

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

静粛超音速研究機(S3TD)及び関連地上設備の基本設計結果

静粛超音速研究機開発チーム

2010年7月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目次

	執筆者	頁
1. はじめに	本田	3
2. 飛行実験計画		4
2.1 実験場の選定	本田	4
2.2 ソニックブーム計測システム	本田	4
2.3 飛行パターン	本田	5
2.4 飛行実験期間	本田	5
3. 研究機システム	まとめ 本田	6
3.1 システム設計		6
3.1.1 システム概要	本田	6
3.1.2 飛行シーケンス	本田	9
3.1.3 空力設計	牧野	11
3.1.4 構造設計	高戸谷,岩堀	22
3.1.5 飛行制御設計	富田	27
3.1.6 信頼性設計	本田	32
3.1.7 安全性設計	本田	32
3.1.8 インターフェース	本田	33
3.2 システム設計		34
3.2.1 飛行制御システム	富田	34
3.2.2 電源システム	永吉	35
3.2.3 操縦システム	富田	37
3.2.4 降着システム	高戸谷	37
3.2.5 油圧システム	永吉	39
3.2.6 推進システム	渡辺	42
3.2.7 インテークシステム	渡辺	44
3.2.8 燃料システム	渡辺	47
3.2.9 通信システム	富田	48
3.2.10 計測システム	進藤,石塚	50
3.2.11 非常システム	永吉	51
4. 実験場システム		54
4.1 管制・監視システム	進藤,石塚	54
4.2 非常システム	進藤,石塚	54
4.3 飛行実験準備作業支援システム	進藤,石塚	54
4.4 地上計測システム	進藤,石塚	55
4.4.1 ソニックブームの計測システム	進藤,石塚	55
4.4.2 飛行騒音の計測のシステム	進藤,石塚	56
5. 関連試験計画	永吉	58
6. 豪州施設・設備		60
6.1 豪州施設	進藤,石塚	60
6.2 豪州設備	進藤,石塚	60
7. まとめ	本田	61
付録 A 講演一覧		62

静粛超音速研究機(S3TD)及び関連地上設備の基本設計結果*

静粛超音速研究機開発チーム^{*1*2}

Preliminary Designs Results of Silent Supersonic Technology Demonstrator (S3TD) & Ground Segments

S3TD Design Team

Abstract

JAXA is planning supersonic flight tests in the middle of the 2010's by a newly designed unmanned supersonic airplane named "Silent Supersonic Technology Demonstrator(S3TD)" to demonstrate JAXA's original low boom concepts and its design technologies. 2 year preliminary designs of the S3TD and the ground segments including the sonic boom measurement system have completed. The autonomous S3TD weighs 4.2ton at take off and mitigates its sonic boom at Mach 1.4 to 1.6. The flight tests are planned 30 times or more at Woomera Prohibited Area of Australia. This paper describes the system requirements and the preliminary designs results of them.

Key words: Silent Super Sonic Technology Demonstrator, S3TD, Sonic Boom, CFD, UAV, WPA

概 要

宇宙航空研究開発機構では、将来のブレイクスルーとしての超音速旅客機実現を目指し 2005 年 10 月に飛行実験に成功した小型超音速実験機 (NEXST-1) に引き続き、新たな飛行実験プロジェクトとして、2006 年度より「静粛超音速研究機」(S3TD: Silent SuperSonic Technology Demonstrator) の予備設計に着手し、2008 年～2009 年度に基本設計を実施した。S3TD は、完全自律離着陸及び超音速飛行可能な無人機で、ソニックboom低減技術を飛行実証することを目的としたものである。本報告書では、超音速飛行実験計画及び飛行実験システム(研究機システム及び実験場システム)の設計検討について、JAXA が独自に検討した成果及び JAXA とプライムメーカーの契約に基づき実施された成果をまとめる。

* 平成 22 年 5 月 13 日受付 (received 13 May 2010)

*1 航空プログラムグループ 超音速機チーム (Supersonic Transport Team, Aviation Program Group)

吉田 憲司, 赤塚 純一, 石塚 只夫, 伊藤 健, 岩堀 豊, 上野 篤史, 郭 東潤, 小島 孝之, 進藤 重美, 高戸谷 健, 田口 秀之, 多田 章, 徳川 直子, 富田 博史, 中 右介, 仲田 靖, 永吉 力^{*3}, 野口 正芳, 平野 義鎮, 二村 尚夫, 堀之内 茂, 本田 雅久, 牧野 好和, 水野 拓哉, 水野 洋, 村上 哲, 村上 義隆, 山本 一臣, 渡辺 安, 大貫 武

*2 研究開発本部 飛行技術研究センター(Flight Research Center, Aerospace Research and Development Directorate)

鈴木 広一, 二宮 哲次郎

*3 富士重工業(株)から派遣されプロジェクトに参画したメンバーである。

略語

語句	英語	日本語
AADP	Aileron Alone Departure Parameter	—
ADS	Air Data Sensor	エアデータセンサー
AMAD	Aircraft Mounted Accessory Drive	補機駆動用セカンダリ・ギアボックス
APG	Aviation Program Group	航空プログラムグループ
Az	Acceleration of Z axis	機体垂直方向加速度
BIT	Built-In Test	組込み試験
CAPAS	CAD-based Automatic Panel Analysis System	線形パネル法を利用した自動空力解析ツール
COTS	Commercial-Off-The-Shelf	民生品
CDGPS	Carrier-phase Differential GPS	搬送波位相 DGPS
DGPS	Differential GPS	ディファレンシャル GPS
DI	Dynamic Inversion	ダイナミック・インバージョン制御手法
E/G	Engine	エンジン
ECU	Electronic Control Unit	電子式エンジン制御装置
EGI	Embedded GPS/INS	GPS 埋め込み型慣性航法装置
EMS	Electro Magnetic Susceptibility	電磁感受性
FHI	Fuji Heavy Industries LTD.	富士重工業株式会社
FLCC	Flight Control Computer	飛行制御計算機
GCU	Generator Control Unit	発電制御機
gpm	gallon per minute	ガロン毎分
GSE	Ground Support Equipment	地上支援器材
HSDI	Hierarchy Structured Dynamic Inversion	階層構造化ダイナミックインバージョン
IB	Instrumentation Building	ウーメラ実験区域の管制塔
ICAO	International Civil Aviation Organization	国際民間航空機関
NEAT	North European Aerospace Test range	北欧航空実験場
OFP	Operational Flight Program = FCP	
PSI	Pound-force per Square Inch	ポンド毎平方インチ
PTO	Power Take Off	補機駆動用出力軸
RALT	Radio ALTimeter	電波対地高度計
RTB	Return To Base	緊急帰投
RTM	Resin Transfer Molding	樹脂注入成形法
S3	Silent SuperSonic =(Scube)	静粛超音速機技術の研究
TAS	True Air Speed	真対気速度
TAT	Total Air Temperature	大気全温度
TC	Telecommand	テレコマンド
TS-1	Test Shop-1	WPA 内の整備棟
VaRTM	Vacuum assisted Resin Transfer Molding	真空含浸工法
WPA	Woomera Prohibited Area	ウーメラ立入制限区域

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) 航空プログラムグループ超音速機チームは、将来のブレイクスルーとしての超音速旅客機実現を目指し、2005 年 10 月にオーストラリアで飛行実験した小型超音速実験機 (NEXST) プロジェクトに引き続き、新たな超音速飛行実験プロジェクトとして、2006 年度より「静粛超音速研究機」(S3TD: Silent SuperSonic Technology Demonstrator) の予備設計に着手した。

この研究機は、完全自律離着陸及び超音速飛行可能な無人機で、次世代超音速旅客機開発の重要技術であるソニックブーム低減技術を飛行実証することを主たる目的として開発されるものである。2 年間の予備設計を経て、2007 年度末には、研究機システム (実験場システム含む) の開発を行うプライムメーカ (富士重工業株式会社) を選定し、2008 年度から 2009 年度上期の約 1 年半に、基本設計相当の設計検討作業を行った。

研究機の空力形状は、これまで JAXA で培ってきた CFD 解析技術をはじめとするコンピュータによる解析・設計技術を積極的に活用すると共に近年研究が進んでいる多分野統合・多目的最適設計技術の適用して設計された。プライムメーカは、JAXA から提示された空力形状を基に具体的な艤装設計・機体設計等を行い、必要に応じて空力形状の修正を行う。

本研究機の開発において、JAXA は低ソニックブーム形状設計以外にインテーク形状設計、誘導制御則設計、エンジンの調達を担当している。また、実験場の整備及びソニックブーム計測システムも担当している。

標題の「飛行実験システム」は、超音速飛行をする「研究機システム」と実験場の施設・設備やソニックブームを計測するための計測システムから構成される「実験場システム」から構成される。図 1-1 に全体の構成を示す。

本報告書では、超音速飛行実験計画及び飛行実験システム (研究機システム及び実験場システム) の設計検討について、JAXA が独自に検討した成果及び JAXA とプライムメーカの契約に基づき実施された成果をまとめる。2008 年～2009 年の間の設計検討作業のスケジュールは、図 1-2 に示す通りで、基本設計相当の作業を 2 巡させることにより、設計を進めた。設計検討 2 巡目では、設計データ取得のために各種関連試験 (材料試験、機体及びインテーク風洞試験、アンテナパターン試験、フラッタ風洞試験) も実施している。

尚、設計検討結果の詳細は、必ずしも開示できる

内容ばかりではないため、項目によっては不十分な記述になっていることをご容赦願いたい。詳細な内容については、JAXA 内部資料¹⁾にまとめている。

本設計検討を行った JAXA 及びメーカの関係者をタイトルページに示す。また、実際の執筆者名は、目次に示すので参照されたい。

本飛行実験システムの設計検討は、「静粛超音速機技術の研究開発」の一環として実施したもので、「静粛超音速機技術の研究開発」については、参考文献 (2) を参照されたい。

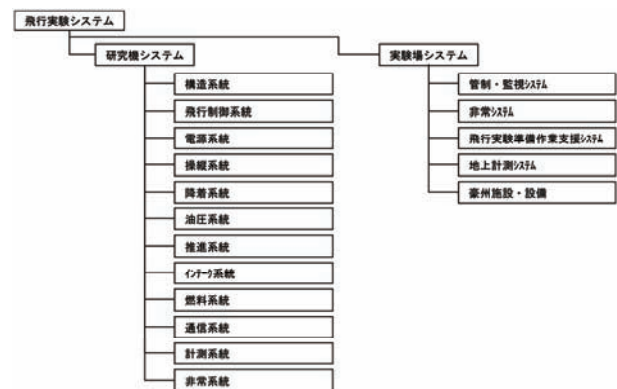


図 1-1 飛行実験システム構成

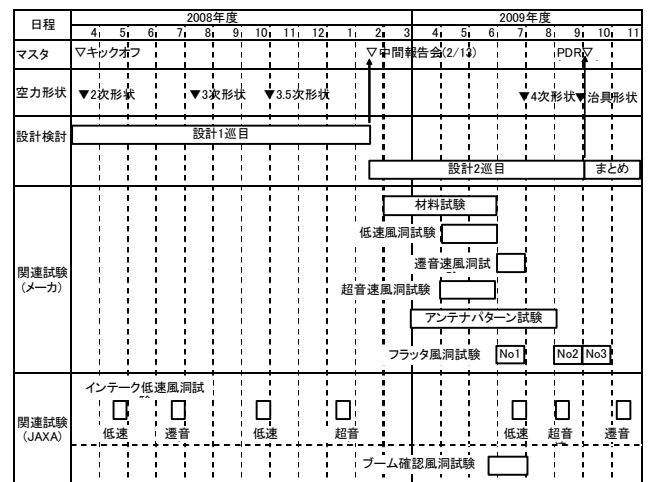


図 1-2 設計検討作業のマスタースケジュール

参考文献

- 1) 静粛超音速機技術の研究開発 (S3) 飛行実験システムの設計検討報告, JAXA 内部資料, XNS-09038, 2010 年 3 月
- 2) 村上哲, 静粛超音速機技術の研究開発について, 第 40 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2008 講演集

2. 飛行実験計画

2.1 実験場の選定

本飛行実験は、1 分程度の超音速直線飛行が可能で、かつソニックブーム計測システム（直線のマイク列）が地上に配置できる実験場で行なう必要がある。オーストラリアのウーメラ実験場、クリスマス島、スウェーデンの NEAT (North European Aerospace Test range)、米国エドワーズ空軍基地、国内の大樹町航空公園、硫黄島、下地島を候補としてトレードオフを行った。その結果、実験場の広さやソニックブーム計測システムの配置の容易さ等からウーメラ実験場を選定した。飛行実験に使用する滑走路は、ウーメラ実験場 中にあるエベッツ滑走路（長さ 2000m×幅 40m）を一部再整備して使用することとした。トレードオフ表を表 2.1-1 に示す。

表 2.1-1 実験場のトレードオフ

実験場	ウーメラ・Events	クリスマス島・Aeon	NEAT・Vidsel	エドワーズ空軍基地	大樹町航空公園	硫黄島
場所	オーストラリア	オーストラリア	スウェーデン	オーストラリア	北朝鮮	日本
気候	大陸性	海洋性	大陸性	大陸性	大陸性	海洋性
実験空域	約 600×200km	約 600×200km	約 600×200km	約 600×200km	約 600×200km	約 600×200km
滑走路	1800(1.1)×100m (非舗装)	1800(1.1)×100m (非舗装)	2500×40m (舗装)	1800(1.1)×100m (非舗装)	1800(1.1)×100m (非舗装)	1800(1.1)×100m (非舗装)
施設・設備	ハンガー、管制塔、無線電、レーダー等	ハンガー、管制塔、無線電、レーダー等	ハンガー、管制塔、無線電、レーダー等	ハンガー、管制塔、無線電、レーダー等	ハンガー、管制塔、無線電、レーダー等	ハンガー、管制塔、無線電、レーダー等
ソニックブーム計測システム	特に問題なし	海上のため、例えば風向計を必要とする	海上のため、例えば風向計を必要とする	海上のため、例えば風向計を必要とする	海上のため、例えば風向計を必要とする	海上のため、例えば風向計を必要とする
運用・管理	民間会社との協定が必要	民間会社との協定が必要	民間会社との協定が必要	民間会社との協定が必要	民間会社との協定が必要	民間会社との協定が必要
輸送	貨物機・旅客機・船舶	貨物機・旅客機・船舶	貨物機・旅客機・船舶	貨物機・旅客機・船舶	貨物機・旅客機・船舶	貨物機・旅客機・船舶
アクセス性	1 日 1 便 (所要約 4 時間)	1 日 1 便 (所要約 4 時間)	1 日 1 便 (所要約 4 時間)	1 日 1 便 (所要約 4 時間)	1 日 1 便 (所要約 4 時間)	1 日 1 便 (所要約 4 時間)
気象	ALPD-1, Hs300, Hs300	ALPD-1, Hs300, Hs300	ALPD-1, Hs300, Hs300	ALPD-1, Hs300, Hs300	ALPD-1, Hs300, Hs300	ALPD-1, Hs300, Hs300
通信	衛星通信・無線電	衛星通信・無線電	衛星通信・無線電	衛星通信・無線電	衛星通信・無線電	衛星通信・無線電
安全	安全対策あり	安全対策あり	安全対策あり	安全対策あり	安全対策あり	安全対策あり
その他	実験場へのアクセスが容易	実験場へのアクセスが容易	実験場へのアクセスが容易	実験場へのアクセスが容易	実験場へのアクセスが容易	実験場へのアクセスが容易

2.2 ソニックブーム計測システム

研究機の超音速巡航中に研究機の発生するソニックブームを地上及び空中のマイクを用いて計測する。ソニックブームは、機体の直下だけではなく、進行方向と直角の分布に約 60km にわたり広く分布する（ブームカーペット）と予想されている。図 2.2-1 にマッハ 1.6、高度 16km で水平飛行した場合のブームカーペットの様子を示す。

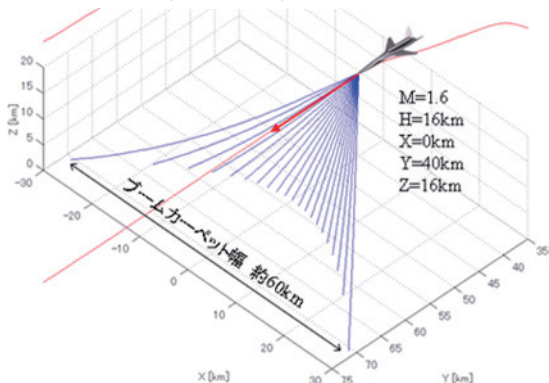


図 2.2-1 ブームカーペット幅 (M=1.6, ALT=16km)

このソニックブームの分布が確認できるようにマイク列を 100km の直線上に 4km 置きに 26 個配置し、マイクに並行飛行及び直角飛行する実験を行なう。

1 つの 4km 区間では、更に詳細な分布を得る事を目的として 150m 置きに 26 個のマイクを配置する。幸いなことにエベッツ滑走路から北西に向かってほぼ直線の未舗装の道路がある。マイク列は、その道路に沿って配置される。図 2.2-2 に実験場におけるマイクの配置を示す。

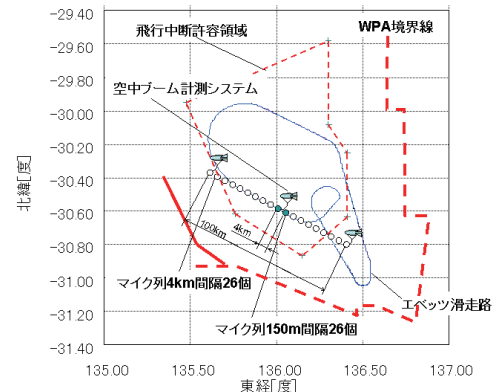


図 2.2-2 実験場におけるマイク配置

また、大気擾乱の影響が少ないソニックブーム波形が得られるように、地上のマイク列とは別に直線 100km の開始地点、中間地点、最終地点の 3 箇所に空中ブーム計測システムを配置する。空中ブーム計測システムでは、高度約 1km に係留できる気球が用いられ、地上から気球までの係留索に複数個マイクが配置される。図 2.2-3 に空中計測システムの概要を示す。これらの計測システムの運用・管理が管制室（エベッツ滑走路近傍）から容易に行えるように無線 LAN システムによる通信を計画している。

