

第1章 はじめに

来世紀初頭の世界の宇宙開発活動を展望すると、従来からの通信衛星や観測衛星等の打上げ需要に加え、新たな動向として、衛星運用の効率化を目指した衛星機器交換等の軌道上サービスの展開、国が主導する宇宙環境利用実験や宇宙ステーションへの人員・物資の往復輸送需要の進展等が予想される。こうした宇宙活動の量的拡大と高度化・多様化のためには、経済性を備えた基盤的なシステム(宇宙インフラストラクチャ)の整備が重要であり、中でも宇宙ゴミ防止策や有人輸送能力を備えた宇宙往還輸送システムの整備が最優先課題となる。現時点、世界の宇宙開発活動において、米国のスペース・シャトルとロシアのソユーズ・カプセルが往還輸送手段として運用に供されているが、経済性や自在性の面で未成熟な課題を抱えており、更にスペース・シャトルは、来世紀初頭には運用寿命のため後継機の開発が必要となっており、米欧において次世代の宇宙往還機開発に向けて技術蓄積が着実に進められている。我が国の宇宙輸送システムは、H-IIロケットの試験飛行成功により、打上げロケットに関しては世界の水準に並んだ。

このような宇宙開発活動の展望と、これまでに我が国が培ってきた高度な技術ポテンシャルを踏まえて、宇宙開発委員会は1993年7月「宇宙往還輸送システム懇談会」において、我が国の宇宙往還輸送システムの研究開発のあり方に関する報告書をまとめ、以下のような方向付けを行った。

我が国の宇宙往還輸送システムへの取り組みとして；

- 低中高度軌道での宇宙開発活動の安定的な遂行への寄与、
- 輸送系に関する技術基盤の維持・発展、
- 科学技術の振興及び各種産業技術分野への技術波及、

の観点から技術開発を進め、将来的には；

- 輸送システムの繰り返し使用による輸送経費の低減と省資源化、
- 宇宙飛行環境保全のための宇宙ゴミ防止技術、
- 安全・自在な人員輸送技術、

への発展についても視野に入れて段階的に技術開発を進めて行くこととし；

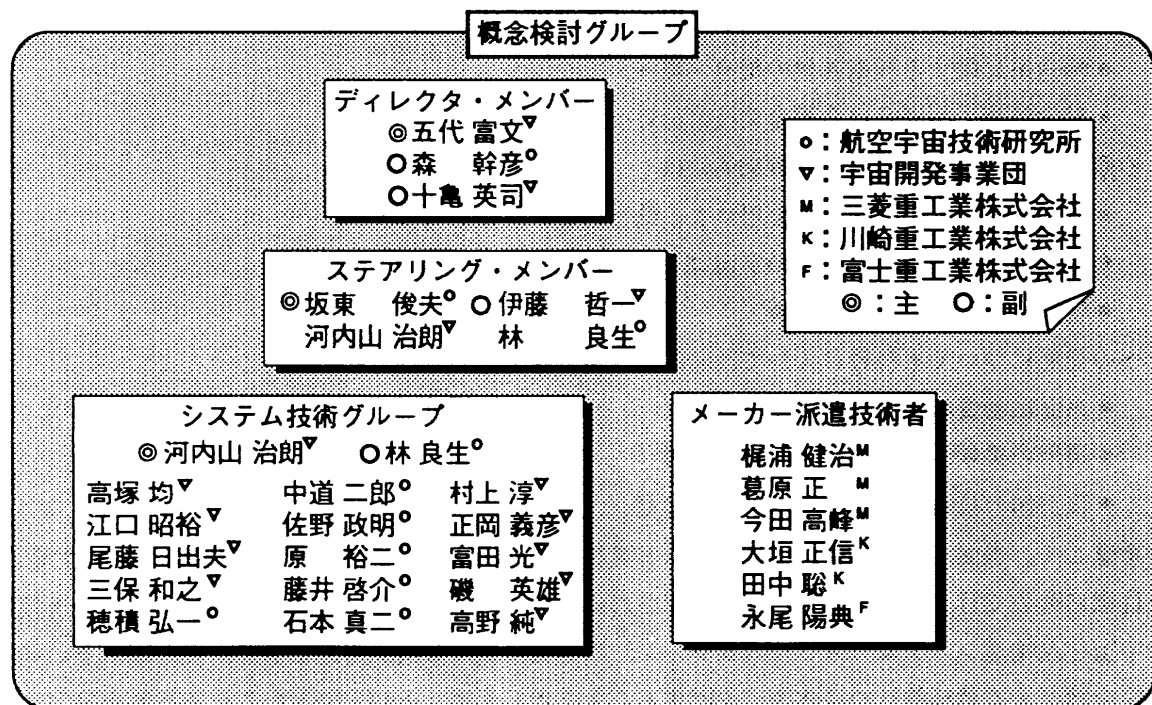
- 当面は物資の輸送需要が多い→無人
- 運用の柔軟性と技術の発展性→有翼
- 我が国の技術水準→ロケット打上げ型

を考慮して、当面「ロケット打上げ型無人有翼往還機(HOPE)」を、来世紀初期に実用化することを目指して進めて行くべきである。今後予想されるスペース・シャトル後継機や、将来の完全再使用型の宇宙往還輸送システム(スペースプレーン)の開発における国際協力の中で、我が国がその国際的地位を踏まえて積極的且つ主体的に貢献することを考えれば、その前提となる技術基盤を早急に構築することが肝要となる。無人有翼往還機の実現に当たって、その開発を二段階に分けて進めることとする。第一段階は「宇宙往還技術試験機」による「飛行実験」段階で、重要技術を実飛行環境下で実証するものであり、第二段階が「実用往還機開発」である。「飛行実験」においては、実用機規模の往還技術試験機により、打上げから再突入以降着陸に到るまでの飛行実証を今世紀末までに行う。往還技術試験機と併行して小規模の飛行実験である、軌道再突入実験(OREX)、極超音速飛行実験(HYFLEX)、小型自動着陸実験(ALFLEX)を実施し要素技術に関する飛行実証を行う。

1993年5月に発足した「NAL/NASDA HOPE 研究共同チーム」は、以上のような「宇宙往還輸送システム懇談会」の方向付けを基に、従来から NAL/NASDA 共同研究で進めてきた HOPE 概念設計及び OREX の製作、HYFLEX 及び ALFLEX のシステム設計を引き継いで作業を進めてきた。OREX は飛行実験計画の先陣として、1994年2月4日のH-IIロケット初飛行のペイロードとして既に飛行を成功裏に終え、取得データの解析・評価の段階に到っており、飛行実験計画は重要な初期の成果を挙げつつある。HYFLEX と ALFLEX は平成7年度の飛行実施を目標に、システム設計が進展中で機器製作に着手する段階にある。

これらの成果を受け、1993年10月に航空宇宙技術研究所内に新設された NAL/NASDA HOPE 研究共同チーム・技術開発室において、往還技術試験機の開発に向けた作業を開始した。往還技術試験機は実用往還機規模で、H-IIロケットによる打上げ、再突入から着陸に到る重要技術を飛行実証し、宇宙往還技術の確立を目指すものである。設計目標は実用往還機にあるものの、限られた資源で短期間に重要技術確立に主眼を置くために、実用往還機のプロトタイプではなく、できるだけ簡略化した開発手順による実験機の開発を目指すものである。

本報告書は「往還技術試験機」の設計を開始するのに先立ち、その指針を策定するために編成された「概念検討グループ」(下図)で実施した検討・議論の成果を取りまとめたものである。



検討に当たっては、昭和61年度より開始された宇宙往還機に関する研究の成果を見直すと共に、想定される実用往還機の概要を定めた。更に、実用往還機開発に向けた技術課題の抽出を行い、それらの技術課題を解決し宇宙往還技術を確立するための技術開発シナリオを策定し、今後の研究・開発活動の指針とした。概念検討作業の結果、往還技術試験機による飛行実験の成果を踏まえ、実用往還機開発の前に、軌道上飛行実証を可能にする「発展型往還技術試験機」を、往還技術試験機の部分改修及び機能追加によって実現すべく、往還技術試験機にグロウス・ポテンシャルを持たせて開発を進

めることとした。無人往還機の設計に必要な設計基準及び評価基準については、現時点において定めることが可能な範囲に関して、設計指針として示した。無人往還機の設計基準確立は、往還機それ自身の開発と相俟って出力すべき重要な技術成果である。今後の設計作業の進捗に伴い内容の充実、定量化が図られなければならない。これまでの研究成果、技術課題の抽出、開発シナリオ及び往還機の設計基準・評価基準に従い、今世紀中に飛行の実現を目指す往還技術試験機の基本要求、サブシステム基本要求及び往還技術試験機のベースラインを定め、同機開発の指針とした。これらは引き続いて行われる「概念設計」において最終確定される。

第2章 記号及び略語

2.1 記号

A	C/Pi材適用部位におけるAl材適用部位に対する重量割合の概算値
B	C/C材適用部位におけるAl材適用部位に対する重量割合の概算値
b	主翼翼幅
C, c	主翼翼弦長
C_D	抗力係数
C_L	揚力係数
C_l	ローリング・モーメント係数
C_{L_α}	$C_L=0$ での実機揚力傾斜
$C_{L_\alpha}]_w$	$C_L=0$ での全機揚力傾斜
C_{l_β}	横滑り角に関するローリング・モーメント係数の微係数, $\partial C_l / \partial \beta$
$C_{l_{\delta_a}}$	エルロン舵角に関するローリング・モーメント係数の微係数, $\partial C_l / \partial \delta_a$
$C_{l_{\delta_r}}$	ラダー舵角に関するローリング・モーメント係数の微係数, $\partial C_l / \partial \delta_r$
C_n	ヨーイング・モーメント係数
$C_{N_{ \alpha=4.5^\circ }}$	迎角が 4.5° の時の垂直力係数
C_{n_β}	横滑り角に関するヨーイング・モーメント係数の微係数, $\partial C_n / \partial \beta$
$C_{n_{\beta \text{dyn}}}$	動的な方向安定パラメータ, I_{xx}, I_{zz} を慣性能率とすると $C_{n_\beta} \cos \alpha - (I_{zz}/I_{xx}) C_{l_\beta} \sin \alpha$
$C_{n_{\delta_a}}$	エルロン舵角に関するヨーイング・モーメント係数の微係数, $\partial C_n / \partial \delta_a$
$C_{n_{\delta_r}}$	ラダー舵角に関するヨーイング・モーメント係数の微係数, $\partial C_n / \partial \delta_r$
E_c	傷害予測数
g	重力加速度
h_d	解離エンタルピー
h_w	壁面でのエンタルピー
h_0	淀み点エンタルピー
K	横滑り角をラダーにフィードバックする時のゲイン
L_B	胴体長
L/D	揚抗比
L_e	ルイス数
M	マッハ数

m	機体質量
n	全荷重倍数
N_z, n_z	垂直方向荷重倍数
p	ローリング角速度
P_i	地上落下確率
P_r	プラントル数
q	動圧
\dot{q}	空力加熱率
q_{\max}	最大動圧
\dot{q}_{ref}	基準空力加熱率
$(R_c)_e$	実効曲率半径
R_e	レイノルズ数
R_n	ノーズ半径
S	主翼翼面積
s	表面に沿って測った長さ
$S_{\text{Proj}}]_{\text{HOPE}}$	HOPEの投影面積
$S_{\text{Proj}}]_{\text{STS}}$	スペースシャトルの投影面積
$S_{\text{Ref}}]_{\text{HOPE}}$	HOPEの基準面積
$S_{\text{Ref}}]_{\text{STS}}$	スペースシャトルの基準面積
T_0	淀み点温度
T_{\max}	最大温度
T_w	壁面温度
u_e	境界層端における表面に沿った流速
V	真対気速度
V_e	対地速度
V_∞	粘性干渉パラメータ
W	機体重量あるいは推算された構造重量
W_A	C/Pi材部位の重量推算値
W_B	C/C材部位の重量推算値
W_C	Al合金適用部位の重量推算値
$W_{C/C}$	C/C材適用部位の重量推算値
$W_{C/Pi}$	C/Pi材適用部位の重量推算値
W_{LiftOff}	離昇時の機体重量
X, x	胴体先端あるいは主翼前縁から測った距離
Z	高度
α	迎角
α_{BO}	剥離が始まる迎角
α_e	実効迎角

α_0	$C_L=0$ となる迎角
β	横滑り角
δ_a	エルロン舵角
$\Delta C_{D_{\text{err}}}$	抗力係数の誤差
$\Delta C_{L_{\text{err}}}$	揚力係数の誤差
$\Delta C_{m_{\text{err}}}$	ピッチング・モーメント係数の誤差
$\Delta C_{n\beta_{\text{err}}}$	微係数 $C_{n\beta}$ の誤差
δ_e	エレベータ舵角
$\Delta_{\text{err}} I_{\text{HOPE}}$	HOPEの空力係数誤差
$\Delta_{\text{err}} I_{\text{STS}}$	スペース・シャトルの空力係数誤差
δ_r	ラダー舵角
ΔV	速度増分
$\Delta \rho_{\text{err}}$	大気密度誤差
η_A	C/Pi材適用によるAl合金に対する重量変化率
η_B	C/C材適用によるAl合金に対する重量変化率
Λ, Λ_{LE}	主翼前縁後退角
Λ_e	実効後退角
Λ_{TE}	主翼後縁後退角
μ_e	境界層端での粘性係数
μ_w	壁面での粘性係数
ϕ	バンク角
ρ	大気密度
ρ_e	境界層端での密度
ρ_{SL}	海面上での大気密度
ρ_w	壁面での密度
σ	分散

2.2 略語

AC	Alternating Current
ADS	Air Data Sensor, Angular Displacement Sensor
ADSE	Air Data System Electronics Package
ADSP	Air Data System Probe
AGE	Aerospace Ground Equipment
A/L	Approach/Landing
Al	Aluminum
AFC	Automatic Flight Control
ALFLEX	Automatic Landing Flight Experiment
APU	Auxiliary Power Unit, Actuator Power Unit

BBM	Bread-Board Model
BIT	Built-in Test
CAI	Compression after Impact
C/C	Carbon/Carbon
CDR	Critical Design Review
C/Ep	Carbon/Epoxy
CFD	Computer Fluid Dynamics
C-PCM	Central PCM
C/Pi	Carbon/Polyimide
CPU	Central Processing Unit
C-RT	C-band RT
Cu	Copper
CVD	Chemical Vapor Deposition
DC	Direct Current
DDV	Direct Drive Valve
DGPSR	Differential GPS Receiver
DIU	Data Interface Unit
DME	Distance Measuring Equipment
DME/P	Distance Measuring Equipment/Precise
Do228	Domier Do228
DRTS	Data Relay and Tracking Satellite
EAS	Equivalent Air Speed
EHA	Electro-Hydrostatic Actuator
EHSV	Electro-Hydraulic Servo Valve
EM	Engineering Model
EMA	Electro-Mechanical Actuator
EMI	Electro-Magnetic Interference
EMP	Electro-Magnetic Pulse
E-PKG	Electronics Package
ET	Engineering Test
EVA	Extra-Vehicular Activity
FCC	Flight Control Computer
FSP	Function Simulation Program
ETS	Engineering Test Satellite
FBL	Fly by Light
FBW	Fly by Wire
FEM	Finite Element Model
FHI	Fuji Heavy Industries, Ltd.

FMEA	Failure Modes and Effects Analysis
FRP	Fiber Reinforced Plastic
FY	Fiscal Year
GCC	Guidance Control Computer
GCP	Guidance Control Program
GN ₂	Nitrogen
GPM	Gallons per Minute
GPS	Global Positioning System
Gr/Pi	Graphite/Polyimide
HAC	Heading Alignment Cylinder
HATS	High Altitude Test Stand
HCT	HOPE Cargo Transporter
HK	House Keeping
HOPE	H-II Orbiting Plane
HOTOS	HOPE Trajectory and Orbit Simulation Program
HSD	Heat Sink Device
HTS	HOPE Transfer System
HTV	HOPE Transfer Vehicle
IAP	Integrated Actuator Package
ICE	In-Circuit Emulator
ICS	In-Circuit Simulator
IR	Infra-Red
ISP	Specific Impulse
IMU	Inertial Measurement Unit
ISA	International Standard Atmosphere
ISS	International Space Station
JEM	Japanese Experiment Module
JIS	Japan Industrial Standard
KHI	Kawasaki Heavy Industries, Ltd.
LAR	L-band Angle Receiver
LCDP	Lateral Control Departure Parameter
LBR	Leak before Rupture
LH ₂	Liquid Hydrogen
LOX	Liquid Oxygen
LRB	Liquid Rocket Booster
MDD	Master Dimension Definition
MHI	Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.

MIL	Military Specifications and Standards
MIL-STD	Military Standards
MLS	Microwave Landing System
MLSR	MLS Receiver
MMH	Monomethyl Hydrazine
NAL	National Aerospace Laboratory
NASDA	National Space Development Agency of Japan
NH ₃	Ammonia
Ni	Nickel
NTO	Nitrogen Tetroxide
N ₂ H ₄	Hydrazine
OIM	Orbital Injection Module
OMS	Orbital Maneuvering System
ONERA	Office National d'Etudes et de Recherches Aerospatiales
OREX	Orbital Re-entry Experiment
OS	Operating System
PBW	Power by Wire
PLIF	Planar Laser-Induced Fluorescence
PCM	Pulse Code Modulation
PDR	Preliminary Design Review
RA	Radio Altimeter
RCS	Reaction Control System
R-PCM	Remote PCM
RT	Radar Transponder
RVD	Rendezvous and Docking
SiC/Al	Silicon Carbide/Aluminum
SIP	Strain Isolation Pad
SRB	Solid Rocket Booster
SS	Space Station
SSF	Space Station Freedom
ST	Star Tracker
STA	Station
STS	Space Transportation System
TACAN	Tactical Air Navigation
TAEM	Terminal Area Energy Management
TAS	True Air Speed
TBD	To Be Determined

TCS	Thermal Control System
TF	Test Flight
Ti	Titanium
Ti/MW	Titanium Multi-Wall
TPS	Thermal Protection System
TR-X	Test Rocket-X
TVC	Thrust Vector Control
UHF	Ultra High Frequency
VHF	Very High Frequency
VOR	VHF Omnidirectional Radio Range
WAATS	Weights Analysis of Advanced Transportation Systems
WBS	Work Breakdown Structure

第3章 想定実用往還機の概要

3.1 実用往還機の対応任務

- 1) 宇宙ステーション / JEM への運用需要に対応。
- 2) 軌道上実験任務への対応。
- 3) 軌道上サービス任務への対応。
- 4) 軌道上観測任務への対応。

3.2 技術開発の基本方針

- 1) 我が国の技術により開発することを原則とし、実用往還機の飛行が予想される 2004 年頃の国際技術水準に対応できる往還技術の構築を行う。
- 2) 実用往還機は無人機とし、有人対応の技術開発要求を取り除くことにより集約的な往還技術の構築を目指す。
- 3) 再整備により繰り返し使用を可能とし、経済的な運用が可能な往還技術の構築を目指す。
- 4) 実用往還機は H-II 派生型ロケットにより垂直打上げされ、滑走路に水平着陸できるものとする。

3.3 実用往還機技術要求

- 1) 打上げから着陸までの全フェーズにおいて無人で全自動の航行が可能であること。
 - 機上で全飛行フェーズの管理ができること。
 - 1 回の飛行時間は宇宙ステーションへの運用任務の場合、最大 100 時間とする。他の任務の場合は、より長い飛行時間も可能とする。
- 2) H-II 派生型ロケットにより打上げ可能なこと。
 - 打上げ時の実用往還機全備重量は 20 トン以下とする。
- 3) H-II 派生型ロケットの誘導制御を行えること。
 - H-II 派生型ロケットに対する誘導制御信号を生成する機能を有すること。
- 4) H-II 派生型ロケットより分離された時点の弾道軌道から、初期軌道に入るための増速能力を有

すること。

- 必要増速量は 650 m/sec 以上のこと。（比推力 310sec 程度の推進装置を用いる場合）
- 5) 宇宙ステーションへのランデブ・ドッキングが可能であること。
 - 軌道変換増速量は 320 m/sec 以上であること
- 6) 宇宙ステーションへの物資の輸送及び宇宙ステーションからの物資の回収が可能であること。
 - 打上げ時 3 トン以上、帰還時 5 トン以上（それぞれコンテナ重量を含む）の貨物搭載能力を有すること。
 - 国際標準ラック 3 個を与圧コンテナにて往復輸送可能なこと。
- 7) 大気圏に再突入の後、所定の滑走路に無推力で水平に着陸できること。
 - 軌道離脱用増速量は 100 m/sec 以上であること
 - 3,000 m 級滑走路（3,500 m 以下）に着陸できること。
- 8) 帰還時の軌道離脱機会が 1 日（24 時間）の内複数回とれること。
 - クロスレンジ能力は 1,500 km 以上とする。
- 9) 再整備により繰り返し使用できること。
 - 実用往還機は年 2 回飛行を行い、10 年間の使用に耐え得ること。
- 10) 任務達成信頼度は打上げロケットと同等であること。
 - 全飛行フェーズにおいて 1 フェール・オペラティブであること。
- 11) 実用往還機/H-II 派生型ロケットの機能配分は原則として以下のとおりとする。
 - 実用往還機とロケットのインターフェースは極力簡素化を図る。
 - 打上げフェーズのロケットの誘導制御信号は実用往還機から出力する。
 - ロケット側のテレメータ・データは実用往還機に搭載したテレメータ送信機により地上へ送信する。
 - 追尾システムは実用往還機側に搭載する。
 - 指令破壊系システムの内、受信系のみは実用往還機側に搭載するものとし、ロケット側には破壊に必要な火工品等を搭載装備する。
 - 正常分離後実用往還機からロケットに対する制御は不要とする。
 - 実用往還機を早期に分離した場合は第 1 段エンジンを強制停止する等の処置を行い、追突を防ぐものとする。
- 12) 飛行安全（飛行中の不具合による地上の安全確保）の基本的要求は次の通りとする。
 - 打上げフェーズについては、人工衛星打上げ時のロケットの飛行安全要求に準拠する。
 - 軌道上飛行フェーズではテレメトリ・データにより、地上で軌道離脱の可否を判断し、地上から必要な指令信号を発出することを前提に、これに対応可能な機能を有すること。
 - 軌道離脱以降ブラック・アウト中に発生する不具合への地上からの対処は不可能であるため、ロケットの飛行安全で採用されている考え方に準拠して、帰還経路上の諸外国への地上落下確率（ P_f ）及び傷害予測数（ E_c ）を算出し、これらを許容値以下に抑えられる帰還経路を設定することによって安全を確保する。
 - ブラックアウト終了から着陸までのフェーズでは、地上からの対処が可能であり、ロケットの飛行安全と同様に飛行中断基準をあらかじめ設定しておき、これを侵す恐れのある場合、

自動もしくは地上からのコマンドにより飛行中断を行う機能を有すること。

- いずれの場合も実用往還機には指令破壊及び自爆の機能は持たせず、空気力を利用した飛行中断機能とする。

3.4 実用往還機運用構想

宇宙ステーション対応任務の運用構想は以下の通りであるが、その他の対応任務の運用構想はこれに準ずるものとする。実用往還機は種子島宇宙センターより H-II 派生型ロケットで打上げられ、弾道軌道で分離された後、自身の有する推進装置により初期軌道に入る。その後、数回の軌道変換を行い宇宙ステーションとのランデブ・ドッキングを行う高度に達する。宇宙ステーション近傍での運用は宇宙ステーションの管制に従う。帰還時宇宙ステーションからの離脱後は、一旦帰還待機軌道に入り、着陸場との時期を見計らい、軌道を離脱して大気圏へ再突入し、エネルギー調整フェーズ等を経て所定の滑走路に着陸する。着陸場で輸送のための簡単な整備を行った後、日本の実用往還機組立整備工場に返送され再整備を行い、また種子島宇宙センターに輸送され打上げのための整備に入る。

尚、実用往還機と地上局との通信回線は、日本または外国のデータ中継衛星等を介して実現される。また実用往還機の位置決定のため航法衛星を利用する。実用往還機の任務の一つである宇宙ステーションへの運用任務における、打上げから着陸に到るプロファイルを下図に示す。

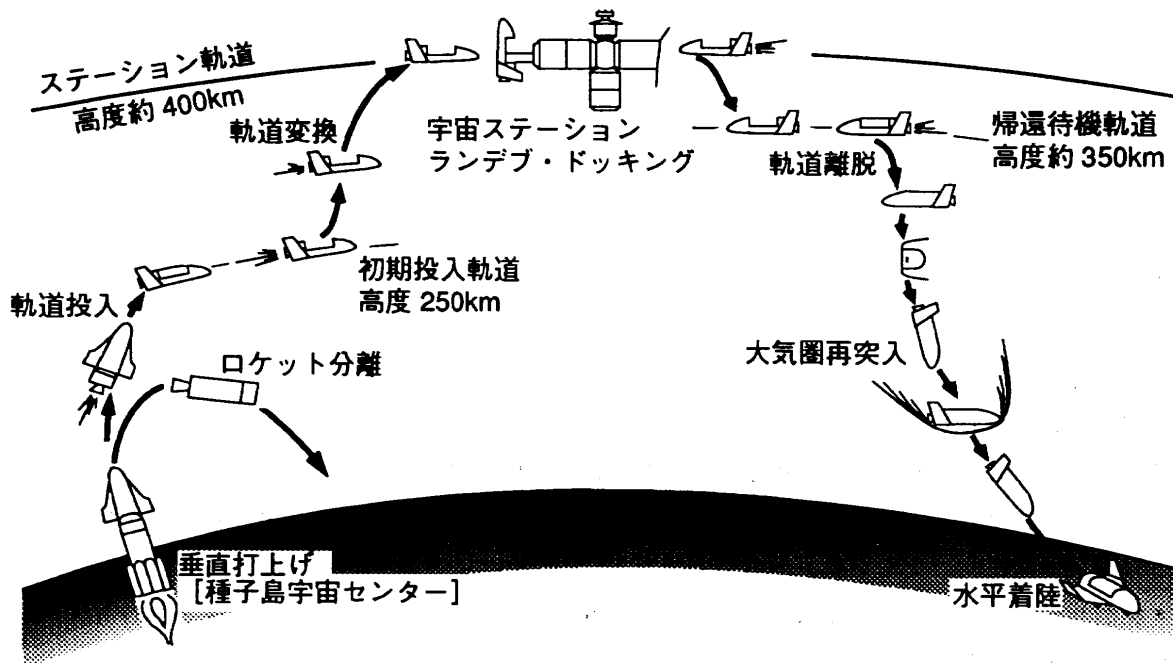


図 3-1 実用往還機の飛行プロファイル

第4章 実用往還機開発に向けた技術課題の現状と今後の取り組み

今日まで続けられてきた、宇宙往還輸送システム HOPE の機体システム及び各サブシステムの研究成果（付録 A）を見直すと共に、実用往還機開発に必要な技術課題の現状認識と今後の取り組みを整理し、宇宙往還技術確立のための開発シナリオ策定及び往還技術試験機の開発に資する。

4.1 機体システム

機体システム（形状、容積、重量、システム構成等）の仕様設定に当たっては、主として以下の観点から検討を行ってきた。

- 主翼形態 : 着陸性能、クロスレンジ能力、重量、空力加熱、打上げ制御性、空力安定性、制御性。
- 尾翼形態 : 制御性、空力加熱、宇宙ステーションとのインタフェース、構造的成立性。
- 胴体サイズ : 貨物搭載要求、機器収納性、空力特性。
- 重量 : 打上げロケット能力の制約、機器構成。
- システム構成 : 要求任務遂行、飛行安全、重量。
- 機器配置 : 機器収納性、重心、整備性。
- 電力要求 : 機器構成、運用シーケンス。
- 排熱要求 : 機器構成、運用シーケンス。
- 信頼性 : 任務遂行、飛行安全。

これまでの概念設計で実用往還機の機体システム成立性の見通しは得られたが、実用往還機開発に向けて課題となる項目は以下の通りである。

- 着陸性能
- 重量及び重心
- クロスレンジ能力
- 空力加熱
- 制御性
- 貨物搭載能力
- 搭載機器の選定
- 信頼性

4.2 空力設計

1) 打上げ時空力特性

打上げ形態不安定モーメントの推定及びその他の空力関連諸問題の検討に関して、現状では風洞試験データを主体とし、解析手法でこれを補うことで打上げ制御性及び機体規模の検討を実施している。実用往還機開発に向けての技術課題は以下である。

- 風洞試験データのレイノルズ数効果補正法を確立し、空力データのマージン検討を行う。
- 設計の進捗と共に舵面ヒンジ・モーメントを含む空力荷重分布、舵面操舵時等の非定常空気力と音響加振力及び地上横風時の空気力と機体の動的応答等の推定が必要。

2) 軌道上運用時空力特性

軌道上運用時の空力関連諸問題の検討に関して、現状においては機体形状に対する影響が小さいと判断し、設計初期段階における検討は未実施である。実用往還機開発に向けての技術課題として、ブルーム加熱とコンタミネーション、RCS ジェットと機体との干渉、再突入初期における希薄気体中での空力特性の解明である。

3) 空力加熱特性

耐熱構造設計のための空力加熱分布及び時歴の推定に関して、現状においては、風洞試験データを主体とし、CFD 及び理論・経験式でこれを補うことで推定しており、実在気体効果を含む実機飛行条件での検討は未実施である。実用往還機開発に向けての技術課題は以下である。

- 風洞試験データの実機条件外挿法及び空力加熱データの精度・マージン設定法の確立。
- 機体形状選定のため、主として風洞試験データによる主翼及びチップフィン前縁部での衝撃波干渉加熱の推定。
- 非平衡及び触媒壁効果等の実在気体効果の解析検討。
- TPSタイル・ギャップ及び境界層遷移による空力加熱増加量の検討。
- OREX, HYFLEX の飛行データによる各種推定手法の妥当性と誤差の検討。

4) 極超音速空力特性

必要なクロスレンジ能力達成のための揚力と揚抗比の確保、機体の姿勢制御と目標軌道確保のための RCS による空力特性補償の検討に関して、現状においては、風洞試験データを主に、必要に応じて実機飛行条件への外挿を実施している。RCS 空力干渉力については現状ではデータ・ベースが少ない。実用往還機開発に向けての技術課題は以下である。

- 衝撃波干渉を含むチップフィン形態に対する実機飛行条件（実在気体効果及び粘性干渉効果）への外挿法の検討。
- 対応風洞試験実施を含めて風洞試験データの誤差及びマージンの検討実施。
- RCS 空力干渉風洞試験の実施と実機特性推算法の確立。
- OREX, HYFLEX の飛行データによる各種推定法の妥当性と誤差の検討。

5) 遷・超音速空力特性

遷・超音速飛行時の安定飛行を実現するための空力特性と空力関連諸問題の検討に関して、現状においては、特性把握は風洞試験データに基づいており、空力設計及び荷重条件推定には CFD を活用している。実用往還機開発に向けての技術課題としては以下である。

- 衝撃波干渉による遷音速での空力非線形性及び超音速での上反角効果減少に対する設計手法の確立。
- スティング干渉効果と空力データのマージン検討。
- 舵面ヒンジ・モーメントの高精度推定。

6) 着陸時空力特性

滑走路長要求と着陸時の安定飛行を実現する空力特性の検討に関して、現状においては、風洞試験データを基にレイノルズ数効果の補正を実施している。実用往還機開発に向けての技術課題は以下の通りである。

- チップフィン形態に対する適正なレイノルズ数効果補正法の確立。
- 地面効果及びベース抵抗の推定。
- 機体表面の粗さ効果と空力データのマージン検討。

4.3 構造・熱防護系

4.3.1 アルミ合金材による主構造

高温疲労に関する設計許容値の設定、高温運用時の疲労特性確認及び疲労を考慮せずに設計できる運用回数の設定に関し、現状では高温疲労データを有していない。実用往還機開発に向けては、高温疲労特性の把握と設計への反映が課題となる。

4.3.2 カーボン・ポリイミド材による主構造

1) 設計基準の確立

設計データの充実及び高温・吸湿状態での強度保証方法の設定に関する現状は以下の通りである。

- C/Pi の主構造部材としての適用可能性確認。
- 設計基準の設定。

実用往還機開発に向けての技術課題は以下の項目である。

- C/Pi 主構造部材に関する強度、剛性及び熱物性の設計許容値設定。
- 20フライト（暫定）運用時の熱サイクル環境効果の確認。
- 高温・吸湿状態での強度に関する構造特性把握と保証方法設定。
- 高温環境下での構造要素強度試験技術の確立。
- 実機構造部品レベルの強度、剛性の確認。

2) 実大規模構造の成形プロセスの確立

厚肉部材の成形プロセスの安定化及び実機部材サイズ（大型化）の成形プロセス設定に関する現状は以下の通りである。

- 1m 級薄板部品の成形加工性を確認。
- 桁-外板、桁-スチフナ・レベルの一体成形技術取得。

実用往還機開発に向けての技術課題は以下の項目である。

- 実機構造部材の設定と成形プロセス設定。
- 主翼桁間及び胴体構造の成形プロセス設定試験計画の策定（スケジュールと価格の見極め）。

3) 修理法設定

部材の損傷等に対する修理方法及びプロセスに関しては、修理性評価と基本プロセス設定のため主構造基礎試験を実施中（平成5年12月時点）であり、実用往還機開発に向けての課題としては、基本プロセス設定と実機構造修理プロセスの設定を行うことである。

4.3.3 カーボン・カーボン材による主構造

1) 設計データの充実

設計データの充実、力学特性／熱特性データ及び耐熱／耐酸化性能データ取得の現状は以下の通りである。

- 基礎特性データ取得（データ数少）。
- アーク加熱風洞試験により1700℃短時間加熱確認。
- 主構造基礎試験により1700℃×1100秒のサイクル加熱の確認中（アーク加熱及び静的加熱）〔平

成5年12月時点]。

- 高温輻射率計測装置（試料移動法）の導入。

実用往還機開発に向けての技術課題は以下の項目である。

- データ数を増し、設計許容値を設定する。
- 短時間（飛行中断等の緊急時）の材料としての耐熱温度把握。
- 適用温度に応じた耐熱性及び耐久性評価。
- 運用環境を考慮した評価条件の設定及び評価。
- 計測の高精度化。
- 設計値の設定。

2) 部材寸度の制約

製造設備上の寸度の制約に対するシステムの検討は不十分であり、実用往還機開発に向けて、製造上の寸度の制限を明確にし、開発初期にシステム側に提示する必要がある。

3) 非破壊検査技術の確立

C/C 母材、耐酸化コーティングの非破壊検査手法の確立に関しては、OREXにおいて部分的技術蓄積を行うとともに、主構造基礎試験を実施中である[平成5年12月時点]。実用往還機開発に向けては、有効な非破壊検査手法の設定及び非破壊検査適用に対する考え方（時期、保証等）を整理・確立する必要がある。

4) 補修に対する考え方／手法の設定

C/C母材、耐酸化コーティングの不具合／損傷に対する修理法の考え方のとりまとめ及び修理方法の設定に関しては未実施であり、実用往還機開発に向けて考え方のとりまとめが必要である。

5) 実機仕様設定前の実大規模での成形加工試験の早期着手

大型複雑形状部材成形時、精度も含めた成形性の確認のための大規模試作に関しては、開発初期に成形性を確認する実大構造確認試験を要し、現状の技術レベルでは、[実大構造成形確認試験→実大部分構造試験→実機製作]の3段階で開発する必要がある。実用往還機開発に向けては、開発計画に反映し早期着手する必要がある。更に、開発ステップの省略、成形期間の短縮の検討を要する。

6) 実大規模形状への耐酸化コーティング工程の確立

大型複雑形状部材への高品質コーティング施工工程確立に関しては、開発初期に成形性を確認する実大構造確認試験を要し、現状の技術レベルでは、[実大構造成形確認試験→実大部分構造試験→実機製作]の3段階で開発する必要がある。実用往還機開発に向けては、開発計画に反映し早期着手する必要がある。更に、開発ステップの省略、コーティング期間の短縮の検討を要する。

7) 超高温下での保証法の確立及び試験設備の整備

運用環境下での構造健全性保証方法の確立（試験方法及び試験設備の検討）に関する現状は以下の通りである。

- 明確なベースライン未設定。
- 大型アーク加熱風洞と高温加熱装置が国内に未整備（小型アーク加熱風洞の改修完了450kw→750kw）。

実用往還機開発に向けての技術課題は以下の項目である。

- 保証法の設定。
- 有効な試験設備，項目及び規模の決定。
- 必要試験設備の整備。

8) 高荷重型継手部構造の開発

舵面，チップフィン等の高荷重レベルの継手部構造の開発及びファスナを選定に関する現状は以下の通りである。

- 実機レベルでの試験実績が少ない。
- 主構造基礎試験において基礎データ取得中〔平成5年12月時点〕。

実用往還機開発に向けての技術課題は以下の項目である。

- 必要性能の明確化。
- 耐熱温度向上（特にファスナ）。
- 継手様式の開発（実機レベルでの確認を含む）。

9) 舵面取付部構造の開発

摺動部の温度上昇抑制及び境界部シール（高温ガス，気密性）手法の確立に関しては，実機レベルでの試験実績が少ない。実用往還機開発に向けての技術課題は以下の項目である。

- 環境条件の明確化（システム検討）。
- 耐熱温度の把握と向上。
- 有効な様式の開発（長時間加熱，再使用性）。

4.3.4 先進材料

先進材料に関しては基礎データ予備取得に留まっており，実用往還機開発に向けての技術課題は以下の項目である。

- 設計データ取得。
- 部品試作及び強度試験の実施。

4.3.5 熱防護系

1) 基本特性の改良

強度，断熱特性，重量特性等の向上及び低価格，整備性の優れた方式の検討に関する現状は以下の通りである。

- セラミックタイルTPS，C/C-TPSに関しては実用往還機成立に十分な性能を達成済み。
- 可撓断熱材に関しては適用可能な性能を有すると考えられるが，詳細評価が未実施。

実用往還機開発に向けての技術課題は以下の項目である。

- 実用往還機に向けた性能向上型 TPS の検討。
- システム的利点（低価格，整備性の容易さ）のある TPS の検討。
- 可撓断熱材に関しては，適用範囲拡大による全体低価格化及び，先進可撓断熱材の適用を考慮した開発計画の策定。

2) 成形加工性の確立（セラミックタイル）

構成要素品の製作，装着法の確立に関する現状は以下の通りである。

- 単純形状（少数）の製作のプロセス・データを取得。
- 単純形状（少数）の装着に関するプロセス・データを取得。
- 曲面形状の製作及び装着に関するプロセス・データを取得（OREX の開発実績）。

実用往還機開発に向けての課題は，実機曲面並の複雑形状，大量生産，大量装着に関するプロセスの設定及び装着価格低減の検討である。

3) 品質保証法の確立

検査法の確立に関する現状は以下の通りである。

- セラミックタイルTPSに関しては，プルーフ試験により装着品質を保証。
- 素材レベルでの強度保証法未確立。
- 短時間使用に対して簡易補修法設定済み（OREX）。但し，実機環境下での耐久性未確認（セラミックタイル，C/C-TPSコーティング）。

実用往還機開発に向けての技術課題は以下の項目である。

- 保証方法についての考え方を整理し，要すれば素材レベルでの強度保証法の確立。
- 補修法について考え方を整理し，要すれば補修法を設定し耐久性の確認。

4) 設計データの取得

設計許容値設定のため，材料物性のばらつきを含む詳細設計データの取得に関する現状は以下の通りである。

- 少数の試験片による測定値及び文献情報をもとに環境条件に対し十分安全側となるように設計（OREX, HYFLEX）。
- 白色タイルの光学特性未取得。
- 黒色タイルの光学特性（高温域）データは予備的に取得しているが誤差評価不十分。
- 熱伝導率は予備的にデータ取得しているが，取得データ及び設計データの充実と精度向上が必要。
- 耐熱性に関し，アーク風試にて1200℃短時間加熱について確認。

実用往還機開発に向けての技術課題は以下の項目である。

- 熱防護系重量を最小とする最適設計を実施するため，ばらつきを含めた強度，熱光学特性を含む熱特性の詳細データ取得し，設計許容値を設定。
- 本材料は大量生産用炉によることが必要であり，設計データ確定のため，生産炉の早期明確化を検討。
- 試験装置（熱伝導率，輻射率）の高精度化の検討及びデータ取得。
- 実機環境での耐久性評価の実施。

5) 評価技術の確立

荷重，熱，機械的な環境に対する健全性（再使用性）の確認及び耐環境性の確認に関する現状は以下の通りである。

- 複合荷重環境に対して未実施。
- 耐荷重，熱的耐環境性を一部確認（可撓断熱材を除く）。

- 熱環境に関して、材料段階でアーク加熱風洞試験により確認。

実用往還機開発に向けての技術課題は以下の項目である。

- アーク加熱風洞試験（ユニット品段階）、複合荷重試験等の実施。
- アーク加熱風洞試験及び真空加熱装置仕様の設定。
- 実機環境条件での確認試験の実施。
- OREX, HYFLEX飛行結果の反映。
- TPS脱落時の影響評価と設計への反映。
- 複合材料（C/Pi構造等）との適合性の確認。

6) 設計手法の確立

局所加熱の低減法もしくは対策、シール部／可動部の耐熱設計を含む環境条件設定、熱防護系設計の妥当性の確認に関する現状は以下の通りである。

- 環境条件はスペース・シャトルの文献等より推定し安全側に概略設定。
- 局所加熱はスペース・シャトルの文献等より推定。

ギャップ部加熱：アーク加熱風洞試験でファイラー効果を確認。

シール部／可動部：HYFLEXの構造様式の成立性を見極め中。

実用往還機開発に向けての技術課題は以下の項目である。

- 実機レベルの環境に対する設計、最適手法、インタフェース部耐熱／断熱設計等の妥当性に関し下記試験及びCFDによる確認。
 - ・ 衝撃風洞試験
 - ・ アーク加熱風洞試験
 - ・ 静的加熱試験
- OREX, HYFLEXの飛行試験結果の設計への反映。

4.3.6 ロケットとの結合部

分離方法及び分離部構造様式の検討については、現状では不十分である。実用往還機開発に向けての課題は結合部構造及び分離方式の検討と開発計画への反映であり、検討に当たっては以下の要求条件及び制約条件を考慮する必要がある。

制約条件

耐荷重：技術試験機、アダプタ及び分離装置共にブースト・フェーズの高荷重に耐えること。

剛性：剛性が低いと、以下のような問題が発生する可能性がある。

- 飛行時の姿勢制御（ロケットも含む）への悪影響。[5Hz以下の場合問題となる可能性大]。
- ポゴ振動（約数十Hz）との分離は困難なので、この共振周波数での耐荷重の考慮が必要。

要配慮事項

ボディフラップ：アダプタ内部に内蔵した場合、ボディフラップとの干渉によりアダプタが開いた構造となるため、アダプタの強度が取りにくい（構造効率の低下）。

インタフェース：試験機底部に熱防護材が貼られているため、インタフェース・ポイントが取りにくい。

4.4 飛行制御系

4.4.1 飛行フェーズ毎の課題

1) 打上げ時非軸対称機のスラスト・ベクトル制御／空力舵面制御

往還機／H-II 打上げ形態において、ロケット側 TVC と往還機空力舵面による姿勢制御に関する検討の現状は以下の通りである。

- 往還機側で $\pm 20^\circ$ の舵面制御により対応可能との見通しを得ているが、舵面の応答特性については未検討。
- スラスト・ベクトル制御能力を補うために必要な空力舵面能力の要求条件不明確。
- 舵面操舵時の干渉空気力等の評価不十分。

実用往還機開発に向けては、風洞試験等による舵面の制御性能の確認が必要である。

2) 分離後の待避誘導

分離後のH-IIロケットとの衝突回避を目的とする待避誘導に関して、現状においては、ロケットに採用されている待避誘導方式を基本としている。実用往還機開発に向けての技術課題としては往還機固有の推進系配置及び軌道投入方式を考慮し、切離し後のロケットからの待避誘導方式を設定することが必要である。

3) 軌道投入誘導

OMS による軌道投入に関しては、衛星の軌道投入誘導方式を基本とする。実用往還機開発に向けての課題は、本誘導方式の適用方法の検討である。

4) 軌道離脱誘導制御

OMS による軌道離脱誘導は、比較的小推力での軌道離脱誘導の可能性を検討した。実用往還機開発に向けての課題は以下の通りである。

- 他サブシステムからの様々な制約条件を満足する小推力での軌道離脱誘導方式の設定。
- OREX の飛行実績の活用。

5) ランデブ・ドッキング誘導制御

宇宙ステーション等の目標機に対する軌道変換及び相対航法等の誘導制御に関し、現時点では、宇宙ステーションへの接近を想定した、往還機の近傍運用に関する軌道解析を実施している。実用往還機開発に向けての課題は以下の通りである。

- ETS-VII等の設計成果を踏まえ、実用往還機固有の条件を勘案した誘導制御方式の設定。
- 宇宙ステーションのランデブ・ドッキングに関するインタフェース条件の明確化。

6) 再突入時の誘導制御

RCS と空力舵面を併用した姿勢制御及び軌道誘導に関する現状は以下の通りである。

- クローズド・フォーム方式採用の検討。
- 誘導定数設定方法不明確。
- RCS の空力干渉による制御力の変動につき、文献調査及び現検討段階に対応した風洞試験の実施により、RCS 特性把握中。
- RCS と空力舵面に制御力を適切に分担させることで機体重量及び推進重量を低減させるために、制御アクチュエータ切換え時点における RCS／空力舵面分担の考え方を検討。

実用往還機開発に向けての課題は以下の通りである。

- 設計されたクローズド・フォーム誘導アルゴリズムの妥当性及び軌道への誤差の影響評価。
- HYFLEX の飛行実績を踏まえ、誘導定数の設定方法検討。
- RCS の空力干渉による制御力変動対策として、風洞試験等の空力検討結果反映、ロバスト性の高い制御系の設計及び OREX, HYFLEX での取得データの設計への反映を行う。
- RCS と空力舵面での制御力の分担については、制御系設計における RCS の適用方法の検討を行うと共に HYFLEX を参考にする。

7) エネルギー調整フェーズの誘導制御

着陸場到達に必要なエネルギー調整と、基準軌道に対する誘導制御に関する現状は以下の通りである。

- 各種制約条件と基準軌道の設定方法との関連が不明確。
- エネルギー散逸レベルについての設計検討が不十分。
- 基準軌道誘導について成立の見通しを得た。
- 空力舵面のみによる制御を目標とし、制御力補償のための RCS の要否検討中。

実用往還機開発に向けての課題は以下の通りである。

- 往還機固有の制約条件を洗い出し、それに基づいた基準軌道設定法の検討。
- 再突入フェーズとのインタフェース条件に留意した、エネルギー調整アルゴリズムの検討評価。
- 各種誤差の存在下における、軌道分散のシミュレーション計算による評価。
- 空力舵面のみによる制御と RCS との混合制御との得失の検討。

8) 進入・着陸フェーズの誘導制御

低揚抗比の無推力機を滑走路に安全に着陸させる誘導技術についての現状は以下の通りである。

- 基準軌道誘導方式について成立の見通しを得た。
- 完全自動着陸の実現につき、ALFLEX において自動着陸システムの開発を試行中。
- 横風着陸方式についての機体空力特性に応じた選定基準未確立。
- 環境適応型の基準軌道誘導は未採用。

実用往還機開発に向けた課題は以下の通り。

- ALFLEX の実験結果反映。
- 風条件等に対応する可変型基準軌道誘導方式の検討。

4.4.2 要素技術及びシステム技術等に関わる課題

1) データ・バスの適用

機体内データ伝送にデータ・バスを採用することに関する現状は以下の通りである。

- データ・バスの適用範囲設定。
- アクチュエータ系／動力系を含めた応答性及び制御性の詳細検討未了。

実用往還機開発に向けては、アクチュエータ系／動力系の基本性能を基に、計算機シミュレーション等により適用範囲の妥当性を検証する必要がある。

2) 冗長管理方式の設定

GCC とデータ・バス系統及び DIU と E-PKG／アクチュエータに関し1 フェイル・オペラティブな

冗長管理システムの開発に関しては、現状では冗長管理の基本方式及び電子機器統合化について検討中であり、実用往還機の開発に向けての課題は以下の通りである。

- システム仕様の設定。
- BBM システム試験を実施し、冗長管理ソフトウェア及びハードウェア仕様の決定。
- システム試験及びリグ試験による総合的評価・検討。

3) 飛行計画

飛行フェーズに対応した基本飛行計画を設定したが、実用往還機開発に向けては飛行フェーズ毎の種々の条件に関するインタフェースの整合性が取れた飛行計画策定法の確立が必要である。

4) 飛行中断方式

現在飛行中断方式について検討中であり、実用往還機開発に向けて飛行計画と整合性の取れる飛行中断方式を設定する必要がある。

5) 飛行性基準の設定

再突入以降の RCS/空力舵面混合制御を含む無人機の飛行性基準に関しては、現在検討中であり、実用往還機開発に向けて、飛行制御系の設計・解析を通じて同基準を確立する必要がある。

6) 飛行フェーズ移行時のソフトウェア切替方式

現在未検討であり、実用往還機開発に向けて、搭載ソフトウェアの各モジュールの規模や搭載計算機メモリ容量等に基づき適切な方法を設定する必要がある。

7) 飛行制御系に対する設計要求の明確化

全飛行フェーズにおける飛行制御系への要求条件が明確になっていない。実用往還機開発に向けての課題としては、全体システムとのインタフェースを考慮した要求条件の明確化及びそれらの条件に基づいて飛行制御系が設計されていることの確認が必要である。

8) 搭載ソフトウェア開発環境の整備

大規模ソフトウェアの開発手順及び開発のための環境整備に関する現状は以下の通りである。

- 飛行制御研究用搭載ソフトウェアの試作作業として、冗長系システムの開発試行中。
- 大規模ソフトウェアの開発方法検討中。

実用往還機開発に向けての課題は以下の通りである。

- 実用往還機のシステム構成及び機器構成の選定。
- 搭載ソフトウェアの基本仕様設定。
- 搭載機器の特性を考慮した、具体的ソフトウェア開発方法の検討。
- システム試験及びリグ試験による統合的評価・確認。

4.5 熱制御系

実用往還機の熱制御系の開発における重要な要素としては、3 種（高高度用、低高度用及び油冷却用）の熱シンク装置（燃料電池生成水供給装置を含む）、ラジエタ及び熱制御系制御装置が挙げられる。特に 3 種の熱シンク装置は類似の宇宙機器が存在しないため最も開発課題が多いものと判断される。

1) 熱シンク装置

3種の熱シンク装置の基礎データ取得に関する現状は以下の通りである。

- 高高度用熱シンク装置については、地上における部分モデル試験により、臨界現象及び温度制御の可能性を確認。
- 低高度用及び油冷却用熱シンク装置についての試験は未実施。

実用往還機開発に向けての技術課題は以下の通りである。

- 実機インタフェース条件下（温度、圧力、重力）での温度制御性を含む設計データの取得。
- 冷媒供給系を含めた設計手法の確立。
- 高／低高度共用熱シンク装置の研究。

2) ラジエタ

ラジエタの設計に関する現状は、簡易解析により必要面積の算出及び温度制御方式の妥当性評価が行われており、実用往還機開発に向けての課題としては以下の通りである。

- 熱真空試験を通じて熱交換特性等の基礎データ取得。
- ラジエタ展開／固定方式についての検討。

3) 流体ループ系

流体ループ系設計に関する現状は、定常解析により各種熱交換器出口温度及び圧力損失の算出が行われており、将来的には熱制御系全系の熱制御シミュレーションが必要である。実用往還機開発に向けての課題は、各種試験結果を反映し、実機インタフェース条件下におけるシミュレーションを通じて、システムとしての温度／圧力特性、制御性及び冗長管理等の評価を行うことである。

4) コールドプレート、熱交換器、循環ポンプ及び冷媒

これらの装置について、JEM等既開発品の適用可能性を検討する必要がある。JEMではフロンに代わる冷媒としてフッリナート（FC-72）を基準とした開発を行っている。実用往還機開発に向けては環境条件及び運用条件等設計要求仕様を比較検討し、実用往還機への適用における問題点等の抽出が必要である。

4.6 推進系

実用往還機の開発に際し、推進系の技術課題として考えられる項目を以下に示す。実用往還機で使用する推進系はロケット系で使用するものより任務時間が長期（約100時間）であり、衛星で使用されているものより推力レベルが大きい。更に、再使用されるという面でこれまでの推進系で前例がなく、技術課題として挙げている項目の大部分はそれらに関する事項である。

1) OMSに関する技術課題

- OMSエンジンの長寿命化。
- OMSの高性能化（傾斜機能材の利用によるISPの向上、軽量化等）。

2) RCSに関する技術課題

- RCSスラスタの長寿命化。
- スラスタ周囲の断熱（スラスタ作動によるヒート・ソーク・バック）。

- 再突入時の前方 RCS スラスタ開口部への入熱。

3) 加圧系統に関する技術課題

- 宇宙ステーションへの接近時の安全要求に適合した複合材気蓄器の開発。
- 長期間任務対応の部品開発。

4) 推進タンクに関する技術課題

- 微小重力下での推進薬供給装置（大流量、再突入時の高重力にも対応が必要）。
- LBR（リーク・ビフォア・ラプチャ）及び宇宙ステーションの安全要求による。

5) その他の技術課題

- 極超音速での RCS ガスジェット流と機体外部流との干渉。
- 軌道上でのチップフィンとヨー軸ガスジェットとの干渉。
- 冗長管理の確立（故障判定及び作動モード）。
- 運用時の安全管理要求。

4.7 アクチュエータ系

1) 従来油圧（3,000～4,000psi）

現状では一般的な集中油圧源油圧方式であり、現在米軍 MIL スペックの規定により 3,000psi が中心となっている。以前から十分な実用段階にあり、大多数の航空機で 3,000psi が適用され部品の標準化も完了している。但し、実用往還機開発時点では、高压油圧が一般的になっている可能性がある。技術課題としては以下の項目が考えられる。

