την προέλευση της αποστολής, δηλ. από γήινη τροχιά ή από διαπλανητική πτήση) και οι συνθήκες περιβάλλοντος σ' αυτά τα ύψη. Με γνωστές σχέσεις της Ρευστοδυναμικής μπορούν υπολογιστούν ο αριθμός Mach M_∞ και οι συνθήκες στο σημείο ανακοπής r_t και r_c με την απλουστευμένη υπόθεση του θερμοδυναμικά ιδεώδους αερίου. Ο υψηλός αριθμός Knudsen δείχνει, ότι στα μεγάλα ύψη επικρατούν συνθήκες ελεύθερης μοριακής και κατόπιν μετά τα 100 km μεταβατικής ροής. Πρόκειται για συνθήκες ροής χαμηλών πυκνοτήτων, που εξετάζονται στη ΡΕΥΣΤΟΜΗΧΑΝΙΚΗ.

Η υπερυπερηχητική ροή του αέρα ως συνεχούς μέσου αρχίζει στα 70 έως 80km , ενώ σε ύψος περίπου 45 km παρατηρείται η μέγιστη θερμική καταπόνηση του θερμοθώρακα με θερμικά φορτία μέχρι και 3MW/m^2 (3000 kW/m^2). Οι αντίστοιχες ενδεικτικές τιμές πίεσης, πυκνότητας και θερμοκρασίας στο σημείο ανακοπής είναι $p_t \approx 1\text{ bar}$, $\rho_t \approx 0,1\text{ kg/m}^3$ και $T_t \approx 2900\text{K}$ και ο αριθμός Reynolds αρκετά χαμηλός της τάξεως του 10 : $Re_\infty=0(10)$. Σημειώνεται ότι η "καυτή" φάση της επανεισόδου διαρκεί περίπου 300s , χρονικό διάστημα αρκετό, αλλά με την υπάρχουσα θερμομόνωση η θερμοκρασία του ωφέλιμου φορτίου στο εσωτερικό δεν υπερβαίνει τους $70\text{ }^\circ\text{C}$ (ο αστροναύτης προφυλάσσεται με την ειδική στολή του!).



Σχήμα 6.1.3 Σχηματική παράσταση του ίχνους εισόδου διαστημικού θαλαμίσκου στην ατμόσφαιρα μέχρι την προσγγείωσή του. Με τον ελιγμό επαναφοράς, το διαστημόχημα αρχίζει το ίχνος εισόδου αρχικά σε περιοχή ελεύθερης μοριακής και υπερυπερηχητικής ροής με μεγάλους αριθμούς Kn και M , ακολουθεί η υψηλή θερμική καταπόνηση και κατόπιν η συνήθης υπερηχητική ροή μέχρι λίγο πριν την προσεδάφιση.

6.2 ΥΠΕΡΤΑΧΥΤΗΤΕΣ, ΥΠΕΡΗΧΗΤΙΚΗ ΡΟΗ ΚΑΙ ΥΠΕΡΘΕΡΜΟΚΡΑΣΙΕΣ

Η είσοδος του Δ/O στην πλανητική ατμόσφαιρα γίνεται με ταχύτητες V από 7500 έως 15000 m/s (ανάλογα με το πλανητικό βαρυτικό πεδίο και το είδος της τροχιάς προέλευσης) και πρέπει να μειωθούν μέχρι την προσεδάφιση ή προσγγείωσή του στην επιφάνεια του πλανήτη. Όμως στο μεγαλύτερο μέρος της πτήσης εισόδου οι ταχύτητες είναι μεγαλύτερες αυτής του ήχου, η οποία είναι, π.χ. για τη γήινη ατμόσφαιρα, περίπου 330 m/s. Κατά συνέπεια η πτήση του διαστημοχήματος στην πλανητική ατμόσφαιρα συγκρινόμενη με την τοπική ταχύτητα του ήχου χαρακτηρίζεται ως υπερυπερηχητική, υπερηχητική, διηχητική και υποηχητική. Οι τέσσερις αυτές περιοχές διαχωρίζονται με τα εξής συμβατικά (και όχι σαφή από φυσικής πλευράς) όρια του αριθμού Mach M :

- υπερυπερηχητική ροή: $M > 4$
- υπερηχητική ροή: $4 > M > 1$
- διηχητική ροή: $0,8 < M < 1,2$
- υποηχητική ροή: $M < 1$

Ο αριθμός Mach είναι ο αδιάστατος λόγος της ταχύτητας του Δ/O V προς την τοπική ταχύτητα του ήχου α , η οποία είναι τυπικό χαρακτηριστικό του κάθε αερίου με ειδική σταθερά R και ισεντροπικό εκθέτη γ :

$$M=V/\alpha \leftarrow \alpha = \sqrt{\gamma RT}$$

Ο ισεντροπικός εκθέτης γ είναι ο λόγος της ισοβαρούς προς την ισόχωρη θερμοχωρητικότητα και η ειδική σταθερά R του αερίου μέσου της πλανητικής ατμόσφαιρας υπολογίζεται από τη γενική σταθερά των αερίων R_a και τη σχετική μοριακή μάζα του αερίου M_r . Ειδικότερα για τον ατμοσφαιρικό αέρα για ύψη

μικρότερα των 86 km είναι:

$$\gamma = C_p/C_v = 1,4 \quad , \quad R = R_a/M_r = 287,06 \text{ J/KgK}$$

$$R_a = 8314,383 \text{ J/KmolK} \quad , \quad M_r = 28,9644 \text{ Kg/kmol}$$

Η ειδική ισοβαρής θερμοχωρητικότητα του αερίου c_p υπολογίζεται από την ειδική σταθερά του αερίου με τις απλές σχέσεις του ιδεώδους θερμοδυναμικά αερίου και με τις παραπάνω τιμές για τον αέρα είναι:

$$C_p = \gamma C_v = \gamma / (\gamma - 1) \rightarrow C_p = 1004,71 \text{ J/KgK} \quad , \quad C_v = 717,65 \text{ J/KgK}$$

Κατά γενικότερη συμβατική παραδοχή θεωρούμε, ότι η είσοδος του Δ/Ο γίνεται σ' ένα εύλογο ύψος $h = 122 \text{ km}$, όπου η θερμοκρασία του αέρα είναι $T \approx 384 \text{ K}$ και η σχετική μοριακή μάζα $M_r = 26,04$. Με ταχύτητες εισόδου των Δ/Ο από 7500 έως 15000 m/s και τις παραπάνω σχέσης ευρίσκουμε, ότι οι αριθμοί Mach εισόδου του Δ/Ο στην ατμόσφαιρα κυμαίνονται από 18 έως και 36.

Άρα το διαστημόχημα εισέρχεται και αρχίζει την καθοδική πτήση στην ατμόσφαιρα με υπερυπερηχητική ταχύτητα V μέχρι τα ύψη των περίπου 40 km και κατόπιν εισέρχεται στην υπερηχητική και στην υποηχητική πτήση.

Αποτέλεσμα των υπερταχυτήτων του Δ/Ο είναι οι υπερθερμοκρασίες στο ροϊκό του πεδίο, αφού σύμφωνα με την εξίσωση ενέργειας η ολική ενθαλπία h_t εξαρτάται από το τετράγωνο της ταχύτητας:

$$h_t = h_\infty + V^2/2$$

Η εξίσωση αυτή υπαγορεύει, ότι στο σημείο ανακοπής του Δ/Ο, δηλ. εκεί όπου η ταχύτητα του αέρα γίνεται μηδέν, η παραγόμενη θερμότητα, ίση με το άθροισμα της στατικής ενθαλπίας h_∞ και της κινητικής ενέργειας του αέρα ταχύτητας V_∞ , είναι εξαιρετικά υψηλή. Αντίστοιχα υψηλή είναι η παραγόμενη θερμοκρασία, αφού ισχύει για θερμικά ιδεώδες αέριο:

$$h = C_p T_\infty \quad , \quad h_t = C_p T_t \rightarrow T_t = T_\infty + V^2/2 C_p$$

Τις παραπάνω εξισώσεις συμπληρώνει η καταστατική εξίσωση των αερίων που συνδέει πίεση p , απόλυτη θερμοκρασία T και πυκνότητα ρ :

$$P = Z \rho R T$$

με Z το συντελεστή πραγματικού αερίου, ο οποίος μέχρι τους $\sim 1500 \text{ K}$ μπορεί να θεωρηθεί ίσος με τη μονάδα, ενώ στις υψηλές θερμοκρασίες είναι $Z > 1$ και λαμβάνεται από πίνακες. Για τον ατμοσφαιρικό αέρα είναι $Z = 1$ μέχρι τα 86 km.

Στη γήινη ατμόσφαιρα η θερμοκρασία περιβάλλοντος ευρίσκεται στις συνήθεις χαμηλές τιμές των μετεωρολογικών συνθηκών. Αυξομειώνεται καθ' ύψος χωρίς όμως να υπερβαίνει τους $0 \text{ }^\circ\text{C}$, δηλ. $T \approx 273,15 \text{ K}$, μέχρι τα 113 km. Ακολουθεί μεγάλη άνοδος σ' όλα τα μεγάλα ύψη με περίπου 990 K στα 350 km. Όμως μέχρι τα 122 km, το οποίο θεωρείται ως το "κατώφλι" της ατμοσφαιρικής εισόδου του Δ/Ο, ανέρχεται μόνο μέχρι τους 384 K ($111 \text{ }^\circ\text{C}$). Αυτές οι στατικές θερμοκρασίες είναι πολύ μικρές σε σύγκριση με τις τιμές της "δυναμικής"

θερμοκρασίας, που αντιστοιχεί στην κινητική ενέργεια της ταχύτητας του αέρα. Θεωρούμε εδώ την (αυταπόδεικτη) παραδοχή, ότι το ροϊκό πεδίο και τα ρευστοθερμικά φαινόμενα γύρω από το ιπτάμενο σώμα με ταχύτητα V είναι τα ίδια με την αντίστροφη θεώρηση, κατά την οποία το ακίνητο σώμα προσρέεται από ομοιόμορφη ροή ταχύτητας του ατμοσφαιρικού αερίου $V_\infty = V$ υπό τις ίδιες συνθήκες πίεσης, πυκνότητας και θερμοκρασίας $\rho_\infty, \rho_\infty, T_\infty$, αντίστοιχα.

6.3 ΟΙ ΣΥΝΘΗΚΕΣ ΠΤΗΣΗΣ ΤΩΝ ΔΙΑΣΤΗΜΟΜΗΧΑΝΩΝ ΣΤΙΣ ΠΛΑΝΗΤΙΚΕΣ ΑΤΜΟΣΦΑΙΡΕΣ

Επανερχόμενο το Δ/O από το διάστημα συναντάει στα αρχικά ανώτερα στρώματα της ατμόσφαιρας συνθήκες εξαιρετικά χαμηλής πίεσεως και πυκνότητας και διαφορετικής συνθέσεως από αυτές στην επιφάνεια του εδάφους. Στο συμβατικό αρχικό ύψος της γήινης εισόδου των 122 km (κατώφλιο ατμόσφαιρας) επικρατούν οι αναφερόμενες στον ΠΙΝΑΚΑ 6.3.1 συνθήκες σε σύγκριση με τις συνθήκες στην επιφάνεια της θάλασσας: Παρατηρούμε πράγματι, ότι η σύνθεση της ατμόσφαιρας είναι διαφορετική από τα χαμηλά ύψη, αφού η σχετική μοριακή μάζα είναι μικρότερη σε σχέση με την κανονική, ενώ πολύ χαμηλή είναι η πίεση και η πυκνότητα. Όμως επικεντρώνουμε το ενδιαφέρον μας στη μέση ελεύθερη διαδρομή των μορίων λ . Πρόκειται - ως το φανταστούμε παρατηρώντας νοητά την κίνηση ενός μορίου μέσα στη χαοτική μοριακή κίνηση Brown - για την απόσταση, που διανύει ένα μόριο από την τυχαία σύγκρουσή του μ' ένα γειτονικό του μόριο μέχρι την επόμενη σύγκρουσή του μ' ένα άλλο. Δεν είναι δηλαδή κάποια απόσταση μεταξύ των μορίων, αλλά το διάστημα μεταξύ δυο αλληπάλληλων συγκρούσεων του ίδιου μορίου με άλλα μόρια.

Πράγματι η μεγάλη μέση ελεύθερη διαδρομή λ των μορίων της αραιωμένης ατμόσφαιρας σε σύγκριση με μία χαρακτηριστική διάσταση l_r του κινούμενου σ' αυτήν Δ/O αλλάζει τα χαρακτηριστικά της ροής, η οποία δεν περιγράφεται πλέον με τις εξισώσεις του συνεχούς μέσου (εξισώσεις NavierStokes και του οριακού στρώματος), αλλά με εξειδικευμένες αναλύσεις της "ελεύθερης μοριακής ροής" ή της "μεταβατικής ροής". Η χαμηλή πυκνότητα οδηγεί σε μικρούς αριθμούς Reynolds

$$Re = (\rho V l_r) / \mu$$

Όμως στα ροϊκά πεδία χαμηλών πιέσεων παίζει ρόλο ένας άλλος αδιάστατος χαρακτηριστικός αριθμός ομοιότητας, ο αριθμός Knudsen Kn . Είναι ο λόγος της μέσης ελευθέρως διαδρομής λ προς το χαρακτηριστικό μήκος του Δ/O l_r . Οι τιμές του Kn οριοθετούν τη συνεχή ροή από την ονομαζόμενη "ελεύθερη μοριακή ροή", δηλ. τη ροή, όπου το αέριο ρευστό δεν είναι πλέον συνεχές μέσο, αλλά οι συνθήκες καθορίζονται από την ελεύθερη κίνηση των μορίων του:

$$Kn = \lambda / l_r$$

Για να αποκτήσουμε άμεσα μια αίσθηση των συνθηκών πτήσης κάνουμε την εξής συγκριτική θεώρηση: Στα ύψη 0, 20, 90 και 122 km, οι αριθμοί Re του Δ/Ο με $m/s \quad l_r = 38$ (Space Shuttle) και 2,2 m (Δ/Ο τύπου Apollo), μπορούμε να υπολογίσουμε τους αριθμούς Knudsen Kn (λαμβάνοντας τις τιμές της μέσης ελευθέρως διαδρομής, π.χ. από τον ΠΙΝΑΚΑ 6.3.1), Reynolds Re και Mach M, ο οποίος συγκρίνει την ταχύτητα του διαστημοχήματος V με την ταχύτητα του ήχου α σύμφωνα με τη Για το Apollo σε πτήση άνω των 90 km επικρατεί ελεύθερη μοριακή ροή, ενώ στο Space Shuttle άνω των 120 km.

H km	V m/s	M $^{\infty}$	l _r = 38 m		l _r = 2.2 m	
			Re	Kn	Re	Kn
0	100	0.29	3.69 10 ⁸	1.75 10 ⁻⁹	2.15 10 ⁷	3 10 ⁻⁸
20	600	2.03	1.88 10 ⁸	2.4 10 ⁻⁸	1.09 10 ⁷	4.15 10 ⁻⁷
90	7000	25.54	9.1 10 ⁴	6.24 10 ⁻⁴	5.26 10 ³	1.08 10 ⁻²
122	7500	19.10	3.93 10 ²	1.08 10 ⁻¹	2.28 10	1.86

Πίνακας 6.3.1 Τιμές των χαρακτηριστικών αριθμών Mach, Reynolds και Knudsen για διάφορα ύψη δυο διαστημοχημάτων με χαρακτηριστικά μήκη 2,2 και 38m. Ο αριθμός Re μειώνεται κατ' αυξανόμενο ύψος, ο αριθμός Knudsen μεγαλώνει, δηλ. ο αέρας στα μεγάλα ύψη χάνει τη συνοχή και συνεκτικότητα του συνεχούς μέσου και η συνήθης συνεχή ροή διέρχεται μια μεταβατική περιοχή και γίνεται ελεύθερη μοριακή ροή. Για ύψη άνω των 30 km η πτήση είναι υπερυπερηχητική με αριθμούς Mach μεγαλύτερους του 5.

Συνδυάζουμε τους τρεις χαρακτηριστικούς αριθμούς Re, Kn και M λαμβάνοντας υπόψη τη γνωστή μας καταστατική εξίσωση των αερίων για χαμηλές θερμοκρασίες $p = \rho RT$, και τη σχέση με τον απλουστευμένο υπολογισμό του λ:

$$\lambda = 3\mu (\sqrt{T / \rho}) (\sqrt{\pi R / 8})$$

Υπολογίζουμε τον αριθμό Knudsen εισάγοντας τους αριθμούς $Re = \pi V l_r / \mu$ και $M = V/a$ μέσω του μήκους αναφοράς l_r και της ταχύτητας V:

$$Kn = M l_r = (3M\rho / p Re) \sqrt{\gamma RT} \sqrt{RT} \sqrt{(\pi/8)}$$

Η αλληλεξάρτηση αυτή μεταξύ τριών πολύ σημαντικών αδιάστατων χαρακτηριστικών αριθμών της ροής γύρω από το Δ/Ο, που ισχύει για κάθε πλανητική ατμόσφαιρα, κάθε μία με τον δικό της ισεντροπικό εκθέτη γ, επιβεβαιώνει την παρατήρηση από τις τιμές του ΠΙΝΑΚΑ 6.3.1, ότι η πτήση με χαμηλούς αριθμούς Re και υψηλούς M οδηγεί σε υψηλούς αριθμούς Knudsen.

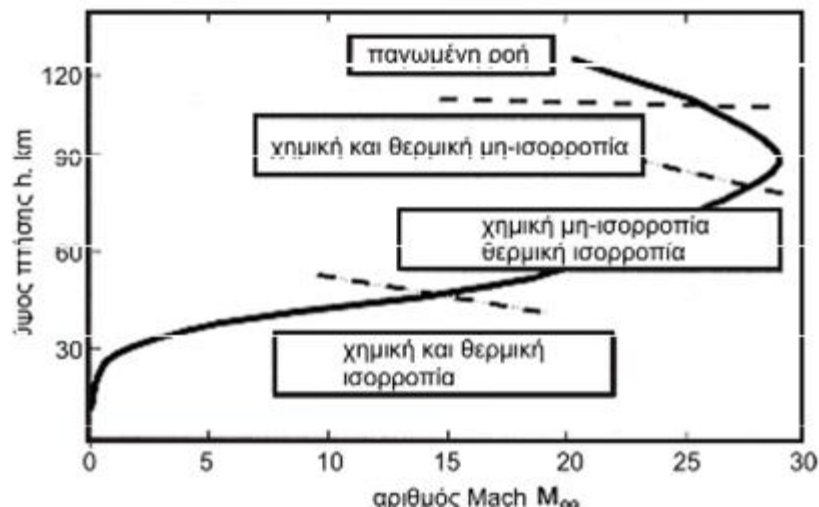
Ολοκληρώνοντας τη θεώρηση των συνθηκών πτήσης των Δ/Ο που εισέρχονται στη γήινη ή σε ατμόσφαιρες άλλων πλανητών διαπιστώνουμε, ότι οι υψηλές ταχύτητες σε χαμηλές καταρχήν και κατόπιν σε υψηλότερες πιέσεις καθιστούν το ροϊκό πεδίο εξαιρετικά περίπλοκο με επακόλουθα να δυσχεραίνονται οι υπολογιστικές προβλέψεις. Ιδιαίτερες δυσκολίες είναι κυρίως οι εξής:

(α) Αναπτύσσονται υψηλές θερμοκρασίες στα στρώματα του αέρα πλησίον των τοιχωμάτων του Δ/Ο με συνέπεια την αφετεροίωση (δηλ. το διαχωρισμό

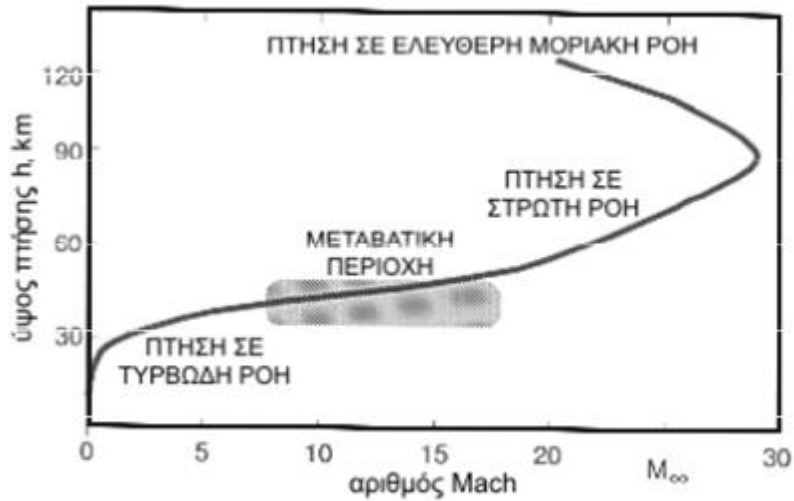
μορίων σε άτομα), τις χημικές αντιδράσεις και τον ιοντισμό των ατόμων των συστατικών του αέρα. Αδήριτη είναι κατά συνέπεια η ανάγκη ειδικών υπολογισμών, που λαμβάνουν υπόψη τα θερμοχημικά φαινόμενα. Η καταπόνηση του Δ/Ο από την υψηλή μεταφορά θερμότητας είναι μεγάλη και προκαλεί προβλήματα. Το ΣΧΗΜΑ 6.3.1 δίνει μία Σχήμα της θερμοδυναμικής κατάστασης του αέρα στο ροϊκό πεδίο ενός Δ/Ο κατά την είσοδό του στη γήϊνη ατμόσφαιρα.

(β) Οι χαμηλοί αριθμοί Reynolds στα μεγάλα ύψη έχουν ως αποτέλεσμα η ροή να είναι σ' ολόκληρο το ροϊκό πεδίο του Δ/Ο στρωτή και να γίνεται τυρβώδης σε ύψη μικρότερα των 40 km. Το διάγραμμα στο ΣΧΗΜΑ 6.3.2 απεικονίζει ποιοτικά το χαρακτήρα του ροϊκού πεδίου.

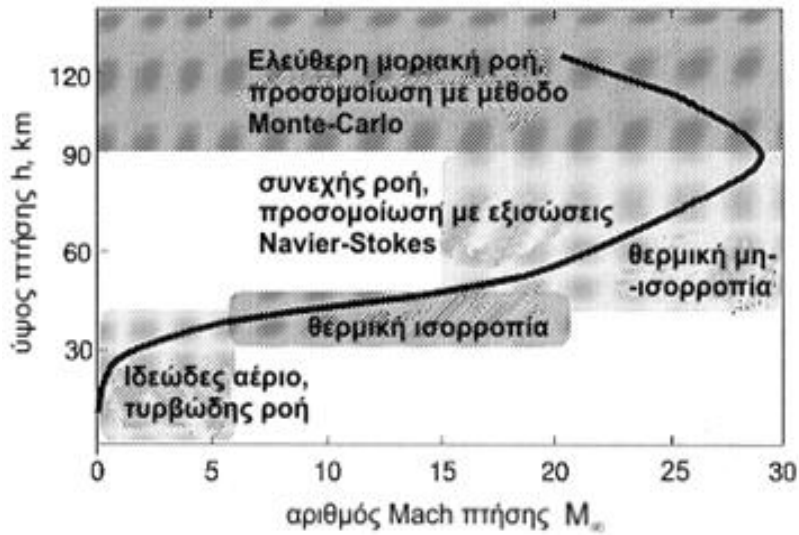
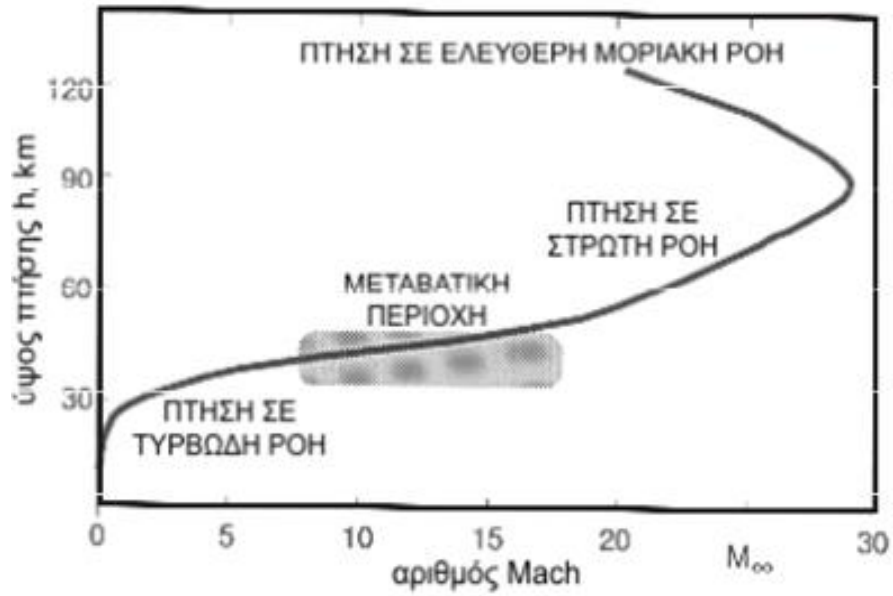
(γ) Οι μεγάλοι αριθμοί Knudsen Kn στα ανώτερα στρώματα της ατμόσφαιρας έχουν ως αποτέλεσμα η ροή γύρω από το Δ/Ο να μην είναι συνεχής, αλλά μεταβατική ή ελεύθερη μοριακή ροή. Οι σχέσεις της κλασσικής ρευστομηχανικής (εξισώσεις συνεχούς μέσου Navier-Stokes, οριακού στρώματος) δεν ισχύουν ή ισχύουν εν μέρει και με πολλούς περιορισμούς.