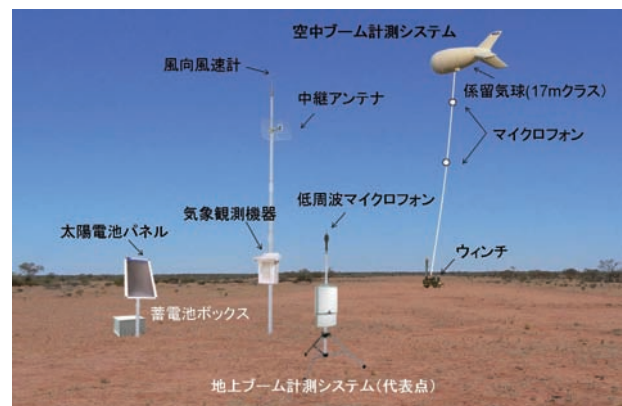


図 2.2-3 空中計測システム

2.3 飛行パターン

研究機を用いた飛行実験は、30 回以上計画されている。研究機が作り出す低ブーム波形について、前出のソニックブーム計測システムを用いて圧力波形の計測を行い、以下の項目について確認を行う。計測には、ソニックブーム計測以外に亜音速飛行時の離着陸騒音計測も含まれる。

飛行実験は、再現性確認のために一つの目的に対して複数回計画される。図 2.3-1 に飛行実験のイメージを示す。

- ①低ブーム性
- ②ブームカーペット
- ③大気条件に対するロバスト性
- ④飛行条件に対するロバスト性
- ⑤ブームフォーカシング調査
- ⑥建造物への影響調査
- ⑦低ブーム化機体（前方、後方の胴体形状を交換）の N 型波形計測
- ⑧その他：亜音速飛行による離着陸騒音計測

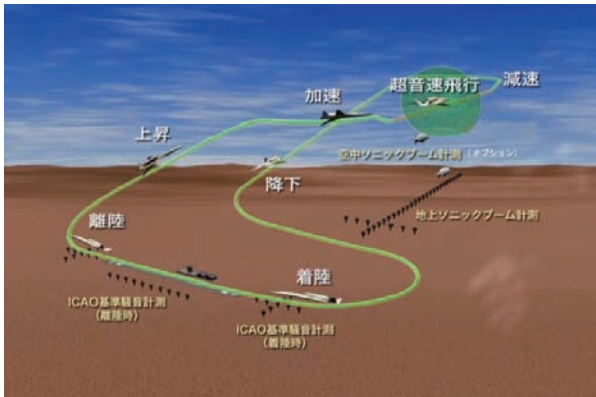


図 2.3-1 飛行実験のイメージ

2.4 飛行実験期間

WPA の気象データを解析した結果、夏期の上空大気温度の高温側条件がエンジン性能に及ぼす影響が大きいことが判明した。そのため、飛行実験は、ウーメラ冬期（5 月～9 月）に限定した計画とした。また、温度制約はマッハ数によって異なり、マッハ 1.4 で飛行する場合は、冬期平均気温以下の条件で、マッハ 1.6 で飛行する場合は、冬期平均気温 -0.46σ 以下の条件とした。

図 2.4-1 にウーメラの気温の高度プロファイルと運用条件の関係を示す。

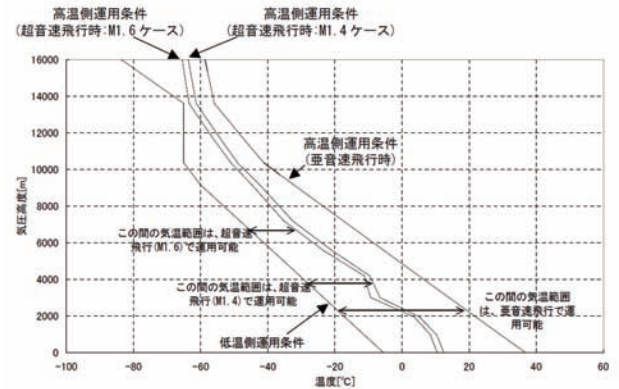


図 2.4-1 ウーメラの気温

3. 研究機システム

3.1 システム設計

3.1.1 システム概要

3.1.1.1 要求事項

研究機システムに要求されることは、「ソニックブーム強度低減を考慮しない超音速機に対し、ソニックブーム強度を半減し得るソニックブーム低減技術の実証に必要な飛行環境を提供し、再使用できる状態で機体を帰投させるシステムであること」である。この要求を実現するための具体的な要求事項を以下に示す。

(1) 機体規模

地上に到達する低ブーム波形は、地上近辺の大気擾乱の影響を受け波形が変形する可能性がある。この変形された波形でも研究機に適用している低ソニックブーム設計効果が確認可能なレベルのソニックブーム強度を発生する最小限の機体規模（質量）が要求となる。地上での波形の変形幅を簡易的に推算し、計測可能な機体質量を 3ton 以上とした。

(2) 空力形状

空力形状は、低ソニックブーム化された形状でかつ離着陸から超音速巡航まで完全自律飛行を可能とする空力性能を有する形状とする。また、全飛行領域において、静安定マージンを確保できる形状とする。

(3) 超音速巡航性能

地上でソニックブームが計測可能な速度つまりカットオフマッハ数より十分大きなマッハ数とすることからマッハ 1.4 以上を要求とした。また、地上に直線配置したマイク列でソニックブーム計測が可能な様にマッハ 1.4 以上の直線飛行が 1 分以上可能であることを性能要求とする。

(4) RTB 機能

飛行実験システムの信頼度を確保し、複数回の飛行実験を確実なものとするために 1-fail（地上設備を含む）が発生しても RTB（Return To Base）可能な機器構成を要求とする。

(5) 投棄機能

安全な飛行が困難と判断された場合は、如何なる 2-fail が発生しても、地上からの指令によりエンジン停止させ、機体を飛行継続困難な状態に入れ安全な区域に投棄させる機能を要求とする。以下、本要求を 2fail-safe（safe は、安全に投棄）と呼ぶ。

(6) 構造部

将来の超音速機への適用を視野に入れ、機体構造部を極力複合材料化する。また、低ブーム化されていないソニックブーム波形を再現するために先端部

及び後端部を非低ブーム形状に交換可能な構造（装備品含む）とする。

(7) エンジン

エンジンは、既存品から米国 ITEC 社製 F125 を選定し、ソニックブーム遮蔽効果及び離着陸騒音低減を狙い機体上方マウントとする。

(8) オンボード計測要求

次世代超音速旅客機技術の重要課題である低抵抗化、軽量化技術に関する計測やインテーク部に関する計測も極力取り込むこととする。

3.1.1.2 システム主要諸元

要求事項を満足するために JAXA 独自の低ブーム設計コンセプトを適用し、機体の空力形状設計を行った。機首先端部の形状には、低ブーム/低抵抗非軸対称機首コンセプト¹⁾が、後端部には、後胴部揚力面による低ブーム化コンセプト²⁾が採用されている。主翼平面形状は、複合材料構造を含む空力・構造二分野多目的最適設計手法により設計されている。また、低ブーム化された波形と比較するために N 型波形を発生できる様な先端形状及び後端形状（低抵抗形状）も併せて設計している。図 3.1.1-1 に研究機システム概要を示す。



図 3.1.1-1 研究機システム概要

本設計フェーズでの最終空力形状である空力 4 次形状の三面図を図 3.1.1-2 に示す。また、研究機システムの主要諸元を表 3.1.1-1 に示す。機体全長 14.09m、翼幅 7.06m、全高 4.14m、翼面積 21m²で、全備質量 4.2ton、ソニックブーム計測時約 3.4ton である。

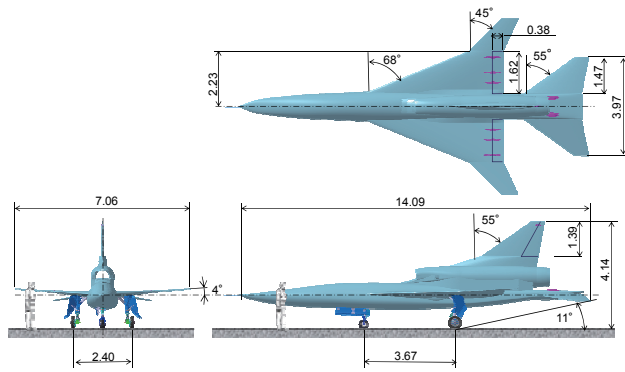


図 3.1.1-2 研究機システムの三面図

表 3.1.1-1 研究機システム主要諸元

項目	諸元
寸法諸元	全長14.09m×全幅7.06m×全高4.14m
主翼	面積21m ² /平均空力翼弦4.12m
質量	最大離陸4200kg/最大着陸3500kg /燃料1115kg(使用可能:1006kg)
エンジン	ITEC/Honeywell F125 (A/B付き, 地上静止最大推力42kN)
構造様式	胴体:セミモノコック構造 主翼内翼, スタビ, 垂直尾翼:多桁構造 外翼:フルデブスハニカム構造
巡航速度	最大マッハ数1.6/高度13.4km
制限荷重	運動制限荷重倍数:-1G/+3G
滑走路長	2000m以下
空力形状	4次形状
空力操舵面	フラップロン, スタビレータ, ラダー スピードブレーキ
離着陸速度	離陸188kt以下/着陸165kt以下
重心管理	メインタンク/パラストタンクによる重心コントロール
飛行制御	自動離着陸を含めた自律飛行方式
通信機能	通信限界距離:150km 飛行指令受信機×2, テレメータ送信機×1, トランスポンダ×1, 非常指令受信機×2
緊急時対応	1fail-RTB(オンボード判断) 2fail-safe(地上からコマンド送信)

機体表面に使われる構造材料は、殆どが複合材料である。ただし、エンジンノズル近傍については、高温燃焼ガスの影響を強く受けるため、一部耐熱金属材料を使用している。また、超音速機の主翼の翼厚(翼根 5%, 翼端 3.5%)が薄いことから 1G 巡航時

に揚力により主翼が大きく撓む。従って、機体製造時の形状は、超音速巡航時の空力荷重から想定される機体変形量分を変形させた初期形状(治具シェイプ)で設計されている。

超音速飛行中にトリム抵抗を極力小さくするために燃料タンクとしてバラストタンクを設けた。図 3.1.1-3 にメインタンク(燃料容量:827kg)及びバラストタンク(燃料容量:292kg)の配置を示す。図 3.1.1-4 に離陸から着陸までの重心移動プロファイルを示す。

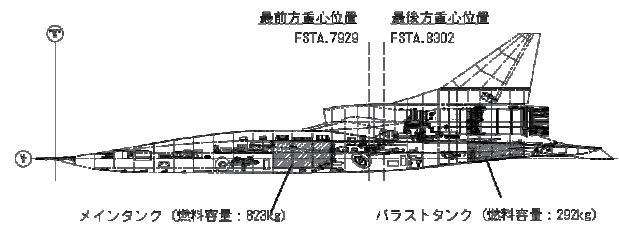


図 3.1.1-3 燃料タンクの配置

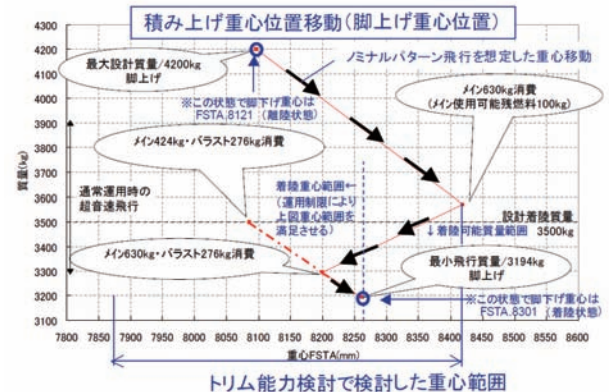


図 3.1.1-4 重心プロファイル

3.1.1.3 システム構成

(1) 全体構成

図 3.1.1-5 に飛行実験システムのシステムブロック図を示す。飛行実験システムは、研究機システムと実験場システムから構成され、左側の研究機システムは、構造系統、飛行制御系統、電源系統、操舵系統、降着系統、油圧系統、推進系統、インテーク

系統、燃料系統、通信系統、計測系統、非常系統の 12 の系統から構成され、それぞれの系統のまとまりを青色のブロックで示す。黄色のブロックは、飛行継続に必須の機器類（フライトエッセンシャル品）を示す。また、フライトエッセンシャル品と独立に機体を投棄可能な機器類を黄色いブロックで示す。

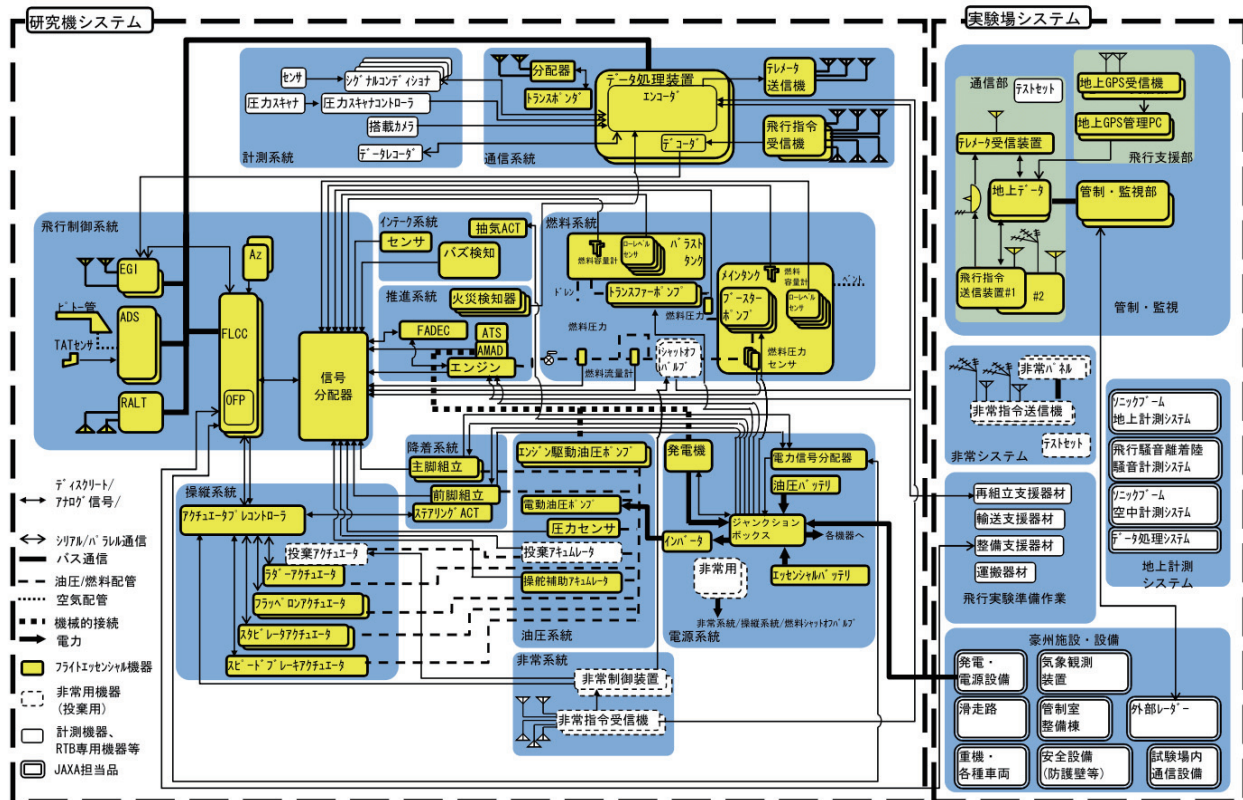


図 3.1.1-5 システムブロック図

(2) RTB 機能に対する構成

1fail-RTB 機能要求から、フライトエッセンシャル品は、基本的にバスラインを含め 2 重冗長構成とした。ただし、エンジン、構造系統、降着系統、操縦系統等は、冗長化が困難なことから、1 重とし、高信頼性部品の確保や運用でカバーする事とした。

1 重構成で、特に致命的な事象は、エンジンが停止した時である。幸いな事に今回採用したエンジンは、自動再着火機能を有しているため、エンジンが停止した場合は、研究機を再着火可能な飛行速度・高度領域にまで滑空させ再着火を試みる。更に、エンジンが停止したままの場合に備えて、RTB に必要な 1 系統の機器の動作が可能な様に、エンジンの発電機の代わりにエッセンシャルバッテリー及び電動油圧用バッテリーを、エンジン駆動油圧ポンプの代わりに電動油圧ポンプ追加している。

尚、RTB は、基本的に研究機システムのオンボード判断で行なうものとした。

(3) 投棄機能に対する構成

機体の投棄手段として、シャットオフバルブ (SOV)

を駆動させ、エンジンへの燃料供給を停止し、エンジンを停止させると共に 3 つある空力舵面を同時に投棄舵角に駆動し、機体を失速させ、投棄する方法を採用した。2fail-safe の要求から、3 舵面のうち、どの空力舵面 1 つでも機体が投棄可能なことが要求される。後述する様に地上からの投棄指令を受けて 3 つの空力舵面を駆動するための受信機、非常制御装置は、2 重冗長としている。空力舵面を駆動するためには、エンジン駆動油圧或いはエンジン停止時に使用する電動駆動油圧源が必要であるが、この両方が故障 (2fail) してしまうと、空力舵面が駆動できず機体を投棄できなくなってしまう。この場合の対応策として、ラダー部のみ、フライトエッセンシャルとは別の投棄用油圧源（アキュームレータ）及び投棄用のアクチュエータを搭載し、ラダーが非常系統から直接駆動可能な構成とした。尚、非常系統の 2 重系が 2fail を起こした場合は、フライトエッセンシャル機器は正常に動作しているためその対策は、考慮していない。