- シールの耐環境性。
- 作動油の温度制御。
- 油圧機器の温度対策。
- 作動油によるコンタミネーションの影響。
- 冗長方式の確立。

2) 高压油圧（5,000～8,000psi）

油圧を従来の 3,000psi より高压化することにより動力伝達を高密度化し、油圧機器及び配管を小型軽量にするものである。高压化による軽量効果には限界値があり、現在 8,000psi が最適値とされている。最近 MIL スペックが制定されたことから、今後標準圧力として航空機への適用が増えることが予想される。高压化の実用例として 5,000psi の例があるが最適値付近で効果が横ばいとなること、地上設備及び標準部品の入手性の問題があること等から 8,000psi の実用例はない。但し、8,000psi までの研究例は多く、高压化そのものに対する技術はほぼ確立されている。実用往還機開発に向けての課題は以下の通りである。

- 標準部品及び設備の開発速度が、実用往還機開発時期に適合するかどうか。
- 前述の従来油圧に関する課題と同じ。

チップフィン内のアクチュエータ収納性等問題があり、アクチュエータの小型化に繋がる高压化は適用の意義がある。但し、必ずしも限界値 8,000psi に固執する必要はなく、開発上無理のない圧力を選

定すべきである。

3) 油圧サーボ・バルブ [EHSV: Electro-Hydraulic Servo Valve]

弱い電磁力を油圧増幅して油圧のサーボ・バルブを駆動する方式は既に実用段階にあり、種々の型及び大きさのものが量産・市販されている。消費電力は少ないが内部油漏れが多く、冗長管理が困難であること及び高振動環境下での機能が未知であることが実用往還機開発に向けての問題となり、選定の主候補とはしない。

4) 油圧サーボ・バルブ [DDV: Direct Drive Valve]

油圧サーボ・バルブのスプールを直接電磁力で駆動する DDV は EHSV に対し系の単純さ、内部油漏れの少なさ及び冗長管理の容易さ等の利点がある。従来 DDV は重い、消費電流大、チップ・シェア・フォースが小さい等の問題から実用化されなかったが、近年磁性体が改善され、小型化が可能になったことから、開発が進み既に実用段階にある。DDV にはリニア式とロータリ式があるがまだ両者の優劣は明確になっていない。実用段階に入ったとはいえ、まだ実績は少なく高圧油圧 (8,000psi) 用 DDV については研究段階にある。実用往還機開発に向けての課題は以下の通りである。

- 冗長管理方式の詳細検討及び試験による確認。
- リニア式とロータリ式の比較・検討・選定。

DDV はアクチュエータの冗長管理に適すること及び内部油漏れが少ないことから往還機での使用目的に合致し、且つ開発リスクは殆どない。従って、油圧サーボ・アクチュエータが採用になる限り DDV を適用する。リニア式とロータリ式の選定については、今後の動向を見て検討する必要がある。

5) 従来電圧電源 [28VDC/115VAC]

一般的な集中電源式電力系統であり、MIL スペックにより電圧が規定されている。現在一般的な航空機用電源として広く採用されている。実用往還機においては、小出力の EMA 用電源としては使用可能であるが、電動式となった場合の舵面アクチュエータ用高出力 EMA には適合しない。実用往還機の中の一部の小出力用 EMA 用電源として適用候補とする。

6) 高電圧電源 [270VDC]

舵面アクチュエータ用大出力 EMA (もしくは IAP/EHA) の電力系統として開発が要望されているが、搭載用電源として開発段階にある。実用往還機開発時点では、実用化が進むと考えられるが、成立性は未確認である。実用往還機では採用の検討候補とする。

7) パワ・バイ・ワイヤ (PBW) [小出力 EMA: Electro-Mechanical Actuator]

油圧系統を廃止し、動力伝達を全て電線とし、配管の煩わしさを除く概念である。従来電圧電源で駆動される電動アクチュエータであり、電動モータ、ギア列等で構成される。現在低負荷及び低応答アクチュエータとして一般的に使用され実績は多い。実用往還機への採用に当たっては耐環境性、発熱性等の問題以外特に技術課題はない。実用往還機の舵面アクチュエータ以外のアクチュエータに関し適用候補とする。

8) パワ・バイ・ワイヤ (PBW) [高出力 EMA: Electro-Mechanical Actuator]

高出力になると油圧アクチュエータに比し形状及び重量が増大するので、航空機適用例はなかったが、最近の全電気式航空機の研究・試作に応じて開発が進められてきた。油圧アクチュエータに対し

油漏れに対する配慮を要しないこと及び軌道上保温用電力が不要な点で、燃料電池への負担が少ないことが利点となる。現在では試作段階に留まるが、近年磁性材料及びパワー素子の改善が進み有望となりつつある。実用往還機の開発時点では、実用化が進むと予想される。適用に当たってはコントローラ等の成立性が未確認であるが、実用往還機に関しては検討候補とする。

9) パワ・バイ・ワイヤ (PBW) [IAP/EHA: Integrated Actuator Package/Electro-Hydrostatic Actuator]

アクチュエータ部で受けた電力を一旦油圧に変換して、それを駆動力とするアクチュエータ方式であり、EMA が能力的に成立しない場合の代替方式と位置づけられる。現在研究段階であり実用化されていない。PBW の究極形態は EMA であり、実用往還機においては EMA が成立しない場合の代替として適用を検討する。

10) フライ・バイ・ワイヤ (FBW) [集中制御]

FBW は操縦系統を電気信号化し、計算機により飛行制御する概念であり、集中制御は中央計算機が飛行制御及びアクチュエータ制御を一括して行う方式である。計算機及び冗長管理技術の進歩等により、現在実用段階に達し軍・民航空機に適用され実績が増えつつある。無人往還機には適用必須の技術であるが、解決すべき技術課題は以下である。

- 機器の宇宙環境適合性。
- システムとの適合性。
- 冗長管理方式の確立。

11) フライ・バイ・ワイヤ (FBW) [分散制御]

集中制御方式で中央計算機が実行するアクチュエータ制御を各アクチュエータの専用計算機で実行する。これにより中央計算機とアクチュエータ間の信号をデータ・バス化して、配線重量の軽量化を可能にする。現状ではアクチュエータに配置される計算機の耐環境性が技術課題になっており、まだ実用化に至っていない。往還機にとり有益な技術であるが、アクチュエータに配置される計算機の環境条件が航空機より厳しく、開発の困難性は大きい。実用往還機段階では検討候補とする。

12) フライ・バイ・ライト (FBL)

FBW の電気信号を光信号に置き換えたものである。目的は EMI 及び EMP 対策、高速信号伝送及び重量軽減にある。光化できるのは信号伝送のみであり FBW [分散制御] と同じ形態となる。FBW [分散制御] と同じくアクチュエータに配置する計算機の耐環境性が技術課題となっているが、光素子及び光部品が開発中であり、大量のデータ処理を行う宇宙往還機に適している。従って、実用往還機への適用を検討する。

13) 可変圧力

油圧系統の必要圧力に合わせて供給圧力を変化させ、圧力の無駄をなくし動力低減、油圧機器の寿命延長を図るものである。必要圧力を演算し、自動的に圧力を変化させる方式は実用化されておらず、現在研究段階にある。低压巡航のない運用パターンでは可変油圧の効果は少ない上、システムの複雑化を招くので、採用対象候補としない。

14) リニア・アクチュエータ [油圧]

ピストン及びシリンダにより直線運動を得る一般的アクチュエータ形式である。既に技術確立し十分な実績がある。実用往還機の開発に向けての課題は以下の通りである。

- 舵面アクチュエータとして使用する場合ホーン・アームを要し、特にチップフィン内ラダーの場合収納性が厳しくなる。
- シール、ベアリング等の宇宙環境適合性、断熱対策等の確認。

15) ロータリ・アクチュエータ [油圧]

油圧モータまたはベーンにより回転出力を得るアクチュエータ形式であり、ヒンジに直結しホーン・アームを省略することができる。油圧モータは応答性に、ベーンはシールの問題があり、現在多用されてはいないが、欠点を考慮すれば目的によって実用化可能な段階にある。実用往還機の段階では、収納性の観点からリニア・アクチュエータの使用できない部位に適用の可能性がある。宇宙環境適合性、断熱対策等の確認を要するが検討対象候補とする。

16) 高応答アクチュエータ

舵面の能動制御及び振動制御のための技術であり、安定化補償等特殊なアクチュエータ制御により高応答を達成する。一般的な舵面アクチュエータの応答性はバンド帯が5~10Hz程度であるが、現在特別な制御技術により13Hz程度までは実現している。実用往還機において飛行制御の成立性から応答性は高いほど望ましい。大きなリスクを負わない範囲で応答性を上げる努力を要するが、適用候補とする。

17) 高効率アクチュエータ

可変容量タイプの油圧モータを使用し、作動油のエネルギー損失を少なくする一種のロータリ・アクチュエータである。現在研究段階であり、耐久性、応答性等の基本特性上の問題に関して研究中である。実用往還機開発時点においても研究段階と考えられる。高効率が達成できれば利点は大きい、航空機適用以前の段階にあり、開発リスクが大きく選定候補としない。

18) 複合材化

アクチュエータ及び油圧機器を複合材化して軽量化を図る。形状の単純なものはフィラメント・ワインディング等の研究実績があるが、3次元の複雑形状品はこれから研究段階に入る。実用往還機開発においては、軽量化への一つの技術動向であり検討は必須であるが、効果に対し高価格となる可能性があり、耐環境性も未知である。実用往還機では検討候補とする。

19) オン／オフ制御

サーボ系を使用せずリミット・スイッチ等でアクチュエータの作動量を制御する。一般的に行われている方式であり、特別な技術ではない。実用往還機開発においてはスイッチ等ハードウェアの耐環境性を確認する必要があるが、方式自体に大きな問題はなく適用候補とする。

20) 貨物室扉ラッチ機構

大型で変形の可能性がある貨物室扉を閉位置で確実にラッチ／アンラッチする機構。現在類似品の開発実績はない。実用往還機開発に向けて成立性未確認であるが、適用は必須である。

アクチュエータ系各技術課題の適用体系を下图に示す。

		舵面アクチュエータ		貨物室扉, ADS, 推進系アクチュエータ	
		従 来 技 術	新 技 術	従 来 技 術	新 技 術
駆 動 方 式	電 動	7 PBW [小出力 EMA]	8 PBW [高出力 EMA] 9 PBW [IAP / EMA] 18 複合材化	7 PBW [小出力 EMA]	20 貨物扉ラッチ機構
	動力源 (電力系)	5 従来電圧電源 [28VDC]	6 高電圧電源 [270VDC]	5 従来電圧電源 [28VDC]	
	油 圧	14 リニア・アクチュエータ 15 ロータリ・アクチュエータ 3 油圧サーボ・バルブ [EHSV] 4 油圧サーボ・バルブ [DDV]	16 高応答アクチュエータ 17 高効率アクチュエータ 18 複合材化		
	動力源 (油圧系統)	1 従来油圧 [3,000~4,000psi]	2 高圧油圧 [5,000~8,000psi] 13 可変圧力 18 複合材化		
制 御 方 式		10 FBW [集中制御]	11 FBW [分散制御] 12 FBL	19 オン・オフ制御 10 FBW [集中制御]	11 FBW [分散制御]

注) : 実用往還機の適用候補

 : 実用往還機の検討候補

番号は技術課題の項目番号

図 4 - 1 アクチュエータ系技術の適用体系

4.8 動力系

実用往還機の開発に際し、動力系の技術課題として考えられる項目を以下に示す。動力系はガス・ジェネレータによる駆動方式としており、ガス・ジェネレータそのものは従来のエンジン等の技術が応用できるため、技術的に高度ではないが、往還機の作動状況に対応した負荷の変化にかかわらずタービンの回転数を一定にする制御を行う必要があり、そのため燃料供給の部分挿入及びパルス駆動での安定した作動モードの達成が大きな技術課題である。

1) ガス・ジェネレータ系に関する技術課題

- 使用条件に合致するガス・ジェネレータの実現。
- 耐久性及び作動回数寿命の達成。
- 高速応答するガス・ジェネレータ・バルブの実現。

2) タービン系に関する技術課題

- 部分挿入及びパルス作動での高効率の実現。

3) 潤滑油系に関する技術課題

- 重力環境の変化に対応する潤滑油循環系の実現。
- 熱制御系（油冷却用熱シンク装置）とのインタフェース。

4) その他

- 再スタート性（ガス・ジェネレータの冷却）。
- 軌道上での推進供給系の温度維持。

4.9 電力・電装系

1) 電源供給方式

我国では研究段階である宇宙用燃料電池の搭載を計画している。現状までの検討では基本仕様を設定したが、対象とした燃料電池では価格等の面が搭載上の課題となった。実用往還機開発に向けての課題は以下の通りである。

- 最新の燃料電池の動向を調査し、搭載への課題を明確にする。
- 技術課題について開発試験により解決を図る。

4.10 通信・データ処理系

1) 耐熱アンテナ・システムの開発

再突入時の超高温（約1700℃）に耐えるため熱防護材でカバーされたアンテナの性能（耐熱性能及び電氣的性能）の確保に関する検討の現状は以下の通りである。

- アンテナ単体でなく構造系／熱制御系と一体での検討の必要性を確認。
- 熱防護材の電氣的特性データを取得し、適用可能な見通しを得た。

実用往還機開発に向けては、熱防護材とアンテナの一体化試験を行い、アンテナ・システムとしての特性評価により搭載の目処を得る必要がある。

2) ブラックアウト時の対応

再突入時の通信途絶期間におけるデータ収録に関しては、データ・レコーダによる記録もしくは衛星通信による対応の2案を検討したが、詳細比較は未了である。実用往還機への適用は、将来の技術動向を加味して決定する必要がある。衛星通信を利用する場合は、再突入中のアンテナ展開等の技術課題が生じる。

3) 衛星間通信

軌道上においてデータ中継衛星を経由して地上と通信を行う技術に関しての現状は以下の通りである。

- 現状の中継衛星仕様に沿って方式を設定。
- 機体側のアンテナ性能検討未了。

実用往還機開発に向けての課題は以下の通り。

- 通信用アンテナの仕様を検討し、搭載の目処をつける。
- 必要ならば発展型往還技術試験機で搭載試験を行う。

4.11 降着装置系

実用往還機の開発に向けての降着装置系に関する技術課題は以下の通りである。

1) 宇宙環境用タイヤ

耐熱タイヤ開発の可能性、防熱、熱制御等を総合的に考慮し、最も効率的なタイヤの耐熱温度を設定し適用する。タイヤの耐熱化ができない場合は、防熱及び熱制御で対処する。耐熱性以外にも軌道周回時の低温・真空環境への適合性を考慮する必要がある。

2) 脚室の密閉方式

再突入時の高温環境下で、脚室に適度な気密性を確保する脚扉アップロック方式及び脚扉シール方式を確立する。

3) 宇宙環境用ベアリング

脚組に使用可能な軌道周回時の宇宙環境及び再突入時の高温に耐える高荷重用の各種ベアリング（テーパ・ローラ・ベアリング，球面ベアリング及びプレーン・ベアリング）方式を確立する。ベアリングの要素試作・試験を行い妥当な方式を選定する。

4) 宇宙環境用シール

軌道周回及び再突入時の高温宇宙環境下で所要のシール性能が確保できる脚柱，車輪及びブレーキ用シールを確立する。

5) 降着装置アクチュエータの駆動方式

脚下げ，ブレーキ及びステアリング作動は油圧を基本とするが，全機の PBW 化に対応して油圧式と電動式の検討を行い，最適な方式を選定する。検討に際し油圧式は高压化を，電動式は電気ブレーキについても検討する。電気ブレーキについては，成立させるための要素技術を洗い出し，要素試作及び試験を行い実現性を見極める。

6) ステアリング・システム

実用往還機開発に向けては高速，横風及び湿潤路面，ドラッグ・シュート使用等が複合した条件下で，滑走路を外れないように機体の方向制御を行うステアリング・システムの開発が必要である。

7) カーボン・ブレーキと自動ブレーキの適合化

実用往還機開発に向けては特異な摩擦特性を持つカーボン・ブレーキとアンチ・スキッドを含む自動ブレーキを組合せたシステムが高速滑走，横風，湿潤路面条件下での急制動時でも適切な作動・性能が得られるようにする。

8) 複合材化

実用往還機開発に向けては，脚組部材で可能なものは複合材化し軽量化を図る。そのために複合材化可能な部材，複合材化の方法及びそれを適用した場合の効果を明確にする。

4.12 運用

これまでの概念設計で実用往還機運用の成立性の見通しは得られたが，実用往還機の開発に向けて課題となる項目は以下の通りである。

- 輸送 ：工場→射場及び着陸場→射場または工場間の輸送方法。
- 工場整備 ：作業内容と効率化。
- 射場整備 ：作業内容と効率化及び運用設備の具体的検討。
- 着陸整備 ：作業内容と効率化，作業安全の確保及び運用設備の具体的検討。

第5章 宇宙往還技術確立のための技術開発シナリオ

宇宙往還技術確立のための技術開発シナリオとして、技術開発区分を個別技術の実証を行う「OREX/HYFLEX, ALFLEX」、打上げ、分離及び再突入以降の全飛行フェーズの技術実証を行う「往還技術試験機」、軌道周回を含む往還機全飛行フェーズの技術実証を行う「発展型往還技術試験機」及び宇宙ステーションへの運用、軌道上実験及び軌道上サービスの実用任務に対応する「実用往還機」の4段階に分けるものとする。また発展型往還技術試験機は往還技術試験機の改修により対応できる技術シナリオとする。なお各段階における個別技術開発シナリオを以下の表にそれぞれ示す。

空力設計技術			
段階	OREX/HYFLEX, ALFLEX	往 還 技 術 試 験 機	発展型往還技術試験機
実験運用目的	個別技術確立	打上げ、分離及び再突入以降の全飛行フェーズの技術実証	軌道周回を含む往還機全飛行フェーズの技術実証
確 認 技 術 課 題	■ 空力特性推定基礎技術。 ■ 各種干渉等の推定基礎技術。	■ 打上げ、分離及び再突入以降の全飛行フェーズの技術実証	■ 宇宙ステーションへの飛行、軌道上実験及び軌道上サービスの実用任務に対応
		■ 空力特性推定技術（実機形状）。	■ ←（実機相当）
		■ 粘性干渉効果の推定。	■ ←（実機相当）
		■ RCS 干渉効果の推定。 （飛行フェーズに対応）	■ ←（軌道上フェーズを含む）
		■ 衝撃波干渉効果の推定。	■ ←（実機相当）
		■ 実在気体効果の推定。	■ ←（実機相当）
		■ 境界層遷移効果の推定。	■ ←（実機相当）
		■ 局所空力加熱の推定。	■ ←（実機相当）

構造系技術				
段階	OREX/HYFLEX, ALFLEX	往 還 技 術 試 験 機	発展型往還技術試験機	実 用 往 還 機
実験運用目的	個別技術確立	打上げ、分離及び再突入以降の全飛行フェーズの技術実証	軌道周回を含む往還機全飛行フェーズの技術実証	宇宙ステーションへの飛行、軌道上実験及び軌道上サービスの運用任務に対応
開発技術課題	■ C/C ノーズコーン（その1）。 ■ C/C 舵面構造（その1）。	■ AI 耐熱構造。 - 胴体及び主翼桁間構造 ■ C/Pi 耐熱構造 - チップフイン桁間構造 - ボディフラップ舵面構造 ■ C/C ノーズコーン（その2）。 ■ C/C 舵面構造（その2）。 ■ C/C 前縁構造 - 主翼及びチップフイン ■ 先進材料の部分適用。	■ ← ■ ← ■ ← ■ ← ■ ← ■ ← ■ 貨物室扉開閉機構構造。	■ C/Pi 耐熱構造。 - 胴体及び主翼桁間構造 ■ C/C 耐熱構造。 - チップフイン桁間構造 ■ ← ■ ← ■ ← ■ 先進材料の適用。 ■ ←
		■ C/Pi, C/C 複合材の設計基準，設計手法，加工技術。 ■ 低価格化を含む再使用技術の見通し。 ■ 先進材料適用の見通し。	■ 再使用技術。	■ 軽量化技術。 ■ 再使用技術。 ■ C/C 大型耐熱構造の設計手法及び加工技術。 ■ 先進材料適用技術。 ■ 低価格化技術を含む運用技術。
	確認技術課題			

熱防護系技術

実験運用目的	OREX/HYFLEX, ALFLEX 個別技術確立	往還技術試験機 打上げ、分離及び再突入以降の全飛行フェーズの技術実証	発展型往還技術試験機 軌道周回を含む往還機全飛行フェーズの技術実証	実用往還機 宇宙ステーションへの飛行、軌道上実験及び軌道上サービスの実用任務に対応
開発技術課題	<ul style="list-style-type: none"> ■ C/C-TPS (その 1)。 ■ セラミックタイル TPS (その 1)。 ■ 可撓断熱材。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ C/C-TPS (その 2)。 ■ セラミックタイル TPS (その 2)。 ■ 可撓断熱材。 ■ 先進型可撓断熱材の部分適用。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ ← ■ ← ■ ← ■ 先進型可撓断熱材の全面適用。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ ← ■ ← ■ ← ■ 先進型可撓断熱材の全面適用。
確認技術課題	<ul style="list-style-type: none"> ■ 熱防護系基礎技術。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 熱防護系の設計基準、設計手法及び加工成形技術。 ■ 先進型可撓断熱材の開発見通し。 ■ 低価格化技術を含む再使用技術の見通し。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 再使用技術。 ■ TPS 軌道運用技術。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 軽量化技術。 ■ 再使用技術。 ■ 低価格化技術を含む運用技術

飛行制御 (ソフトウェア) 技術

段階	OREX/HYFLEX, ALFLEX	往還技術試験機	発展型往還技術試験機	実用往還機
実験運用目的	個別技術確立	打上げ、分離及び再突入以降の全飛行フェーズの技術実証	軌道周回を含む往還機全飛行フェーズの技術実証	宇宙ステーションへの飛行、軌道上実験及び軌道上サービスの実用任務に対応
開発技術課題	打上げ	<ul style="list-style-type: none"> ロケット TVC / 往還機空力舵面混制御技術。 	<ul style="list-style-type: none"> ロケット 	<ul style="list-style-type: none"> ←
	分離軌道投入	<ul style="list-style-type: none"> ロケット / 往還機分離技術。 	<ul style="list-style-type: none"> ← 往還機軌道投入技術。 	<ul style="list-style-type: none"> ← ←
	軌道上	<ul style="list-style-type: none"> 複合航法基礎技術。 軌道離脱基礎技術。 	<ul style="list-style-type: none"> RCS 姿勢制御技術。 複合航法技術。 軌道離脱技術。 軌道上アライメント技術 [オプシヨン]。 軌道変換技術。 	<ul style="list-style-type: none"> ← ← ← 軌道上アライメント技術。 軌道変換技術。 ランデブ・ドッキング技術。 実用任務対応技術。
	再突入	<ul style="list-style-type: none"> 再突入誘導基礎技術。 RCS / 空力舵面複合制御基礎技術。 ブラックアウト後の再捕捉技術。 	<ul style="list-style-type: none"> ← ← ← 	<ul style="list-style-type: none"> ← ← ←
	工調 エネルギー ギ整	<ul style="list-style-type: none"> TAEM 誘導制御技術。 複合航法技術。 飛行安全支援技術。 	<ul style="list-style-type: none"> ← ← ← 	<ul style="list-style-type: none"> ← ← ←
全般	進入着陸	<ul style="list-style-type: none"> 進入着陸誘導制御航法技術。 地上走行技術。 	<ul style="list-style-type: none"> ← ← 	<ul style="list-style-type: none"> ← ←
	全般	<ul style="list-style-type: none"> 冗長管理基礎技術。 運用効率化基礎技術。 	<ul style="list-style-type: none"> ← ← 	<ul style="list-style-type: none"> 冗長管理技術。 運用効率化技術。

飛行制御（ハードウェア）技術

段階	OREX/HYFLEX, ALFLEX	往 還 技 術 試 験 機	発展型往還技術試験機	実 用 往 還 機
実験 運用 目的	個別技術確立	打上げ、分離及び再突入以降の全飛行フェーズの技術実証	軌道周回を含む往還機全飛行フェーズの技術実証	宇宙ステーションへの飛行、軌道上実験及び軌道上サービスの実用任務に対応
開発技術課題	■ 飛行制御系基本機器（IMU, GCC, GPS, 地上支援機器等）	<ul style="list-style-type: none"> ■ 飛行制御系機器。 <ul style="list-style-type: none"> - 飛行制御系機器構成。 - 冗長方式の設定。 - 信頼度レベル。 - ソフトウェア技術との整合性。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ ← ■ 軌道上アライメント機器（スター・トラッカ） [オペション]。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ ← ■ 軌道上アライメント機器（スター・トラッカ） ■ ランデブ・ドッキング機器。 ■ 実用任務支援機器。 ■ 長期運用に対する高信頼度化。
		<ul style="list-style-type: none"> ■ 飛行制御系全体機器構成。 ■ 飛行制御系／他系機器の整合性。 ■ 信頼度管理技術。 ■ 打上げ、分離～再突入、進入着陸フェーズの飛行管制技術。 ■ 耐環境性。 ■ 再使用技術の見通し。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 軌道上管制技術。 ■ 大容量データ伝送管理支援技術。 ■ 再使用技術。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 実用任務管制技術。 ■ 高信頼度化技術。 ■ 再使用技術。
確認技術課題				

熱制御系技術

熱制御系技術		OREX/HYFLEX, ALFLEX	往 還 技 術 試 験 機	発 展 型 往 還 技 術 試 験 機	実 用 往 還 機
段階	実験運用目的	個別技術確立	打上げ、分離及び再突入以降の全飛行フェーズの技術実証	軌道周回を含む往還機全飛行フェーズの技術実証	宇宙ステーションへの飛行、軌道上実験及び軌道上サービスの実用任務に対応
開発技術課題	電シ 装 品 類 熱 制 御 システム	■ 受動型熱制御系 (断熱材及び蓄熱器)。	<ul style="list-style-type: none"> ■ ← ■ 地上冷却系の開発。 ■ ミッション系機器の搭載。 <ul style="list-style-type: none"> - 高高度用熱シンク装置 - 低高度用熱シンク装置 [オプショナル]	<ul style="list-style-type: none"> ■ ← ■ ← ■ 高高度用熱シンク装置。 ■ 低高度用熱シンク装置。 ■ 流体ループ・システム。 ■ ミッション系機器の搭載。 <ul style="list-style-type: none"> - ラジエータ (展開実験) - 燃料電池系システム [オプショナル]	<ul style="list-style-type: none"> ■ ← (除：蓄熱器) ■ ← ■ ← ■ ← ■ ← ■ ラジエータ展開。 ■ 燃料電池系システム。 ■ 保温用ヒータ。 ■ 長期運用に対応する高信頼度化。
			■ 油冷却用熱シンク装置。	■ ←	<ul style="list-style-type: none"> ■ ← ■ 保温用ヒータ。 ■ 長期使用に対する高信頼度化。
	油熱 圧制 ・御 動シ 力ス 系テ ム				
確認技術課題		■ 受動型熱制御系の基礎技術。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 油冷却用熱シンク装置の作動。 ■ 打上げ/帰還時の機内空調/冷却システムの運用。 ■ ミッション系機器の作動特性データ取得。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 高高度用熱シンク装置。 ■ 低高度用熱シンク装置。 ■ 流体ループの作動。 ■ ミッション系機器の作動特性データ取得。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全熱制御システムの作動。 ■ 高信頼度化技術。

推進系技術

段階	OREX/HYFLEX, ALFLEX	往 還 技 術 試 験 機	発展型往還技術試験機	実 用 往 還 機
実験運用 目的	個別技術確立	<p>打上げ、分離及び再突入以降の全飛行フェーズの技術実証</p> <p>■ RCS スラスタ (大, 小)。 (推力は実用往還機レベル) - 傾斜機能材による長寿命化</p> <p>■ RCS 用表面張力式タンク・システム。</p>	<p>軌道周回を含む往還機全飛行フェーズの技術実証</p> <p>■ ←</p> <p>■ ←</p> <p>■ RCS スラスタ (大) のクラスタ化による軌道離脱システムの構成 (代替案)。</p> <p>■ 前後部 RCS モジュールの装備。</p>	<p>宇宙ステーションへの飛行, 軌道上実験及び軌道上サービスの実用任務に対応</p> <p>■ ←</p> <p>■ ←</p> <p>■ ←</p> <p>■ ←</p> <p>■ コールド RCS システム追加。</p> <p>■ 長期運用に対応する高信頼度化。</p>
開発技術課題			<p>■ 軌道変換システム (OMS)。</p> <p>- 傾斜機能材による長寿命化</p> <p>- 大流量加圧系統</p>	<p>■ ←</p> <p>■ 長期運用に対応する高信頼度化。</p> <p>■ 長期運用での漏れを最少化した加圧, OMS システム。</p>
	軌道変換システム			
確認技術課題		<p>■ 再突入時のガスジェット干渉。</p> <p>■ RCS/舵面複合制御技術。</p> <p>■ 前方RCS への入熱量データ (ダメージ・ノズル)。</p> <p>■ チップフインとの干渉 (短期間) データ</p>	<p>■ 軌道上ガスジェット干渉。</p> <p>■ 軌道上における並進/回転機能。</p> <p>■ 軌道離脱機能。</p>	<p>■ 高信頼度化技術。</p> <p>■ コールド RCS による微小制御機能。</p> <p>■ 残存燃料処理方式。</p> <p>■ 軌道変換機能。</p>
	<p>■ ガスジェット干渉の基礎データ取得。</p> <p>■ 軌道離脱基本技術。</p>			

動力系技術

段階	OREX/HYFLEX, ALFLEX	往 還 技 術 試 験 機	発展型往還技術試験機	実 用 往 還 機
実験 運用 目的	個別技術確立	<p>打上げ、分離及び再突入以降の全飛行フェーズの技術実証</p> <p>■ 動力系。 - 冗長化システムの採用 - 制御方式の検討</p>	<p>軌道周回を含む往還機全飛行フェーズの技術実証</p> <p>■ ←</p> <p>■ 動力系一時停止／再起動</p>	<p>宇宙ステーションへの飛行、軌道上実験及び軌道上サービスの実用任務に対応</p> <p>■ ←</p> <p>■ ←</p> <p>■ 冗長化システムの強化。 ■ 長期運用に対応する高信頼度化。 ■ 軌道上における動力系長期停止後の再起動運用。 ■ 高信頼度化技術。</p>
開発技術課題				
確認技術課題		<p>■ 打上げから着陸までのシステムの作動。 ■ 冗長化システムの運用。</p>	<p>■ 軌道上における動力系一時停止後の再起動運用の確認。</p>	

電力・電装系技術

段階	OREX/HYFLEX, ALFLEX	往還技術試験機	発展型往還技術試験機	実用往還機
実験運用目的	個別技術確立	打上げ、分離及び再突入以降の全飛行フェーズの技術実証	軌道周回を含む往還機全飛行フェーズの技術実証	宇宙ステーションへの飛行、軌道上実験及び軌道上サービスの実用任務に対応
開発技術課題	電力系	■ 動力系駆動発電システム(代替案)。	■ ← ■ 燃料電池システム [オブション]。	■ ← ■ 燃料電池システム。 ■ 長期運用に対応する高信頼度化。
	電装系	■ 半導体リレー採用の電力分配器。	■ ← ■ 電力管理方式。	■ ← ■ 電力管理方式。
確認技術課題		■ 半導体リレー採用の電力分配器機能。 ■ 動力系駆動発電システムの機能。	■ 燃料電池システムの機能。 ■ 電力管理機能。	■ 燃料電池システムの機能。 ■ 電力管理機能。 ■ 高信頼度化技術。

通信・データ処理系技術

通信・データ処理系技術		往還技術試験機	発展型往還技術試験機	実用往還機
段階	OREX/HYFLEX, ALFLEX	往還技術試験機	発展型往還技術試験機	実用往還機
実験運用目的	個別技術確立	打上げ、分離及び再突入以降の全飛行フェーズの技術実証	軌道周回を含む往還機全飛行フェーズの技術実証	宇宙ステーションへの飛行、軌道上実験及び軌道上サービスの実用任務に対応
開発技術課題	通信系	<ul style="list-style-type: none"> ■ 耐熱性アンテナ (TPS/アンテナ) システム。 ■ ブラックアウト後の再捕捉用機器 (レーダ・トランスポンダ改修)。 ■ ブラックアウト中の ETS-Ⅶ 利用実験 [オプシオン]。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ ← ■ ← ■ ← ■ データ中継衛星利用システム実験 [オプシオン]。 ■ 大容量伝送システム実験 [オプシオン]。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ ← ■ ← ■ ← ■ データ中継衛星利用システム実験。 ■ 大容量伝送システム。 ■ 長期運用に対応する高信頼度化技術。
			<ul style="list-style-type: none"> ■ 光ファイバー・システム実験 [オプシオン]。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 光ファイバー・システム。 ■ 大容量データ管理システム。 ■ 長期使用に対する高信頼度化。
確認技術課題	ブラックアウト関連データ取得。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 耐熱性アンテナ (TPS/アンテナ) システム。 ■ ブラックアウト後の再捕捉技術。 ■ 衛星間通信技術。 ■ ブラックアウト関連データの取得。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 衛星間通信技術。 ■ 高利得アンテナ・ポインティング技術。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 衛星間通信技術。 ■ 高利得アンテナ・ポインティング技術。 ■ 大容量データマネジメント技術 ■ 高信頼度化技術。

降着装置系技術				
段階	OREX/HYFLEX, ALFLEX	往還技術試験機	発展型往還技術試験機	実用往還機
実験運用目的	個別技術確立	<p>打上げ、分離及び再突入以降の全飛行フェーズの技術実証</p> <ul style="list-style-type: none"> ■ 降着装置システム。 <ul style="list-style-type: none"> - 実用機想定システム - バックアップ・システムの装備 - 脚扉アップ・ロック開閉シールシステム - 全自動ステアリング技術 - ブレーキ・バイ・ワイヤ・アンチスキッド技術 - 耐環境性（タイヤ、ベアリング、シール等） - カーボン・ブレーキ 	<p>軌道周回を含む往還機全飛行フェーズの技術実証</p> <ul style="list-style-type: none"> ■ ← 	<p>宇宙ステーションへの飛行、軌道上実験及び軌道上サービスの実用任務に対応</p> <ul style="list-style-type: none"> ■ ←
開発技術課題	<ul style="list-style-type: none"> ■ 小型降着装置。 <ul style="list-style-type: none"> - 全自動ステアリング制御 - 低価格の簡易アンチ・スキッド - ドラッグ・シュート系 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 降着装置システムの機能・性能・強度。 ■ 全自動ステアリングによる方向制御技術。 ■ 着陸緩衝能力及びアンチ・スキッド・ブレーキ性能。 ■ シミ安定性。 ■ 再使用性の見通し。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 宇宙環境用タイヤ。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ ← ■ 長期運用に対応する高信頼度化。 ■ 高信頼度化技術。
確認技術課題	<ul style="list-style-type: none"> ■ 降着装置基礎技術。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 降着装置システムの機能・性能・強度。 ■ 全自動ステアリングによる方向制御技術。 ■ 着陸緩衝能力及びアンチ・スキッド・ブレーキ性能。 ■ シミ安定性。 ■ 再使用性の見通し。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 降着装置システムの機能・性能・強度。 ■ 再使用性。 	

運用技術		往還技術試験機	発展型往還技術試験機	実用往還機
段階	OREX/HYFLEX, ALFLEX			
実験運用目的	個別技術確立	打上げ、分離及び再突入以降の全飛行フェーズの技術実証	軌道周回を含む往還機全飛行フェーズの技術実証	宇宙ステーションへの飛行、軌道上実験及び軌道上サービスの実用任務に対応
飛行管制		■ 打上げ、分離及び再突入以降の全飛行フェーズの飛行管制実施。 - 飛行安全思想の確立 - プラックアウト後の再捕捉	■ 全飛行フェーズの飛行管制実施。 - 飛行安全思想の確立 - 軌道上管制技術の確立 - 実時間運用技術の確立 - 燃料投棄方式の確立	■ ←
				■ 実用任務管制技術の確立。
工場・射場整備		■ 工場／射場整備技術の確立。 - 自動化の検討 - 運用効率化の検討 - 輸送形態の検討	■ ←	■ ←
			■ 工場／射場整備簡素化の検討。	■ ←
着陸後整備		■ 着陸後整備手順の確立。 - 運用効率化の検討 - 作業安全確保の検討	■ ←	■ ←
				■ 実用任務対応技術の確立。

第6章 宇宙往還機的设计基準と評価基準

宇宙往還機的设计初期段階で必要な设计基準, 計算方法, 評価図の作成方法等を定める。これらの基準もしくは方法は暫定的に定めたものも含まれており, 今後の设计の進捗に伴い逐次必要な改訂, 充実を図ることとする。

6.1 主翼初期形状の評価

空力形状の内, 最も重要な主翼平面形状を, 设计初期段階において評価する概念図を下図に示す。

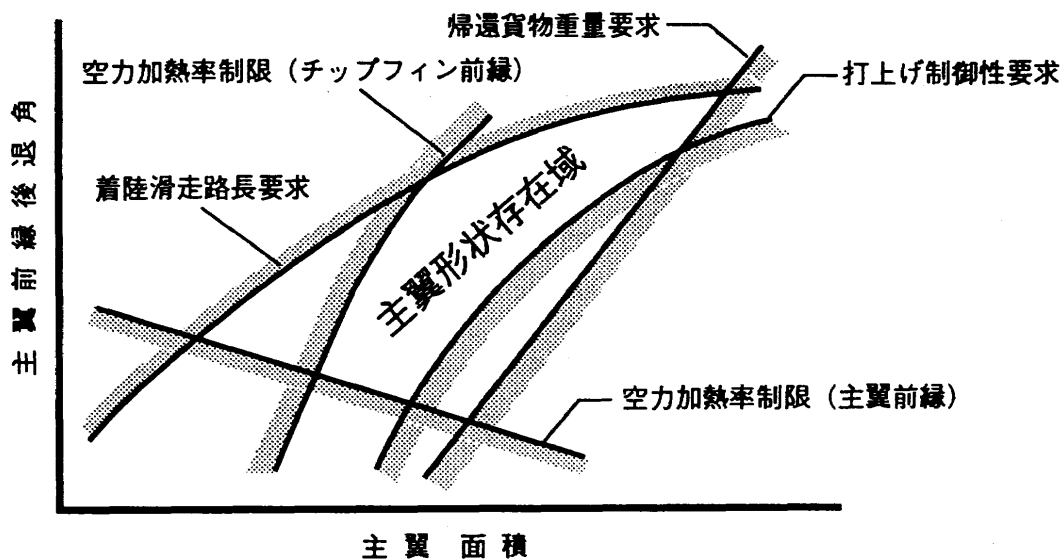


図 6 - 1 主翼初期形状評価の概念図

本図は, 主翼形状パラメータの内最も重要な主翼前縁後退角と主翼翼面積の関係を示す図であり, 打ち上げ制御性, 空力加熱率制限, 帰還貨物重量及び着陸滑走路長の要求で囲まれる範囲内に可能な存在域が示される。

6.1.1 打上げ制御性要求

H-II に搭載された往還機が発生する空力モーメントを, H-II の最大ジンバル制御モーメントで制御できなければならない。打上げ制御性は下記条件下で評価する。

■ 標定マッハ数	1.5
■ 最大制御モーメント (ロケット重心回り)	520 ton-m
■ 迎角変動	±3°
■ 横滑り角変動	考慮しない
■ 使用可能エレボン舵角	±20°
■ 往還機/アダプタ結合位置	16.431 STA
■ 往還機/ロケット組合せ重心位置	30.8 STA

計算に使用する超音速空力特性は下記に従う。

- 渦格子法による推算値を風洞試験値によって補正する。
- レイノルズ数補正は行わない。
- 誤差 (6 章 7 節 空力係数の実機補正と誤差設定) を加算する。

6.1.2 空力加熱率制限の要求

空力加熱率の制限は、要求されるクロスレンジへの制限として現れる。クロスレンジの算出は、クロスレンジ要求及び空力加熱率制限を満足するように、大気圏再突入時の迎角をパラメトリックに変更して行う。クロスレンジ算出の条件を下記のように定める。

大気圏突入時の条件	
■ 慣性速度	7,874m/sec
■ 慣性飛行速度上下角	-1.24°
■ 高度	120km
再突入のフェーズ	
■ 一定空力加熱	≥ 5,200m/sec
■ 平衡滑空	5,200～4,500m/sec
■ 一定抗力	4,500～3,000m/sec
■ 遷移	3,000～ 760m/sec
終端条件	
■ 高 度	27km
■ 相対速度	760m/sec
飛行条件 (バンク角)	揚力の水平成分を全揚力の 60%以下
荷重倍数	一定抗力フェーズで 1.2

クロスレンジの算出に当たっては、飛行経路誤差として下表の誤差を考慮する。

■ 慣性速度誤差	± 8 m/s
■ 慣性速度飛行上下角誤差	± 0.1°
■ 風 (高度 80km 付近)	± 180 m/s
■ 大気密度誤差	± 30%

空力加熱率は空力加熱率推算方法 (第 6 章 3 節) によって推算し、極超空力特性は下記に従う。

- ニュートン流理論による推算値を風洞試験値によって補正する。
- 誤差 (6 章 7 節 空力係数の実機補正と誤差設定) を加算する。

6.1.3 着陸滑走路長要求

着陸滑走路長の算出は着陸滑走路長算出方法（6章6節）によって算出し、低速空力特性は下記に従う。

- 渦格子法による推算値を風洞試験値によって補正する。
- レイノルズ数補正（6章7節 空力係数の実機補正と誤差設定）を施す。
- 誤差（6章7節 空力係数の実機補正と誤差設定）を加算する。

6.1.4 帰還貨物重量要求

翼面積及び後退角の変更に伴う主構造及び熱防護系の重量の推算は、重量推算方法（第6章4節）に従い、他のサブシステムについては搭載品重量の初期配分値（第9章1節）に従う。

6.2 帰還回廊の評価

大気圏再突入時の飛行可能な範囲を評価する概念図を下図に示す。

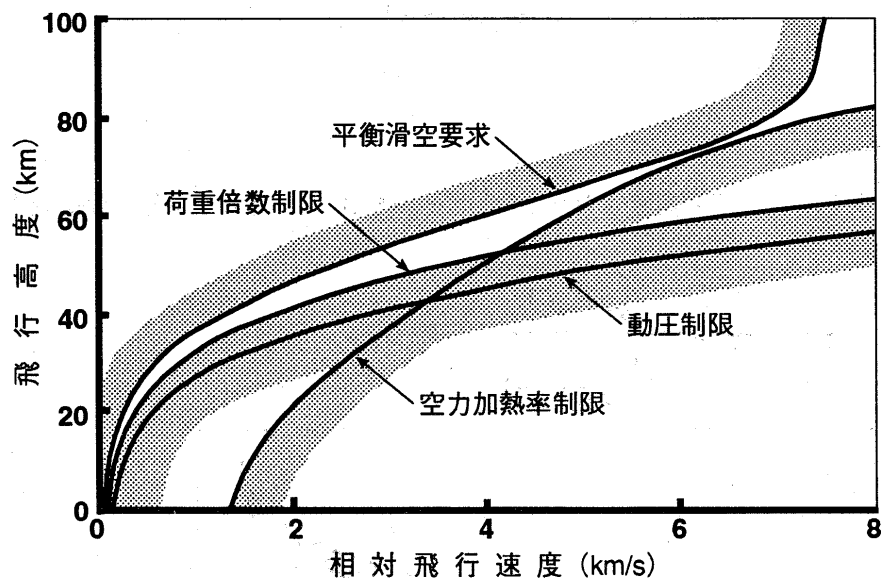


図 6 - 2 帰還回廊評価の概念図

本図に示す飛行可能な回廊は、飛行高度～相対飛行速度の図で、空力加熱率制限、平衡滑空、動圧制限及び荷重倍数制限の要求で囲まれる範囲内に存在する。

6.2.1 空力加熱率制限の要求

空力加熱率の推算は、球の加熱率を与える Detra-Kemp-Riddell の式 (6.1) に従う。

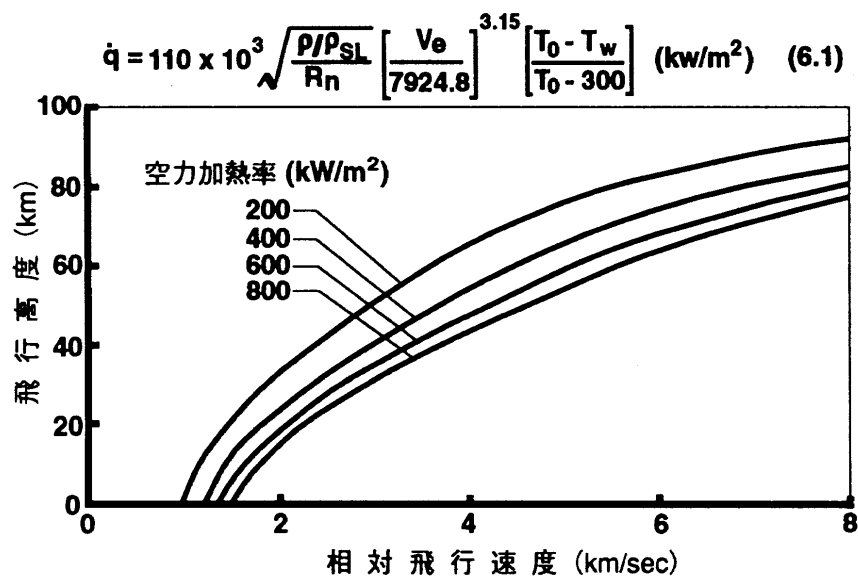


図 6 - 3 空力加熱率制限の計算例

6.2.2 平衡滑空の要求

平衡滑空を可能とするには、上下の釣合いのために、下式 (6.2) で与えられる揚力が必要となる。

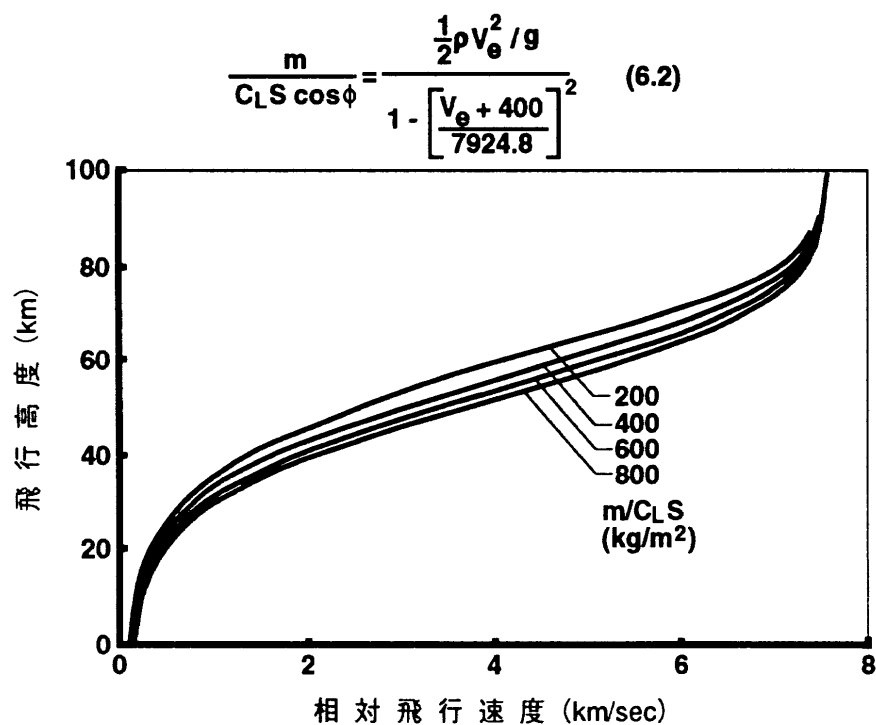


図 6 - 4 平衡滑空要求の計算例

6.2.3 動圧制限の要求

動圧は下式で与えられる。

$$q = \frac{1}{2} \rho V_0^2 \quad (6.3)$$

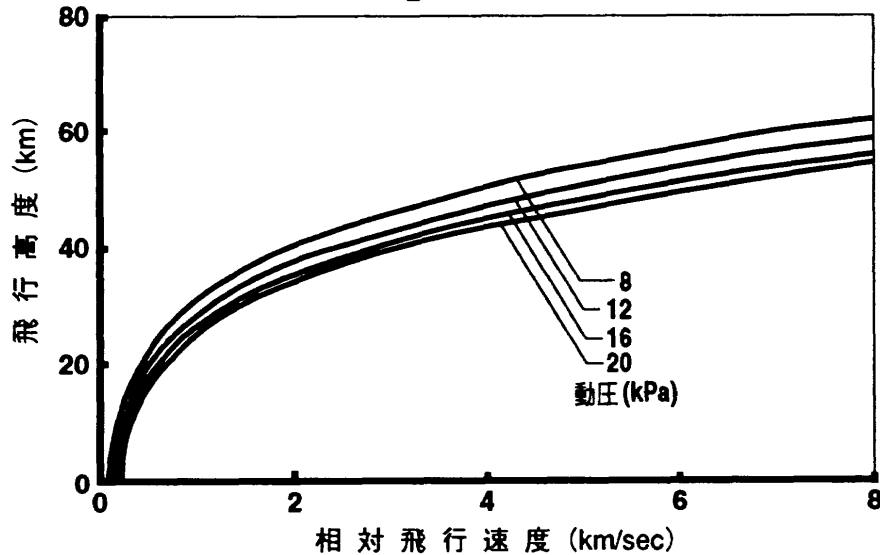


図 6 - 5 動圧制限の計算例

6.2.4 荷重倍数制限の要求

全荷重倍数は下式で与えられる。

$$n = \frac{q C_D S \sqrt{(L/D)^2 + 1}}{W} \quad (6.4)$$

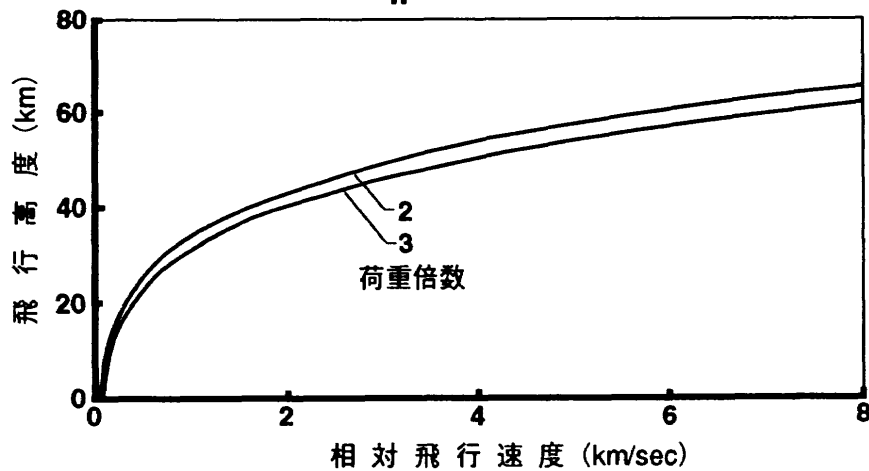


図 6 - 6 荷重倍数制限の計算例

6.3 空力加熱率推算方法

設計初期形状設定のために空力加熱率及びその分布の推算方法を以下に定める。本節で記述される方法は、あくまで設計開始形状を定めるための簡易方法であり、設計の進捗に伴い、風洞試験もしくは CFD による詳細な検討が必要となることは言うまでもない。

6.3.1 ノーズ淀み点の空力加熱率

ノーズ淀み点の空力加熱率は、曲率半径を 0.5m として、理想気体仮定下での Fay & Riddell の式(下式)によって推算する。

$$\dot{q} = \frac{0.763}{p_r^{0.6}} \sqrt{\rho_e \mu_e} \frac{du_e}{ds} \left[\frac{\rho_w \mu_w}{\rho_e \mu_e} \right]^{0.1} (h_0 - h_w) \left\{ 1 + (L_e^{0.52} - 1) \frac{h_d}{h_0} \right\} \quad (6.5)$$

カルSPAN風洞試験で得られた球淀み点データにおけるばらつきの 3σ から、推定誤差として 18% を見積もる。

6.3.2 主翼前縁空力加熱率 (非干渉位置)

干渉なし位置での主翼前縁の空力加熱率の推算は、斜め円柱推算式(下式)に従う。

$$\dot{q} = \dot{q}_{ref} \sqrt{\frac{R_n}{(R_c)_e}} \cos^{1.2} \Lambda_e \quad (6.6)$$

曲率半径は、前縁に垂直な実効迎角 (α_e) における局所曲率半径を実効曲率半径 $(R_c)_e$ とする。

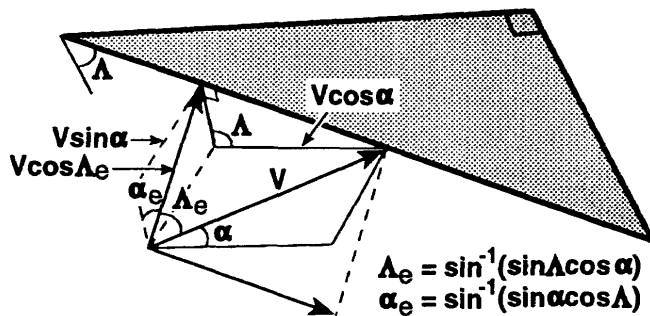


図 6-7 実効曲率半径

6.3.3 主翼前縁空力加熱率 (干渉位置)

主翼外翼部の前縁において衝撃波干渉が生ずることがある。干渉位置は後退角、迎角、実在気体効果等により異なるが、当面は外翼端で評価する。干渉による空力加熱率の上昇は、関連するデータ不足のため特定できないが、設計初期段階では非干渉位置主翼前縁の 1.6 倍、1.8 倍及び 2.0 倍の各値で評価する。