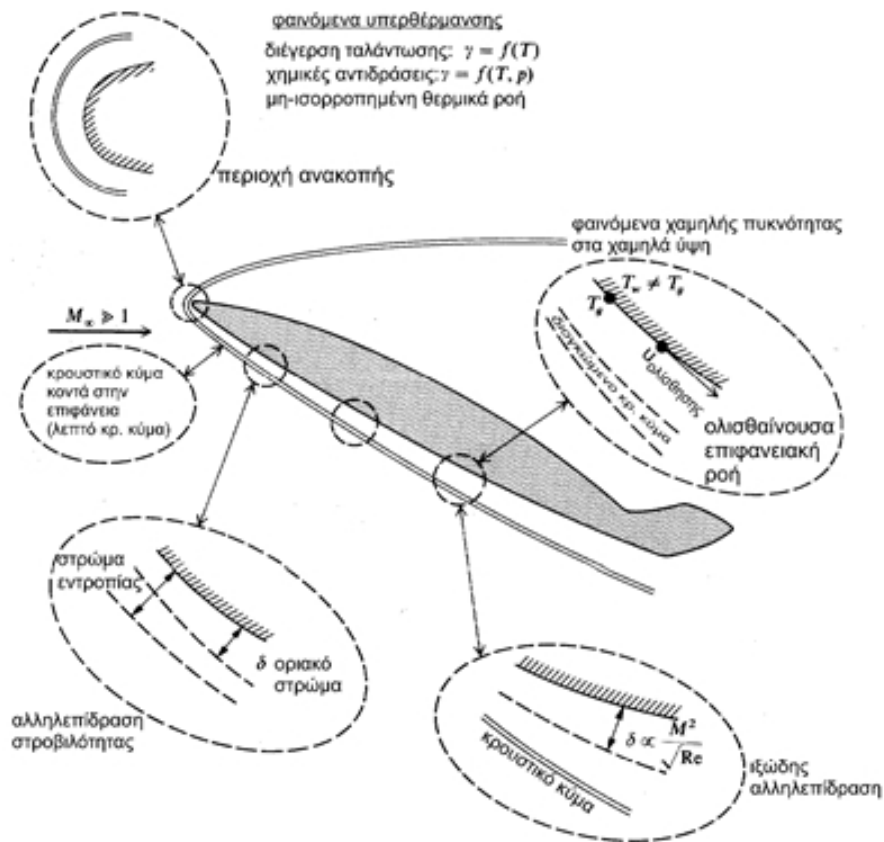
Σχήμα 6.3.1 Κατά την κάθοδο του διαστημοχήματος στην πλανητική ατμόσφαιρα με τις συνήθεις υπερύψηλες ταχύτητες της καθοδικής πτήσης στις περιοχές ανακοπής της επιφάνειας του, επικρατούν κυρίως μεταβατικές ρευστοθερμικές καταστάσεις όπως καταστάσεις θερμοδυναμικής ισορροπίας ή μη-ισορροπίας ή και παγωμένης θερμοδυναμικής ροής .



Σχήμα 6.3.2 Οι διαφορετικοί τύποι ροής από ελεύθεροι μοριακή στα υψηλά ατμοσφαιρικά στρώματα σε στρωτή μεταβατική και τυρβώδη εν συνεχεία στα κατώτερα ,δεν επιτρέπουν την ενιαία αναλυτική και υπολογιστική αντιμετώπιση του ίχνους πτήσης καθόδου του διαστημοχήματος .



Σχήμα 6.3.3 Η υπολογιστική ανάλυση και η προσομοίωση του ροίκου πεδίου των υπερταχυτήτων και των υπερθερμοκρασιών του εισερχόμενου στην πλανητική ατμόσφαιρα διαστημοχηματός γίνεται με διάφορες μεθόδους ανάλογα με τις ρευστοθερμικές καταστάσεις που διατρέχει το Δ/O μεταξύ της ελεύθερης μοριακής ροής και της ροής συνεχούς μέσου



Σχήμα 6.3.4 Παραστατική των χαρακτηριστικών φυσικών φαινομένων για υπερηχητική ροή γύρω από Δ/Ο που εισέρχεται στην γήινη ατμόσφαιρα

(δ) Οι μεγάλοι αριθμοί Mach ($M > 4$) καθιστούν τη ροή υπερυπερηχητική. Η δομή των κρουστικών κυμάτων σε συνδυασμό με τις χαμηλές πυκνότητες αλλάζει και προκαλείται αλληλεπίδραση οριακού στρώματος και κρουστικού κύματος.

Επίσης στο ΣΧΗΜΑ 6.3.4 εντοπίζονται και τονίζονται όλα τα ειδικά φυσικά φαινόμενα, που χαρακτηρίζουν το ροϊκό πεδίο της υπερυπερηχητικής ροής σε σχηματική παρουσίαση γύρω από ένα Δ/Ο, το οποίο εισέρχεται στη γήινη (ή άλλη πλανητική ατμόσφαιρα). Τα σχόλια του σχήματος αυτού συμπληρώνουν την Σχήμα της περίπλοκης υπερυπερηχητικής ροής σε χαμηλές πυκνότητες και υψηλές θερμοκρασίες.

6.4 ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΣ ΤΗΣ ΜΕΤΑΦΟΡΑΣ ΘΕΡΜΟΤΗΤΑΣ ΚΑΤΑ ΤΗΝ ΥΠΕΡΗΧΗΤΙΚΗ ΠΤΗΣΗ ΤΩΝ Δ/Ο

Η μεταφορά θερμότητας q_w από το συμπιεστό οριακό στρώμα στην επιφάνεια του τοιχώματος του διαστημοχηματος σε περιοχές μάλιστα όπου οι υψηλές θερμοκρασίες προκαλούν την αφετεροίωση των μορίων (διαχωρισμός τους σε άτομα) εκφράζεται με την γενική σχέση για συνθήκες επί του τοιχώματος (δείκτης W) :

$$q_w = (k^* \partial T / \partial y)_w + (\rho \Sigma D_i h_i^* \partial T / \partial c_i) \text{ σε } J/sm^2 = W/m^2$$

Ο πρώτος όρος με το συντελεστή θερμικής αγωγιμότητας k , $J/(smK)$, και την κλίση της στατικής θερμοκρασίας T προέρχεται από το Νόμο του Fourier. Ο δεύτερος όρος προέρχεται από τη θερμική επιβάρυνση, που προκαλούν τα συστατικά του αφετεροιωμένου αέρα με κλάσμα μάζας C_i ως λόγο ρ_i / ρ , ενθαλπία h_i , J/kg , συντελεστή διαχυτότητας D_i , m^2/s , και πυκνότητα ρ . Η επίδρασή του σε σχέση με τον πρώτο όρο είναι αμελητέα, όταν η επιφάνεια του Δ/Ο είναι "ουδέτερη".

Αν έχει όμως "καταλυτικές" ιδιότητες που επιταχύνουν ή επιβραδύνουν την ανασύσταση των αφετεροιωμένων αερίων, ο δεύτερος όρος παίζει μεγάλο ρόλο. Επίσης ιδιόζουσα περίπτωση αποτελεί η επιφάνεια με ελεγχόμενη "τήξη ή εξάχνωση" με σκοπό τη μεγαλύτερη απαγωγή θερμότητας. Στην ανάλυση που ακολουθεί εξετάζονται μόνο ουδέτερες επιφάνειες των Δ/Ο.

Σε κάθε περίπτωση όμως, προαπαιτείται η ακριβής γνώση των ροικών μεγεθών στο ροϊκό πεδίο του Δ/Ο. Ειδικότερα ενδιαφέρουν οι συνθήκες μέσα στο οριακό στρώμα με τη βοήθεια σύγχρονων υπολογιστικών μεθόδων και συστημάτων αριθμητικής επίλυσης των εξισώσεων συνέχειας, ορμής (Navier-Stokes) και ενέργειας. Τούτο γίνεται κατά το λεπτομερή και ακριβή σχεδιασμό διαστημοχημάτων, σε συνδυασμό με αντίστοιχες μετρήσεις σε αεροσήραγγες και δοκιμές σε πραγματική πτήση. Όμως για τον προκαταρκτικό σχεδιασμό διαστημικών αποστολών και διαστημοχημάτων αρκούν ορισμένες επιβεβαιωμένες από τη διαστημική πρακτική ημιεμπειρικές σχέσεις.

Προέχει επίσης ο υπολογισμός της μεταφοράς θερμότητας στο σημείο ανακοπής q_{tref} , διότι :

(α) είναι η μέγιστη στο ροϊκό πεδίο του Δ/Ο αποτελώντας κρίσιμο μέγεθος αναφοράς και διαστασιολόγησης της θερμοθωράκισής του και

(β) ένεκα της συμμετρίας του ροϊκού πεδίου όλα τα μεγέθη μπορούν να δοθούν ως συναρτήσεις μόνο της κάθετης διάστασης y , εκτός από την ταχύτητα u , η οποία λαμβάνεται ανάλογη του x επί μία συνάρτηση του y .

Από τις εκτεταμένες έρευνες για να αντιμετωπισθεί η υπερθέρμανση των Δ/Ο κατά την κρίσιμη χρονική περίοδο της αρχικής προετοιμασίας των πρώτων διαστημικών πτήσεων, προέκυψε ως επικρατέστερο αποτέλεσμα αυτό των Fay και Riddell (1958), οι οποίοι χρησιμοποίησαν τη γνωστή μέθοδο της ομοιότητας του οριακού στρώματος στις αναλύσεις τους.

Κατ' αρχάς δεχόμαστε, ότι ο δεύτερος όρος της αρχικής, ($q_0 = 20 W/m^2$ μέχρι $1000 W/m^2$), που αναφέρεται στη μεταφορά θερμότητας από διεργασίες αφετεροίωσης και μερικού ιοντισμού του αέρα, είναι αμελητέος σε σύγκριση με τον όρο Fourier και γι' αυτό σε πρώτη προσέγγιση δεν συνυπολογίζεται. Επίσης διαπιστώνεται, ότι η γεωμετρία του σώματος στην περιοχή ανακοπής διαφοροποιεί τη μεταφορά θερμότητας από το υπέρθερμο αέριο στο τοίχωμα. Έτσι προκύπτει η

μεταφορά θερμότητας σε σημείο ανακοπής σε σφαιρική επιφάνεια (π.χ. σε σφαιρική κεφαλή ενός αξονοσυμμετρικού σώματος, όπως του αξονικά προσρεόμενου κυλίνδρου ή κώνου) να είναι μεγαλύτερη περίπου κατά το συντελεστή 2 από την τιμή σε κυλινδρική επιφάνεια, δηλ. ενός εγκάρσια προσρεόμενου κυλίνδρου ή του κυλινδρικού πρωραίου τμήματος ενός δισδιάστατου σφηνοειδούς σώματος ή του χείλους μιας πτέρυγας:

$$(q_{\text{tref}})_{\text{αξονοσυμμετρικού σώματος}} = \sqrt{2}(q_{\text{tref}})_{\text{δυσδιάστατου σώματος}}$$

Η διαφορά αυτή οφείλεται στο διαφορετικό χαρακτήρα της ροής. Στο αξονοσυμμετρικό σώμα η ροή διαφεύγει προς όλες τις κατευθύνσεις, ενώ στο δισδιάστατο μόνο προς τα επάνω και κάτω. Έτσι στην πρώτη περίπτωση το πάχος του οριακού στρώματος είναι μικρότερο και κατά συνέπεια η μεταβολή θερμοκρασίας μέσα σε αυτό $(\partial T / \partial y)_w$ είναι μεγαλύτερη με αποτέλεσμα το μεγαλύτερο q . Μάλιστα στην περίπτωση σωμάτων με αιχμηρό σημείο ανακοπής σε αξονική προσροή η διαφορά είναι μεγαλύτερη, διότι προκύπτει (Bertin 1994)

$$(q_{\text{tref}})_{\text{κωνικού σώματος}} = \sqrt{2}(q_{\text{tref}})_{\text{σφηνοειδούς σώματος}}$$

Άρα, όταν είναι γνωστή η μεταφορά θερμότητας στη σφαιρική επιφάνεια της κεφαλής του αξονοσυμμετρικού Δ/Ο, ευρίσκουμε αμέσως την αντίστοιχη τιμή του q στο εμπρόσθιο μέρος ενός δυσδιάστατου τμήματος του. Η τελική σχέση των Fay και Riddell για το σημείο ανακοπής σφαιρικής κεφαλής αξονοσυμμετρικού σώματος για το οριακό στρώμα σε θερμοδυναμική ισορροπία και ουδέτερη (μη-καταλυτική) επιφάνεια τοιχώματος είναι:

$$q_{\text{tref}} = 0,763 / P_{r_{t2}} * (\rho_{t2} \mu_{t2})^{0.4} * (\rho_{wt} \mu_{wt})^{0.1} * (h_{t2} - h_{wt}) * \{1 / R_N (2 / \rho_{t2} (\rho_{t2} - \rho_{\infty}))^{0.5}\}^{0.5}$$

Η σημασία των διαφόρων μεγεθών είναι η ακόλουθη:

q_{tref} : Μεταφορά θερμότητας από τη ροή στο σημείο ανακοπής του Δ/Ο σε $J/(sm^2) = W/m^2$.

t_2 : Δείκτης για τιμές μεγεθών υπό συνθήκες θερμοκρασίας και πίεσης στο σημείο ανακοπής μετά το κάθετο κρουστικό κύμα στην κεφαλή του Δ/Ο.

W_t : Δείκτης για τιμές μεγεθών της ροής υπό συνθήκες θερμοκρασίας και πίεσης επί του τοιχώματος στη γραμμή του σημείου ανακοπής.

Pr : Αριθμός Prandtl: $Pr = \mu_p / k$.

ρ : Πίεση σε N/m^2 .

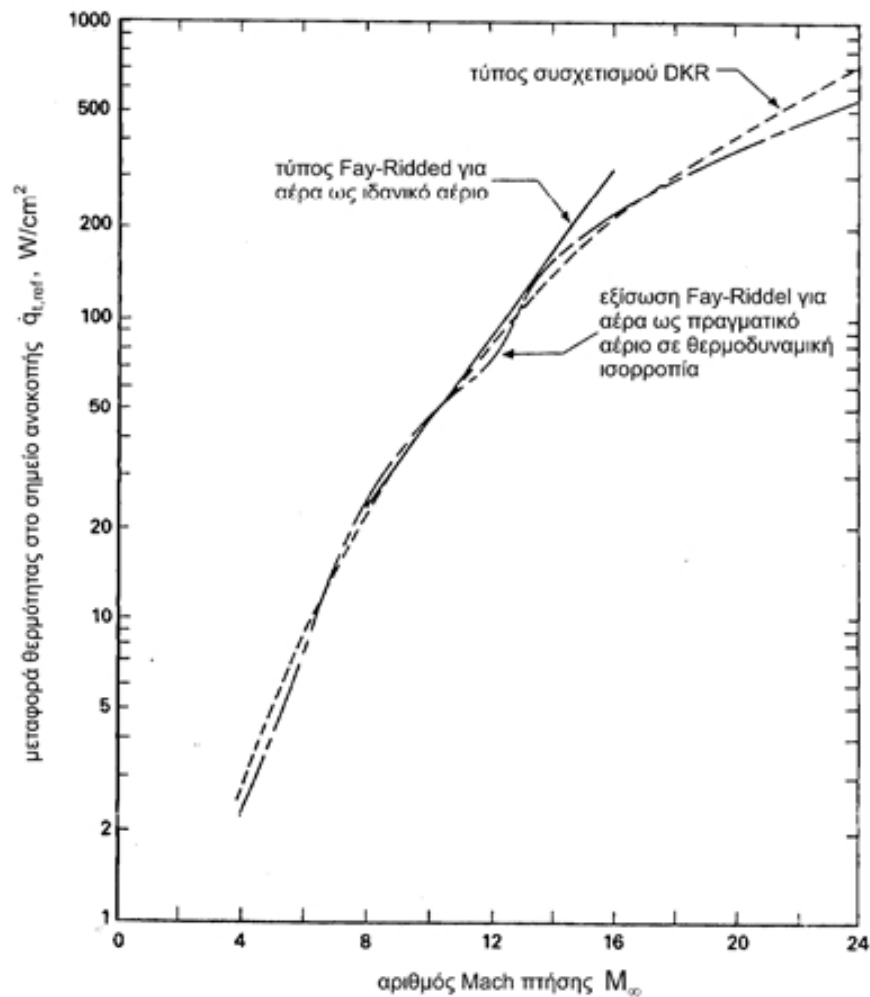
h_{t2} : Ολική ενθαλπία που αντιστοιχεί στην ολική θερμοκρασία T_{t2} μετά το κρουστικό κύμα J/Kg .

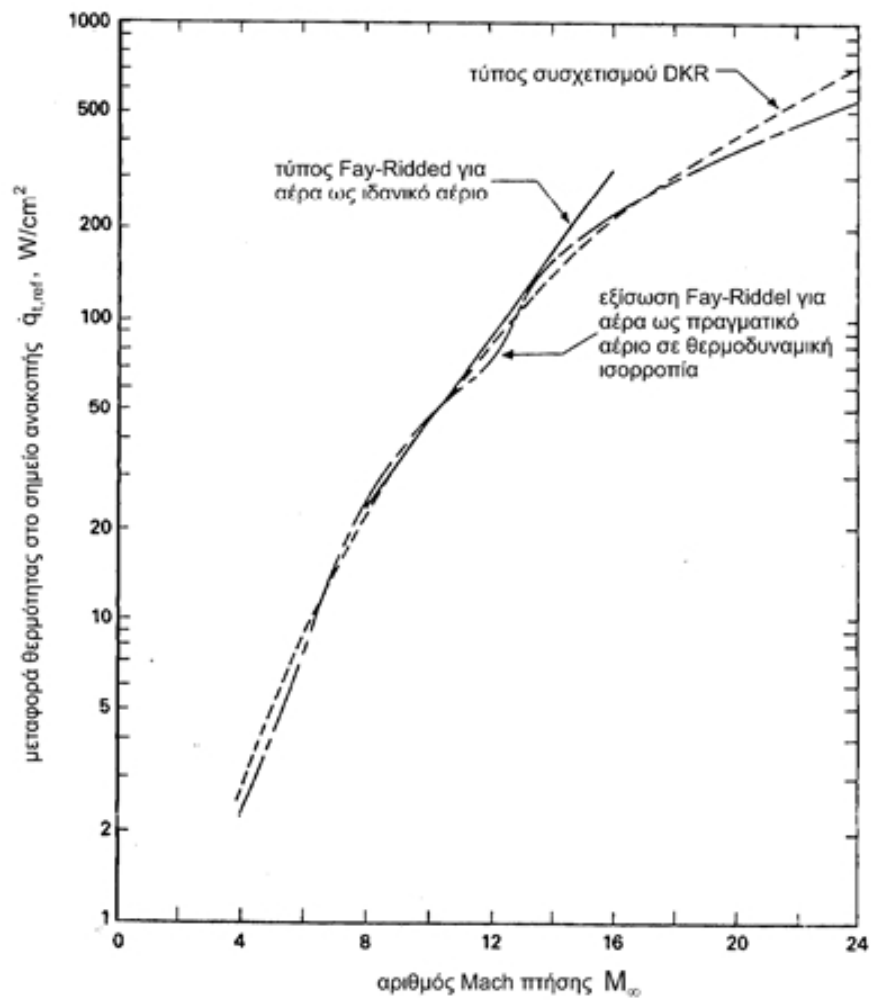
μ : Δυναμικό ιξώδες Kg/ms .

h_{wt} : Στατική ενθαλπία που αντιστοιχεί στη θερμοκρασία του τοιχώματος T_w επί της γραμμής του σημείου ανακοπής J/Kg .

R_N : Ακτίνα της σφαιρικής κεφαλής του Δ/O σε m.

Η παραπάνω σχέση έχει αποδειχθεί ως πολύ χρήσιμη και έχει επιβεβαιωθεί τόσο για υπολογισμό με τον αέρα ως θερμικά ιδανικού αερίου .όσο και σε καταστάσεις θερμοδυναμικής ισορροπίας του αέρα ως πραγματικού αερίου ,όπως δείχνει το σχήμα 6.4.1 .Στις πρακτικές εφαρμογές απαιτείται ασφαλώς ο υπολογισμός των διαφορών παραπάνω μεγεθών μετά το κάθετο κρουστικό κύμα.





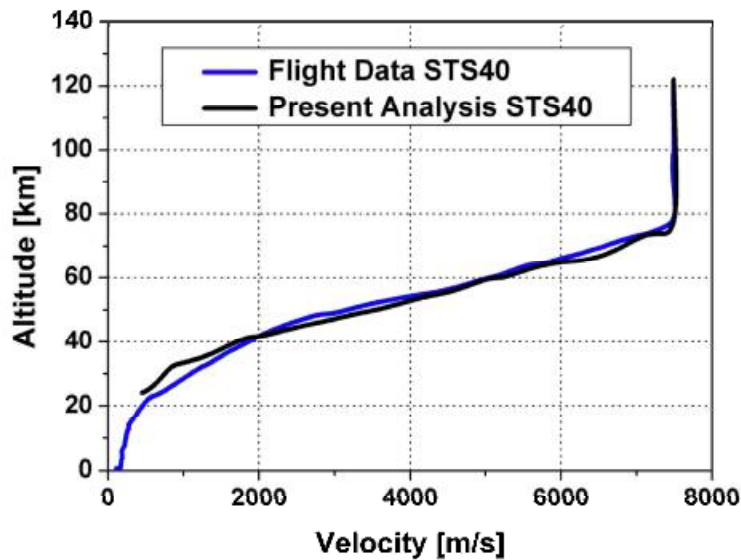
ΣΧΗΜΑ 6.4.1 Μεταφορά θερμότητας στο σημείο ανακοπής σφαιρικού Δ/Ο διαμέτρου 0,3048 m σε ύψους 45,7 Km σε υπερυπερηχητική πτήση με αριθμούς Mach μέχρι και 24.

6.5 ΠΡΟΣΟΜΟΙΩΣΗ ΤΩΝ ΑΕΡΟΘΕΡΜΙΚΩΝ ΣΥΝΘΗΚΩΝ ΠΤΗΣΗΣ ΑΓΝΩΣΤΙΚΩΝ ΟΧΗΜΑΤΩΝ ΤΥΠΟΥ Space Shuttle ΣΤΗ ΓΗΙΝΗ ΑΤΜΟΣΦΑΙΡΑ ΚΑΙ ΤΙ ΦΑΙΝΟΜΕΝΟ ΤΟΥ ΤΗΛΕΠΙΚΟΙΝΩΝΙΑΚΟΥ ΑΠΟΚΛΕΙΣΜΟΥ

Βασικά γεωμετρικά χαρακτηριστικά και αρχικές συνθήκες επανεισόδου για την υπολογιστική ανάλυση του υπερυπερηχητικού ίχνους πτήσης, παρουσιάζονται στον ΠΙΝΑΚΑ 6.5.1

Παράμετροι Πτήσης	Space Shuttle STS-40
μάζα m , kg	106140,0
μήκος αναφοράς L_{ref} , m	12,0
επιφάνεια αναφοράς S_{ref} , m	250,0
ακτίνα καμπυλότητας προωραίου τμήματος R_N , m	1,0
εκπεμπτικότητα τοιχώματος ϵ	0,8
ύψος εισόδου h_1 , km	122,0
γεωγραφικό μήκος εισόδου θ_1 , μοίρες	159,42
γεωγραφικό πλάτος εισόδου ϕ_1 , μοίρες	11,35
αρχική ταχύτητα V_1 , m/s	7492,0
αρχική γωνία πτήσης γ_1 , μοίρες	-1,293
αρχική γωνία πορείας ψ_1 , deg	51,73

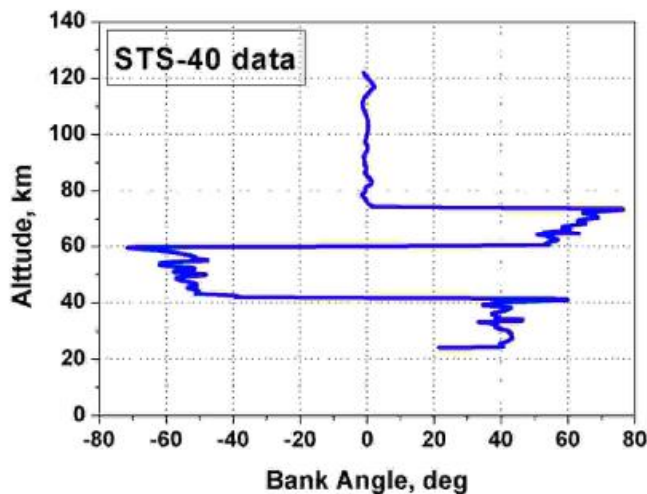
ΠΙΝΑΚΑΣ 6.5.1 Αρχικές συνθήκες επανεισόδου του STS-40 για την εκκίνηση του "υπερυπερηχητικού ταξιδιού" στη γήινη ατμόσφαιρα, καθώς και βασικά χαρακτηριστικά γεωμετρίας του



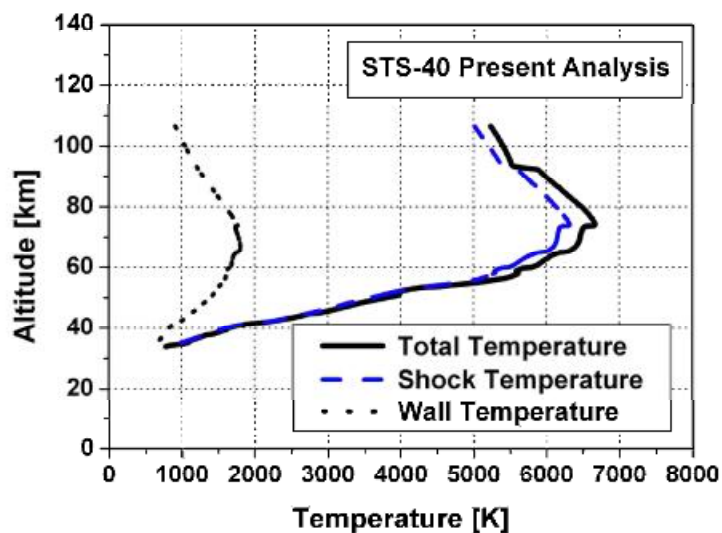
Σχήμα 6.5.1 Κλασικό διάγραμμα ταχύτητας-ύψους για την υπερυπερηχητική πρόβλεψη της πτήσης επανόδου του στελεχωμένου συστήματος Space Shuttle στη γήινη ατμόσφαιρα

Στο Σχήμα 6.5.1 παρουσιάζεται η κατανομή ταχύτητας (ονομαστικό ίχνος τροχιάς) της αποστολής STS-40 τον Ιούνιο του 1991, με βάση την ανάλυση ίχνους πτήσης, με αρχική ελλειπτική ταχύτητα 7492 m/s και αρχική γωνία εισόδου $-1,293^\circ$, για πτήση στη γήινη ατμόσφαιρα (μαύρη συνεχής γραμμή). Οι συντελεστές άνωσης C_L και αντίστασης C_D έχουν προσδιοριστεί με βάση το μοντέλο Τροποποιημένης Γραμμικής Νευτώνειας Ροής (ΤΓΝΡ).