図 3.1.1-6 に 2fail-safe を実現するためのシステ

△構成の概要を示す。詳細の機器構成については、操縦系統、油圧系統、非常系統の項を参照のこと。

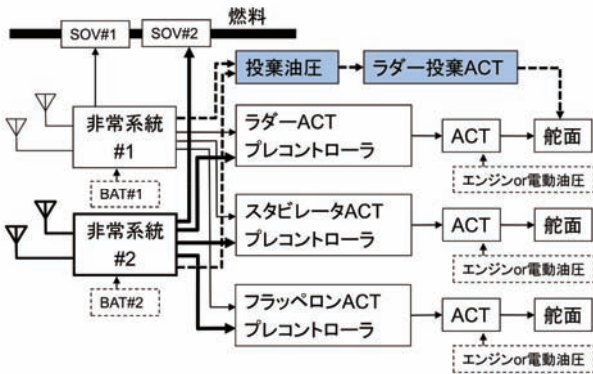


図 3.1.1-6 2fail-safe のシステム構成

(4) 艤装設計

図 3.1.1-7 に研究機システムの全体機装図を示す。機器レイアウトは、各機器の特性、全体重心位置要求や空力形状要求等を考慮して決定された。また、図の前上と後下に N 型波形を生成するための必要な前方及び後方の交換胴体を示す。

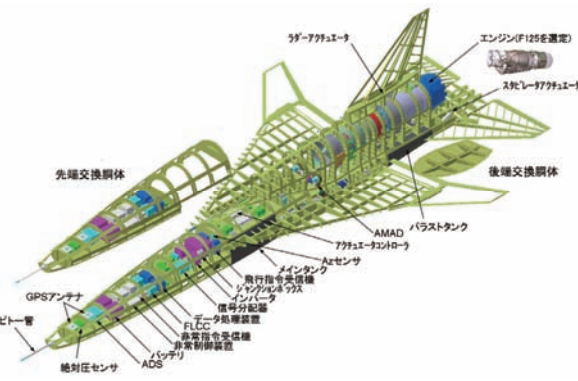


図 3.1.1-7 研究機システムの全体機装図

参考文献

- 1) 超音速航空機の胴体形状の決定方法および胴体前胴部形状，特許第 3855064 号・US Patent 7309046
- 2) 後端ソニックブーム低減化のための超音速航空機形状，特願 2007-178802

3.1.2 飛行シーケンス

研究機は、最大離陸質量 4.2ton、使用可能燃料 1006kg にて、マッハ 1.4~1.6 で 1 分間以上の飛行が可能で性能を有する。ただし、エンジン性能の制約により、飛行実験時期はウーメラの冬期（5 月～9 月）に限定される。図 3.1.2-1 にマイク列と並行に飛行する場合の飛行概要図を示す。ノミナルの飛行シ

シーケンスは、以下の通りである。発進 10 分前にエンジンが始動し、自動離陸後は約 10 分かけて高度 12km 超まで上昇し、エンジンのアフターバーナーをオンして、ダイブ加速を行い、超音速上昇し、地上のマイク列がソニックブームを計測できるようにマッハ 1.4~1.6 の超音速直線水平飛行を 1 分間以上行う。その後、アフターバーナーをオフにして減速しながら滑走路に向かい、スピードブレーキでの推力制御補助を受けながら、DGPS 信号及び電波高度計を使って自動着陸する。表 3.1.2-1 にシーケンスオブイベントの例を示す。また、図 3.1.2-2 には、滑走路長 2000m 以下での離着陸時の詳細を示す。

RTB の判断は、基本的にはオンボードコンピュータによる自己判断とするが、ソニックブーム計測実験飛行より前に実施する試験フライト時の緊急事態に備えて、地上からも RTB 指令を受けることができるシステムとしている。1fail-RTB の要求を実現するために各機器構成は、極力 2 重構成としている。ただし、エンジンや脚の様に 2 重化できないものや質量の制約により 2 重化できない部位については、全体信頼度を確保できる部品を選定し採用している。エンジンが停止した場合は、再始動可能なウィンドウ（速度・高度）に向かって滑空飛行し、再始動を試みる機能を有すると共にバッテリーにより約 10 分間飛行可能な機能を有している。尚、脚の設計上の制約より着陸時質量が 3.5ton 以下である必要がある。従って、飛行実験中の早いフェーズ（超音速に入る前後）での RTB は、燃焼消費のための待機旋回飛行を行った後の着陸を行う必要がある。

表 3.1.2-1 ノミナル飛行パターンの SOE

イベント	時間 (sec)	推力	脚揚降	フリップ・ロン	スピード ブレーキ	消費燃料 (kg)
電源投入、点検*2	-1800	エンジン停止		—		
ENG 始動	-600	GROUND IDLE	下げ	下げ	閉	0
点検*3	-540					50
発進	0	PLA60deg~ (TSD)*4				10
リフトオフ	15					
フラップロン、脚上げ*5	30	PLA60deg~ DRYMAX*4	上げ	上げ (0deg)		628
ダイブ開始	655	A/B				92
試験開始	1025					
試験終了	1100					
着陸進入方向コマンド 入力(必要時)	1565	PLA 30deg~	下げ	下げ	開	208
スピードブレーキ展開	1830					
フラップロン、脚下げ、 フレア*5	1840					
タッチダウン	1865					
前脚接地、 ゲラント*6 イー操舵	—	GROUND IDLE	下げ	ゲラント*6 イー操舵		15
滑走停止	1955					
エンジン停止	2045	エンジン停止				0
電源停止	2465			—		

*1: 気温条件=ISA 時の設定

*2: 電源投入からエンジン始動までの間にエンジン/油圧操縦系統以外の点検を実施

*3: エンジン始動後に、エンジン/油圧操縦系統の点検を実施

*4: PLA は以下のように制限する $M < 0.6$ 60deg 以下

*5: フラップベロン/樹作動タイミングは今後の検討で同時としない可能性がある

フレア開始のタイミング(高度)は誘導制御側の仕様による。

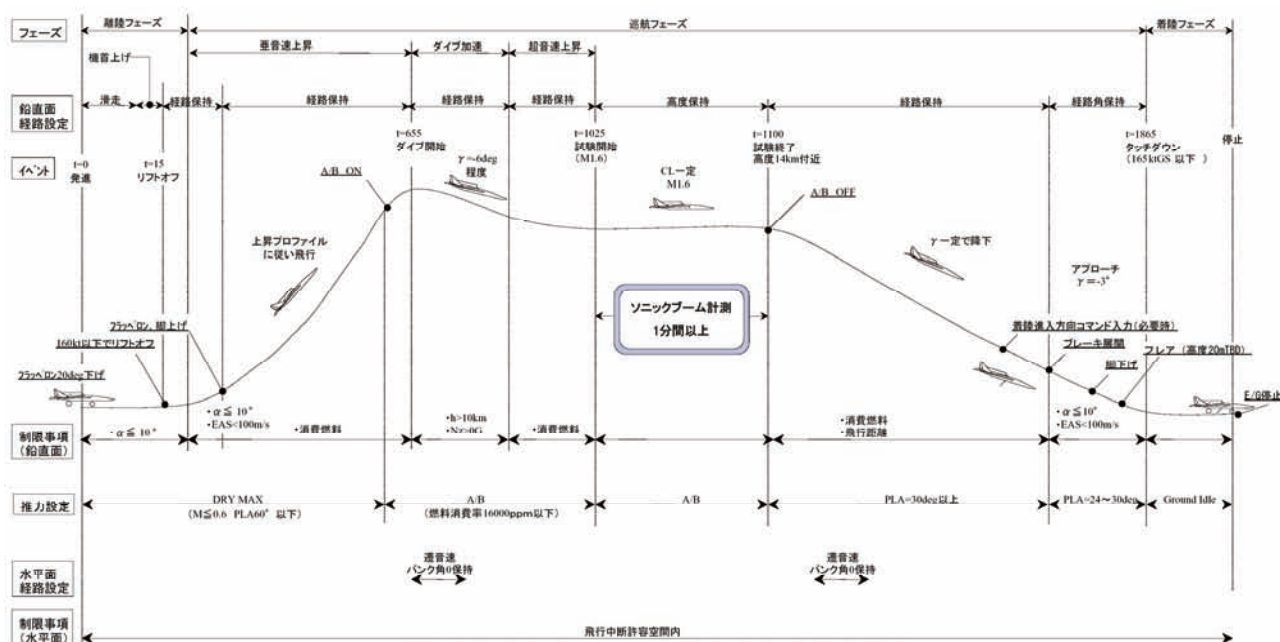


図 3.1.2-1 ノミナル飛行シーケンス

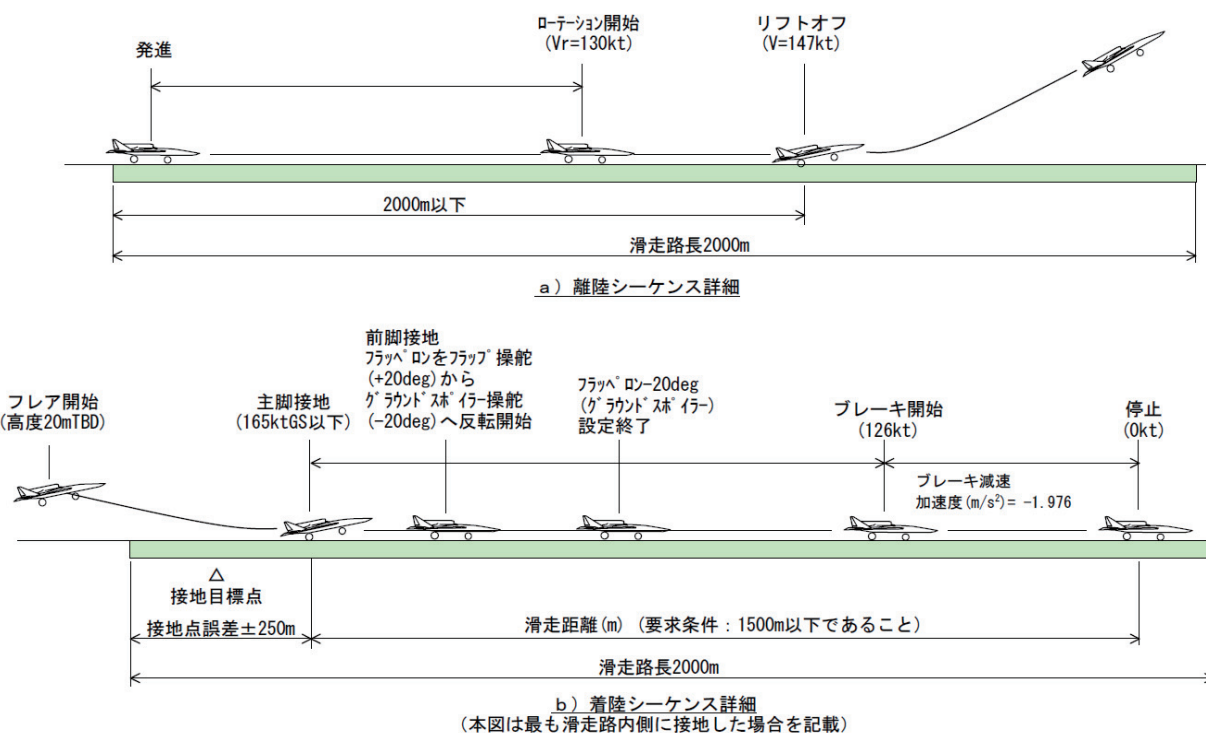


図 3.1.2-2 離着陸シーケンス詳細

3.1.3 空力設計

本項では、主として基本設計フェーズにおいて実施した空力設計についてまとめる。空力設計の目的は、「低ソニックブーム（以下「低ブーム」）を考慮しない超音速機に対し、ブーム強度を半減し得る低ブーム設計技術の実証に必要な飛行環境を提供し、地上にてブーム強度を計測すると共に、再使用できる状態で機体を帰投させるシステムであること」を実現する機体形状を設定することである。基本設計完了までの研究機空力形状の変遷を図 3.1.3-1 に示す。第 0 次形状が概念設計ベースライン形状、第 2 次形状（RFP 形状）が概念設計形状／基本設計ベースライン形状であり、第 4 次形状（PDR 形状）が基本設計形状である。

3.1.3.1 空力設計の前提条件・要求事項

静粛超音速研究機飛行実験システム仕様書に基づいて定義された設計の前提条件・要求事項を以下にまとめる。

前提条件

- ・ 運用場所：ウーメラ 飛行場
- ・ 使用エンジン：F-125 単発

要求事項

- ・ 離着陸から超音速巡航まで、完全自律飛行制御にて飛行できること。
- ・ 実験場の飛行区域内で、マッハ 1.4 以上（ $CL=0.055$ ）で 1 分以上の水平定常飛行が可能なこと（目標値： $M=1.6$ ）。
- ・ 機体形状の一部の交換等による機体空力形状変更を考慮すること。

上記の前提条件・要求事項から導かれる、以下の空力要求に対する設計結果を表 3.1.3-1 に示す。

3.1.3.1.1 全般

離着陸から超音速巡航まで完全自律飛行を可能とする下記の空力特性を有する形状とする。

- ア. 超音速巡航を可能とするため、全飛行速度域において、エンジン推力レベルに対し十分な推力余裕を確保する抗力レベルとする。
- イ. 全飛行速度域において、適正な静安定余裕を確保する。
 - 縦：縦安定中立点（ N_0 ）が重心位置（CG）より後方であること
 - 横・方向： $C_n \beta > 0, C_l \beta < 0$ であること
- ウ. 全飛行速度域において、十分なトリム能力を確保する。
- エ. タイヤ制限速度以下での離陸を可能とする機

首上げ能力を確保する。

- オ. 着陸時の高迎角飛行の安定性を確保するため、良好な Departure 特性を確保する。

- ・ $C_n \beta_{dyn} > 0$
- ・ $AADP > 0$

- カ. 着陸でのフレア前まではフロントサイドで飛行を行う。

- キ. 機体の飛行を行うために最大舵角の 75% で釣合飛行が可能な舵効きを確保する

3.1.3.1.2 低ブーム特性

- ア. 低ブーム特性を実現するために以下のコンセプトに基づいた空力形状とする。

- a. 低抗力/低ブーム主翼
- b. 非軸対称機首
- c. 後胴揚力面
- d. 水平尾翼
- e. 上方配置エンジンナセル

- イ. 地上で低ブーム波形が観測可能な低ブーム特性（低ブーム形状）とする。具体的には下記特性を有する。

- a. CFD 推算/風試計測された近傍場圧力波形から推算される地上ソニックブーム圧力波形の前半部が台形型の低ブーム圧力波形とする。また、先端の圧力上昇量は研究機の機体規模（全長、質量、容積、等）相当の低ブーム設計されていない機体に対し 25% 以上低減する。
- b. 同様に、推算される地上ブーム圧力波形の後半部が通常の N 型ではなく、2 つ以上の圧力ピークで形成する。また、後端の圧力上昇量が先端の圧力上昇量と同等のレベルとする。
- ウ. 低ブーム形状との比較・検証に資することを目的として、機体形状の前部及び後端部の空力形状変更を可能とする。

3.1.3.1.3 空力舵面

飛行制御として以下の空力舵面を有する。

- ア. ロール制御：スタビレータ（亜音速～超音速）
：フラップロン（投棄時のみ）
- イ. ピッチ制御：スタビレータ
- ウ. ヨー制御：ラダー
- エ. 揚力制御：フラップロン（フラップ用）
：フラップロン（グラウンドスロー用）
- オ. 着陸滑走距離短縮のため抵抗面積（ $C_D S$ ）が 0.321m^2 以上のスピードブレーキを有する。

3.1.3.1.4 治具形状

形状とする。

低ブーム設計点での 1G 飛行状態にて、設計した線図形状となるように、主翼は OG 形状を設定し、治具

名称	第0次形状	第1次形状	第2次形状	第2.5次形状	第3次形状	第3.5次形状	第4次形状
位置付け	概念設計ベースライン形状		概念設計形状《設計形状》 基本設計ベースライン形状			基本形状	基本設計形状
形状							
設計時期	2005.10	2006.12	2007.05	2007.08	2008.09	2008.12	2009.09
特徴	M=1.4, H=12km, W=3ton, CL=0.092 可変後主翼 V尾翼(超音速用)	M=1.6, H=16km, W=3ton, CL=0.132	M=1.6, H=14km, W=3ton, CL=0.055 主翼面積増(超音速性能) 水平尾翼(ピッチアップ、トリム)	M=1.6, H=14km, W=3ton, CL=0.055	M=1.6, H=13.4km, W=3.3ton, CL=0.055 可変後主翼採用	M=1.6, H=13.4km, W=3.3ton, CL=0.055	M=1.6, H=13.2km, W=3.4ton, CL=0.055