6.3.4 チップフィン前縁空力加熱率

カルSPAN風洞試験結果との比較から、前述の斜め円柱推算式(式 6.6)より得られる値に対して、係数 2.6 を乗ずる。同じく、カルSPAN風洞試験で得られた球淀み点データにおけるばらつきの 3σ から、推定誤差として 36% を見積もる。

6.3.5 主翼上面の空力加熱率分布

下図に示すように、 $X/C = 0.10$ 以降は推定誤差を含めて、理想気体仮定下での Fay & Riddell の式より算出される、ノーズ淀み点における空力加熱率の 1% 一定値とする。前縁淀み点と $X/C = 0.10$ 位置

での空力加熱率は直線で結ぶ。

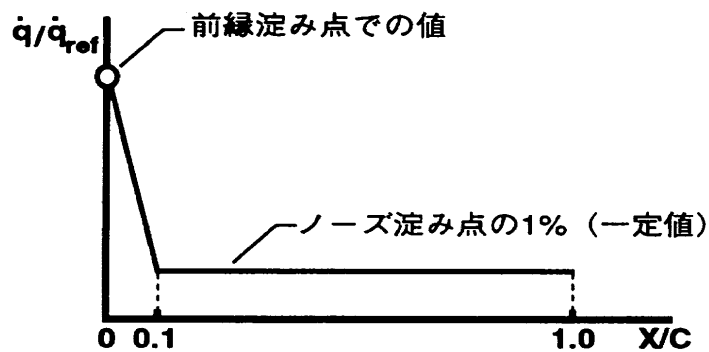


図 6 - 8 主翼上面の空力加熱率分布

6.3.6 主翼下面の空力加熱率分布

下図に示すように、 $X/C = 0.10$ 以降は推定誤差を含めて、平板モデルの値を用いる。前縁淀み点と $X/C = 0.10$ 位置での空力加熱率を直線で結ぶ。

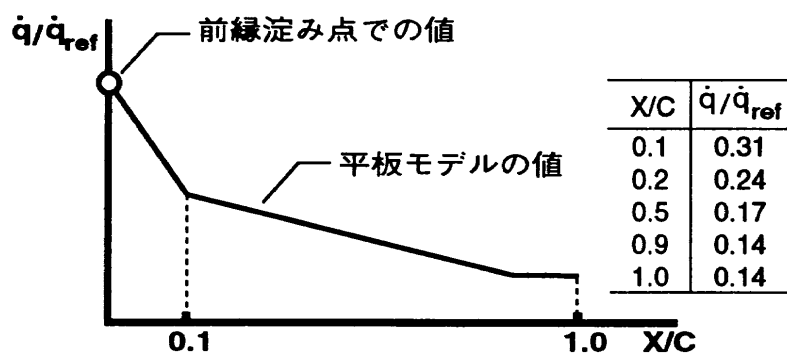


図 6 - 9 主翼下面の空力加熱率分布

6.3.7 胴体上面中心線上の空力加熱率分布

下図に示すように、ノーズ・コーン部は球の分布により定め、平行部は理想気体仮定下での Fay & Riddell の式より算出されるノーズ淀み点における空力加熱率の 1% 一定値とする。

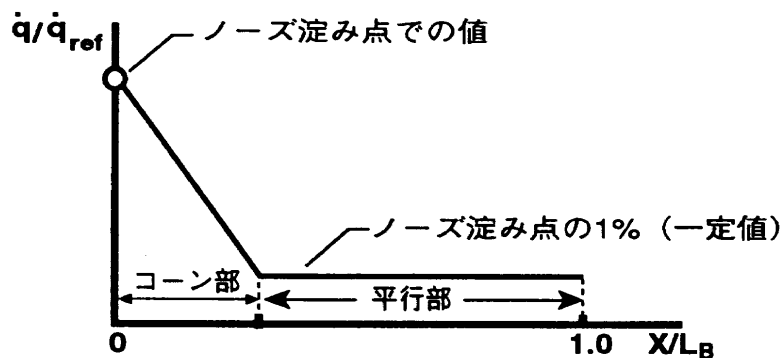


図 6 - 10 胴体上面中心線上の空力加熱率分布

6.3.8 胴体下面中心線上の空力加熱率分布

下図に示すように、 $X/L_B = 0.05$ 以降は球（半径：0.5m）と円錐体（頂角：40°）の組み合わせに対する Lees の式を適用し、その算出値に対して推定誤差を含めて 1.4 倍する。ノーズ淀み点と $X/C = 0.05$ 位置での空力加熱率は直線で結ぶ。

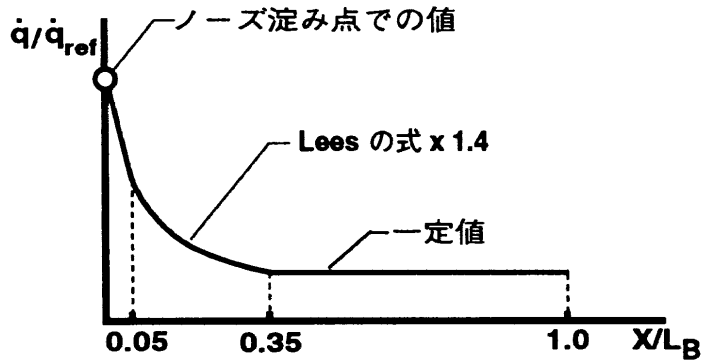


図 6 - 11 胴体下面中心線上の空力加熱率分布

6.4 重量推算方法

6.4.1 構造重量の推算方法

概念設計段階では WAATS 等の方法を基に推算し、カーボン・ポリイミド材もしくはカーボン・カーボン材を適用した場合には、必要な重量補正を施す。

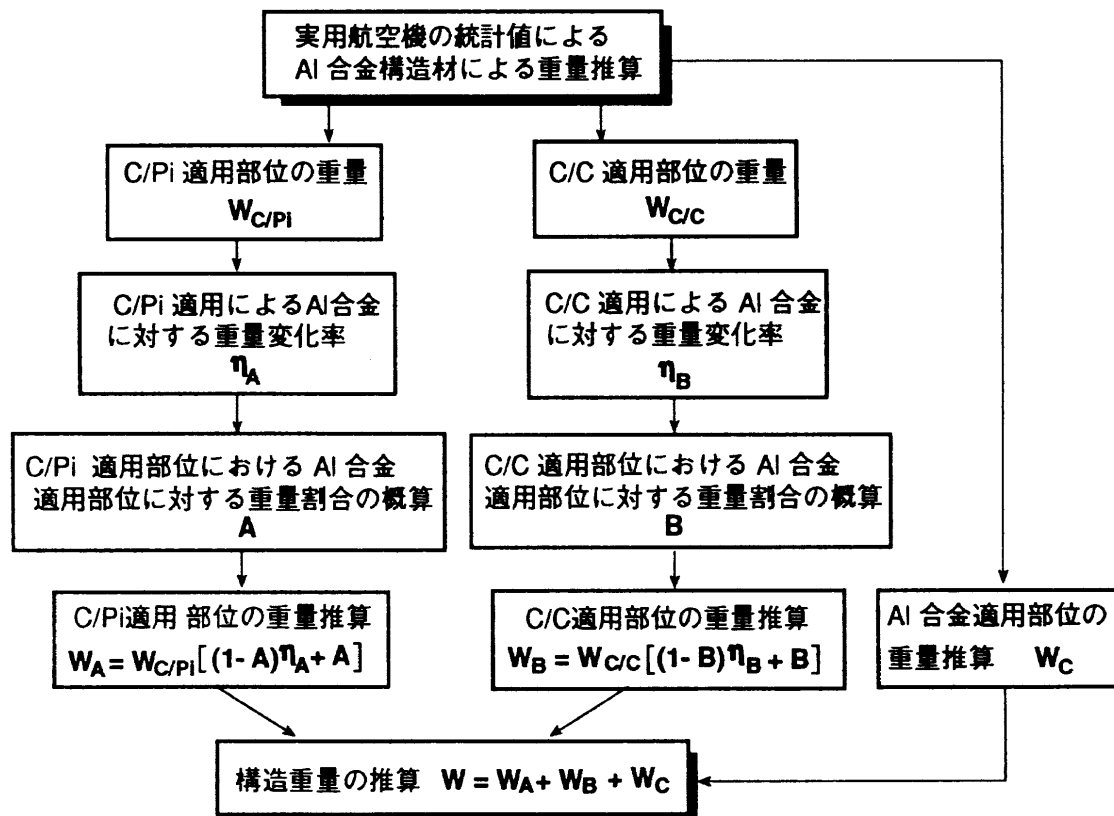


図 6 - 12 構造重量の推算方法

主翼形状にストレークがある場合には、主翼のエクスポーズド面積にストレーク部面積を加算する。荷重評定に用いる迎角と横滑り角の変動は空力弾性効果及びガスト応答を考慮して下図とし、更に重量推算に用いる荷重倍数は下図に従う。

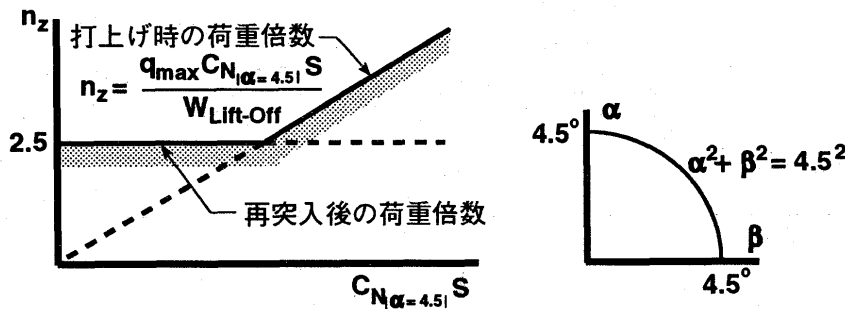


図 6 - 13 構造重量推算に用いる荷重倍数

適用する構造材料の設計耐熱温度は下表に定める。

構 造 材 料	設計耐熱温度
アルミ合金	177 °C
カーボン・ポリイミド材	260 °C
カーボン・カーボン材	1700 °C

カーボン・カーボン材の表面輻射率は 0.70 とする。

6.4.2 熱防護材重量の推算方法

熱防護材の配置を定める際に使用すべき、適用材料の設計耐熱温度及び表面輻射率は下表に定める。

熱 防 護 材 料	設計耐熱温度
セラミックタイル	1250 °C
表面輻射率 (黒色)	0.80
表面輻射率 (白色)	0.70
可撓断熱材	800 °C

6.5 飛行性評価基準

6.5.1 トリム能力、安定性、舵効き能力

	トリム能力	安定性	舵効き能力
再突入	<ul style="list-style-type: none"> ■ 空力加熱制限を満たす揚力特性を実現する迎角範囲に対して、迎角$\pm 5^\circ$の余裕をもったトリムが運用重心範囲で可能なこと。 ■ エレボン舵面はトリム舵角に$\pm 5^\circ$のエレベータ制御、$\pm 5^\circ$のエロン制御に必要な舵角余裕をとること。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 縦：静安定があること。 ■ 横・方向：拡張LCDP > 0 (RCS含む) 	<ul style="list-style-type: none"> ■ RCS及び空力舵面の併用により下記の制御モーメントを発生可能であること。 ピッチ：TBD deg/s²以上 ロール：TBD deg/s²以上 ヨー：TBD deg/s²以上 ■ バンク角 90° までの横転能力を有すること。

[続く]

[続く]

	トリム能力	安定性	舵効き能力
エネルギー調整	<ul style="list-style-type: none"> ■ 運用重心範囲に於いて、最大揚抗比となる迎角姿勢のトリムが可能なこと。 (重心最前方位位置が評定) ■ エレボン舵面はトリム舵角に$\pm 5^\circ$のエレベータ制御、$\pm 5^\circ$のエルロン制御に必要な舵角余裕をとること。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 縦：RSS 5%MACを静的安定性の限界とする。 ■ 横・方向：LCDP>0 (含：ラダー・フィードバック) 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 縦：1.5秒以下で2.0G以上の運動能力を有すること。 ■ 横・方向：3.6秒以下で60°以上のバンクを達成する運動能力を有すること。
進入・着陸	<ul style="list-style-type: none"> ■ エレボン舵面はトリム舵角に$\pm 5^\circ$のエレベータ制御、$\pm 5^\circ$のエルロン制御に必要な舵角余裕をとること。 ■ 運用重心範囲に於いて、動圧最大(1600kgf/m^2)の飛行から戻り姿勢角までトリム可能なこと。 ■ 横滑り角10°の定常横滑りトリムが可能なこと。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 縦：RSS 5%MACを静的安定性の限界とする。 ■ 横・方向：LCDP>0 (含：ラダー・フィードバック) 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 縦：1.0秒以下で2.5以上の垂直荷重倍数を確立可能な舵効き能力を有すること。 ■ 横・方向：2.5秒以下で30°のバンク角を確立出来る舵効き能力を有すること。

6.5.2 帰還飛行方式

		フェーズ							
		ロール		ピッチ		ヨー		その他	
		RCS	エルロン	RCS	エレベータ	RCS	ラダー	ボフデラップ	スブブリードキ
軌道離脱									
大気圏再突入	姿勢一定								
	空力加熱率一定								
	平衡滑空								
	抗力加速度一定								
	遷移								
エネルギー調整	S字旋回								
	捕捉								
	HAC								
	プリファイナル								
進入・着陸	急角度滑空								
	プリフレア								
	緩角度滑空								
	最終フレア								
	接地								

図 6-14 帰還飛行方式

LCDPは下式。

$$\text{LCDP} = C_{n\beta} - C_{l\beta} \frac{C_{n\delta_a}}{C_{l\delta_a}} + K \left(\frac{C_{n\delta_a}}{C_{l\delta_a}} C_{l\delta_r} - C_{n\delta_r} \right) \quad (6.7)$$

$$K = -\frac{\delta_r}{\beta}$$

6.6 必要滑走路長の定義

滑走路長は、高さ 10m の滑走路端障害物を越え完全停止に到る迄の実距離に、航法誘導誤差を加算する。 [必要滑走路長] = [空中距離] + [空走距離] + [制動距離] + [航法・誘導誤差]

空中距離	滑走路端の障害物越えから主脚接地までの距離
空走距離	主脚接地から制動開始迄の距離
制動距離	制動開始から停止迄の距離
航法誘導誤差	航法誘導誤差及び制動開始誤差 (300m)

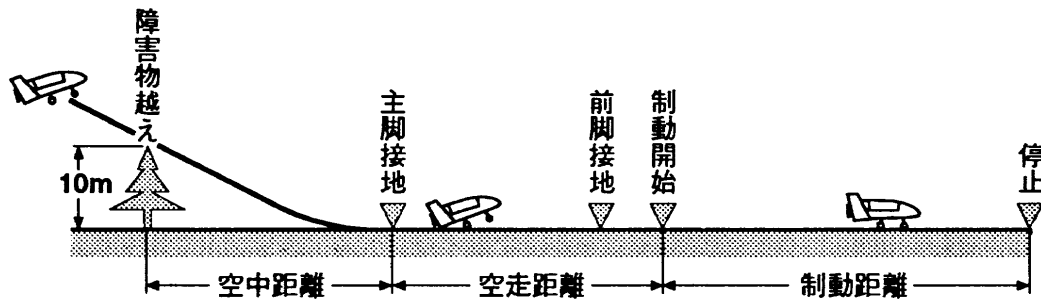


図 6-15 必要滑走路長の定義

なお、運用上想定される最大の背風及び最悪の路面条件を考慮すること。

大気条件	高温気象下 (ISA+20℃)	
空走時摩擦係数	0.025	
制動時摩擦係数	0.20 (実用機)	[湿潤路面]
	0.40 (試験機)	[乾燥路面]
背風成分速度	5m/s (実用機)	
	0m/s (試験機)	
接地速度制限	≤110m/s	(タイヤ速度制限)
接地姿勢角制限	≤尻すり角	
沈下速度制限	≤3m/s	(脚強度制限)
制動開始制限	≤60m/s	(ブレーキ容量制限)

6.7 空力係数の実機補正と誤差設定

空力係数の実機補正と誤差設定の手順を下图に示す。

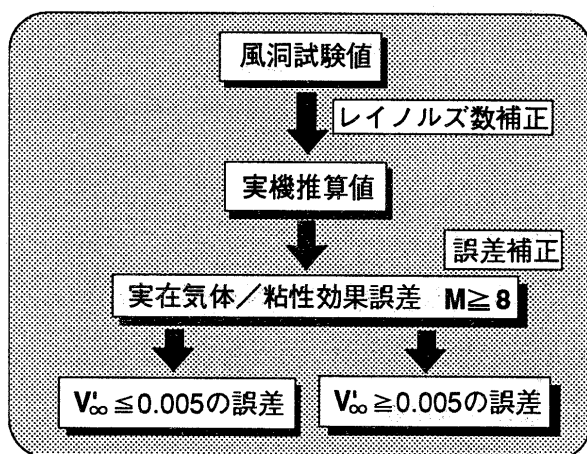


図 6 - 16 空力係数補正手順

6.7.1 レイノルズ数補正

遷音速域から超音速域ではレイノルズ数効果は小さいため、レイノルズ数補正は行わない。極超音速域では、データが不十分なためレイノルズ数補正は行わない。揚力係数と抗力係数の、低速域におけるレイノルズ数補正は以下に従う。

1) 揚力特性

翼と胴体に分割し翼部のみレイノルズ数効果により揚力傾斜が増大するものとする。DATCOMにより補正する。3次元レイノルズ数補正の方法が確立されていないので、2次元レイノルズ数効果の比率をそのまま3次元レイノルズ数効果と考える。

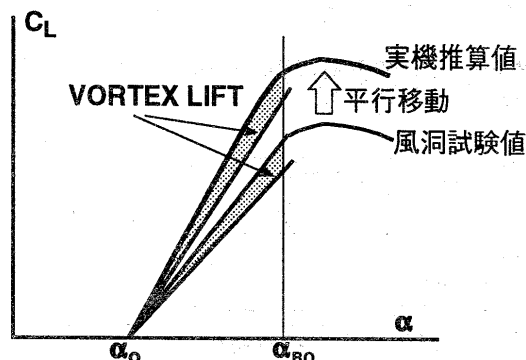


図 6 - 17 揚力係数のレイノルズ補正

$\alpha \leq \alpha_{BO}$

(1) 風洞試験値より $C_L = 0$ の全機揚力傾斜 $C_{L\alpha}_w$ を計算する。

以下により $C_L = 0$ の実機揚力傾斜 $C_{L\alpha}$ を求める。

$$(2) C_{L\alpha} = C_{L\alpha}_w \times 0.90 \times \underbrace{1.25}_{\text{DATCOM}} + C_{L\alpha}_w \times 0.10$$

(3) (1)で得られた $C_{L\alpha}_w(\alpha - \alpha_0)$ の直線と風洞試験結果との差をボルテクス・リフトとみなし
(2)で得られた $C_{L\alpha}(\alpha - \alpha_0)$ の直線に加える。

$\alpha > \alpha_{BO}$

風洞試験結果を平行に移動し $\alpha \leq \alpha_{BO}$ で補正された曲線とつなげる。

1) 抗力特性

レイノルズ数による表面摩擦係数の低下のみを考慮し、機体効率はレイノルズ数補正しない。

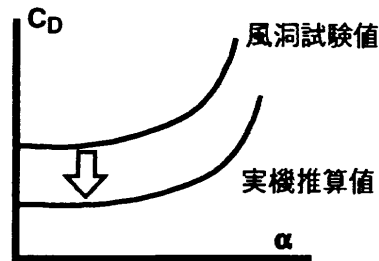
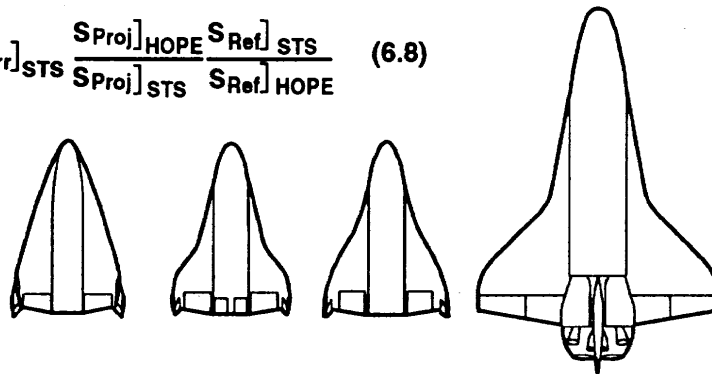


図 6 - 18 抗力係数のレイノルズ数補正

6.7.2 空力係数誤差

誤差設定については、スペース・シャトルのデータから得られた空力係数誤差を、各候補形状の面積比で換算して用いることとする。各候補形状の空力係数換算は下式に従う。

$$\Delta_{err}]_{HOPE} = \Delta_{err}]_{STS} \frac{S_{Proj}]_{HOPE}}{S_{Proj}]_{STS}} \frac{S_{Ref}]_{STS}}{S_{Ref}]_{HOPE}} \quad (6.8)$$



	FY04a	FY04b	FY04c	STS
基準面積 S_{Ref} (m ²)	108.9	56.0	69.0	249.9
投影面積 S_{Proj} (m ²)	108.9	88.8	89.7	376.3
誤差換算係数	0.6641	1.0535	0.8637	

図 6 - 19 候補形状と誤差換算係数

1) 実在気体効果による誤差

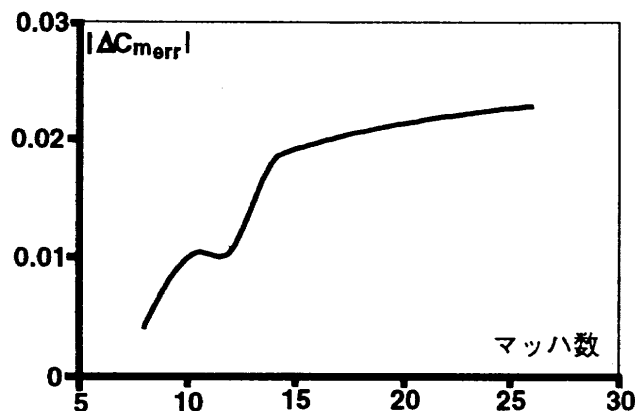
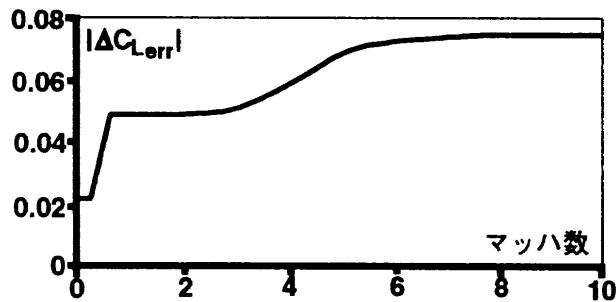


図 6 - 20 スペース・シャトルの誤差（実在気体効果）

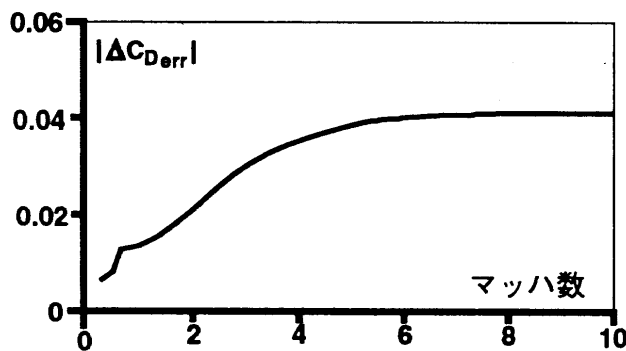
各風洞試験値に加算する誤差

M	FY04a	FY04b	FY04c
8	0.002743	0.004351	0.003567
10	0.006641	0.01054	0.008637
12	0.009962	0.01580	0.01296
14	0.01222	0.01938	0.01589
16	0.01308	0.02075	0.01701
18	0.01368	0.02170	0.01779
20	0.01415	0.02244	0.01840
22	0.01454	0.02307	0.01892
24	0.01488	0.02360	0.01935
26	0.01514	0.02402	0.01969

2) $V'_\infty \leq 0.005$ における誤差図 6 - 21 スペース・シャトルの誤差 ($V'_\infty \leq 0.005$)

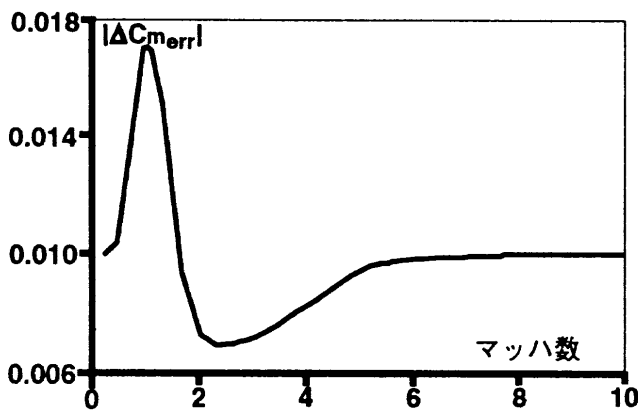
各風洞試験値に加算する誤差

M	FY04a	FY04b	FY04c
≤ 0.40	0.01434	0.02276	0.01866
0.60	0.03254	0.05162	0.04243
2.00	0.03254	0.05162	0.04232
3.00	0.03387	0.05373	0.04405
4.00	0.03918	0.06216	0.05096
5.00	0.04582	0.07269	0.05960
≥ 8.00	0.04981	0.07901	0.06478

図 6 - 22 スペース・シャトルの誤差 ($V'_\infty \leq 0.005$)

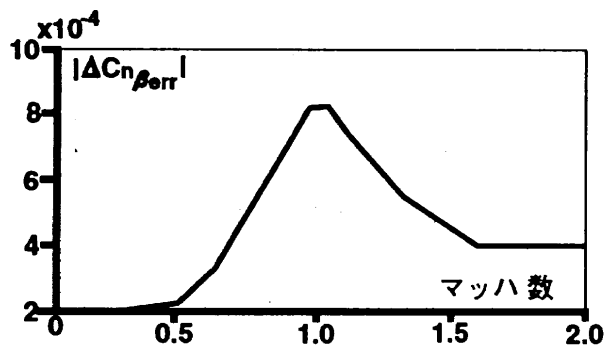
各風洞試験値に加算する誤差

M	FY04a	FY04b	FY04c
≤ 0.40	0.004582	0.007269	0.005960
0.60	0.008633	0.01370	0.01123
0.80	0.008899	0.01412	0.01157
0.90	0.009098	0.01443	0.01183
0.95	0.009231	0.01464	0.01201
1.05	0.009497	0.01507	0.01235
1.10	0.009629	0.01528	0.01252
1.20	0.009962	0.01580	0.01296
1.30	0.01036	0.01643	0.01347
1.50	0.01129	0.01791	0.01468
2.00	0.01448	0.02297	0.01883
3.00	0.02039	0.03234	0.02652
4.00	0.02358	0.03740	0.03066
5.00	0.02577	0.04088	0.03351
≥ 8.00	0.02729	0.04330	0.03550

図 6 - 23 スペース・シャトルの誤差 ($V'_\infty \leq 0.005$)

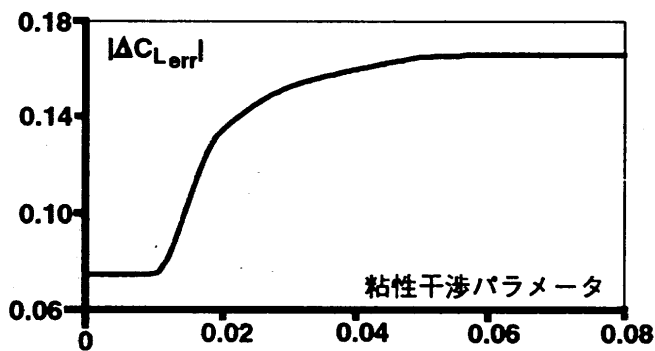
各風洞試験値に加算する誤差

M	FY04a	FY04b	FY04c
≤ 0.40	0.00664	0.01054	0.00864
0.60	0.00810	0.01285	0.01054
0.80	0.01096	0.01738	0.01425
0.90	0.01122	0.01780	0.01460
0.95	0.01129	0.01791	0.01468
1.05	0.01129	0.01791	0.01468
1.10	0.01122	0.01780	0.01460
1.20	0.01089	0.01728	0.01416
1.30	0.01003	0.01591	0.01304
1.50	0.00731	0.01159	0.00950
2.00	0.00485	0.00769	0.00631
3.00	0.00478	0.00759	0.00622
4.00	0.00551	0.00874	0.00717
5.00	0.00631	0.01001	0.00821
≥ 8.00	0.00664	0.01054	0.00864

図 6-24 スペース・シャトルの誤差 ($V'_\infty \leq 0.005$)

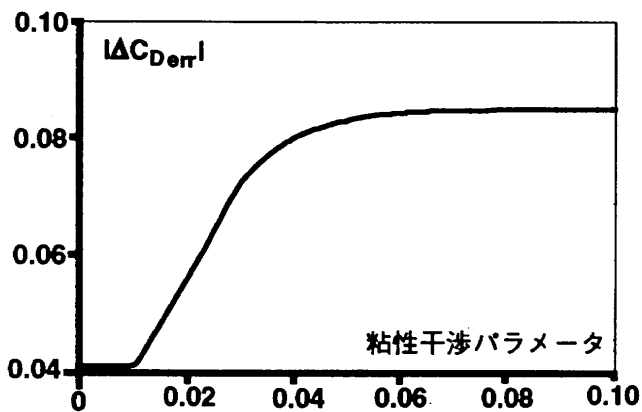
各風洞試験値に加算する誤差

M	FY04a	FY04b	FY04c
≤ 0.40	0.0002656	0.0004214	0.0003455
0.60	0.0003520	0.0005584	0.0004587
0.80	0.0005313	0.0008428	0.0006910
0.90	0.0006375	0.001011	0.0008292
0.95	0.0006774	0.001075	0.0008810
1.05	0.0006641	0.001054	0.0008673
1.10	0.0006176	0.0009798	0.0008032
1.20	0.0005379	0.0008533	0.0006996
1.30	0.0004981	0.0007901	0.0006478
≥ 1.50	0.0003985	0.0006321	0.0005182

3) $V'_\infty \geq 0.005$ における誤差図 6-25 スペース・シャトルの誤差 ($V'_\infty \geq 0.005$)

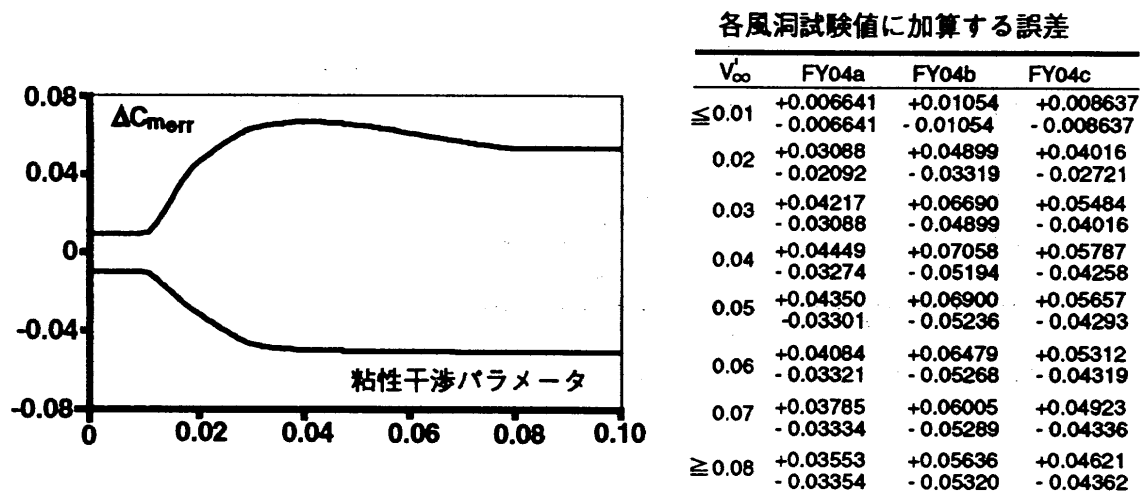
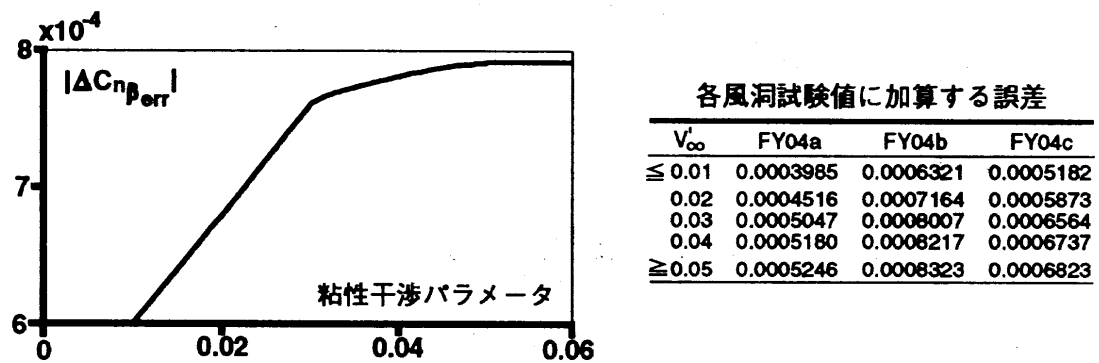
各風洞試験値に加算する誤差

V'_∞	FY04a	FY04b	FY04c
≤ 0.01	0.04981	0.07901	0.06478
0.02	0.08965	0.1422	0.1166
0.03	0.1016	0.1612	0.1321
0.04	0.1063	0.1686	0.1382
0.05	0.1096	0.1738	0.1425
≥ 0.06	0.1120	0.1749	0.1434

図 6-26 スペース・シャトルの誤差 ($V'_\infty \geq 0.005$)

各風洞試験値に加算する誤差

V'_∞	FY04a	FY04b	FY04c
≤ 0.01	0.02729	0.04330	0.03550
0.02	0.03719	0.05900	0.04837
0.03	0.04801	0.07617	0.06245
0.04	0.05306	0.08417	0.06901
0.05	0.05505	0.08734	0.07160
0.06	0.05592	0.08870	0.07272
0.07	0.05618	0.08913	0.07307
≥ 0.08	0.05625	0.08923	0.07316

図 6-27 スペース・シャトルの誤差 ($V_\infty \geq 0.005$)図 6-28 スペース・シャトルの誤差 ($V_\infty \geq 0.005$)

6.8 大気モデル

標準大気モデルは U. S. Standard Atmosphere, 1976 を用いる。但し、大気密度は下図の誤差を考慮する。

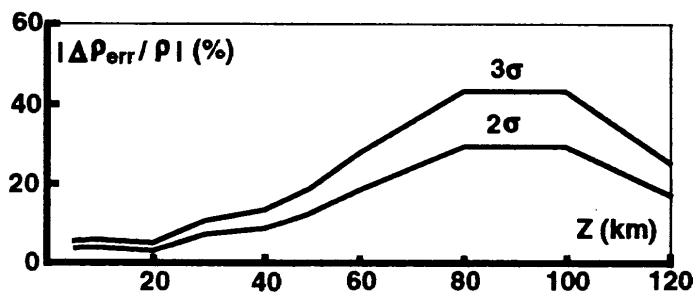


図 6-29 大気密度の誤差

6.9 電子機器の温度条件

6.9.1 動作温度範囲

動作温度範囲を $-20\sim+55^{\circ}\text{C}$ とする。

1) 設定の考え方

■ 高温側

MIL-STD-975H に基づき、部品のディレーティング基準から動作温度範囲を設定する。部品の中ではキャパシタのディレーティングが最も厳しく、部品特性から周囲温度が $+70^{\circ}\text{C}$ 以下でなければならない。この場合の周囲温度は電子機器内の空気温度である。従って、電子機器の筐体温度は、電源等による機器内の温度上昇を約 5°C として 65°C 以下でなければならない。これに 10°C の余裕を見込んで、飛行環境における電子機器の最大動作筐体温度を $+55^{\circ}\text{C}$ とする。

■ 低温側

JIS 規格では低温側は $0, -10, -20, -25, -40, -55^{\circ}\text{C}$ の数値から選択することになっている。従って、電子部品の低温側の規定はこれらの値となると考える。また、民生品を基本に開発された NASDA 部品では推奨動作周囲温度の低温側が一番高いものは -20°C である。従って、低温側の温度規定としては -20°C が一応の目安と考えられる。一方、機器の発熱を考慮すると -20°C を低温側温度条件（機器不動作時の機器表面最低温度）としても機器の性能保証は可能である。以上より、飛行環境における電子機器の最低動作筐体温度を -20°C とする。尚、使用部品・材料を MIL 規格品に限定すれば、 -54°C まで対応可能であるが、機器の高性能化・低価格化のためには民生品の使用も必要となる。従って、使用部品の選定範囲を広げるためにも上記要求とする。

2) 実機例

H-II の搭載電子機器に対する温度要求を実機例として示す。

- 動作範囲： $-1\sim+55^{\circ}\text{C}$ （認定試験条件： $-11\sim+65^{\circ}\text{C}$ ）

設定に当たっては以下の事項を考慮している。

- 実飛行時熱真空環境条件：任務時間対応熱真空試験の実施
- 空調平衡温度：高温側／低温側の初期条件として使用
- 太陽輻射：高温条件〔輻射あり〕 低温条件〔輻射なし（絶対零度からの輻射考慮）〕
- 周囲断熱

6.9.2 熱条件

電子装置としては、等価定常状態として筐体外壁温度が $-20\sim+55^{\circ}\text{C}$ の範囲にあれば問題ない。しかし、この温度は外部条件によって決定される。従って、以下の事項を考慮した解析及び試験方法の検討が必要である。

- 周囲雰囲気温度
- 輻射入／放熱
- コールド・プレート温度
- 自己発熱量
- 材料特性（熱伝導率、熱容量、比熱等）
- ミッション・プロファイル（含：熱プロファイル）

検討手順を下図に示す。

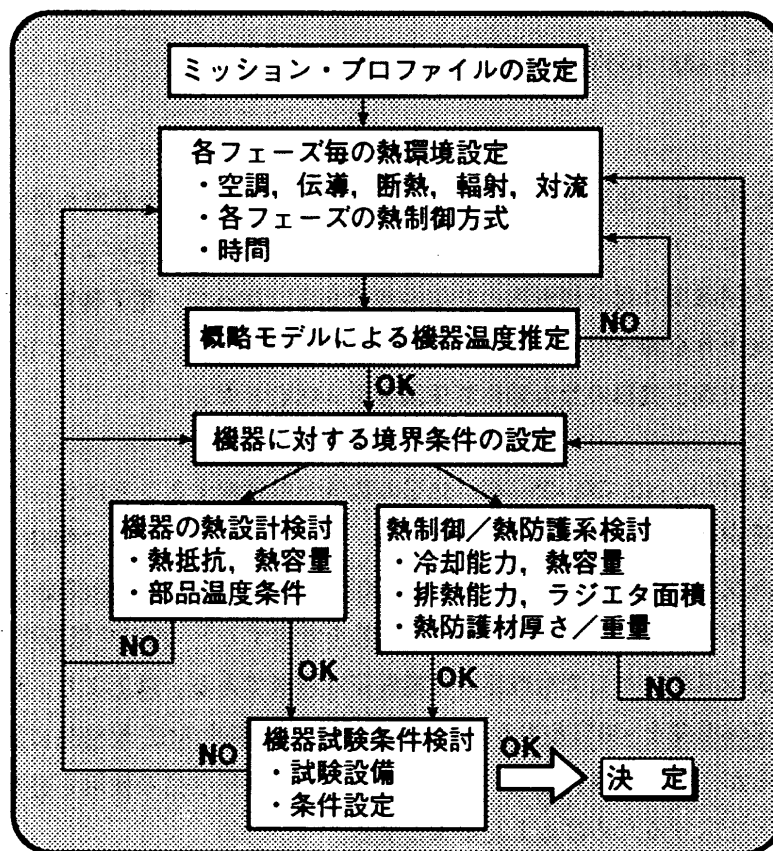


図 6 - 30 熱条件の検討手順

各フェーズ毎の熱環境を下表に示す。

フェーズ	継続時間	状態	熱環境	境界条件
打上げ前	数時間	定常	<ul style="list-style-type: none"> ■ 空調 ■ コールド・プレートによる能動冷却 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 空調温度・流量 ■ コールド・プレート温度(接触熱抵抗)
打上げ～軌道上 (ラジエタ展開迄)	1 時間	定常	<ul style="list-style-type: none"> ■ コールド・プレートによる能動冷却 	<ul style="list-style-type: none"> ■ コールド・プレート温度(接触熱抵抗)
軌道上 (ラジエタ展開中)	90 時間	定常	<ul style="list-style-type: none"> ■ 機器に向かいあった構造体との輻射 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 輻射条件
ラジエタ 収納後	再突入	過渡	<ul style="list-style-type: none"> ■ コールド・プレートによる能動冷却 	<ul style="list-style-type: none"> ■ コールド・プレート温度(接触熱抵抗) ■ 熱流入率と時間
	～着陸 (大気中飛行)			<ul style="list-style-type: none"> ■ コールド・プレート温度(接触熱抵抗) ■ 空調温度・流量

[続く]

[続き]

フェーズ		継続時間	状態	熱環境	境界条件
ラジエタ 収納後	着陸 (空調開始前)	30分	過渡	<ul style="list-style-type: none"> ■ コールド・プレートによる能動冷却 ■ 高温構造体からの対流入熱 	<ul style="list-style-type: none"> ■ コールド・プレート温度 (接触熱抵抗) ■ 空気温度 (自然対流)
	空調開始以降	数時間	定常	<ul style="list-style-type: none"> ■ コールド・プレートによる能動冷却 ■ 空調 	<ul style="list-style-type: none"> ■ コールド・プレート温度 (接触熱抵抗) ■ 空調温度・流量

第7章 往還技術試験機の基本要求

7.1 基本方針

- 1) 往還技術試験機は実用往還機と同一又は相当形状・寸度の機体により実用往還機のミッション・フェーズのうち軌道上各種ミッションを除く打上げ、再突入、エネルギー調整及び進入・着陸を実施し、実用往還機の開発に必要な重要技術確立を目的とする。
- 2) 往還技術試験機の飛行は1999年度冬期を想定し、実用往還機開発への効率的移行を可能とする往還技術を構築し、開発を行う。
- 3) 往還技術試験機は1段式 H-II ロケット (小改修を含む) により打上げられるものとする。
- 4) 往還技術試験機の実用往還機開発に向けた主要目的は以下のとおりとする。
 - 実環境 (空力, 熱) に対する形態・形状の成立性を見通しを得る。
 - 実環境における形態固有の制御性の妥当性の実証。
 - 性能 (主として着陸性能等) の妥当性の実証。
 - ロケット打上げ能力に整合した機体重量成立性を見通しを得る。
 - 貨物, 機器収納に必要な機体容積確保の見通しを得る。
 - 再使用技術の成立性を見通しを得る。
 - 運用に対する基本技術を取得する。
 - 搭載機器基本システム技術成立性を見通しを得る。
 - 飛行環境条件設定の見通しを得る。
- 5) 往還技術試験機のミッション達成信頼度は H-II ロケットと同等とする。
- 6) 往還技術試験機は、繰り返し使用実現のため技術蓄積を行うものとする。

7.2 往還技術試験機の基本要求

- 1) 往還技術試験機は種子島宇宙センターから1段式 H-II ロケット (小改修を含む) により打上げられ、弾道軌道上の所定高度でロケットから分離し、滑空飛行後所定の着陸場に着陸可能な機能を有するものとする (図 7-1)。

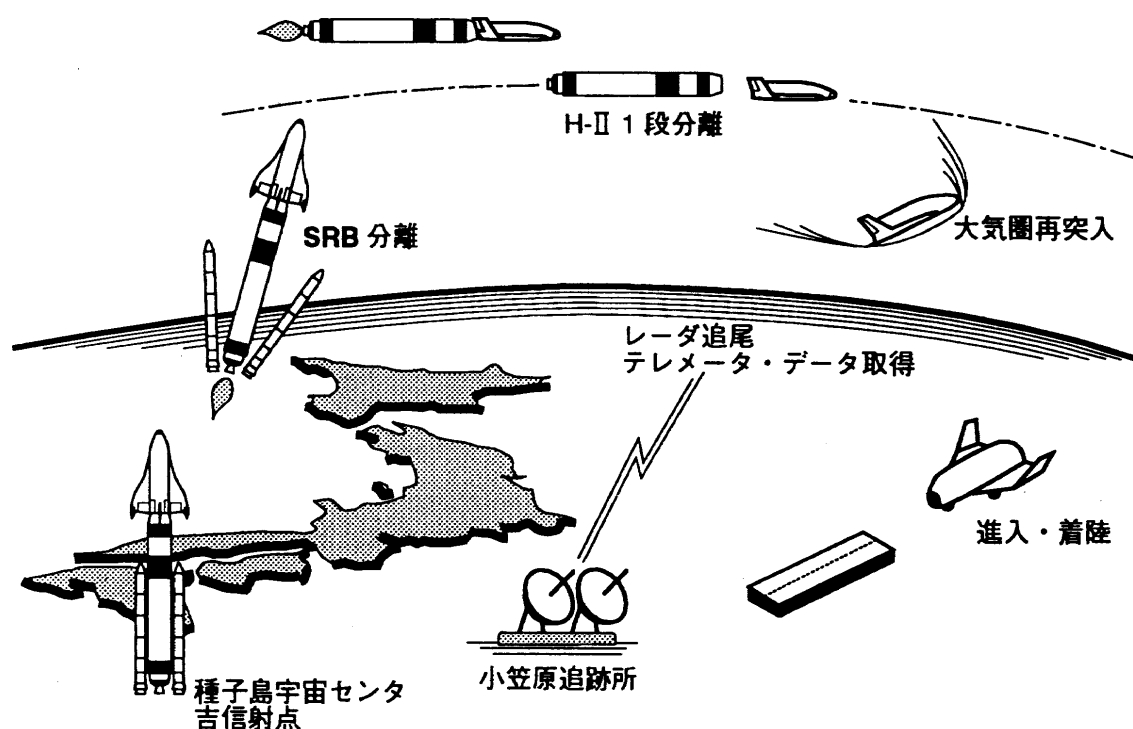


図7-1 往還技術試験機の飛行プロファイル

H-II ロケット分離条件 (標準)

高度	100km
分離時慣性速度	7,500～7700 m/s
分離時慣性速度上下角	0～-1°
分離時慣性速度方位角	打上げ初期方位角 97° (暫定) に対応。
分離位置	東経 140° 以东 (暫定値: 141.1° E, 地理緯度 28.8° N)

- 2) 機体の形態、形状・寸度は実用往還機相当とする。
- 3) 機体の容積は技術開発シナリオに適合した貨物及び機器搭載を前提とし、スペースを確保するものとする。
- 4) 機体の全備重量は8.5 トン以下とする (概念設計においては、機体ドライ重量に対する重量余裕 10%を含む)。
- 5) システム構成は技術開発シナリオに適合した機器構成を前提とし、軌道上ミッションを除いた打ち上げ、再突入、エネルギー調整、進入・着陸に必要な機器から成るものとする。
- 6) サブシステムの機器配置は技術開発シナリオに適合したものとし、実用往還機の開発に効率的に移行できるものとする。
- 7) 着陸場については、長さ1,800m x 幅60m の滑走路に着陸可能なものとする。
- 8) 往還技術試験機のミッション達成信頼度は全ミッション時間 0.65hr (打上げフェーズ 0.15hr, 分離～着陸 0.5hr) に対し、0.96 以上とする。
 - 現状における各サブシステムに対する予想信頼度配分値は以下に示す通りとするが、この値はシステム検討の進展により見直すものとする。

■ 飛行制御系	0.995
■ 熱制御系	0.995
■ 推進系	0.992
■ アクチュエータ系（含：降着装置系）	0.993
■ 動力系	0.997
■ 電力・電装系	0.995
■ 通信・データ処理系	0.992
■ 降着装置系（アクチュエータ系に含む）	—

- 9) 機体のシステム構成は1フェイルセーフを達成できる機器構成とする。
- 10) 地上の安全確保のためロケットからの分離点近傍及び着陸点近傍での異常時に地上からの指令で飛行安全上の処置が可能なものとし、指令破壊、自爆機能は有さないものとする。
- 11) ブラックアウト中の機体の異常については追跡管制及び飛行安全上の処置ができないため、地上への飛行安全を配慮した飛行経路を選択するものとするとともに確実な飛行を可能とする機体システムを構築するものとする。
- 12) 往還技術試験機の運用構想の検討にあたって、下記の項目を考慮するものとする。
 - 実用往還機輸送計画の実現性の確認。
 - 工場・射場・着陸場における整備作業計画の実用往還機への反映。
 - 実用往還機運用設備に対する機能要求、設計要求の把握。
 - 着陸場滑走路上で安全作業方法の確立。
 - 既存施設、設備及び機器の改修要求を極力少なくする。
- 13) 往還技術試験機は必要技術データ及び飛行環境データの取得機能を有するものとする。
- 14) 往還技術試験機と打上げロケット間の機能配分は原則として実用往還機と同様とする。

7.3 往還技術試験機の形状設定に関する基本要素

- 1) 打上げ前
 - 射点設備と干渉しないこと。
 - 射点等において安全確実な組立、点検が可能なこと。
- 2) 打上げ時
 - リフトオフ時に射点設備と干渉しないこと（パッド・クリアランスの確保）。
 - リフトオフ後に射点設備と干渉しないこと（パッド・ドリフトに対するクリアランスの確保）。
- 3) 上昇
 - ロケットで制御不可能な不安定モーメントを発生しないこと。
 - 空力荷重等打上げ／上昇時の環境に耐えられること。
- 4) 分離
 - ロケットとの分離時にロケットと干渉しないこと。

5) 再突入時

- 再突入時の空力加熱に耐えられること。
- ボディフラップにより実用往還機装備予定の OMS エンジン等を熱的に保護できること。
- 姿勢制御用スラストの排気が機体又は機体の回りの流れと干渉して発生する外乱力を極力小さくすること。

6) 飛行性能

- 軌道面外に位置する着陸場へも飛行可能なこと（実用往還機のクロスレンジ能力要求は 1,500km 以上）。
- 着陸場までのレンジ調節が可能なこと。
- 縦トリムが可能なこと。
- 横・方向トリムが可能なこと。
- 縦安定性を有すること（含：制御）。
- 横・方向安定性を有すること（含：制御）。
- 荷重倍数 2.5 以内で運動可能なこと。

7) 着陸性能

- 長さ 1,800m, 幅 60m の滑走路に安全確実に着陸できること。

8) ミッション関係

- 実用往還機において貨物室扉やスペース・ラジエタを開いた場合、チップフィン等と干渉しないこと。
- 十分な貨物収納容積を確保できること。

9) その他

- 搭載機器, 脚, アクチュエータ等の収納が可能なこと。
- 胴体中央には貨物室扉相当の開口部を持つ構造とすること。
- 地上での輸送, 取扱いを考慮して, 機体は必要な分割の可能な構造とすること。

第 8 章 往還技術試験機のサブシステム基本要件

8.1 構造系

8.1.1 基本要件

- 1) 往還技術試験機は, 実用往還機と同等の機体規模・形状とし, 構造様式も基本的に実用往還機と同様とすること。
- 2) 往還技術試験機の開発に当たっては, 実用往還機の耐熱軽量構造の実現に必須の技術に関し基盤技術を確立すること。
 - ノーズコーン及び前縁等へ C/C 材を適用し, 開発・実証を行うこと。また, 実用往還機の一
次構造への適用を目指した技術開発を行うこと。
 - 尾翼桁間構造等へ C/Pi を適用し, 開発実証を行うこと。また, 実用往還機での適用範囲拡大
を目指した技術開発を行うこと。

- 3) 荷重条件／環境条件等は基本的に実用往還機の要因を考慮して設定すること。
- 4) 耐久性及び再使用性は基本的に実用往還機を目標とすること。
- 5) 往還技術試験機は基本的に改修等を行わずに、発展型往還技術試験機の機体として使用可能なこと。
- 6) 実用往還機段階での製造・運用経費の低減を図る技術についての検討を行うこと。同時に往還技術試験機における価格の低減にも留意すること。
- 7) 将来への発展を目指した先進材料等の新規技術の開発を行い、可能な限り往還技術試験機での試験的適用・実証を図ること。

8.1.2 機能・性能要求

1) 環境条件及び荷重条件

下表に示す項目の環境条件及び荷重条件に対する耐環境性及び耐荷重性を有すること。但し、下表の項目は実用往還機を想定したものであり、往還技術試験機に適用する項目及び要求値は、設計の進捗に伴い設定する。

打上げ時	軌道上	再突入及び着陸
<ul style="list-style-type: none"> ■ 音圧 ■ 振動 ■ 突風 ■ 動圧 ■ ひょう及び雨 ■ 雷 ■ 準静的加速度 ■ 分離衝撃 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 熱サイクル 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 空力加熱 ■ 運動荷重 ■ 突風 ■ ひょう及び雨 ■ 着陸荷重 ■ 温度

2) 重量・重心要求

- 任務達成に必要な目標重量を満足し、軽量化に努めること。また、適正な重心要求を満足すること。

3) 強度・剛性要求

- 制限荷重、温度及びその他の付随する環境条件に対して、有害な永久変形または弾性変形を生じることなく耐え得る十分な強度・剛性を有すること。
- 終極荷重、温度及びその他の付随する環境条件に対して、破損を生じることなく耐え得る十分な強度・剛性を有すること。
- 振動モードの連成による有害な不安定性を防止し、構造系の柔軟性に起因する荷重及び動的応答により生ずる有害な影響を抑え、構造系とそれ以外のサブシステムとの間の有害な相互作用を抑えること。
- 環境条件下で構造強度及び空力性能に重大な影響を及ぼすフラッタ及びダイバージェンスを生じない十分な剛性を有すること。