Στο ίδιο διάγραμμα παρουσιάζεται και η βέλτιστη λύση (μπλε συνεχής γραμμή), η οποία λαμβάνεται από τα πραγματικά δεδομένα πτήσης μέσω μετρήσεων της NASA.



Σχήμα 6.5.2 Σημαντικές μεταβολές της γωνίας κλίσης εισόδου σ εφαρμόζονται από το Σύστημα Προσδιορισμού, Ελέγχου και Προσανατολισμού (ΣΠΕΠ) στο Διαστημικό Λεωφορείο και επηρεάζουν τις κατανομές των βασικών αεροθερμοδυναμικών μεγεθών κατά την πτήση στην ατμόσφαιρα της Γης.

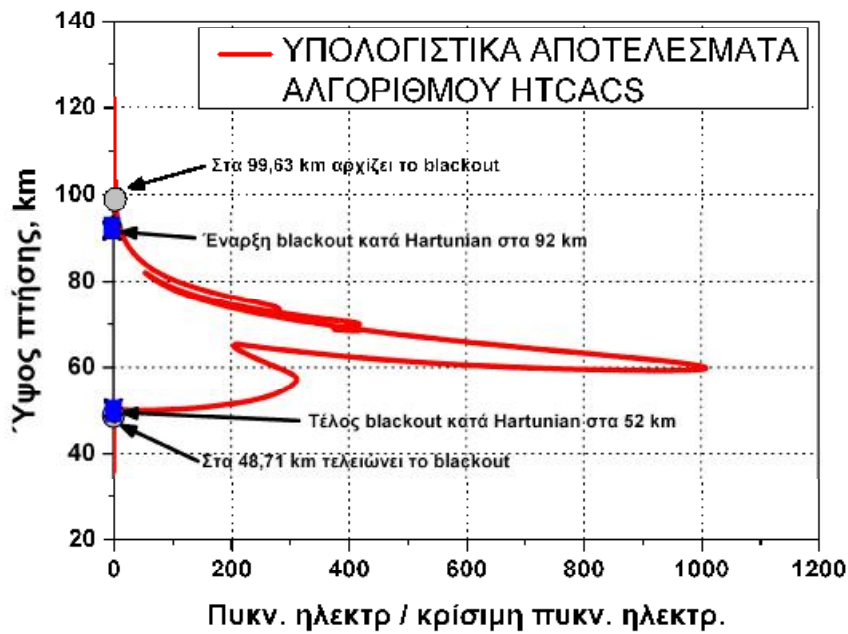


Σχήμα 6.5.3 Κατανομές ολικής θερμοκρασίας (στο εξωτερικό όριο του οριακού στρώματος), θερμοκρασίας κρουστικού κύματος και θερμοκρασίας τοιχώματος στην περιοχή ανακοπής πίσω από το καμπυλωμένο κρουστικό κύμα κατά την επανείσοδο του υπερυπερηχητικού οχήματος Space Shuttle στη γήινη ατμόσφαιρα.

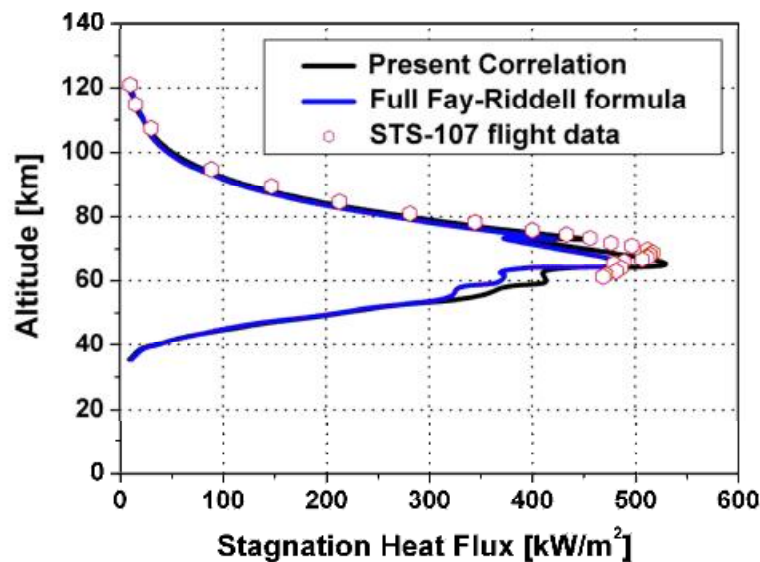
Το Σχήμα 6.5.2 παρουσιάζει τις σημαντικές χαρακτηριστικές αλλαγές (καθ' ύψος) της γωνίας κλίσης σ για την "αεροδυναμική καθοδήγηση" του στελεχωμένου Διαστημικού Λεωφορείου, με σκοπό να διατηρήσουμε χαμηλές τιμές επιβράδυνσης

και μεταφερόμενης θερμότητας (ανεκτά όρια για ανθρώπους, κατασκευαστικές δομές, υλικά προστατευτικού θερμοθώρακα, κ.τ.λ.).

Οι πολύ υψηλές θερμοκρασίες κατάντι του κρουστικού κύματος "προκαλούν" τα υψηλά θερμικά φορτία. Στο Σχήμα 6.5.3 παρουσιάζονται οι κατανομές της ολικής θερμοκρασίας T_{t2} και θερμοκρασίας τοιχώματος T_w στην περιοχή του σημείου ανακοπής για το Διαστημικό Λεωφορείο STS. Η μέση θερμοκρασία τοιχώματος ανακοπής "αγγίζει" τους σχεδόν 1830 K ενώ η μέγιστη θερμοκρασία στο εξωτερικό όριο του οριακού στρώματος φθάνει περίπου τους 6670 K στο ύψος των 74,5 km. Στην "περιοχή" αυτή των πολύ μεγάλων θερμοκρασιών παρατηρείται το φαινόμενο του τηλεπικοινωνιακού αποκλεισμού όπου για περίπου 17 min (λεπτά) δεν υπάρχει επαφή μέσω ηλεκτρομαγνητικών κυμάτων μεταξύ αστροναυτών και επίγειων παρατηρητηρίων παρακολούθησης της καθόδου του Διαστημικού Λεωφορείου, αυτό συμβαίνει καθώς παρατηρούνται υψηλές θερμοκρασίες σε συνεπεία αυτού να έχουμε διαχωρισμό και ιονισμό του οξυγόνου (O_2) και του αζώτου (N_2), προκαλώντας για μερικά δευτερόλεπτα το τηλεπικοινωνιακό αποκλεισμό του οχήματος. Η φάση του BLACKOUT συμβαίνει από τα 103,63 km έως τα 48,71 km, βλ. Σχήμα 6.5.4. Μεταξύ αυτών των περιοχών ύψους η συγκέντρωση ελευθέρων ηλεκτρονίων n_e στο υπερηχητικό ροικό πεδίο του αέρα του κρουστικού κύματος είναι υψηλότερη από την κρίσιμη τιμή $N_e = 6,56 \cdot 10^{10}$ ηλεκτρόνια n_e/cm^3 , η οποία προκύπτει για δεδομένη συχνότητα του τηλεπικοινωνιακού σήματος $f_p = 2,3$ GHz στο φάσμα συχνοτήτων S-band. Ο λόγος πυκνότητας ηλεκτρονίων n_e/N_e είναι μεγαλύτερος από την μονάδα και μάλιστα λαμβάνει τη μέγιστη τιμή του στο ύψος των 60 km περίπου, όπου επισυμβαίνει σημαντική θερμική επιβάρυνση.



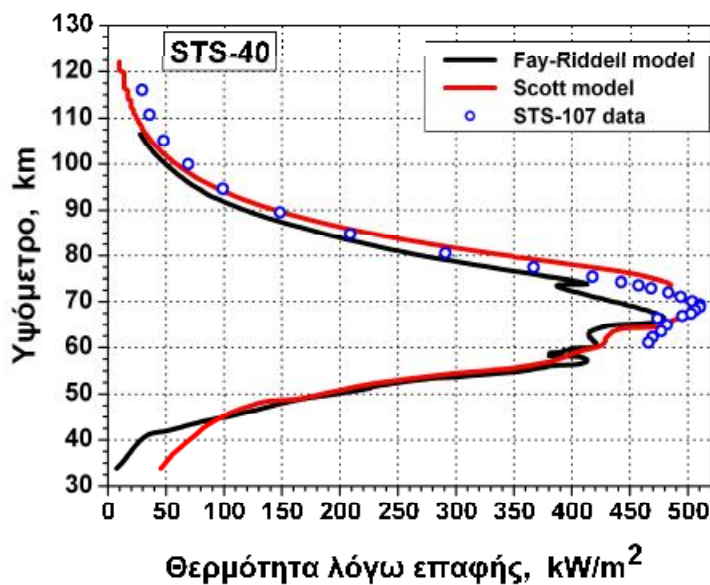
Σχήμα 6.5.4 Κατανομή του λόγου της πυκνότητας ηλεκτρονίων η_e προς την κρίσιμη πυκνότητα ηλεκτρονίων N_e , ως συνάρτηση του ύψους πτήσης καθόδου του Διαστημικού Λεωφορείου στην ατμόσφαιρα της Γης. Παρατηρείται, ότι το φαινόμενο του τηλεπικοινωνιακού αποκλεισμού οριοθετείται μεταξύ των υψών 103,63 km (έναρξη) και 48,71 km (λήξη), αντίστοιχα, όπου ο λόγος η_e/N_e είναι μεγαλύτερος από τη μονάδα.



Σχήμα 6.5.5 Θερμικά φορτία πτήσης για την προσομοίωση της αεροθερμικής καταπόνησης στην περιοχή ανακοπής κατά την υπερυπερηχητική κάθοδο της Διαστημικής Αποστολής STS-40 (Ιούνιος 1991).

Η υπολογιζόμενη ανωστική επιβράδυνση έχει μία μέγιστη τιμή στα περίπου 4 g, η οποία είναι αρκετά μικρότερη από τις αντίστοιχες τιμές για βαλλιστική πτήση εισόδου. Αυτός είναι ο κύριος λόγος για 5 έως 10 φορές μικρότερα θερμικά φορτία. Οι καθ' ύψος μεταβολές της μεταφερόμενης θερμότητας απεικονίζονται στα ΣΧΗΜΑΤΑ 6.5.5 έως 7, λαμβάνοντας υπόψη το προτεινόμενο μοντέλο μεταφερόμενης θερμότητας στην περιοχή ανακοπής, με τη θεώρηση της μοντελοποίησης του αέρα σαν πραγματικό αέριο σε θερμοδυναμική – χημική ισορροπία στις υψηλές θερμοκρασίες.

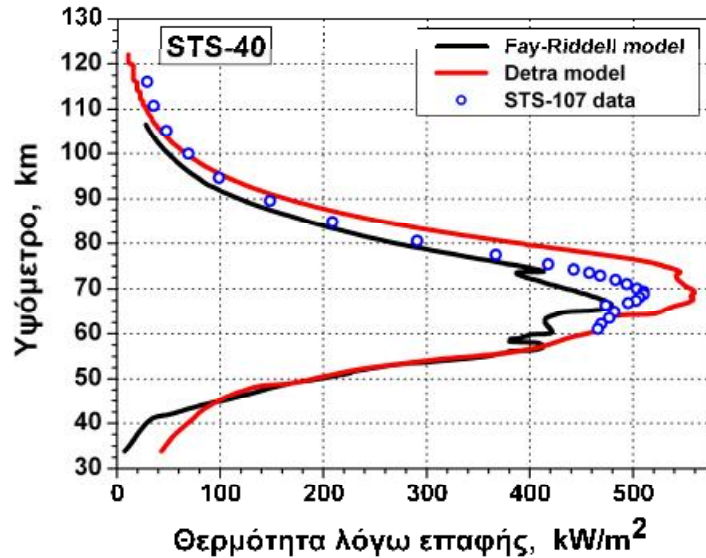
Στα ίδια διαγράμματα παρουσιάζονται αποτελέσματα από την εφαρμογή των εμπειρικών μοντέλων προσομοίωσης της αεροδυναμικής θέρμανσης των Detra κι Scott, αντίστοιχα, καθώς και της αναλυτικής προσεγγιστικής φόρμουλας των Fay-Riddell. Σε αυτά απεικονίζονται και τα πραγματικά δεδομένα των θερμικών φορτίων ανακοπής από το τελευταίο καταστροφικό συμβάν της πτήσης Columbia STS-107 την 1η Φεβρουαρίου 2003. Οι σημαντικότερες διαφορές παρουσιάζονται στα ύψη, όπου επικρατούν οι μέγιστες τιμές της μεταφερόμενης θερμότητας.



Σχήμα 6.5.6 Προσομοίωση μεταφερόμενης θερμότητας μέσω επαφής στο ρύγχος του Διαστημικού Λεωφορείου κατά τη διάρκεια της επανεισόδου της επιτυχημένης αποστολής STS-40 με το μοντέλο του Scott. Σύγκριση με τα πραγματικά δεδομένα πτήσης της μοιραίας αποστολής Columbia STS-107, καθώς και με το μοντέλο των Fay-Riddell για αφερευρωμένο αέρα σε υψηλές θερμοκρασίες

Έτσι, παρατηρώντας το Σχήμα 6.5.5, έχουμε μέγιστο θερμικό φορτίο, γύρω στα 530 kW/m² στο ύψος των 64 km περίπου για ανωστική πτήση υψηλών ταχυτήτων στη γήινη ατμόσφαιρα. Το ίδιο μέγιστο ποσό θερμότητας προκύπτει και με βάση τα ημι-εμπειρικά μοντέλα των Detra κι Scott, βλ. ΣΧΗΜΑΤΑ 6.5.6 και 7, σε μεγαλύτερο ύψος πτήσης 69 km. Αντίστοιχα, η εφαρμογή της αναλυτικής σχέσης των Fay-Riddell

δίνει μέγιστο θερμικό φορτίο ανακοπής γύρω στα 480 kW/m^2 (μέγιστη απόκλιση της τάξεως του 10 %), ίδια με την "πραγματική" τιμή της πτήσης του STS-107. Για να αποκτήσουμε διαίσθηση αυτών των πολύ υψηλών τιμών αναφέρουμε χαρακτηριστικά, ότι αν εκτεθούμε στον Ήλιο μια ζεστή μέρα την περίοδο του καλοκαιριού η επιφάνεια του ανθρωπίνου σώματος δέχεται περίπου 1 kW/m^2 !



Σχήμα 6.5.7 Προσομοίωση μεταφερόμενης θερμότητας μέσω επαφής στο ρύγχος του Διαστημικού Λεωφορείου κατά τη διάρκεια της επανεισόδου της επιτυχημένης αποστολής STS-40 με το μοντέλο των Detra-Kemp-Riddell. Σύγκριση με τα πραγματικά δεδομένα πτήσης της μοιραίας αποστολής Columbia STS-107, καθώς και με το μοντέλο των Fay-Riddell για αφετεροιωμένο αέρα σε υψηλές θερμοκρασίες.

7 ΣΥΝΟΨΗ ΚΑΙ ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ

Η ανάπτυξη του Διαστημικού Συστήματος Μεταφοράς **STS** (**S**pace **T**ransportation **S**ystem) ξεκίνησε στις αρχές της δεκαετίας του '70 με σκοπό την αντικατάσταση των μέχρι τότε μη-επαναχρησιμοποιούμενων πυραύλων, με ένα ολοκληρωμένο σύστημα μεταφοράς το οποίο θα χρησιμοποιείται συνεχώς. Έτσι θα αποφεύγονταν το κόστος κατασκευής τμημάτων τα οποία θα αναλώνονταν, με τμήματα που θα μπορούσαν με την κατάλληλη συντήρηση να χρησιμοποιηθούν επανειλημμένα. Η γνώση που χρησιμοποιήθηκε καθώς και οι τεχνικές παραγωγής ήταν αποτέλεσμα μακροχρόνιων ερευνών και επανειλημμένων θεωριών που εφαρμόστηκαν σε προγενέστερα διαστημικά προγράμματα, Mercury, Gemini, Apollo. Η επαλήθευση των μελετών οδήγησε σταδιακά στην ανάπτυξη ενός διαστημοχήματος όπως το Διαστημικό Λεωφορείο, το οποίο συνδυάζει τα χαρακτηριστικά ενός πυραύλου και ενός αεροσκάφους συμβατικού ταυτόχρονα.

Για την επιτυχή εκτέλεση μιας αποστολής, απαιτείται κατάλληλη προετοιμασία ολόκληρου του Διαστημικού Συστήματος Μεταφοράς **STS** (Τροχιακό Όχημα, Εξωτερική Δεξαμενή, Πύραυλοι Στερεών Καυσίμων), επιτυχημένη εκτόξευση από το Κέντρο Εκτόξευσης. Καθώς και έπειτα από την ολοκλήρωση της αποστολής, σωστή και ασφαλή απανείσοδο ανάλογα με τις περιστάσεις για να εξασφαλισθεί η επιβίωση του πληρώματος και του Τροχιακού Οχήματος. Το κάθε στάδιο απαιτεί προσεκτική μελέτη, πρόβλεψη παραγόντων που μπορεί να επηρεάσουν την πτήση του οχήματος και άρα όλη την αποστολή. Για τον λόγο αυτό οι προβλεπόμενες προδιαγραφές πρέπει να τηρούνται σε κάθε φάση μέσω συστηματικών ελέγχων που διενεργούνται.

Αρχικά μελετάται η δομή της διαστημικής αποστολής. Επιλέγεται το Τροχιακό Όχημα που θα εκτελέσει την αποστολή (Atlantis, Discovery, Endeavor, Columbia πριν το πρόσφατο ατύχημα 2003), ανάλογα με το βάρος του, το ωφέλιμο φορτίο που θα μεταφέρει στο <<αμπάρι>> καθώς και τον προορισμό του. Καθορίζεται το αρχικό ίχνος πτήσης για την εισαγωγή σε τροχιά και η επιχειρησιακή τροχιά, ελέγχεται η ετοιμότητα των πυραυλικών συστημάτων εκτόξευσης (Κύριες Μηχανές **SSMS**, Πύραυλοι Στερεών Καυσίμων **SRB**) καθώς και τα λειτουργικά υποσυστήματα του Τροχιακού Οχήματος και όλου του δικτύου, διαστημικού και επίγειου, που εξασφαλίζουν τη λειτουργία του ίδιου του οχήματος και τη διακίνηση όλων των στοιχείων που παράγει και συλλέγει το όχημα μέσω των επίγειων σταθμών προς τους χρήστες.

Το επόμενο στάδιο της προετοιμασίας αποτελεί η συντήρηση του Διαστημικού Συστήματος Μεταφοράς **STS**, η οποία όμως ουσιαστικά ξεκινά από την επιστροφή του Τροχιακού Οχήματος στο Κέντρο Εκτόξευσης Kennedy με το μεταγωγικό αεροσκάφος Boeing **SCA** (**S**pace **S**huttle **C**arrier). Το Τροχιακό Όχημα είναι μια κατασκευή από αλουμίνιο που περιλαμβάνει τρία τμήματα της ατράκτου (εμπρός, μεσαίο και πίσω), την πτέρυγα, το σύστημα πρόωσης και τα συστήματα αεροσκάφους. Εξωτερικά επικαλύπτεται με το Σύστημα Θερμικής Προστασίας **TPS** που το προστατεύει κατά την φάση της επανόδου από τις υψηλές θερμοκρασίες που αναπτύσσονται λόγω της τριβής με την ατμόσφαιρα. Με την προσγείωση του

στο Συγκρότημα Εκτόξευσης 39, το Τροχιακό Όχημα εισέρχεται στο Κτίριο Συναρμολόγησης του Οχήματος **VAB** (**Vehicle Assembly Building**), όπου εφαρμόζεται το Πρόγραμμα Λειτουργικής Αποκατάστασης **OPF** (**Orbiter Processing Facility**) που περιλαμβάνει την απομάκρυνση του επιστημονικού εξοπλισμού, καθαρισμό και συντήρηση του Συστήματος Τροχιακών Ελιγμών **OMS** (**Orbital Maneuvering System**), του Συστήματος Έλεγχου Πτήσης με Ανάδραση **RCS** (**Reaction Control System**) και των Εναλλακτικών Πηγών Ενέργειας **APU** (**Alternative Power Units**), αποστράγγιση και καθαρισμός των δεξαμενών καυσίμων των παραπάνω συστημάτων, αφαίρεση και συντήρηση των Κύριων Μηχανών **SSME** (**Space Shuttle Main Engines**), αφαίρεση και επισκευή-διόρθωση του τηλεκατευθυνόμενου βραχίονα. Τμήματα του Τροχιακού Οχήματος που υπέστησαν φθορές κατά την πτήση επισκευάζονται ή αντικαθίστανται, όπως το Σύστημα Θερμικής Προστασίας **TPS** (**Thermal Protection System**), επιλεγμένα δομικά στοιχεία, το σύστημα προσγείωσης, τα ελαστικά και άλλοι μηχανισμοί των συστημάτων. Με την αντικατάσταση των φθαρμένων συστημάτων, πραγματοποιείται και αναπλήρωση των δεξαμενών καυσίμων του Συστήματος Τροχιακών Ελιγμών **OMS**, του Συστήματος Έλεγχου Πτήσης με Ανάδραση **RCS** και των Εναλλακτικών Πηγών Ενέργειας **APU** και τελικά το Τροχιακό Όχημα ζυγίζεται και βρίσκεται το κέντρο βάρους, που επηρεάζει άμεσα τις επιδόσεις του οχήματος.

Εκτός του Τροχιακού Οχήματος επισκευάζονται και οι Κύριες Μηχανές **SSME** που αποτελούν μαζί με τους Πυραύλους Στερεών Καυσίμων **SRB** (**Solid Rocket Boosters**) το σύστημα πρόωσης του Διαστημικού Λεωφορείου. Είναι πυραυλοκινητήρες που χρησιμοποιούν ως καύσιμο Υγρό Υδρογόνο **LH** και ως οξειδωτικό Υγρό Οξυγόνο **LOX** και παράγουν ώση 367000 lb (1752337.541 N), η κάθε μια στο επίπεδο της θάλασσας. Μέσα στο Κτίριο Συναρμολόγησης του Οχήματος **VAB** πραγματοποιείται η αποσυναρμολόγηση, η συναρμολόγηση, ο λειτουργικός έλεγχος καθώς και ο έλεγχος για τυχόν διαρροές με χρήση αερίου Ηλίου. Μετά τον έλεγχο μεταφέρονται στο κτίριο που πραγματοποιείται το Πρόγραμμα Λειτουργικής Αποκατάστασης **OPF** όπου τελικά εγκαθίστανται στο Τροχιακό Όχημα και ακολουθεί τυπικός έλεγχος και επικύρωση της ορθής συναρμογής μεταξύ των δυο συστημάτων.