図 3.1.3-1 静粛超音速研究機空力形状の変遷

表 3.1.3-1 設計結果概要

空力要求		設計結果
全般	超音速巡航を可能とするため、全飛行速度域において、エンジン推力レベルに対し、十分な推力余裕を確保する抗力レベルとする。	超音速(M1.6)で飛行可能な抗力レベルにあることを確認した。また、その他の速度域においては飛行経路検討にて飛行可能であることを確認しており、全飛行速度域において十分な推力余裕を確保できている抗力レベルである。
	全飛行速度域において、適正な静安定余裕を確保する。 ・縦：縦安定中立点(N0)が重心位置(CG)より後方であること。 ・横・方向： $Cn\beta > 0$ 、 $C1\beta < 0$ であること。	全飛行速度域において、静安定が確保できていることを確認した。
	全飛行速度域において、十分なトリム能力を確保する。	想定している飛行速度、迎角域において重心範囲がトリム可能範囲内に包括されており、十分なトリム能力を有していることを確認した。
	タイヤ制限速度以下での離陸を可能とする機首上げ能力を確保する。	130kt の条件で引き起こし可能であり、タイヤ制限速度以下での離陸を可能とする機首上げ能力が確保できていることを確認した。
	着陸時の高迎角飛行の安定性を確保するため、良好な Departure 特性を確保する。 ・ $Cn\beta_{dyn} > 0$ 、 $AADP > 0$	着陸形態にて $Cn\beta_{dyn} > 0$ 、 $AADP > 0$ であり、良好な Departure 特性を確保できている。
	着陸でのフレア前まではフロントサイドで飛行を行う。	バックサイドまでは十分な余裕(40kt 以上)を有しており、フレア前までフロントサイドで飛行を行うことができることを確認した。
	機体の飛行を行うために最大舵角の 75% で釣合飛行が可能な舵効きを確保する。	縦は十分なトリム能力を有し、横・方向のトリムについても、最も大きな舵角が必要となる横風着陸時において 75% の舵角以下で釣り合い可能であることが確認できている、十分な舵効き能力を有している。
低ブーム特性	低ブーム特性を実現するためのコンセプトに基づいた空力形状とする。	低ブーム特性を実現するためのコンセプトに基づいた空力形状(低抗力/低ブーム主翼、非軸対称機首、後胴揚力面、水平尾翼、上方配置エンジンナセル)を設計した。
	地上で低ブーム波形が観測可能なソニックブーム特性を有すること。	4 次空力形状により実現可能の見込みである。
	低ブーム形状との比較・検証に資することを目的として、機体形状の前部及び後端部の空力形状変更を可能とする。	機体形状の前部及び後端部の空力形状変更が可能である。
空力舵面	飛行制御に必要な空力舵面を有すること。	飛行制御に必要な以下の空力舵面を設定した ロール制御：スタビレータ(亜音速～超音速) 舵角 $\pm 20\text{deg}$ 以下 ロール制御：フラップペロン(投棄時のみ) 舵角範囲： $\pm 20\text{deg}$ 以下 ピッチ制御：スタビレータ 舵角範囲： $-26 \sim +14\text{deg}$ ヨー制御：ラダー 舵角範囲： $\pm 20\text{deg}$ 以下 揚力制御：フラップペロン(フラップ用操舵) 舵角範囲： $0 \sim +20\text{deg}$ ：フラップペロン(グランドストップ用操舵) 舵角範囲： $-20 \sim 0\text{deg}$ 着陸滑走距離短縮のため抵抗面積が 0.321m^2 以上のスピードブレーキ
治具形状	低ブーム設計点での 1G 飛行状態にて、設計した線図形状となるように、主翼は OG 形状を設定し、治具形状とする。	詳細設計にて OG 形状を設定する。

3.1.3.2 形状設計

機体形状は、主翼、胴体(エンジンナセルを含む)、垂直尾翼、水平尾翼について設計・検討を実施した。検討に際しては、抗力低減、ピッチングモーメント特性の改善を図り、ブーム設計に配慮しつつ設計を進めた。なお、低ブーム設計の条件としては以下の 3 条件を与えた。

- 巡航マッハ数：1.6
- 設計 CL：0.055 (主翼面積 21m^2)

- 重心位置：8.3m (最後方重心位置を巡航時重心位置と想定)

上記条件に対して機体重量に応じて飛行高度を定義した。

- 機体重量：巡航時代表機体重量
(2 次：3ton → 3 次：3.3ton → 4 次：3.4ton)
- 飛行高度：マッハ数、CL、機体重量から決定
(2 次：14km → 3 次：13.4km → 4 次：13.2km)

3.1.3.2.1 主翼設計

(1) 平面形

第4次形状の主翼平面形は、第2次形状設計時に実施した多分野統合最適設計(図3.1.3-2)においてソニックブーム(CAPAS解析)/巡航抗力(TAS解析)/摩擦抗力(濡れ面積推算)/低速揚力(TAS解析)/構造重量(NASTRAN解析)の多目的最適設計により得られた平面形をベースとしている。ただし、本設計においては低速時の非線形ピッチアップ特性は考慮されておらず、図に赤丸で示されている平面形(ソニックブーム特性の優れた平面形)を選択しNS解析を実施したところ強いピッチアップ特性を示したため、外翼の後退角を低減した。これは高迎角時に前縁渦の崩壊によって外翼が揚力を失った際に生ずる頭上げモーメントを小さくするために外翼と機体重心位置との距離を小さくするためである。主翼翼面積は低速性能を考慮して 21m^2 と機体規模に対して大きめにとっているため、超音速巡航時($M=1.6$, $H=13.2\text{km}$, $W=3.4\text{ton}$)の設計CLは0.055となり、想定実機の巡航揚力 $CL \approx 0.1 \sim 0.15$ 程度よりも小さめになっている。主翼内翼後縁には差動型のフラップロンが装備されるが、そのヒンジラインを機軸に垂直とすることで主翼構造を簡単にし、またヒンジモーメントに対するアクチュエータ要求も緩和できるということで、第3次形状設計時に内翼後縁後退角を 0° とすることにした。後縁後退角変更に伴って同一スパンでは主翼面積が増加するため、翼幅を縮小(翼幅 $7.2 \Rightarrow 7.055\text{m}$)して面積を一定とした。このため主翼アスペクト比は減少したが、変化量が小さいため(2.47 \rightarrow 2.37 4%減少)、空力特性に対する有意な影響はないと考えられる(アスペクト比減少による揚力傾斜の変化は簡易推算より約1%と推定)。4次形状でも平面形は3次形状と同一とした。第4次形状主翼平面形を図3.1.3-3に示す。

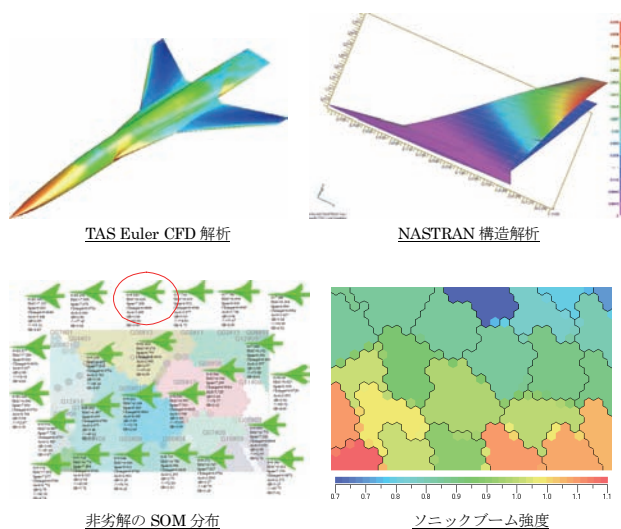


図 3.1.3-2 多分野統合最適設計結果

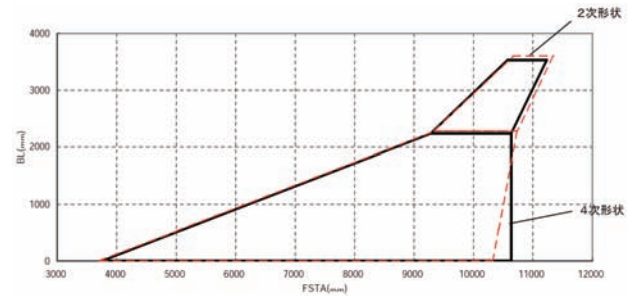


図 3.1.3-3 第4次形状主翼平面形

(2) 翼型

主翼翼型としては、内翼は後退角が大きく亜音速前縁であるため前縁の丸いNACA64シリーズの翼型とし、一方外翼は後退角が浅く $M \approx 1.4$ 以上においては超音速前縁となるため前縁の尖ったBiconvex翼型を採用した。なおキंक部はNACA64シリーズで定義し、外翼のキंक部付近でNACA64からBiconvexに連続的に変化させる様につないでいる。

4次形状設定時に、構造側からの要求で外翼の最小前縁半径を0.4mm、後縁厚を0.5mmとした。形状変更は微小であるため性能への影響は無いと判断した。

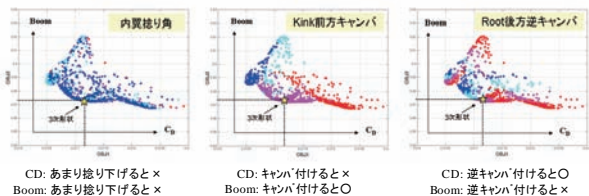
(3) 翼厚分布

スパン方向の翼厚分布は翼根(対称面で定義)5% \rightarrow キंक部3.5% \rightarrow 翼端3.5%の順に線形的に変化させている。概念設計形状(第2次形状)では一律4%としていたが、第3次形状設計時に低抗力化のため外翼を0.5%減らし、また主脚形式を胴体に全てを収納するスイングレバー形式から脚柱を主翼に取り付けるテレスコピック型に変更したこと、主脚装備性と構造を考慮して第3.5次形状設計時に内翼を1%増すこととした。

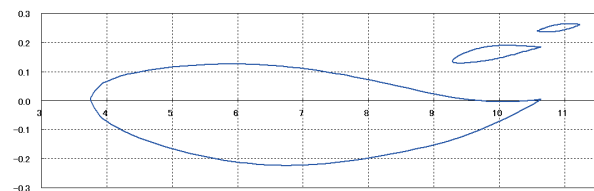
(4) Warp 設計

主翼のWarp(キャンバ及び捻り角分布)設計に関しては第3次形状設計時に重合格子Euler CFD解析によるパラメトリックスタディを実施し、巡航抗力及びソニックブームに影響の大きな設計変数として内翼の捻り角(外翼の取付角を 0° とした際の内翼取付角)、キंक部前縁キャンバ、内翼後縁逆キャンバの3つを選び出した。その3設計変数に対してそれぞれ(1 \sim 3 $^\circ$, 0 \sim 1%, -2 \sim 0%)の変数範囲を与え、その範囲からLHS(Latin Hypercube Sampling)法を用いて10サンプルを取り出しEuler CFD解析を実施してCDとブーム強度(地上波形中の最大値と最小値の差で評価)の2つの目的関数を評価する。なおCFD解析条件はマッハ数1.6、迎角は事前に実施した各形状に対するCAPAS解析の結果からCLが0.09となる迎角を選んで実施した。(CLが巡航設計CL=0.055より大きめであるのはCAPAS解析では考慮していない上方配置エンジンナセルによる揚力低減分を考慮しているためである。)得られたサンプルデータを元にKriging法によって近似曲面をそれぞれ

の目的関数に対して生成し、その近似曲面上において遺伝的アルゴリズム (GA) 多目的最適設計を実施した。得られた最適解群を3つの設計変数の大きさで色分けしたものを図 3. 1. 3-4(a) に示す。横軸が CD、縦軸がブーム強度であり、それぞれの設計変数範囲の 25% ずつを下から、青 (0~25%)、シアン (25~50%)、マゼンタ (50~75%)、赤 (75~100%) の順に色分けしている。結果を見ると、パレート解 (妥協解) 集合は左下に凸のトレードオフ関係を示しているのが分かる。(抗力もブームも小さい左下が目指すべき方向である。) それぞれの設計変数との関連を見ると、内翼取付角はあまり大きくすると抗力もブームも大きくなるためパレート解集合全体が青またはシアンになっているのに対し、キंक部前縁キャンバはパレート解が色分けされており抗力とブームのトレードオフ関係を強く支配していることが見て取れる。また翼根逆キャンバもパレート解を色分けしているが、キंक部前縁キャンバの図で色分けされている部分それぞれをさらに細かく色分けしている様に見えるので、キंक部前縁キャンバよりはトレードオフとの関連が薄いものと考えられる。この結果から抗力とブームのどちらも良い解として図中の☆印を第3次形状の Warp として選択した。☆印の設計変数セットは (2° , 0.5%, -1%) と全ての設計変数で中央値を取っている。なお、この翼型に対して前述の翼厚分布変更を実施するとともに、トリム特性改善検討の結果として主翼全体の取付角を 2° 減らしたことによって、第4次形状の主翼は同図(b)に示す翼型となった。



(a) 近似曲面上パレート解



(b) 第4次形状主翼翼型

図 3. 1. 3-4 最適 Warp 設計結果

(5) 上反角

主翼上反角は揚力等価断面積の見かけ上の軸方向分布を長くすることや機体直下への圧力波を弱める効果などによりソニックブーム低減化に効果があるとされている。一方上反角が大き過ぎると風見安定とのバランスの観点から横方向の安定性に対して問題を生ずる恐れもある。そこで第3次形状設計にお

いて、最大上反角を 5° に設定してパラメトリックスタディを実施し、低ブーム効果の感度の大きな部分として上反角 4° を採用した。

(6) 主翼位置

2次形状での離陸引き起こし能力検討では、主翼位置変更のみでは離陸引き起こし能力と縦安定が両立しないことが明らかになったが、水平尾翼容積の増加 (450mm 後退及び面積 2 割増) により、離陸引き起こし能力と縦安定の両立が可能となったため、主翼位置は 7.423m のままとした。取付高さについては後述の胴体設計において胴体中心線が逆キャンバを有する様に修正されたため Z 位置を下げ、翼根部 (機体対称面) においてほぼ $Z=0$ (機首先端と同じ高さ) としている。

(7) 舵面

主翼後縁のフラップロン舵面を図 3. 1. 3-5 に示す。ヒンジラインは前述の通り機軸と垂直になる様に設定しているためフラップロンのコード長は一定になっている。また、フラップロン内舷位置はフラッタ特性を考慮した結果、翼胴フェアリングを含むものとし、外舷位置は主翼キंक位置と一致させた。

(8) 付加物

外形形状から張り出す付加物は低ブーム設計への影響を極力低く抑える位置に設置した。主翼に対しては、フラップロンヒンジをカバーするための付加物が主翼後縁付近に取り付く。低ブーム設計への影響を極力低く抑えるためヒンジカバーは上面に設置した。取り付け位置を図 3. 1. 3-5 に示す。

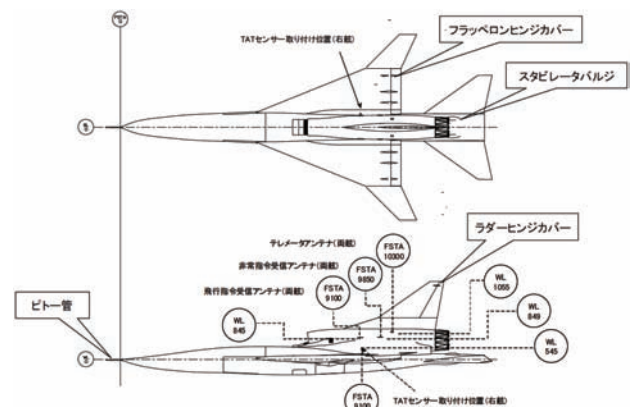


図 3. 1. 3-5 付加物の配置

3. 1. 3. 2. 2 胴体設計

研究機の胴体の特徴としては下面に凸の非軸対称機首、横幅があり下面に凸部を有する後胴部、下向きに反りを有する胴体中心線等が挙げられる。

(1) 前胴部

前胴部 (機首部) の設計には、JAXA が日本及び米国において特許を取得している非軸対称胴体設計を適用している。非軸対称胴体ではあるが、図 3. 1. 3-6

に示す様に CAPAS 解析において計算される機体断面積に揚力等価断面積（ともに主翼／胴体／水平尾翼形態）を足し合わせた等価断面積分布は、機体前半部分（ $X=8\text{m}$ 程度まで）においては Darden の低ブーム設計によって計算される台形型低ブーム等価断面積分布と良く一致している。ただし、ここに示す Darden 分布は装備性等の考慮によって機体スケールに対して大きく設計されている研究機の等価断面積に合わせて、大きめに設定された機体重量に対して推算されたものであり、この設計条件（ $M=1.6$, $H=14\text{km}$, $L=8.5\text{m}$, $W=7.5\text{ton}$ ）に相当する機体の First-cut 法に基づく N 型波形のブーム強度は約 0.8psf , Darden の台形型低ブーム圧力波形のブーム強度は約 0.5psf と推算される。

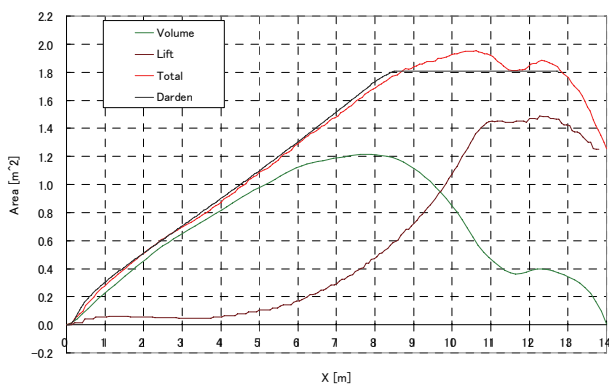


図 3.1.3-6 第 4 次形状等価断面積分布

(2) 後胴部

後胴部の設計には JAXA が特許出願中の後胴揚力面コンセプトを適用した。本コンセプトには、通常の低ブーム設計で要求される、主翼揚力が機体後端まで分布しなくてはならないという設計拘束を緩和することができる利点があり、主翼平面形及び主翼位置決定において空力性能や構造特性、飛行安定性等を考慮することができている。後胴揚力面のコンセプトを効果的に適用するため、主翼 Warp 設計でも適用した CFD ベースの多目的最適設計ツールを後胴部下面形状に適用した。胴体形状修正は胴体下面形状を定義する下面半径分布の後方に、3 点の制御点で定義される Akima Spline 曲線による変化分を加えることにより行い、3 点の制御点（X 座標は固定）の Z 座標を設計変数とした。サンプリング方法及び解析手法は Warp 設計時と同じである。サンプルデータを元に定義された Kriging 曲面上での最適設計結果を、最もトレードオフの感度の強かった 3 番目の設計変数（最後方の制御点）の値で色分けしたものを図 3.1.3-7 に示す。第 4 次形状としては低ブーム特性を優先し、パレート解においてほぼブーム最小の解である☆印で示した形状を選択した。後胴揚力面の特徴である下面凸部から圧縮波と膨張波が発生しており、後端ブームは 2 段の圧力ピークで形成されているのが分かる。一方、図中には低抗形状も示し