4) 再使用性要求

再使用性要求は設計目標とし、必ずしも実証を必要としない。

- 実用往還機相当の〔2回／年 x 10年〕の任務回数に供し得る再使用性能を有すること。

- 再使用性は単に同一部品・構造の耐久性のみならず，再整備・交換等を含め，全任務期間を通じた総合的再使用性に配慮すること。

5) 整備性要求

- 構造系の整備性のみならず搭載機器等の整備性についても，作業効率を含め十分に配慮し，整備の必要性を最小限とするよう考慮すること。
- 整備性はロケット据付け時を含め，考え得る全ての機体設置状態に対し考慮すること。

6) 製造性要求

- 材料，製造設備及び製造工程等に関し製造性の最適化を図ること。

7) 信頼性要求

- 荷重経路の正確な把握，計算された応力・歪及び構造応答の信頼性を高めるため，構造の単純性を考慮すること。

8) 輸送要求

- 輸送時の要求を満足するよう，構造分割を考慮すること。

9) 低価格化要求

- 実用往還機における低価格化を考慮し，信頼性と所要任務に対する性能を確保した上で，最小価格の設計に努めること。

8.1.3 ロケット・インタフェース

1) 取付条件

- 往還技術試験機／アダプタ／ロケットの取付条件を満足すること。

2) 荷重条件

- 打上げに伴う加速度荷重，取付部に生ずる静荷重，ロケットからの環境条件として作用する音響／ランダム振動／衝撃等の動的荷重を満足すること。

8.2 熱防護系

8.2.1 基本要求

- 1) 往還技術試験機の熱防護系は，実用往還機と同等の機体規模及び機体形状に対応し，基本的に同様の様式とすること。
- 2) 往還技術試験機の開発に当たっては，実用往還機の熱防護系の基盤技術を確立すること。
 - 機体下面，チップフィン等へセラミックタイルを適用し，開発・実証を行うこと。また，実用往還機への適用を目指し性能向上等の技術開発を行うこと。
 - 機体上面等へ可撓断熱材を適用し，開発実証を行うこと。また，実用往還機での適用範囲拡大を目指した技術開発及び適用を行うこと。
- 3) 表面加熱条件等の環境条件及び荷重条件等は，基本的に実用往還機の要因も考慮し設定すること。
- 4) 耐久性及び再使用性は基本的に実用往還機を目標とすること。
- 5) 往還技術試験機の熱防護材は基本的に改修，仕様変更等を行わずに発展型往還技術試験機体として使用可能とすること。

- 6) 実用往還機段階での製造価格及び運用経費の低減を図る技術についての検討を行うこと。同時に、往還技術試験機における価格の低減にも留意すること。
- 7) 将来への発展を目指した先進材料等の新規技術の開発を行い、可能な限り往還技術試験機での試験的適用・実証を図ること。

8.2.2 機能・性能要求

1) 環境条件及び荷重条件

- 下表に示す項目の環境条件及び荷重条件に対する耐環境性及び耐荷性を有すること。但し、下表の項目は実用往還機を想定したものであり、往還技術試験機に適用する項目及び要求値は、設計の進捗に伴い設定する。

打上げ時	軌道上	再突入及び着陸
<ul style="list-style-type: none"> ■ 音圧 ■ 振動 ■ 突風 ■ 動圧 ■ ひょう及び雨 ■ 雷 ■ 準静的加速度 ■ 分離衝撃 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 熱サイクル 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 空力加熱 ■ 運動荷重 ■ 突風 ■ ひょう及び雨 ■ 着陸荷重 ■ 温度

2) 断熱性要求

- 主構造及び機内温度を許容範囲内に保つ断熱性を有すること。
- 取付部や継目部に過大な熱集中を生じないように考慮すること。
- 可動部を含め、高温流体に対し密閉性を有すること。

3) 重量・密度

- 断熱性、耐環境性及び耐荷性を確保しつつ重量及び密度の低減に努めること。

4) 適合性

- 主構造との熱膨張差により過大な熱応力を生じないこと。
- 主構造の変形に対し追従性を有すること。

5) 表面光学特性要求

- 表面輻射率等適切な光学特性を有すること。

6) 表面触媒性要求

- 解離気体の再結合に関する触媒性が小さいこと。

7) 空力的平滑性

- 飛行状態において、空力形状を満足し得る表面平滑性を有すること。

8) 電波特性

- アンテナ・システムに対し、機能を損なわない電波特性を有すること。

9) 再使用性要求

再使用性要求は設計目標とし、必ずしも実証を必要としない。

- 実用往還機相当の任務回数（2回／年×10年）に供し得る再使用性能を有すること。
- 再使用性は単に同一部品・構造の耐久性のみならず、再整備・交換等を含め、全任務期間を通じた総合的再使用性に配慮すること。

10) 整備性要求

- 熱防護材の着脱及び検査と構造及び搭載機器の整備性について、作業効率を含め十分に配慮し整備の必要性を最小限とするように考慮すること。
- 整備性はロケット据付け時を含め、考え得る全ての機体設置状態に対して考慮すること。

11) 製造性要求

- 材料、製造設備及び製造工程等に関し製造性の最適化を図ること。

12) 低価格化要求

- 実用往還機における低価格化を考慮し、信頼性と所要任務に対する性能を確保した上で最小価格の設計に努めること。

8.2.3 ロケット・インタフェース

1) 取付条件

- 往還技術試験機／アダプタ／ロケットの取付条件を満足すること。

2) 荷重条件

- 打上げに伴う加速度荷重、取付部に生ずる静荷重、ロケットからの環境条件として作用する音響／ランダム振動／衝撃等の動的荷重を満足すること。

8.3 飛行制御系

8.3.1 機能要求

1) 航法・誘導・制御機能

- 打上げフェーズにおいて、ロケット及び本体の航法・誘導・制御機能を持つこと。
- ロケット側とのインタフェースは、ロケット側搭載のデータ・インタフェース・ユニット(DIU)を介して実施すること。
- 帰還時における以下のフェーズにおいて本体の航法・誘導・制御機能を持つこと。
 - ・ 再突入フェーズ
 - ・ エネルギー調整フェーズ
 - ・ 進入・着陸フェーズ
 - ・ 地上走行フェーズ

2) システム制御・管理機能

- シーケンス制御機能を持つこと（打上げフェーズにおいては、ロケット側のシーケンス制御を含む）。

- 他サブシステムの管理機能を持つこと。

3) システム冗長管理機能

- 原則として 1 フェール・セーフであること。但し、ブラックアウト中は 1 フェール・オペラティブであること。
- 上記を達成するための冗長管理機能を有すること。

4) 飛行安全機能

- 地上安全のためロケットからの分離点近傍及び着陸点近傍での異常に対し、自動または地上からの指令により飛行安全上の処置を可能とすること。但し、指令破壊もしくは自爆機能は有しない。

5) 通信・データ処理系支援機能

- テレメータ・データの収集及び前処理機能を持つこと。

6) システム点検支援機能

- 地上点検に対する支援機能（ロケット側点検機能を含む）を持つこと。

7) その他

- 実用往還機実現のため発展性を考慮すること。

8.3.2 性能要求

1) 着陸精度

下表のロケット分離条件により 1800m x 60m の滑走路に着陸可能なこと。

■ 高 度	■ 100km
■ 分離時慣性速度	■ 7,500～7,700 m/s
■ 分離時慣性速度上下角	■ 0～- 1°
■ 分離時慣性速度方位角	■ 打上げ初期方位角97° に対応
■ 分離位置	■ 東経 141.1° 地理緯度 28.8° N

2) 信頼度

- 飛行制御系の目標信頼度は 0.995 とする。

3) 目標重量

- 飛行制御系の目標重量は 250kg 以下とする（ワイヤ・ハーネス重量は電力・電装系に含まれる）。

8.4 熱制御系

システム設計の原理、配分値である設計要求項目を抽出し下表に一覧する。

項 目	内 容
■ 機能要求	全任務期間に亘って、制御対象機器の温度を許容範囲内に維持する。
■ 冗長度要求	基 本 : 1 フェール・セーフ ブラック・アウト時: 1 フェール・オペラティブ
■ 信頼度要求 (配分)	0.995
■ 重量配分	200kg
■ 電力配分	TBD
■ 機器設置場所/包絡域	現時点での規定無し。
■ 使用回数	TBD
■ 将来性/発展性	実用往還機への発展性を考慮する。
■ 安全率	TBD
■ 準拠規定	TBD

熱制御対象機器要求条件

熱 制 御 対 象 機 器		許容温度範囲	排 熱 要 求	
			最大排熱量	総排熱量
油 圧 システム 動力系	アクチュエータ作動油	-20℃～+135℃	24.8kW	28.8MJ
	動力系ギアボックス潤滑油	+120℃以下	5.2kW	30.0MJ
	合 計		30.0kW	58.8MJ
電 子 機 器		-20℃～+55℃	TBD	TBD
バ ッ テ リ		TBD	TBD	TBD
そ の 他		TBD	TBD	TBD

設計要求条件

分 類			項 目
運 用 条 件	打上げ前	AGE 運用条件	<ul style="list-style-type: none"> ■ 機内冷却用空気入口温度 ■ 機内冷却用空気流量 ■ 冷却装置接続時間
		システム運用条件	<ul style="list-style-type: none"> ■ シーケンス・オブ・イベント ■ ホールド時間
	打上げ	システム熱設計結果	■ 熱制御系外部熱入力時歴
		飛行条件	<ul style="list-style-type: none"> ■ 高度時歴 ■ 加速度時歴 ■ 姿勢時歴
	軌道上	システム熱設計結果	■ 熱制御系外部熱入力時歴

[続く]

設計要求条件 [続き]

分 類			項 目
運 用 条 件	軌道上	システム熱設計結果	■ 熱制御系外部熱入力時歴
	軌道離脱 ～再突入 ～着陸	システム熱設計結果	■ 熱制御系外部熱入力時歴
		飛行条件	■ 高度時歴 ■ 加速度時歴 ■ 姿勢時歴
	着陸以降	AGE 運用条件	■ 機内冷却用空気入口温度 ■ 機内冷却用空気流量 ■ 冷却装置接続時間
		システム運用条件	■ シーケンス・オブ・イベント
飛 行 時 環 境 条 件			■ 音響 ■ 振動（ランダム／正弦波） ■ 静加速度 ■ 衝撃
そ の 他			■ 機体諸元(含：搭載機器配置)

8.5 推進系

往還技術試験機では、打上げ～再突入～着陸のフェーズを飛行する。そのため推進系に対する必要条件は以下のように集約される。

- 推進系システムはロケットから分離された直後から作動し、空力制御が可能となる時点まで往還技術試験機の 3 軸制御を行う。
- 軌道投入／軌道離脱を行わないため、OMS 等の軌道変換システムは必要ない。
- ランデブ等も行わないため、軌道上での並進機能も必要ない。従って、前方 RCS もしくは後方 RCS のいずれか一方のみでよい。
- 往還技術試験機の基本要素として、ブラックアウト中の 1 フェイル・オペラティブが要求されており、推進系も冗長系を必要とする。

また、RCS 系の技術課題の内、前方 RCS のノズル部分からの入熱については、往還技術試験機で有意義なデータを取得するために、ミッション実験系としてダミー・ノズルの取付け及び各部温度の計測を行う。具体的な推進系の基本仕様を以下に示す。

1) システム構成

3 軸制御可能な後方 RCS システムとする。

実用往還機では再突入以降は後方 RCS システムによって姿勢制御を行うことが想定されている。往還技術試験機は実用往還機の再突入の飛行制御に準じている必要がある。

2) 必要推力及び基数

スラストの必要基数は実用往還機に準じたものとし、実用往還機が再突入フェーズ以降に使用が想定されるスラスト基数とする。

実用往還機は再突入フェーズ以降では、冗長系も含めて機体の各軸にそれぞれ 4 基ずつのスラスト割り当てを想定している。ヨー軸制御はマッハ数 1 前後まで使用されることが考えら

れるため、別途大推力スラスタが必要となる可能性がある。

具体的基数は以下とする。

- ピッチ／ロール軸：2 基（メイン／バックアップ）x 2 方向 x 2 軸 = 8 基
- ヨー軸（小推力）：2 基（メイン／バックアップ）x 2 方向 = 4 基
- ヨー軸（大推力）：2 基（メイン／バックアップ）x 2 方向 = 4 基

注）各スラスタは、必ずしも 1 基のスラスタでまかなう必要はなく、複数のスラスタで必要推力をまかなってもよい。

3) 推力要求

実用往還機に準じた推力とする。

実用往還機と往還技術試験機において、使用する RCS スラスタを統一することにより開発を合理化する。また、往還技術試験機は実用往還機と空力形状が相似であることから、再突入以降の飛行制御には、ほぼ同レベルの姿勢変更能力が必要とされる。

具体的推力要求は

- ピッチ／ロール／ヨー軸（小推力）：実用往還機に準ずる。

実用往還機での軌道上スラスタ推力は、前方／後方 RCS スラスタ併用による最大姿勢変更能力を 1deg/s^2 程度とするよう定めている。（実用往還機では、最大能力は前方／後方スラスタ併用による）

- ヨー軸（大推力）：実用往還機に準ずる。

実用往還機でのヨー軸最大推力は、RCS／舵面制御切替え時点で空気力と均衡する推力レベル（現状解析で 1,000～1,500N 程度）を要求している。

4) 必要インパルス要求

実用往還機の再突入フェーズ以降に使用されるインパルス量に準ずる。

実用往還機よりも軽量である往還技術試験機の機体特性が、RCS の必要インパルス要求に与える影響は現状では明確でないが、暫定値として実用往還機と同じとして与える。また、実用往還機と往還技術試験機で、RCS 推進薬タンクを共通化することの可否も考慮する。

5) システムからの配分値

- 重量配分 : 139kg
- 信頼度配分 : 0.992

6) ミッション実験系

- 前方 RCS ダミー・ノズル
- 温度計測系一式（再突入中のノズル入熱条件のデータ取得）

8.6 アクチュエータ系

8.6.1 基本要求

往還技術試験機に関するシステム設計の原理、配分値等の設計要求条件を次表に示す。

項 目	内 容
■ 機能要求	機体システム要求に応じて舵面を駆動する。
■ 冗長度要求	原 則 : 1 フェール・セーフ ブラック・アウト時: 1 フェール・オペラティブ
■ 信頼度要求 (配分)	0.990 (降着装置系アクチュエータを含む)
■ 重量配分	565kg (降着装置系アクチュエータを含む)
■ 電力配分	TBD
■ 機器設置場所/包絡域	TBD
■ 使用回数	TBD
■ 将来性/発展性	実用往還機への発展性を考慮する。
■ 安全率	従来航空機の操縦システム設計の考え方を適用する。
■ 準拠規定	TBD

8.6.2 設計要求

1) 舵面要求出力

往還技術試験機の舵面要求出力を下表に示す。

舵 面	舵 角	最大ヒンジ・モーメント	最大舵角レート	応答性
エレボン	-35° ~ +20°	1,640 kg-m	32 °/sec	TBD
ラダー	±30°	1,750 kg-m	20 °/sec	TBD
スピード・ブレーキ	TBD	TBD	TBD	TBD
ボディフラップ	±20°	3,980 kg-m	2 °/sec	TBD

注) 本データはスペース・シャトルのデータより推算した。要求値は空力設計、誘導シミュレーションの進捗に従って見直す必要がある。

2) デューティ・サイクル

往還技術試験機のデューティ・サイクル要求を下図に示す。

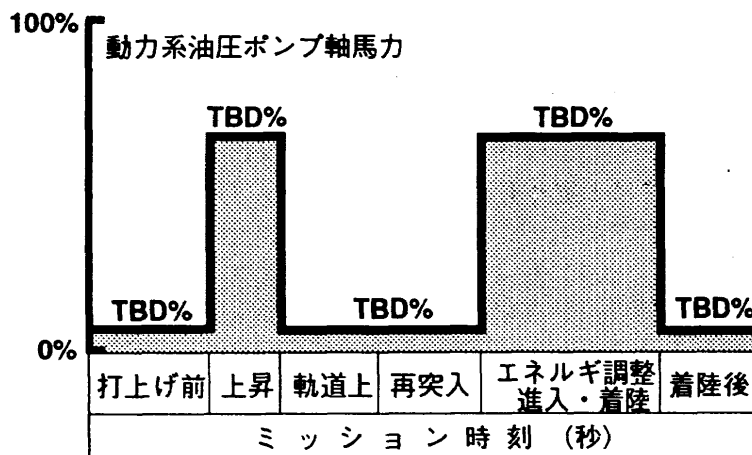


図 8-1 デューティ・サイクル

3) 環境条件

往還技術試験機の環境条件を下表に示す。

項 目	要求数値
■ 温度	TBD
■ 振動／音響	TBD
■ 加速度／重力	TBD
■ 真空度	TBD
■ 放射線強度	TBD

8.7 動力系

往還技術試験機では動力系を使用するフェーズは基本的に実用往還機と同じであり、冗長系を含めて必要な馬力等も実用往還機に準拠した仕様のものが要求される。従って、実用往還機が軌道上に長期滞在することに起因する技術課題（再スタート性、推進剤の温度管理等）以外の項目については全く実用往還機と同様である。

- 動力系は打上げ直前から始動し、着陸後の一定時間の後まで完全に作動する。使用期間及び要求パワーは実用往還機に準ずる。
- ブラックアウト期間に使用される機器で、飛行安全に関連する機器は冗長系が要求されるため、動力系も冗長システムを持っていなければならない。

具体的な動力系の基本仕様を以下に示す。

1) システム構成

- アクチュエータ系の油圧ポンプを駆動可能な動力システムであること。
- 負荷に関わらず一定回転を維持可能であること。

2) 必要馬力及び使用時間

- 最大馬力：60hp／1基
- 使用時間：往還技術試験機の全飛行フェーズ

3) 必要燃料重量

- 約 90kg（ミッション・プロファイル及び必要馬力検討を要す）

4) 数量及び冗長度

- 2重冗長系とする。但し、推進剤タンクは1重とする。

5) 信頼度

- システムからの配分値として 0.997 以上

6) 装置重量

- システムからの配分値として
 - 動力ユニット（2基）：71kg
 - 燃料タンク：11kg
 - GN₂ 気蓄器：4kg

8.8 電力・電装系

- 1) 打上げから着陸まで機体が必要とする電力を供給すること。
- 2) 外部電源供給機能及び外部／内部電源切換機能を持つこと。
- 3) 電源は二次電池とし電圧は 28VDC とすること。
- 4) 原則として 1 フェール・セーフとし、ブラックアウト中は 1 フェール・オペラティブであること。
- 5) 4) の耐故障要求を実現するために冗長管理機能を有すること。
- 6) 電力・電装系の目標信頼度配分値は 0.995 とする。
- 7) 電力・電装系の目標重量は 278kg 以下とする。
- 8) 実用往還機実現のための発展性を考慮すること。

8.9 通信・データ処理系

- 1) 実用往還機と H-II 派生型ロケットとの機能配分要求に基づき往還技術試験機の通信・データ処理系は以下の機能を持つこと。
 - ロケット側のテレメータ・データを、往還技術試験機に搭載したテレメータ送信機より地上へ送信すること。
 - 追尾システムを搭載すること。
 - ロケットの指令破壊系システムのうちの受信系を搭載しロケットへ必要な信号を送出すること。
- 2) 地上安全確保のためロケットからの分離点近傍及び着陸点近傍での異常時に、飛行安全上の処置を行うため地上からの指令を受信すること。
- 3) 地上局及び周波数は、往還技術試験機の開発費低減のため実用往還機に搭載する機器の構成を前提とせず、下表とすること。

地上局	<ul style="list-style-type: none"> ■ 種子島（中之山局，増田局，宇宙ヶ丘局，野木局） ■ 小笠原局 ■ クリスマス局
周波数	<ul style="list-style-type: none"> ■ UHF テレメータ（2289.6MHz） ■ VHF テレメータ（295MHz 及び 296.2MHz） ■ 追尾系（5636MHz/5586MHz 及び 5480MHz/5430MHz） ■ 指令破壊系及びコマンド・アップリンク（2600MHz）

- 4) 往還技術試験機として必要な技術データ及び飛行環境データの取得機能を持つこと。また、ブラックアウト中のデータはデータ・レコーダに記録すること。
- 5) 原則として 1 フェール・セーフであること。
- 6) 5) の要求を実現するための冗長管理機能を有すること。
- 7) 通信・データ処理系の目標信頼度配分値は 0.992 とする。
- 8) 通信・データ処理系の目標重量は 135kg 以下とする（ワイヤ・ハーネス重量は電力・電装系に含まれる）。
- 9) 実用往還機実現のための発展性を考慮すること。

8.10 降着装置系

降着装置系に関するシステム設計の原理及び配分値である設計要求条件を下表に示す。

項 目	内 容
■ 機能要求	着陸直前に脚下げし、機体の沈下エネルギーを吸収して着陸荷重を許容値以下に抑えると共に、着陸滑走中の方向制御及び機体停止を行う。
■ 冗長度要求	1 フェイル・セーフ以上
■ 信頼度要求 (配分値)	0.990 (含：アクチュエータ系)
■ 重量配分	475kg (含：ドラッグ・シュート)
■ 電力配分	TBD
■ 機器設置場所／包絡域	主脚組立：主翼主脚室内 前脚組立：前胴前脚室内
■ 使用回数	車輪、タイヤ、ブレーキ：1 回 脚組：発展型往還技術試験機にも使用する。
■ 将来性／発展性	緩衝性能を変更することにより、発展型更に実用往還機への適用を目指す。
■ 安全率	TBD
■ 準拠規定	TBD

降着装置系に対するシステムの設計要求である、システム・パラメータ、運用等下表に示す。

■ 機体諸元 着陸重量 15,000 kg 着陸速度 110 m/s 沈下速度 3.0 m/s 着陸時最大尾部下角度 TBD 着陸荷重倍数 主脚：2.0 前脚：2.4 最大横風速度 10 m/s 重心位置 TBD 形状寸法 (三面図) TBD 地上姿勢角 TBD ■ ドラッグ・シュート 要 ■ 整備性要求 TBD ■ 開発日程 TBD ■ 環境条件 温度 TBD 気圧 TBD 振動 TBD 衝撃 TBD 音響 TBD	■ 滑走路 長さ 1,800 m 路面条件 乾燥路面 舗装仕様 コンクリートまたはアスファルト舗装 ■ 運用 ミッション時間 TBD 脚下げ作動時間 TBD 脚下げ時期 TBD ■ ブレーキ開始速度 60 m/s ■ ドラッグ・シュート 110 m/s 開傘速度 ■ その他 TBD
---	---

第9章 往還技術試験機のベースライン

9.1 機体システム

9.1.1 胴体寸度の設計出発値

1) 与圧コンテナの寸度

実用往還機の与圧コンテナは以下の要求を満たすよう、その寸度を定める。

- 実用往還機の任務として、宇宙ステーションへの貨物輸送を想定し、往航時に国際標準ラック 3 個を輸送する。
- 輸送形態として、与圧コンテナ内にラックを収納する形態とする。
- ラック間の最小クリアランスは 25 mm を確保する。
- 与圧コンテナ・ドアは内側へ開閉する。

上記要求を満足する与圧コンテナとし下図の寸度を定める。

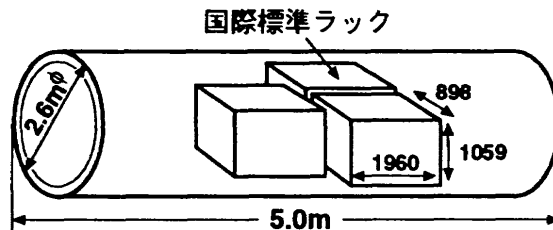


図 9 - 1 与圧コンテナの寸度

2) 胴体寸度の設計出発値

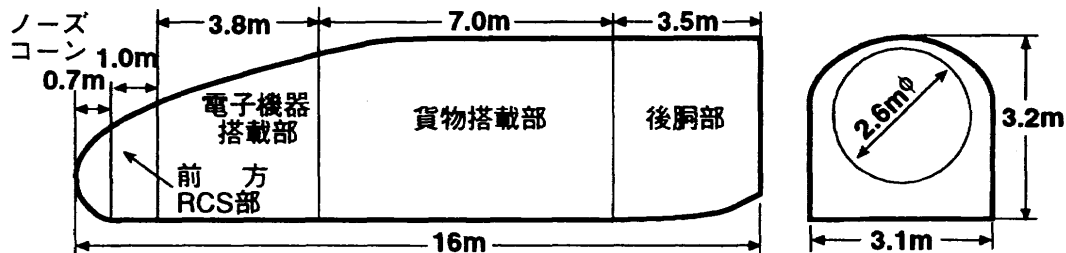


図 9 - 2 胴体寸度の設計出発値

各部への搭載条件

C/C ノーズコーン部	■ 機体先端形状による。
前方 RCS 機装部	■ 前方タンク（直径 500～600mm）及び並進用スラスト装備。
電子器搭載部	<ul style="list-style-type: none"> ■ 飛行制御各機器、電力・電装系機器（電力分配器、燃料電池セル、燃料電池タンク）、前脚及びスタートラッカを搭載。 ■ 長さを変更する場合は容積を確保すること。
貨物搭載部	<ul style="list-style-type: none"> ■ 与圧コンテナ搭載。 ■ 宇宙ステーションへのドッキング機構（約 1 m）及び DRTS アンテナ（約 1 m）を搭載する。
後胴部	■ OMS 燃料タンク（長さ約 3 m）、動力系及び油圧系装置。

貨物室の内壁の設計出発値を以下のように定める。

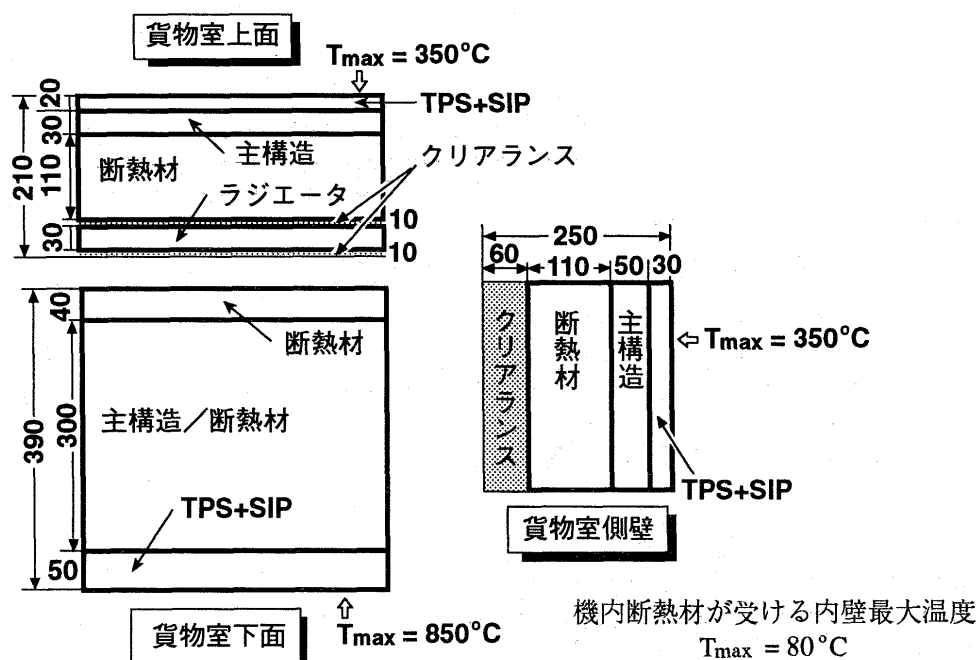


図 9 - 3 貨物室内壁

9.1.2 主翼平面形のベースライン

下図の主翼初期形状評価図から、主翼の設計出発形状（ベースライン）として2形状を選定し、それぞれの形状名称を BUCKLER 及び HALBERD と名付ける。

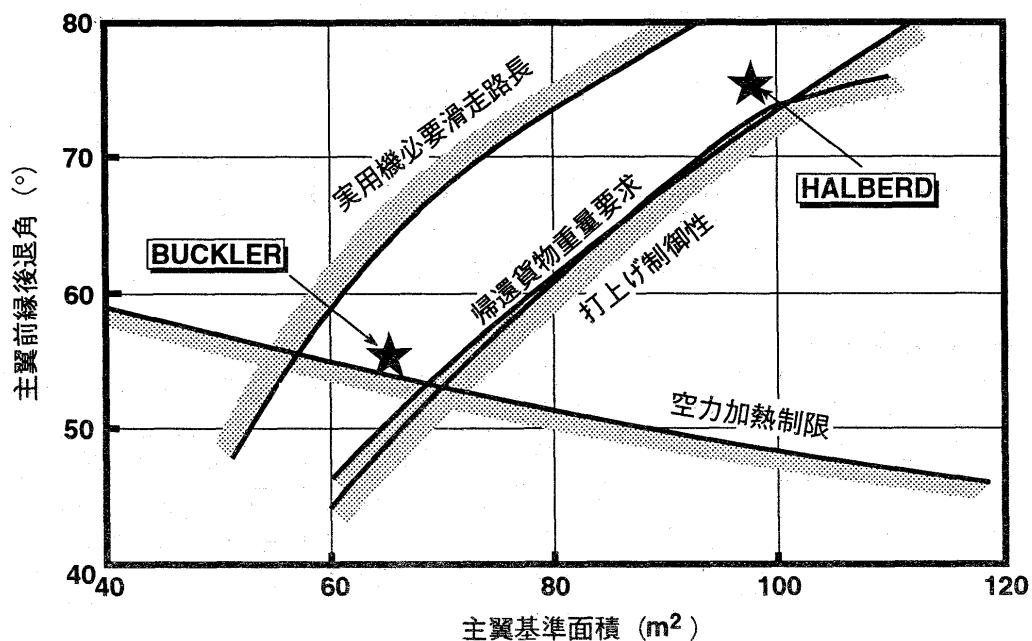


図 9 - 4 主翼の設計出発形状

両形状は4要求に対して下表の余裕を有している。

要求項目	ベースライン 形状	主翼面積 (m ²)	前縁後退角 (°)
打上げ制御性	BUCKLER	↑7	↓6
	HALBERD	↑5	↓3
空力加熱率	BUCKLER	↓0	↓0
	HALBERD	↓-	↓-
必要滑走路長	BUCKLER	↓12	↑8
	HALBERD	↓17	↑7
帰還貨物重量	BUCKLER	↑5	↓5
	HALBERD	↑3	↓5

9.1.3 チップフィン及びエレボンの初期形状

チップフィン及びエレボンの初期形状は、FY04 風洞試験模型を基準として、モーメントに関する幾何学的容積比を保持しながらサイジングすることとする。

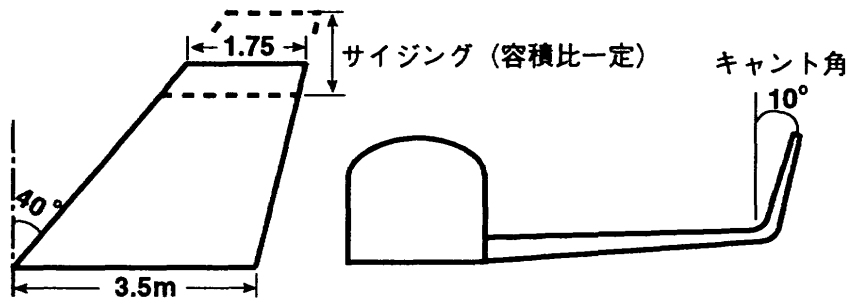


図9-5 チップフィン・サイジング

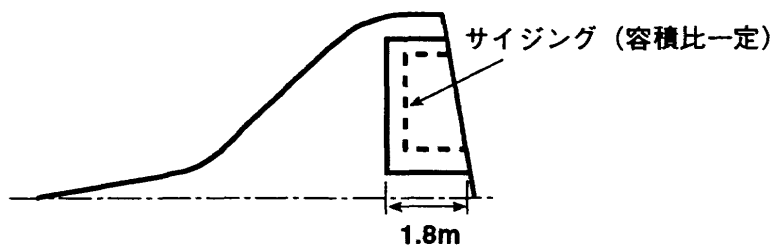


図9-6 エレボン・サイジング

9.1.4 設計初期形状の三面図

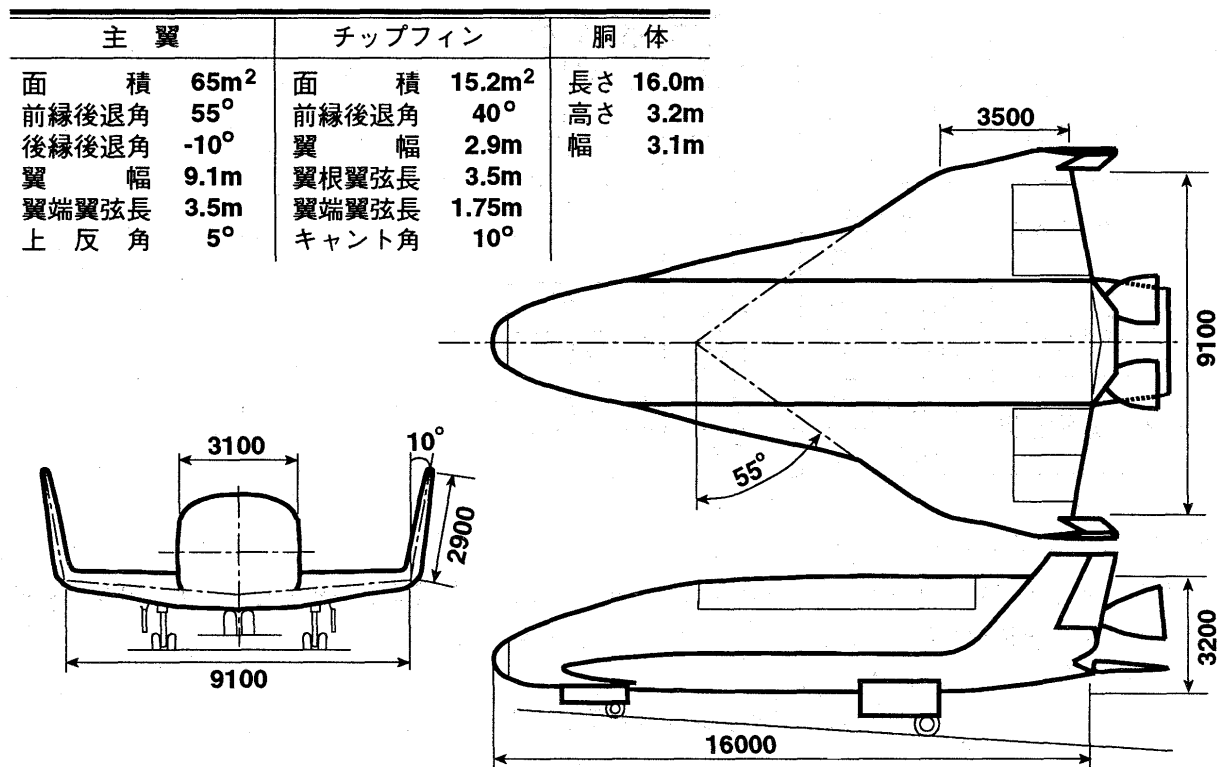


図9-7 BUCKLERの三面図

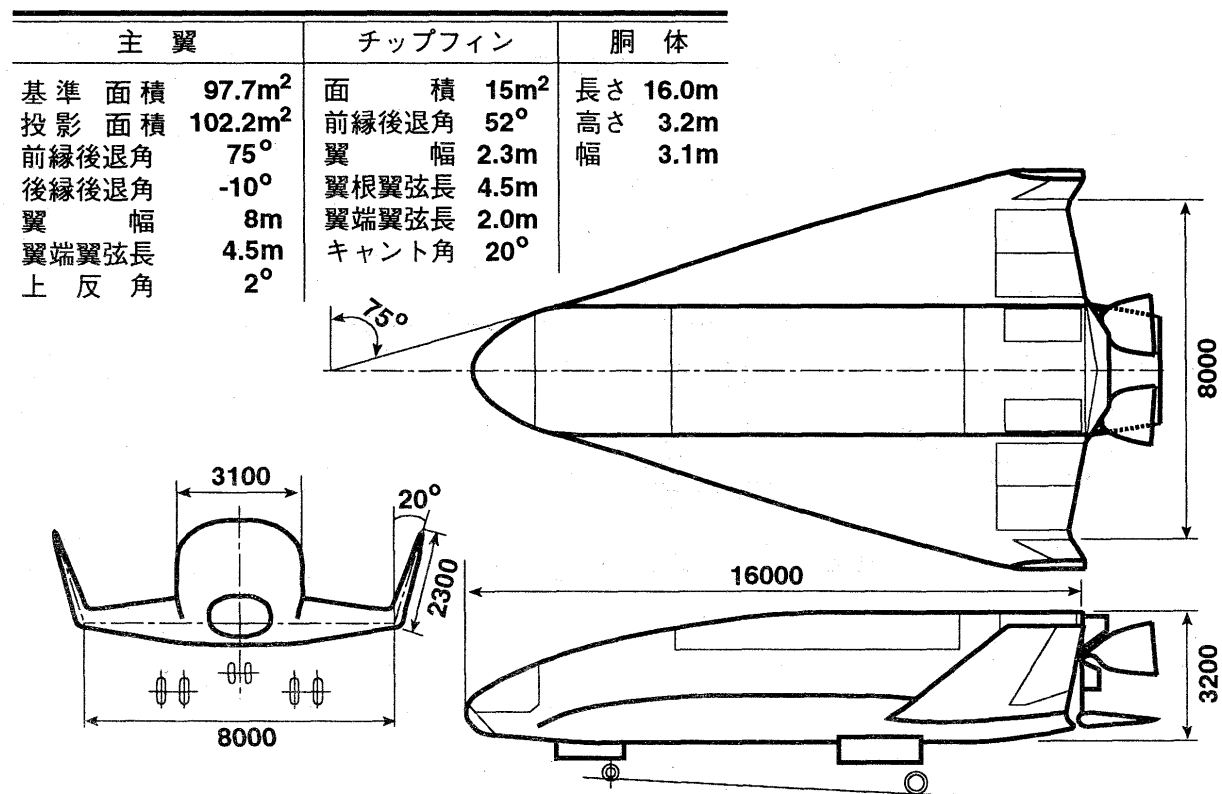


図9-8 HALBERDの三面図

9.1.5 搭載品重量の設計初期配分値

実用往還機及び往還技術試験機の初期的検討に供する装備品の重量を下表に仮定する。尚、現状では本配分値を越える装備品については、配分値を満足するよう引き続き検討を行う。

系統／部位	推 算 重 量 (kg)	
	往還技術試験機	実用往還機
飛行制御系	250	875
熱制御系	200	955
推進系	139	1,409
アクチュエータ系	565	575
動力系	86	86
電力・電装系	278	690
通信・データ処理系	135	456
降着装置系	475 ¹⁾	450 ²⁾
RVD系	0	273
消費剤	157	443
推進薬	246	6,862
貨物重量 打上	0	3,000
帰還	0	5,000
打上時重量	8,500	20,000
帰還時重量	8,200	15,000

1) ドラッグ・シュートを含む

2) ドラッグ・シュートは含まない

9.2 構造系

往還技術試験機の構造組立は、実用往還機でも大幅な変更がないように考慮した構造とする。

1) 構造様式

構造様式は、通常の航空機に用いられるマルチ・ストリング構造（補強外板構造）とする。

2) 適用材料

往還技術試験機の開発期間短縮及び開発経費と重量の関係から、基本的に一般構造はアルミ合金とする。但し、アルミ合金では成立しないと考えられる部位には下表に示すように、カーボン・カーボン複合材やカーボン・ポリイミド複合材を適用する。

適 用 材 料	適 用 部 位	適 用 根 拠
カーボン・カーボン複合材	<ul style="list-style-type: none"> ■ 主翼前縁 ■ ノーズコーン ■ エレボン ■ ラダー 	再突入時に、超高温(1,200℃以上)に曝される部位。
カーボン・ポリイミド複合材	<ul style="list-style-type: none"> ■ チップフィン桁間 ■ 脚扉 ■ ボディフラップ 	熱防護材を考慮したとき、機体寸度上成立しない部位。

試験機であることを考慮して、将来有望な新材料を部分的に採用する。

3) 分割構想

分割構想に関しては組立構想及び打上げ場（種子島）もしくは着陸場への輸送を考慮し、主翼、チップフィン、前胴、中胴及び後胴に分割する。

温度分布もしくは部位	適用熱防護材
■ 800℃～1200℃	セラミックタイルTPS
■ 400℃～ 800℃	中高温度用可撓断熱材
■ ～ 400℃	中温度用可撓断熱材
■ 機器搭載部（前胴）主構造内壁 機内断熱材	

但し、空力的平滑性が要求される部位には可撓断熱材の代わりにセラミックタイルTPSを用いる。

■ 表面最高温度分布

空力解析より設定された空力加熱分布を適用する。

■ 熱的インタフェース

■ 主構造制限温度	■ アルミ合金主構造 177℃
	■ C/Pi 主構造 [飛行中] 260℃
	■ C/Pi 主構造 [着陸後] 300℃
■ 搭載機器への輻射面（機内断熱材内面）制限温度	■ 搭載機器要求による
■ 断熱性要求時間	■ 着陸後 15 分まで

■ 機械的インタフェース

- C/C 構造とのインタフェース : スペース・シャトル方式
- 主構造とのインタフェース : 許容主構造変形量は概念設計段階で定める。

■ 物性値

平成4年度までに開発された材料の値をベースラインとし、設計データ取得試験により得られるデータに基づき見直しを行うものとする。

9.4 飛行制御系

9.4.1 飛行制御機能

1) 航法・誘導・制御機能

各飛行フェーズにおける航法・誘導・制御機能のハードウェア基本構成を以下にブロック図で示す。

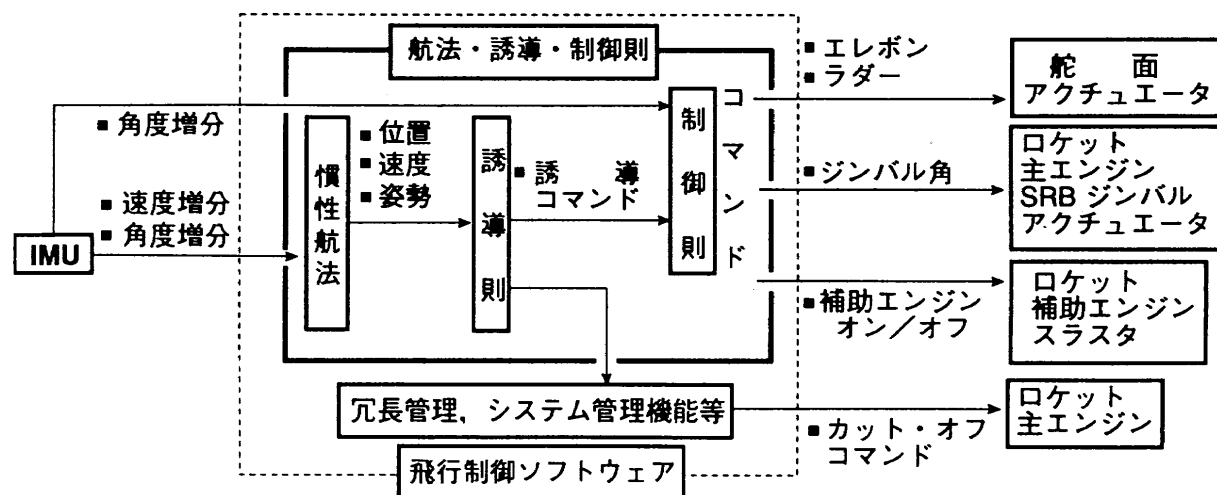


図 9-11 ハードウェア基本構成（打上げフェーズ）

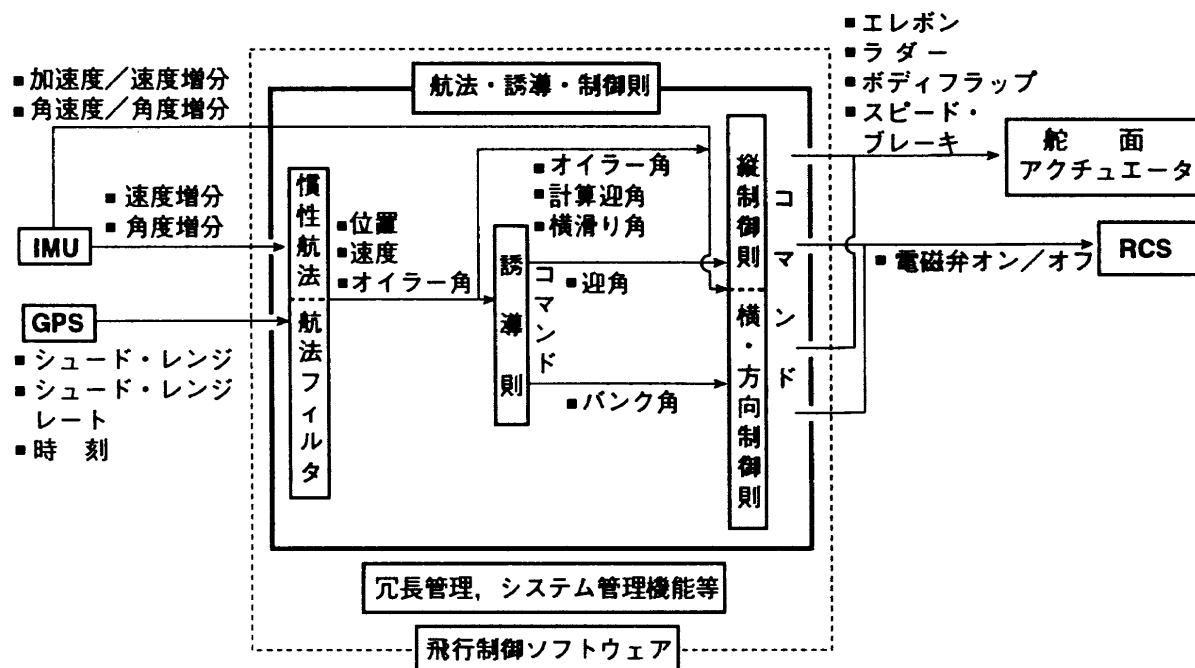


図 9 - 12 ハードウェア基本構成 (再突入フェーズ)

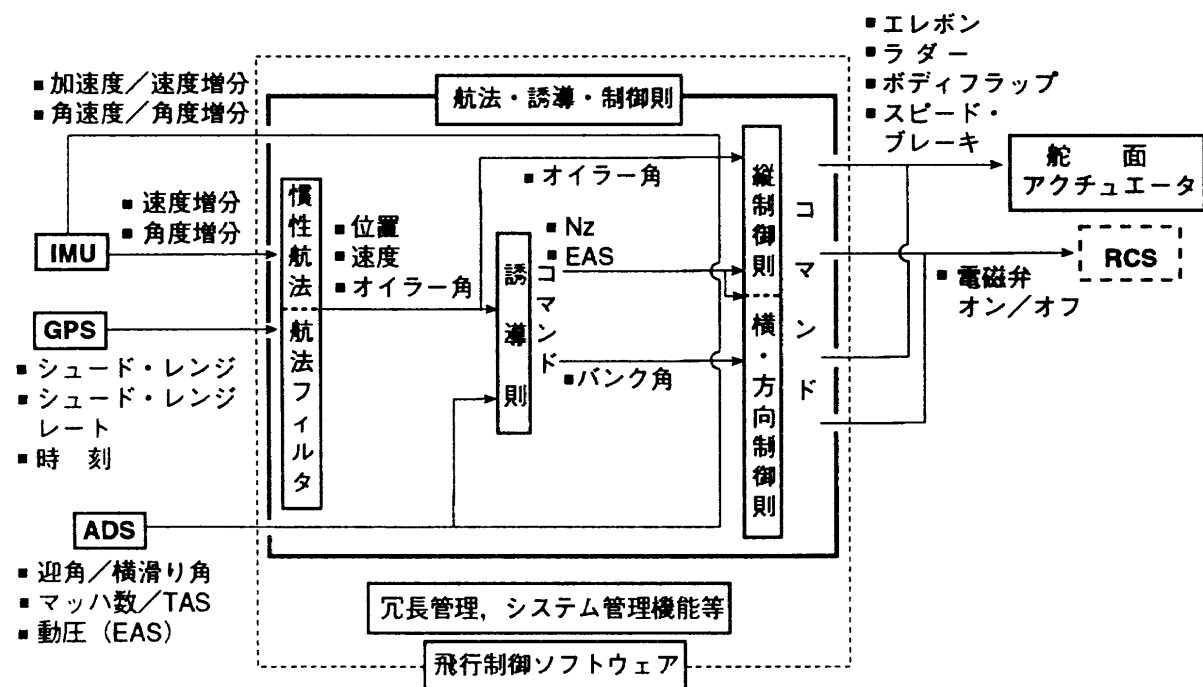


図 9 - 13 ハードウェア基本構成 (エネルギー調整フェーズ)

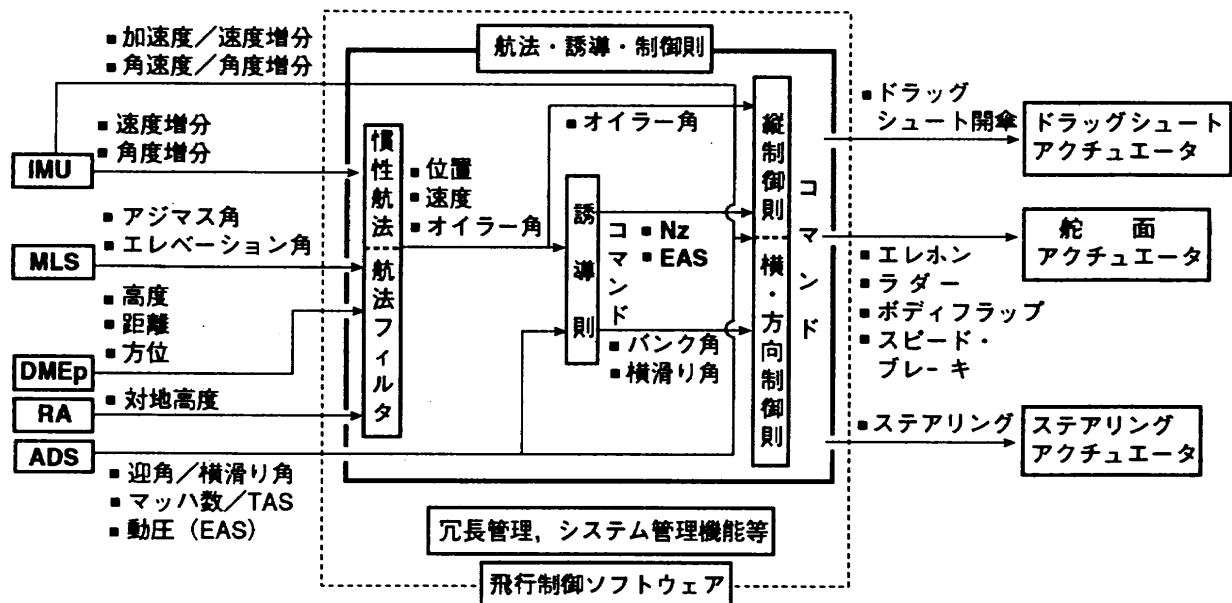


図 9-14 ハードウェア基本構成（進入・着陸・地上走行フェーズ）

システム制御管理機能として以下の機能を有する構成とする。

- シーケンス制御機能
- 他サブシステム管理機能

システム冗長管理機能として以下の機能を有する構成とする。

- 故障検出機能
- 故障同定機能
- 故障分離機能
- 再構成機能

更に以下の機能を有する構成とする。

- 飛行安全機能
- 通信・データ処理系支援機能
- 地上点検機能等のシステム点検機能

2) 航法センサ機能としては以下の機能を有する構成とする。

- 慣性センサ機能
- DGPSR, RA, ADS, MLSR の装備

3) インタフェース機能として以下の機能を有する構成とする。

- DIU 機能
- コマンド/モニタ機能

9.4.2 ハードウェア構成

1) 全体構成

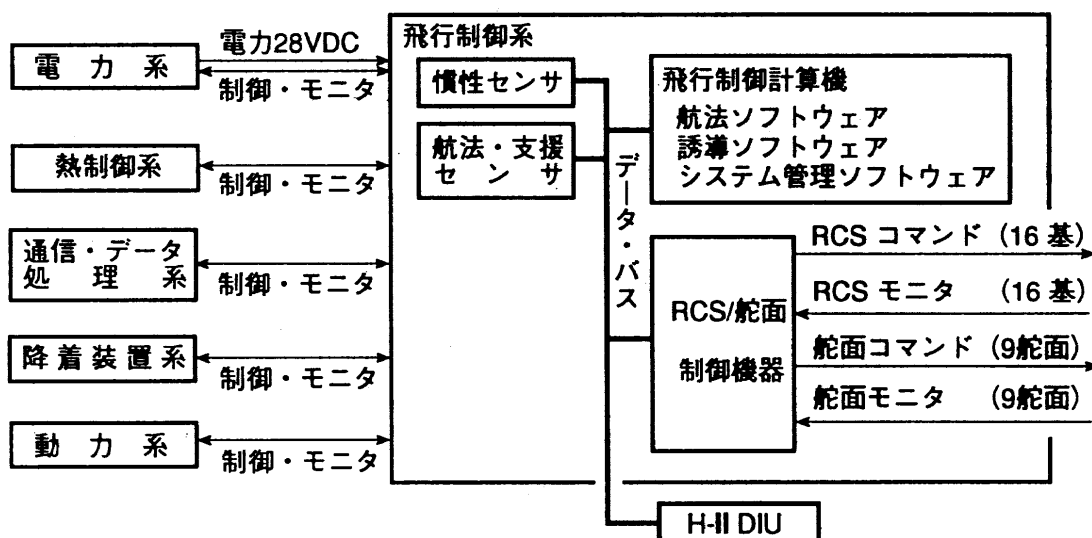


図 9-15 全体構成

2) 冗長度

飛行制御系機器の内、冗長の必要なものとその冗長度は以下の通りとする。

機 器	冗長度
■ 飛行制御計算機	3
■ 慣性センサ	3
■ 舵面制御機器	2
■ データ・バス	2

3) 重量

飛行制御系機器の重量は下表とする。

項 目	数 値	設 定 根 拠
重量	358kg	目標重量は左記の 70% の250kg とする。
■ 飛行制御計算機	20kg x 3 個	これらの機器は新規開発品であり素子、実装技術等により徹底した軽量化を図る。
■ 慣性センサ	25kg x 3 個	
■ エア・データ・システム（電子機器部）	10kg x 2 個	
■ 電波高度計	8kg x 2 個	
■ MLS	16kg	
■ DMEp	14kg	
■ GPS 受信機	16kg x 2 個	
■ データ・インタフェース	24kg	
■ RCS 制御	11kg x 2 個	
■ 舵面制御	20kg x 3 個	
■ テレビ・カメラ装置	19kg	