Ταυτόχρονα με τις επισκευές που πραγματοποιούνται στο Τροχιακό Όχημα και στις Κύριες Μηχανές **SSME**, υλοποιείται συντήρηση και συναρμολόγηση στους Πυραύλους Στερεών Καυσίμων **SRB** καθώς και η μεταφορά της Εξωτερικής Δεξαμενής **ET** (**External Tank**) στο Κτίριο Συναρμολόγησης του Οχήματος **VAB** από το κέντρο κατασκευής της στη Νέα Ορλεάνη ακτοπλοϊκώς. Σε ένα από τα υπόστεγα του Κτιρίου Συναρμολόγησης του Οχήματος **VAB** πραγματοποιείται η συναρμολόγηση των Πυραύλων Στερεών Καυσίμων **SRB**, που αποτελούνται από επιμέρους τμήματα τα οποία ενώνονται μεταξύ τους με μηχανική σύνδεση σε κατάλληλα περιβαλλοντικά ελεγχόμενο χώρο ο κάθε πύραυλος αποτελείται από 11 ξεχωριστά τμήματα που ενώνονται μεταξύ τους, κατασκευασμένα από μέταλλο. Στο επάνω τμήμα είναι το ρύγχος (nosecap και frustum) που περιλαμβάνει τον οδηγό (pilot parachute), αποδεικτικού (drogue parachute) και τα τρία κύρια αλεξίπτωτα. Στο μεσαίο τμήμα υπάρχουν τα συστήματα καθοδήγησης, ο πυραυλοκινητήρας, και ο δακτύλιος σύνδεσης με την Εξωτερική Δεξαμενή **ET**, εσωτερικά είναι τοποθετημένο το καύσιμο, σκόνη

στοιχειακού αλουμινίου **Al**, και το οξειδωτικό, υπερχλωρικό αμμώνιο **NH₄Cl₄**, που είναι ενωμένα μεταξύ τους σε μείγμα με ένα ελαστομερές πολυμερές. Στο πρυμναίο τμήμα περιλαμβάνεται το ακροφύσιο, το σύστημα έλεγχου του διανύσματος της ώσης και η επέκταση του ακροφυσίου. Η συντήρηση περιλαμβάνει τον καθαρισμό τους με απιονισμένο νερό από το θαλασσινό νερό μετά την περισυλλογή τους για την αποφυγή διάβρωσης, από συναρμολόγηση και έλεγχος για τυχόν διαβρώσεις και καψίματα, και τέλος αναγόμωση των τμημάτων του πυραυλοκινητήρα.

Το τελευταίο τμήμα του Διαστημικού Συστήματος Μεταφοράς **STS**, η Εξωτερική Δεξαμενή **ET** δεν συντηρείται αφού δεν επανασυλλέγεται μετά την εκτόξευση, αλλά καταστρέφεται κατά την διάρκεια της επανεισόδου της μετά την απόρριψη της από το Τροχιακό Όχημα και την πτώση της στον Ινδικό Ωκεανό. Ο μόνος έλεγχος που πραγματοποιείται στο Κτίριο Συναρμολόγησης του Οχήματος **VAB** κατόπιν της άφιξης της από την Νέα Ορλεάνη είναι να εξακριβωθεί αν έχει υποστεί ζημιές κατά την μεταφορά της. Αρχικά πραγματοποιείται οπτικός έλεγχος του θερμομονωτικού αφρού και εν συνεχεία γίνεται έλεγχος με πίεση (pressure test). Η δεξαμενή Υγρού Οξυγόνου **LOX** ελέγχεται με νερό, ενώ η δεξαμενή Υγρού Υδρογόνου **LH** με αέρα. Η Εξωτερική Δεξαμενή είναι κατασκευασμένη από κράμα αλουμινίου συνολικής χωρητικότητας 2000000 λίτρων και εξωτερικά είναι επικαλυμμένη με ένα στρώμα θερμομονωτικού αφρού πάχους 25.4 mm (1inch).

Μετά την ολοκλήρωση της συντήρησης των επιμέρους τμημάτων του Διαστημικού Συστήματος Μεταφοράς **STS** (Τροχιακό Όχημα, Εξωτερική Δεξαμενή, Πύραυλοι Στερεών Καυσίμων), η Εξωτερική Δεξαμενή **ET** με τους Πυραύλους Στερεών Καυσίμων **SRB** ενώνονται μεταξύ τους με πυροτεχνικούς κοχλίες σε κατακόρυφη θέση και εν συνεχεία το Τροχιακό Όχημα μεταφέρεται από το χώρο συντήρησης του στο υπόστεγο του Κτιρίου Συναρμολόγησης του Οχήματος **VAB** όπου έχει ήδη πραγματοποιηθεί η συναρμογή των **ET** και **SRB**. Με την βοήθεια γερανών το Τροχιακό Όχημα ανυψώνεται σε κατακόρυφη θέση και συνδέεται με την Εξωτερική Δεξαμενή **ET** με το <<δίποδο>> (bipod). Αφού εξασφαλίσει η επιτυχείς σύνδεση των επιμέρους τμημάτων η Κινητή Πλατφόρμα Εκτόξευσης, πάνω στην οποία έχουν συνδεθεί οι Πύραυλοι Στερεών Καυσίμων **SRB**, ελέγχεται για την σωστή θέση των τμημάτων πάνω της καθώς και των πυροτεχνικών μηχανισμών σύνδεση **SRB** και Κινητής Πλατφόρμας Εκτόξευσης. Εν συνεχεία το Όχημα Μεταφοράς **Crawler Transporter** εισέρχεται μέσα στο Κτίριο Συναρμολόγησης τοιχώματος **VAB** όπου συνδέεται μηχανικά με την Κινητή Πλατφόρμα Εκτόξευσης για να την μεταφέρει στο πεδίο εκτόξευσης διανύοντας μια απόσταση περίπου 4 μιλίων με σταθερή ταχύτητα 1 μιλίου την ώρα. Κατά την διάρκεια της διαδρομής μηχανικοί και τεχνικοί επιβιβάζονται στον μεταφορέα για να επιβλέπουν το Διαστημικό Σύστημα Μεταφοράς **STS**.

Με την άφιξη του Οχήματος Μεταφοράς **Crawler Transporter** στο πεδίο εκτόξευσης η Κινητή Πλατφόρμα Εκτόξευσης με το Διαστημικό Σύστημα Μεταφοράς **STS** τοποθετείται στον ειδικό χώρο για την εκτόξευση και στηρίζεται στην περιστρεφόμενη μεταλλική κατασκευή. Εν συνεχεία πραγματοποιούνται έλεγχοι για την αξιοπιστία του Οχήματος ενώ ταυτόχρονα γίνονται οι κατάλληλες προετοιμασίες στο Κέντρο Έλεγχου για την εκτόξευση. Οι διαδικασίες που πραγματοποιούνται σχετίζονται με την πλήρωση των δεξαμενών την Εξωτερικής Δεξαμενής **ET** με κρυογονική καύσιμα, την μεταφορά δεδομένων πτήσης στους ηλεκτρονικούς υπολογιστές του

Τροχιακού Οχήματος μέσω των <<ομφάλιων>> αγωγών, τη δοκιμή των Κύριων Μηχανών **SSME**, τον έλεγχο του συστήματος διαφυγής πριν την εκτόξευση (σύστημα καλαθιών) και των πυροτεχνικών μηχανισμών.

Με την ολοκλήρωση των ελέγχων ακολουθεί η φάση την αντίστροφης μέτρησης, της οποίας η λήξη σηματοδοτεί την έναυση των Κύριων Μηχανών **SSME** του Τροχιακού Οχήματος. Όταν η ώση των Κύριων Μηχανών **SSME** φτάσει στο 90% της ονομαστικής λειτουργίας πυροδοτούνται ταυτόχρονα και οι Πύραυλοι Στερεών Καυσίμων **SRB**, ενώ οι πυροτεχνικοί μηχανισμοί εκρήγνυνται απελευθερώνοντας το Διαστημικό Σύστημα Μεταφοράς **STS** από την Κινητή Πλατφόρμα Εκτόξευσης.

Το όλο σύστημα ακολουθεί ανοδική πορεία και μετά από χρονικό διάστημα δυο λεπτών οι Πύραυλοι Στερεών Καυσίμων **SRB** έχοντας κατανάλωση τα καύσιμα τους αποδεσμεύονται και απορρίπτονται. Ακλουθούν αρχικά βαλλιστική τροχιά και εν συνεχεία αρχίζουν την κάθοδο όπου σε προκαθορισμένο ύψος με την χρήση βαρομετρικών διακοπών ενεργοποιούνται αλεξίπτωτα ανάσχεσης για την επιβράδυνση τους και τελικά προσκρούουν στον Ατλαντικό Ωκεανό όπου και περισυλλέγονται. Το Τροχιακό Όχημα και η Εξωτερική Δεξαμενή **ET** συνεχίζουν την άνοδο τους όπου τελικά 10 λεπτά μετά την εκτόξευση, η Εξωτερική Δεξαμενή **ET** απορρίπτεται και καταστρέφεται στην ατμόσφαιρα. Τυχόν υπολείμματα της δεξαμενής πέφτουν στον Ινδικό Ωκεανό. Έχοντας βγει από την ατμόσφαιρα και με τις επιφάνειες έλεγχου ανενεργές το Σύστημα Τροχιακών Ελιγμών **OMS** χρησιμοποιείται για την είσοδο του οχήματος σε τροχιά. Διάφορες διορθώσεις που απαιτούνται για την εξομάλυνση των γωνιών, της θέσεως, της ταχύτητας, χρησιμοποιείται το Σύστημα Έλεγχου Πτήσης με Ανάδραση **RCS**. Αρχικά για τον έλεγχο των συστημάτων του οχήματος δεν εισέρχεται άμεσα σε επιχειρησιακή τροχιά αλλά μεταβαίνει σε μια προσωρινή Τροχιά Αναμονής (Parking Orbit). Όταν δοθεί εντολή από το επίγειο Κέντρο Έλεγχου το Τροχιακό Όχημα μεταβαίνει στην επιχειρησιακή του τροχιά πραγματοποιώντας μια τροχιά μετάβασης τύπου Hohmann Transfer. Συνήθως ο προορισμός του Τροχιακού Οχήματος είναι ο Διεθνής Διαστημικός Σταθμός **ISS** (International Space Station) σε ύψος 400 km από την επιφάνεια της Γης.

Μετά την περάτωση των εργασιών στον Διεθνή Διαστημικό Σταθμό **ISS**, το Τροχιακό Όχημα εκτελεί τροχιά μετάβασης τύπου Hohmann Transfer για τη μετάβαση σε μια κατώτερη τροχιά από την οποία τελικά θα ξεκινήσει την κάθοδο του για να φτάσει τελικά στην αεροπορική βάση. Όταν το όχημα βρίσκεται στην κατώτερη τροχιά πυροδοτείται το Σύστημα Τροχιακών Ελιγμών **OMS** για να επιβραδύνουν το όχημα και εν συνεχεία με την χρήση του Συστήματος Έλεγχου Πτήσης με Ανάδραση **RCS** έρχεται σε κατάλληλη γωνία κλίσης, γωνία προσβολής ώστε να επιτευχθεί μια σωστή επάνοδος. Κατά την διάρκεια της επανεισόδου το Σύστημα Έλεγχου Πτήσης με ανάδραση **RCS** και το Σύστημα Τροχιακών Ελιγμών **OMS** παραμένουν ενεργά ώστε να παρέχουν έλεγχο στο σκάφος έως ότου να αναπυχθεί κατάλληλη δυναμική πίεση ώστε να ενεργοποιήσει τα πηδάλια ανόδου-καθόδου, πηδάλια κλίσης, πηδάλιο διεύθυνσης/αερόφρενο. Λόγο της υψηλής ταχύτητας και της τριβής μεταξύ Τροχιακού Οχήματος και γήινης ατμόσφαιρας αναπτύσσονται υψηλές θερμοκρασίες στον θερμοπίδακα του οχήματος, ο οποίος και καλείται να τις διατηρήσει στα επιτρεπόμενα όρια. Μετά από την έξοδο του από την περιοχή μέγιστης θερμικής καταπόνησης,

περίπου σε ύψος 55 km, το Τροχιακό Όχημα εκτελεί ένα σύνολο ελιγμών για την μείωση της ταχύτητας του και την προσγείωση του στον αεροδιάδρομο.

Ειδικές περιπτώσεις αποτελούν οι ματαιώσεις της εκτόξευσης οι οποίες οφείλονται σε απώλεια των κυρίων συστημάτων του Τροχιακού Οχήματος όπως είναι οι Κύριες Μηχανές **SSME** και τα υδραυλικά συστήματα. Η κάθε μια περίπτωση βλάβης αντιμετωπίζεται κατάλληλα με προσχέδια που έχουν προαποφασιστεί όπως είναι:

- Η ματαίωση εισόδου σε τροχια.
- Η ματαίωση με διατλαντική πτήση.
- Η ματαίωση με αυτόματη επιστροφή στην αεροπορική βάση.
- Η ματαίωση με πτήση γύρω από την γη.

Ακραίο ενδεχόμενο αποτελεί η εγκατάλειψη ολόκληρου του αεροσκάφους πριν μπει σε τροχια λόγω της απώλειας περισσότερων της μιας Κύριας Μηχανής **SSME** καθώς και άλλων απρόβλεπτων παραγόντων που καθιστούν το σκάφος ακατάλληλο για πτήση.

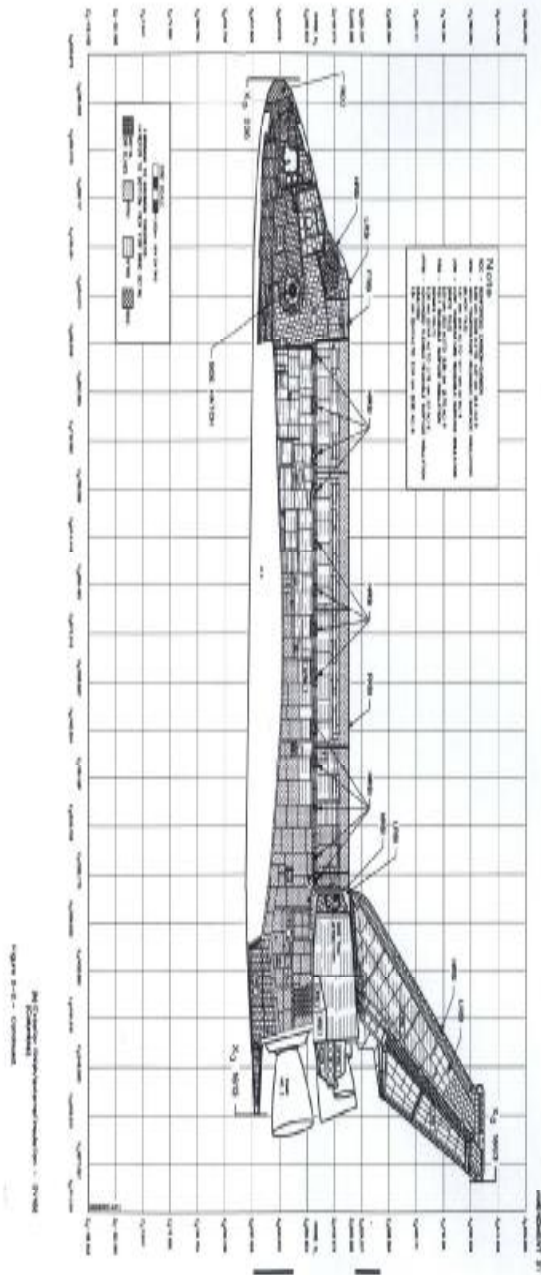
Κατά την διάρκεια της επανεισόδου το Τροχιακό Όχημα υφίσταται μια επιβράδυνση με αποτέλεσμα η ροή, που στα αρχικά στάδια της καθόδου είναι υπερυπερηχητική, να μεταπίπτει σε υπερηχητική και εντέλει σε υποηχητική συμπιεστή ροή την στιγμή της προσγείωσης. Επίσης, στο Τροχιακό Όχημα παρατηρούνται πολύ υψηλές θερμοκρασίες, οι οποίες υπερβαίνουν ακόμα και τους 12000°K, οδηγώντας σε διαχωρισμό και ιονισμό του οξυγόνου (O₂) και του αζώτου (N₂) προκαλώντας για μερικά δευτερόλεπτα τον τηλεπικοινωνιακό αποκλεισμό του οχήματος.

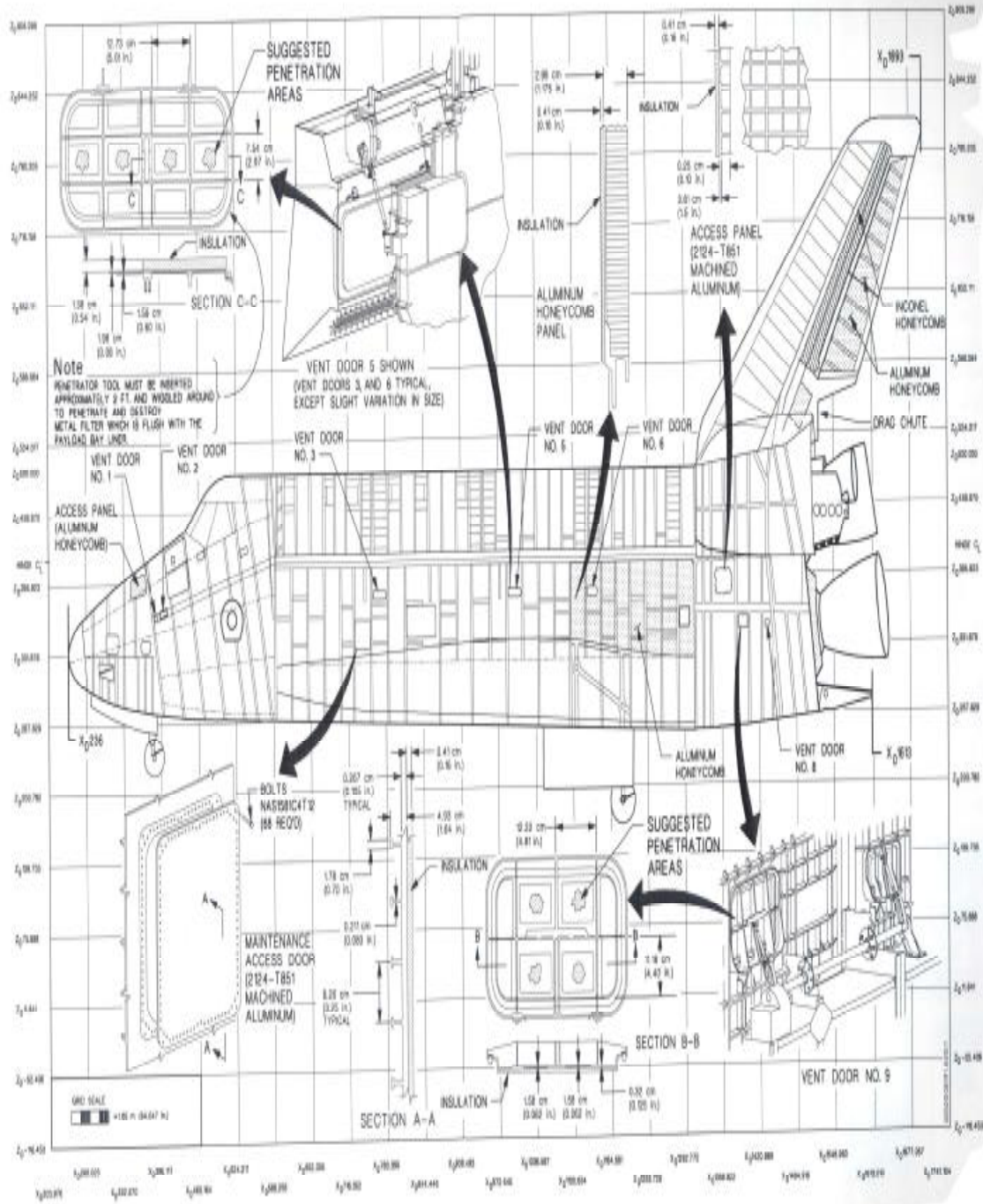
Συνοψίζοντας, το Τροχιακό Όχημα που είναι ο πυρήνας του Διαστημικού Συστήματος Μεταφοράς ISS, αποτελεί τεχνολογικά το καλύτερο αερόχημα, το οποίο σχεδιάστηκε και κατασκευάστηκε μέχρι σήμερα. Ποτέ άλλοτε ένα όχημα με τεχνολογία αεροπλάνου και δομή πλοίου δεν αποτέλεσε ένα τόσο δυνατό και ταυτόχρονα αδύναμο όχημα. Δυνατό μεν διότι οι προδιαγραφές, οι τεχνικές κατασκευής, ο σχεδιασμός επέτρεψαν την ανάπτυξη ενός οχήματος που μπορεί να αντέχει σε υψηλή δομικά και θερμικά φορτία κατά την διάρκεια της πτήσης. Αδύναμο δε, διότι δεν παρέχεται ασφαλείς τρόπος διαφυγής ή προσθαλάσσωσης σε περιπτώσεις εκτάκτου ανάγκης.

Σήμερα η ανάπτυξη της τεχνολογίας και η χρήση νέων σύνθετων υλικών με πολύ καλύτερες ιδιότητες μπορούν να χρησιμεύσουν στο σχεδιασμό ενός καλύτερου θερμοθώρακα υψηλότερης θερμικής αντοχής, μειώνοντας έτσι το συνολικό βάρος του οχήματος. Η αεροδυναμική απόδοση του σκάφους μπορεί να βελτιωθεί σημαντικά με επανασχεδιασμό της ατράκτου, αύξηση του αποθηκευτικού χώρου και τη χρήση προωθητικού συστήματος υβριδικού τύπου. Επίσης κρίνεται απαραίτητος ο σχεδιασμός ενός συστήματος διαφυγής από το όχημα σε περίπτωση εκτεταμένων δυσλειτουργιών του, ακόμα και όταν το σκάφος βρίσκεται σε τροχια ή στην φάση της καθόδου. Η βελτίωση των ανοδικών οχημάτων μπορεί να οδηγήσει σε μια νέα γενιά διαστημοχημάτων τα οποία θα μπορούν να εκτελούν διαπλανητικές πτήσεις.

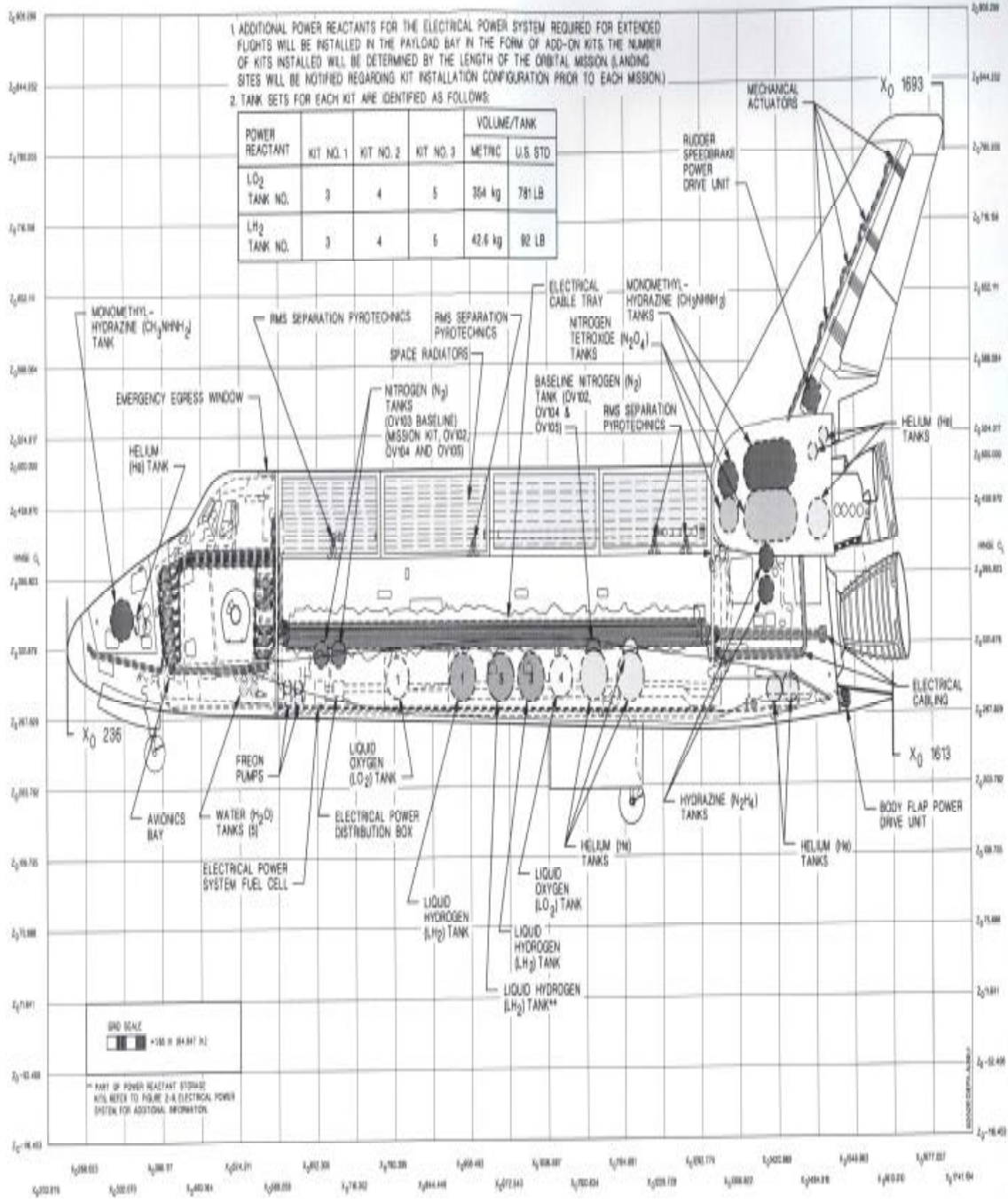
ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ Α