ているが、後胴部下面が平らで強い圧力波は発生しておらず、地上ソニックブーム波形の後端は N 型波となっている。

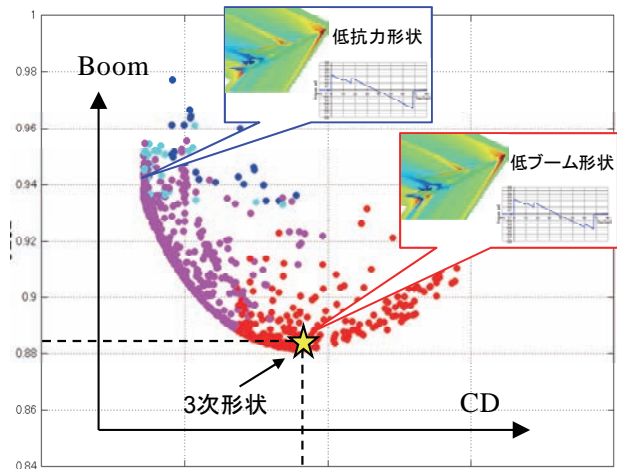


図 3.1.3-7 後胴揚力面最適設計結果

(3) 胴体軸

第 3 次形状においては上記機首と後胴部を設計したが、胴体軸（胴体センターライン）は直線であった。第 3 次形状では後胴揚力面による強いピッチダウンに起因する巡航時トリム抗力を低減することが課題であったことから、第 3.5 次形状設計において上述の主翼取付角低減を行ったわけであるが、更なるトリム抗力の低減化を目指して胴体軸に下に凸の反りを与える（胴体逆キャンバ）検討を行った。これは相対的に主翼取付角を下げる効果があり、前胴部において生ずるピッチアップによって後胴揚力面のピッチダウンを緩和することができた。

(4) エンジンナセル形状

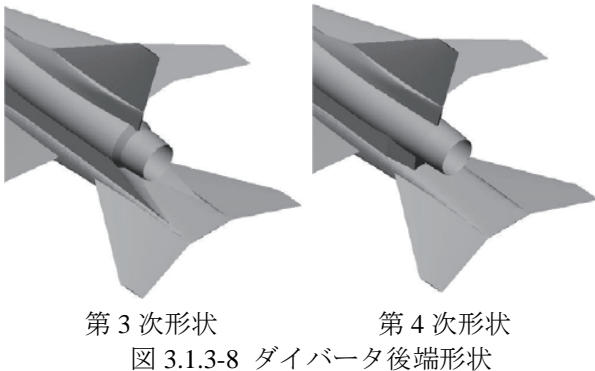
インテークより後方（ファンフェース以降）のナセル形状については、垂直尾翼を支える構造側の要求によりナセル後部の径はファンフェース位置よりも大きくした。ただしナセル後部形状を滑らかに整形することで極力抗力低減を図っている。

(5) ダイバータ形状

前部ダイバータ（最大幅まで）の形状及びインテーク形状は推進班にて定義されたが、インテーク及びダイバータ前半部から発生する圧力波と主翼上面との干渉を検討するため、重合格子 Euler CFD 解析によりナセル全体の後方移動の解析を実施した結果、低ブーム特性の改善及び抗力低減に効果があることが確認されたことから推進班においてインテーク短縮化の検討がなされ、30cm 短縮させたインテーク及びそれに対応した前部ダイバータ形状が定義された。

後部ダイバータ形状については第 3 次形状設計時に重合格子 Euler CFD 解析によるパラメトリックスタディを行い、側面のストレート部（最大幅で一定の部分）の長さが機体／ナセルの干渉抗力及び後端

低ブーム特性に与える影響につき調査した。その結果ストレート部を延ばすことにより抗力の低減及び後端ブーム特性の改善が見られたためストレート部を第2次形状から2m延ばすこととしたが、ダイバータ後端の膨張波が水平尾翼上面にかぶって揚力（及びピッチダウンモーメント）を急増させることによる抗力増加を防ぐため、第3次形状ではダイバータ後端を船形ではなく側方で閉じる形状とすることで膨張波が水平尾翼と干渉しない様にした。しかし第3次形状のCFD解析の結果、このダイバータ後端形状とノズル部に囲まれた領域（後胴部上面）で強い膨張波を発生してトリム特性を悪化させていることが判明したため、数種類のダイバータ後端形状についてパラメトリックスタディを実施し、第3.5次形状のダイバータ後端は図3.1.3-8に示す様に $X=11.2\text{m}$ までは側方ストレートで $X=11.78\text{m}$ で切り落とす形態とした。



(6) 翼胴フェアリング・主脚バルジ

主翼翼根部分には翼胴結合金具の容積を確保するために翼胴フェアリングを設定した。また主脚装備品の容積を確保するために胴体下面にバルジを設定した。図3.1.3-9に示す翼胴フェアリングおよびバルジによる抗力増分は $M1.4$ および $M1.6$ の条件でそれぞれ3カウント程度であったが、低ブーム特性に与える影響は大きく、先端ブームの台形部が10msから7ms程度まで短くなる一方、後端ブームの2段階ピークの間隔が15ms程度から10ms程度まで短くなっており低ブーム特性の悪化が見られたため、第4次形状設計時に、機首部下面及び中胴部下面修正による先端ブーム特性改善（翼胴フェアリング・主脚バルジの影響除去）を行った。ブーム特性改善効果は後述の低ブーム設計検証風試において確認されている（図3.1.3-10）。第4次形状では、フラップペロンの構造成立性から主翼フェアリング後端部分の形状変化を滑らかにしたが、修正部位が微少であるため、抗力変化は無いと判断した。

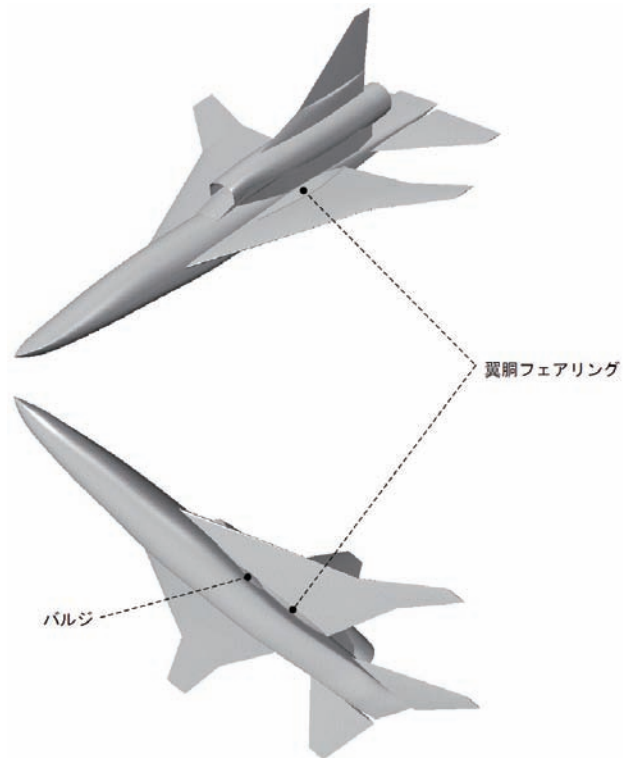


図3.1.3-9 翼胴フェアリングと主脚バルジ

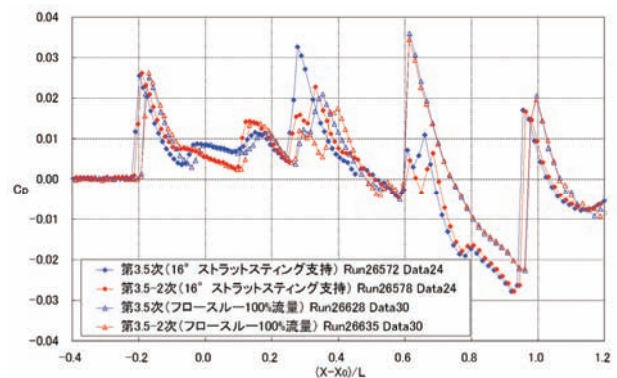


図3.1.3-10 機首部下面及び中胴部下面修正効果

(7) スピードブレーキ

研究機は着陸滑走距離短縮のためにスピードブレーキを設置する。取付位置は飛行特性に影響が少ない重心近傍の胴体下面とした。当初スピードブレーキは着陸アプローチ時の150ktバックサイド飛行を想定した抗力目標から $C_D S = 0.521\text{m}^2$ と設定したが、その後の検討で着陸アプローチ時はフロントサイドで飛行し、着陸接地直前のフレア時のみバックサイドを許容することになったため、スピードブレーキは着陸滑走距離短縮が目的で用いられることとなった。1500m以内で着陸する要求から $C_D S = 0.321\text{m}^2$ としたが、風洞試験により着陸滑走時の姿勢角での抗力レベルが要求を満足することを確認した。

(8) 付加物

外形形状から張り出す付加物は低ブーム設計への影響を極力低く抑える位置に設置した（図3.1.3-5）。

具体的にはピトー管は機首先端に1つとし、TAT センサーやアンテナ、スタビレータバルジはインテーク後方の胴体上面のみに配置した。なお、胴体下面にアンテナを付ける場合はブーム特性に影響しないように、原則としてフラッシュサーフェス化することとした。また、インテーク前方の胴体上面に関してもインテーク性能・特性へ影響しないよう、原則として、フラッシュサーフェス化することとした。

(9) 交換胴体

設計要求のところで述べた通り、研究機は低ブーム形状との比較・検証に資することを目的として、機体形状の前部及び後端部の空力形状変更を可能とする計画である。図 3.1.3-11 に交換胴体の分割ラインを示す。この分割ラインの前方及び後方を設計空間として交換胴体形状の最適設計を実施した。図 3.1.3-12 には第 4 次形状に対して、巡航時抗力とブーム強度の 2 目的最適設計を実施した結果を示す。その結果、低抗力形状として定義された交換胴体形状は、第 4 次形状に対して低ブーム特性が悪化してやや N 型波への統合が進んでいるが、トリム抗力も含めた抗力は 10 カウント程度低い空力特性を示した。ただし、本研究機は全機で低ブーム設計を実施していること、また揚力ブームに対して体積ブームが卓越したブーム特性を有することから、機首部及び後胴部を修正しただけでは低ブーム特性に大きな変化は無いことが示された。なお交換胴体形状では、搭載品を専用レイアウトとすることにより艤装成立性の見通しが得られている。

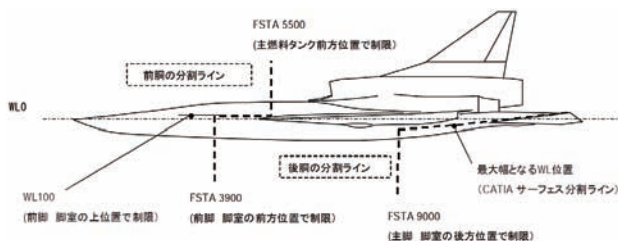


図 3.1.3-11 交換胴体分割ライン

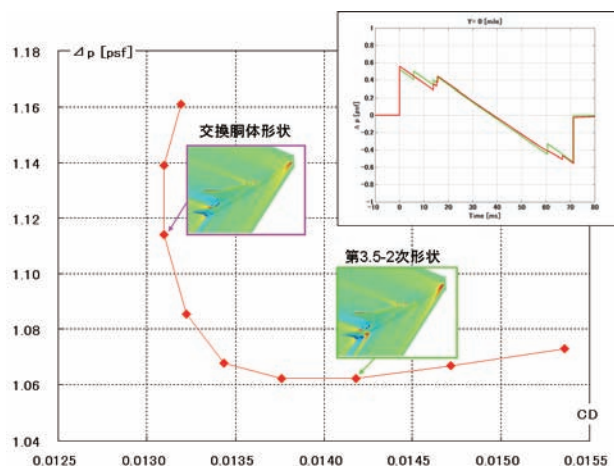


図 3.1.3-12 交換胴体設計結果

3.1.3.2.3 尾翼設計

(1) 水平尾翼

水平尾翼は主としてトリム特性改善のために設計が実施され、第 2 次形状に対して尾翼容積を増加（面積 1.2 倍、450mm 後方移動）した。翼型には Biconvex 翼を採用し、翼厚比は 4% としている。

(2) 垂直尾翼

垂直尾翼は第 2 次形状の双垂直尾翼形態から、遷音速域抗力低減及び構造重量軽減を目的として第 3 次形状設計時にナセル上部に単垂直尾翼を設置する方針に変更した。垂直尾翼翼根部にはラダーアクチュエータ装備性のためフェアリングを設けた。低ブーム特性に与える影響については、横方向への圧力波は発生するが機体下方のブーム特性への影響は小さいと仮定し、低ブーム設計時には考慮していなかったが、第 3.5 次形状に対して実施した UPACS Euler CFD 解析及び低ブーム確認超音速風洞試験において、研究機の低ブーム実証性能に問題が無いことを確認した。図 3.1.3-13 に風洞試験で計測された近傍場圧力波形を示すが、垂直尾翼を付けることにより後胴揚力面の圧縮が強まり、後端低ブーム性がロバスト化される傾向にあることが分かる。

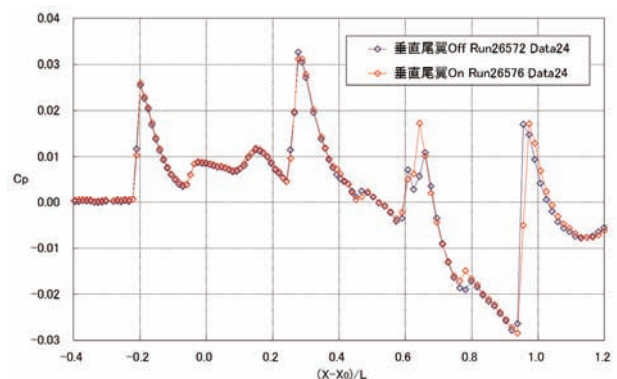


図 3.1.3-13 垂直尾翼が近傍場圧力波形に与える影響

(3) 舵面

舵面は、ラダー、スタビレータについて改修設計・検討を実施した。単垂直尾翼形態へ移行の際、ラダーは第 2 次形状と同様のコード比、スパン比となるよう設定した。設定した舵面が、想定している横風制限(13kt)の条件において着陸可能な能力を有していることを確認している。

(4) 付加物

スタビレータアクチュエータの装備性から後胴部上面にアクチュエータカバーを付加するとともに、ラダーヒンジの外形状からの突出箇所をカバーするラダーヒンジカバーを垂直尾翼に付加した。それぞれのカバーは極力ブーム特性に影響を及ぼさない位置に設定した（図 3.1.3-5）。

3.1.3.3 全機空力特性

3.1.3.3.1 空力データパッケージ

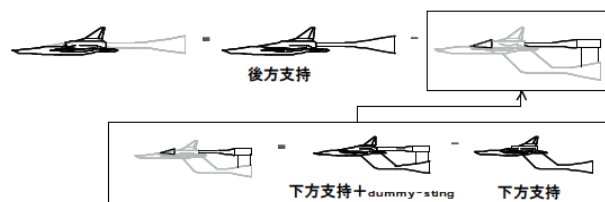
成立性検討に用いる空力特性データ（空力データパッケージ）の設定は風洞試験を用いることを基本方針とする。ただし、風洞試験で評価できない部分についてはCFD解析や性能推算式を併用した。空力データ推算手法について表3.1.3-2にまとめる。

表 3.1.3-2 空力データパッケージ推算手法

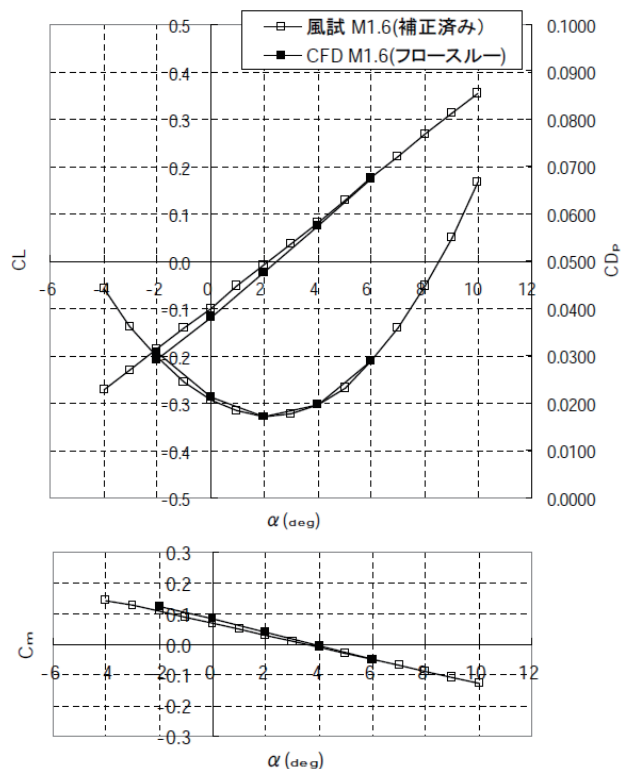
項目	推算手法	詳細
基本特性	風洞試験+CFD	第3.5次形状風試結果 (主要補正項目：支持干渉・主翼たわみ・表面摩擦抗力・フロースルーナセル内部流) 第4次形状への形状変更分はCFDで補正
表面摩擦抗力	推算式	Prandtl-Hoernerの表面摩擦抗力推算式
雑抵抗	推算式	Fluid Dynamic Drag (Hoerner)により、付加物・ギャップ・ミスマッチ等を推算
操舵効果	風洞試験+CFD	第3.5次形状風試結果 試験ケース不足分はCFDを援用
脚効果	風洞試験	第3.5次形状風試結果
スピードブレーキ効果	風洞試験	第3.5次形状風試結果
地面効果	風洞試験	第3.5次形状風試結果
動安定	推算式等	DATCOM及び他機例参照
空力弾性効果	CFD	形状変形効果をNASTRANによる簡易モデルで評価して補正係数を設定
排気干渉効果	CFD	ノズル形状及びノズル出口条件をエンジンデッキより算出してCFDで推算
交換胴体	CFD	CFDにより形状変更分を推算

(1) 超音速域の基本空力特性データ推算

JAXA 1m×1m 超音速風洞試験で取得したデータに基づき基本特性データを作成した。風洞試験データは、後方支持形態で取得したデータをベースとし、インテークキャップ効果、支持干渉補正、及び模型主翼たわみ補正（CFDによる推定値を使用）等の補正を実施した。超音速域の空力データの一例を図3.1.3-14に示す。



(a) 支持干渉補正方法



(b) M=1.6 縦三分力

図 3.1.3-14 超音速域基本空力特性推算

(2) 遷音速域の基本空力特性データ推算

JAXA 2m×2m 遷音速風洞試験で取得したデータに基づき、超音速域と同様に基本特性データを作成した。

(3) 低速域の基本空力特性データ推算

JAXA 6.5m×5.5m 低速風洞試験結果を基に支持干渉補正、内部流補正を実施し、低速基本特性データを設定した。低速域の空力データを図3.1.3-15に示す。