9.5 熱制御系

9.5.1 バス系基本仕様

往還技術試験機の熱制御系主要構成機器は油冷却用熱シンク装置及び蓄熱器でありこれらの基本仕様を以下に示す。

1. 油冷却用熱シンク装置

本装置はアクチュエータ系の作動油及び動力系ギア・ボックスの潤滑油を許容温度以下にするための冷却装置である。本装置は往還技術試験機の打上げから着陸後までの全フェーズで使用されるため、以下の環境において、十分に機能しなければならない。

- 打上げ時と着陸時で重力方向が約 90°異なる。
- 飛行中の各フェーズで加速度方向が大きく変化する。
- 高度によって環境圧力が大きく異なる。

これらを考慮して、本装置の設計を行う上での基本仕様を下表に示す。

項 目		内 容	
機 能		アクチュエータ作動油及び動力系潤滑油を許容温度以下に冷却する。	
冷 却 対 象 油		アクチュエータ作動油 MIL-H-83282	動力系潤滑油 MIL-L-23699
排熱能力	排熱量 (kW)	24.8 (最大)	5.2 (最大)
	総排熱量 (MJ)	28.8	30.0
熱シンク装置入口油温度 (℃)		-20～135	120 以下
油 流 量 (kg / Hr)		1,170	550
保証圧力 (MPa)		15.5	1.6
重 量 (kg)		150	熱シンク装置 40kg x 2 基 = 80kg 水供給装置他 35kg x 1 式 = 35kg 空重量合計 115kg 水 35kg
寸 度 (mm)		熱シンク装置本体：360 x 300 x 760 x 2 基 水タンク : TBD	
電 力 (W)		250	

2. 蓄熱器

蓄熱器の基本仕様を設定するためには、まずシステム熱設計によってこの上に取付ける機器が決定されなければならない。しかし、現時点ではこれが不明であるため、以下の仮定により重量のみを概算する。

- 要求吸熱量：3.0 kWh

バッテリーからの供給電力分の熱を全て蓄熱器で吸収することとする。

- 蓄熱材最小必要重量：44 kg

蓄熱材をエイコサン（融解潜熱：249kJ / kg）とする。

■ 蓄熱器総重量：115kg

容器重量（65kg），余裕重量（6kg）を考慮する。

9.5.2 ミッション系基本仕様

往還技術試験機のミッション系主要構成機器は，高高度／低高度熱シンク装置，加熱装置（ヒータまたは熱交換器），循環ポンプ及びコントローラであり，重量は 150 kg を想定する。基本構成を下図に示す。

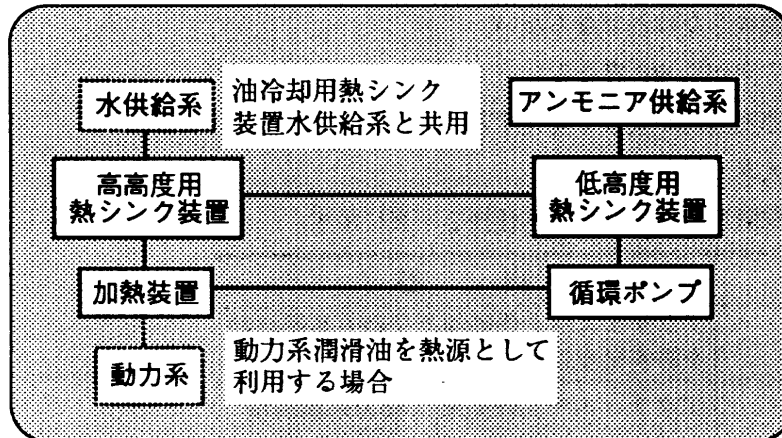


図 9-16 熱制御系ミッション基本構成

9.6 推進系

1) 推進系ベースライン

往還技術試験機の推進系ベースラインを下表に示す。

項 目	ベースライン仕様
■ 推力×基数	250N x 12 基 1,000～1,500 x 4 基
■ 推進薬	NTO / MMH
■ 発生インパルス量	TBD
■ 最小作動時間	50 msec 程度
■ 搭載推進薬重量	180 kg （目標）
■ 作動回数	18,000 回／1 ミッション

2) 推進系系統図

推進系のベースライン系統図を下図に示す。

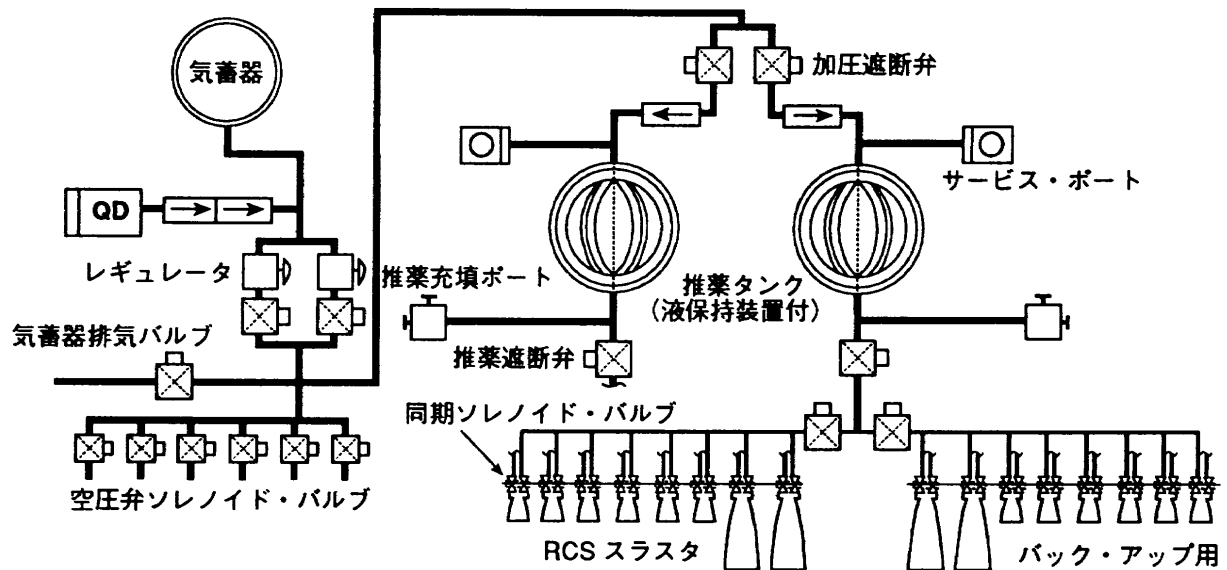


図 9-17 推進系のベースライン系統図

3) スラスタ配置

スラスタのベースライン配置を下図に示す。

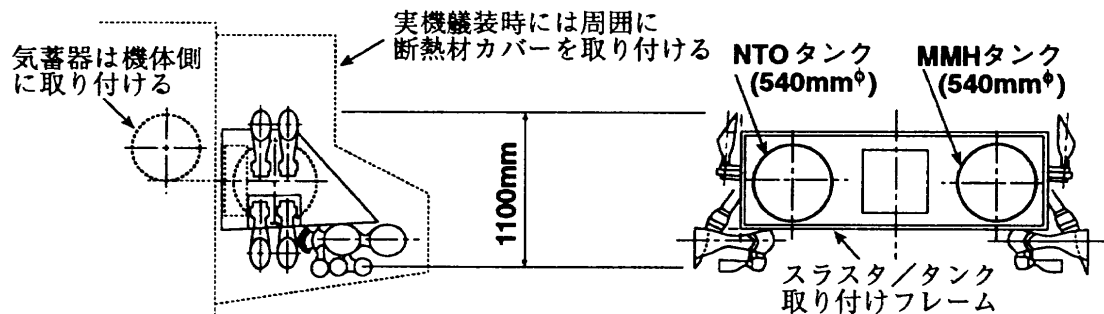


図 9-18 スラスタのベースライン配置

4) 推進系構成表

系 統	部 品 名	仕 様	数量	重量	備 考
RCS	小推力スラスタ	250N／基	12	37kg	
	大推力スラスタ	1,000～1,500N／基	4		
加圧系	気蓄器	■ 推進薬タンク加圧用 （■ 動力系） （■ アクチュエータ系） （■ 熱制御系）	1	26kg	（）内はオプション
	レギュレータ	■ 推進薬タンク加圧用	2	23kg	
	バルブ類	■ 推進薬タンク加圧用	一式		必要なものは冗長系をとる。

[続く]

推進系構成表【続き】

系 統	部 品 名	仕 様	数 量	重 量	備 考
推進薬供給系	推進薬タンク	<ul style="list-style-type: none"> ■ 容量 TBD ■ 表面張力式液保持装置 	2 個	10kg	極力実用往還機と共通化を図る。
	バルブ類	■ 推進薬のコントロール	一式	20kg	必要なものは冗長系をとる。
	センサ類	<ul style="list-style-type: none"> ■ 推進薬のコントロール ■ RCS 系統の故障判定 	一式		必要なものは冗長系をとる。

9.7 アクチュエータ系

9.7.1 アクチュエータ系のベースライン

- 往還技術試験機は 1 フェール・セーフ実現のため 2 重冗長系とし、1 系統故障時には全出力が可能なシステムとする。
- アクチュエータ系の駆動方式は油圧式とし、油圧ポンプは動力系で駆動する。
- バルブ形式は DDV 方式とする。

9.7.2 動力系への出力要求

動力系への出力要求は舵面要求出力に基づいて設定する。現時点ではアクチュエータのデューティ・サイクルが明確でないため、全舵面が同時に全出力必要として設定する。設定値を下表に示す。

舵面アクチュエータ要求出力

	舵 角	最大ヒンジ モーメント	最大舵角 レート	要求出力
エレボン (4 舵面)	-35~+20°	1,640 kg-m	32° / sec	97.7 hp
ラダー (1 舵面)	±30°	1,750 kg-m	20° / sec	32.6 hp
スピード・ブレイキ (2 舵面)	TBD	TBD	TBD	TBD
ボディ・フラップ (1 舵面)	±20°	3,980 kg-m	2° / sec	3.7 hp

注) 要求出力設定に当たっては、システム効率 25% を考慮した。

9.8 動力系

9.8.1 動力系基本仕様

往還技術試験機の基本仕様を下表に示す。

項 目	基 本 仕 様	備 考
馬 力	60hp x 1 基	必要馬力は飛行制御の検討結果に大きく影響される。
基 数	2 基	3 基の場合もある。
方 式	ヒドラジン触媒分解による 1 液式	NTO/MMH の 2 液式も検討対象とする。
燃料供給方式	燃料タンク：ブラダ式 加圧ガス：GN ₂	加圧ガス及び燃料タンクは推進系と統合することもあり得る。
その他	パルス制御方式により出力調整が可能なこと。	

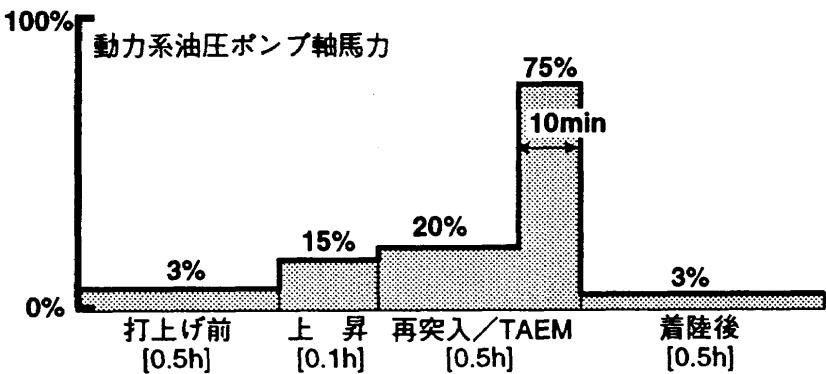


図 9 - 19 動力系使用フェーズ

9.8.2 動力系系統図

動力系の基本系統図を下図に示す。

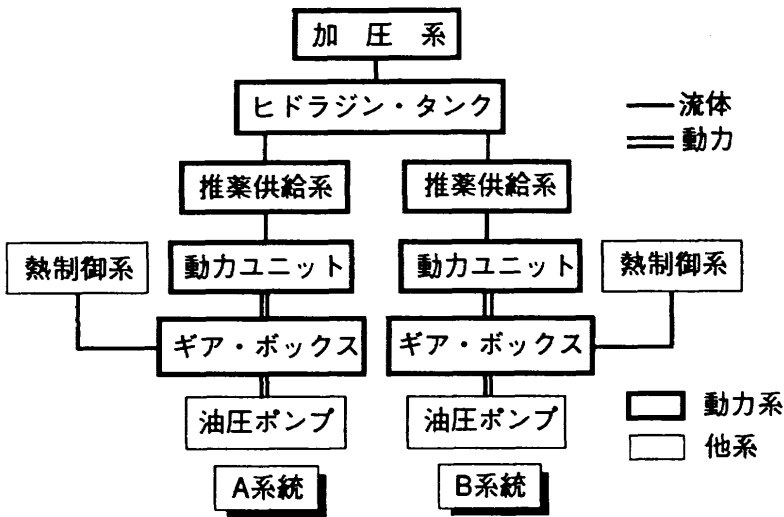


図 9 - 20 動力系の基本構成図

9.8.3 動力系構成表

下表に動力系の構成を示す。

系 統	部 品 名	仕 様	数量	重量	備考
動 力 ユ ニ ャ ッ ト	ガス・ジェネレータ	供給量：60 g/sec	2	61kg	供給量は 60hp 時
	タービン		2		
	ギア系／潤滑系		2		
燃 料 供 給 系	ヒドラジン・タンク	■ プラダ式 ■ 容量：80 リットル ■ 直径：660 mm	1	14kg	容量は 60hp 時
	配管／バルブ系	■ 推進タンクからの ヒドラジン供給 ■ 冗長系必要	一式	10kg	
加 圧 系	気蓄器／配管	推進タンク加圧用	一式	10kg	推進系と共通化する こともあり得る。
制 御 系	制御器	回転数制御用	1	10kg	

9.9 電力・電装系

電力・電装系のベースライン仕様を下表に示す。

項 目	数 値	設 定 根 拠	備 考
供給電力量	3kWh	搭載機器の消費電力、個数及び任務時間による。	機器の使用フェーズの明確化及び機器の省電力化により今後削減を図る。
電源 ON/OFF 回路数	約 60 回路	搭載機器の個数による。	
電源電圧	28VDC	実用往還機に準じる。(ロケット, OREX, HYFLEX等従来機と同じ)	
重量	317kg		
■ 電池	35kg x 4 個	角型 Ni-Cd 電池の仕様に基づく	
■ PDB	20kg x 3 個	ロケット用より推定	
■ 配線類	117kg	全機器重量(目標重量)の20%航空機等の全電子装置重量に占める配線重量の経験値による。	

9.10 通信・データ処理系

通信・データ処理系のベース・ライン仕様を下表に示す。

区分	項 目	数 値	設 定 根 拠	備考
	通信距離	1,100km	地上局の可視域及び飛行経路案に基づく往還技術試験機—地上局のスラント・レンジの最大値。	
	テレメータ伝送量 (ロケット・テレメータデータを含む)	246kbps (ロケット用 約 17kbps)	UHF 送信 1 波及び VHF 送信 2 波の系 3 波に対し、ロケットの実績に基づき 1 波当たり 82kbps の伝送容量を想定。ロケット用は現 H-II 1 段より推定	可能な限り多くの技術データを取得するため UHF テレメータで 164kbps の伝送量が認可されるか検討を要す。
全般	重量	157kg	ロケット用機器を基に推定。	目標重量達成のためには機器の新規設計が必要。
	■ UHF 送信機	7.5kg		
	■ VHF 送信機	1.5kg x 2 個		
	■ C バンド・トランスポンダ	4.0kg x 2 個	目標重量は左記の 85% の 135kg に設定。	
	■ 計測制御装置	8.5kg		
	■ テレメータ・パッケージ	9.5kg x 3 個		
	■ コマンド受信機	4.0kg x 2 個		
	■ データ・レコーダ	10.0kg x 3 個		
	■ シグナル・コンディショナ	17.5kg x 3 個		
	■ アンテナ類 (含: 電波航法支援耐熱アンテナ)	0.5kg x 22 個		

[続く]

通信・データ処理系のベース・ライン仕様（続き）

区分	項 目	数 値	設 定 根 拠	備 考
UHF テレメータ	送信周波数	2289.6MHz	ロケット等の用途における NASDA 保有の周波数。	
	送信出力	5W	既製品（H-II用）と同じ通信距離要求（1,100km）を満たす。	H-II実績 131kbps を越えるため帯域幅等今後要検討。
	伝送容量	81.92kbps	フレーム・レート 40Hz でのロケットの実績。	可能な限り多くの技術データを取得するため 163.84kbps の検討を要す。
	アンテナ覆域	全方位	地上局（種子島、小笠原、クリスマス）船舶局及び航空機局に対する仰角確保のため導波管アンテナ x 4 の構成	
VHF テレメータ	送信周波数	295.0MHz 296.2MHz	ロケット等の用途における NASDA 保有の周波数	
	送信出力	3.2W	既製品（H-II用）と同じ通信距離要求（1,100km）を満たす。	
	伝送容量	81.92kbps	フレーム・レート 40Hz でのロケットの実績。	任務及び飛行安全上必要となる指令内容を明確化し要求値設定する。
	アンテナ覆域	全方位	地上局（種子島、小笠原、クリスマス）船舶局及び航空機局に対する仰角確保のためブレード型アンテナ（2 波共用） x 4 の構成	データ・レコーダへ記録する計測項目及び記録時間の具体化・明確化を要す。
Cト バンド ・ ボン ダ	送信周波数	5636MHz(RT1) 5480MHz(RT2)	ロケット等の用途における NASDA 保有の周波数。	
	受信周波数	5586MHz(RT1) 5430MHz(RT2)	ロケット等の用途における NASDA 保有の周波数。	
	送信出力	400W	既製品（H-II用）と同じ通信距離要求 1,100km は満足する見込み。	
	受信感度	-70dBm	既製品（H-II用）と同じ。	
	アンテナ覆域	全方位	地上局（種子島、小笠原、クリスマス）等に対する仰角確保のため導波管型アンテナ x 4 の構成。	
	ブラックアウト後の再捕捉支援機能		フリー・ビーコン・モード。	地上局からの問い合わせ無くてもキャリアを送信し、地上局からの捕捉を支援する。

[続く]

通信・データ処理系のベース・ライン仕様（続き）

区分	項 目	数 値	設 定 根 拠	備 考
コ受 マ信 ン機 ド	受信周波数	2600MHz	ロケット等の用途におけるNASDA保有の周波数。	
	受信感度	-94dBm	既製品（H-II用）と同じ 通信距離要求 1,100km は満足する見込み。	
	伝送容量	ディスクリット 2 チャンネル	ロケット指令破壊用及び往還技術試験機の飛行中断用。	ミッション及び飛行安全上必要となるコマンド内容を明確化し要求設定を要す。
	アンテナ覆域	全方位	地上局（種子島，小笠原，クリスマス）等に対する仰角確保のため。	
デレ ーコ ーダ ー	記憶容量	384Mbit	200kbps のデータを 30 分間（試験機／H-II分離～帰還）記録する。	データ・レコーダへ記録する計測項目及び記録時間の具体化，明確化必要。
テフ レレ メー ーム タ	ビット数	8 bit/word	既製品（H-II用）と同じ	
	ワード数	256 word/frame	既製品（H-II用）と同じ	
	フレーム レ ー ト	40Hz	飛行制御系マイナ・サイクル・レート	
シ冗 ス長 テ度 ム	テレメータ系	1		
	追 尾 系	2		
	指 令 破 壊 コマンド系	2		

9.11 降着装置系

9.11.1 降着装置系のベースライン

降着装置系に関する主要項目のベースラインを下表に示す。

項目	ベースライン仕様
■ 降着装置形式	3 点式／前輪式 （前脚＋左右主脚）
■ 緩衝方式	オレオ式
■ オレオ取付け方式	テレスコピック形式
■ 脚取付位置	主脚：左右主翼 前脚：前胴部
■ 着陸条件	最大着陸速度：110 m/s 最大沈下速度：3.0 m/s 着陸荷重倍数：前脚 2.4 主脚 2.0
■ 脚下げ方式	後方下げ（一重）
■ ブレーキ	アンチ・スキッド装備（一重）

〔続く〕

[続き]

項目	ベースライン仕様
■ ステアリング	装備（一重）
■ ドラッグ・シュート	装備（一重）
■ タイヤ	個数：各脚 2 個 寸度：主脚 24 x 8.0 - 13 前脚 18 x 5.5 または 18 x 5.7
■ 重量	500 kg（ドラッグ・シュートを含まず）
■ その他	脚室内温度 ： - 54～120℃ 着陸時タイヤ温度： - 37～55℃

9.11.2 降着装置系の構成

着陸装置系の構成を下表に示す。

名 称	個数	名 称	個数	名 称	個数
前脚柱組立	1	主脚扉アップロック機構組立	二式	リシ リリ ー ン ス ダ	前脚アップロック 1
前輪タイヤ	2	主脚扉作動機構組立	二式		主脚アップロック 2
前車輪組立	2	コンテナ組立	1		前脚扉アップロック 1
前脚アップロック機構組立	1	キャノピ組立	1		主脚アップロック 2
前脚扉アップロック機構組立	一式	ロック機構組立	1	スリ テン ア グ	アクチュエータ 1
前脚扉作動機構組立	一式	扉作動機構組立	一式		コントロール・バルブ 1
主脚柱組立	2	アクチュエータ	1	アス ン キ チ ッ ド	コントロールボックス 1
ブレーキ組立	4	切離機構	一式		コントロール・バルブ 2
主輪タイヤ	4	脚コントロール・バルブ	1		
主車輪組立	4	前脚作動シリンダ	1	シャット・オフ・バルブ	1
主脚アップロック機構組立	2	主脚作動シリンダ	2	トランスデューサ	4

第 10 章 往還技術試験機の開発日程

往還技術試験機は第 7 章に述べたとおり，実用機と同一または相当形状の機体により，実用機的全飛行フェーズの内軌道上任務を除く打上げ，再突入，エネルギー調整及び進入着陸を実施し，実用機の開発に必要な重要技術を確立することを目的としている。往還技術試験機の開発には極めて広範囲の技術課題を解決する必要がある，我が国の航空宇宙技術陣の総力を挙げて取り組む必要がある。総力体制とともに開発全体を見通した，効率的な開発計画と同計画の実施を可能とする開発設備及び運用設備計画が必要となる。以下にこれらの概要を述べる。

10.1 開発日程

大日程及び主要サブシステムの開発日程を以下に示す。

年度	平成6年度	平成7年度	平成8年度	平成9年度	平成10年度	平成11年度
大日程			PDR ▽		CDR ▽	TF ▽
	予備・基本設計		詳細設計		維持設計	
設計全般・空力設計・風洞試験	MDD (案)		MDD			
	基本図		計画図	製造図		
	予備風洞試験	基本風洞試験	確認風洞試験			
	形態設計	形状設定	形状確定			
確定事項	▽ ・最終形態確定		▽ ・最終形状(案)設定 ・計画図用基礎荷重設定 ▽ ・最終形状確定 ・製造図用基礎荷重設定			
構造・熱防護	設計データ, 修理法設定(C/Pi, C/C)					
	部分構造試作, 評価試験(C/Pi, C/C)		熱試験(C/C)			
	金属材料強度試験		治具 工試	C/Pi, C/C 製作	組立	試験
				#01 製作	組立	試験
	先進材料試験 (その1)		先進材料試作試験 (その1)			
	TPS 特性評価, 設計データ (TPS, 機内断熱材) 取得					
	TPS 構造要素アーク加熱試験		TPS 部分構造試作		アーク加熱試験	
確定事項			▽ ・最終外形形状確定 ・熱真空試験設備が使用可能なこと		▽ ・アーク加熱試験設備が使用可能なこと ▽ ・機体製作完了	

PDR : Preliminary Design Review

CDR : Critical Design Review

TF : Test Flight

MDD: Master Dimension Definition

C/Pi : Carbon / Polyimide

C/C : Carbon / Carbon

TPS : Thermal Protection System

基本設計審査

詳細設計審査

試験飛行

機体外形数式定義

カーボン / ポリイミド複合材

カーボン / カーボン複合材

熱防護システム

図 10-1 往還技術試験機 開発日程 (案) [続く]

年 度	平成6年度	平成7年度	平成8年度	平成9年度	平成10年度	平成11年度
大日程			PDR ▽		CDR ▽	TF ▽
	予備・基本設計		詳細設計		維持設計	
飛行・通信・制御・データ処理・送系	製作・試験	BBM 製作 (飛行制御系)	BBM システム			
		BBM 基礎試験 (半導体リレー)				
	確定事項	EM 設計 (電気系ボックス)		EM 製作	EM システム・リグ	
		アンテナ・パターン基礎試験			技術試験	着陸航法試験
推進系	製作・試験	▽ 飛行制御系 ・ BBM 開発項目確定 ・ BBM システム試験 の内容確定	▽ 飛行制御系 EM 仕様確定			
		▽ アンテナパターン基礎試験用機体形状の確定				
	確定事項	BBM 試作試験				
			EM 試作試験	総合燃焼試験		
熱・制御・機構・動力系	製作・試験	▽ 推力, トータル・インパルスの明確化				
			▽ RCS ジェット干渉効果の確認			
	確定事項	BBM 試作試験				
			EM 試作試験			
熱・制御・機構・動力系	製作・試験	▽ 舵面ヒンジ・モーメント 応答速度, 作動プロファイル 形式 (油圧/電動)	明確化			
			▽ RCS ジェット干渉効果の確認			
	確定事項					

PDR : Preliminary Design Review 基本設計審査
 CDR : Critical Design Review 詳細設計審査
 TF : Test Flight 試験飛行
 BBM : Bread Board Model 試作試験用モデル
 EM : Engineering Model 開発モデル
 RCS : Reaction Control System ガスジェット姿勢制御システム

図 10-1 (続き) 往還技術試験機 開発日程 (案)

10.2 開発設備及び運用設備計画

往還技術試験機の開発・運用に当たって必要となる主要設備は以下の通りで、前述の開発計画に適合した設備・整備を実施しなければならない。

開発設備

■ 音響試験設備	既設	■ 小型アーク加熱風洞試験設備	既設
■ 振動試験設備	既設	■ 大型アーク加熱風洞試験設備	新設
■ 真空チャンバ	既設	■ 常圧燃焼試験設備	既設
■ 荷重負荷試験設備	新設	■ 高空燃焼試験設備	既設
■ 電波試験設備	既設	■ 動力系地上試験設備	新設
■ MLS 地上設備	改修	■ 推進タンク試験設備	新設
■ GPS 地上設備	改修	■ 大型極超音速風洞試験設備	改修
■ 飛行制御系システム試験設備	新設	■ 大型衝撃風洞試験設備	改修
■ 高温機械特性試験設備	既設	■ 高エンタルピ風洞試験設備	新設
■ 輻射率測定装置	既設	■ 超音速風洞試験設備	既設
■ 真空加熱試験設備	新設	■ 遷音速風洞試験設備	既設
■ 部分構造強度試験設備	既設	■ 低速風洞試験設備	既設

運用設備

■ 地上支援装置（工場）	新設	■ 射座整備棟	新設
■ 地上支援装置（射場）	新設	■ 着陸場設備	新設
■ 地上支援装置（着陸場）	新設	■ 着陸場準備棟	新設
■ 組立・点検棟	新設	■ 飛行管制設備	改修

年度	平成6年度	平成7年度	平成8年度	平成9年度	平成10年度	平成11年度
大日程			PDR ▽		CDR ▽	TF ▽
	予備・基本設計			詳細設計	維持設計	
設備・整備		射点関連設備整備				
運用		着陸場関連設備整備				
確認事項		▽ ・射点関連設備仕様の決定 ・着陸場、着陸場関連設備の決定			▽ ・着陸場関連設備が使用可能なこと ▽ ・射点関連設備が使用可能なこと	

PDR : Preliminary Design Review 基本設計審査

CDR : Critical Design Review 詳細設計審査

TF : Test Flight 試験飛行

図 10-2 往還技術試験機 運用設備整備計画

付録 A これまでの研究項目と内容及び成果の概要

宇宙往還輸送システムHOPEの機体システム及び各サブシステムについては、宇宙開発事業団の航空機製造会社等に対する業務委託契約により、今日まで多くの研究が続けられてきた。本章では昭和61年度から平成4年度までに実施された研究項目のうち、概念検討に必要な項目について、内容及び成果の概要を一覧し、往還技術試験機の設計に資する。

A.1 機体システムの研究概要

A.1.1 昭和 61 年度の研究

宇宙往還輸送システムの研究（その 1 のア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 宇宙往還輸送機の検討。 ■ 打上げロケットの検討。 ■ 打込み実験の検討。 ■ 有人宇宙飛行総合システムの調査検討。 ■ 亜音速～超音速空力特性推算プログラムの整備。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ H-IIロケットまたはH-II改ロケットによる打上げを想定し、以下の形態について検討実施。 <ul style="list-style-type: none"> - 有人宇宙往還機（10ton 級） - 無人宇宙往還機（10ton 級） - 有人宇宙往還機（15ton 級） - 有人宇宙往還機（20ton 級） - 主推進系内蔵型有人往還機（26ton 級） - 航空エンジン搭載型有人宇宙往還機（10ton 級） ■ 全各形態の宇宙往還機を打上げるロケット仕様設定。 ■ 極超音速空力特性、熱防護システム及び誘導制御機能確認の実験に関する検討。 ■ プログラムのデバッグ、入出力形式整備及び使用説明書作成。

宇宙往還輸送システムの研究（その 1 のイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 宇宙往還輸送機の検討。 ■ 自動着陸実験の検討。 ■ 有人宇宙飛行総合システムの調査検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ H-IIロケットまたはH-II改ロケットによる打上げを想定し、以下の形態について検討実施。 <ul style="list-style-type: none"> - 有人宇宙往還機（10ton 級） - 無人宇宙往還機（10ton 級） - 有人宇宙往還機（20ton 級） 成立可能な以下の形態を提案 <ul style="list-style-type: none"> - 無人宇宙往還機（10ton 級） - 有人宇宙往還機（15ton 級） - 有人宇宙往還機（20ton 級） ■ 必要性、技術目標、実験機構想の検討。1/4 スケール。 ■ 有人化に必要な技術の調査。

宇宙往還輸送システムの研究（その1のウ）

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 宇宙往還輸送機の検討。 ■ 自動着陸実験の検討。 ■ 打込み実験機の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ H-IIロケットまたはH-II改ロケットによる打上げを想定し、以下の形態について検討実施。 <ul style="list-style-type: none"> - 有人宇宙往還機（10ton 級） - 有人宇宙往還機（10ton 級 着陸復行用エンジン装備） - 無人宇宙往還機（10ton 級） ■ 耐熱複合材料の適用及び軽量化 TPS の採用不可欠。 ■ 自動着陸実験機、打込み実験機及び再突入実験機の検討。

A.1.2 昭和 62 年度の研究

宇宙往還輸送システムの研究（その2のア）

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ システム検討。 ■ クロスレンジ能力検討。 ■ 設計条件の検討。 ■ 信頼性設計の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 重量規模 7ton, H-IIロケット制御性の観点から主翼面積制限 25m² を提案。 ■ 温度限界 1700℃での 7ton 級 HOPE の最大クロスレンジは 1760km。 ■ 荷重条件、空力加熱条件等の検討（再突入時空力加熱が評定）。 ■ 冗長化構成による信頼度配分目標値の設定。

宇宙往還輸送システムの研究（その2のイ）

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 宇宙往還機の構想検討。 ■ 小型宇宙往還機システム実験の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 10ton 級 HOPE の基本要求仕様、装備品配置、重量構成、飛行計画及びペイロード、宇宙ステーション、打上げロケット、地上設備とのインタフェース、更に開発費／開発計画の検討。 ■ システム実験を低速飛行実験、自動着陸実験、弾道飛行実験及び軌道再突入実験で構成し、実験機規模を 50% スケールとする。

将来の宇宙往復輸送系に関する調査検討（そのイ）

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 我国の宇宙往復輸送系の開発シナリオに関する検討。 ■ 我国の宇宙往復輸送系に必要となる要素技術に関する調査検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 諸外国における宇宙往復輸送系の開発動向の検討。 ■ 宇宙輸送の需要動向の検討。 ■ 我国の宇宙往復輸送系の開発目標設定。 ■ 我国の宇宙往復輸送系の開発シナリオ検討。 ■ 宇宙往復輸送系開発シナリオと要素技術の関連検討。 ■ 先行研究計画の検討。

A.1.4 平成元年度の研究

HOPE 概念設計の研究（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 飛行実験構想の検討。 ■ HOPE 概念設計。 ■ HOPE シナリオの検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ TR - X ロケット打上げによる有翼再突入実験，軌道再突入実験及び小型着陸実験を検討。 ■ 全備重量 10 数ton～20ton／輸送能力数 ton の大型 HOPE 検討。 ■ SSF/JEM が要求するペイロードの量，種類，荷姿及び搬入出の概念設定。 ■ 試験機レベルから実用大型 HOPE に繋がる発展シナリオ検討。

HOPE 概念設計の研究（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ HOPE システム設計。 ■ HOPE シナリオの検討。 ■ 各種実験機の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ RVD 任務のためのシステム（冗長度）検討。 ■ SSF への物資授受及び空力要求から大型 HOPE 形状設定。主翼面積 60m² 胴体長 18.5m ■ 10ton 級 HOPE 見直し。ペイロード重量として打上げ時 3ton を確保。 ■ 日本独自の輸送系の必要性検討と将来輸送系技術の流れの検討。 ■ TR - X ロケット打上げ有翼再突入実験機，軌道再突入実験機及び小型自動着陸実験機の検討。

HOPE 概念設計の研究（そのウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 飛行実験構想の検討。 ■ HOPE 概念設計。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ TR - X ロケット打上げ有翼再突入実験，軌道再突入実験及び小型着陸実験の検討。 ■ ISS へのアクセス可能な大型 HOPE の形態検討及び胴体構造様式について与圧場合／暴露場合の検討。 ■ 10ton 級 HOPE の検討。 <ul style="list-style-type: none"> - チップフィン形状は空力・制御上問題なし。 - C/C 製スプリットラダーへのアクチュエータ収納可。 ■ 翼面荷重～空力加熱／クロスレンジ及び翼面荷重～着陸性能の関係導出。 ■ 1 重系による重量軽減 626kg，信頼度低下 11%。 ■ 姿勢制御要求ΔV及び微小スラスト検討。

A.1.5 平成2年度の研究

HOPE 概念設計の研究（そのア）

作業項目	内容または成果の概要
■ 技術課題の検討。	■ 着陸重視型形態及びクロスレンジ／空力加熱重視型（ダブルデルタ翼）の2形態を選定。
■ 飛行実験計画の検討。	■ チップフィン、単／双垂尾及び3垂尾の各尾翼形態を検討しチップフィンの優位性を明示。
■ 開発計画検討。	■ 飛行実験の目的／必要性、極超音速飛行実験構想及び自動着陸実験構想検討。
	■ 開発計画見直し。

HOPE 概念設計の研究（そのイ）

作業項目	内容または成果の概要
■ 技術課題の検討。	■ 設計基準、熱設計、運用要求、着陸場要求条件、迎角プロファイル、尾翼形状、ガスジェット干渉、重量推算精度／重量マージン等を検討。
■ 飛行実験計画の検討。	■ 目的、必要性及び実験構想の検討。
■ システム検討。	■ 20ton 級 HOPE：チップフィン、OIM 方式を選定。
	■ 10ton 級 リフティングボディ形態検討。
	- ペイロード重量有利。
	- 低 L/D により誘導制御面で難。
■ 開発計画検討。	■ 20ton 級 HOPE の開発計画策定。

HOPE 概念設計の研究（そのウ）

作業項目	内容または成果の概要
■ 技術課題の検討。	■ 空力、誘導制御、安全性、信頼性、保全性及び熱防護系に関する設計基準案策定。
■ 飛行実験計画の検討。	■ 小型自動着陸実験機、極超音速実験機及び実大着陸実験機の検討。
■ HOPE 概念設計。	■ 20ton 級 HOPE 及び機体規模拡大（25ton）による発展性検討。
■ 開発計画検討。	■ 各サブシステム毎に開発計画設定。
■ リフティングボディの検討。	

A.1.6 平成3年度の研究

HOPE 概念設計の研究（そのア）

作業項目	内容または成果の概要
■ チップフィン成立性の検討。	■ 極超音速時の横・方向安定性不足を、空力舵面制御による安定化補償により解決し、目標特性を確保。
■ 主構造材の検討。	■ 主構造様式検討の結果、マルチストリンガ構造により軽量化実現。最軽量化を図るため、Gr/Pi を多用し高熱部にC/C を適用。

[続く]

HOPE 概念設計の研究（そのア）【続き】

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 軌道突入方式の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 推進薬（ヒドラジン系及び極低温系）及び軌道投入後の分離の有無により各種軌道投入方式を設定し、検討実施。OMS 方式／NTO/MMH 推進薬で要求ペイロード重量の確保可能。

HOPE 概念設計の研究（そのイ）

作業項目	内容または成果の概要
20ton HOPE の検討。 <ul style="list-style-type: none"> ■ 軌道突入方式の検討。 ■ 熱環境と機体成立性。 ■ チップフィン成立性の検討。 ■ 打上時舵面制御。 ■ タンク、大型機器の配置検討。 ■ システム設計。 ■ 開発計画の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ ペイロード重量の観点から、LOX/LH₂ ポンプ OIM が有利。 ■ 軌道上熱解析より再突入初期温度設定。再突入解析より熱防護系の配置・重量設定及び各部温度時歴導出。 ■ 横・方向制御性要求 ($M \leq 3$ で $LCDP > 0$) よりサイジング、温度分布、空力荷重推算。 ■ C/C 桁間構造の困難性から開発計画 1 年遅延。 ■ スプリット・ラダーは剛性及びアクチュエータ装備性から成立困難。 ■ 舵面制御により主翼面積の制限緩和。但し、APU を含む操縦システムの再起動、冷却等の考慮が必要。 ■ 運用条件、環境条件及びインタフェース条件整理し成立性評価。 ■ 機体形状、装備品配置、重量、電力特性及び排熱特性を検討し基本仕様設定。 ■ 機体規模 : 打上 20.8ton 着陸 15.4ton ペイロード : 往航 3ton 帰還 5ton 平面形状 : パワデルタ 軌道投入方式: OIM

HOPE 概念設計の研究（そのウ）

作業項目	内容または成果の概要
20ton HOPE の検討。 <ul style="list-style-type: none"> ■ システム設計の技術課題検討。 ■ システム設計。 ■ 開発計画の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 熱環境と機体成立性検討。 ■ チップフィン高さは製造限界により定まる。アクチュエータ能力／収納性よりクサビ断面形状を選定。 ■ 打上げ時舵面制御性、アクチュエータ能力及主翼面積限界検討。 ■ 大型機器搭載による重心範囲検討。 ■ 主翼面積 62m² トリム可能重心範囲 3.5%L_B ■ チップフィン断面形状: クサビ翼型。 ■ スピードブレーキ: 胴上配置。 ■ カーゴベイ周辺熱防護材: Ti/MW ■ アクチュエータ: 油圧駆動方式。油圧源: APU

A.1.7 平成4年度の研究

HOPE 概念設計の研究（そのア）

作業項目	内容または成果の概要
■ データ伝送レート削減の検討。	■ 軌道上及び帰還時の伝送レートの問題点及び削減方法検討。
■ HOPE システムの検討。	■ 9ton 級 HOPE の必要増速量 100m/s , 打上げ能力 19ton。
■ HOPE 技術試験機の検討。	■ H-II ロケットによる打上げ可能な規模として, 打上げ重量9ton 以下, ペイロード重量 500kg, 着陸滑走距離 2000m。
■ 20ton 級 HOPE の検討。	■ 設計要求, 機体特性の詳細とりまとめ。

HOPE 概念設計の研究（そのイ）

作業項目	内容または成果の概要
■ 技術課題の検討。	■ チップフィン成立性の検討。 - 高さ 2m, C/C 桁間構造採用。 - 主翼パワデルタ形状を採用し衝撃波干渉による空力加熱率増加, 方向安定急変を回避。 ■ 9ton 級リフティングボディの検討。 - 構造重量的に有利。 - 低 L/D による操縦システムの複雑化。 ■ 可撓断熱材の有効性検討。
■ 9ton 級 HOPE の検討。	■ 重量: 打上げ 9ton 着陸 7.2ton (ペイロード 2ton)
■ 技術試験機の検討。	■ 重量: 打上げ 6.6ton 着陸 5.4ton (ペイロード 2ton) 打上げ時期: 1998 年度冬期。
■ 20ton 級 HOPE の検討。	■ H-II ロケットによる打上げ可能な規模として, 打上げ重量9ton 以下, ペイロード重量 500kg, 着陸滑走距離 2000m。 ■ 設計要求, 機体特性の詳細とりまとめ。

HOPE 概念設計の研究（そのウ）

作業項目	内容または成果の概要
■ 技術課題の検討。	■ チップフィン成立性の検討。 ■ リフティングボディの検討。 - 構造重量的に有利。 - ペイロード重量は着陸速度で制限される。 - センタフィン必要。 ■ 可撓断熱材の有効性検討。
■ 9ton 級 HOPE の検討。	■ H-II 無改修ロケットによる第1段階 HOPE 及び HTV 装着の第2段階 HOPE の検討。
■ HOPE 技術試験機の検討。	■ 重量: 打上げ 9ton 着陸 6ton (ペイロード 2ton) 着陸距離 2100m。

A.2 空力設計の研究概要

A.2.1 昭和62年度の研究

宇宙往還輸送システムの研究（その2の2のア）

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ チップフィン形態検討。 ■ 空力加熱特性検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 低速時の方向不安定性抽出。 ■ 加熱率評定部位（ノーズ、主翼・チップフィン前縁）の設定。

宇宙往還輸送システムの研究（その2の2のイ）

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 空力設計上の問題点抽出。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全速度域で方向安定負。 ■ 遷・超音速域で横安定負。 ■ 遷・超音速域でトリム舵角大。 ■ 遷・超音速域でL/D目標値以下。 ■ ほほ妥当な舵効きを確保。 ■ 遷音速特性推算法の確立。 ■ ベース抗力決定法の確立。 ■ レイノルズ数評価法の確立。

宇宙往還輸送システムの研究（その2の2のウ）

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 空力設計。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 空力形状選定。 <ul style="list-style-type: none"> - チップフィン～主翼間の遷音速空力干渉緩和のためエリアルール採用。 - 極超音速域のチップフィン効き確保のためトーイン設計採用。 - 低速域の最大揚力係数確保のため後退角60°のダブルデルタ形状採用。
<ul style="list-style-type: none"> ■ 空力特性推算手法の調査。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 亜音速パネル法、超音速パネル法及びニュートニアン近似法と風洞試験結果の比較。

A.2.2 昭和63年度の研究

宇宙往還輸送システムの研究（その3のア）

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 機体形状の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 8.8ton HOPE候補空力形状及び重心範囲設定。 ($S = 30\text{m}^2$, $\Lambda_{LE} = 50^\circ$) ■ チップフィン形態の方向安定性（低速）改善策検討及び $Cn_{\beta} = -0.001$（低速）のチップフィン形状設定。 ■ チップフィンのシステム成立性が課題。 ■ 遷音速空力干渉の要因把握と改善策の指針策定。
<ul style="list-style-type: none"> ■ 空力諸特性の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 空力特性推算（昭和62年度風洞試験結果による） ($S = 30\text{m}^2$, $\Lambda_{LE} = 40^\circ \sim 60^\circ$)

[続く]

宇宙往還輸送システムの研究（その 3 のア）〔続き〕

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 空力設計上の技術課題抽出。 ■ 個別課題の技術調査。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 国内外風洞試験の実施計画及び CFD 開発計画。 ■ 境界層、衝撃波干渉、機体上面渦／剥離等。 ■ 空力設計基準の整備。 ■ 空力特性推算誤差の推定（風洞誤差と Variation） ■ 実機特性推算法（$Re: M < 15$, $V_{\infty}: M > 15$）。 ■ 実在気体効果、粘性干渉効果（相似パラメータと CFD） ■ RCS ジェットと気流及び機体との干渉。

宇宙往還輸送システムの研究（その 3 のイ）

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 機体形状及び空力諸特性検討。 ■ 空力設計上の技術課題検討。 ■ 個別課題の技術調査。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 機体規模策定（$S = 30\text{m}^2$, $\Lambda_{LE} = 50^\circ$）。 ■ 主翼形態比較・検討（デルタ／ダブルデルタ翼） ■ 尾翼形態としてチップフィン選定。 ■ 遷音速域の空力干渉改善のための主翼－チップフィン形状設計（逆解法設計）。 ■ 空力諸特性推算。 ■ チップフィン形式に関わる空力設計上の技術課題整理。 ■ 空力特性推算誤差の推定（Tolerance と Variation） ■ RCS ジェットと気流及び機体との干渉。 ■ 大前縁半径翼に関する課題検討。 ■ 実在気体効果及び粘性干渉効果の試解析。 ■ 実機特性推算法（Re: 低マッハ数, V_{∞}: 高マッハ数）。

宇宙往還輸送システムの研究（その 3 のウ）

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 機体形状及び空力諸特性検討。 ■ 空力設計上の技術課題調査。 ■ 個別技術課題の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 8.8ton HOPE候補空力形状及び重心範囲設定。 （$S = 27.3\text{m}^2$, $\Lambda_{LE} = 60^\circ$, カナード形態） ■ 空力特性推算（FY62 風洞試験による） ■ 主要形状の比較・検討。 <ul style="list-style-type: none"> - デルタ／ダブルデルタ翼 - チップフィン／垂直尾翼 - カナード／ボディフラップ - スピード・ブレーキ ■ 主要設計基準。 ■ 基本形状要素による空力特性変化の把握。 ■ 空力設計技術。 ■ 空力特性推算誤差の推定（Tolerance と Variation） ■ RCS ジェットと気流及び機体との干渉。 ■ 実在気体効果及び粘性干渉効果による空力特性の推定法。 ■ 空力加熱特性推算法の整理。 ■ 風洞試験データの実機補正法整理。 ■ 大前縁半径翼に関する課題検討。 ■ 方向安定性及び経路角安定と制御の関係検討。

A.2.3 平成元年度の研究

HOPE 概念設計（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 空力設計条件及び要求性能の検討。 ■ 空力形状の検討。 ■ 空力特性の推算。 ■ 空力特性の推算。 ■ 技術課題の検討。 ■ 開発計画。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 打上げ時及び再突入後の設計条件見直し。 ■ 空力設計関連スペックの調査。 ■ 10ton級及び大型HOPE空力形状の主要パラメータ設定。 10ton 級：$S = 30\text{m}^2$, $\Lambda_{LE} = 55^\circ$ 大 型：$S = 70\text{m}^2$, $\Lambda_{LE} = 48^\circ$ ■ 遷音速空力特性の改善指針策定。 ■ 超音速域における横・方向安定性改善指針策定。 ■ ストレーク・サイジング手法の検討。 ■ 10ton級及び大型HOPE空力特性推算。 10ton 級：$S = 25\text{m}^2 \sim 35\text{m}^2$, $\Lambda_{LE} = 45^\circ \sim 75^\circ$ 大 型：$S = 60\text{m}^2 \sim 80\text{m}^2$, $\Lambda_{LE} = 45^\circ \sim 75^\circ$ ■ 10ton級及び大型HOPE空力特性推算。 10ton 級：$S = 25\text{m}^2 \sim 35\text{m}^2$, $\Lambda_{LE} = 45^\circ \sim 75^\circ$ 大 型：$S = 60\text{m}^2 \sim 80\text{m}^2$, $\Lambda_{LE} = 45^\circ \sim 75^\circ$ ■ 粘性干渉／実在気体効果は STS 例を参考。 ■ 衝撃波干渉の加熱率増加の検討と今後の対処法提示。 ■ 大型風洞試験設備（極超，衝撃），空力設計ツール（CFD 等）の開発計画見直し。

HOPE 概念設計（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 機能性能要求及び空力設計条件整理。 ■ 空力形状の検討。 ■ 空力特性の推算。 ■ 技術課題の検討。 ■ 開発計画。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 機能・性能要求及び空力設計条件の整理。 ■ 10ton 級 HOPE のストレーク，チップフィン等の改善。 ■ 大型 HOPE の空力形状設定。 ■ FY63 風洞試験形状の空力特性評価と問題点抽出。 ■ 遷音速特性改善のための逆解法設計結果の検討及び問題点の抽出。 ■ 10ton 級 HOPE 及び大型 HOPE の空力特性及び全機温度分布の推算。 ■ 粘性干渉及び実在気体効果の推定に対する風洞試験と CFD の組み合わせによる検討の必要性明示。 ■ 衝撃波干渉による加熱率増加の調査と概略検討及び CFD 利用の課題抽出。 ■ 空力系開発計画及び大型風洞設備開発計画検討。

HOPE 概念設計（そのウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 機能性能要求及び空力設計条件整理。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 機能・性能要求及び空力設計条件の整理。 ■ 適用可能スペックの調査・検討。

[続く]

HOPE 概念設計（そのウ） [続き]

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 空力形状の検討。 ■ 空力特性の推算。 ■ 他サブシステムとのインタフェース検討。 ■ 技術課題の検討。 ■ 開発計画。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 10ton 級 HOPE 及び大型 HOPE の主要性能検討。 ■ 10ton 級 HOPE 及び大型 HOPE の舵面サイズチップフィン・サイズ検討。 ■ 10ton 級 HOPE 及び大型 HOPE の空力特性及び全機温度分布の推算。 ■ 粘性干渉及び実在気体効果を STS 例で検討。 ■ ストレーク・サイジング手法の検討。 ■ 風洞試験による加熱率増加の計測結果評価。 ■ 空力系開発計画見直し。 ■ 大型風洞試験設備、開発設計ツール等の整備計画検討。

A.2.4 平成 2 年度の研究

HOPE 概念設計（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 空力設計（20ton 級 HOPE）。 ■ 空力設計（リフティング・ボディ）。 ■ 設計基準の検討。 ■ 尾翼形状の検討及び比較・検討。 ■ 空力形状改善策の検討。 ■ 粘性干渉効果及び実在気体効果の検討。 ■ 衝撃波による空力加熱率増加量の検討。 ■ その他の技術課題。 ■ 開発計画。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 20ton 級 HOPE の空力形状設定根拠と課題整理。 ■ 10ton 級リフティング・ボディ機の空力形状設定。 ■ 文献調査に基づく空力特性等の評価。 ■ 空力設計条件及び設計基準の整理と暫定仕様設定。 ■ 主要な空力設計条件及び設計基準を運用要求と制御性要求から決定。 ■ チップフィン、単垂尾／双垂尾及び三垂尾の比較・評価。 ■ チップフィン形態を開発目標として選定。 ■ FY01b 形状の空力設計上の問題点整理。 ■ 空力加熱（衝撃波干渉効果）に対する改善策整理。 ■ 横・方向安定性（超音速）に対する改善策整理。（三垂尾、ラダー／RCS ジェット補償） ■ 風洞試験結果と CFD 結果及び今後の課題整理。 ■ STS 例の調査。 ■ FY01 風洞試験（Calspan）結果の速報検討。 ■ 空力データ取得及び解析ツール（風洞、CFD 等）に関する計画見直し。 ■ 空力設計スケジュールの検討。（CFD、大型風洞試験設備を含む）。

HOPE 概念設計（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 空力設計（20ton 級 HOPE）。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 20ton 級 HOPE の空力形状設定（パワ・デルタ主翼）

[続く]

HOPE 概念設計（そのイ）【続き】

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 空力設計（リフティング・ボディ） ■ 制御性・安定性に関する空力特性検討。 ■ 尾翼形状の比較・検討。 ■ 空力形状改善案の検討。 ■ 粘性干渉効果及び実在気体効果の検討。 ■ 衝撃波干渉による空力加熱率増加量の検討。 ■ その他の技術課題。 ■ 空力系開発計画の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 10ton 級 リフティング・ボディ機の空力形状設定及び空力特性推算。 ■ リフティング・ボディ機他機例調査及び課題抽出。 ■ 帰還飛行方法及び制御方式／空力舵面 + RCS スケジュールの整理。 ■ 制御安定性からの主要な空力微係数に対する要求及び考え方の整理。 ■ チップフィン、チップフィン+胴上フィンの比較検討。 ■ FY01a 形状の空力設計上の課題整理及び解決策検討。 ■ パワデルタ主翼の機体形状設計法の検討。 ■ 風洞試験結果（NAL / Calspan）及び STS 例評価。 ■ 風洞試験結果（簡易模型 / Calspan）及び STS 例評価。 ■ 空力加熱率推算式を CFD 及び風洞試験（Calspan）から概略検討。 ■ 20ton 級 HOPE を対象とした空力系開発計画見直し。