ΣΧΕΔΙΑ



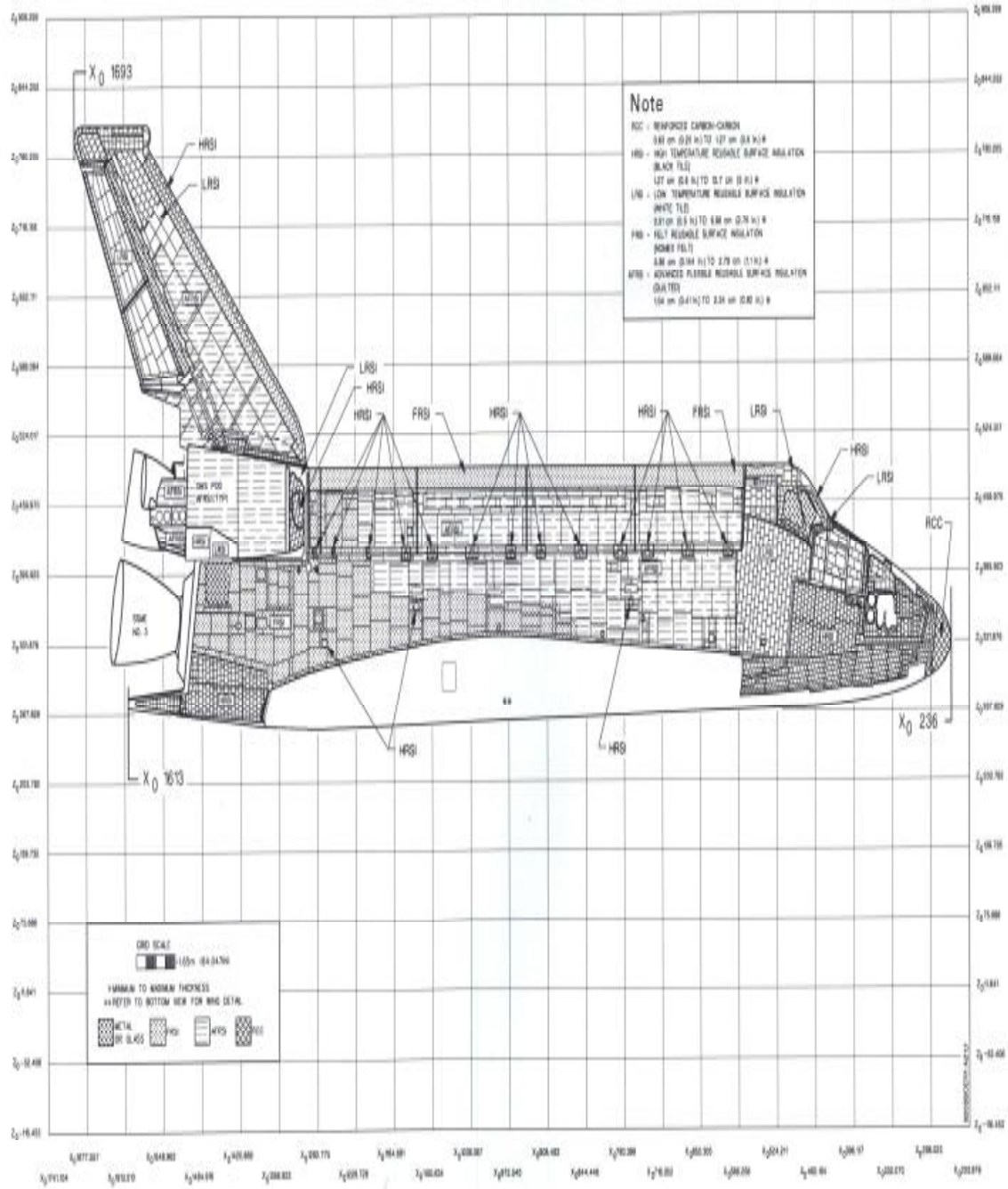


(d) Structure
Figure 2-2 - Continued



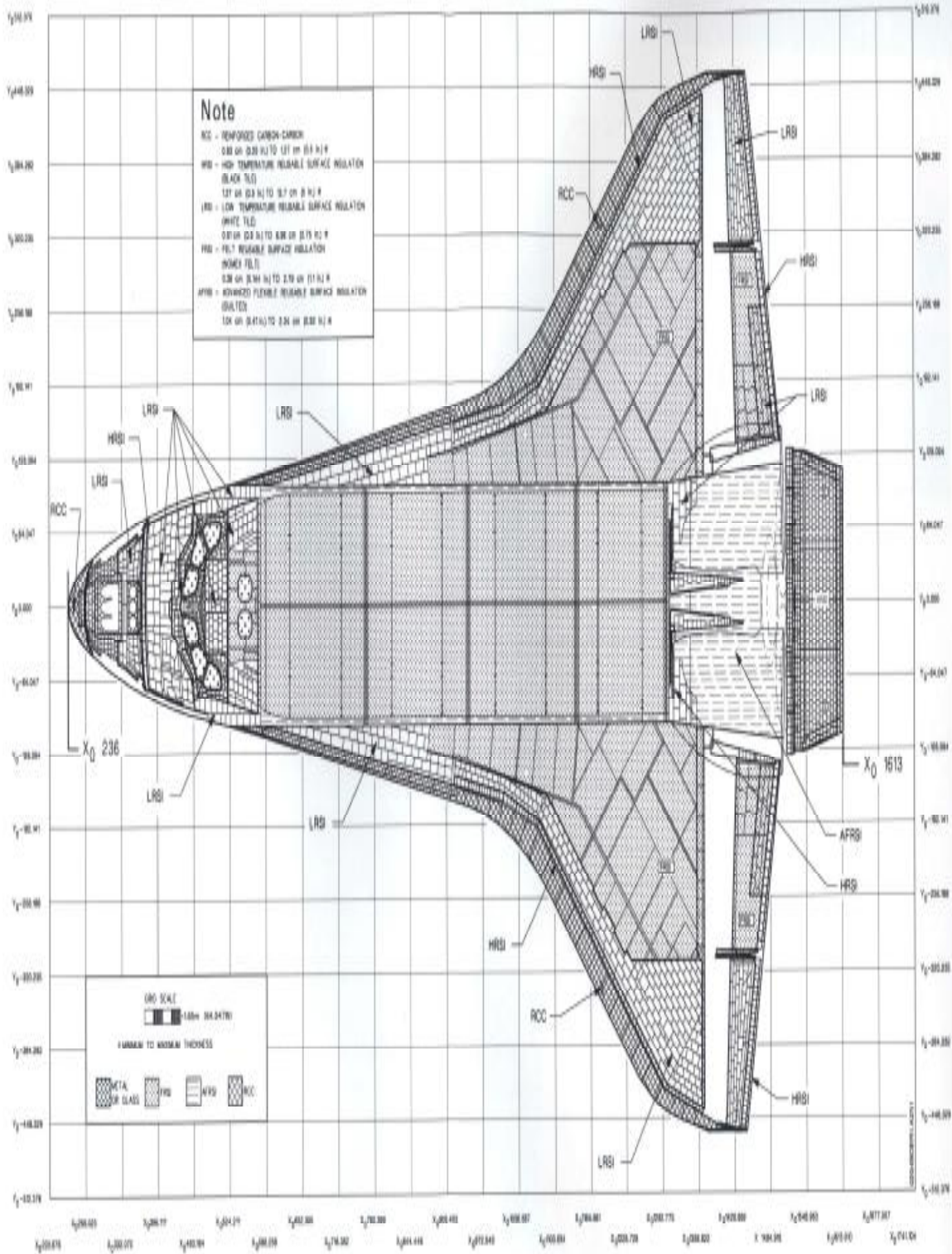
(c) Component/system location

Figure 2-2.- Concluded



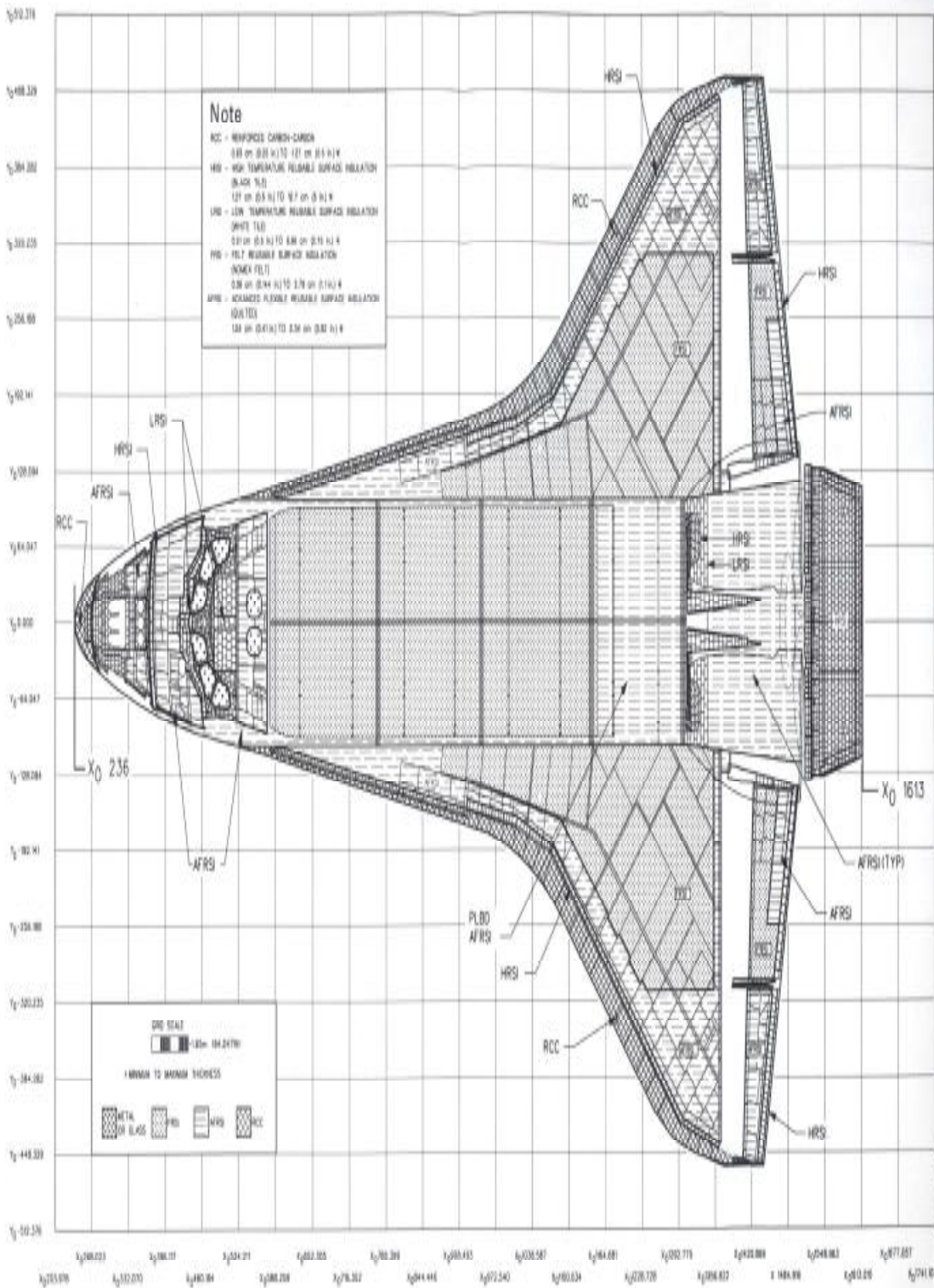
(b) Exterior Insulation - OV102 (Columbia)

Figure 2-3 - Continued

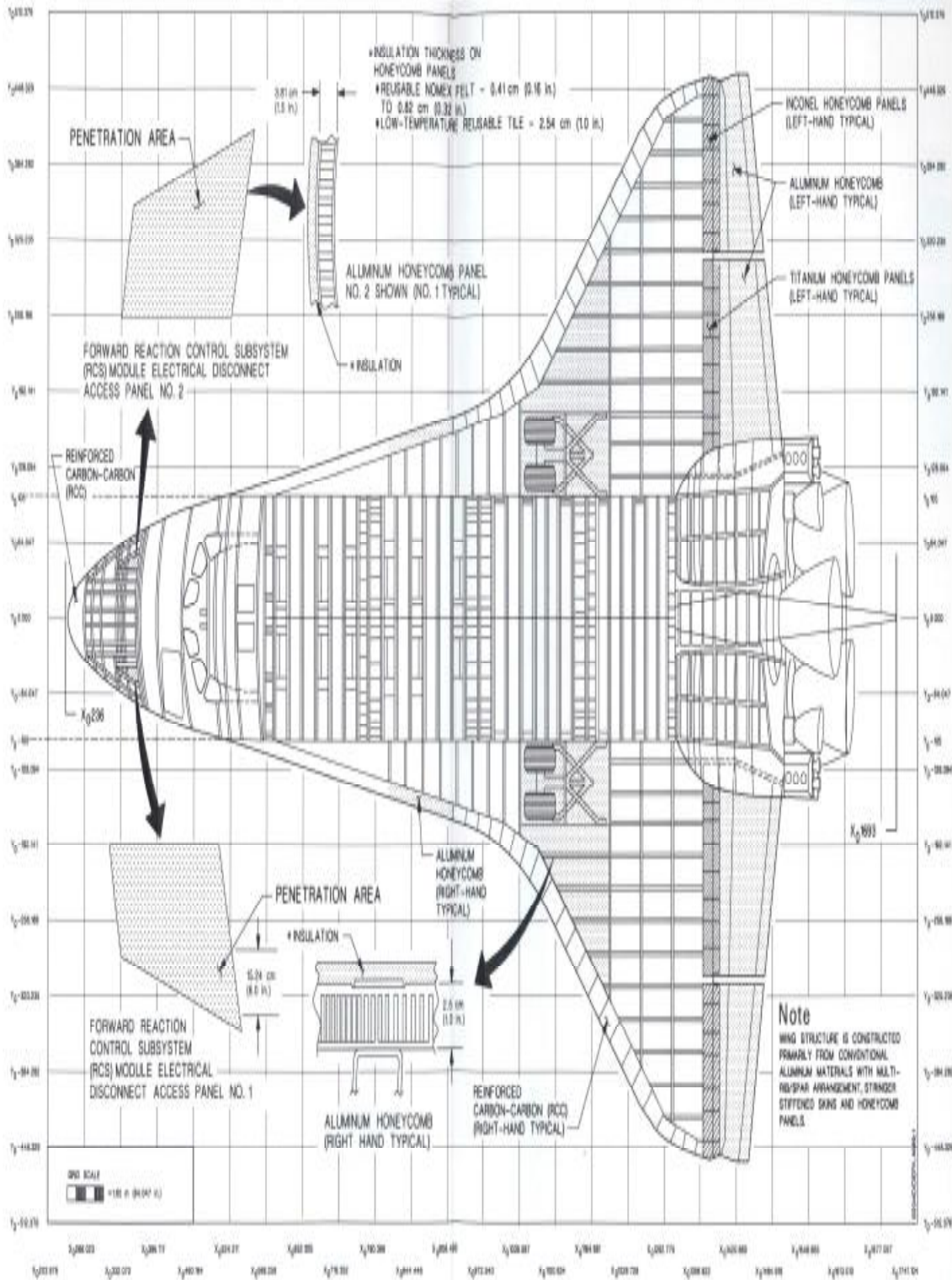


(b) Exterior Thermal/External Insulation - OV102 (Columbia)

Figure 2-4 - Continued

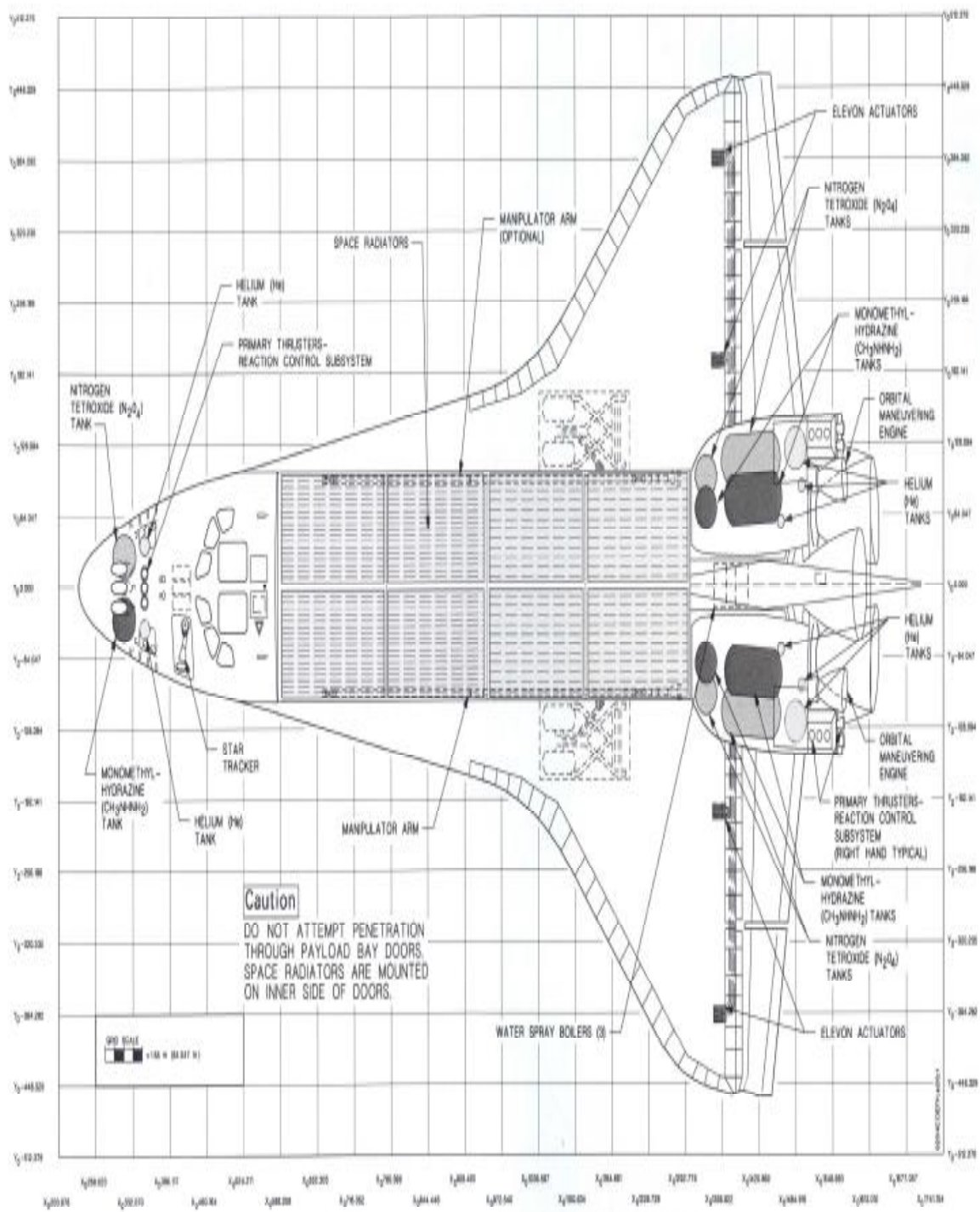


(c) External View/External Insulation
 OV103 (Discovery), OV104 (Liberty)
 and OV105 (Intrepid).
 Figure 2-4 - Continued

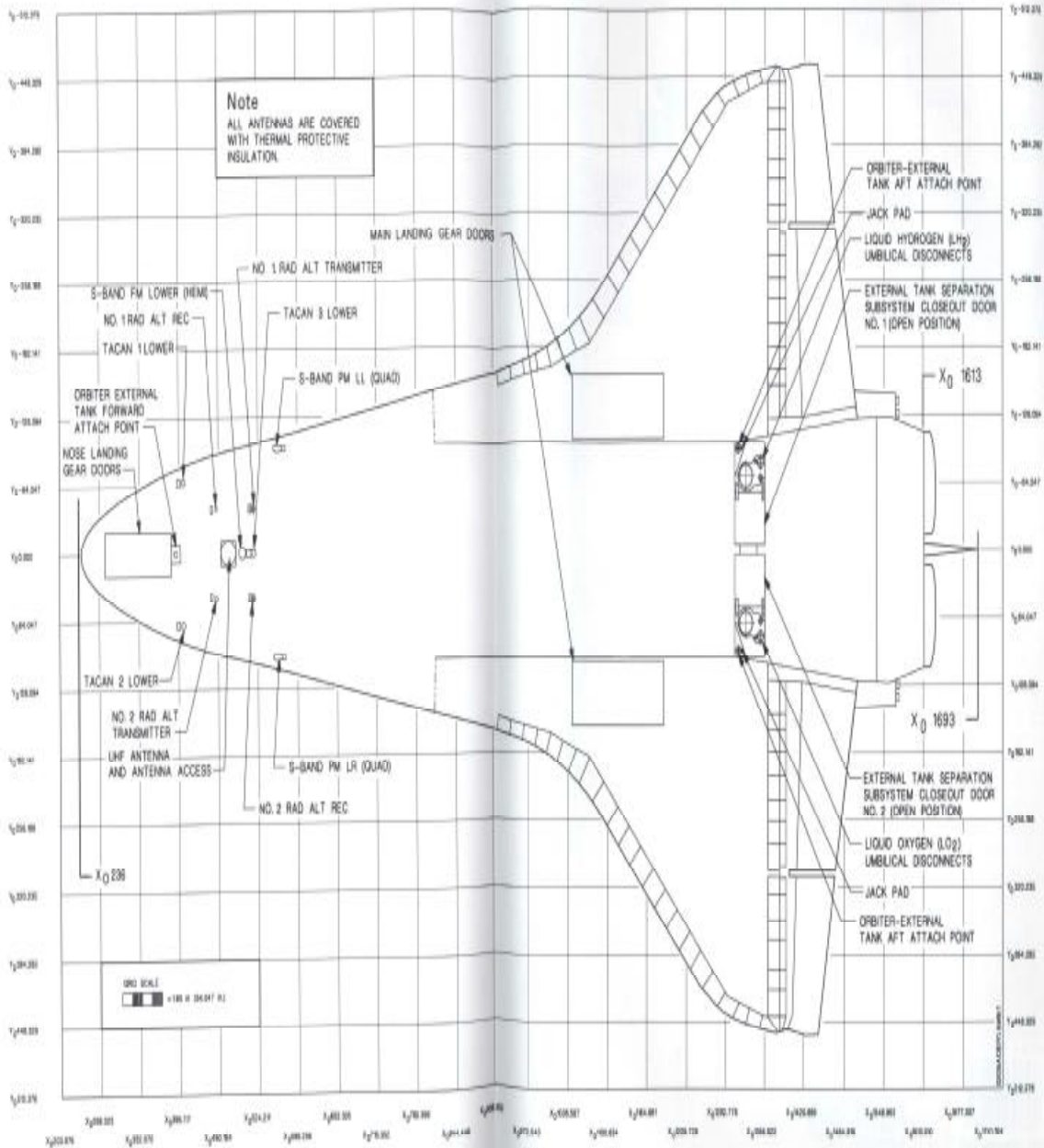


(d) Structure.

Figure 2-4.- Continued.