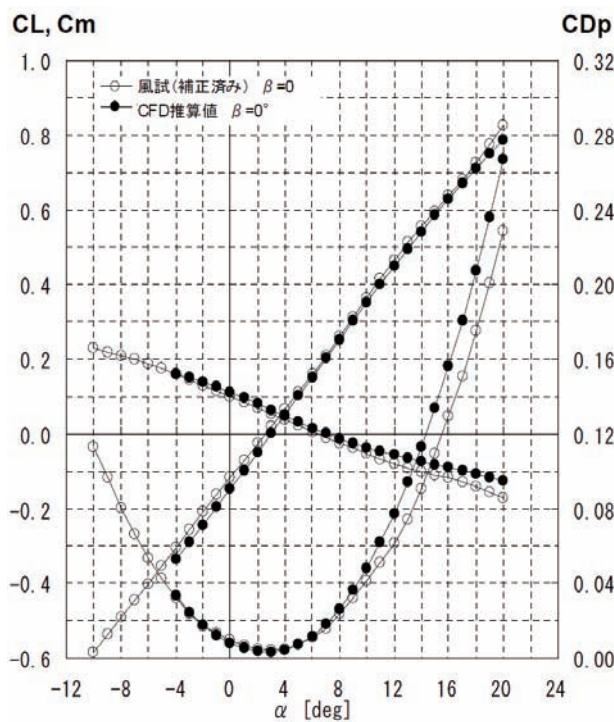
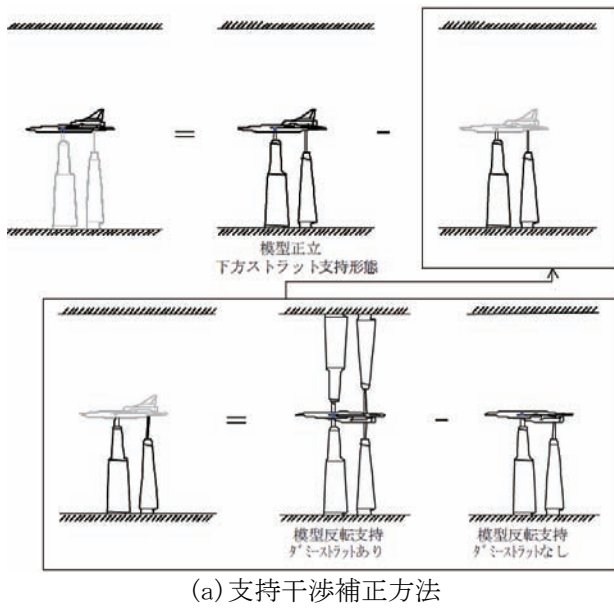


図 3.1.3-15 低速域基本空力特性推算

(4) 地面効果の空力データ推算

FHI 2m×2m 低速風洞における地面効果試験結果より、地面効果空力データを設定した。地面効果により迎角 10° の CL が約 2 割増加する結果が得られている。地面効果の空力データを図 3.1.3-16 に示す。

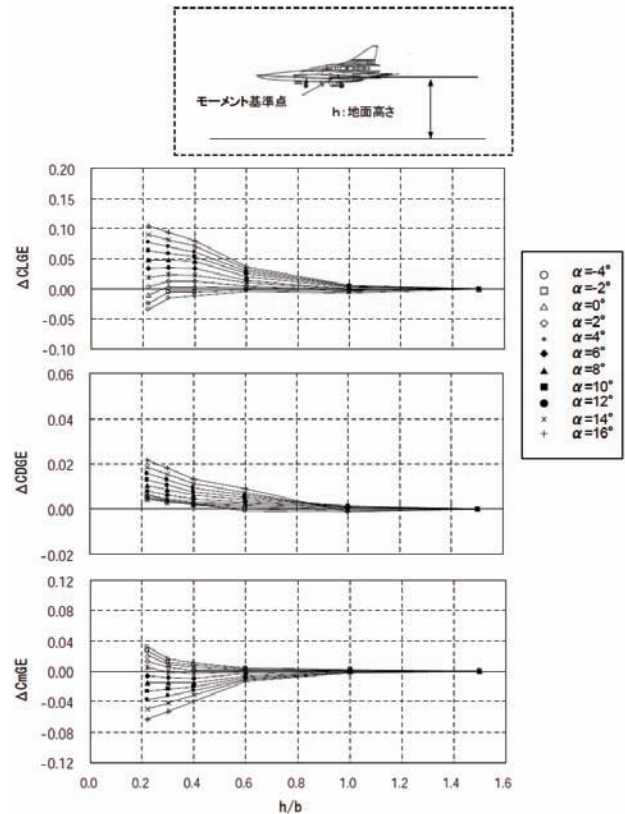


図 3.1.3-16 低速域地面効果推算

(5) 排気干渉効果推算

CFD 結果を基に、排気干渉効果の空力データを設定した。推算条件としてはエンジンデッキからエンジン出口条件を与えると同時にノズル形状を模擬し、大気条件としてはノミナル飛行パターンに基づいて各マッハ数に対して代表的な飛行高度を適用して解析を実施している。図 3.1.3-17 に空力特性に与える代表的な排気干渉効果推算結果を示す。

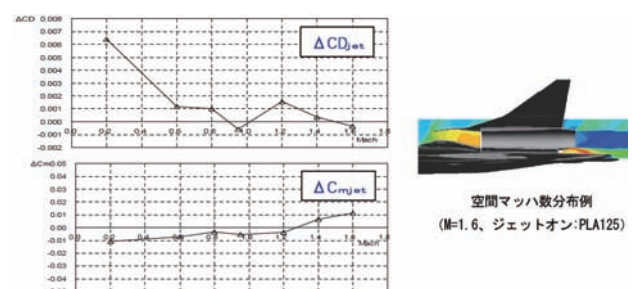


図 3.1.3-17 排気干渉効果

(6) マッハ数方向の連続性

上記の手順に従い低速域から超音速域の空力データを作成したところ、揚力・ピッチングモーメントおよび横・方向特性の各風洞間の連続性は良好であったが、抗力については低速風試/遷音速風試/超音速風試間で不連続的なつながりが確認された。そこでマッハ数の連続性を考慮して、M=0.4 は遷音速風試(M=0.6)と低速風試(M=0.2)から内挿することとし、M=1.4 は遷音速風試データを採用することでデ

ータを設定した。なお、フラップロン・スタビレータ・ラダーの舵効きの各風洞間の連続性は良好であった。揚力及び抗力に対するマッハ数方向の連続性を図 3.1.3-18 に示す。

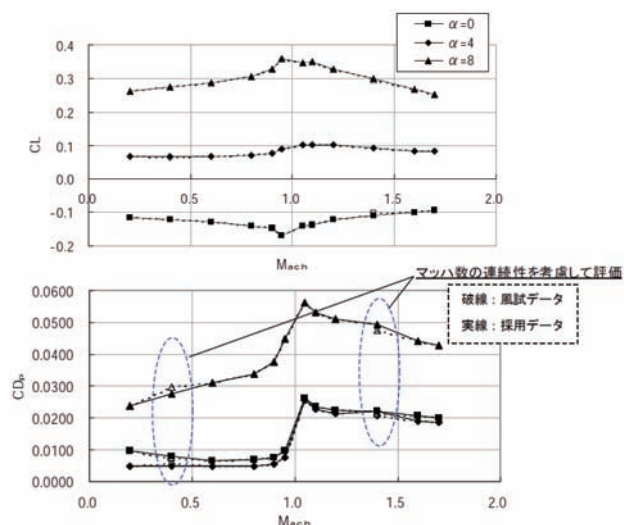


図 3.1.3-18 マッハ数方向の連続性

3.1.3.3.2 自律飛行実現性

前節に述べた方法で推算された空力データパッケージを用いて、設計要求を満たしているか（研究機の自律飛行の実現性があるか）の検討を実施した。

(1) 空力抵抗

単垂直尾翼化、胴体のスリム化、後部ダイバータ形状見直し等の形状修正により、第4次形状の抗力レベルは第2次形状に対して大幅に削減されたことから、エンジンで発生可能な推力レベルに対し、十分な推力余裕を確保する抗力レベルとなる機体となっていることが空力データパッケージで確認された。

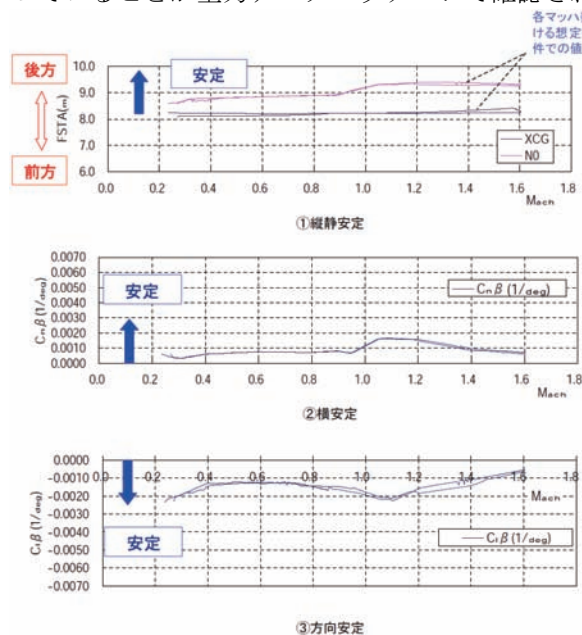


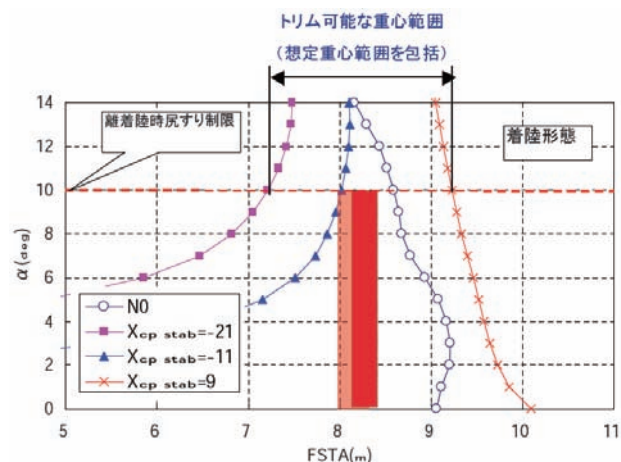
図 3.1.3-19 静安定性検討結果

(2) 静安定

全飛行速度域において静安定余裕が確保できていることを確認した。縦静安定については図 3.1.3-19 に示す通り、全マッハ数域において空力中立点(N0)が重心想定範囲より後方であり静安定が確保できている。横・方向安定についても、重心最後方位置で $C_n \beta > 0$, $C_l \beta < 0$ であり、静安定が確保できている。

(3) トリム能力

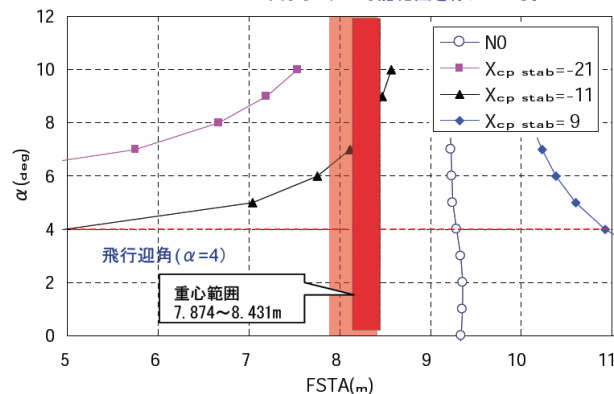
トリム能力についての検討結果を図 3.1.3-20 に示す。想定している飛行速度、迎角域において重心範囲がトリム可能範囲内に包括されており、十分なトリム能力を有していることが確認された。



フラップ 20° 下げ, 脚下げ, スピードブレーキ開

(a) 着陸時 (M=0.2)

飛行迎角近傍では、想定した重心範囲に対して十分なトリム可能範囲を有している。



(b) 巡航時 (M=1.6)

図 3.1.3-20 トリム能力検討結果

(4) 機首上げ能力

引き起こし可能な最前方重心位置の検討を実施した結果、130kt の条件において引き起こし可能な最前方重心位置は想定重心範囲よりも前方にあり、タイヤ制限速度以下での離陸を可能とする機首上げ能力が確保できていることが確認された。

(5) Departure 特性

Departure 特性の検討結果を図 3.1.3-21 に示す。

着陸形態にて $C_n \beta_{\text{dyn}} > 0$, $AADP > 0$ であり, Departure 特性の成立の見通しを得た。

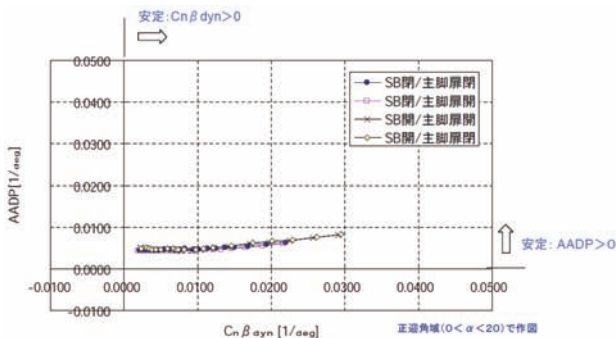


図 3.1.3-21 Departure 特性検討結果

(6) 経路安定性

経路安定の検討結果を図 3.1.3-22 に示す。計画されている着陸・進入時の飛行経路 (160kt, 経路角 $\gamma = -3^\circ$) において経路安定を有し, バックサイドまでは十分な余裕 (40kt 以上) を有しており, フレア前までフロントサイドで飛行を行うことができることを確認した。

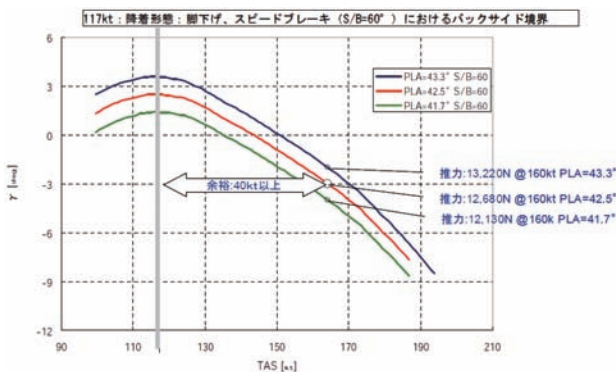


図 3.1.3-22 経路安定性検討結果

(7) 舵効き

縦のトリムについては, 上述の通り十分なトリム能力を有しており, 横・方向のトリムについても, 最も大きな舵角が必要となる横風着陸時において 75% の舵角以下で釣り合い可能であることが確認でき, 十分な舵効き能力を有していることを確認した。

3.1.3.4 ソニックブーム特性

(1) 機体直下ブーム波形推算

図 3.1.3-23 には第 4 次形状の概要とともに, 推算されたソニックブーム圧力波形を示す。機体直下における地上ソニックブーム圧力波形を見ると, 巡航迎角である $\alpha = 3.5^\circ$ の地上波形は先端ブームの圧力上昇量が約 0.5psf であり, その後方には先端圧力ピークより小さな 0.5psf 以下の圧力ピークが 15ms 程度にわたって続いており, 台形型の圧力波形を示している。後端ブームの圧力上昇量は 0.6psf 程度と先

端ブームに比べ 0.1psf 程度大きくなってはいるが, 通常の N 型波形ではなく, 10ms 程度の間隔をあけた 2 段の圧力波形となっているのが分かる。図中には飛行経路直下のブーム波形を想定される研究機機体規模相当 (研究機の最大等価断面積 2.0 m² に相当する機体重量である約 9.5ton の機体を想定) の N 型波と比較して示している。



図 3.1.3-23 第 4 次形状の特徴と推算ブーム波形

(2) エンジン排気効果

研究機飛行中のエンジン排気が低ブーム特性に与える影響について調べるため, 第 3.5 次形状に対して UPACS を用いてフロースルーナセル解析と Jet-On を模擬した Euler CFD 解析を実施し, 近傍場圧力波形の比較を行った結果を図 3.1.3-24 に示す。ジェット排気模擬によりインテークスピレージ量が増えるが, その効果は同じ迎角であれば主翼により遮蔽されて機体下方には影響していない。また, エンジン排気の影響が後端低ブーム特性に与える影響もそれほど大きくないことが分かる。また Jet-On の効果によって巡航 CL に対する迎角が 0.3° 程度増加するが, その影響も低ブーム特性を崩す程の変化ではないことを確認している。

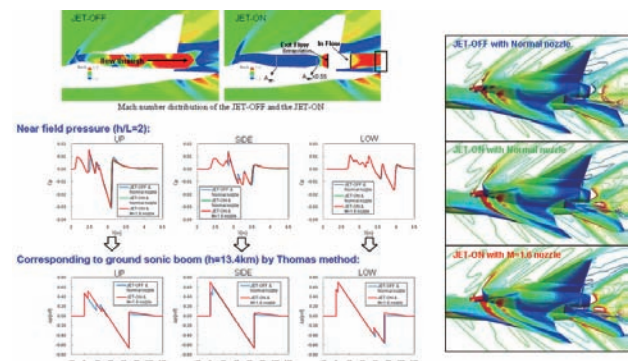


図 3.1.3-24 エンジン排気 (Jet-On) 効果

(3) ブームカーペット

図 3.1.3-25 には, 第 3.5 次形状に対する重合格子 Euler CFD 解析結果に基づくブームカーペット内波形推算結果を示すが, 機体直下から離れるにつれて近傍場波形中に見られる主翼後端部付近 ($X=44m$ 付

近)の負圧ピークが強くなり、後端ブームはN型波へ統合してゆく傾向が見られる。これは主翼上面で発生した膨張波の影響であると考えられ、Euler CFD解析の機体下方平面内(Z一定平面)にも機体上面で発生した膨張波が下側方へ伝播していく様子として捕らえられている。この結果を基に、研究機の飛行制御要求としてロール角(2.5°以内)及び飛行経路横方向誤差(650m以内)を与えることとした。