HOPE 概念設計（そのウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 空力設計（20ton 級 HOPE）。 ■ 空力設計（リフティング・ボディ）。 ■ 制御性・安定性に関する空力特性検討。 ■ 尾翼形状の比較・検討。 ■ 空力形状改善案の検討。 ■ 粘性干渉効果及び実在気体効果の検討。 ■ 衝撃波干渉による加熱率増加量の検討。 ■ その他の技術課題。 ■ 空力系開発計画の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 20ton 級 HOPE の諸元策定及び空力形状設定。 ($S = 67.5\text{m}^2$, $\Lambda_{LE} = 57^\circ$) ■ 衝撃波干渉の加熱率増加量で翼弦長設定。 ■ 20ton 級 HOPE の空力特性推算。 ■ 10ton 級リフティング・ボディ機の空力形状設定及び空力特性検討。 ■ 各飛行フェーズによる飛行方法に応じた制御性・安定性の検討。 ■ リフティング・ボディ機他機例調査と課題の抽出。 ■ リフティング・ボディとダブル・デルタ翼の比較。 ■ 尾翼 4 形態（チップフィン、スタガード・チップフィン、ブームド・チップフィン、垂直尾翼）の比較。 ■ 空力形状改善案及び改善効果整理。 (トリム能力、レンジ能力、横・方向特性等) ■ STS 例調査。 ■ 粘性干渉効果の簡易推算と NAL 風洞試験結果の比較。 ■ CFD による検討。 ■ 衝撃波干渉による加熱増加量 1.6 倍に設定。 ■ CFD による衝撃波入射位置検討。 ■ 定量的に把握されていない空力特性の解決方法。 (RCS 干渉、空力加熱率等) ■ 空力系開発スケジュールの検討。

A.2.5 平成3年度の研究

HOPE 概念設計（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 空力設計（20ton 級 HOPE）。 ■ チップフィンの成立性検討。 ■ 打上げ時舵面制御の検討。 ■ 粘性干渉効課及び実在気体効果の検討。 ■ 空力加熱率の検討。 ■ 再突入時のガス・ジェット干渉効果の検討。 ■ 開発計画。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 空力設計基準の整理。 ■ 諸元策定用の空力特性推定。 ■ 20ton 級 HOPE 基準形状及び代替形状の諸元設定。 ■ 横・方向安定性（超音速）の改善策検討。 ($C_{n\beta_{dyn}} > -0.0008$: 制御補償無し) (胴上フィン追加または RCS ジェット補償) ■ 衝撃波干渉加熱率の低減策検討。 ■ 横・方向安定性（超音速）を評定とした成立性検討。 ■ H-II 派生型制御性評定点（リフトオフ後 60 秒, $M=1.1$）でのエレボン操舵による外乱モーメント軽減効果検討 ■ ヒンジ・モーメント要求 ($\delta e = +12.5 \sim -5^\circ$) で 40% 軽減。 ■ 風洞試験及び CFD 結果の評価。 ■ STS 風洞試験例と NAL-CFD 結果の評価及び課題整理 ■ Fay & Riddell の式による推算方法の評価と課題抽出。 ■ 主翼前縁の衝撃波干渉による加熱率上昇量の推算方法（風洞試験, CFD）の整理。 ■ ノーズ及び翼前縁の温度推算のための C/C の輻射率の現状値と課題整理。 ■ シミュレーション手法と課題について STS 例を参考に定性的検討。 ■ 干渉風洞試験（超音速）結果の評価の検討。 ■ RCS ジェット及び姿勢制御の面からの設計的解決方法の検討。 ■ 開発スケジュールの検討（4～6 年度風洞試験計画） ■ 空力系技術課題解決計画の整理。

HOPE 概念設計（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 空力設計（20ton 級 HOPE）。 ■ チップフィンの成立性検討。 ■ 打上げ時舵面制御の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 空力設計要求の整理。 ■ パワデルタ翼とダブルデルタ翼の設計方法比較。 ■ 諸元策定用空力特性推定。 ■ 全機温度分布の推定（簡易推算, CFD）。 ■ 20ton 級 HOPE チップフィン・サイジング。 (設計基準: $LCDP > 0$, $M < 3$) ■ チップフィン荷重及び表面温度分布推定。 ■ チップフィン形状の空力設計課題整理。 ■ チップフィン形状の改善案と効果の推定。 (クサビ翼型, 短縮, トー角減少, 胴上フィン追加) ■ H-II 派生型制御性評定点 ($M=1.1$) でのエレボン操舵による外乱モーメント軽減効果検討。

[続く]

HOPE 概念設計（そのイ）【続き】

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 衝撃波干渉による空力加熱率増加量の検討。 ■ 空力加熱率への実在気体効果の影響。 ■ 粘性干渉効果。 ■ 再突入時のガス・ジェット干渉効果の検討。 ■ 空力系開発計画の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ H-II 派生型制御性評定点 ($M=1.1$) でのエレボン操舵による外乱モーメント軽減効果検討。 ■ 風洞試験, CFD 結果及び STS 例の評価。 ■ 加熱率上昇量 2.2 倍に設定。 ■ STS データ等の文献例を CFD 結果に適用して試算。 ■ HOPE データを粘性干渉パラメータで整理。 ■ CFD 解析結果の評価。 ■ 空力系技術課題解決計画の見直し。

HOPE 概念設計（そのウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 空力設計 (20ton 級 HOPE) ■ チップフィンの成立性検討。 ■ 打上げ時舵面制御の検討。 ■ 粘性干渉効果及び実在気体効果の検討。 ■ 衝撃波干渉による空力加熱率の検討。 ■ 再突入時のガス・ジェット干渉効果の検討。 ■ 空力系開発計画の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 20ton 級 HOPE の諸元策定。 ■ 衝撃波干渉の加熱率増加 1.3 倍を主翼端に設定。 ■ 20ton 級 HOPE の空力特性推定。 ■ クサビ翼型チップフィン・サイジング。 ■ 低速／超音速の横・方向特性及びブラダー効きに対する形状改善効果の整理。 ■ チップフィン高さに対応した空力特性推算。 ■ チップフィン翼型にクサビ翼型選択。 ■ H-II 派生型制御性評定点 ($M=1.1$) でのエレボン操舵による翼面積制限の緩和効果検討。 ■ 粘性干渉効果風洞試験 (Calspan / NAL) の評価。 ■ 不活性ガスを使用した実在気体効果検討の風洞試験の調査。 ■ 風洞試験 (Calspan) 結果及び CFD 結果の検討。 ■ 衝撃波干渉による加熱率増加計測用の風洞模型検討。 ■ NAL 衝撃風洞試験結果により干渉効果の評価及び STS との比較。 ■ 空力系開発計画見直し。

A.2.6 平成 4 年度の研究

HOPE 概念設計（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 空力設計 (9ton 級 HOPE, 技術試験機)。 ■ 空力設計 (20ton 級 HOPE)。 ■ 尾翼形態成立性の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 空力形状は 10ton 級 HOPE と同様。 ■ 空力加熱条件及び方向安定性の評定点での設計要求及び形状改善策の概略検討。 ■ 20ton 級 HOPE 基準形状及び代替形状の諸元設定。 ■ NAL-CFD による FY04b 形状の加熱条件確認。 ■ チップフィン (前縁, 舵面) の空力加熱推算法整理。

【続く】

HOPE 概念設計（そのア）【続き】

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ リフティング・ボディの有効性検討。 ■ 空力系開発計画の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ リフティング・ボディ形状の設計方法及び空力特性推定方法の現状調査。 ■ リフティング・ボディ形状の空力的課題と改善方法の検討。 ■ パラメトリック風洞模型形状の検討。 ■ 9ton 級 HOPE 及び技術試験機の空力系開発計画検討。 ■ 20ton 級 HOPE 開発及び技術課題解決計画見直し。

HOPE 概念設計（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 空力設計（9ton 級 HOPE, 技術試験機）。 ■ 尾翼形態成立性の検討。 ■ リフティング・ボディの有効性の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 空力形状はパワデルタ翼形状＋胴上フィン追加。 ■ 9ton 級 HOPE のチップフィン・サイジング ■ 空力特性及び全機温度分布の推定。 ■ 技術試験機の空力形状は9ton 級 HOPE と同様。 ■ チップフィンの加熱率推算法の風洞試験／CFD 結果との比較評価。 ■ チップフィンの空力加熱低減設計方法の整理。 ■ 9ton 級リフティング・ボディ機の空力形状設定及び空力特性推算。 ■ リフティングボディ機他機例調査と課題の見直し。

HOPE 概念設計（そのウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 空力設計（9ton 級 HOPE, 技術試験機）。 ■ 尾翼形態成立性の検討。 ■ リフティング・ボディの有効性の検討。 ■ 空力系開発計画の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 9ton 級 HOPE の諸元策定。 ■ 技術試験機の空力形状は9ton 級 HOPE と同様。 ■ 9ton 級 HOPE の空力特性推算・性能検討。 ■ 衝撃波干渉による加熱率増加を 1.2 倍と設定。 ■ 加熱率増加量と平面形状の関係検討。 ■ チップフィン部の加熱率推算法の整理。 ■ 風洞試験によるチップフィン部空力加熱計測例の整理。 ■ チップフィン部の空力加熱低減法の整理。 ■ 9ton 級 リフティング・ボディ機の空力形状設定及び空力特性推算。 ■ リフティングボディ機他機例調査と課題の見直し。 ■ 9ton 級 HOPE 及び技術試験機の空力系開発計画検討。 ■ 技術試験機の開発スケジュール検討。

A.3 主構造・熱防護系の研究概要

A.3.1 昭和62年度の研究

宇宙往還輸送システムの研究（その2のア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
10ton 級 HOPE 主構造系 ■ 構造材料及び熱防護系の検討。	■ 主翼、胴体ともマルチ・ストリング構造が最適。 ■ 主構造材料として C/Pi が最適（Al 構造に比し20%重量減）。 ■ TPS に対する機能要求，設計条件，配置構想，重量の検討。

宇宙往還輸送システムの研究（その2のイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 構造系に対する要求仕様の検討。 ■ 主翼／胴体主構造材料の選定。 ■ 尾翼主構造材料の選定。 ■ C/C 材の選定。 ■ 全機振動解析。 ■ 熱防護系に対する要求仕様の検討。	■ 機体区域別，機能別による構造分割を設定。 ■ 最も軽量化の期待できる C/Pi を選定。 ■ C/Pi + TPS を選定（ラダーは C/Pi または C/C）。 ■ C/C 部位：ノーズコーン，前脚扉，主翼／尾翼前縁。 ■ C/C または C/Pi 部位：舵面，主脚扉。 ■ ノーズコーン，前縁の構造様式を設定し，前縁についてFEMによる応力解析を実施。 ■ 曲げ1次 6Hz，軸方向1次 25Hzを得た。 ■ C/C-TPS 及び Ti-TPS 主体の配置案を設定。 ■ 機内断熱について予備的な熱解析を実施。

宇宙往還輸送システムの研究（その2のウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 他機構造様式調査。 ■ 構造様式の設定。主構造材料の検討。	■ 構造様式を設定。 ■ 主に C/Pi を用い，剛性標定となる部位に部分的に SiC/Alを適用する案を提案。

主構造部材の研究（その1のア） [C/Pi主構造材]

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 適用候補材料の力学特性の把握（クーボン・レベル）。 ■ 適用候補材料のアングル形状設計品の試作評価。	■ 各種候補材料の特性評価の結果，T800H/PMR-15 が最適。 ■ 10 回再使用時の熱サイクル負荷によりサーマル・クラック発生。

主構造部材の研究（その1のイ） [C/Pi主構造材]

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 往還機用構造材，断熱材の検討。	■ 広範囲な材料系の調査検討を実施。 ■ 機内断熱方式及び開発試験等の検討。

[続く]

主構造部材の研究（その1のイ）【C/Pi主構造材 続き】

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 耐熱FRPの基礎試験。 ■ 適用候補材料のクーポン・レベル強度小型成形品の試作。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 3種類のC/Pi (CELION 6K/PMR-15, T-800H/PMR-15, T-400H/THERMID/IP-600) について基礎試験を実施し、前2者について良好な結果を取得。

主構造部材の研究（その1のウ）【C/Pi主構造材】

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 適用候補材料の力学特性の把握（クーポン・レベル）。 ■ 適用候補材料の平板試作評価。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 各種候補材料の特性評価の結果、T800H/PMR-15が最適。 ■ 10回再使用時の熱サイクル負荷によりサーマル・クラック発生。

熱防護材の研究（その1のイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
C/C熱防護材 <ul style="list-style-type: none"> ■ クーポンレベルの母材強度特性評価。 ■ 耐酸化コーティングの評価。 ■ C/C-TPSパネルの試作。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 引張、圧縮、曲げの強度試験により目標性能を上回ることを確認。 ■ 1700℃耐熱性のコーティング手法に見通しを得た。 ■ リブ、ジョグル付き300mm角のC/Cパネルを試作し良好な品質を得た。
Ti-TPS（チタンマルチウォール） <ul style="list-style-type: none"> ■ 300mm角の平板ユニット品の試作、評価。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 超塑性加工工程及びろう付けの最適工程を確立。 ■ 試作品の評価試験より、評定圧力に耐えること、評定温度履歴に十分な断熱・耐熱性を有することを確認。

熱防護材の研究（その1のア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 中温部（370～550℃）用Ti-TPSの検討。 ■ Ti-TPSの試作・試験。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ Ti-TPSの良好な特性を確認。 ■ Ti-TPSの製造法、熱特性、力学特性に関する設計データ取得。

A.3.2 昭和63年度の研究

宇宙往還輸送システムの研究（その3のア）【10ton 級 HOPE】

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 構造様式の検討。 ■ 構造材料の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 主翼、胴体ともマルチ・ストリング構造が最適。 ■ 主構造材料としてC/Piが最適（重量、コスト、開発期間）。
<ul style="list-style-type: none"> ■ 構造解析（全機FEM, 主翼サイジング）。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 荷重密度は低く、構造の大部分はミニマ・ムゲージとなる。
<ul style="list-style-type: none"> ■ 熱解析（ノーズコーン、主翼前縁）。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ C/C部の熱応力、熱変形とも問題なし。（定常状態仮定）

[続く]

宇宙往還輸送システムの研究（その3のア） [10ton 級 HOPE 続き]

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 熱防護系（TPS）の検討。 ■ 熱防護系局所加熱の検討。 ■ 熱防護系重量解析。 ■ 機内断熱材の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ C/C, セラミックタイル, Ni, Ti, 可撓断熱材の内重量, 電波透過性よりセラミックタイルが最適。 ■ 熱防護材継ぎ目部の局所加熱現象を検討しセラミックタイルの加熱率抑制配置の指針を取得。 ■ 内部断熱とすると, 上下面の熱移動を考慮した場合に比し上下面熱防護材は約10%重量増。 ■ 軽量, 取扱い性良好なりトフレックスを選定。ペイロード部は約 140mm 必要（着陸後 30 分, 最高機内温度 60℃）。

宇宙往還輸送システムの研究（その3のイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ システム構想検討 構造設計。 設計条件解析。 部品・材料の調査 ■ サブシステム構想検討 熱防護系。 ■ 開発計画の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機の荷重条件及び荷重分布の算出。 ■ C/C+C/Pi主構造を前提とした構造解析。 ■ チップフィンのフラッタ解析。 ■ 熱解析, 構造分割方式の検討等を実施。 ■ 構造設計, 熱防護系設計の設計条件の検討。 ■ 部品, 材料の調査を行い, 部品表を作製し工程の検討。 ■ C/C, Ti, セラミックタイルの配置, 取付方法及びコーティングについて検討。 ■ 機内断熱材の取付方法を設定。 ■ 開発試験を含む個別開発計画を策定するとともに, 主要な開発設備整備を抽出し, 大型汎用設備であるアーク加熱風洞について概略設計を実施。

宇宙往還輸送システムの研究（その3のウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 構造様式／構造概念の検討。 ■ 主構造材料の検討。 ■ 構造解析／熱解析。 ■ 熱防護材の検討。 ■ 熱防護材の試験方法の検出。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 主たる主構造材はC/Piとする案を提案。 ■ 機体荷重分布, 主要部位必要板厚, 温度分布の算出。 ■ 熱防護材の最適配置を設定。 ■ 熱防護材に対する必要な試験及びその方法を明示。

主構造部材の研究（その2のア） [C/Pi主構造材]

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ T800H/PMR-15の環境条件を含む力学特性の把握（クーボン・レベル）。 ■ 構造部品の成形, 加工性評価。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 良好な力学特性を確認し, サーマル・クラック存在下でも力学特性の低下度合いは小さく, 許容し得る。 ■ 1m 級の薄板部品の成形, 加工性の良好さを確認。

主構造部材の研究（その2のイ） [C/Pi主構造材]

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ C/Pi基礎試験。	■ C/Piの各種強度特性は従来の構造用C/Epと同等。熱サイクルによる強度低下は10～20%程度。アウトガスは問題なく、原子状態による損耗は極微量。
■ 1m 級部材の成形加工性評価、機械試験（剪断試験）。	■ 治具技術、成形技術、硬化技術、加工技術の取得、座屈設計手法には在来手法適用の可能性を確認。

主構造部材の研究（その2のウ） [C/Pi主構造材]

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ T800H/PMR-15の環境条件を含む力学特性の把握（クーボン・レベル）。	■ 良好な力学特性を確認。 ■ サーマル・クラック存在下でも力学特性の低下度合いは小さく、許容し得る。
■ 構造部品の成形、加工性評価。	■ 1m 級の薄板部品の成形、加工性の良好さを確認。

主構造用C/C部材の研究（その1のア） [C/C主構造材]

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ C/C部材の基礎力学特性の把握。	■ 強度特性良好なC/C部材をクーボン・レベルで達成。 ■ 物の衝突した場合の良好な破壊状態を確認。
■ 1m級構造部品の成形性評価。	■ 基本的な構造部材の成形可能性を確認。

主構造用C/C部材の研究（その1のイ） [C/C主構造材]

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ C/C部材の熱・機械基礎データ取得。	■ 引張、圧縮、曲げ、層間剪断試験を実施し良好な強度特性及び高温域で強度低下がないことを確認。 ■ CAI、衝撃試験を実施し、衝撃損傷に対するデータ取得。
■ 1m 級補強平板形状及び 300mm 級曲面形状部品の成形加工性評価及び要素供試体の圧縮試験。	■ 比熱、熱伝導率、熱膨張率等の測定及び耐熱性の確認。 ■ 成形可能性の確認。 ■ 要素供試体試験結果とクーボン・レベルの強度データとの比較評価。

セラミックタイル熱防護材の基礎試験（その1）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ セラミックタイルのアンテナ用熱防護に対する検討。	■ 電波特性試験によりシャトルと同等性能を確認。
■ セラミックタイル熱防護材の設計検討	■ 低密度タイルを選定。
■ 表面コーティング技術の検討。	■ 表面コーティングを施したタイルに対し加熱試験を実施、その実用性を評価。
■ 機体への装着技術の検討。	■ 接着法、ファスナー法の技術的問題点、改良点を検討。
■ ユニット品の試作試験。	■ 接着法、ファスナー法によるユニット品の音響試験により耐ランダム振動環境性を確認。

熱防護材の研究（その2のイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
C/C-TPS ■ ユニット品の設計試作，試験。 ■ 構成要素の熱及び機械特性試験。 ■ ユニット品の耐熱／断熱試験及び圧力試験。 Ti-TPS ■ 曲面形状ユニット品の試作，及びファスナ方式取付の要素供試体試作評価。	■ 取付金具にNi系合金製ポスト，C/Cパネル取付け用ファスナに鉄基耐熱合金を選定。 ■ C/C材，断熱材，取付金具材料の選定及び熱特性データの取得。 ■ 1000℃までの耐熱／断熱試験と解析による性能確認。 ■ 圧力荷重解析により，十分な強度を確認。 ■ バヨネット方式取付の曲面形状ユニット品及びファスナ方式取付の要素供試体を試作，良好な製品を得た。 ■ 曲面形状ユニット品の圧力試験及び断熱／耐熱試験を行い性能を確認。 ■ ファスナ方式取付の要素供試体について強度／断熱試験を行い所期の性能を確認。

熱防護材の研究（その2のウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 中温（370～550℃）部用金属TPSの検討。 ■ 曲面形状ユニット品の試作・試験。	■ チタン TPS を選定。 ■ 耐空力加熱性（静的加熱），耐振動特性（音響，衝撃）は良好で，実機への基本的適用性を確認。 ■ 曲面形状試作品の十分な熱・機械特性を確認。

A.3.3 平成元年度の研究

HOPE概念設計（そのア）[20ton 級 HOPE]

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 構造設計技術課題，各種設計要求値設定，構造様式，材料の検討，構造解析，熱解析（見直し）。 ■ チップフィン形態の検討。 ■ 熱防護材の技術課題，開発スケジュールの検討。	■ 20ton 級においても10ton級と同様。 ■ チップフィン取付位置の，荷重，フラッタ特性への影響を評価。 ■ セラミックタイル熱防護材に関し，空力加熱率及び荷重の予測，タイル間ギャップ部の局所加熱対策及び可動部局所加熱対策，装着後の寸法許容値を設定。 ■ 技術課題解決スケジュールの策定。

HOPE概念設計（そのイ）[20ton 級 HOPE]

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 構造設計／熱防護系設計。	■ 20ton 級HOPEの構造成立性の検討及び重量を推算。 ■ チップフィンと主翼の結合方法，主翼～チップフィン～舵面系のフラッタ，全機耐熱解析及び熱防護系の地上試験方法等について重点的に検討し，設計の深度を深めた。

[続く]

HOPE概念設計（そのイ） [20ton 級 HOPE 続き]

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 開発計画。	■ システム試験に関して音響試験, #01静荷重試験, 衝撃試験の追加。

HOPE概念設計（そのウ） [20ton 級HOPE]

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 10ton級HOPEとの比較。	■ 大型HOPEと10ton級HOPEの間に, 基本的な構造様式の差はない。
■ 構造設計条件の検討。	■ 荷重分布の算出。 ■ 主構造材としてC/Piを選定。

主構造部材の研究（その3のア） [C/Pi主構造材]

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 主翼桁間構造の一部を模擬した構造部品の成形, 加工性評価。	■ 外板と桁, スティフナ並びに桁と桁とスティフナ・レベルの一体成形及び9mm級の厚板成形は可能。
■ 設計許容耐熱温度の把握（クーポン・レベル）。	■ T800H/PMR-15の設計許容耐熱温度は 圧縮強度等を要する場合 : 260℃ 圧縮強度等を要しない場合 : 300℃

主構造部材の研究（その3のイ） [C/Pi主構造材]

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ C/Pi熱・機械特性試験。	■ C/Piの設計耐熱温度は 圧縮強度等を要する場合 : 260℃ 圧縮強度等を要しない場合 : 300℃ ■ 熱サイクル, 衝撃, 吸湿等最悪環境下での力学特性評価, 継手強度等力学特性基礎データを取得。
■ 主翼桁間を模擬したボックス構造用部材の成形加工, 組立。	■ 構造を構成する各部材の立体的接合/組立技術及び一体成形加工技術の取得。 ■ 立体的形状を有する厚肉部材（桁, 外板）の成形加工技術の取得。 ■ 複雑形状外板成形技術の取得。

主構造部材の研究（その3のウ） [C/Pi主構造材]

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 主翼桁間構造の一部を模擬した構造部品の成形, 加工性評価。	■ 補強外板及び補強外板と桁レベルの一体成形は可能。
■ 設計許容耐熱温度の把握（クーポン・レベル）。	■ C/Pi の設計許容耐熱温度は 圧縮強度等を要する場合 : 260℃ 圧縮強度等を要しない場合 : 300℃
■ 最悪環境下での力学特性把握（クーポン・レベル）。	■ 最悪環境下を考慮しても重量軽減効果が期待できる。 ■ C/Piの設計基準（案）設定。

主構造用C/C部材の研究（その2のア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ C/C部材締結部構造の模擬試作品製作。 ■ 上記試作品による熱負荷試験の実施。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 熱負荷試験と熱解析の結果より、締結構造部に解析上の留意事項把握。

主構造用C/C部材の研究（その2のイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ ファスナ継手／腰曲げ強度試験の実施 ■ 層間剪断強度の評価及び改善検討。 ■ 締結構造部の試作及び熱特性試験。 ■ 耐酸化コーティング基礎データ取得。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 継手及び構造要素の強度データ取得及び強度特性評価。 ■ 層間強度評定部位の抽出、特性評価、材料改善及び構造設計対策を明らかにした。 ■ ノーズコーン締結構造部相当品の熱特性試験を行い、締結構造部の熱特性データ取得及び耐熱性を確認。

繊維配列様式による薄板C/C層間剪断力強化法の調査

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 多次元織物技術の現状調査。 ■ 繊維の配列様式による層間剪断力強化法の調査。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 2.5次元織物の良好なバランス及び成形性を確認。

セラミックタイル熱防護材の基礎試験（その2のア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ セラミックタイルTPS及びアンテナ様式の設計検討。 ■ 主要構成要素の試作。 ■ アンテナ・システムの基本特性試験。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ セラミックタイルTPS／アンテナ分離型の成立性、課題、開発手順を検討。 ■ タイル、アンテナ基本要素の基礎データ取得。 ■ タイル／アンテナ組み合わせのアンテナ・システム基本特性取得。

セラミックタイル熱防護材の基礎試験（その2のイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ アンテナ分離型及び一体型の検討。 ■ 熱力学及び電気的基礎データ取得。 ■ アンテナ・システムを組み合わせたユニット品の試作。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ アンテナ分離型が適している。 ■ タイル、アンテナ基本要素の基礎データ取得。 ■ 熱力学的、電気的に良好であることを確認。

A.3.4 平成2年度の研究

HOPE概念設計（そのア）[20ton級HOPE]

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 構造設計技術課題の検討。 ■ 構造材料のトレードオフ。 ■ C/Cコンポーネント結合方法の検討。 ■ チップフィン取付位置の検討。 ■ チップフィン取付位置の検討。 ■ 熱防護系検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 構造設計フロー，技術課題，設計余裕の考え方，各サブシステムに必要なインターフェース条件の検討。 ■ Ti材料は重量，価格面で不利。 ■ C/Cと主構造は異種金属（Ni, Ti）で結合する方法が有効。 ■ 3種の取付方法を検討し，熱応力を軽減する方法が有効。 ■ 最高温度300℃以下のC/Pi部に対し耐熱上不要であるが熱サイクルの緩和，表面保護，翼上面温度差による熱応力緩和の見地から可とう断熱材の装着を提案。

HOPE概念設計（そのイ）

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ システム設計の技術課題（設計基準及び構造設計の技術課題）。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 熱防護材に関する設計条件をまとめ，耐環境性（荷重条件）についての詳細な検討の実施。 ■ フラッタ検討フローを設定。 ■ 構造系の設計マージン，各サブシステムとのインターフェース項目及び条件について整理。 ■ 主構造材料選定のためにC/Pi, Al, Tiについて重量，構造様式，成形加工設備，技術課題等の比較検討の実施。 ■ C/Piを主構造として最大3m×2m程度を提示。 ■ ノーズコーン及びリーディング・エッジとC/Pi材の結合部について解析的には成立することを確認。 ■ 構造側から熱防護材へのインターフェース条件，適用部位毎のTPS寸度，形状及び継目寸度について検討。 ■ 主構造材料と熱防護材の各種の組み合わせに対し，開発費，製造費，材料費の比較検討実施。

HOPE概念設計（そのウ）

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ C/Cコンポーネント 主構造間の結合方式の検討。（チップフィン付け根部の熱解析及びチップフィン・フラッタ解析） ■ 熱防護材に対する要求設定。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ チップフィンの許容高さを設定。 ■ 熱防護材のインターフェース条件を設定。

C/C材層間剪断力強化法の検討

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 2.5次元織物C/C材の力学特性評価（クーボン・レベル）。 ■ 2.5次元織物C/C材の1m級構造部品の成形評価。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ クーボン試験により層間剪断強度が設計上問題ないレベルであることを確認。 ■ 良好な成形性を確認。

セラミックタイル熱防護材の基礎試験（その1のア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ セラミックタイル高性能化設計検討。 ■ 高性能セラミックタイルTPSユニットの設計検討。 ■ 高性能セラミックタイルTPSユニット試作 ■ 耐環境性評価基礎試験。 ■ 開発計画の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 特性値は HTP タイル以上であることを確認。 ■ TPS継ぎ目部の熱進入防止及び主構造部／アンテナ部への設計指針の取得。 ■ 成形，装着に関するプロセスデータ取得。 ■ ギャップフィラーの有効性，再使用性，タイルTPSユニットの耐環境性を確認。 ■ 開発日程，開発試験項目，必要試験設備を設定。

セラミックタイル熱防護システムの研究（その1のイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 高性能セラミックタイルTPSユニット試作，耐環境性評価基礎試験。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 耐空力加熱特性（静的加熱），耐振動特性（音響，衝撃）の良好さを確認。 ■ 特性値は HTP タイルと同等であることを確認。

セラミックタイル熱防護材の基礎試験（その1のウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ セラミックタイル高性能化設計検討。 ■ 基本特性取得試験。 ■ ユニット試作，耐環境性評価基礎試験。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 高性能化検討を実施し，素材の分散，混合方法の改善による強度向上，素材比率の変更による熱伝導率，誘導損失の低減。 ■ 特性値は HTP タイルと同等であることを確認。 ■ 試作ユニット品により空力加熱試験，音響振動試験，機械振動試験を実施し問題点のないことを確認。

C/C熱防護材の研究（その3のア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ C/C-TPS設計検討。 ■ C/C-TPSユニットの試作。 ■ C/C-TPSユニット組み合わせ基礎試験。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ インターフェース，軽量化を考慮した設計を実施。 ■ 試作によりプロセスデータを取得。 ■ 音響，振動及び衝撃に対する耐機械的環境性を確認。

C/C熱防護材の研究（その3のイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 軽量化設計の検討，ユニット試作及びユニット組み合わせ基礎試験。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ C/C-TPS成立の目処を得た（耐環境性確認）。 ■ C/Pi主構造では熱伝導率が小さく，取付部の断熱性確保のため十分な軽量化は困難。 ■ アクセスパネル，フェアリング的機能を要求される部位に有用であることを確認。

チタン合金熱防護システムの研究（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ Ti-TPSの一般部及び端部を含めた組合わせ品の設計／試作。 ■ 運用環境に対する評価試験（空力加熱、音響振動）。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 一般部用ユニット品と端部ユニット品組合わせ試作品の設計・試作により、密度、成形加工精度等の基礎データの取得。 ■ 試作ユニット品による空力加熱試験、音響振動試験により境界部局部加熱データ取得／評価、音響振動に対する耐荷重性の確認／評価。

チタン合金熱防護材の研究（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 複数ユニット品の試作試験及びこれによる空力加熱試験、音響振動試験の実施。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 隙間部及びファスナ方式のファスナ部がTPS裏面と同等の断熱特性を有していることの確認。 ■ 十分な耐音響特性の確認。 ■ コスト低下に問題が残る。

A.3.5 平成3年度の研究

HOPE概念設計（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 構造様式（構造解析、サイジング）。 ■ 降着装置取付部の熱防護対策。 ■ チップフィンフラッタ解析。 ■ 熱解析。 ■ 熱防護構想及び機内断熱材の選定及び重量推算。 ■ 軌道上-再突入時の熱環境検討。 ■ 重量軽減策の検討。 ■ 技術課題の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 胴体サイジングを実施。 ■ チップフィン桁間サイジング、重量推算の実施。 ■ 降着装置付近の概要図を作成し、成立性を確認。 ■ 超音速領域における、フラッタ現象の把握がチップフィン形態では必要なことを確認。 ■ ノーズコーン、前縁、舵面の熱移動量解析により、ホット・ストラクチャ部の再突入後の非定常な熱移動量を把握し、構造上の成立を確認。 ■ セラミックタイル主体案を採用し、重量推算を実施。 ■ 機体下面を地球に向けた場合（高度450km、円軌道）、機内断熱材は上面で最低温となり軌道上で姿勢変更必要。 ■ 着陸後空調持続時間短縮（30分→15分）。 ■ 機内断熱材からの輻射熱量を境界条件とする。 ■ フェルト型可とう断熱材の採用。 ■ 貨物室部の境界温度見直し（60℃→80℃）。 ■ セラミックタイルの直接接着。 ■ 熱防護材のトレードオフに関する検討。 ■ 機体変形に関する検討。 ■ 熱防護材の配置構想に関する検討。 ■ 熱シール性に関する検討。 ■ 非高温部の熱防護材の適用に関する検討。

HOPE概念設計（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 熱環境と機体成立性の検討。 ■ チップフィンの成立性の検討。 ■ 熱構造設計の技術課題。 ■ 熱構造設計。 ■ 開発計画の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 軌道上でTPS接着部最低温度を守るための姿勢変更の必要性を提示。 ■ 再突入時のTPS及び機内断熱材の成立性を確認。 ■ チップフィンの熱構造様式を検討。C/Piを採用すると若干重量増。 ■ 主構造材料につきC/PiとAlを広範囲に検討。重量以外ではAlの方が優れているか、または同等。 ■ セラミックタイルとフェルト状断熱材の熱防護材基準案を設定。 ■ C/C主構造とTPSとの境界部はC/Cフェアリングとする。 ■ 熱構造系の設計要求内容とその成立性、基準仕様と代替仕様を整理。 ■ C/C構造の開発と製造がクリティカル・パス。

HOPE概念設計（そのウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ C/C 主構造の成立性及び熱防護材の装着／配置方法の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ C/C 主構造成立のために、組立て用耐熱ファスナ、取付金具部断熱材開発の必要性を明示。

主構造基礎試験（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<p>C/Pi 主構造材</p> <ul style="list-style-type: none"> ■ 構造要素レベルの強度特性評価。 <p>C/C 主構造材</p> <ul style="list-style-type: none"> ■ C/C 部材のチップフィン桁間構造または舵面一次構造への適用性評価。 ■ 1m 級桁間構造要素の部品試作及び強度試験評価。 ■ コーティング・システムの耐熱・耐酸化性評価。 ■ 非破壊検査手法の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 現在実施中〔平成5年12月時点〕。

主構造基礎試験（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<p>C/Pi 主構造材</p> <ul style="list-style-type: none"> ■ 構造要素レベルの強度特性評価。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 現在実施中〔平成5年12月時点〕。

[続く]

主構造基礎試験（そのイ） [続き]

作 業 項 目	内容または成果の概要
C/C主構造材 ■ C/C部材のチップフィン桁間構造または舵面一次構造への適用性評価。 ■ 1m 級桁間構造要素の部品試作及び強度試験評価。 ■ コーティング・システムの耐熱・耐酸化性評価。 ■ 非破壊検査手法の検討。	■ 現在実施中 [平成5年12月時点]。

主構造基礎試験（そのウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
C/Pi主構造材 ■ 構造要素レベルの強度特性評価。 C/C主構造材 ■ C/C部材のチップフィン桁間構造または舵面一次構造への適用性評価。 ■ 1m 級桁間構造要素の部品試作及び強度試験評価。 ■ コーティング・システムの耐熱・耐酸化性評価。 ■ 非破壊検査手法の検討。	■ 現在実施中 [平成5年12月時点]。

外国アーク風洞試験（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
C/C主構造材 ■ 淀点試験（アーク加熱風洞試験）、輻射率測定。 セラミックタイル、C/C-TPS ■ ウェッジ試験（アーク加熱風洞試験）、輻射率測定。	■ 高温の輻射率データ取得、耐熱性確認。

外国アーク風洞試験（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
C/C主構造材 ■ 淀点試験（アーク加熱風洞試験）、輻射率測定。 セラミックタイル、C/C-TPS ■ ウェッジ試験（アーク加熱風洞試験）、輻射率測定。	■ 高温の輻射率データ取得、耐熱性確認。

作 業 項 目	内容または成果の概要
C/C主構造材 ■ 淀点試験（アーク加熱風洞試験），輻射率測定。 セラミックタイル、C/C-TPS ■ ウェッジ試験（アーク加熱風洞試験），輻射率測定。	■ 高温の輻射率データ取得，耐熱性確認。

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 構造様式，材料のトレードオフ（見直し）。 ■ 構造解析（見直し）。 ■ チップフィン（C/Pi）の成立性検討。 ■ 熱防護構想，機内断熱材の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 見直し実施。基本的変更なし。 ■ 見直し実施。基本的変更なし。 ■ チップフィン桁間構造（C/Pi + TPS）の成立性を確認。 ■ 基本的変更なし。

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ システム設計の技術課題。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 表面最高温度800℃以下の領域に適用可能性のある、可とう断熱材の有効性について検討。 利点：重量軽減，製造期間が短縮。 欠点：開発リスク，機体表面の平滑性，寸法精度。
■ 初期型HOPE 構造系仕様。 熱防護系仕様。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 翼胴主構造はC/Pi，チップフィン，舵面はC/Cを選定。 ■ セラミックタイルを主体。タイルの耐熱温度を越える高温部はC/C製カバー。低温部は可とう断熱材を適用。
■ HOPE技術試験機 構造系仕様。 熱防護系仕様。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 主構造はAl，チップフィンはウォーム・ストラクチャ，舵面はC/Cを選定。 ■ セラミックタイルを主体，タイルの耐熱温度を越える高温部はC/C製のカバー，低温部可とう断熱材を適用。

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 9 ton 級HOPEの検討。 ■ 技術試験機の検討。 ■ 可とう断熱材の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 9 ton 級HOPEと従来HOPEの間に、基本的な構造様式の差は無い。 ■ 技術試験機の構造様式は、胴体をアルミ、主翼チップフィンをC/Piとし、エレボン／ボディフラップもC/Cを減らした案を提案した。

環境強度基礎試験 [C/Pi主構造材]

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ NALの環境試験装置を使用して高温環境下での強度試験を実施し装置の問題点等を把握。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 高温環境下での試験上の問題点等把握。 ■ コンポーネント・レベルの高温環境試験の実施及び評価技術の修得。 ■ 高温環境下であってもクーポン・レベルで取得したりダクション・ファクタを用いることにより、従来の複合材と同様の設計技術が適用できることが判明した。

熱防護システム (TPS) の研究 (そのア) [セラミックタイル-TPS, C/C-TPS]

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ セラミックタイル装着強度評価試験。 ■ TPS吸湿、脱湿特性試験。 ■ TPS断熱特性評価試験法の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 直接装着のセラミックタイルTPSの強度基礎データ取得。 ■ セラミックタイル, C/C-TPS内部断熱材へ適用する撥水剤の有効性確認。 ■ 断熱特性評価試験装置の調査。

熱防護システム (TPS) の研究 (そのイ) [セラミックタイル-TPS, C/C-TPS, Ti-TPS]

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ セラミックタイル直接装着の強度評価、機体変形追従性評価。 ■ 適用撥水剤の調査、撥水剤評価試験。 ■ 熱伝導率測定試験。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 接着部の面外引張強度、剪断強度及び変形追従性に関する基礎データ取得。 ■ 撥水剤を選定しセラミックタイル, C/C-TPS内部断熱材に対し降雨条件下での性能を確認。 ■ SIP用フェルトの減圧下における面外方向熱伝導率を取得。 ■ Ti-TPS の減圧下における熱伝導率を取得。

熱防護システム (TPS) の研究 (そのウ) [セラミックタイル-TPS, C/C-TPS]

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ セラミックタイルの直接装着の強度評価試験。 ■ 脱湿、吸湿特性試験。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 適用に際しては何らかの改良、機体側変形量の抑制が必要。 ■ 撥水剤の有効性を確認。

A.4 飛行制御系研究の研究概要**A.4.1 昭和61年度の研究****宇宙往還輸送システムの研究 (その1のア)**

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 全体システムの検討。 ■ エントリ及び自動着陸システムの検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 航法・誘導・制御システムの要求条件、システム構成及び開発計画概要取りまとめ。 ■ エントリ及び自動着陸に関わる誘導制御システムの概略仕様設定。

宇宙往還輸送システムの研究（その1のウ）

作業項目	内容または成果の概要
■ 搭載電子機器の重量検討。	■ STS 実績を基に搭載電子機器の重量見積り。

誘導制御系技術の研究（1）宇宙往還輸送機誘導制御システム技術の研究

②システム構成技術の研究

作業項目	内容または成果の概要
■ システム構成上の重要技術の検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ システム構成上の重要技術である冗長管理技術、データ伝送方式、システムの自動化及びマン・マシン・インタフェースについて他機例を含む調査・検討。 ■ 開発試験（地上試験、飛行試験）計画の検討。 ■ 上記調査・検討結果に基づき誘導制御系のシステム構成及び仕様の1次案策定。

誘導制御系技術の研究（1）宇宙往還輸送機誘導制御システム技術の研究

③着陸誘導制御技術の検討（そのア）・操縦性評価基準検討。

作業項目	内容または成果の概要
■ 操縦性評価基準の検討。	■ STS 及び航空機等の操縦性評価基準をまとめ有人往還機への適用指針明示。
■ 航法・誘導・制御アルゴリズムの検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ STS のTAEM～A/Lフェーズのアルゴリズムを調査検討し、誘導制御のシミュレーションにより機能を確認。往還機への必要改良点明示。 ■ 航法機器使用フェーズの明確化。 ■ 必要機能／使用機器種類の明確化。 ■ 機器ブロック図作成。
■ 検証法の検討。	■ 着陸誘導システム全体機能検証のための試験／手法／手順を明示。
■ 環境条件検討。	■ 適用スペック設定。
■ 開発シナリオ検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 開発シナリオ（案）作成。 ■ アルゴリズム開発に必要な解析ツール提案。
■ 試験（案）検討。	■ 地上／飛行試験（案）作成。

誘導制御系技術の研究（1）宇宙往還輸送機誘導制御システム技術の研究

③着陸誘導制御技術の検討（そのイ）

作業項目	内容または成果の概要
■ 誘導制御システム（操縦性評価基準、航法誘導制御アルゴリズム）の検討。	■ STS 及び航空機等の規格、基準、設計例等を調査検討し、宇宙往還輸送機の操縦性評価基準、環境条件及び航法誘導制御アルゴリズムに関する概念検討及び仕様設定の指針を設定。
■ 誘導制御システム（システム構成、構成機器、検証法）の検討。	■ 構成機器、地上試験、飛行試験項目に関する概念検討及び仕様設定の指針を設定。
■ 航法支援機器の検討。	■ MLS 地上設備、GPS 支援設備を調査検討し、適用可能性必要性を明示。
■ 解析ツールの検討。	■ 着陸誘導制御の解析に必要なデータ／ツールについて検討し設計解析作業の指針設定。

誘導制御系技術の研究（１）宇宙往還輸送機誘導制御システム技術の研究

③着陸誘導制御技術の検討（そのウ）

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 着陸誘導制御システムの検討。 ■ 解析ツールの検討。 ■ 航法支援装置の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ システム機能・仕様設定に当たって運用要求，誘導制御目標を明確にし，各サブシステムの機能及びシステム構成を定義。 ■ STS の調査結果に基づき，航法・誘導・制御アルゴリズム及び技術的根拠を明確化。 ■ アクチュエータへの要求仕様の具体化，搭載計算機のマイナー・サイクル及び構成機器の具体的仕様の明確化。 ■ 自動着陸システム検証試験全体構想を設定し，各種実験機の位置づけを明らかにし，各種実験機で確認できる項目を明示。 ■ 開発に必要な機体特性データ及び解析ツールの検討。 ■ 航法支援システムのシステム構成を検討し VOR, DME, TACAN, MLS 等装置の機能・性能を検討。

A.4.2 昭和 62 年度の研究

宇宙往還輸送システムの研究（その 2 のア）

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ クロスレンジ要求／能力，飛行計画及び軌道離脱ウインドウの検討。 ■ 誘導制御系要求の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 帰還回数検討，ノミナル飛行経路案作成及びダウンレンジ調節能力の検討。 ■ 誘導制御系機能要求及びサブシステム・インターフェース等の取りまとめ。

宇宙往還輸送システムの研究（その 2 のイ）

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ クロスレンジ要求の検討。 ■ 飛行計画の検討。 ■ 誘導制御システム機能要求仕様の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 複数の着陸候補地への着陸に必要なクロスレンジ設定。 ■ ランデブ／バーシングを含む任務プロファイルの作成及び軌道離脱ウインドの設定。 ■ 機能要求，特性，精度及びサブシステム・インターフェース等の設定。

宇宙往還輸送システムの研究（その 2 のウ）

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 誘導制御系に対する要求仕様検討。 ■ 軌道軌道離脱ウインドウの解析。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 誘導精度要求値の設定と根拠の明確化。 ■ TAEM～A/L フェーズ基準軌道設定。 ■ 詳細システム構成図作成。 ■ 機器機能分担表作成。 ■ 各サブシステム及び E-PKG とのインターフェース設定。 ■ 信頼性解析実施。 ■ ダウンレンジ，クロスレンジ能力の概略検討。

[続く]

宇宙往還輸送システムの研究（その2のウ）【続き】

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 遠隔操縦系検討。 ■ ランデブ・ドッキング系検討。 ■ 環境条件検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 運用案策定。 ■ 運用案策定。 ■ マニピュレータ系仕様概略設定。 ■ 耐振動対策案作成及び振動解析実施。

誘導制御系技術の研究（1）宇宙往還輸送機誘導制御システム技術の研究 ②システム設計検討

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ システム設計検討及びシステム管理則の設計検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 1 フェイル・オペラティブを基本とした3重系のシステムを構成し、システムの機能、性能、データ・インタフェース、構成品仕様を検討し、誘導制御システム仕様書（案）設定。 ■ 軌道上及び着陸フェーズについて、システムの全自動化を検討。 ■ 各段階における誘導制御システム試験の試験内容及び試験構成を設定。 ■ 各種設計評価基準の検討。 ■ 冗長管理の設計検討により、関連機器及びソフトウェアに対する仕様を設定。

誘導制御系技術の研究（1）宇宙往還輸送機誘導制御システム技術の研究

⑤着陸誘導制御技術の検討（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 着陸フェーズ誘導制御システムの検討。 ■ 着陸フェーズ航法誘導制御則の設計検討。 ■ 軌道上／再突入フェーズの制御方式の設計検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ システム仕様の見直し、遠隔操作系の検討。 ■ 基準軌道、航法誘導制御アルゴリズムの設計検討。 ■ 冗長構成検討（信頼性ブロック図作成）。 ■ 冗長管理方式検討。 ■ 誘導制御機器接続図作成。 ■ TAEM～A/L フェーズに関し外乱を含む環境に対応するようアルゴリズムを改良し6自由度シミュレーションの実施により改良指針明示。 ■ 複合航法を検討し方式設定。 ■ アルゴリズム検討結果を開発仕様書（案）に反映。 ■ 制御ブロック図を設定し、再突入時の RCS→空力舵面切り替え時期設定。

誘導制御系技術の研究（1）誘導制御システム技術の研究 ⑤着陸誘導制御技術の検討（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 着陸フェーズ誘導制御システムの検討。 ■ 着陸フェーズ航法誘導制御則の設計検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 遠隔操縦シミュレーションにより、3000mx60m 滑走路への十分な着陸精度を確認し、マンマシンインタフェース設定。 ■ 自動／遠隔操縦に適合するアルゴリズムの検討により、適合性確認し舵面アクチュエータの要求仕様設定。

【続く】

誘導制御系技術の研究（１）誘導制御システム技術の研究

⑤着陸誘導制御技術の検討（そのイ）〔続き〕

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 軌道上／再突入フェーズ制御方式の設計検討。 ■ 誘導制御システム。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ RCS スラスタの配置案設定，RCS 推力要求値算出，OMSジンバルアクチュエータ要求性能設定。 ■ システム仕様の見直し。 ■ センサ，計算機及びサーボ系の冗長管理方式設定。 ■ センサ誤差の感度解析実施。

誘導制御系技術の研究（１）宇宙往還輸送機誘導制御システム技術の研究

⑤着陸フェーズの誘導制御系の検討（そのウ）

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 着陸フェーズ誘導制御システムのシステム検討。 ■ 着陸フェーズ航法誘導制御則の設計検討。 ■ 軌道上／再突入フェーズの制御方式検討。 ■ 航法・誘導・制御則開発仕様書（案）の作成。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 着陸フェーズの誘導制御システムのシステム仕様と冗長管理方式の見直し，マン・マシーン・インタフェースの機能検討及び開発計画検討。 ■ 着陸フェーズの基準軌道及び航法・誘導・制御アルゴリズムの設計検討を行い，風等の外乱の着陸精度への影響をシミュレーションにより評価。 ■ 軌道上及び再突入フェーズの制御方式の評価・検討によりOMS，RCS 制御系構成及び能力要求を設定。 ■ 航法・誘導・制御則の基本仕様を設定し，開発仕様書（案）策定。

宇宙往還機要素技術の検討 搭載電子機器（そのカ）

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 搭載電子機器（ADS）の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ ADSのシステム構成，概略仕様及び開発計画の検討。

A.4.3 昭和 63 年度の研究

宇宙往還輸送システムの研究（その３のア）

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 飛行計画の検討。 ■ 誘導制御系とりまとめ。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ ノミナル飛行経路及び空力加熱検討用飛行経路（総加熱量最大飛行経路）作成。 ■ システム要求，インタフェース設計要求，解析条件，着陸時の条件，アクチュエータに対する条件等の取りまとめ。

宇宙往還輸送システムの研究（その３のイ）

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ システム要求検討。 ■ 機体インタフェース検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ システム機能構成見直し。遠隔操縦系の機能要求設定。 ■ 機器取付インターフェース検討。 ■ 航法について要求条件の明確化及び構造，配置，熱防御方法の設定。 ■ 機体と DIU 経由で授受するインタフェース信号の明確化。

〔続く〕

宇宙往還輸送システムの研究（その3のイ）【続き】

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 他サブシステムとのインタフェース検討。 ■ 他システム特性検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 通信データ処理系，電力系，アクチュエータ系，推進系，地上系との信号インタフェース明確化。 ■ 3重冗長+遠隔操縦システム構成の特性検討。

宇宙往還輸送システムの研究（その3のウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 空力設計（再突入フェーズのクロスレンジと空力加熱制限）検討。 ■ 再突入飛行経路の検討。 ■ 着陸飛行経路の検討。 ■ 必要増速能力の検討。 ■ 冗長対策検討。 ■ 搭載機器仕様設定。 ■ 設計条件設定。 ■ アクチュエータ系用 E-PKG の検討。 ■ 開発計画検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 揚抗比，揚力面荷重，クロスレンジ，最大空力加熱率の相関関係について翼面荷重存在域評価図作成。 ■ 再突入時の制約条件を明示し迎角スケジュール／動圧制限を含む標準飛行経路設定。 ■ TAEM～A/L 基準軌道を設定し最悪条件での性能確認。 ■ 軌道離脱に必要な増速能力と初期軌道高度，再突入時経路角，再突入時慣性速度，空力加熱等の制約を示す評価図作成。 ■ FCC による機器冗長対策の集中管理方式設定。動作異常機器に停止信号を電力系に指令。 ■ 搭載機器（試験用）の重量／必要電力算出。 ■ 搭載機器環境条件設定。 ■ FCC と E-PKG インタフェース設定。 ■ 試験用装置仕様設定。

HOPE 誘導制御システムの研究 ②誘導制御システムの設計（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ システム設計。 ■ システム管理則の検討。 ■ DIU の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ システム構成を検討し自動3重冗長+遠隔操縦が最適。 ■ 誘導制御系内部インターフェースを検討しバス負荷率算出 ■ システム管理処理内容を明示し，CPU 負荷率算出。 ■ DIU のシステム構成，回路設計，使用部品の検討。

HOPE 誘導制御システムの研究 ②誘導制御システムの設計（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ システム設計。 ■ システム試験の検討。 ■ システム管理則の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ システム仕様，誘導制御システム内インタフェース及び構成要素の仕様，機体システムとのインタフェースを検討しシステム構成案設定。 ■ 地上システム試験，着陸航法系試験，インフライト・シミュレーション試験の試験計画策定。 ■ システム管理ソフトウェアの規模推定。 ■ 入出力ソフトウェアに関し負荷低減の検討。 ■ 舵面 E-PKG 側での冗長管理方式を提案。

【続く】

HOPE 誘導制御システムの研究 ②誘導制御システムの設計（そのイ）【続き】

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ データインタフェース・ユニット(DIU)の検討。 ■ 開発計画の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ DIU の基本仕様設定。 ■ WBS構成／開発スケジュールを設定し、システム試験設備の概略仕様取りまとめ。

HOPE誘導制御システムの研究 ③着陸誘導制御系の設計解析（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 遠隔操縦システムの検討。 ■ 軌道上フェーズの制御則の設計解析。 ■ 再突入フェーズの制御則の設計解析。 ■ 最終エネルギー調節（TAEM）フェーズの航法誘導制御則の設計解析。 ■ 進入着陸（A/L）フェーズの航法誘導制御則の設計解析。 ■ プログラム機能仕様書作成。 ■ 要求仕様の検討。 ■ 開発計画の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 着陸時の遠隔操縦システムの全体機能を検討し、自動／遠隔切替条件及びインタフェース方式を明示。 ■ FMEA を実施し、全体システム信頼度評価。 ■ OMS, RCS 配管系統冗長化構成を基にした制御則を設計し、シミュレーションにより機能確認及びアクチュエータ要求仕様設定。 ■ 制御アクチュエータ使用範囲を検討し、サブフェーズ別制御系構成を設定。 ■ シミュレーションにより機能を確認し、RCS 推進消費量推算。 ■ センサー真モデルの作成及び航法フィルタ設計により航法精度を概略評価し最適機器組合わせを設定。 ■ 基準軌道を設定しエネルギー管理誘導アルゴリズムを検討して、要求を満たす誘導則を得た。 ■ 縦及び横方向系について要求を満たす制御則を得た。 ■ 6 自由度シミュレーションにより誘導制御機能の確認。 ■ 使用する航法機器の組合わせについて検討し要求を満たす航法則を得た。 ■ 基準軌道／誘導制御則を設計し、風等の外乱条件下でも要求を満たすことを 6 自由度シミュレーションにより確認。 ■ 航法誘導制御アルゴリズムを基に、ソフトウェア開発仕様書作成。 ■ 空力特性推算誤差及び装備・誘導制御機器に関する要求取りまとめ。 ■ HOPE 誘導制御システム開発基本計画見直し。