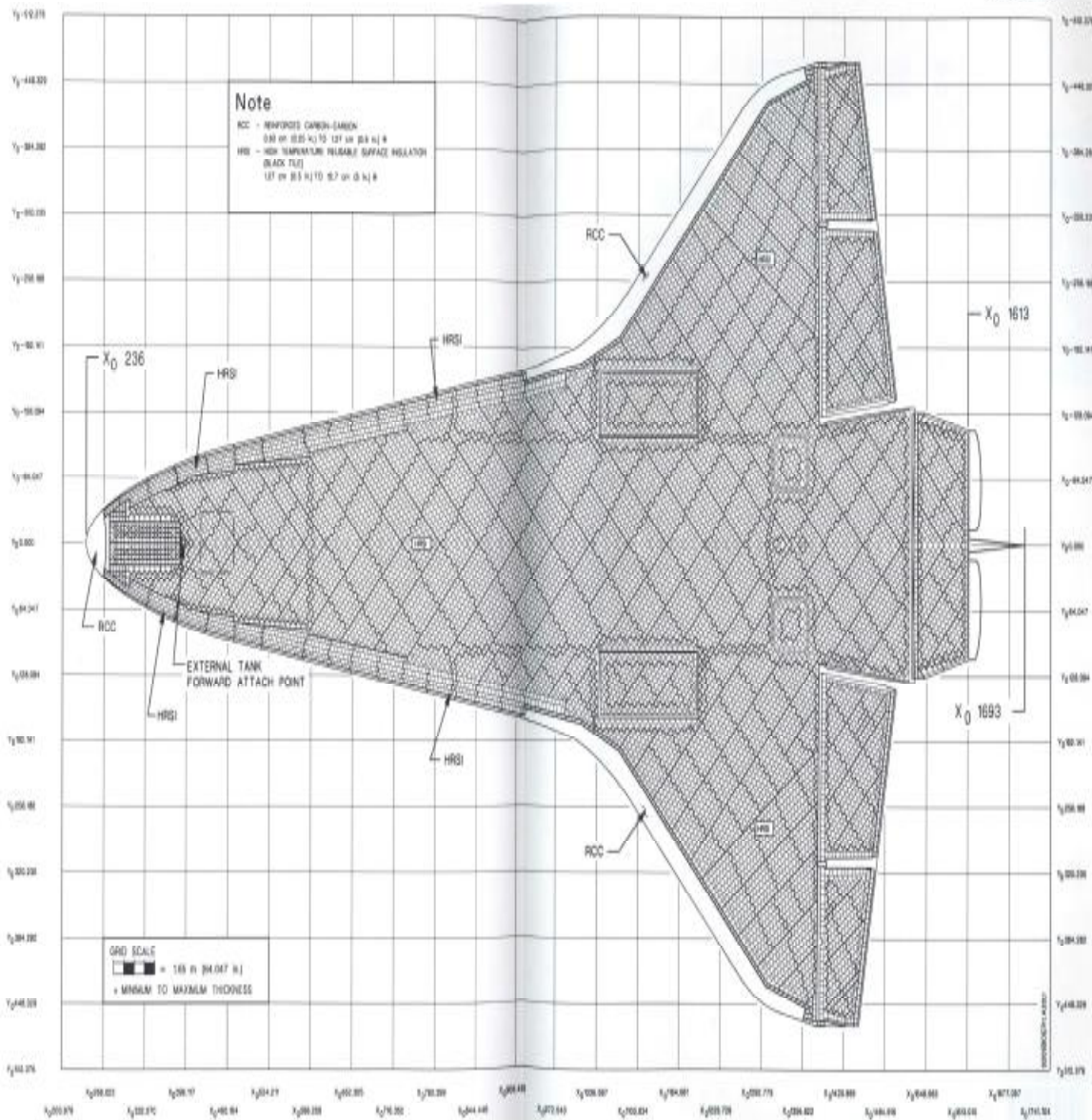


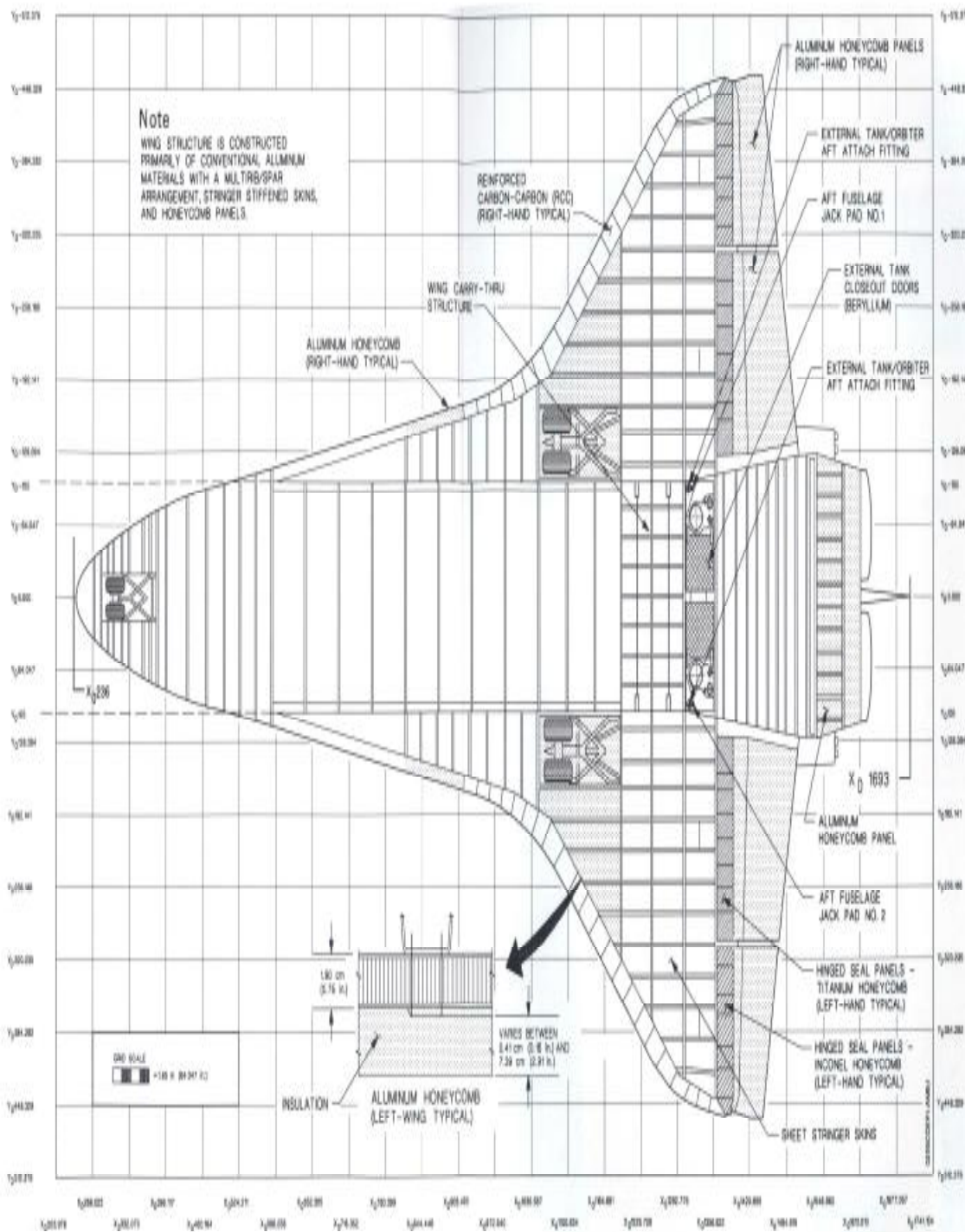
(6) Component/system location.
 Figure 2-4 - Concluded.



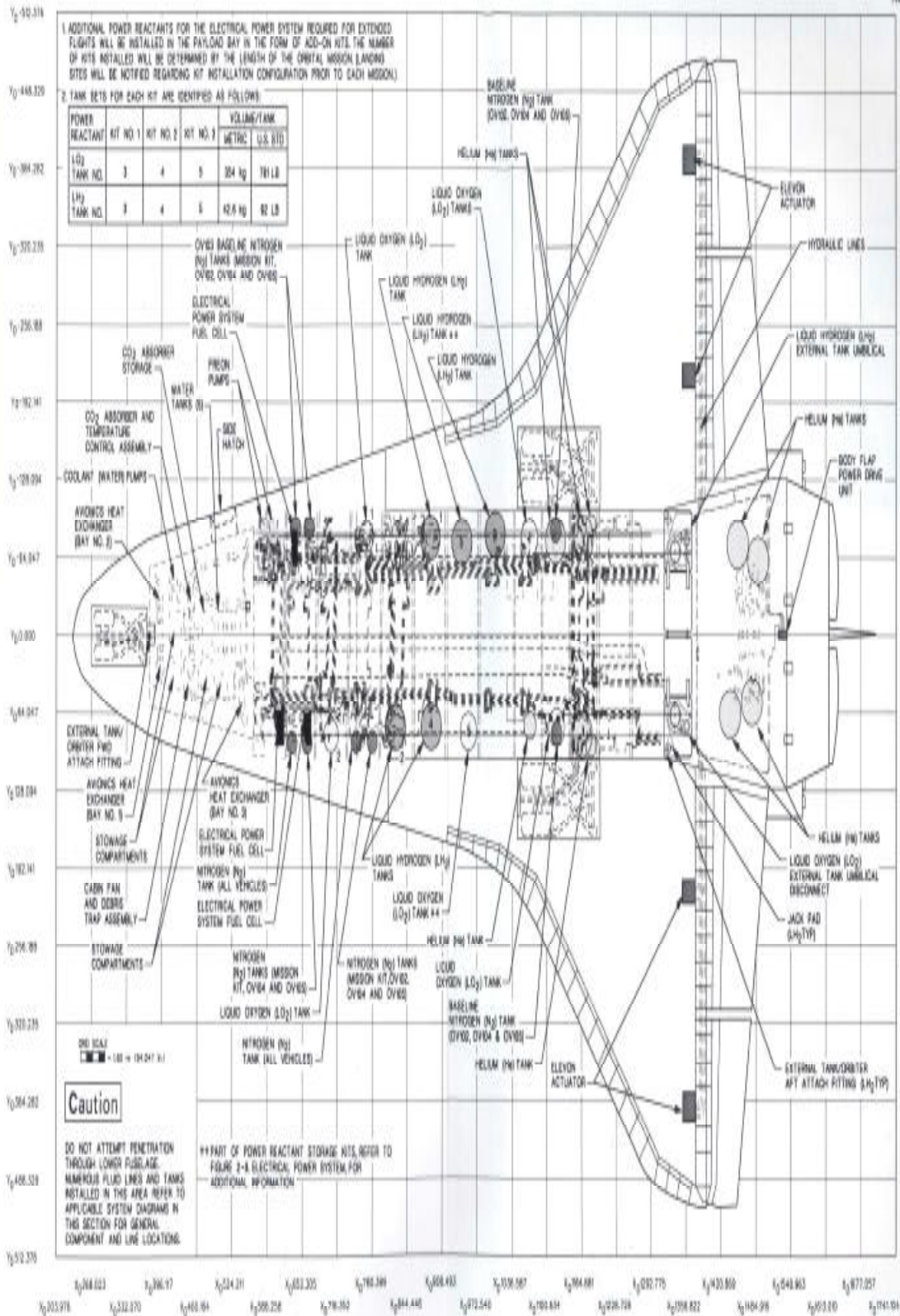
(a) Midline penetrations/access panels.

Figure 2-5.- Bottom view of the Orbiter.





(c) Structure.
 Figure 2-5 - Continued.



(d) Component/system location.

Figure 2-5.- Concluded

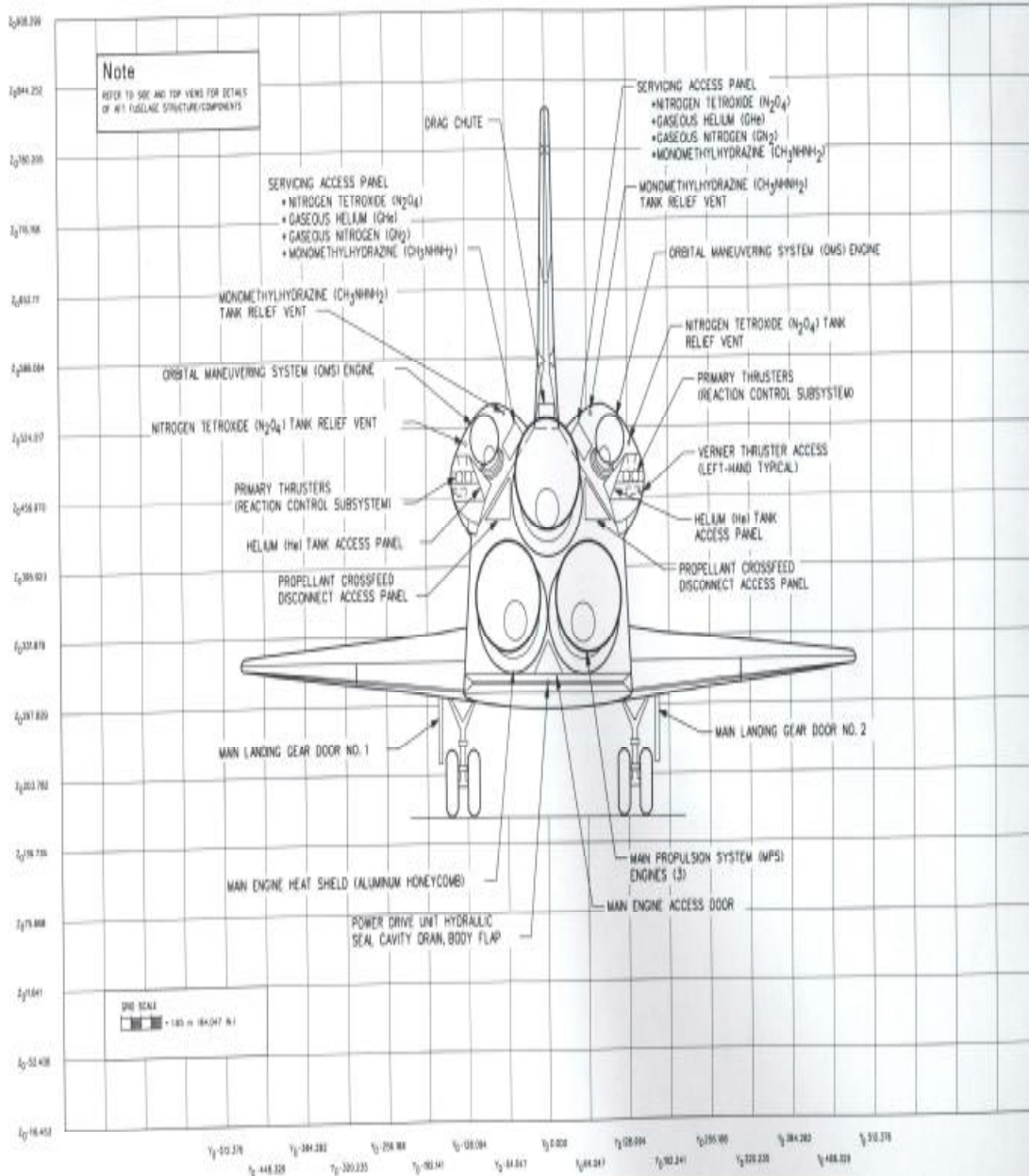
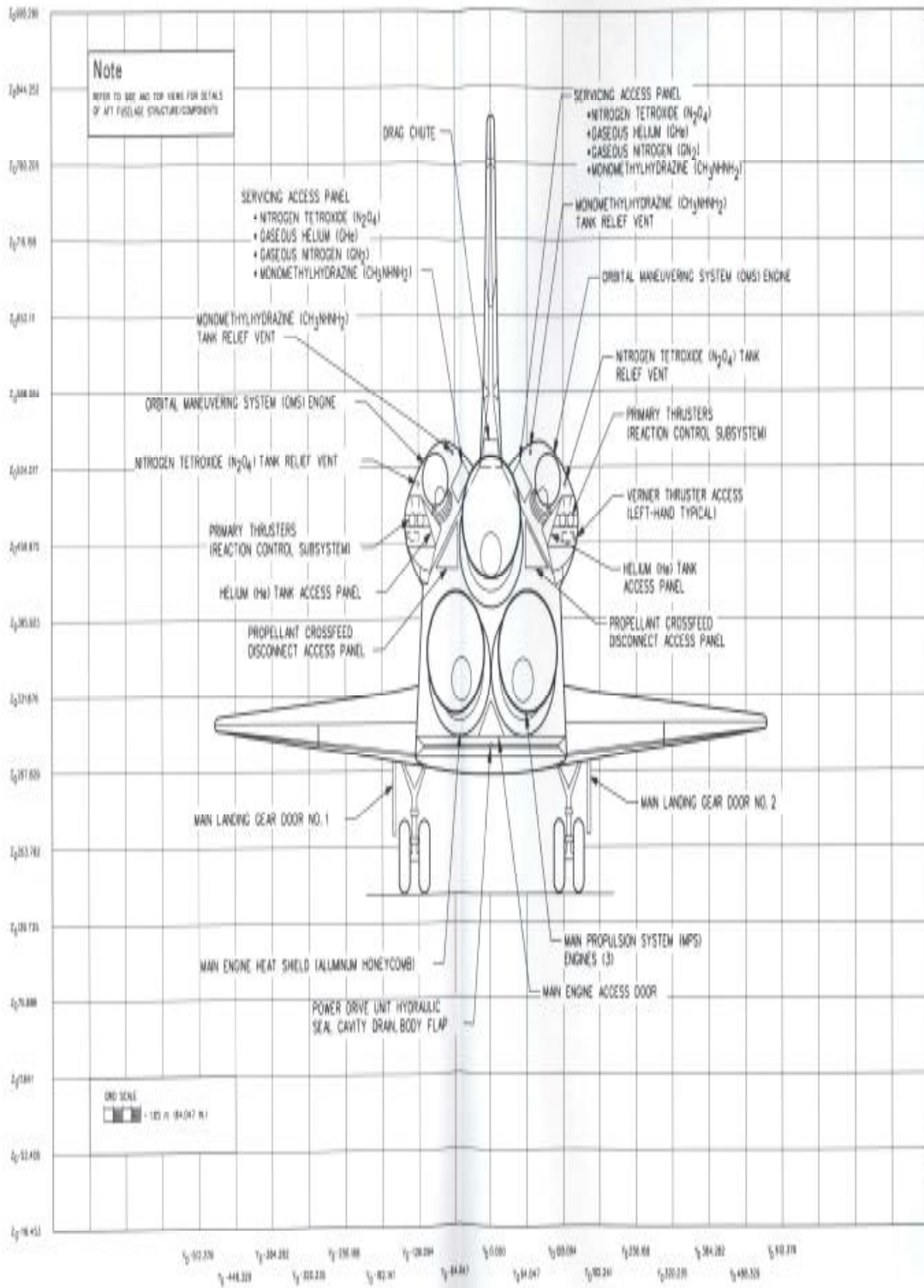


Figure 2-5 - All view of the Orbiter



3) Module penetrations/access panels.

Figure 2-4. - All view of the Orion.

NOTE
PAYLOAD BAY LIFT HOT DISK
BETA CLOTH FABRIC IMPREGNATED
WITH TETRAON

MOEM

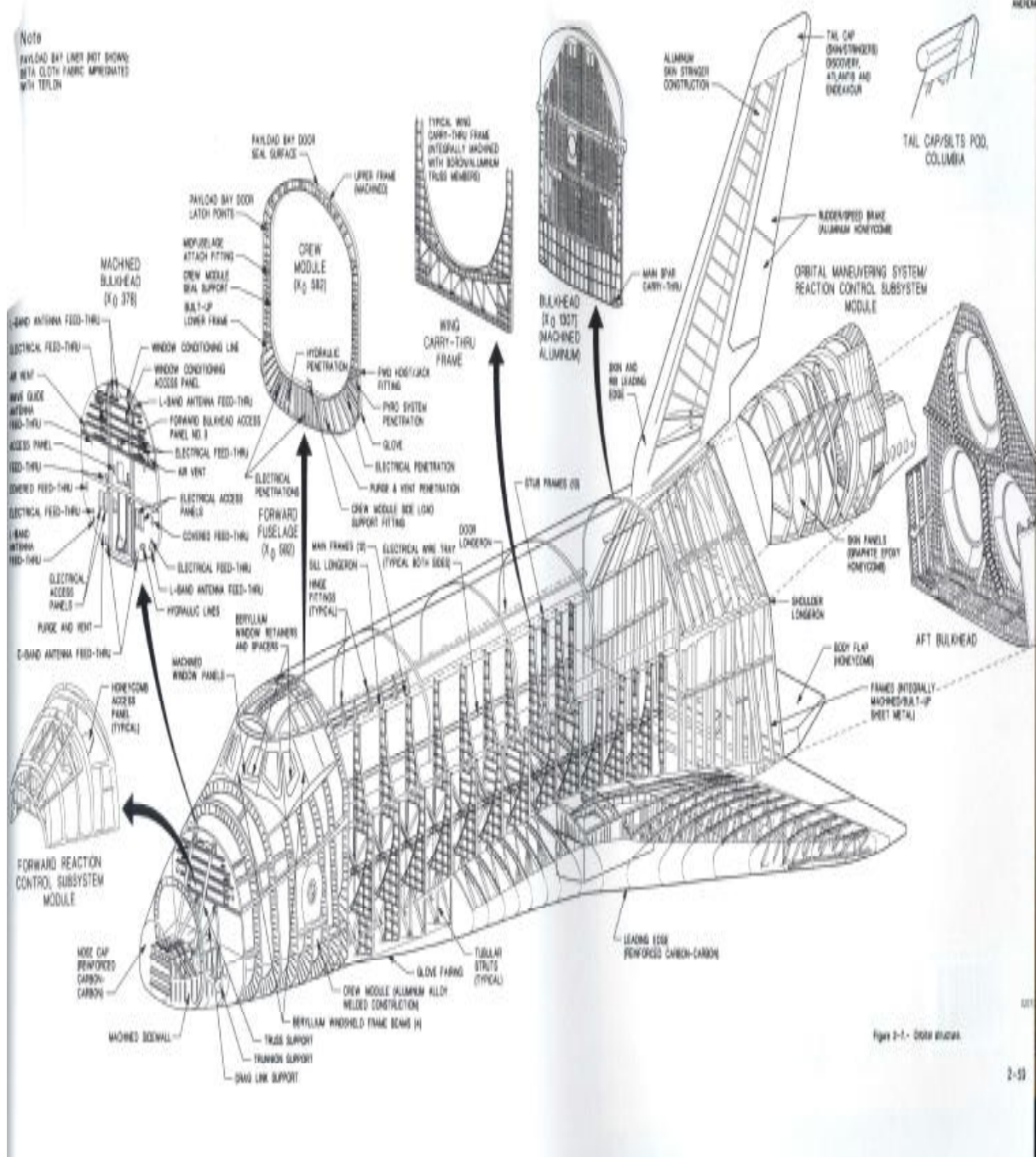
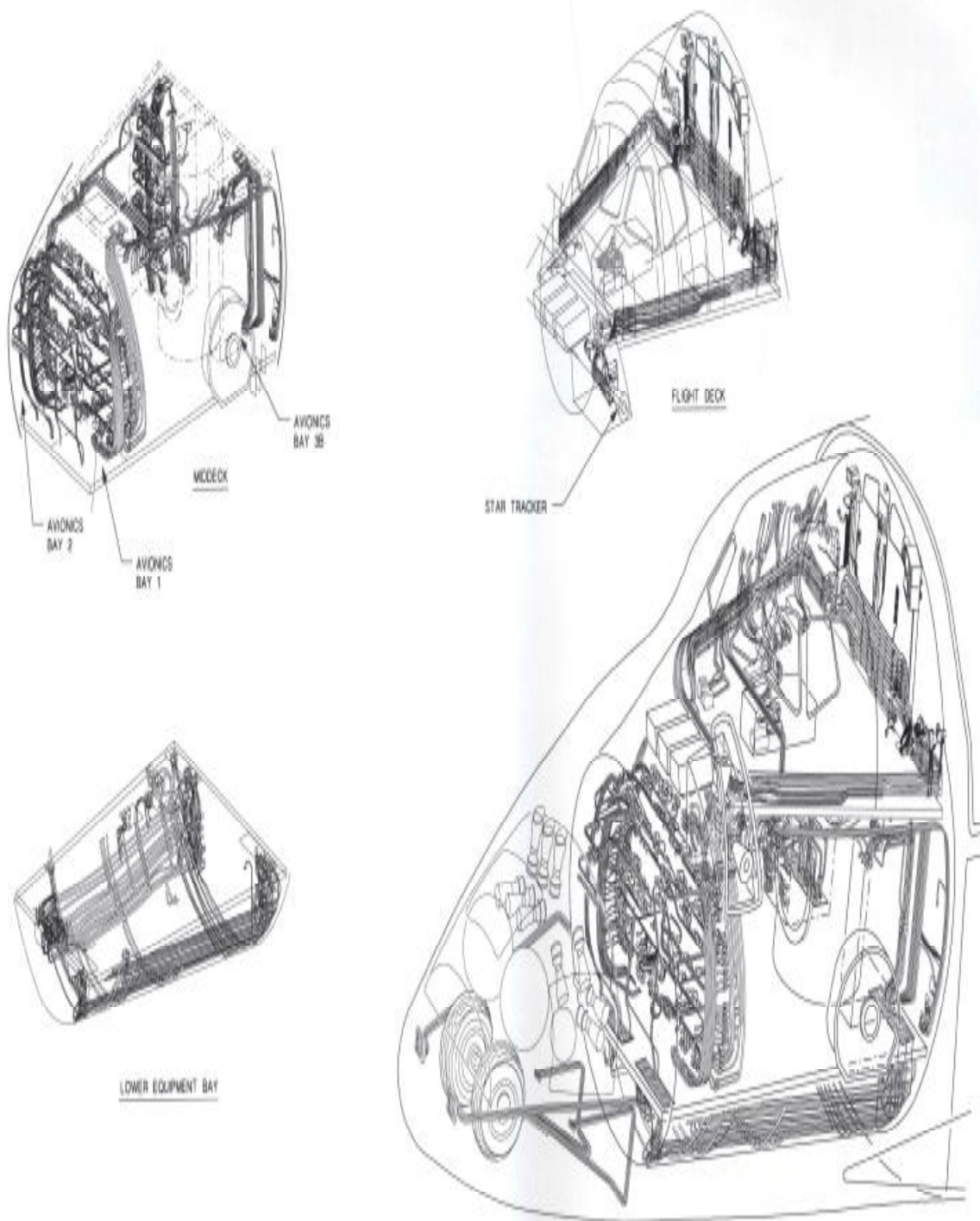


Figure 2-1 - Orbiter Structure

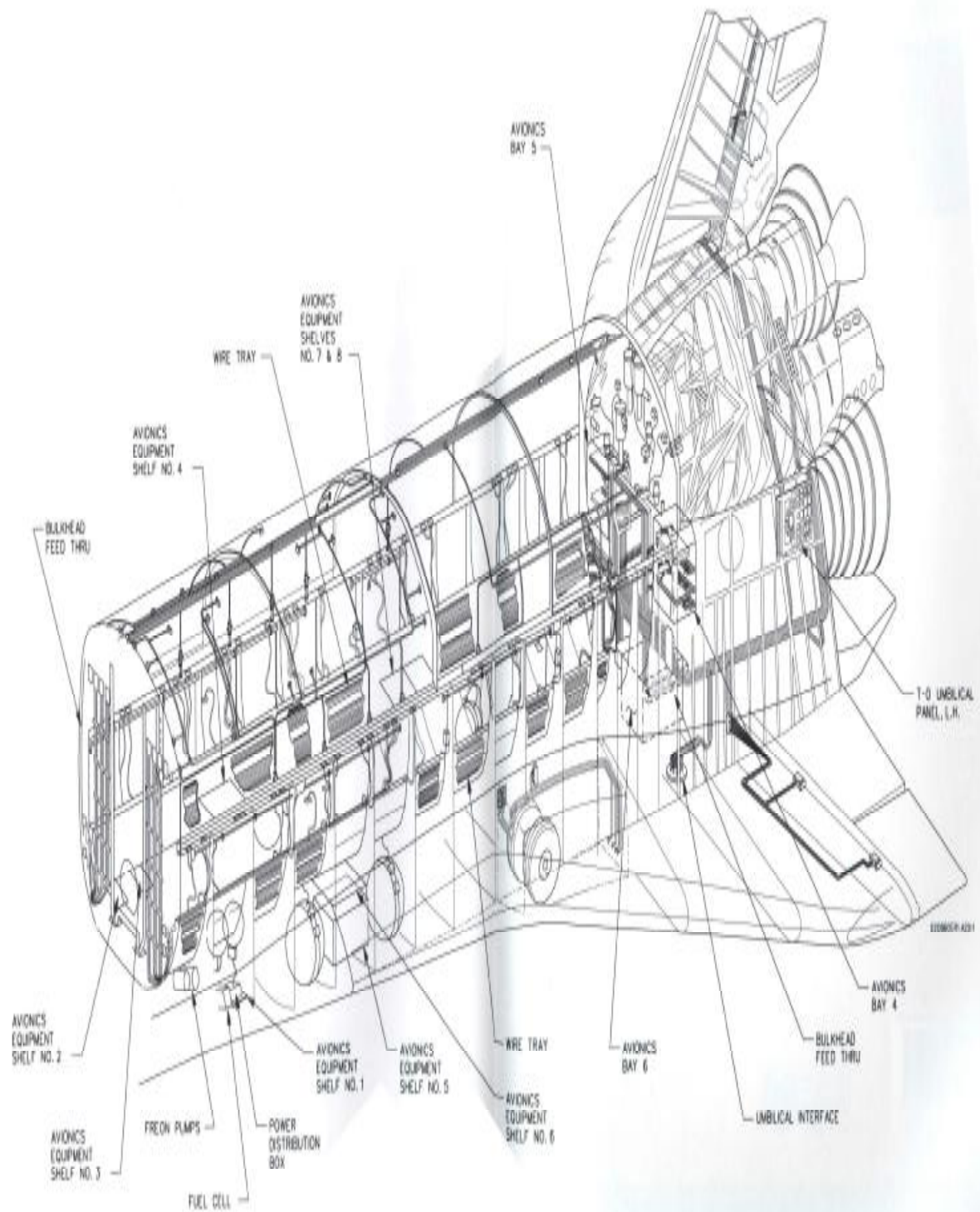
021

2-53



(a) Forward fuselage.