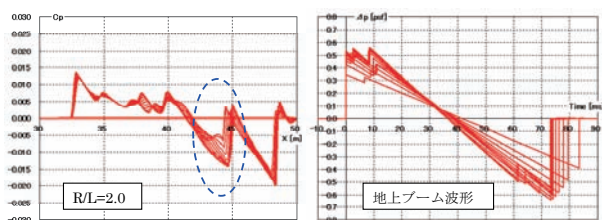
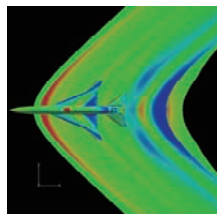


図 3.1.3-25 ブームカーペット内ブーム波形検討

(4) 低ブーム設計効果確認風洞試験

図 3.1.3-26 には、第 3.5 次形状の低ブーム設計確認風試結果として、JAXA 1m×1m 超音速風洞にて実施した近傍場圧力波形計測結果を各種 CFD 解析結果(CAPAS 解析, Overset Euler CFD 解析, UPACS Euler CFD 解析)と比較して示す。定性的に見れば近傍場における低ブーム波形の特徴を良くとらえており、波形中央部においては定量的な一致も良いと言える。課題としては先端スパイクの膨張部が CFD 推算に対して強めの膨張を示している点と、波形後半部の負圧が CFD 推算よりも弱く出ている点が挙げられる。また波形後端の圧力回復後に風試結果が過膨張して負圧となっている点については模型支持方法の問題であると考えられる。なお、機首 ADS の先端ブームへの影響、水平尾翼 On/Off、舵角、翼厚効果、インタークスピレーション効果等、確認風試全体については参考文献に詳細が報告されている。

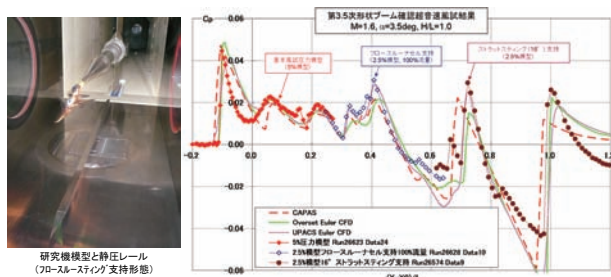


図 3.1.3-26 低ブーム特性確認風洞試験結果

参考文献

- 1) 「低ブーム飛行実証研究機 0 次空力概念形状設計報告」SST 空 05-079/0902
- 2) 「静粛超音速研究機低ブーム設計の概要」超音速小型実験機(ロケット実験機)飛行実験データ解析完了報告会
- 3) K.Chiba, et al., "Evolutionary-Based Multidisciplinary Design Exploration for the Silent Supersonic Technology Demonstrator Wing", Journal of Aircraft, Vol.45 No.5 pp.1481-1494, 2008.
- 4) 「超音速航空機の胴体形状の決定方法および胴体前胴部形状」特許第 3855064 号
- 5) 'Method for determination of fuselage shape of supersonic aircraft, and fuselage front section shape' US Patent 7,309,046
- 6) 「後端ソニックブーム低減化のための超音速航空機形状」出願番号 2007-178802
- 7) 「静粛超音速研究機第 3 次形状トリム舵角の検討」SST 空 08-078/1029
- 8) 「超音速機概念設計ツール CAPAS の開発」第 40 回流体力学講演会/ANSS2008
- 9) Kanazaki, M., Tanaka, K., Jeong, S., and Yamamoto, K., "Multi-Objective Aerodynamic Exploration of Elements' Setting for High-Lift Airfoil Using Kriging Model," Journal of Aircraft, Vol.44 No.3, p. p. 858-864, 2007.
- 10) 牧野好和, 野口正芳, 徳川直子, 高橋則之, 「静粛超音速研究機の空力設計」第 47 回飛行機シンポジウム講演論文集, JSASS-2009-5018, 2009.
- 11) 牧野好和, 野口正芳, 「静粛超音速研究機基本設計低ブーム確認超音速風洞試験」JAXA RM-09-006, 2010.
- 12) Ishikawa, H., Makino, Y., Ito, T., Kuroda, F., "Sonic Boom Prediction Using Multi-Block Structured Grids CFD Code Considering Jet-On Effects," AIAA2009-3508, 2009.

3.1.4 構造設計

3.1.4.1 機体構造概要

3.1.4.1.1 機体概要

本機の構造線図を図 3.1.4-1 に示す。機体構造は主要なコンポーネントとして胴体、主翼、スタビレータ、垂直尾翼からなり、操縦面はフラップロン、ラダー、スタビレータ、スピードブレーキからなる。また、自動離着陸型無人機として必要な降着装置を有する。主要な構造の材料を図 3.1.4-2 に示す。材料の選定については次節以降に詳述する。

形状的な特徴としては、低ソニックブームを実現するため機体下面、とりわけ胴体下面の突起物を極力排し、かつ機軸方向にうねりを持った特殊な形状となっている。また、超音速巡航性能を得るためにア

フターバーナー付エンジンを搭載しているが、機体下面の低ソニックブーム形状を維持するために、胴体の背中にインテーク、エンジン等を背負うという特徴も有している。また、胴体後方の形状はエンジ

ンノズルから更に後方に張り出し、且つ扁平な形状（ビーバーテイル（図 3.1.4-3））を有しており、これはエンジンノズルから地上に向かう騒音を遮蔽する効果を狙っている。

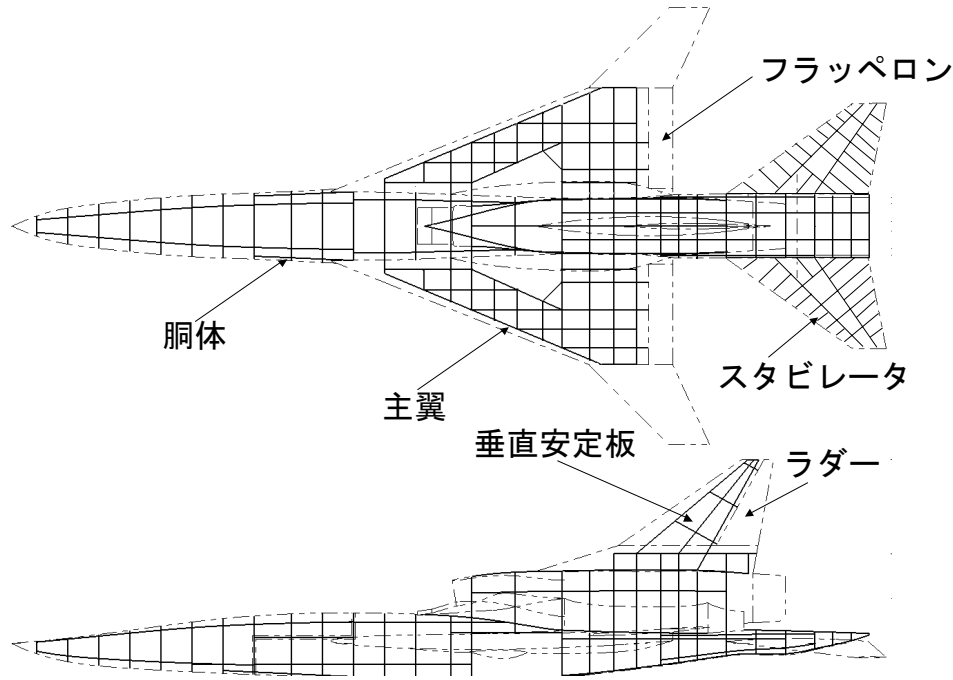
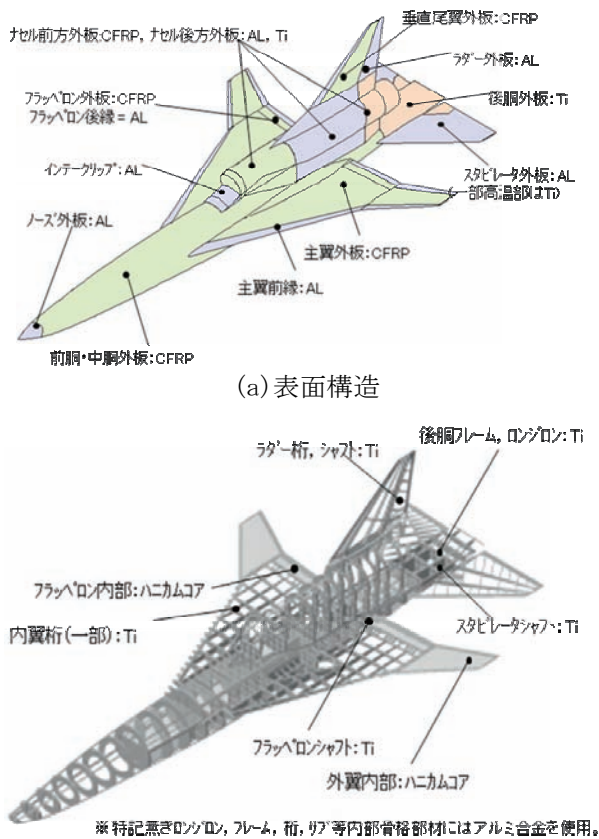


図 3.1.4-1 構造線図



(a) 表面構造

(b) 内部構造

図 3.1.4-2 使用材料概要

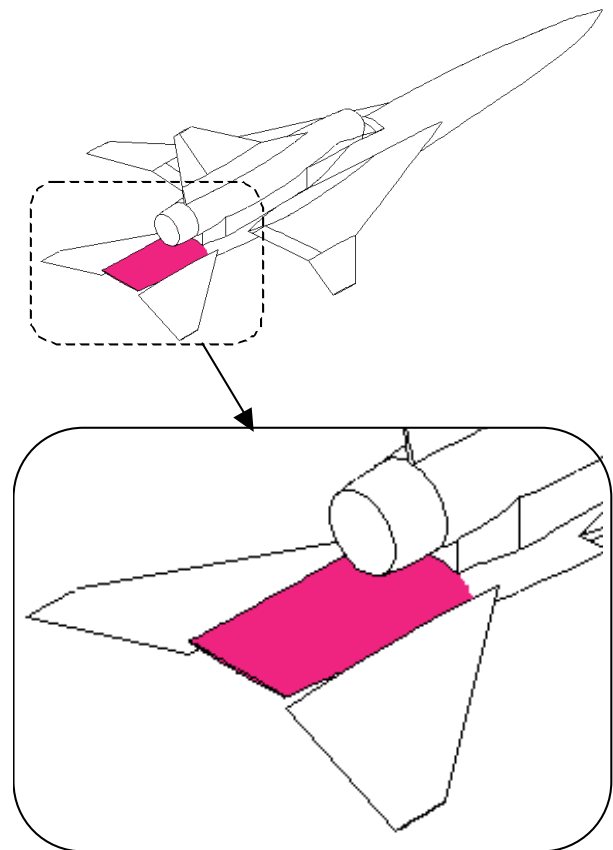


図 3.1.4-3 胴体後部拡大図（ビーバーテイル部）

3.1.4.1.2 胴体構造概要

胴体は前胴、及び中・後胴からなる。胴体は、フレーム（バルクヘッド含む）、外板、ロンジロン、キール等の主要部材で構成されるセミモノコック構造である。この構造様式には機体の大きさに対して比較的大きな開口部（エンジンインテーク、脚ベイ等）を容易に配置できるメリットがある。構造材料としては、外板にCFRP、内部構造にアルミニウム合金を主に用い、前縁空力加熱を受ける機首ノーズ外板やインテークリップにはアルミニウム合金を、エンジン温度環境にさらされるナセルや後胴（ビーバーテイル）にはチタニウム合金を使用する。

フレーム間隔は搭載機器のインターフェース等を考慮して設定している。

外板は胴体のほぼ全域にわたり内部に機器が搭載されることを考慮し、機器の取付け、取外し及び接近性を確保するため大部分がアクセスパネルとなっている。

キールは、前脚取付け部、主脚室のためロンジロンが断絶する部位の胴体中央位置、及びフラップロン、スタビレータ取付け部に荷重を効率良く伝達するために配置している。

前胴は実験場までのコンテナ輸送を考慮し中胴と分割構造とし、実験場での再組立が可能な構成としている。

中胴は主翼、尾翼、主脚、エンジンとのインターフェースを有し、また、インテグラルタンクを有している。

3.1.4.1.3 主翼構造概要

主翼は内翼と外翼で構成される。

本機の主翼は空力抵抗を抑えるために極力薄翼にする必要があり、曲げ荷重に対して桁、外板の内部荷重が大きい。このため、内翼桁間構造は複数の桁に荷重を分散させることと、外板で曲げ荷重及び剛性を分担させることを目的に厚板外板多桁構造としている。また、本機は、主翼に主脚が取り付くため、桁間に主脚インターフェース及び脚扉を有している。

構造材料には、外板にCFRP、桁、リブは主にアルミニウム合金を使用し、強度的な要件から一部桁にはチタニウム合金を使用している。

内翼前縁構造は、外板とリブからなるビルドアップ構造であり、前縁空力加熱部位となることから構造材料としてアルミニウム合金を使用している。

外翼構造は、翼厚が薄いため、桁、リブ、外板からなるビルドアップ構造の適用が困難であることか

ら、チタニウム合金の前縁ウェッジ、後縁ウェッジ、リブとCFRPの外板、及びハニカムコアからなるフルデプスハニカムサンドイッチ構造としている。

主翼は実験場までのコンテナ輸送を考慮し翼胴結合部にて分離、及び実験場での再組立が可能な構造として設計を進めた。

3.1.4.1.4 スタビレータ、垂直安定板構造概要

スタビレータおよび垂直安定板の構造様式には、外板、桁、リブからなるビルドアップ構造を選択しており、構造材料には、主にアルミニウム合金を使用している。

スタビレータはオールフライングテールとして翼根トルクチューブを軸として回転する操縦面である。

3.1.4.1.5 フラップロン、ラダー構造概要

フラップロンの構造様式には、軽量化を目的としてチタニウム合金の桁、後縁ウェッジ、リブとCFRPの外板、及びハニカムコアからなるフルデプスハニカムサンドイッチ構造を選択している。

一方、ラダーは、外板、桁、リブからなるビルドアップ構造であり、エンジンノズルに接近していることから比較的高温部位となるため、構造材料には、主にアルミニウム合金を使用し、強度的な要件から桁にはチタニウム合金を使用する。

3.1.4.1.6 脚構造概要

脚は前脚、主脚ともテレスコピックタイプの脚であり、前脚は中胴前方に、主脚は主翼にインターフェースを有している。

3.1.4.2 機体構造上の特徴

3.1.4.2.1 機体分割

本機は、製造後、実験場へはコンテナにより輸送するものである。従って、使用可能なコンテナサイズから機体を適宜分割し小分けにする必要がある。このため、機体としては各部に構造分割が設けられている（図3.1.4-4）。具体的には、胴体が前胴と中胴が分離でき、また主翼（フラップロン含む）も胴体と分離できる。同様に尾翼、操縦面も胴体と分離できる構成となっている。実験場まで分割した状態で輸送されるため、実験場設備（ハンガー）内にて高精度の再組立が可能であることが設計に要求されている。

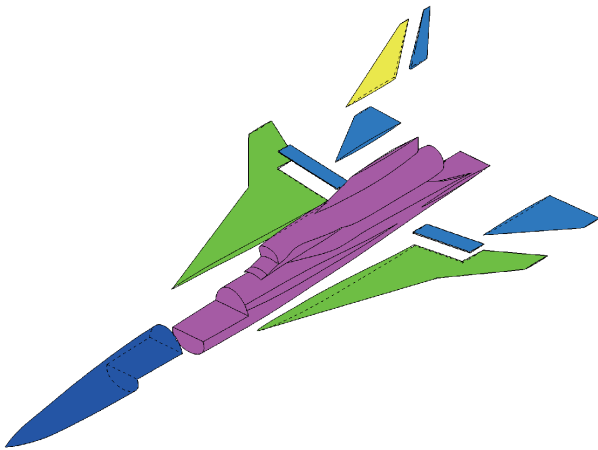


図 3.1.4-4 構造分割概要

3.1.4.2.2 交換胴体

本機は胴体の形状を変更することにより、低ブーム形態と低抗力形態でのブームの影響の差異を評価することが出来るように設計を進めた。本機ではこの形態変更を、前胴の交換と後胴下部の付加構造によって実現している (図 3.1.4-5)。

3.1.4.2.1 項にて輸送上の要件により前胴が中胴と分割可能であることを述べたが、前胴については形態変更という要件からも分離交換が必要な機体となっている。

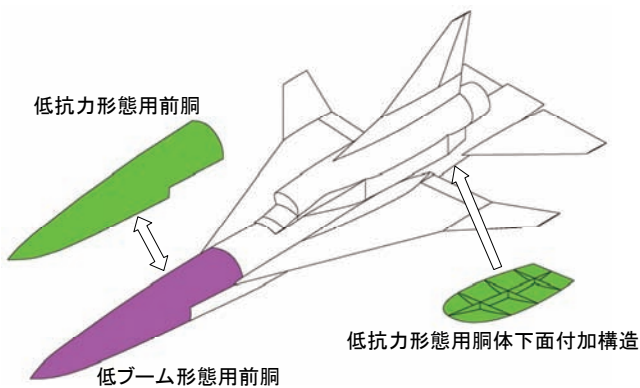


図 3.1.4-5 交換胴体概要

3.1.4.2.3 新規複合材の適用

本機の開発に当たっては、軽量化が重要課題の一つである。その方策の一つとして一次構造への複合材の適用が挙げられ、本機では主に外板への適用を考えている。なお、超音速巡航での空力加熱により機体表面がきわめて短時間ではあるが、高温 (一般部表面で 80℃前後) にさらされることから、高温特性が適用材料には要求される。