HOPE誘導制御システムの研究 ③着陸誘導制御系の設計解析（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 遠隔操縦システムの検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 遠隔操縦システムの位置づけ、システム構成検討。

【続く】

HOPE誘導制御システムの研究 ③着陸誘導制御系の設計解析（そのイ）【続き】

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 軌道上／再突入フェーズ制御則設計解析。 ■ TEAM フェーズの航法誘導制御則の設計解析。 ■ A/L フェーズの航法誘導制御則の設計解析。 ■ 要求仕様及び開発計画検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ RCS の要求性能設定。 ■ RVD 時に精度要求からバーニャスラスト必要。 ■ 再突入時のバンク角速度の要求能力設定。 ■ エルロン／ヨー RCS のハイブリッド制御における横方向安定性制御評価パラメータを導出し有効性を確認。 ■ 制御則のパラメトリック解析により、サブシステム設計に必要なデータの取得。 ■ TAEM 航法則を検討しベースライン方式の妥当性確認。 ■ TAEM インタフェース条件を設定し、基準軌道（エネルギー・プロファイル）設計。 ■ 航法則の検討を実施し、IMU-GPS 複合航法が最良。バックアップとしてはIMU-ADS-LAR-DMEが良。 ■ A/L 航法則を検討しベースライン方式の妥当性確認。 ■ A/Lフェーズの基準軌道設計。 ■ フレアモード（1 段、2 段）検討。 ■ 誘導制御系ソフトウェアの開発計画検討。

HOPE誘導制御システムの研究 ③着陸誘導制御系の設計解析（そのウ）

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 遠隔操縦システムの検討。 ■ 軌道上フェーズの制御則の設計解析。 ■ 再突入フェーズの制御則の設計解析。 ■ 最終エネルギー調節（TEAM）及び進入着陸（A/L）フェーズの 航法誘導制御則の設計解析。 ■ プログラム機能仕様書。 ■ 要求仕様の検討。 ■ 開発計画の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 遠隔操縦システムの機能・構成の検討。 ■ 遠隔操縦システム内許容時間遅れを操縦性評価基準に基づいて明示。 ■ 軌道上フェーズの制御則設計。 ■ 再突入フェーズの制御系検討結果に基づき飛行シミュレーションを実施し制御ロジックの妥当性確認。 ■ TAEM 及び A/L フェーズの航法フィルタ能力・精度評価。 ■ TAEM フェーズのエネルギー管理則及び制御則の設計を行い、飛行シミュレーションにより航法・誘導・制御則の妥当性確認。 ■ A/L フェーズの基準軌道及び誘導制御則を設定し、風、空力係数誤差等の外乱を与えたシミュレーションを実施し、3000m x 60m 級滑走路に着陸可能を確認。

HOPE誘導制御機器の研究 ③誘導制御機器の研究（そのカ）

作業項目	内容または成果の概要
■ ADS システム基本設計。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 機能要求（全体構成、大気計測法、冗長化、防水機能）設定。 ■ 機能（センサデータ加工内容、テレメータデータ項目、信号数／信号形式）設定。 ■ システム特性（計測範囲、寸度／重量／消費電力、信頼性）設定。 ■ 機械的／電氣的インタフェース設定。 ■ 新規部品開発要求を含む開発計画策定。

HOPE誘導制御機器の研究 ③誘導制御機器の研究（そのキ）

作業項目	内容または成果の概要
■ ADS システムの検討。	■ ADS システムについて検討し、機能要求、1 フェイルオペラティブ構成、温度圧力計測方式、冗長化方法とBIT付加機能、インタフェースを設定。
■ ADS システム特性の検討。	■ ADSP、ADSE の重量の重量、寸度及び電力の見積り。
■ ADS システムの軽量化、低消費電力化及び部品の検討。	■ ADS システムの軽量化、低消費電力化及び部品の検討。

HOPE誘導制御機器の研究 ③誘導制御機器の研究（そのク）

作業項目	内容または成果の概要
■ ADS システムの検討。	■ システム構成、インタフェース、システム特性及び軽量化・低消費電力化を検討し、開発仕様書（案）改訂。
■ ADS システムの部品の検討。	■ ADS 開発に必要な部品表作成。
■ ADS システムの開発計画の検討。	■ ADS システムの開発スケジュール、作業区分構成及び開発設備について取りまとめ。

A.4.4 平成元年度の研究

HOPE 概念設計（そのア）

作業項目	内容または成果の概要
■ 飛行計画検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 10ton 及び大型 HOPE の飛行計画作成。 ■ 再突入条件取りまとめ。
■ 誘導制御系設計。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 構成品及びインタフェース等の細部に亘る仕様設定。 ■ 遠隔操縦系検討。 ■ 軌道上、再突入、TAEM 及び進入・着陸フェーズのシミュレーションを含む設計解析により航法・誘導・制御則取りまとめ。 ■ 再突入フェーズの設計指標提案。 ■ 舵面アクチュエータ、OMS、RCS、着陸場及び誘導制御機器への要求取りまとめ。 ■ DIU、ADSのシステム仕様取りまとめ。 ■ 技術課題及び対応策取りまとめ。

HOPE 概念設計（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 誘導制御系システム検討。	■ システム諸元，インタフェースを見直しチェックアウト機能の概念提示。
■ 遠隔操縦系の検討。	■ 遠隔操縦シミュレータ試験を実施し，表示方式及び操縦安定性指標を検討。
■ 誘導制御系の設計解析。	■ 軌道投入から着陸／接地／停止フェーズのアルゴリズム見直し。
■ 設計基準の検討。	■ 基本的空力特性要求取りまとめ。 ■ チップフィンのサイジング法を提示し，関連サブシステムへの基本要求設定。
■ システム設計。	■ RVD ミッションを前提とした冗長度の再検討。

HOPE 概念設計（そのウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ RVD 時姿勢制御の検討。	■ 姿勢制御必要精度設定及び軌道上制御ブロック図作成
■ 大型 HOPE の軌道上／再突入フェーズの設計解析。	■ 制御系構成及びブロック図は 10ton 級と同一。 ■ RCS 推薬消費量見積もり。
■ 大型 HOPE の TAEM～A/L フェーズの設計解析。	■ 基準軌道，航法誘導制御アルゴリズムは 10ton 級と同一とし，シミュレーションにより満足な機能確認。
■ 10ton 級 HOPE の遠隔操縦系検討。	■ システム／ハードウェアを設定し，遠隔操縦が必要になる運用モードを明確にし，シミュレーション試験によりシステムの実現性確認。
■ 軌道上／再突入フェーズの設計解析。	■ RCS，OMS/TVC 両方の制御則を設定し，シミュレーションにより機能を確認。 ■ RCS→空力舵面移行制御則を設定しシミュレーションにより機能を確認。 ■ 推薬消費量推算。 ■ シミュレーションにより誘導／制御間の問題点を明示。 ■ 設計解析用各種誤差の設定。
■ TAEM～A/L フェーズの設計解析。	■ 基準軌道設定手順を明示して，航法誘導制御アルゴリズムを設計し，シミュレーションにより機能を確認。 ■ 設計解析用各種誤差の設定。
■ 遠隔操縦機能の検討。	■ 必要機能の抽出，シミュレーション評価，システム構成案作成。
■ 搭載ソフトウェア検討。	■ 搭載ソフトウェアの規模算出。
■ 設計基準の検討。	■ 制御性／安定性／遠隔操縦性指標の検討。
■ 要求仕様の検討。	■ 誘導制御系から他系への要求仕様設定。
■ 搭載飛行制御機器仕様検討。	■ 搭載機器仕様設定。
■ 冗長性対策の検討。	■ 異常機器の種類に応じた対処措置設定。
■ 飛行／航法機器及び姿勢制御用機器の要求整理。	■ 搭載機器の使用目的／使用フェーズを整理し，ブラックアウトを含む切替シーケンスを検討。

[続く]

HOPE 概念設計（そのウ） [続き]

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ FCC 仕様検討。 ■ アクチュエータ系 E-PKG の検討。 ■ 各種制御系用 DIU の検討。 ■ 運用計画検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ CPU 仕様設定。 ■ FCC の重量、寸度、消費電力及び信頼性設定。 ■ E-PKG インタフェース、要求構成品及び仕様設定。 ■ DIU 管理対象の見直し。 ■ 運用案の検討と地上支援機器の設定。

HOPE 誘導制御技術の研究②飛行制御研究用シミュレーション・プログラムの設計検討（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ プログラム仕様の検討。 ■ 設計／制作／検証手順の検討。 ■ 文書体系の検討。 ■ 開発計画の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ プログラムの構成設定。 ■ 設計制作から検証に至る案を提示。 ■ 整備すべき文書の性格、作成時期、適用範囲の案提示。 ■ システム試験に到るまでの作業スケジュールををまとめ、運用計画、作業 WBS を策定。

HOPE 誘導制御技術の研究 ②飛行制御研究用シミュレーション・プログラムの設計検討（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ プログラム仕様の検討。 ■ 設計／制作／検証手順の検討。 ■ 開発仕様書（案）開発計画の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ GCP, FSP の検討及びHOTOS を利用した検証方法の検討。

HOPE 誘導制御技術の研究 ②飛行制御研究用シミュレーション・プログラムの設計検討（そのウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ プログラム仕様の検討。 ■ 機能シミュレーション・プログラムの設計／制作／検証の手順及び方法の検討。 ■ 文書体系の検討。 ■ 機能シミュレーション・プログラム開発仕様書（案）の作成。 ■ 飛行制御研究用搭載プログラム開発計画の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ HOPE 搭載プログラムの構成検討及び進入着陸フェーズを対象とした飛行制御用機能シミュレーション・プログラムの開発手順と開発仕様書（案）の策定。

HOPE誘導制御システムの研究 ③着陸誘導制御系の設計解析（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ インフライトシミュレーション試験の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 誘導制御系システムの技術課題を抽出整理し、各試験構想を検討しスケジュール、供試体及び試験設備を設定。

HOPE 誘導制御技術の研究 ③誘導制御システム試験の検討（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 地上システム試験及び着陸航法系試験の検討。 ■ インフライト・シミュレーション試験の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 技術開発課題の明確化，課題解決のための研究項目整理，試験構想の設定。 ■ BBM システム試験，EM システム試験目的及び方法等の見直し。 ■ Do228 機を使用したインフライト・シミュレータ自身を設計対象とした自動着陸システムの開発により HOPE 開発技術の習得を図る案を提案。

A.4.5 平成2年度の研究

HOPE 概念設計（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 技術課題の検討及び設計検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 迎角プロファイルの検討。 ■ 再突入／進入着陸フェーズの統合解析実施。 ■ 遠隔操縦系による機体回収の可能性検討。 ■ 機器個数，重量及び消費電力低減化の検討。 ■ 搭載ソフトウェア規模の見直し。 ■ システム構成見直し。

HOPE 概念設計（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 誘導制御系設計の問題点検討。 ■ 大型 HOPE のシステムの検討。 ■ ランデブ・ドッキングの検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 再突入及びA/L フェーズの航法誘導制御則を統合し，シミュレーションによって評価。 ■ A/L フェーズ航法則を見直し，フィルタゲインの複数点設計により誤差の影響を軽減。 ■ A/L フェーズの基準軌道設計法及び誘導制御則設計法をまとめ，設計結果をシミュレーションによって評価。 ■ 遠隔操縦系の構成を検討分析し，適用範囲／条件を設定。パイロットシミュレーションにより機能，有用性を確認。 ■ 軌道上-再突入- TAEM - A/L - 接地停止の各フェーズについて誘導制御則の概略明示。 ■ ADS の必要性及びデータベースの統合／分離と／実行時間の見積もり，システム点検／飛行計画／テレメータデータ生成機能の細部検討。 ■ 宇宙ステーション近傍運用を検討し飛行領域，パーシング・ボックス，軌道設計及び運用シナリオ設定。 ■ 軌道上姿勢，コンタミネーション及び RVD 技術実証方法の検討。

HOPE 概念設計（そのウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 制御系設計基準の調査検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 再突入フェーズの必要制御モーメントと TAEM 以降の横方向制御性に重点を置いて検討するとともに，他機の基準例を調査して基準案策定。

[続き]

HOPE 概念設計（そのウ）【続き】

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 誘導制御系設計解析。	■ 再突入フェーズの航法誘導制御統合シミュレーションを実施しインタフェース上の問題点明示。
■ 遠隔操縦による機体回収の可能性検討。	■ TAEM フェーズから連続した A/L フェーズの航法誘導制御統合シミュレーションを実施し機能を確認。
■ 航法機器モデルの整備。	■ 遠隔操縦シミュレーションを実施し、遠隔操縦の有用性、機体回収の可能性を把握確認、操縦に必要な機器の見直し。
	■ 機器モデル（IMU, GPSR, DOPPLER, RA）作成。

HOPE 飛行制御研究用搭載ソフトウェアの試作（その 1 のア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 研究用 FSP の設計制作。	■ 開発仕様書（案）見直し。
■ 研究用 GCP の設計検討。	■ プログラムチャートを作成し FSP を C 言語で作成。
	■ FSP 設計制作上の評価基準及び運用方法検討。
■ 飛行制御システム試験及び研究計画検討。	■ GCC 間冗長管理則の機能構成設定。
	■ 専用 OS に要求する機能及びインタフェース設定。
	■ 研究用 GCP のプログラム構造設定。
	■ 必要な準備作業の構想を検討し概要を提示。

HOPE 飛行制御研究用搭載ソフトウェアの試作（その 1 のイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 研究用 FSP の設計制作。	■ FSPを設計制作しHOTOS との統合シミュレーション実施。
■ 研究用 GCP の設計検討。	■ GCC 間冗長管理則及びデータバス冗長管理則の検討。
■ 飛行制御システム試験及び研究計画検討。	■ ICS シミュレーション試験及びICE ハードウェア試験の形態立案。

HOPE 飛行制御研究用搭載ソフトウェアの試作（その 1 のウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 研究用機能シミュレーション・プログラム（FSP）の設計／製作。	■ FSPの設計制作を行うとともに開発工程の評価。
■ 研究用搭載ソフトウェア（GCP）の設計検討。	■ GCP の入出力管理、冗長管理機能及び OS の設計。
■ 飛行制御システム試験研究計画検討。	■ 飛行制御システム試験（ICS 試験、GCC／データ・バス試験）の試験計画取りまとめ。

A.4.6 平成3年度の研究

HOPE 概念設計（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 技術課題の検討及び設計検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 空力加熱推算法とその設計への反映方針設定。 ■ 制御性、重量及び構造の観点からチップフィンのサイジングを行い成立性確認。 ■ 再突入フェーズ航法・誘導・制御則統合6自由度シミュレーションの実施。 ■ 遠隔操縦系による機体回収の可能性検討。 ■ 設計要求内容とその成立性及び機体仕様の整理。

HOPE 概念設計（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 誘導制御則設計の技術課題検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ A/L フェーズの誘導制御則見直し。 ■ プリフレアコマンド生成法及び横風着陸時のデクラブ／デロールのロジック検討。 ■ 遠隔操縦系による機体回収性検討（航法系故障時は回収可能、制御系機能喪失時は回収不能）。
■ システム設計。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 設計内容の整理、成立性の検討評価。 ■ A/L フェーズの航法精度改善、基準軌道、制御ゲイン、遠隔操縦適用可能範囲等について詳細検討の必要性判明。 ■ システム構成及び機器主要諸元設定。 ■ システム冗長度、ADS 要否、バス削減案、TAEM～A/L 航法方式・精度を検討。
■ ランデブ・ドッキングの検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ ETS-X (Ⅶ) における HOPE 固有実験計画立案。

HOPE 概念設計（そのウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ チップフィン成立性検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 帰還フェーズにおける飛行特性の判定項目、判定方法取りまとめ。 ■ 航法誘導制御統合シミュレーションによりチップフィン成立性確認。
■ 誘導制御系の設計解析。	<ul style="list-style-type: none"> ■ RCS→空力舵面切替時期及び制御則を見直し、再突入フェーズの航法誘導制御統合シミュレーションを実施してインタフェース上の問題点明示。 ■ A/L フェーズの航法誘導制御統合シミュレーションによりアルゴリズムの整合性及び誘導制御系の成立性確認。
■ 遠隔操縦による機体回収可能性の検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ TAEM フェーズ以降で自動系による対処不可能な状況の分類と処置を検討し、遠隔操縦系の有効性確認。
■ システム検討及び誘導制御系設計。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 再突入、A/L フェーズのアルゴリズム設計検討。 ■ 飛行／航法支援機器の比較検討。
■ アクチュエータ・インタフェース検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ E-PKG～アクチュエータ信号ブロック図作成。
■ データ伝送方式の検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ バス構成図作成。

[続く]

HOPE 概念設計（そのウ）【続き】

作業項目	内容または成果の概要
■ 通信系とのインタフェース検討。	■ 通信データフォーマット及びアンテナとのインタフェース設定。

HOPE 飛行制御研究用搭載ソフトウェアの試作（その２のア）

作業項目	内容または成果の概要
■ 研究用 FSP 単独／統合機能確認。	■ 航法・誘導・制御各々の単体機能を、サブルーチン単位から確認手順を設定し、どう機能を確認。 ■ モジュール間インタフェースを確認し、ノミナル・ケースについて航法・誘導・制御機能を 6 自由度シミュレーションで確認。 ■ IMU の故障を想定し過渡特性データ取得。
■ 研究用 GCP の基本設計。	■ 研究用 GCP 開発仕様書を設定し、アプリケーション・プログラムの基本設計を行い仕様書（案）取りまとめ。 ■ 搭載プログラム OS に要求される機能及びインタフェース項目を明示。 ■ GCP 設計作業における開発工程の評価基準の検討・設定。
■ 飛行制御システム試験の検討。	■ 飛行制御システム試験及び必要な準備作業の構想（案）を見直し、どう試験計画書（案）作成。

HOPE 飛行制御研究用搭載ソフトウェアの試作（その２のイ）

作業項目	内容または成果の概要
■ 研究用 FSP による解析。	■ 研究用 FSP を検証し、結果を反映。
■ 研究用 GCP の基本設計。	■ FSP 検証結果を踏まえ GCP 基本設計完了。
■ 飛行制御システム試験の検討。	■ GCP 制作後の飛行制御システム試験について試験形態、内容、供試体、試験設備を設定。

HOPE 飛行制御研究用搭載ソフトウェアの試作（その２のウ）

作業項目	内容または成果の概要
■ 研究用 FSP を用いた解析。	■ FSP の機能確認及び機体運動シミュレーション・プログラムと組合せた閉ループの運動解析。
■ 研究用 GCP の基本設計	■ GCP の開発仕様構想（案）の取りまとめ及びアプリケーション部のプログラム基本設計。
■ 飛行制御システム試験の検討。	■ 飛行制御システム試験の計画見直し。

A.4.7 平成 4 年度の研究

HOPE 概念設計（そのア）

作業項目	内容または成果の概要
■ 技術課題の検討。	■ 尾翼形態成立性について空力加熱、制御性及び重量の観点から検討し成立性確認。
■ 9ton 級 HOPE, 技術試験機, 20ton 級 HOPE の検討。	■ 各機体形態の検討。

HOPE 概念設計（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ システム設計の技術課題検討。 ■ 9ton 級 HOPE の誘導制御系検討。 ■ 技術試験機の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ チップフィン成立性の詳細検討。 ■ 1 重系を基本とした誘導制御系構成（GCC 及び再突入フェーズ以降で使用するセンサーは一部 2～3 重） ■ 1 重系を基本とした誘導制御系構成（GCC 及び一部センサーは 2 重）

HOPE 概念設計（そのウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 尾翼形態成立性の検討。 ■ 誘導制御系設計の設計解析。 ■ リフティングボディ機の有効性検討。 ■ 9ton 級 HOPE 誘導制御系検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ チップフィン成立性を確認。 ■ 1 重系を基本とした誘導制御系構成（GCC 及び再突入フェーズ以降で使用するセンサーは一部 2～3 重） ■ 誘導制御則における経路パラメータ検討。 ■ 軌道設計，アルゴリズム等全容の概略設定。

HOPE 飛行制御研究用搭載ソフトウェアの試作（その 3 のア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 研究用 GCP の詳細設計。 ■ 研究用 GCP 製作。 ■ OS に要求される機能及びインタフェース項目の検討。 ■ 開発仕様構想見直し。 ■ フル・ソフトウェア・シミュレーション試験の検討／準備。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 研究用 GCP 詳細設計書（案）取りまとめ。 ■ 研究用 GCP と研究用 FSP の相違点について市販 OS, RX-616 仕様環境，使用方法，各モジュール処理時間及びモジュール構成を検討し課題を明示。 ■ 研究用 GCP の C 言語ソース・プログラム作成。 ■ OS 機能の抽出。 ■ 開発仕様書更新。 ■ フル・ソフトウェア・シミュレーション試験におけるインタフェース，試験項目及び評価方法策定。 ■ FSP を用いてフル・ソフトウェア・シミュレーション試験用データを取得。

HOPE 飛行制御研究用搭載ソフトウェアの試作（その 3 のイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 研究用 GCP の詳細設計／制作。 ■ フルソフトウェアシミュレーション試験の検討／準備。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 詳細設計，搭載 OS，搭載ソフトウェアの開発工程における評価基準検討。 ■ 市販 OS（RX616），ICS，HOTOS による試験計画作成。

HOPE 飛行制御研究用搭載ソフトウェアの試作（その 3 のウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 研究用 GCP の詳細設計／制作。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ GCP プログラムの詳細設計及び製作を行い，開発工程の評価実施。

[続く]

HOPE 飛行制御研究用搭載ソフトウェアの試作（その 3 のウ）【続き】

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ フル・ソフトウェア・シミュレーション試験の検討・準備。	■ GCP 検証試験の一部として位置づけられるフル・ソフトウェア・シミュレーション試験の試験計画を検討し、試験計画書（案）取りまとめ。

HOPE 耐熱性アンテナ給電部の設計データ取得試験

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 給電部耐熱コネクタ試作及び耐熱試験。	■ 航法系、通信系に使用するアンテナの給電部を試作評価し使用可能を確認。

材料電気特性取得試験

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 電波透過路材料の電気特性取得。	■ 航法系、通信系に使用するアンテナの耐熱保護構造に使用する材料の誘電率、誘電損失を測定しアンテナシステムに使用可能性を確認。

A.5 熱制御系の研究概要

A.5.1 昭和 61 年度の研究

宇宙往還輸送システムの研究（その 1 のイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 熱制御システムの概要検討。	■ 他機例調査による熱制御システム例提示。 スペース・ラジエータ ：軌道上での輻射放熱。 水フラッシュ蒸発器 ：打上げ～再突入時高空域で使用。 水の気化熱利用。 アンモニア・ボイラ ：再突入～着陸時 NH_3 の気化熱を利用 水スプレイ・ボイラ ：APU 潤滑／作動油冷却用水。 気化熱を利用。

A.5.2 昭和 62 年度の研究

宇宙往還輸送システムの研究（その 2 のイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
熱制御装置に対する要求仕様の検討 ■ 要求条件の検討	■ 搭載機器の発熱量及び温度範囲を明確にし、各飛行シーケンス毎の熱制御系への排熱要求設定。
■ 熱制御方式の検討。	■ 排熱系、熱シンク系及び各飛行シーケンスの排熱手段を検討し熱制御方式（案）を設定した。
■ 構成要素の検討。	■ 開発リスクの大きい水フラッシュ蒸発器、アンモニア・ボイラ及び水ボイラを中心に、熱制御系の構成要素、流体ループのフロー、主流体ループ構成機器の概略配置及び熱制御系の重量／電力要求の検討。

宇宙往還輸送システムの研究（その 2 のウ）

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ システム熱設計。 主構造／機内断熱材裏面温度時歴算出 ■ 熱制御装置に対する要求仕様の検討。 ■ 熱制御系基準仕様の設定。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ TPS／主構造／機内断熱材／コールドプレートを含む一次元モデルによるTCSへの流入熱量算出。 ■ 熱制御対象機器要求温度範囲の整理。 4.4kW（軌道上） 14kW（再突入時） ■ システム構成及び重量算出。

A.5.2 昭和 63 年度の研究

宇宙往還輸送システムの研究（その 3 のア）

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 熱制御系の方式、構成、部品仕様、システム管理方式、他システムとのインタフェース及び技術課題の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 軌道上の熱ループ計算により、ラジエタからの排熱量算出。 ■ 帰還後の排熱量を算出し、低高度用 HSD による排熱量の検討及び冷媒量の算出。 ■ 流体ループ系で使用する冷媒としてフロン R21 を選定。

宇宙往還輸送システムの研究（その 3 のイ）

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 要求機能及び性能の検討。 ■ 熱制御方式の検討。 ■ インタフェース検討。 ■ 技術課題の調査・検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 搭載機器の要求温度範囲明示。 ■ 搭載サブシステムの発熱量を飛行シーケンス毎に積算し、排熱プロファイル明示。 ■ 熱制御方式の設定、基本ブロック図の作成及び冗長度を含むシステム構成設定。 ■ ラジエタ仕様（設置方式／面積）の提示。 ■ 冷媒ループ系の伝熱流解析により熱収支を明確にし、軌道上での 1 ループ故障時の搭載機器正常作動を確認 ■ 分散管理方式を基本とした熱管理方式ブロック図作成 ■ 燃料電池生成水を水蒸発器及び水ボイラの蒸発冷却水とする生成水供給系のシステム構成提示。 ■ 主要構成機器の概略仕様設定及び各要素の概念設計。 ■ 軌道上／再突入時の熱シンク部の排出ガスの機体姿勢への影響力が RCS より十分小さいことを示した。 ■ 着陸後の機体構造冷却により熱制御系の軽量化可能。

宇宙往還輸送システムの研究（その 3 のウ）

作業項目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ システム熱設計。 ■ 熱制御系基準仕様の設定。 ■ 熱制御系インターフェース条件検討。 ■ 技術課題の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 空力加熱及び軌道上熱入力 of 算出。 ■ 熱制御系ベースライン設定（R-21 単相流体ループ）。 ■ 他システムとの条件検討。 ■ 熱シンク装置の概念と開発スケジュール策定。

A.5.3 平成元年度の研究

HOPE概念設計（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 熱制御系の方式、構成、部品仕様、システム管理方式、他システムとのインタフェース及び技術課題の検討。	■ 前年度作業の見直し。

HOPE概念設計（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ システム仕様の検討。	■ 熱制御系の機能要求、性能要求、システム構成及びシステム特性のとりまとめ。
■ システム熱設計。	■ 全てのサブシステム、ロケット、宇宙ステーション、AGE 等とのインタフェース条件の検討・整理。
■ 熱制御系設計	■ 他機例を参考に熱制御系の構成見直し。
	■ 搭載機器の許容温度範囲見直し。
	■ 打上／軌道上／再突入時の機内流入熱量見積り。
	■ 搭載機器の発熱量を積算し排熱プロファイル提示。
	■ 全体の熱収支経路を明示し熱収支の概算。
	■ 熱的局所評定点の検討と対策の明示。
■ 技術課題の検討。	■ 流体ループを2重にすることで冗長性を高めた。
■ 開発計画の検討。	■ 能動型熱制御系について寸法・重量・電力のサイジングと概略仕様の設定。

HOPE概念設計（そのウ）

HSP-E概念設計（ヒート）																
作 業 項 目	内容または成果の概要															
■ 熱制御系基準仕様の設定	<table><tr><td>■</td><td>10ton級</td><td>20ton級</td></tr><tr><td></td><td>重 量：685kg</td><td>832kg</td></tr><tr><td></td><td>排熱量：9.1Kw</td><td>12.8Kw（軌道上）</td></tr><tr><td></td><td>17.4Kw</td><td>19.6Kw（再突入時）</td></tr><tr><td></td><td>信頼度：0.997</td><td>0.997</td></tr></table>	■	10ton級	20ton級		重 量：685kg	832kg		排熱量：9.1Kw	12.8Kw（軌道上）		17.4Kw	19.6Kw（再突入時）		信頼度：0.997	0.997
■	10ton級	20ton級														
	重 量：685kg	832kg														
	排熱量：9.1Kw	12.8Kw（軌道上）														
	17.4Kw	19.6Kw（再突入時）														
	信頼度：0.997	0.997														
■ 熱制御方式他機例調査。	■ ジェミニ，エルメス，STSの調査実施。															
■ 熱制御方式トレードオフ	■ 熱制御系基準仕様設定。															

HOPE熱シンク装置の研究（そのウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ HSDの試設計	■ 高高度冷却装置として水噴霧装置を試設計し，低高度冷却装置と一体化し，重量／体積／コストの低減を図った。 ■ 高高度冷却装置として発汗式冷却装置を考案し蒸発伝熱性能試験により高い熱流束，小型化の可能性確認。 ■ 低高度冷却装置にフロンR21を採用し，高高度冷却装置と一体化した。
■ HSD開発計画の検討。	

HOPE熱シンク装置の研究（そのエ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ HSDの試設計。 形式のトレードオフ 試設計 技術課題抽出 開発計画立案 ■ HSD開発計画の検討。 ■ 真空中水蒸気冷却特性試験。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 高高度 : プレートフィン型（フロン流路分割） スプレー冷却方式 ■ 低高度 : シェル・チューブ型（アンモニア） 管内沸騰冷却方式 ■ オイル冷却：シェル・チューブ型（オイル） スプレー冷却方式（高高度） プール沸騰冷却方式（低高度） ■ HSD開発試験及びスケジュール策定。

A.5.4 平成2年度の研究

HOPE概念設計（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 熱制御系の方式、構成、部品仕様、システム管理方式、他システムとのインタフェース及び技術課題の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 前年度の見直し。 ■ 流体ループ故障時にコールド・プレート上の機器は5,000秒正常動作することを確認。

HOPE概念設計（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 熱設計の技術課題。 ■ 熱制御計設計の技術課題。 ■ 大型 HOPE 熱制御系設計検討。 ■ 開発計画の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 受動型熱制御方式では断熱材が極度に厚くなるため、軌道／姿勢条件等及びインタフェース条件の調整を要す。 ■ 燃料電池生成水の積極的利用による水フラッシュ蒸発器の有用性明示。 ■ 流体ループ運用方法の検討。

HOPE概念設計（そのウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ システム熱設計。 ■ 熱制御系設計技術課題の検討。 ■ 熱制御系基準仕様の設定 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 機内断熱材サイジング一次案。 ■ 水フラッシュ蒸発器運用方式の設定。 ■ 熱制御系ベースライン 重 量：877kg 排熱量：12.8kW（軌道上） 16.2kW（再突入時）

HOPE熱シンク装置の研究（その2のウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ フラッシュ蒸発冷却基礎試験。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 熱シンク装置の要素試験により臨界現象発生条件を整理。

[続く]

HOPE熱シンク装置の研究（その2のウ） [続き]

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 器内圧力制御法の検討。	■ 器内／ダクト内圧力の予測計算手法の検討を行い，器内圧力制御の問題点をまとめた。
■ HSD原理モデルの設計検討。	■ 熱シンク装置の開発項目と開発手段のまとめ。

HOPE熱シンク装置の研究（その2のエ） [続き]

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 高高度HSDフラッシュ蒸発冷却基礎試験。	■ 平滑面／粗面の水噴霧におけるフラッシング及び氷結直前の蒸発伝熱特性データ取得。
■ 高高度HSDスプレー特性基礎試験。	■ 市販ノズルによる真空中／大気圧下の噴霧特性データ取得
■ 高高度HSDフロン流路部試作試験。	■ フロン流路部を試作し，製作上問題ないことを確認。
■ 高高度HSD部分モデル試作試験。	■ フロン流路部の部分モデルを試作し，試験により伝熱性能の予測値との比較，三重点以下での試験の可能性確認。
■ 高高度HSD器内圧力制御法の検討。	■ 器内圧力変動の数学モデルを開発し氷結回避法を確認
■ 高高度HSD原理モデルの設計検討。	■ 試験項目を抽出し同モデルを設計。
■ 低高度HSD原理モデルの設計検討。	■ 微細加工技術の成立性確認の必要性を提案。
■ オイル冷却HSD器内圧力制御法検討。	■ 氷結発生の可能性はなく，特別な制御は不要。
■ オイル冷却HSD原理モデルの設計検討。	■ 管群部分モデルによるスプレー試験及びスプレーノズル／バー試作試験を提案。

A.5.5 平成3年度の研究

HOPE概念設計（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 熱制御系の方式，構成，部品仕様，システム管理方式，他システムとのインタフェース及び技術課題の検討。	■ 前年度の見直し。 ■ サーマル・カバーの有効性検討。 ■ ラジエタ相互の干渉を考慮した排熱量の検討。

HOPE概念設計（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 技術課題の検討。	■ 軌道上での機体ロールによる主構造最低温度（-112℃）の確保，ラジエタ必要面積の確保，搭載機器の熱的環境の明示。 ■ サーマル・カバーの妥当性検討。前／後胴機器搭載部へは不採用とする。
■ 大型 HOPE の熱制御系設計検討。	■ 熱制御系の基準仕様設定。
■ 開発計画の検討。	

HOPE概念設計（そのウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ システム熱設計 (熱環境と機体成立性の検討) ■ 熱制御系設計の技術課題検討。 ■ 熱制御系基準仕様の諸元算出。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 主構造低温化防止のため定期的なロールが必要。 ■ 主構造高温化防止のため白色コーティングが必要。 ■ 軌道上最高温度から再突入時初期温度を設定。 ■ サーマルカバーの有効性を解析により確認。 ■ ベースライン仕様の見直し。 重 量：1017kg 排熱量：9.2kW（軌道上） 19.7kW（再突入時）

HOPE熱シンク装置の研究（その3のイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 高高度HSDのサブスケールモデル試験 ■ 低高度HSDの検討。 ■ オイル冷却装置の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ アルミろう付け一体型及び噴霧ノズル／ソレノイドバルブ組立のサブスケールモデルを試作し、蒸発基礎試験を行い蒸発伝熱特性を把握。 ■ 候補方式を検討し、最終的に高高度HSDとの一体型を選択。 ■ ハンプソン式熱交換器を第一候補とした。

HOPE熱シンク装置の研究（その3のウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 高高度HSDフラッシュ蒸発冷却基礎試験。 ■ 高高度HSDノズル／バルブ試作試験。 ■ 高高度HSD蒸発冷却基礎試験。 ■ 高高度HSD器内圧力制御法の検討。 ■ 低高度HSDの検討。 ■ オイル冷却HSDの検討。 ■ 開発試験設備の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 水噴霧における蒸発伝熱特性データ取得。 ■ 良好な噴霧パターン、残量の少ないバルブ／ノズルを試作。 ■ 真空下での起動、三重点以下での除熱の可能性確認。 ■ シミュレーションにより氷結回避法を確認。 ■ シェルアンドチューブ型が最適。 ■ 乱流促進型伝熱管制作の目途を得た。 ■ 既存設備を調査し、各種HSD開発試験への適用性検討。

A.5.6 平成4年度の研究

HOPE概念設計（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 熱制御系の方式、構成、部品仕様、システム管理方式、他システムとのインタフェース及び技術課題の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 前年度までの見直し。 ■ コールド・プレート上の機器配置及び一系統故障時の検討。 ■ 冷媒としてフッリナート・アンモニアを提案。

HOPE概念設計（そのイ）

作業項目	内容または成果の概要
■ 初期型及び発展型 HOPE の検討。	■ 発展型では排熱負荷増加分を HCT / HTS に設置するラジエタで処理する。
■ 技術実証機の検討。	■ 初期型からラジエタを削除しその機能を水フラッシュ蒸発器で代替する。 ■ アンモニア・ボイラを削除。
■ 今後検討を必要とする技術課題。	■ 余裕を考慮した熱シンク装置の排熱要求量設定。 ■ 軌道上飛行（姿勢）条件、ラジエタ放熱能力、能力マージン、排熱要求の設定。 ■ ヒート・パイプ・ラジエタ採用の是非。 ■ ラジエタ・パネル／貨物室扉の構造的検討。 ■ 熱的環境条件を基に搭載機器のヒータ要否検討。 ■ 消費電力の見直し。

HOPE概念設計（そのウ）

作業項目	内容または成果の概要
■ 熱制御系基準仕様の設定 システム構成。 各構成要素の諸元算出。	■ ベースライン仕様設定 9ton級HOPE 技術実証機 重 量： 739kg 497kg 排熱量： 10.2kW 12.8kW（軌道上） 9.0kW 19.6kW（再突入時） 信頼度： 0.995 0.986 (2重系) (1重系)

HOPE熱シンク装置の研究（その4のア）

作業項目	内容または成果の概要
■ 高高度HSD蒸発冷却基礎試験。	■ 試験により、被冷却冷媒入口温度に対する出口温度制御可能範囲、氷結発生条件等を明らかにした。
■ 高高度HSD技術課題の検討。	■ 被冷却冷媒出口温度の有効性をシミュレーションにより確認した。
■ 低高度HSDの検討。	■ シェル&チューブが最適であることを示し、機体傾斜／環境圧力変化が性能に影響を及ぼさない設計法の確立。
■ オイル冷却用HSDの検討。	■ 油圧系／APU作動状況、機体傾斜を考慮した設計／加工法を検討した。

HOPE熱シンク装置の研究（その4のイ）

作業項目	内容または成果の概要
■ 高高度HSD蒸発基礎試験。	■ 前年度試作した高高度用HSDサブスケールモデルにより蒸発基礎試験を実施し、作動特性データを取得。
■ 低高度用HSDの検討。	■ 高高度用と一体化することで検討し、重力方向変化の影響、開発試験設備への要求をまとめた。
■ オイル冷却装置／水供給系の検討。	■ 重力方向変化の影響を考慮し多管円筒方式とした。 ■ 燃料電池で発生する水利用の概念を検討。

A6 推進系の研究概要

A.6.1 昭和63年度の研究

宇宙往還輸送システムの研究（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 推進系の検討（OMS / RCS）。 ■ 推進薬の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ NTO/MMH及びNTO/N₂H₄の比較検討。

HOPE推進系の研究（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ システム設計。 ■ コンポーネントの開発検討。 ■ 開発計画。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ NTO/MMH及びNTO/N₂H₄を検討し、後者は姿勢制御用として1液式となり、RCS消費の多いHOPEでは重量上不利。 ■ 開発に必要な試験計画一覧を策定。

A.6.2 平成元年度の研究

宇宙往還輸送システムの研究（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 推進系統見直し。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ OMS 推力：20,000N／1基 ■ RCS 推力：1,200 / 200N／1基（機体慣性重量増大による） ■ タンク：大型化

HOPE推進系の設計検討（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 大型HOPE推進系システムの検討。 ■ HOPE推進系の技術課題の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 大型化に伴い燃焼室圧力を11.4kg/cm²とする。 ■ OMS 燃焼室の低サイクル疲労の検討。 ■ RCS スラスタの断熱方法検討。 ■ OMS, RCS の性能調査。 ■ OMS 2基でのブルーム干渉の検討。 ■ 推進薬保持装置の検討。

A.6.3 平成2年度の研究

HOPE 概念設計（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ RCS とチップフィンとの干渉問題検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ スラスタを30°後方に傾けることにより干渉回避。

HOPE推進系の設計検討（その2のア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 推進系システム設計検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 各仕様とりまとめ。

[続く]

HOPE推進系の設計検討（その2のア） [続き]

作業項目	内容または成果の概要
■ 各コンポーネントの設計検討。	■ OMSエンジンの疲労寿命, RCSスラスタ断熱材温度解析, 推進薬タンク/気蓄器の軽量化, 調圧弁/推進弁, 試験設備, サブスケールモデル燃焼試験計画を検討した。

A.6.4 平成3年度の研究

HOPE 概念設計（そのア）

作業項目	内容または成果の概要
■ OMS, OIM 2 方式の比較検討。	■ 軌道上分離方式では推進薬として極低温推進薬（液酸/液水）が必須となり, OMS/2 液貯蔵系推進システムに対し優位性なし。
■ 設計要求内容整理。	■ 運用条件, インタフェース条件, 機能/性能条件等整理。
■ 推進系基準仕様の検討。	■ 重量軽減のためノズル口径拡大, OMS タンク統合化, ブロー・ダウン・モードの提案。

HOPE推進系の設計検討（その3のア）

作業項目	内容または成果の概要
■ コンポーネントの設計検討。	■ OMSエンジン（実大）燃焼試験の実施。
	■ 傾斜機能材を使用したエンジンの基本データ取得。
	■ RCSスラスタ断熱材の温度解析実施。
■ 開発計画の検討	■ 試験設備の候補として以下を選定 常圧燃焼試験設備：三菱重工（株） 田代試験場 第一試験場（改修） 航空燃焼試験設備：航空宇宙技術研究所 HATS（改修）

A.6.5 平成4年度の研究

HOPE 概念設計（そのア）

作業項目	内容または成果の概要
■ これまでの検討結果とりまとめ。	■ 設計要求及び前提条件（運用条件, 環境条件, インタフェース条件, 機能・性能要求）のとりまとめ。
	■ 系統図及び機器配置図とりまとめ。

HOPE推進系の設計検討（その4のア）

作業項目	内容または成果の概要
■ コンポーネントの設計検討。	■ OMSサブスケールモデルの燃焼試験により, 要求寿命（10スタート/10ミッション）を確認した。

[続く]

HOPE推進系の設計検討（その4のア）【続き】

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 開発計画の検討。 ■ 技術課題の検討。 	

A7 アクチュエータ系の研究

A.7.1 昭和62年度の研究

宇宙往還輸送システムの研究（その2のア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 舵面アクチュエーションシステムの検討。 電動式と油圧式のトレードオフ 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 舵面アクチュエーションシステムの基本仕様 駆動方式：電動式 冗長度：信号系3重 モータ系3重 電源電圧：115VAC（3相） 400Hz（270DC）

宇宙往還輸送システムの研究（その2のイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ アクチュエータの機能要求検討。 ■ 電気／油圧方式の比較・検討。 ■ アクチュエータ形式の検討。 ■ 油圧システムの検討。 ■ 構想図の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 舵面、降着装置、推進装置及び貨物室扉の各アクチュエータについて、要求出力、作動範囲、作動速度等を設定。 ■ 推進装置及び貨物室扉は電動、舵面及び降着装置は油圧式を提案。 ■ 舵 面：DDV方式 降着装置：油圧シリンダ方式 推進装置：電気サーボ・モータ方式 貨物室扉：電動アクチュエータ

宇宙往還輸送システムの研究（その2のウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ エレボン・アクチュエータの収納性検討。 ■ 舵面アクチュエータの存在域検討。 ■ 動力源の選定。 ■ 油圧動力源の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 縦置き／横置き共に余裕微少。 ■ 舵面アクチュエータの存在域は油圧領域。 ■ 油圧式：舵面及び降着装置 電気式：OMS 及び貨物室扉 ■ APU方式選定。（STSと同方式）

A.7.2 昭和 63 年度の研究

宇宙往還輸送システムの研究（その 3 のア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 舵面アクチュエーションシステムの検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 電動式と油圧式の舵面アクチュエーションシステムの仕様を設定。 ■ 電動式エレボンアクチュエータ及びコントローラの試設計実施。 ■ コロナ放電発生試験の実施。

宇宙往還輸送システムの研究（その 3 のイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ アクチュエータ・システムの検討。	■ 要求性能、信頼度／冗長度、艤装性、環境条件、駆動方式及び熱制御方式の検討実施。
■ APU システムの検討。	■ システム概要、システム構成、信頼性、装備性インタフェース及び開発計画の検討実施。
■ アクチュエータ要素の検討。	■ 作動油リーク、制御方式及び要開発部品の検討。

宇宙往還輸送システムの研究（その 3 のウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ アクチュエータ系の検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 作動油リーク、加熱及び熱制御の検討。 ■ 熱解析の実施。 ■ 試設計の実施。

A.7.3 平成元年度の研究

HOPE概念設計（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 油圧式舵面アクチュエーションシステムの試設計。 ■ 冗長管理方式の検討。 ■ 作動油温度上昇のシミュレーション。 ■ 作動油温度対策の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 試設計を行いシステム基本仕様と主要構成品仕様を設定。 <p> 駆動方式：3000psi 作動油 ：MIL-H-83282 冗長度 ：信号系 3 重 油圧系 2 重 制御方式：DDV方式 </p>

HOPE概念設計（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ アクチュエータ及び動力装置の方式の比較・検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 舵面：油圧 DDV／リニア・アクチュエータ ■ 推進装置：電動サーボ・アクチュエータ ■ 貨物扉／ラジエタ・パネル：電動パワ・ドライブ・ユニット及びメカニカル・アクチュエータ ■ 動力装置：一液性ヒドラジン燃料 APU ■ 降着装置（ドラッグ・シリンダ方式）
■ 冗長構成検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ アクチュエータ：冗長構成 APU：100% 能力 APU 2 台

[続く]

HOPE概念設計（そのイ）【続き】

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 熱制御方式検討。 ■ 信頼性検討。 ■ 動力装置の運用方法検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 軌道上：電気ヒータ，作動油循環，舵面作動等による保温 再突入：重量に関する比較・検討を要す。 ■ 0.99756 達成可能。

HOPE概念設計（そのウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 方式の比較・検討。 ■ 冗長構成，構成品／部品仕様／重量，熱環境／熱制御方式，必要電力及び信頼性の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 油圧式：舵面 ■ 電動式：推進装置用，貨物室扉用

A.7.3 平成2年度の研究

HOPE概念設計（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 油圧式アクチュエーションシステムのベースライン見直し。 ■ 油圧式エレボンアクチュエータの試設計。 ■ シミュレーション評価。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 試設計を行い，基本性能設定，構成図作成，周波数／出力特性の検討，ブロック図作成，サイジング実施。 ■ システム構成成立性の見通しを得た。

HOPE概念設計（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 舵面アクチュエータの検討。 ■ 油圧システムの検討。 ■ APU の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 性能要求設定。 ■ アクチュエータ有効圧力，系統構成，油圧ポンプのサイジング及び油圧系統負荷プロファイルの検討実施。 ■ 定格出力及び燃料量の検討実施。

HOPE概念設計（そのウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ アクチュエータ系の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 基本構成重量検討。 ■ 舵面アクチュエータ性能要求設定。 ■ システム・ブロック図作成。

A.7.4 平成3年度の研究

HOPE概念設計（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 20ton級HOPE舵面アクチュエーションシステムのベースライン設定。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 基本構想を設定した。

HOPE概念設計（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 舵面アクチュエータの検討。 ■ 油圧系統及び APU の検討。 ■ 排熱量の検討。 ■ 貨物扉アクチュエータの検討。 ■ 基準仕様の検討。 ■ 成立性の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 基本性能，スイッチング・バルブ及びラダー・アクチュエータ機装性の検討実施。 ■ アクチュエータ有効圧力を 2,500psi とする。 ■ アクチュエータ系統構成の検討。 ■ 油圧ポンプの定格流量を 28GPM とする。 ■ 油圧系統負荷流量の時歴要求を設定。 ■ APU 定格出力を 60HP，燃料量を 117.8kg とする。

HOPE概念設計（そのウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ アクチュエータ系の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ チップフィン成立性，スプリット・ラダー成立性及びスピード・ブレーキ装置位置の検討。 ■ 打上げ時制御性，アクチュエーション方式及び動翼部の熱シールド検討。

A.7.5 平成 4 年度の研究

HOPE概念設計（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 20ton級HOPE舵面アクチュエーションシステムのベースライン見直し。 ■ 9ton級HOPE及び技術試験機の舵面アクチュエーションシステムのベースライン設定。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 電動式（120VDC）の1重系としてシステムの要求仕様を設定。

HOPE概念設計（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ アクチュエータ系の設計検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 設計要求内容とその成立性の検討。 ■ アクチュエータ系の基本構成検討。 ■ サブシステム仕様の設定。 ■ 駆動方式の比較・検討。

HOPE概念設計（そのウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ アクチュエータ系の検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 9 ton 級 HOPE 用及び HTV 用アクチュエータ系の設計検討。

A.8 動力系の研究概要

A.8.1 平成元年度の研究

HOPE 動力装置の研究（その1）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 動力装置の検討。	■ 動力装置としてヒドラジン分解ガス触媒駆動ターボ機を選定し、構成案及び系統図作成。

A.8.2 平成2年度の研究

HOPE 動力装置の研究（その2）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 動力装置の検討。	■ 既存技術を調査検討し、構成案及び系統図作成。

A.8.3 平成3年度の研究

HOPE 動力装置の研究（その3）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 遠心力による潤滑油回収系の試作試験。	■ ギア・ボックスの遠心力によるガス／潤滑油分離の基礎データ取得。

A.8.4 平成4年度の研究

HOPE 動力装置の研究（その4）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ タービンを試作し水蒸気駆動で作動試験実施。	■ 動力装置仕様の見直し。 ■ パルス作動によるタービン駆動の確認。

A.9 電力・電装系の研究概要

A.9.1 昭和61年度の研究

宇宙往還輸送の研究システム（その1のア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 電力システムの検討。	■ 10ton 級有人宇宙往還機の必要電力量を見積もり、燃料電池の諸元及び配置を検討。2 フェイルセーフ要求に基づき完全3重冗長系とした場合電源システムの過大重量が判明、要検討。

宇宙往還輸送の研究システム（その1のイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 電力システムの検討。	■ 電力システムを検討し概略仕様を設定。

A.9.2 昭和 62 年度の研究

宇宙往還輸送の研究システム（その 2 のア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 電力要求仕様の検討。	■ 7ton 級無人宇宙往還機の電力系仕様検討。無人機仕様で燃料電池タンク系 1 重，電池セル系 2 重に設定し，重量軽減を図る。

宇宙往還輸送の研究システム（その 2 のイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 電力系の検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ システム構成仕様設定。 ■ 電力要求仕様設定。 ■ 主要構成品，他サブシステムとのインタフェース設定。 ■ 主電力源として燃料電池を設定。 ■ 運用構想設定。

A.9.3 昭和 63 年度の研究

宇宙往還輸送の研究システム（その 3 のア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 電力系設計。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 10ton 級 HOPE の電力系全体を見直し。 ■ 高電圧化，交流化の検討を行い 28V-DC が適正。

宇宙往還輸送の研究システム（その 3 のイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 電力系サブシステムの検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 電力プロファイル及び電力管理法の細部設定。 ■ 高電圧化，交流化の検討を行い 28V-DC が適正。 ■ 燃料電池について，生成水の処理／パージ方法／断熱排熱方式を検討し技術課題を明確化。

宇宙往還輸送の研究システム（その 3 のウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 電力系制御／管理方式の検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 集中管理方式と分散管理方式の比較により，分散管理方式の方が良好。 ■ 電力系システムブロック図作成。 ■ 電力系インタフェース設定。 ■ 電力系信頼度見積。
■ 電源負荷解析。	■ 電力プロファイル作成。
■ 燃料電池検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 燃料消費／生成水量算出。 ■ 燃料電池スキマチック作成。 ■ 燃料電池構造設定。 ■ タンク仕様設定。 ■ 寸法／重量見積。 ■ 部品調査及び部品リスト作成。
■ 電力系開発計画検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 開発スケジュール作成。 ■ 開発コスト見積。

A.9.4 平成元年度の研究

HOPE概念設計（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 電力系サブシステム検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 10ton 級及び 20ton 級 HOPE の電力系の見直し。 ■ JEM とのランデブドocking時における電源系のバックアップ方式が検討課題となった。

HOPE概念設計（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 電力系設計。	<ul style="list-style-type: none"> ■ システム構成を見直し、LOX, LH₂ タンクを単一系とした。 ■ 他システムとのインタフェース条件の設定。 ■ 各種方式を検討し、以下の方式を採用。 <ul style="list-style-type: none"> 電力分配方式 : Star 方式 帰還時電源方式: 燃料電池方式 電力分配方式 : 2 重の燃料電池出力をブロッキング・ダイオードを介して結合する方式

HOPE 概念設計（そのウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 電力系制御／管理方式の検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 集中管理方式と分散管理方式の比較により、分散管理方式の方が良好。 ■ 電力系バス詳細設定。 ■ 電力分配方式比較設定。 ■ 電力系インタフェース詳細設定。 ■ 電力系信頼度見積。
■ 電源負荷解析。	■ 電力プロファイル作成。
■ 燃料電池検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 燃料消費代替案設定。 ■ パージ系設定。
■ 電力系開発計画検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 開発スケジュール作成。 ■ 開発コスト見積。

A.9.5 平成2年度の研究

HOPE概念設計（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 電力系設計の技術課題。	■ ランデブドocking時の非常用電源検討。
■ 電力系及び動力系設計。	■ 20ton 級 HOPE の電力系システム仕様の整理。

HOPE概念設計（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 燃料電池タンク系の検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 圧力容器のバックアップ不要。 ■ 圧力制御，温度制御等の能動機能は冗長化。 ■ 燃料電池タンクの寿命を概略試算し LBR 基準を満足することを確認。
■ バックアップ用バッテリーの検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ SSF 近傍での不具合時運用条件からバックアップバッテリーに必要な重量／容積を設定。 ■ バックアップバッテリーの要求仕様設定。
■ 電力系サブシステムの検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 電力プロファイル，燃料電池システム，反応剤貯蔵方式の設定。

A.9.6 平成 3 年度の研究

HOPE概念設計（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 電力系及び動力系設計。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 20ton 級 HOPE の設計要求内容整理，成立性検討及び基本仕様設定。

HOPE概念設計（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ バックアップ用電源の検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ SSF 近傍運用でのバックアップ電源についてバッテリー方式とAPU方式を検討しAPU方式を選定，重量見積を実施。
■ 電力系サブシステムの検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 設計要求内容，機能性要求を整理。 ■ 成立性検討の結果目標重量を上回り不成立。 ■ インタフェース要求と実装要求の整理。

HOPE概念設計（そのウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 運用体制の検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 電力電装系地上設備施設及び支援機材の検討。

A.9.7 平成 4 年度の研究

HOPE概念設計（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 電力系及び動力系設計。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 技術試験機及び 9ton 級 HOPE の設計要求内容整理，成立性検討及び基本仕様設定。