Figure 2-8. Wiring locator.



(S) (M) and all footings

Figure 3-4. Concludes

ADDITIONAL POWER REACTANTS FOR THE ELECTRICAL POWER SYSTEM REQUIRED FOR EXTENDED FLIGHTS WILL BE INSTALLED IN THE PAYLOAD BAY AND WILL BE DETERMINED BY THE LENGTH OF THE ORBITAL MISSION. (LANDING SITES WILL BE NOTIFIED REGARDING KIT INSTALLATION CONFIGURATION PRIOR TO EACH MISSION.)

2. TANK SETS FOR EACH KIT ARE IDENTIFIED AS FOLLOWS:

POWER REACTANT	KIT NO.	KIT NO.	KIT NO.	VOLUME/TANK	
				METRIC	U.S. STD
L _O ₂					
TANK NO.	3	4	5	354 kg	781 LB
LH ₂					
TANK NO.	3	4	5	42.6 kg	92 LB

Note

LINE MARKING TAPES ARE IN ACCORDANCE WITH MIL-STD-1247 (REFER TO TABLE G-1)

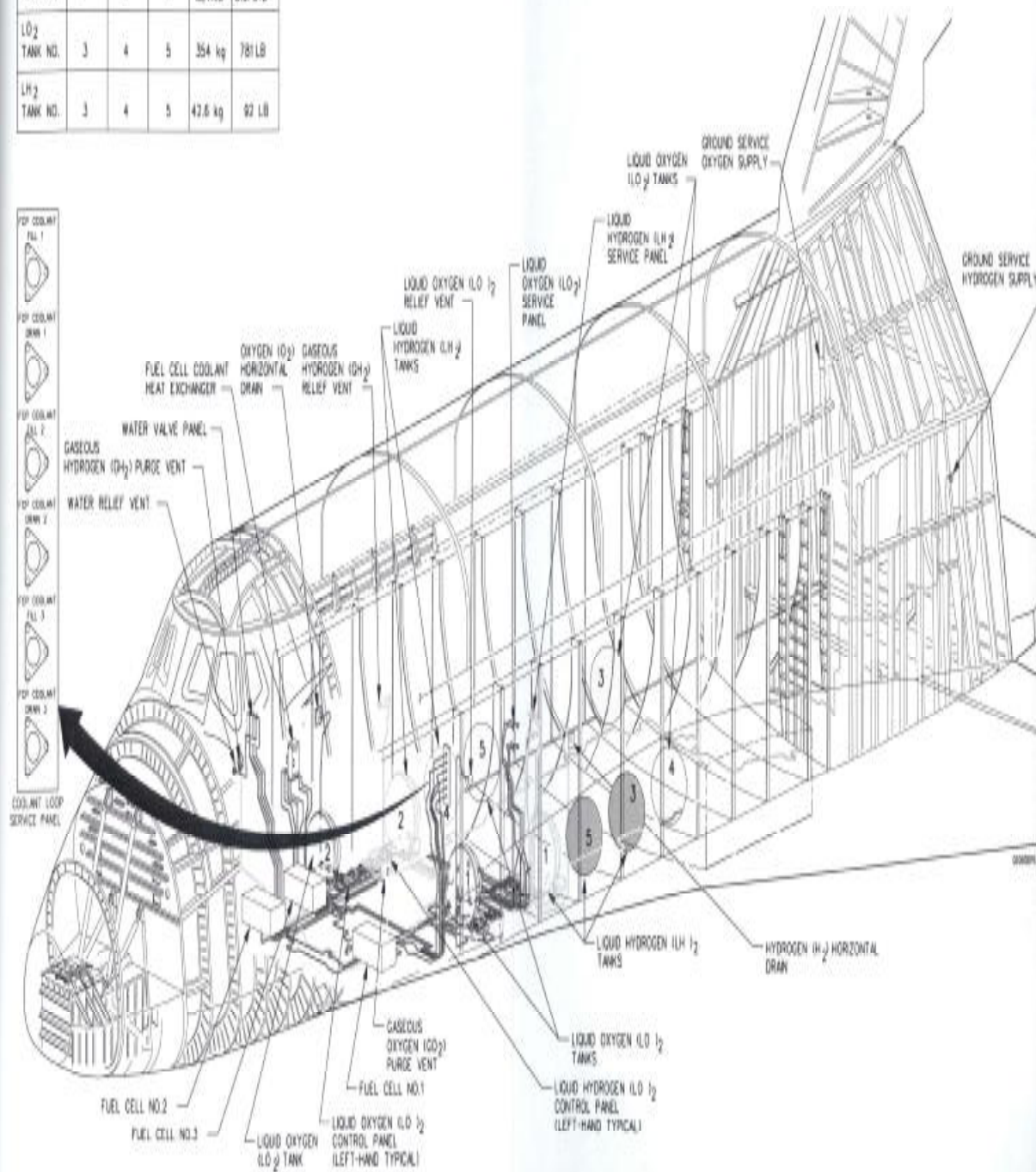
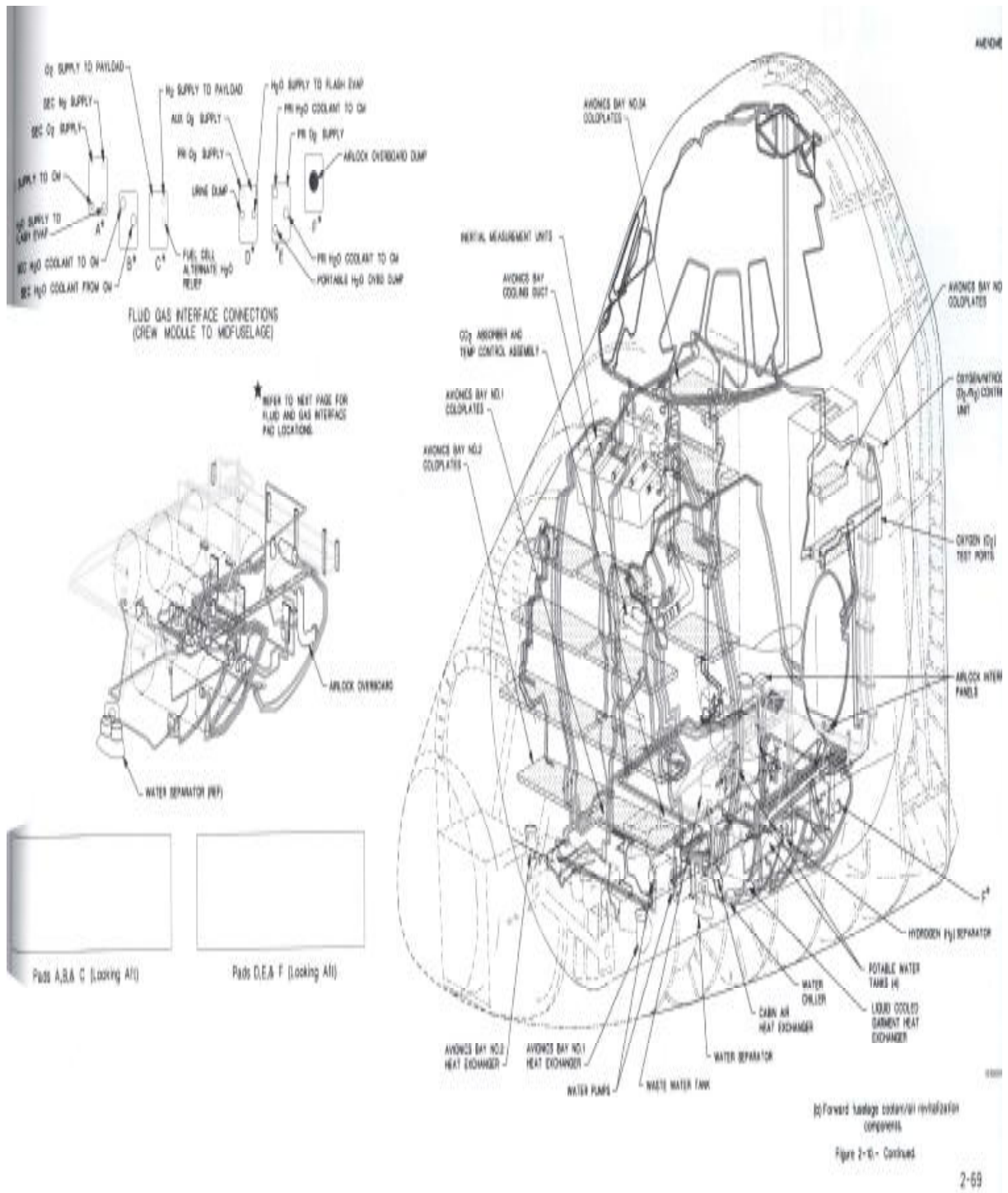
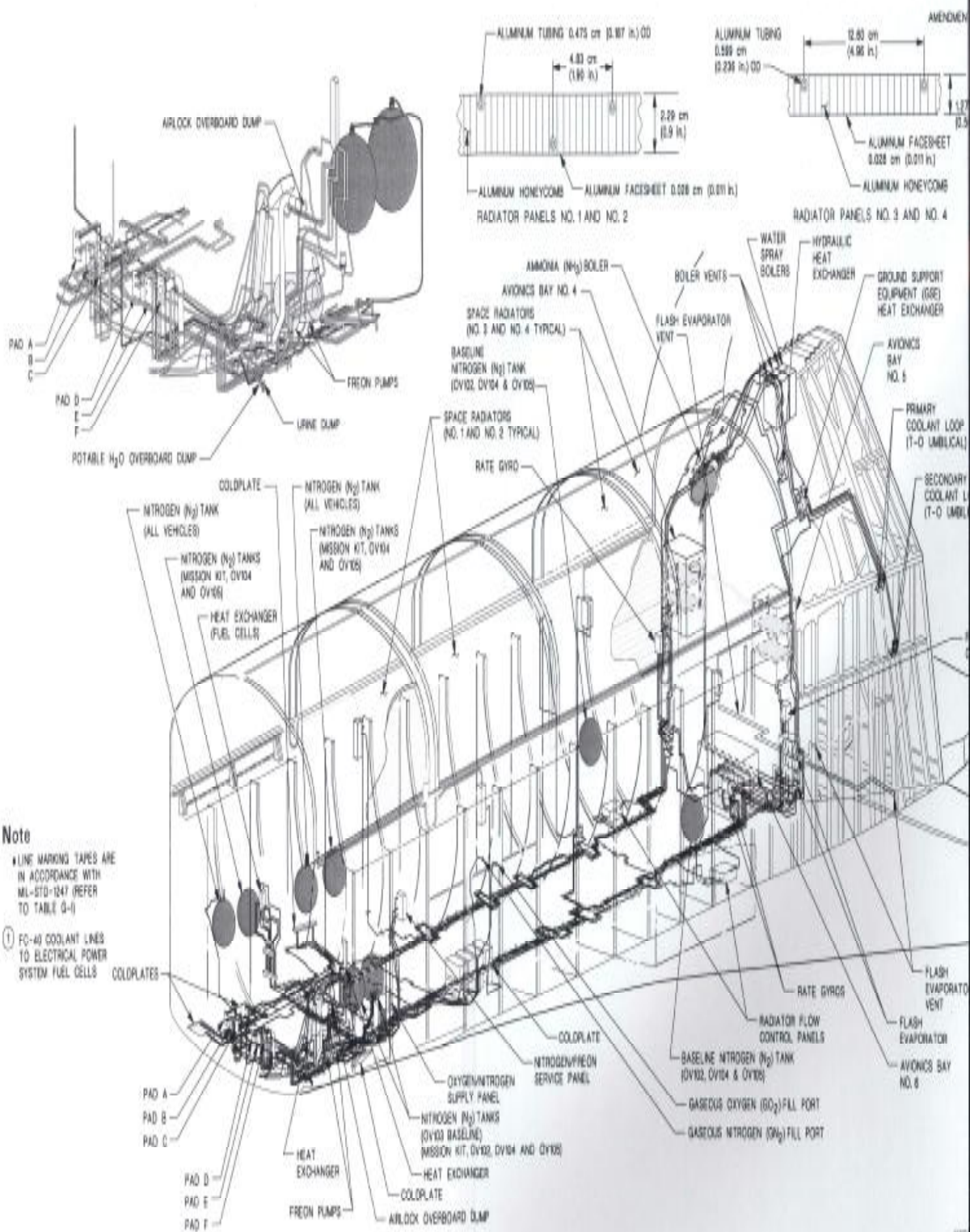


Figure 2-4 - Electrical power system components



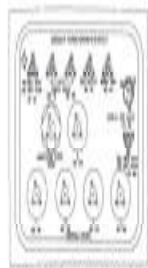


Note

* LINE MARKING TAPES ARE IN ACCORDANCE WITH MIL-STD-1247 (REFER TO TABLE 0-1)

① FC-40 COOLANT LINES TO ELECTRICAL POWER SYSTEM FUEL CELLS

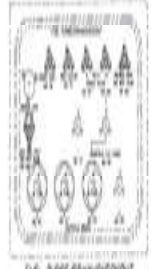
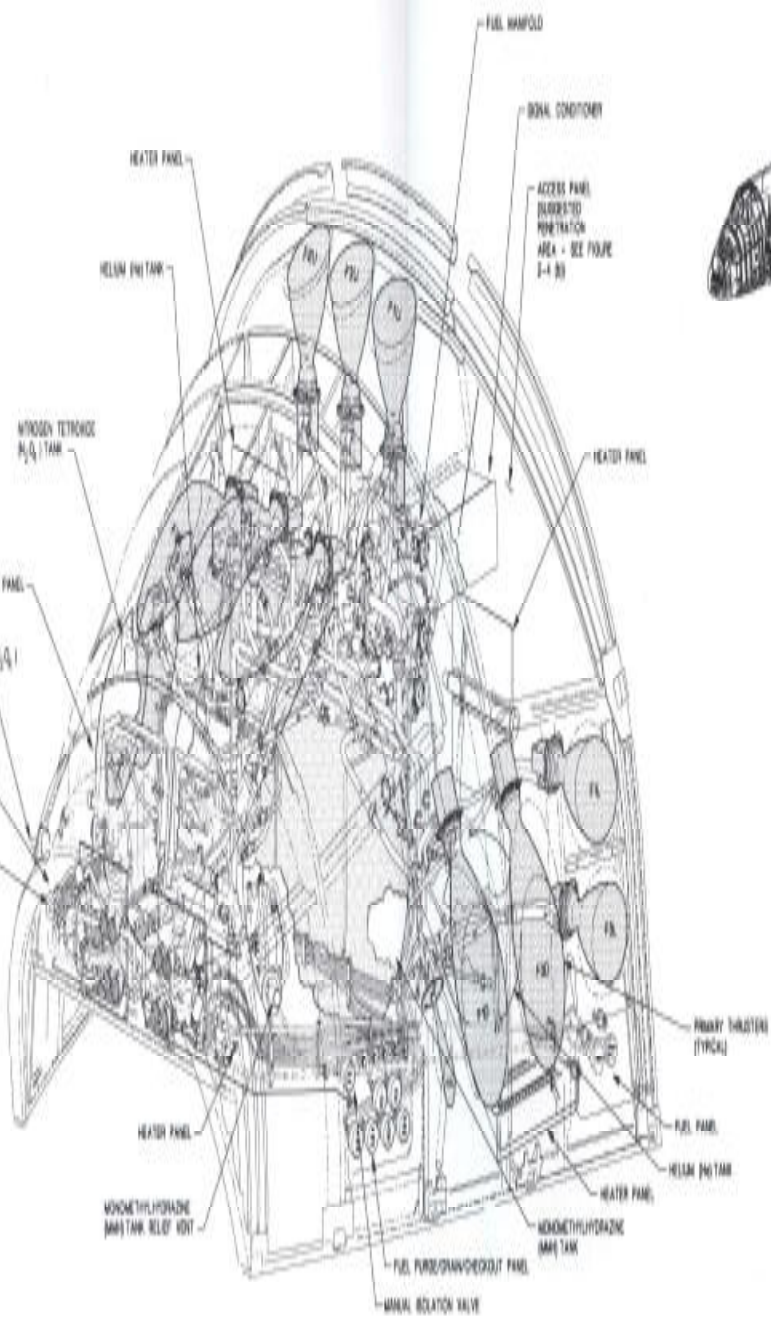
(c) Mid-fuselage and aft-fuselage coolant system
Figure 2-10 - Concluded



OXIDIZER PANEL/MAN/DECOUPLER (RIGHT HAND)



OXIDIZER PANEL (FRONT HAND)



FUEL PANEL/MAN/DECOUPLER

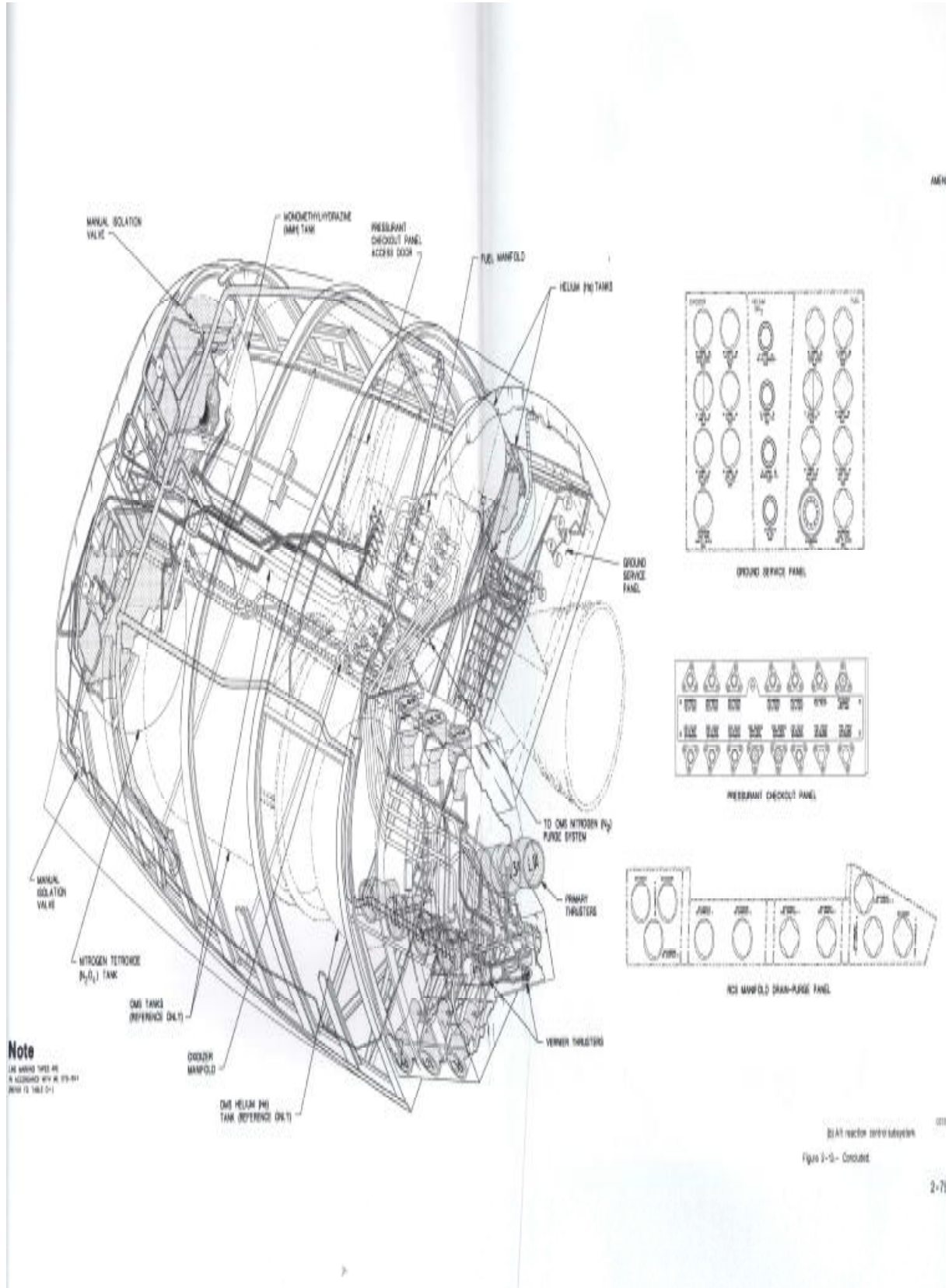


FUEL PANEL

Note
 1. WAMPOL IS A TRADE NAME FOR WAMPOL 1000.
 2. SEE FIGURE 2-4 FOR A LIST OF WAMPOL 1000 PARTS.