HOPE概念設計（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 初期型／発展型 HOPE の電力系検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 本体側は 1 重系，APU 及び補助バッテリーは搭載しない。 ■ HCT 側に冗長系としての燃料電池搭載。 ■ 重量的成立性確認。

[続く]

HOPE概念設計（そのイ）【続き】

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 技術試験機の電力系検討。	■ 短時間ミッションのためバッテリーのみで運用。 ■ 重量的成立性確認。

HOPE概念設計（そのウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 技術試験機型／9ton 級 HOPE の電力電装系検討。	■ フェーズ毎の電力負荷解析実施。
■ 燃料電池検討。	■ 燃料電池概略仕様として、燃料消費／生成水量及び技術試験機用タンク仕様を設定。
■ 電力信頼度検討。	■ フェーズ毎の電力系信頼度見直し。

A.10 通信・データ系の研究概要

A.10.1 昭和 61 年度の研究

耐熱構造技術の研究 熱防護材の研究 セラミック・タイル熱防護材の基礎試験（その 2 のア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ セラミックタイル及びアンテナ基本要素の試作及び熱特性、機械特性の評価。	■ 試作品の熱特性、機械特性及び電気特性に関する基礎データ取得。

宇宙往還輸送システムの研究（その 1 のア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 通信システムの検討。	■ 10ton 級有人宇宙往還機に必要な通信システムの構成検討。 (DRTS 通信, S-バンド, K-バンド, EVA 通信, 航法支援用リンク及びアンテナ配置構想)

宇宙往還輸送システムの研究（その 1 のイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 通信データ処理系サブシステムの検討。	■ 通信システムの概略仕様設定。

A.10.2 昭和 62 年度の研究

宇宙往還輸送システムの研究（その 2 のア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 通信装置要求使用の検討。	■ 7ton 級無人宇宙往還機に対し、機能要求、通信データ量及び機器構成の検討。
■ 通信リンク解析。	■ HOPE の飛行経路に基づき概略回線設計実施。

宇宙往還輸送システムの研究（その２のイ）

作業項目	内容または成果の概要
■ 宇宙往還機の構想検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ システム構想検討。 ■ 追跡管制インタフェースの設定。 ■ 通信データ処理系要求仕様の設定。

A.10.3 昭和 63 年度の研究

宇宙往還輸送システムの研究（その３のア）

作業項目	内容または成果の概要
■ 通信データ処理系の検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 10ton 級 HOPE に対し機能性能要求、機器構成及びテレメータ／コマンド項目表作成及び回路設計の実施。 ■ DRTS 通信用アンテナ使用の検討、TPS アンテナ開発構想の検討及びブラックアウト現象の概略検討実施。

宇宙往還輸送システムの研究（その３のイ）

作業項目	内容または成果の概要
■ 通信データ処理系サブシステムの検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 通信／機能要求、運用モード要求性能、通信／データ処理項目設定。 ■ 地上局インタフェース設定。 ■ アンテナパターン／配置設定。 ■ 回線設計。 ■ GCC インターフェース設定。 ■ 機器構成設定。

A.10.4 平成元年度の研究

HOPE 概念設計（そのア）

作業項目	内容または成果の概要
■ 通信データ処理系設計。	■ 通信データ処理系のシステム仕様及び技術課題の整理。

HOPE 概念設計（そのイ）

作業項目	内容または成果の概要
■ 通信データ処理系サブシステムの検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ システム仕様まとめ。 ■ 他システムとのインタフェース条件設定。 ■ テレメトリデータ項目／容量設定。 ■ コマンド伝送項目設定。 ■ 耐熱性アンテナ要求条件設定。 ■ ブラックアウト現象設定。

HOPE 概念設計（そのウ）

作業項目	内容または成果の概要
■ システム構成検討	<ul style="list-style-type: none"> ■ 通信計測系機能ブロック作成。 ■ 通信維持可能時間／範囲導出。 ■ 地上アンテナ駆動速度（スキャン速度）導出。
■ 計測項目検討。	■ 計測項目一覧（項目、サンプリングレート、データの性質）作成。

【続く】

HOPE 概念設計（そのウ）【続き】

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 回線解析。 ■ 要求仕様設定。 ■ アンテナ配置検討。 ■ ブラックアウト時の検討。 ■ 開発計画検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ テレメータ系，トラッキング系の信号減衰解析。 ■ テレメトリシステム，レーダトランスポンダ等の機能／性能の諸元設定。 ■ アンテナ配置の比較／設定。 ■ ブラックアウト時のデータ取得法比較／設定。 ■ 試験計画（項目／設備）及び開発スケジュール策定。

セラミックタイル熱防護材の基礎試験（その2のイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 耐熱性アンテナシステムのデータ取得。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ セラミックタイル試作により，熱／機械特性データ及びアンテナ電気特性データ取得。 ■ アンテナシステム試作により，熱特性データ／アンテナ電気特性データ取得。

A.10.5 平成2年度の研究

HOPE 概念設計（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 通信データ処理系設計。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 前年度作業の見直し。

HOPE 概念設計（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 技術課題及び要求条件検討。 ■ 通信データ処理系サブシステムの検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 要求条件，安全性条件，インタフェース条件整理。 ■ テレメータ最大伝送容量設定。 ■ DRTS アンテナ系の主要諸元／課題設定。 ■ GCC 搭載プログラムの処理内容設定。

HOPE 概念設計（そのウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ 消費電力検討。 ■ 運用計画策定。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 通信計測系消費電力設定。 ■ 周波数計画設定。

A.10.6 平成3年度の研究

HOPE 概念設計（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
<ul style="list-style-type: none"> ■ アンテナシステム試験の検討。 ■ 通信データ処理系サブシステム検討。 	<ul style="list-style-type: none"> ■ 試験の内容／スケジュール設定。 ■ 設計要求内容整理，成立性確認。 ■ SSF との通信方式及び中継衛星用高利得アンテナは要設定。 ■ 基準仕様，代替仕様設定。 ■ 飛行フェーズ毎の通信方式，運用／制御方式設定。

HOPE 概念設計（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 通信データ処理系設計。	■ 通信データ処理系の設計要求内容とその成立性検討。
■ アンテナシステム試験の検討。	■ TPS アンテナ開発試験の内容／スケジュールの設定。

HOPE 概念設計（そのウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ インタフェース検討。	■ 熱的インタフェース設定。
■ 開発計画検討。	■ 開発スケジュール及びアンテナシステム試験検討。

A.10.7 平成4年度の研究**HOPE 概念設計（そのア）**

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 通信データ処理系設計。	■ 技術試験機及び 9ton 級 HOPE の設計内容整理，成立性検討及び基本仕様設定。

HOPE 概念設計（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 初期型／発展型 HOPE の検討。	■ 1 重系を基本としたシステム構成を設定。 ■ 飛行安全のため，追尾用 C-RT 及び HK データ伝送系は 2 重系構成。
■ 技術試験機の通信データ処理系検討。	■ 技術試験機では SS ミッションに必要な画像伝送系及び高利得パラボラアンテナ削除。

HOPE 概念設計（そのウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 9ton 級 HOPE の通信計測系開発計画検討。	■ 開発スケジュール設定。

材料電気特性取得試験（そのア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ セラミックタイル及び電波透過性パネル等の常温における電気材料定数の測定。	■ 電気材料定数を把握し，HOPEのアンテナウィンドウへの適用可能な見通しを得た。

材料電気特性取得試験（そのイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 電波透過路材料の電気特性取得。	■ アンテナの耐熱保護構造材料について誘電率，誘電損失を測定し，アンテナシステムの使用可能を確認。

材料電気特性取得試験（そのウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 耐熱性アンテナシステムのデータ取得。	■ 電波透過経路にある機体構造の電気特性データ取得。

HOPE 耐熱性アンテナ給電部の設計データ取得試験

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ アンテナ給電部耐熱コネクタ試作及び耐熱性評価試験。	■ アンテナ給電部を試作・評価しHOPE のアンテナシステムとして使用の可能性の目処を得た。

A.11 降着装置系の研究概要

A.11.1 昭和 62 年度の研究

宇宙往還輸送システムの研究（その 2 のア）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 降着装置の検討（7ton級HOPE）。	■ 脚配置／方式、タイヤ／ホイール／ブレーキのサイズ、オレオ特性要求仕様、扉開閉機構、ブレーキ／ステアリング／脚下げシステム、アクチュエータ仕様、ドラッグシュート仕様の選定。

宇宙往還輸送システムの研究（その 2 のイ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 降着装置系基本要素の検討。 （着陸重量：8,200 kg）	■ 設計制限沈下速度 : 10 fps 設計制限着陸荷重倍数：2.5（前・主脚共） オレオ・ストローク : 10 in タイヤ・サイズ／個数：18 x 5.5 ツイン（主脚） 18 x 4.4 ツイン（前脚）
■ 脚組形式及び脚組主要構成の検討。	■ 前・主脚共にテレスコピック形式。
■ ブレーキ／アンチ・スキッドの形式。	■ 比例制御方式のアンチ・スキッドを装備したブレーキ・ワイヤ制御方式の油圧ブレーキ。
■ ブレーキ組立検討。	■ ディスク式カーボン・ブレーキ。
■ ステアリングの形式・組立の検討。	■ バルブ内蔵単シリンダ形式の油圧パワ・ステアリング。
■ 脚システムの形式・構成等検討。	■ 油圧による脚下げ、油圧故障時は自重＋空気力。
■ ドラッグ・シュート・システム検討。	■ キャノピ：リング・スロット形式（直径 4.6 m）。
■ 脚組配置の検討。	
■ 降着装置重量の推算。	■ 413 kg（ドラッグ・シュートを含む）。

宇宙往還輸送システムの研究（その 2 のウ）

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 設計条件検討。	■ 設計条件設定。
■ 緩衝装置の検討。	■ オレオ式の設計検討実施。
■ タイヤの検討。	■ 前脚：18 in ダブル 主脚：22 in ダブル
■ 作動方法の検討。	■ 前脚：前方引込 主脚：内舷引込
■ 脚配置検討。	■ 脚配置設定。
■ 重量推算。	■ 前脚：104 kg 主脚：194 kg x 2
■ 使い捨て降着装置検討。	
■ ドラッグ・シュート計画設定。	

A.11.2 昭和 63 年度の研究

宇宙往還輸送システムの研究（その 3 のア）

作業項目	内容または成果の概要
■ 降着装置の検討（8.8ton級HOPE）。	■ 脚配置／方式，タイヤ／ホイール／ブレーキのサイズ，オレオ特性要求仕様，扉開閉機構，ブレーキ／ステアリング／脚下げシステム，アクチュエータ仕様，ドラッグシュート仕様の選定。

宇宙往還輸送システムの研究（その 3 のイ）

作業項目	内容または成果の概要
■ 降着装置系の検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 設計条件の設定。 ■ 必要機能の検討。 ■ 降着装置形式の選定。 ■ 車輪形式脚の検討。 ■ サブシステムの検討。

宇宙往還輸送システムの研究（その 3 のウ）

作業項目	内容または成果の概要
■ 降着装置系の検討。	■ 降着装置系の検討。脚配置，脚収納性，設計条件，緩衝装置，タイヤ及び作動方法の検討。

A.11.2 平成元年度の研究

HOPE概念設計（そのア）

作業項目	内容または成果の概要
■ 15ton級HOPE降着装置系の検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 脚組，タイヤ／ホイール／ブレーキのサイジング。 ■ 前脚／主脚のオレオ特性要求仕様設定。 ■ 脚扉の方式／主脚収納性の検討。 ■ 降着装置系アクチュエータの検討。

HOPE概念設計（そのイ）

作業項目	内容または成果の概要
■ 降着装置系の検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ スキッド式脚の成立性の検討及び構想案の作成。 ■ スキッド式脚と車輪式脚の比較検討。 ■ 10 ton 級 HOPE 降着装置系の検討。 ■ 降着装置系重量の推算方法検討。 ■ 降着装置系技術課題の検討。

HOPE概念設計（そのウ）

作業項目	内容または成果の概要
■ 降着装置系のシステム検討。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 車輪式とスキッド式について以下の項目の比較検討。 <ul style="list-style-type: none"> - 走行時の方向安定性。 - 空力性能への影響。 - 制御性。 - 信頼性。再利用性。 - 着陸性能への影響。 - 重量／収納性／価格。

A.11.3 平成2年度の研究

HOPE概念設計（そのア）

作業項目	内容または成果の概要
■ 15ton級HOPE降着装置系の検討。	■ ベースラインの見直し。

HOPE概念設計（そのイ）

作業項目	内容または成果の概要
■ 降着装置系のシステム検討。	■ 降着装置系重量及びブレーキ組立重量の検討により以下の相関関係を求めた。 - 降着装置系重量と機体重量。 - ブレーキ組立重量と機体着陸重量及びブレーキ速度

A.11.4 平成3年度の研究

HOPE概念設計（そのア）

作業項目	内容または成果の概要
■ 20ton級HOPE降着装置系の検討。	■ 15ton級HOPEのベースラインを改訂。

HOPE概念設計（そのイ）

作業項目	内容または成果の概要
■ 設計条件の設定。 ■ 設計要求事項に対する成立性の検討。 ■ 基本仕様の設定。	■ 着陸重量 : 15,400 kg 着陸速度 : 215 kt 最大沈下速度 : 10 fps ■ タイヤ : 主輪 24 x 8.0 - 13 前輪 : 18 x 5.7 - 8 オレオ・ストローク : 主脚 330mm 前脚 280mm 着陸荷重倍数 : 主脚 2.0 前脚 2.4

A.11.5 平成4年度の研究

HOPE概念設計（そのア）

作業項目	内容または成果の概要
■ 20ton級HOPE降着装置系の検討。 ■ 9ton級HOPE及び技術試験機降着装置系の検討。	■ 前年度のベースラインの見直し。 ■ 基本仕様を設定。

HOPE概念設計（そのイ）

作業項目	内容または成果の概要
■ 設計条件の検討。 ■ 設計要求事項に対する成立性の検討。 ■ 基本構成の設定。	■ 打上げ回数, 軌道上飛行時間, 打上げ時期, 滑走路長, その他。 ■ 構成表作成

[続く]

HOPE概念設計（そのイ）【続き】

作 業 項 目	内容または成果の概要
■ 基本仕様の検討。	■ タイヤ、オレオ・ストローク、終極着陸荷重倍数、重量等の仕様検討。

A.12 風洞試験一覧

昭和 62 年度より実施された風洞試験を、試験名称／概要、試験項目、模型概要及び使用風洞／試験条件について、以下の各風洞試験毎に整理して一覧に供する。

- | | |
|--------------|-----------------|
| 1) 低速風洞試験 | 6) ロケット組合せ風洞試験 |
| 2) 遷音速風洞試験 | 7) 極超音速風洞空力加熱試験 |
| 3) 遷・超音速風洞試験 | 8) 衝撃風洞試験 |
| 4) 超音速風洞試験 | 9) ガスジェット干渉試験 |
| 5) 極超音速風洞試験 | 10) アーク加熱風洞試験 |

1) 低速風洞試験

試験名称【ラン数】及び概要	試験項目	模型概要	使用風洞／試験条件
HOPE 低速風洞試験 (62 - 低試 - 1) [101] HOPE の設計検討に必要な基本的低速空力データ及び主要形状のパラメトリック・データ取得。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機 6 分力 ■ 底面圧力 ■ 気流系観察 	9%HOPE 全機模型 [62A 形状] 全長 850mm	MHI 2m 低速風洞 V = 50 m/s $\alpha = -10 \sim 26^\circ$ $\beta = -16 \sim 16^\circ$
HOPE 低速風洞試験 (62 - 低試 - 2) [150] HOPE の設計検討に必要な基本的低速空力データ及び主要形状のパラメトリック・データ取得。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機 6 分力 ■ 底面圧力 ■ 気流系観察 	10%HOPE 全機模型 [62B 形状] 全長 1200mm	KHI 2.5m 低速風洞 V = 15 ~ 50 m/s $\alpha = -10 \sim 30^\circ$ $\beta = -20 \sim 20^\circ$
HOPE 低速風洞試験 (62 - 低試 - 3) [128] HOPE の設計検討に必要な基本的低速空力データ及び主要形状のパラメトリック・データ取得。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機 6 分力 ■ 表面圧力分布 ■ 底面圧力 ■ 気流系観察 	8%HOPE 全機模型 [62C 形状] 全長 1000mm	FHI 2m 低速風洞 V = 20 ~ 80 m/s $\alpha = -10 \sim 33^\circ$ $\beta = -20 \sim 20^\circ$
HOPE 低速風洞試験 (63 - 低試) [169] HOPE 空力設計課題について胴体、主翼、チップフィン等の各形状パラメータの低速特性に対する効果を把握。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機 6 分力 ■ 底面圧力 ■ 気流系観察 	8%HOPE 全機模型 [63 形状] 全長 790mm	FHI 2m 低速風洞 V = 20 ~ 80 m/s $\alpha = -10 \sim 33^\circ$ $\beta = -20 \sim 20^\circ$
HOPE 低速風洞試験 (01 - 低試) [89] 遷・超音速における空力設計上の課題解決のための形状改善効果の把握及び低速特性への影響確認。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機 6 分力 ■ 表面圧力分布 ■ 底面圧力 ■ 気流系観察 	7%HOPE 全機模型 [01b, 01c 形状] 全長 790mm	FHI 2m 低速風洞 V = 60 m/s $\alpha = -10 \sim 33^\circ$ $\beta = -20 \sim 20^\circ$

【続く】

1) 低速風洞試験 [続き]

試験名称 [ラン数] 及び概要	試験項目	模型概要	使用風洞/試験条件
HOPE 低速風洞試験 (平成4年度) [120] 主翼平面形状検討のための低速特性データ取得。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機 6 分力 ■ 表面圧力分布 ■ 底面圧力 ■ 気流系観察 	5.5% HOPE 全機模型 [04a, 04b, 04c 形状] 全長 830mm	FHI 2m 低速風洞 $V = 60 \text{ m/s}$ $\alpha = -10 \sim 30^\circ$ $\beta = -20 \sim 20^\circ$

遷音速風洞試験

試験名称 [ラン数] 及び概要	試験項目	模型概要	使用風洞/試験条件
HOPE 遷音速風洞試験 (62 - 遷試 - 1) [185] HOPE の設計検討に必要な基本的遷音速空力データ及び主要形状のパラメトリック・データ取得。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機 6 分力 ■ 底面圧力 	3% HOPE 全機模型 [62B 形状] 全長 360 mm	KHI 1m 遷音速風洞 $M = 0.2 \sim 1.4$ $\alpha = -4 \sim 30^\circ$ $\beta = -4 \sim 14^\circ$
HOPE 遷音速風洞試験 (その1) (63 - 遷試 - 1) [16] HOPE の空力設計課題について胴体、主翼、チップフィン等の各形状パラメータの遷音速特性に対する効果を把握。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機 6 分力 ■ 底面圧力 ■ シュリーレン観察 	7% HOPE 全機模型 [63 形状] 全長 790 mm	NAL 2m 遷音速風洞 $M = 0.6 \sim 1.3$ $\alpha = -2 \sim 18^\circ$ $\beta = -6 \sim 6^\circ$
HOPE 遷音速風洞試験 (その2) (63 - 遷試 - 2) [151] HOPE の空力設計課題について胴体、主翼、チップフィン等の各形状パラメータの遷音速特性に対する効果を把握。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機 6 分力 ■ 底面圧力 ■ ヒンジモーメント ■ オイルフロー観察 	4% HOPE 全機模型 [63 形状] 全長 420 mm	KHI 1m 遷音速風洞 $M = 0.4 \sim 1.3$ $\alpha = -4 \sim 24^\circ$ $\beta = -0, 5^\circ$
HOPE 遷音速風洞試験 (その1) (01 - 遷試 - 1) [22] 遷音速域における空力設計上の課題解決のための形状改善効果の把握。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機 6 分力 ■ 底面圧力 ■ 表面圧力分布 ■ シュリーレン観察 	7% HOPE 全機模型 [01b, 01c 形状] 全長 790 mm	NAL 2m 遷音速風洞 $M = 0.6 \sim 1.3$ $\alpha = -2 \sim 18^\circ$ $\beta = -6 \sim 6^\circ$
HOPE 遷音速風洞試験 (その2) (01 - 遷試 - 2) [57] 遷音速域における空力設計上の課題解決のための形状改善効果の把握。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機 6 分力 ■ 底面圧力 ■ 表面圧力分布 ■ オイルフロー観察 	4% HOPE 全機模型 [01a 形状] 全長 420 mm	KHI 1m 遷音速風洞 $M = 0.4 \sim 1.4$ $\alpha = -4 \sim 24^\circ$ $\beta = -10 \sim 15^\circ$
HOPE 遷音速風洞試験 (その1) (平成4年度) [19] 主翼平面形状検討のための遷音速特性データ取得。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機 6 分力 ■ 底面圧力 ■ 表面圧力分布 ■ シュリーレン観察 	5.5% HOPE 全機模型 [04a, 04b, 04c 形状] 全長 830 mm	NAL 2m 遷音速風洞 $M = 0.6 \sim 1.2$ $\alpha = -2 \sim 18^\circ$ $\beta = -6 \sim 6^\circ$
HOPE 遷音速風洞試験 (その2) (平成4年度) [212] 主翼平面形状検討のための遷音速特性データ取得。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機 6 分力 ■ 底面圧力 ■ 表面圧力分布 ■ オイルフロー観察 	2.5% HOPE 全機模型 [04a, 04b, 04c 形状] 全長 400 mm	KHI 1m 遷音速風洞 $M = 0.4 \sim 1.4$ $\alpha = -1 \sim 20^\circ$ $\beta = -10 \sim 15^\circ$

3) 遷・超音速風洞試験

試験名称【ラン数】及び概要	試験項目	模型概要	使用風洞／試験条件
HOPE 遷・超音速風洞試験 (62 - 遷超試 - 1) [158] HOPE の設計検討に必要な基本的遷・超音速空力データ及び主要形状のパラメトリック・データ取得。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機 6 分力 ■ 底面圧力 ■ シュリーレン観察 ■ オイルフロー観察 	2% HOPE 全機模型 [62C 形状] 全長 230 mm	FHI 61cm 高速風洞 $M = 0.2 \sim 4$ $\alpha = 0 \sim 40^\circ$ $\beta = -10 \sim 10^\circ$

4) 超音速風洞試験

試験名称【ラン数】及び概要	試験項目	模型概要	使用風洞／試験条件
HOPE 超音速風洞試験 (62 - 超試 - 1) [18] HOPE の設計検討に必要な基本的超音速空力データ及び主要形状のパラメトリック・データ取得。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機 6 分力 ■ 底面圧力 ■ シュリーレン観察 	3% HOPE 全機模型 [62B 形状] 全長 360 mm	NAL 1m 超音速風洞 $M = 1.5 \sim 3.5$ $\alpha = -5 \sim 40^\circ$ $\beta = -5 \sim 20^\circ$
HOPE 超音速風洞試験 (63 - 超試) [120] HOPE の空力設計課題について胴体、主翼、チップフィン等の各形状パラメータの超音速特性に対する効果を把握。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機 6 分力 ■ 底面圧力 ■ ヒンジモーメント ■ シュリーレン観察 	4% HOPE 全機模型 [63 形状] 全長 420 mm	NAL 1m 超音速風洞 $M = 1.5 \sim 3.5$ $\alpha = -5 \sim 30^\circ$ $\beta = 0, 5^\circ$
HOPE 超音速風洞試験 (01 - 超試) [175] 超音速域における空力設計上の課題課題解決のための形状改善効果の把握。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機 6 分力 ■ 底面圧力 ■ 表面圧力分布 ■ シュリーレン観察 	4% HOPE 全機模型 [01a, 01b, 01c 形状] 全長 420 mm	NAL 1m 超音速風洞 $M = 1.5 \sim 3.0$ $\alpha = -5 \sim 25^\circ$ $\beta = -10 \sim 15^\circ$
HOPE 超音速風洞試験 (平成 4 年度) [80] 主翼平面形状検討のための超音速特性データ取得。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機 6 分力 ■ 底面圧力 ■ 主翼圧力分布 ■ シュリーレン観察 	2.5% HOPE 全機模型 [04a, 04b, 04c 形状] 全長 400 mm	NAL 1m 超音速風洞 $M = 1.5 \sim 3.5$ $\alpha = -4 \sim 24^\circ$ $\beta = -10 \sim 15^\circ$

5) 極超音速風洞試験

試験名称【ラン数】及び概要	試験項目	模型概要	使用風洞／試験条件
HOPE 極超音速風洞試験 (62 - 極超試 - 1) [20] HOPE の設計検討に必要な基本的極超音速空力データ及び主要形状のパラメトリック・データ取得。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機 6 分力 ■ 底面圧力 ■ シュリーレン観察 	2%HOPE 全機模型 [62A 形状] 全長 230mm	NAL50cm 極超音速風洞 $M = 7.1$ $\alpha = 0 \sim 40^\circ$ $\beta = 0, -5^\circ$

[続く]

5) 極超音速風洞試験 [続き]

試験名称 [ラン数] 及び概要	試験項目	模型概要	使用風洞/試験条件
HOPE 極超音速風洞試験 (62 - 極超試 - 2) [22] HOPE の設計検討に必要な基本的極超音速空力データ及び主要形状のパラメトリック・データ取得。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機 6 分力 ■ 底面圧力 	1.5%HOPE 全機模型 [62B 形状] 全長 180mm	NAL50cm 極超音速風洞 $M = 7.1$ $\alpha = 10 \sim 50^\circ$ $\beta = -20 \sim 20^\circ$
HOPE 極超音速風洞試験 (62 - 極超試 - 3) [20] HOPE の設計検討に必要な基本的極超音速空力データ及び主要形状のパラメトリック・データ取得。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機 6 分力 ■ 底面圧力 ■ シュリーレン観察 ■ オイルフロー観察 	2%HOPE 全機模型 [62C 形状] 全長 230mm	NAL50cm 極超音速風洞 $M = 7.1$ $\alpha = 0 \sim 40^\circ$ $\beta = -10 \sim 10^\circ$
HOPE 極超音速風洞試験 (63 - 極超試) [47] HOPE 空力設計課題について胴体、主翼、チップフィン等各形状パラメータの極超音速特性に対する効果把握。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機 6 分力 ■ シュリーレン観察 ■ オイルフロー観察 	2%HOPE 全機模型 [63 形状] 全長 180mm	NAL50cm 極超音速風洞 $M = 7.1, 12$ $\alpha = 10 \sim 50^\circ$ $\beta = 0, 5^\circ$
HOPE 極超音速風洞試験 (01 - 極超試) [50] 遷・超音速における空力設計上の課題解決のための形状改善効果の把握及び極超音速特性への影響確認。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機 6 分力 ■ 底面圧力 ■ シュリーレン観察 	2%HOPE 全機模型 [01a, 01b, 01c 形状] 全長 180mm	NAL50cm 極超音速風洞 $M = 7.1, 12$ $\alpha = 0 \sim 50^\circ$ $\beta = 0, 5^\circ$
HOPE 極超音速風洞試験 (03 - 極超試) [11] 極超音速特性のマッハ数による差異の要因（衝撃波干渉，スティング干渉効果等）を解明するためのデータ取得。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機 6 分力 ■ 圧力計測 ■ シュリーレン観察 	1%HOPE 全機模型 [01b 形状] 全長 180mm	NAL50cm 極超音速風洞 $M = 7.1, 12$ $\alpha = 0 \sim 40^\circ$ $\beta = -20 \sim 20^\circ$
HOPE 極超音速風洞試験 (平成 4 年度) [10] ノーズ・バウ衝撃波とチップフィンの干渉による空力特性への影響把握，舵面空力加熱率データ及びNAL 極超風洞との対応データ取得。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機 6 分力 ■ 加熱率 ■ シャドウグラフ 	1%HOPE 全機模型 [01b 形状] 全長 200mm 同軸熱電対	ONERA 極超音速風洞 $M = 10$ $\alpha = 0 \sim 45^\circ$ $\beta = 0, 5^\circ$

6) ロケット組合せ風洞試験

試験名称 [ラン数] 及び概要	試験項目	模型概要	使用風洞/試験条件
HOPE/ロケット組合せ遷音速風洞試験 (62 - ロ遷試 - 1) [8] H-IIロケットの制御能力からのHOPE機体規模策定及び打上げ飛行解析のための遷音速空力データ取得。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機 6 分力 ■ HOPE 単体 6 分力 ■ 底面圧力 ■ シュリーレン観察 	1.5% HOPE/H-IIロケット組合せ模型 [62A 形状 + H-II] 全長 740 mm	NAL 2m 遷音速風洞 $M = 0.8 \sim 1.3$ $\alpha = -10 \sim 10^\circ$ $\phi = 0 \sim 90^\circ$
HOPE/ロケット組合せ超音速風洞試験 (62 - ロ超試 - 1) [34] H-IIロケットの制御能力からのHOPE機体規模策定及び打上げ飛行解析のための超音速空力データ取得。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機 6 分力 ■ HOPE 単体 6 分力 ■ 底面圧力 ■ シュリーレン観察 	1.5% HOPE/H-IIロケット組合せ模型 [62A 形状 + H-II] 全長 740 mm	NAL 1m 超音速風洞 $M = 1.5 \sim 2.5$ $\alpha = -10 \sim 10^\circ$ $\phi = 0 \sim 90^\circ$
大型 HOPE/H-II 派生型ロケット組合せ風洞試験 (01 - HD試) [72] 大型 HOPE の機体規模策定及び H-II 派生型 (SRB 6 本) による打上げ飛行解析のための空力データ取得。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機 6 分力 ■ HOPE 単体 6 分力 ■ 底面圧力 ■ シュリーレン観察 	1% 大型HOPE/H-II派生型ロケット組合せ模型 全長 420 mm	MHI 60cm 超音速風洞 $M = 0.8 \sim 2.5$ $\alpha = -10 \sim 10^\circ$ $\phi = 0, 45, 90^\circ$
有翼再突入実験機/TR-Xロケット組合せ風洞試験 (01 - TR 試) [87] TR-Xロケットを利用した有翼再突入実験機の機体規模策定, 打上げ飛行解析のための空力データ取得。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機 6 分力 ■ 底面圧力 	4% 実験機/TR-Xロケット組合せ模型 全長 440 mm	FHI 61cm 高速風洞 $M = 0.6 \sim 4$ $\alpha = -8 \sim 8^\circ$ $\phi = 0, 45, 90^\circ$
大型 HOPE/H-II 派生型ロケット組合せ風洞試験 (03 - HD試) [51] H-II派生型 (SRB 6 本) による打上げる大型 HOPE の成立性検討のため舵面操舵, ロケット取付角の影響確認及びヒンジ・モーメント・データ取得。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機 6 分力 ■ HOPE 単体 6 分力 ■ 底面圧力 ■ エレボン・ヒンジ・モーメント ■ シュリーレン観察 	1% 大型HOPE/H-II派生型ロケット組合せ模型 全長 420 mm	MHI 60cm 超音速風洞 $M = 0.8 \sim 2.0$ $\alpha = -10 \sim 10^\circ$ $\phi = 0, 45, 90^\circ$

7) 極超音速風洞空力加熱試験

試験名称 [ラン数] 及び概要	試験項目	模型概要	使用風洞/試験条件
HOPE 空力加熱特性試験 (62 - 熱試 - 1) [11] HOPE の空力加熱特性データ取得のため, 熱電対センサ及び相変化塗料法による計測。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 加熱率 ■ シュリーレン観察 	2%HOPE 全機模型 熱電対/樹脂模型 [62A 形状] 全長 230mm	NAL50cm 極超音速風洞 $M = 7.1$ $\alpha = 30, 40^\circ$ $\beta = 0, -10^\circ$

[続く]

7) 極超音速風洞空力加熱試験 [統 ぎ]

試験名称 [ラン数] 及び概要	試験項目	模型概要	使用風洞/試験条件
HOPE 極超音速風洞試験 空力加熱特性試験 (63 - 熱試) 金属 [13] 樹脂 [9] 主翼前縁の加熱率ピークを高精度で計測するための簡易翼胴模型による試験 (金属薄肉熱模型試験) 及び機体表面の全体的な加熱率分布を把握するための樹脂模型による試験 (樹脂熱模型試験) を実施し、試験方法の適用範囲及び有効性の確認。	■ 加熱率 ■ オイルフロー観察 ■ シュリーレン観察	金属薄肉熱模型 [簡易翼胴形状] 胴体: 32mmφ 翼部: 95mm	NAL50cm極超音速風洞 $M = 7.1$ $\alpha = 30, 40^\circ$ $\Lambda = 48, 60^\circ$
	■ 空力加熱率分布 (相変化塗料法) ■ オイルフロー観察	2%HOPE 全機樹脂模型 [63 形状] 全長 180mm	NAL50cm極超音速風洞 $M = 7.1, 12$ $\alpha = 30, 40^\circ$ $\beta = 0^\circ$
HOPE 空力加熱金属薄肉模型試験 (01 - 金熱試) [10] 空力加熱試験技術及び試験精度の向上。	■ 加熱率 ■ シュリーレン観察 ■ オイルフロー観察	金属薄肉熱模型 [簡易翼胴形状] 胴体: 32mmφ 翼部: 95mm	NAL50cm極超音速風洞 $M = 7.1$ $\alpha = 0, 30, 40^\circ$ $\beta = 0^\circ$
HOPE 空力加熱金属薄肉模型試験 (01 - 樹熱試) [10] 機体表面の全体的空力加熱分布計測技術により、後退角効果及び舵面操舵時のデータ取得。	■ 空力加熱率分布 (相変化塗料法) ■ オイルフロー観察	2%HOPE 全機樹脂模型 [63W-2 形状] ($\Lambda_{LE} = 60^\circ$) 全長 180mm	NAL50cm極超音速風洞 $M = 7.1$ $\alpha = 30, 40^\circ$ $\beta = 0^\circ$
HOPE 空力加熱金属薄肉模型試験 (03 - 樹熱試) [9] IR カメラ撮影による局所加熱計測。	■ 空力加熱率分布 (相変化塗料法, IR カメラ撮影法) ■ シュリーレン観察 ■ オイルフロー観察	2%HOPE 全機樹脂模型 [01b, 01c 形状] 全長 180mm	NAL50cm極超音速風洞 $M = 12$ $\alpha = 20, 30, 40^\circ$ $\beta = 0^\circ$
空力加熱極超音速風洞試験 (平成 4 年度) [6] HOPE を模擬した簡易翼胴模型を使用して、翼前縁近傍の衝撃波干渉特性と翼平面形状の関係調査。	■ 空力加熱分布 (IR カメラ撮影法, カロリメータ) ■ シュリーレン観察	HOPE 模擬簡易模型 全長 230mm 後退角: 55, 65°	NAL50cm極超音速風洞 $M = 7.1$ $\alpha = 40^\circ$ $\beta = 0, -10^\circ$
HOPE 極超音速空力加熱簡易模型試験 (その 2) (平成 4 年度) [19] HOPE を模擬した簡易翼胴模型による翼前縁近傍の衝撃波干渉加熱と圧力分布特性の翼平面形状の関係検討。	■ 空力加熱率分布 (IR カメラ撮影法, カロリメータ) ■ 表面圧力分布 ■ シュリーレン観察	HOPE 模擬簡易模型 全長 230mm 後退角: 48, 60°	NAL50cm極超音速風洞 $M = 7.1$ $\alpha = 0, 35^\circ$ $\beta = 0^\circ$

8) 衝撃風洞試験

試験名称 [ラン数] 及び概要	試験項目	模型概要	使用風洞/試験条件
HOPE 衝撃風洞試験 (63 - 衝試) [100] 再突入初期の高エンタルピ希薄流を模擬する手段としての衝撃風洞の試験法の研究を主目的に、力及び加熱率を計測。	■ 全機縦 3 分力 ■ 頭部加熱率 [1 点] ■ シュリーレン観察	1%HOPE 全機模型 [63 形状] 全長 100mm Cu-Ni 薄膜熱電対	NAL 衝撃風洞 $M = 10.8$ $\alpha = 0 \sim 50^\circ$ $\beta = 0^\circ$
HOPE 大型衝撃風洞試験 (01 - 大衝試) [40] 大型模型及び実績のある風洞による高精度空力加熱データ及び高マッハ数での粘性干渉効果等を含む空力データ取得。	■ 全機縦 3 分力 ■ 加熱率 [45 点] ■ 底面圧力 ■ シュリーレン観察	2.5%HOPE 全機模型 [01b 形状] 全長 460mm 白金薄膜熱センサ	Calspan 社 96" 衝撃風洞 $M = 12 \sim 18$ $\alpha = 25 \sim 40^\circ$ $\beta = 0^\circ$ $T_0 = 2000 \sim 2700K$
HOPE 衝撃風洞試験 (01 - 衝試) [150] 衝撃風洞試験技術及び計測精度向上、更に外国大型衝撃風洞試験との対応のため力及び空力加熱データ取得。	■ 全機縦 3 分力 ■ 加熱率 [8 点]	1%HOPE 全機模型 全長 130mm Cu-Ni 薄膜熱電対	NAL 衝撃風洞 $M = 10.8$ $\alpha = 0 \sim 45^\circ$ $T_0 = 960, 1200K$
HOPE 衝撃風洞試験 (03 - 衝試) [100] 小型熱電対による空力加熱計測技術の向上、粘性干渉効果の把握及び衝撃波干渉回避のための設計法の確認。	■ 全機縦 3 分力 ■ 加熱率 [15 点]	1%HOPE 全機模型 [01b, パワデルタ形状] 全長 130mm Cu-Ni 薄膜熱電対	NAL 衝撃風洞 $M = 10.8$ $\alpha = 0 \sim 45^\circ$ $\beta = -10 \sim 0^\circ$ $T_0 = 960, 1200K$
HOPE 衝撃風洞試験 (04 - 大衝試) [49] 衝撃波干渉を含む空力加熱に対する主翼後退角の影響を詳細に把握するための前縁加熱データ及び熱構造設計検討のための全機加熱分布データを取得。	■ 加熱率 [230 点] ■ シュリーレン観察	2.5%HOPE 全機模型 全長 460mm 白金薄膜熱センサ 後退角 $48, 60^\circ$	Calspan 社 96" 衝撃風洞 $M = 10 \sim 20$ $\alpha = 0 \sim 40^\circ$ $\beta = 0, \pm 2^\circ$ $T_0 = 2000 \sim 5700K$
空力加熱衝撃風洞試験 (平成 4 年度) [257] NAL 衝撃風洞の特性把握及び計測精度評価。斜め円柱の簡易加熱推算法の妥当性及び衝撃波干渉加熱の影響把握。	■ 加熱率 ■ シュリーレン観察	簡易模型 ・ 球：直径 20mm ・ 平板：前縁径 2.5mm ・ デルタ翼：前縁径 2.5mm Cu-Ni 薄膜熱電対	NAL 衝撃風洞 $M = 10.8$ $\alpha = 0 \sim 45^\circ$ $\beta = 0 \sim -15^\circ$ $T_0 = 1200K$
HOPE 高エンタルピ衝撃風洞試験 (平成 4 年度) [22] 実在気体効果が現れる高エンタルピ条件下で、衝撃波干渉効果を含む加熱に対する後退角の影響及び加熱率推算法の妥当性把握。	■ 加熱率 ■ 表面圧力 ■ レーザ計測：PLIF	主翼 - チップフィン 簡易模型 Cu-Ni 薄膜熱電対 後退角： $48, 60^\circ$ 1%HOPE 全機模型	Boeing 社 30" 衝撃風洞 $M = 8 \sim 10$ $\alpha = 0, 20, 35^\circ$ $T_0 = \sim 8000K$

9) ガスジェット干渉風洞試験

試験名称 [ラン数] 及び概要	試験項目	模型概要	使用風洞/試験条件
HOPE ガスジェット干渉予備試験 (01 - ガス試) [54] 軌道上の RCS ガスジェットと機体の干渉量把握のための試験技術を確立する予備試験。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 推力 ■ 干渉量 ■ プルーム分布 	4%HOPE 全機模型 全長 420mm RCS ガスジェット 模擬ノズル	KHI 真空チャンバ 真空 (10^{-6} Torr)
HOPE ガスジェット干渉力試験 (平成 4 年度) [6] 再突入時の後部 RCS のヨー・ガスジェット噴射の機体に及ぼす干渉空気力の影響及び干渉力試験の相似パラメータ検討用データ取得。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 全機 6 分力 ■ ガスジェット総圧 ■ オイルフロー観察 ■ シュリーレン観察 	1%HOPE 全機模型 [01b 形状] 全長 200mm RCS スラスタ 模擬装置	NAL50cm 極超音速風洞 M = 7.1 $\alpha = 23 \sim 40^\circ$ $\beta = 0^\circ$

10) アーク加熱風洞試験

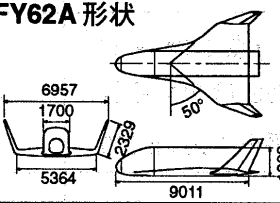
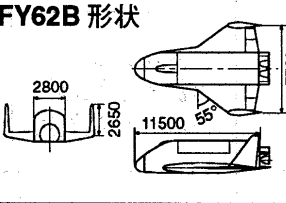
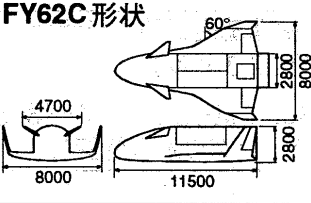
試験名称 [ラン数] 及び概要	試験項目	模型概要	使用風洞/試験条件
再使用型耐熱材の研究 (昭和 61 年度) [7] アーク加熱風洞による C/C 耐熱性評価。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 耐熱試験 (淀み点試験) 	35 ϕ x 50 L mm 先端: 17.5 R 半球状 C/C: 20 ϕ mm	アーク加熱風洞 (NAL-NASDA) T _{MAX} : 1,859℃ 時間: 10 分 (1 回)
熱防護材の研究 (ア) (昭和 62 年度) [7] SiC 系酸化コーティングC/C 材の耐熱/耐酸化性能評価。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 耐熱試験 (淀み点試験) 	35 ϕ x 50 L mm 先端: 17.5 R 半球状 C/C: 20 ϕ mm	アーク加熱風洞 (NAL-NASDA) T _{MAX} : 1,540℃ 時間: 5 分 (1 回)
熱防護材の研究 (イ) (昭和 62 年度) [11] C/C 材の基本的耐熱/耐酸化性能評価。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 耐熱試験 (淀み点試験) 	35 ϕ x 50 L mm 先端: 17.5 R 半球状 C/C: 20 ϕ mm	アーク加熱風洞 (NAL-NASDA) T _{MAX} : 1,650℃ 時間: 5 分 (1 回)
主構造用 C/C 部材の研究 (ア) (昭和 63 年度) [4] SiC 系酸化コーティングC/C 材の耐熱/耐酸化性能評価。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 耐熱試験 (淀み点試験) 	35 ϕ x 50 L mm 先端: 17.5 R 半球状 C/C: 20 ϕ mm	アーク加熱風洞 (NAL-NASDA) T _{MAX} : 1,745℃ 時間: 1,100 秒 (1 回)
主構造用 C/C 部材の研究 (イ) (昭和 63 年度) [3] C/C 材の HOPE 再突入条件に対する耐熱/耐酸化性能評価。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 耐熱試験 (淀み点試験) 	35 ϕ x 50 L mm 先端: 17.5 R 半球状 C/C: 20 ϕ mm	アーク加熱風洞 (NAL-NASDA) T _{MAX} : 1,705℃ 時間: 1,100 秒 (1 回)
C/C 材層間剪断力強化手法の検討 (平成 3 年度) [4] CVD-SiC 及び Conv.-SiC コーティング付C/C 材の耐熱性能評価。	<ul style="list-style-type: none"> ■ 耐熱試験 (淀み点試験) 	35 ϕ x 50 L mm 先端: 17.5 R 半球状 C/C: 20 ϕ mm	アーク加熱風洞 (NAL-NASDA) T _{MAX} : 1,780℃(Conv) 1,690℃(CVD) 時間: 1,100 秒 (1 回)

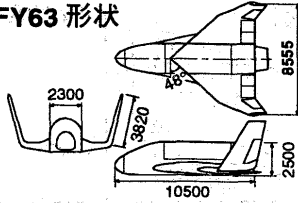
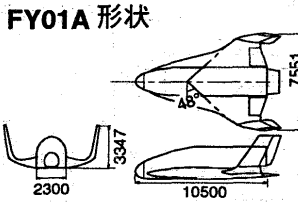
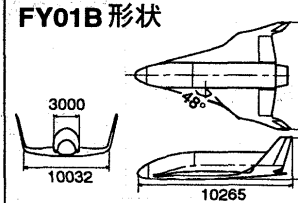
[続く]

10) アーク加熱風洞試験 [続き]

試験名称 [ラン数] 及び概要	試験項目	模型概要	使用風洞／試験条件	
主構造基礎試験 [計画中] (平成 3 年度) HOPE 最悪条件下での酸化コーティングの耐久性評価。	■ 耐熱試験 (淀み点試験) (ウェッジ試験)	淀み点：50 ϕ x 50 L (C/C は 25 ϕ 平板) 平板：100 x 100	アーク加熱風洞 (NAL-NASDA) 淀み点：1,700℃ 平 板：1,000℃	
外国アーク風洞試験 (平成 3 年度, ア, イ) ホットストラクチャ - C/C, C/C-TPS 及びセラミックタイル-TPS の耐熱性評価。	■ 耐熱試験 (淀み点試験) (ウェッジ試験)	淀み点試験： 50 ϕ x 53 L (C/C は 30 ϕ 平板) ウェッジ試験： 70x72.8 パネルを 70x84.8 パネルに 重ね合わせたもの (継目部模擬)	McDonnell Douglass Missile System 社 アーク加熱風洞 ホット・ストラクチャ	
			TMAX (℃)	時間 (秒)
			1,644	4
			1,436	350
			1,659	80
			セラミックタイル-TPS	
			TMAX (℃)	時間 (秒)
外国アーク風洞試験 (平成 3 年度, ウ) セラミックタイル-TPS の耐熱性 評価。	■ 耐熱試験 (淀み点試験)	50 ϕ x 48 L	C/C-TPS (淀み点)	
			TMAX (℃)	時間 (秒)
			873	600
			885	790
			C/C-TPS (ウェッジ)	
			TMAX (℃)	時間 (秒)
			1,100	1200
			1,000	1200
			McDonnell Douglass Missile System 社 アーク加熱風洞 TMAX：1,234℃ 時間：3 分	

風洞試験空力形状 (昭和 62 年度)

模 型 形 状		FY62A 形状	FY62B 形状	FY62C 形状
				
使用風洞 模型寸度		使用風洞 模型	使用風洞 模型	使用風洞 模型
		MHI 2m 低速 NAL 50cm 極超	KHI 2.5m 低速 KHI 1m 遷音速 NAL 1m 超音速 NAL 50cm 極超	FHI 2m 低速 FHI 61cm 高速 NAL 50cm 極超
		8.5% 2.3%	10% 3% 3% 1.5%	8% 1.8% 1.8%
主翼	前縁後退角	■ ベースライン [50°]	■ ベースライン [55°] ■ 小スパン [77°]	■ ベースライン [60°]
	ストレーク	■ ストレークなし		
尾翼	チップフィン	■ ベースライン [キャント角: 20°] ■ キャント角: 0, 10° ■ 尾翼なし	■ ベースライン [キャント角: 0°] ■ キャント角: 30° ■ 尾翼なし	■ ベースライン [キャント角: 15°] ■ 尾翼なし
	垂直尾翼	■ 単垂尾 ■ 双垂尾		
胴 体		■ ベースライン	■ ベースライン	■ ベースライン
舵 面		■ エレボン ■ ラダー ■ スピード・ブレイキ [胴上] [スプリット・ラダー] ■ ボディフラップ	■ エレボン ■ ラダー ■ スピード・ブレイキ [胴上] [スプリット・ラダー] ■ ボディフラップ	■ エレボン ■ ラダー ■ スピード・ブレイキ [胴上] [スプリット・エレボン] ■ ボディフラップ ■ カナード
そ の 他		■ 脚特性 [低速] ■ 地面効果 [低速] ■ H-II 組合せ形態 [遷音速, 超音速]	■ 脚特性 [低速] ■ 地面効果 [低速]	■ 脚特性 [低速] ■ 地面効果 [低速] ■ 圧力分布 [低速]

		風洞試験空力形状 (昭和 63 年度)		風洞試験空力形状 (平成元年度)			
模型形状		FY63 形状 		FY01A 形状 		FY01B 形状 	
使用風洞 模型寸度		使用風洞	模型	使用風洞	模型	使用風洞	模型
		FHI 2m 低速	7.5%	KHI 1m 遷音速	4%	FHI 2m 低速	5.75%
		NAL 2m 遷音速	7.5%	NAL 1m 超音速	4%	NAL 2m 遷音速	5.75%
		KHI 1m 遷音速	4%	NAL 50cm 極超	1.7%	NAL 1m 超音速	3.07%
		NAL 1m 超音速	4%			NAL 50cm 極超	1.2%
		NAL 50cm 極超	1.7%			NAL 衝撃	0.7%
		NAL 衝撃	0.9%			Calspan 96" 衝撃	2.5%
主翼	前縁後退角	■ ベースライン [48°] ■ 大後退角 [60°]		■ ベースライン [48°] [大ストレーク]		■ ベースライン [48°] [大ストレーク]	
	ストレーク	■ ストレークなし ■ 大ストレーク					
	翼 型	■ 最適化翼型 ■ 後縁厚翼化					
尾翼	チップフィン	■ ベースライン [キャント角: 15°] [トーアウト角: 5°] ■ キャント角: 0, 30° ■ トーアウト角: 0° ■ 短縮 [1m, 2m] ■ 尾翼なし		■ ベースライン [キャント角: 10°] ■ 翼型変更 ■ フェアリング変更 ■ 尾翼なし		■ ベースライン [キャント角: 15°] [トー角: 0°] [後方取付け] ■ 短縮 ■ 前方取付け ■ 尾翼なし	
	垂直尾翼	■ 双垂尾 [1m 短縮チップフィン]					
胴 体		■ ベースライン ■ 前胴扁平化 ■ 短縮		■ ベースライン		■ ベースライン [長胴]	
舵 面		■ エレボン [内舷/外舷] ■ ラダー ■ スピード・ブレイキ [スプリット・ラダー] ■ ボディフラップ		■ エレボン ■ ラダー ■ ボディフラップ		■ エレボン ■ ラダー ■ スピード・ブレイキ [胴上] [スプリット・エレボン] ■ ボディフラップ	
そ の 他		■ 脚特性 [脚扉付] [低速] ■ 胴上支持効果 [低速] ■ ヒンジ・モーメント [遷音速, 超音速]		■ 圧力分布 [遷音速, 超音速]		■ H-II 派生型組合せ形態 [遷・超音速] ■ 圧力分布 [低速, 遷音速]	

		風洞試験空力形状 (平成元年度)		風洞試験空力形状 (平成 3 ~ 4 年度)			
模 型 形 状		FY01C 形状 		FY01B 形状 		FY03A 形状 	
使用風洞 模型寸度	使用風洞 模型寸度	使用風洞	模型	使用風洞	模型	使用風洞	模型
		FHI 2m 低速	7.5%	NAL 50cm 極超	1.2%	NAL 衝撃	0.8%
		NAL 2m 遷音速	7.5%	ONERA S4MA	1.2%		
		NAL 1m 超音速	4%	NAL 衝撃	0.7%		
		NAL 50cm 極超	1.7%				
主翼	前縁後退角	■ ベースライン [60°]		■ ベースライン [48°] [大ストレーク]		■ ベースライン [75.4°]	
尾翼	チップフィン	■ ベースライン [キャント角: 10°] ■ トー角変更 [トーイン] ■ 短縮 ■ 後方取付 ■ 翼型変更 [クサビ翼型] ■ 尾翼なし		■ ベースライン [キャント角: 15°] ■ 尾翼なし		■ ベースライン [キャント角: 6.57°] [トー角: 0°]	
胴 体		■ ベースライン ■ ノーズ・アップ		■ ベースライン		■ ベースライン	
舵 面		■ エレボン ■ ラダー ■ ボディフラップ		■ エレボン ■ ラダー ■ ボディフラップ		■ エレボン ■ ボディフラップ	
そ の 他		■ 圧力分布 [低速, 遷音速]		■ H-II 派生型組合せ形態 [ヒンジ・モーメント] [遷・超音速]			

風洞試験空力形状 (平成4年度)

模 型 形 状		FY04A 形状		FY04B 形状		FY04C 形状	
							
使用風洞 模型寸度	使用風洞	模型	使用風洞	模型	使用風洞	模型	
	FHI 2m 低速	5.5%	FHI 2m 低速	5.5%	FHI 2m 低速	5.5%	
	NAL 2m 遷音速	5.5%	NAL 2m 遷音速	5.5%	NAL 2m 遷音速	5.5%	
	KHI 1m 遷音速	2.6%	KHI 1m 遷音速	2.6%	KHI 1m 遷音速	2.6%	
	NAL 1m 超音速	2.6%	NAL 1m 超音速	2.6%	NAL 1m 超音速	2.6%	
主翼	前縁後退角	■ ベースライン [72°]		■ ベースライン [48°]		■ ベースライン [60°]	
	ストレーク			■ ストレークなし		■ 大ストレーク	
尾翼	チップフィン	■ ベースライン [キャント角：10°] ■ 尾翼なし		■ ベースライン [キャント角：10°] ■ 尾翼なし		■ ベースライン [キャント角：10°] ■ スプリッタ・プレート ■ 尾翼なし	
	垂直尾翼			■ 垂直尾翼 ■ 胴上フィン			
胴 体		■ ベースライン		■ ベースライン ■ 前胴扁平化		■ ベースライン	
舵 面		■ エレボン ■ ラダー ■ ボディフラップ		■ エレボン ■ ラダー ■ スピード・ブレーキ [胴上] ■ ボディフラップ		■ エレボン ■ ラダー ■ ボディフラップ	
そ の 他		■ 圧力分布 [低速, 遷音速]		■ 圧力分布 [低速, 遷音速, 超音速]		■ 圧力分布 [低速, 遷音速]	