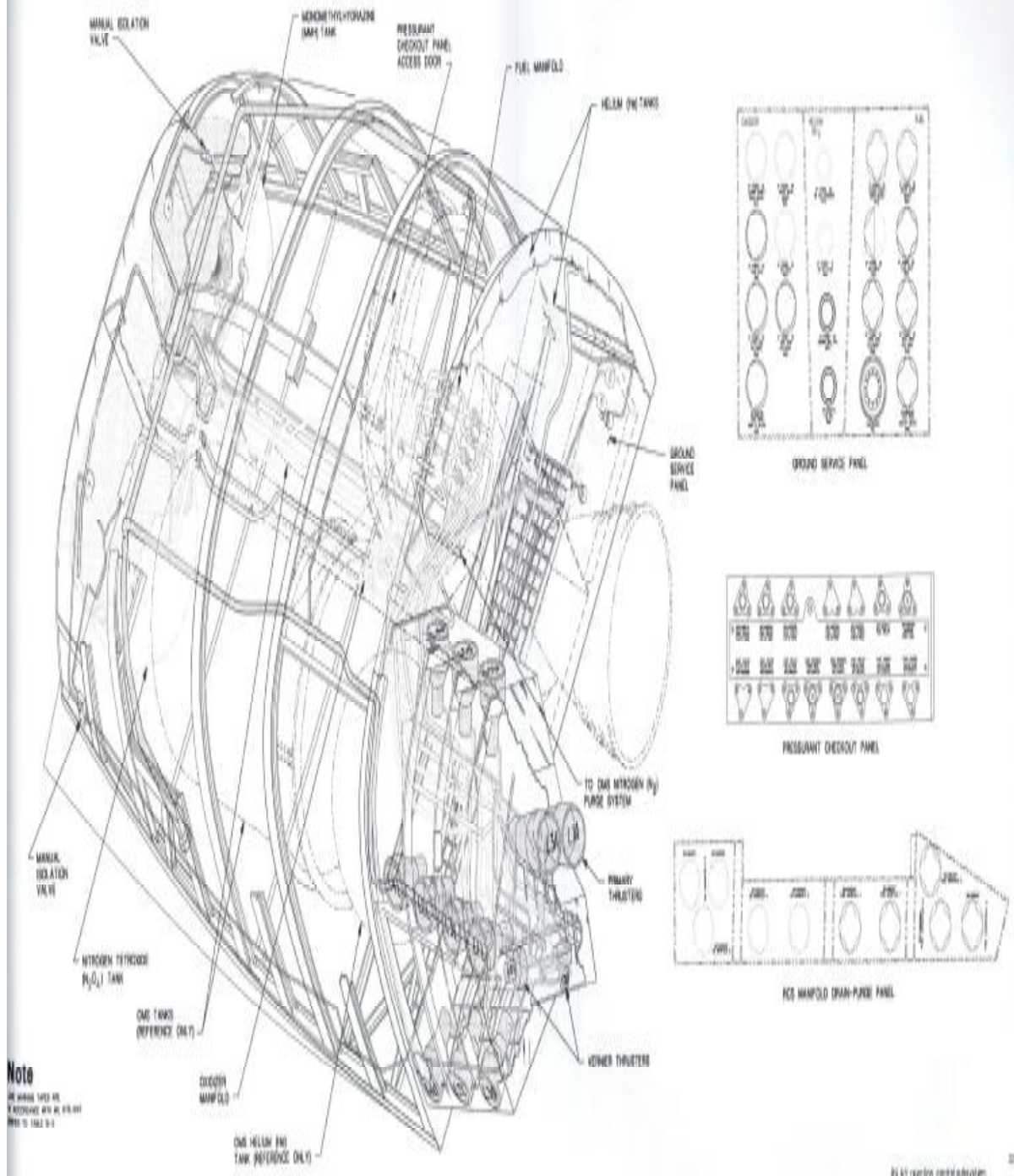
07/07

3) Forward vector control system
 Figure 2-12 - Reaction control system components/ET tank



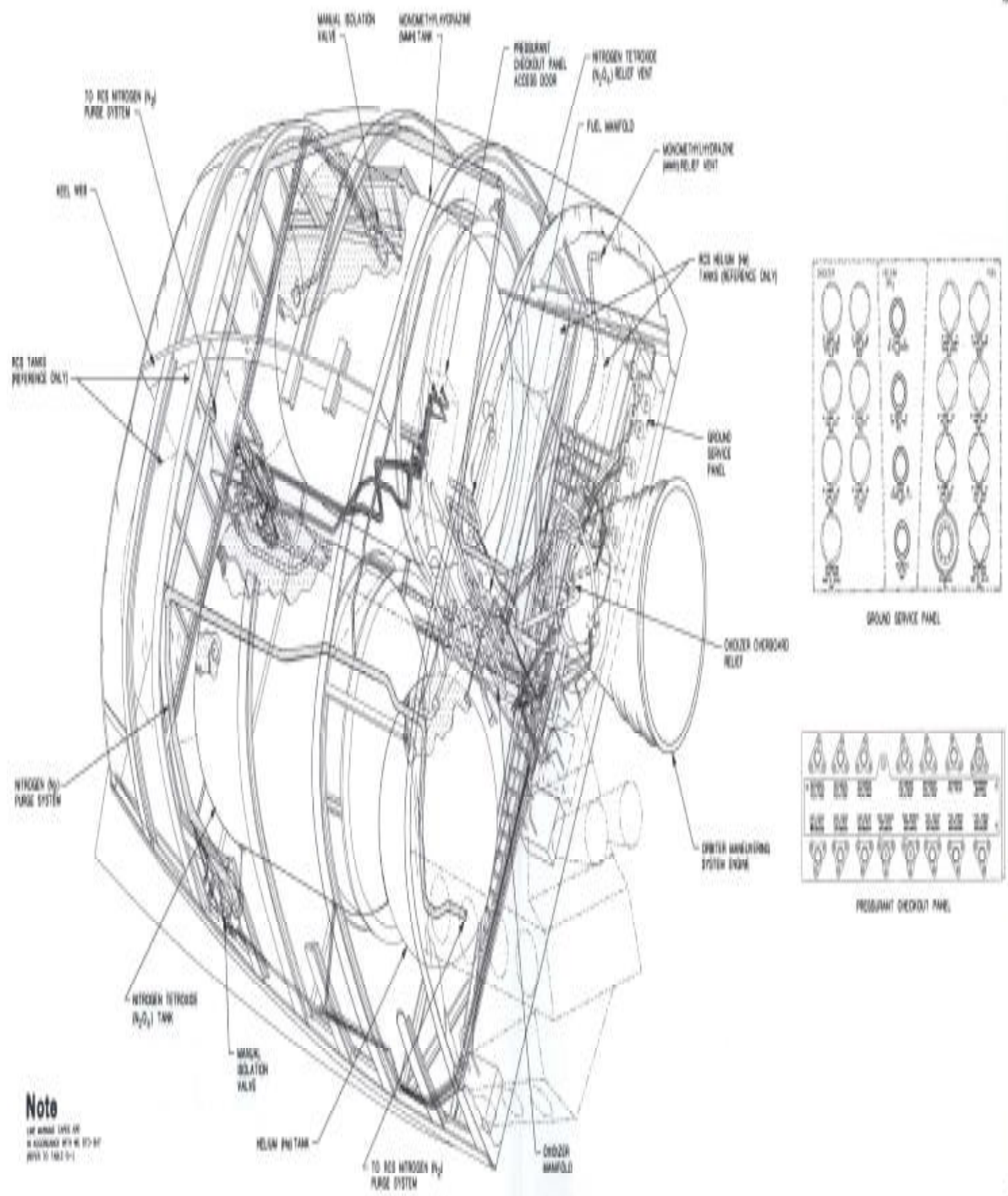
Note
 1. SEE DRAWING 100-10-01
 2. SEE DRAWING 100-10-02
 3. SEE 100-10-01

011
 Apollo 11 Lunar Module
 Figure 2-3 - Control



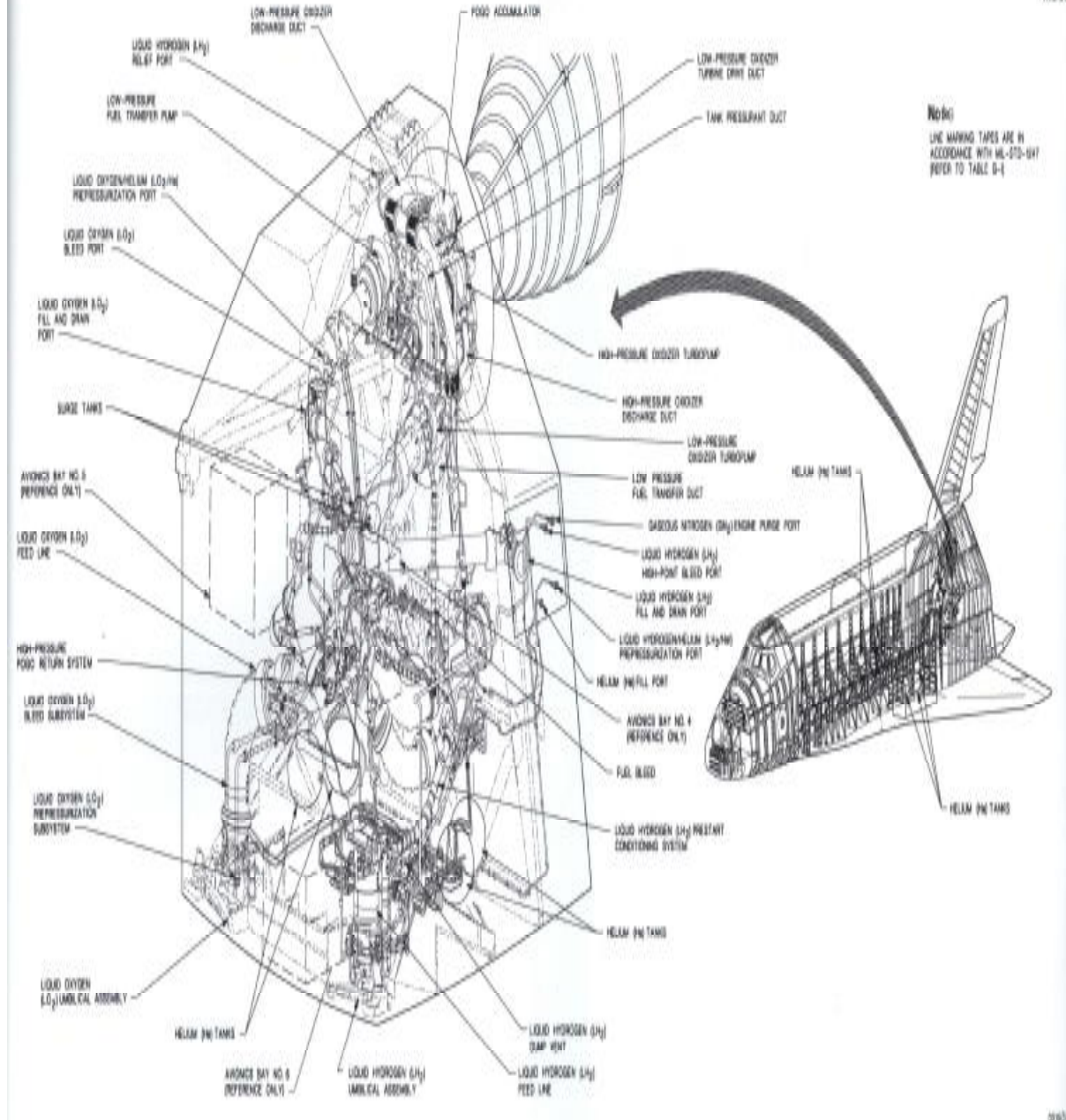
Note
 AS SHOWN THIS IS
 A REFERENCE ONLY AS PER
 FIG. 2-10-1-1

2-10-1-1
 K1 reactor control system
 Fig 2-10-1-1 - Control



Note
 See manual 1500-00
 or drawing 1511-00-10-01
 for 1500-00-10-01

1500 components
 Figure 1-14. Data handling system components



Note:
 LINE MARKING TAPES ARE IN ACCORDANCE WITH MIL-STD-883C REFER TO TABLE D-1

Figure 2-16 - Main propulsion system components (in detail)

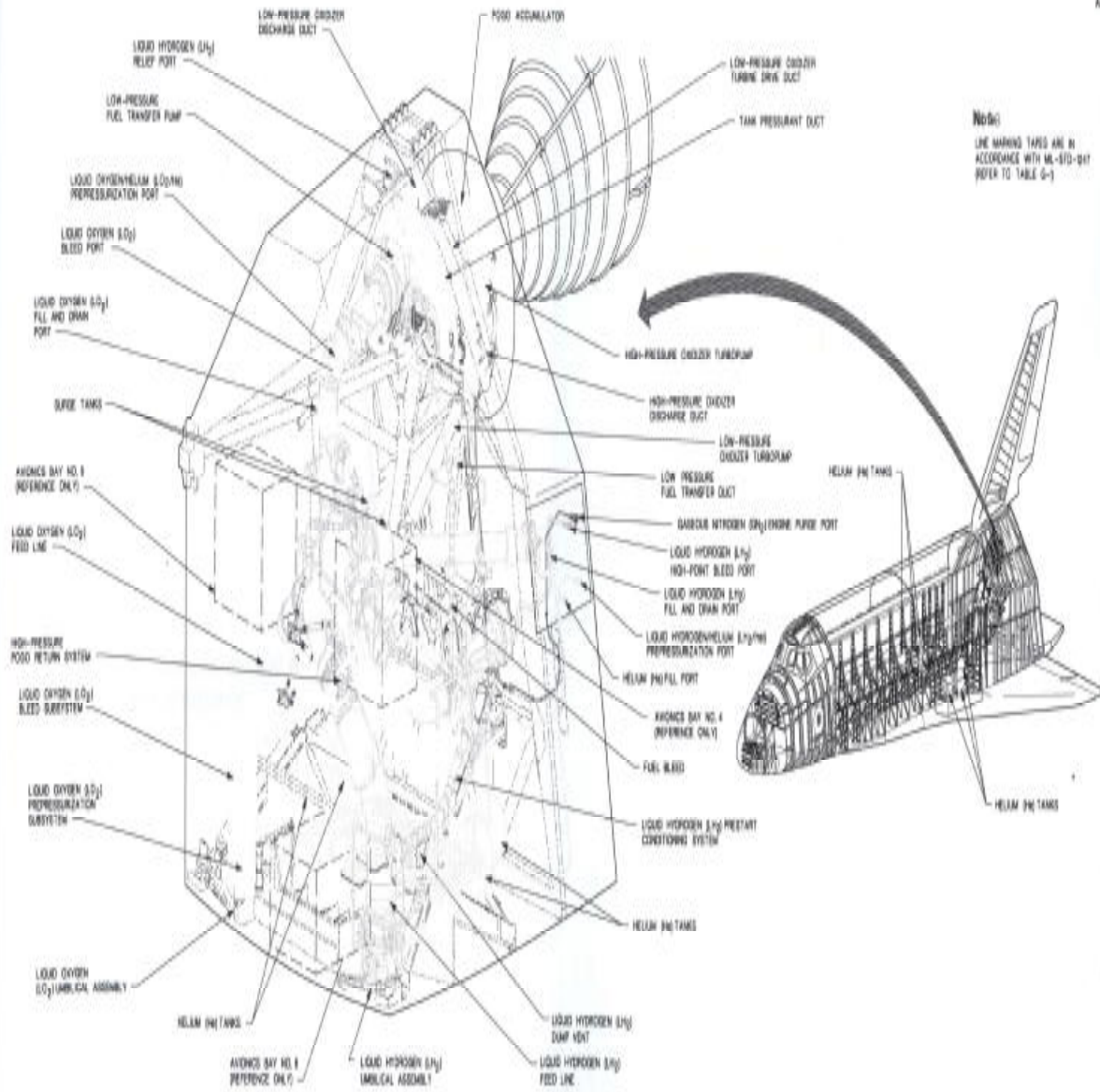
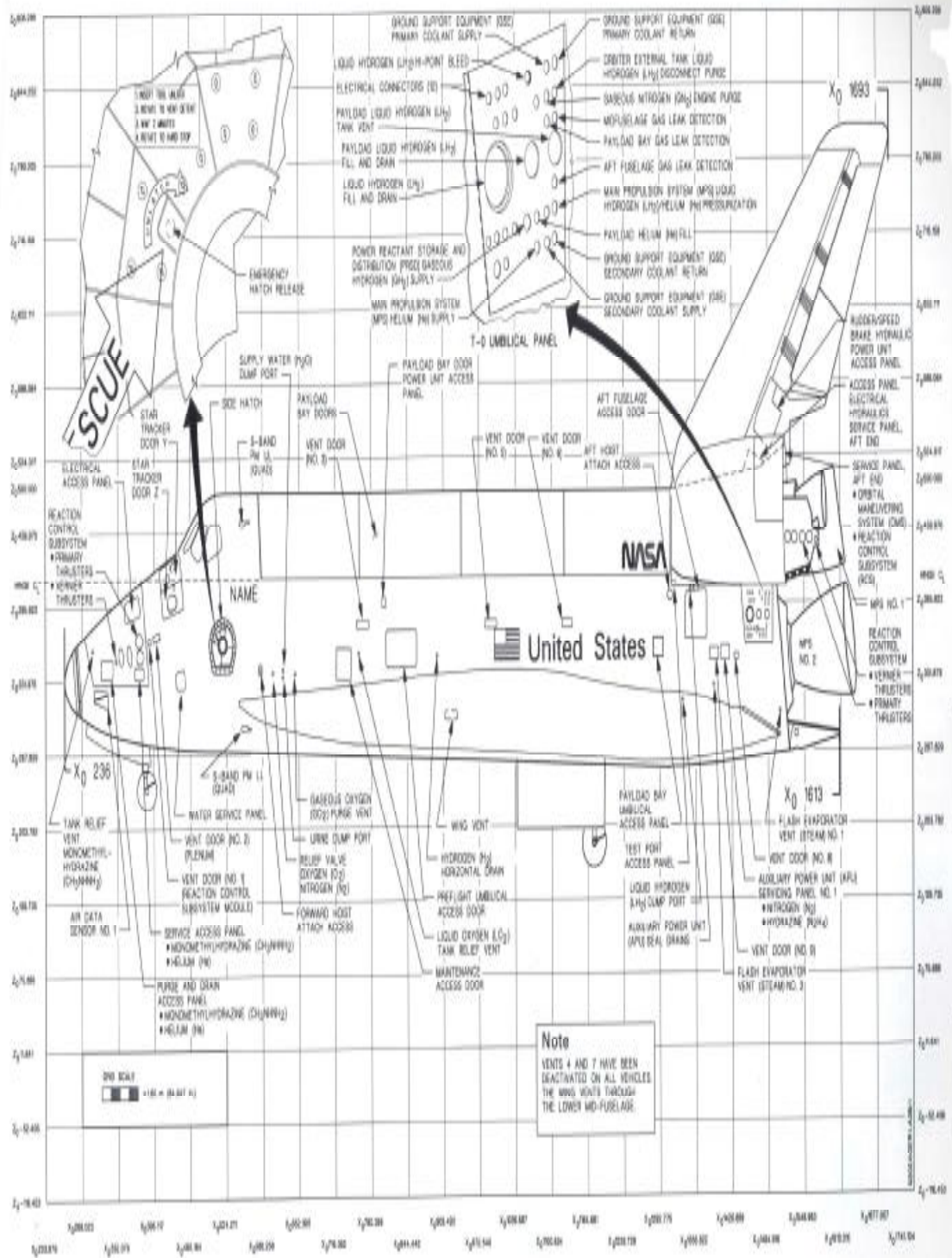


Figure 3-3. Main propulsion system component layout.



(a) Midline penetrations/access panels/markings.

Figure 2-2 - Left side of the Orbiter.

ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

Ελληνική Βιβλιογραφία:

- [1] **Παναγιωτόπουλος, Η. Ε., Μάργαρης, Δ. Π., Παπανίκας Δ. Γ., Γιακουμής, Κ.:** “Κίνηση Διαστημοχημάτων σε Πλανητικές Σφαίρες Επιρροής και Ατμόσφαιρες και Προοπτικές Διαστρικών Ταξιδιών”, Τεύχος Πρακτικών 4ου Πανελληνίου Συνεδρίου Ερασιτεχνικής Αστρονομίας, 9-11 Σεπτεμβρίου 2005, Ευγενίδειο Ίδρυμα, Αθήνα, Ελλάδα.
- [2] **Παναγιωτόπουλος, Η. Ε., Μάργαρης, Δ. Π., Παπανίκας Δ. Γ.:** “Διαστημική: Η Τεχνολογία-Πρόκληση για τον Έλληνα Επιστήμονα και Τεχνικό”, Τεύχος Πρακτικών 2ου Πανελληνίου Συνεδρίου Μηχανολόγων-Ηλεκτρολόγων, 16-18 Μαΐου 2007, Αθήνα, Ελλάδα.
- [3] **Παναγιωτόπουλος, Η. Ε., Μάργαρης, Δ. Π., Παπανίκας Δ. Γ.:** “ΕΡΕΥΝΗΤΙΚΕΣ ΔΡΑΣΤΗΡΙΟΤΗΤΕΣ ΕΡΓΑΣΤΗΡΙΟΥ ΜΗΧΑΝΙΚΗΣ ΤΩΝ ΡΕΥΣΤΩΝ ΚΑΙ ΕΦΑΡΜΟΓΩΝ ΑΥΤΗΣ: Ίχνη Πτήσης και Ροϊκές Συνθήκες Εισόδου Διαστημοχημάτων σε Πλανητικές Ατμόσφαιρες”, Τεύχος Πρακτικών 4ης Επιστημονικής Συνάντησης Μηχανικής Ρευστών ΕΜΠ: ΡΟΗ 2004, 26 Νοεμβρίου 2004, Αθήνα, Ελλάδα.
- [4] **Κολοβού, Μ.:** “Διάστημα και Εθνική Ασφάλεια”, Έκδ. Ποιότητα, 2003
- [5] **Παπανίκας, Δ. Γ., Φιλιός, Α.:** “Αεροδυναμική-Αεριοδυναμική”, Εκδ. Πανεπιστημίου Πατρών, Πάτρα, 1990-1994.
- [6] **Παπανίκας, Δ. Γ.:** “Αεροδιαστημική Τεχνολογία Τόμος I/A”, Εκδ. Πανεπιστημίου Πατρών, Πάτρα, 2004.
- [7] **Παπανίκας, Δ. Γ.:** “Αεροδιαστημική Τεχνολογία Τόμος I/B”, Εκδ. Πανεπιστημίου Πατρών, Πάτρα, 2003.
- [8] **Παπανίκας, Δ. Γ.:** “Αεροδιαστημική Τεχνολογία Τόμος II/A”, Εκδ. Πανεπιστημίου Πατρών, Πάτρα, 2006.
- [9] **Παπανίκας, Δ. Γ.:** “Εφαρμοσμένη Ρευστομηχανική Τόμος III”, Εκδ. Πανεπιστημίου Πατρών, Πάτρα, 2004.
- [10] **Παπανίκας, Δ. Γ.:** “Τεχνολογία Κενού”, Εκδ. Πανεπιστημίου Πατρών, Πάτρα, 1977-1981.
- [11] **Συμεωνίδης, Γ.:** “Νέα Συστήματα Μεταφορών στο Διάστημα και η Αεροθερμοδυναμική τους”, Δελτίο Αεροναυπηγών Μηχανικών, σελ. 7-22, 1988.

- [12] **Mazarakos, D. E., Sikoutris D. E., Panagiotopoulos, E. E., Margaris, D. P., Papanikas, D. G.:** “Stagnation Heat Transfer and Through-Thickness Temperature Profile Calculation at Hypersonic Speeds”, Proceedings of the 14th AIAA/AHI International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, AIAA Paper 2006-7939, pp. 311-327, 6-9 November 2006, Canberra, Australia.
- [13] **Mazarakos, D. E., Sikoutris D. E., Panagiotopoulos, E. E., Margaris, D. P., Papanikas, D. G.:** “Aerothermodynamic Analysis of the Space Shuttle Orbiter in Hypersonic Flight”, Proceedings of the 2nd International Conference: "From Scientific Computing to Computational Engineering", 2nd IC-SCCE, 5-8 July 2006, Athens, Greece.

Ξένη Βιβλιογραφία:

- [1] **McCormick, B. W.:** “Aerodynamics Aeronautics and Flight Mechanics”, Second Edition, Wiley, 1995.
- [2] **McGlathery, D. M.:** “Space Shuttle Rendezvous-Radiation-Reentry Analysis Code”, NASA-TM-X-64768, 1973.
- [3] **Meese, E. A., Nørstrud, H.:** "Simulation of Convective Heat Flux and Heat Penetration for a Spacecraft at Re-entry", Aerospace Science and Technology, Volume 6, pp. 185-194, 2002.
- [4] **Bertin J. J.:** “Aerodynamics for Engineers”, **Third edition, Prentice Hall,** 1998.
- [5] **Bertin, J. J., Bouslog, S. A., Wang, K. C., Cambell, C. H.:** "Recent Aerothermodynamic Flight Measurements During Shuttle Orbiter Re-Entry", Journal of Spacecrafts and Rockets, Volume 33, No 4, pp. 457-488, 1996.
- [6] **Bertin, J. J.:** “Hypersonic Aerothermodynamics”, AIAA, 1994.
- [7] **Culler, A., Williams, T., Bolender, M.:** "Aerothermal Modelling and Dynamic Analysis of a Hypersonic Vehicle", Proceedings of the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, AIAA Paper 2007-6395.
- [8] **Cupta, R. N., Lee, K. P., Thompson, R. A., Yos, J. M.:** "Calculation and Curve Fits of Thermodynamic and Transport Properties for Equilibrium Air to 30000 K", NASA Reference Publication 1260, 1991.
- [9] **Cupta, R. N., Yos, J. M., Thompson, R. A., Lee, K. P.:** "A Review of Reaction Rates and Thermodynamic and Transport Properties for an 11-Species Air Model for Chemical and Thermal Nonequilibrium Calculations to 30000 K", NASA Reference Publication 1232, 1990.

- [10] **Hammond, W. E.:** "Space Transportation: A System Approach to Analysis and Design", AIAA, N.Y. 1999.
- [11] **Hankey, W. L.:** "Re-Entry Aerodynamics", AIAA, 1988.
- [12] **Hansen, C. F.:** "Approximations for the Thermodynamic and Transport Properties of High-Temperature Air", NACA TN R-50, 1957.
- [13] **Hartunian, R. A., Stewart, G. E., Ferguson, S. D., Curtiss, T. J., Sheibold R. W.:** "Causes and Mitigation of Radio Frequency (RF) Blackout During Reentry of Reusable Launch Vehicles", Aerospace Report ATR-2007(5309)-1, 2007.
- [14] **Maestrello, L., Ting, L.:** "Optimum Shape of a Blunt Forebody in Hypersonic Flow", NASA-CR-181955, 1989.
- [15] **Marec, J. P.:** "Optimal Space Trajectories", Elsevier Scientific Publishing Company, New York, 1979.
- [16] **Kane, T. R., Likeus, P. W., Lexinson, D. A.:** "Spacecraft Dynamics", McGraw-Hill, 1983.
- [17] **Kaplan, M. H.:** "Modern Spacecraft Dynamics and Control", Wiley, 1976.
- [18] **Kempel, R. W., Painter, W. D., Thompson, M. O.:** "Developing and Flight Testing the HL-10 Lifting Body: A Precursor to the Space Shuttle", NASA-RP-1332, 1994.
- [19] **Kindler, J. T., Schoettle, U. M., και Well, K. H.:** "Entry Interface Window of Landing Site Coober Pedy for the Experimental Vehicle X-38 V201", AIAA Paper 2000-4117.
- [20] **Ko, W. L., Gong, L., Quinn, R. D.:** "Hypothetical Reentry Thermostructural Performance of Space Shuttle Orbiter with Missing or Eroded Thermal Protection Tiles", NASA-TM-212850, 2004.
- [21] **Kuethe, A. M., Chow, C.:** "Foundations of Aerodynamics, Bases of Aerodynamic Design", Fourth Edition, Wiley, 1986.

Ιστοσελίδες:

- [1] www.aristotelio.gr
- [2] <http://el.wikipedia.org>
- [3] <http://science.ksc.nasa.gov/shuttle/technology>
- [4] www.physics4u.gr
- [5] www.nauts.com
- [6] www.space.com

[7] Αναζήτηση στο google Space Transportation System, Space Shuttle Main, Solid Rocket Boosters, Reaction Control System, Orbital Maneuvering System