そこで、本機では必要な高温特性と強度特性をバランス良く有する材料としてベンゾオキサジン樹脂

をマトリックスとした CFRP (炭素繊維強化プラスチック) の適用を検討している。

本材料は、従来エポキシ系 CFRP と同等の強度と成形性を兼備え、且つそれを上回る高温特性を併せ持つ材料であることを試験によって確認している。また、高温特性という観点では、イミド系 CFRP のような高温特性に特化した材料があるが、本機で適用を考えているような、100℃に満たない温度域での使用では、強度や成型性の面からベンゾオキサジン系 CFRP の方が有利となり、将来的にも、マッハ 2 以下を巡航する超音速旅客機への適用が期待される素材の一つと考えている (図 3.1.4-6, 図 3.1.4-7)。

3.1.4.3 動的空力弾性 (フラッタ) の検討

構造振動と空気力の連成による動的空力弾性現象 (フラッタ) は構造破壊に結び付くため設計段階での検討が必要である。検討は解析と風洞試験により実施した。

主に、遷音速領域でのフラッタ速度の低下を確認するため、主翼・垂直尾翼・水平尾翼のそれぞれについてフラッタ風洞試験を 2009 年 7 月から 10 月にかけて調布航空宇宙センターフラッタ風洞にて実施した。

風洞試験の結果から、解析ツールによる解析結果の補正量を、主翼については 30%、垂直・水平尾翼については 25%とすることとした。

解析ツールの解析結果に上記の補正を加えたフラッタ速度が、想定される飛行エンベロープに 15% のマージンを考慮したエンベロープに対して、十分な余裕があることから、フラッタは問題ないことが確認できた。

詳細設計の進展による剛性分布の確定、もしくは空力形状の変更などによりフラッタ解析と風洞試験の再実施が必要であるが、基本設計段階ではフラッタ特性の成立性の見通しは得られたものと考えている。

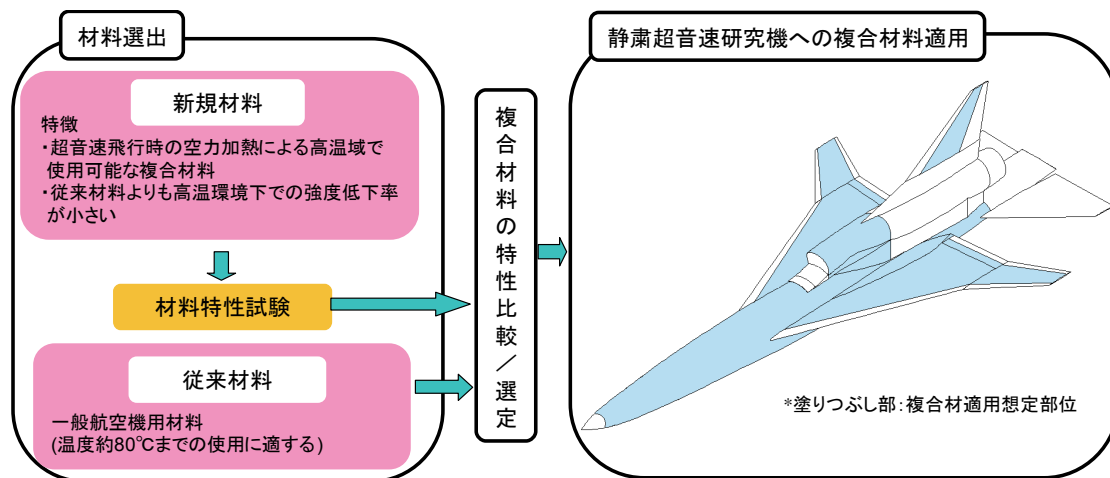


図 3.1.4-6 新しい複合材料の適用について

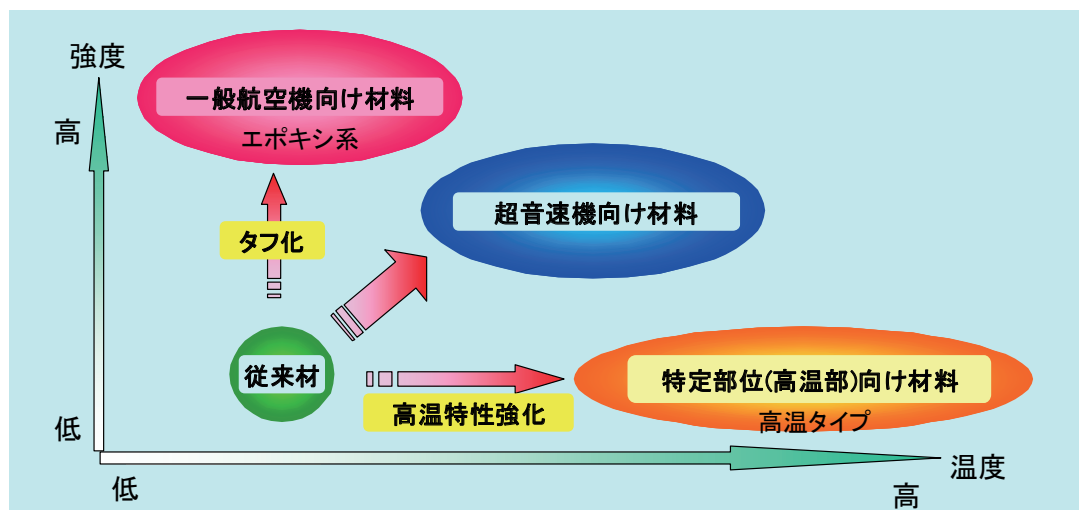


図 3.1.4-7 超音速機向け複合材の位置づけ

3.1.5 飛行制御設計

3.1.5.1 飛行制御に対する要求

3.1.5.1.1 飛行要求

飛行実験の概要は2章の通りだが、ここでは飛行制御の観点から、要求を整理する。

(1) 実験場と滑走路

図 3.1.5-1 はウーメラの飛行実験エリアに関する制約条件を示した図である。飛行安全を確保するために、飛行実験は一般の立ち入りを制限できる Woomera Prohibited Area (WPA) の中で行うこととした。WPA の中には Evetts Field と呼ばれる長さ 2000m、幅 40m の滑走路があり、ここで離着陸を行う。

(2) 計測飛行経路

地上でソニックブーム強度を計測するためにマイクを一列に設置する。WPA 内の道路で直線区間の長いものにマイク列を設置することとする（図 3.1.5-1 の緑の線）。マイク列にソニックブームを届かせる条件から、超音速で計測飛行を行う区間が決まる。ソニックブームは空中で発生した点から見ると飛行方向に伝播するので（地上に到達した時点では機体から見て後方になる）、マイクの手前で計測飛行を行う必要がある。計測飛行経路としては、ソニックブーム低減効果の再現性（時間変化が無いこと）を見るためにマイク列の直上を通過する経路（直上計測経路という）と、ソニックブーム強度の横方向分布を測るために、マイク列に直交する飛行を行う経路（クロス計測経路という）の2種類が基本的な経路となる。

(3) 飛行可能エリア

飛行できる領域には飛行安全確保のための制約がある。機体に異常が発生して飛行を中断（エンジンを停止してスピン落下させる）しても WPA の外に到達しないようにするために、最大落下距離の分だけ WPA 境界の内側を飛行する必要がある（図 3.1.5-1 の赤の線）。西側については WPA の中を通過する一般道である Stuart Highway へも到達しないように落下限界を設定する。また、南東側については、管制所が設置される Instrumentation Building (IB) への落下距離を確保して実験要員の安全を確保する必要がある。なお、落下距離は機体のエネルギー状態（速度と高度）によって異なり、図 3.1.5-1 に示した落下限界はマッハ 1.6、高度 14km で設定されたものである。速度や高度が下がると、落下距離は短くなり、飛行可能エリアは図 3.1.5-1 に示したもののより広がることになる。図 3.1.5-1 では滑走路が飛行可能エリアに入っていないが、離着陸時の飛行状態では IB への落下を考慮しても滑走路付近が飛行可能になる。

最後に、地上局との通信距離の制約がある。通信距離は通信系の性能に対して余裕を持たせて 150km と設定しており、これが北西側の限界線の条件となる。

飛行に関する要求をまとめると、(1) 滑走路から離陸し、(2) 飛行可能エリアの内側を飛行し、(3) マイク列直上またはクロス計測経路を超音速で飛行して、(4) 滑走路に着陸するということになる。

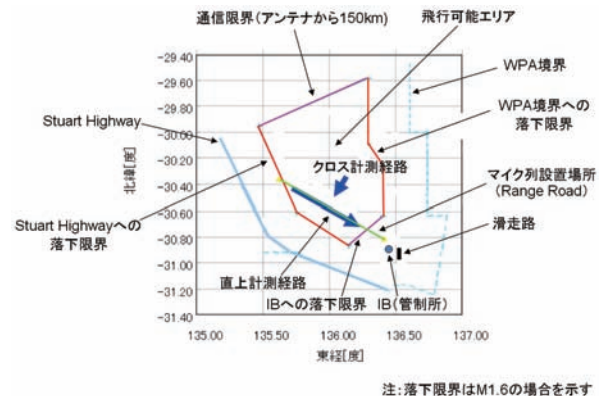


図 3.1.5-1 飛行実験エリア（豪州ウーメラ）

3.1.5.1.2 計測飛行性能の要求

表 3.1.5-1 にソニックブーム計測中の飛行要求を示す。クロス計測経路の巡航距離は、マイク列の中央と両端にソニックブームが到達する時間差に対応しており、すべてのマイクに到達するソニックブームに対して同一の飛行条件を保持する要求である。直上飛行経路については約 1 分間以上の巡航の要求となる。

マッハ数と CL（揚力係数）は、機体形状の低ブーム設計の設計条件に対応しており、精度要求はソニックブームの波形への影響が小さい範囲を CFD で評価して決定した要求である。高度については要求されたマッハ数と CL で概ね水平飛行する高度を基準とする（標準大気で 13.2km）が、高度変化すなわち伝播距離の変化によるソニックブームの変化は小さいので、厳密な高度保持は要求されていない。

表 3.1.5-1 計測飛行要求

項目	要求
巡航距離	クロス：15km 以上 直上：30km(1 分間)以上
マッハ数	1.6±0.05
CL	0.055±0.0005
横位置	±600m
迎角	±0.13deg
バンク角	0±2.5deg
横滑り角	0±2.5deg

3.1.5.1.3 機体モデル

研究機は操縦舵面として、主翼の内翼後縁のフラップロン、全遊動式の水平尾翼（スタビレータ）、方向舵を持つ。空力舵面のアクチュエータは油圧駆動である。フラップロンとスタビレータは左右独立に駆動することができる。フラップロンはエルロンとしてロール操縦に用いる他、離着陸時は左右対称に操舵してフラップとしても用いる。ただし、超音速ではフラップロンの効きが低下するので、スタビレータの左右差動でロール操縦を行う。また、滑走路長の制約で着陸速度を下げる必要があり、着陸時はフラップロンの操舵範囲を全てフラップとして用いるので、ここでもスタビレータの差動でロール操縦を行う計画としている。

その他の操縦デバイスとしては、胴体下面に開閉式のスピードブレーキ 1 枚を有する他、前脚が電動アクチュエータでステアリングして、滑走時の方向制御を行う。

機体の空力特性については、CFD と風洞試験で作成するデータベースが提供される。エンジン特性（推力、燃料流量）は、エンジンメーカーから提供されるエンジン単体モデルと、JAXA で作成するインテークのモデルを組み合わせたデータベースが提供される。質量特性については、燃料消費と脚揚降を考慮したモデルが提供される。

機体の設計からの飛行制限を以下に示す。

(1) 機体構造の制限

運動荷重倍数：-1～+3g，動圧 255m/sEAS 以下。

(2) 降着系強度制限

脚下げ時動圧：100m/sEAS 以下。

接地時沈下率：2.3m/s 以下

（脚軽量化のため、一般の機体より低い）

滑走速度：194kt (100m/s) 以下（前脚タイヤ制限）

(3) 地上での滑走路との接触

ピッチ角 10deg 以下，ロール角±5deg 以下。

(4) 機器制限

気圧高度 15km 以下。

エンジン使用範囲の制限。

低高度でのアフターバーナー (A/B) 使用制限
（燃料ポンプの容量制約）

3.1.5.1.4 運用条件

上空の風，大気条件（気温，気圧）については，ウーメラでの観測に基づくモデルを構築し，それらに対して飛行が成立することが要求される。着陸時の風条件として，背風 10kt (5m/s) 以下，横風

18kt (9m/s) 以下を設定しているが，風洞試験の結果を反映して，今後の検討で見直す可能性がある。

3.1.5.2 誘導制御則の開発方針

飛行制御を行う誘導制御則の開発方針を以下のように設定した。

- (1) JAXA の過去の無人機プロジェクトである小型自動着陸実験 (ALFLEX)¹⁾，高速飛行実証 (HSFD)²⁾³⁾ の技術蓄積を活用し，確実にミッションを達成する。
- (2) 信頼性を確保した上で，飛行性能向上と設計効率化を目指す。

(1) の具体例としては，衛星航法 (GPS) を用いた自動着陸，十分なシミュレーションによる誘導制御則の誤差耐性の検証等がある。誘導制御則の最終的な評価は非線形 6 自由度のモンテカルロシミュレーションで行う。設計過程では，安定余裕評価，単独誤差解析等を段階的に行っていく。中間段階での評価のために，誘導制御則としての設計基準を設定する。

(2) については，先行するプロジェクトに対して計算機能力が向上しているのを，これを活用して先進的な誘導制御則を導入することを検討する。S3TD は離着陸の低速から，ソニックブーム計測の超音速まで広い飛行状態を飛行することと，飛行エリアが限られるために大きなマヌーバが必要なことから，誘導制御則に対する性能的な要求は先行するプロジェクトより高く，先進的な誘導制御則を導入する必要性が高い。また，先進制御技術の適用によって飛行制御技術の向上を図る。

3.1.5.3 誘導制御則の設計結果

誘導制御則は，飛行制御を実現するアルゴリズムで，OFP の航法誘導制御演算機能に実装される。誘導制御則の構成を図 3.1.5-2 に示す。

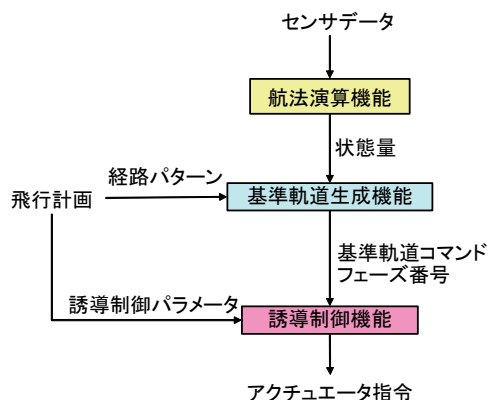


図 3.1.5-2 誘導制御則の構成

3.1.5.3.1 航法演算機能

航法演算機能は、ADS や EGI 等の航法センサからのデータを誘導制御に必要な物理量に変換する。具体的には真対気速度 (TAS) の算出や、座標変換等である。また、着陸進入時の対地高度データを、EGI から RALT に滑らかに切り替えるために、EGI 高度と RALT 高度のミキシングを行う。

3.1.5.3.2 基準軌道生成機能

基準軌道生成機能は、飛行前に設計して飛行計画として搭載した経路パターンを参照して、現在の飛行状態に適合した飛行フェーズの判定を行った上で、所定の飛行を実現するための基準軌道コマンドを生成する機能である。基準軌道コマンドは表 3.1.5-2 に示すように飛行フェーズ毎の要求に合わせて切り替える。

表 3.1.5-2 飛行フェーズと基準軌道コマンド

フェーズ	縦コマンド	横コマンド
待機	初期値	初期値
離陸滑走	推力設定値	バンク角, 横位置
離陸	ピッチ角	
離陸上昇	高度,	水平位置,
上昇	マッハ数	進行方位角
巡航	ピッチ角,	バンク角,
	マッハ数	横加速度
帰投	高度,	水平位置,
進入	等価対気速度	進行方位角
着陸	ピッチ角	バンク角, 横位置 (方位角)
着陸滑走	ブレーキ	バンク角, 横位置

3.1.5.3.3 飛行フェーズ

以下、フェーズ毎の飛行制御動作の概略を示す。

(1) 待機

エンジンを始動し、滑走路に静止した状態で航法誘導制御演算が開始される。フラップは離陸位置の 10deg 下げとする。

(2) 離陸滑走

管制局からの発進指令に従って、エンジンを所定の推力に設定し、ブレーキを緩めて離陸滑走を開始する。ステアリングと空力舵面で滑走路内を走行するように制御を行い、加速する。何らかの異常が検出されるか、管制局から離陸中止指令を受信した場合は、推力を低下させ、ブレーキを作動させて停止する。

(3) 離陸

離陸速度に達したら、機首を引き起こして浮上する。

(4) 離陸上昇

脚が上がるまでは脚下げ制限速度以下を保つ。フラップを上げる。万一脚が上がらない場合は、制限速度以下で帰投経路に入る (RTB)。

(5) 上昇

計測高度、速度まで上昇、加速する。燃料消費の最も大きいフェーズであり、最適軌道を飛行する必要がある。

(6) 巡航

所定の高度で、計測条件を達成し、マッハ数等を維持する。

(7) 帰投

計測経路の終端に達したら、減速、降下し、進入開始点へ飛行する。

(8) 進入

滑走路に直線進入する。通常の航空機と同様に経路角-3deg で降下する。脚下げ制限速度を下回ったら脚を下ろす。必要に応じてスピードブレーキを使用し、着陸速度まで減速する。フラップを 20deg まで下げる。EGI は地上からの GPS 補正量を使用して精度を向上させる CDGPS/INS モードで動作する。

(9) 着陸

電波高度計の対地高度を使用する。フレアを行って沈下率を下げ、接地する。接地時のバンク角、方位角を所定の範囲に保持する。

(10) 着陸滑走

空力舵面とステアリングで滑走路内を走行するように制御する。フラップを 20deg 上げとし、減速に寄与させる。ブレーキの熱容量で決まるブレーキ開始速度以下になったら、ブレーキをかけて滑走路内で停止する。

(11) RTB

巡航以前のフェーズで 1-fail を検出するか、地上からの RTB コマンドを受信した場合は、超音速飛行を中止し、帰投経路に入る。ただし、最大着陸重量を上回っている場合は、待機旋回をして燃料を消費し、接地時に最大着陸重量以下となるようにする。

3.1.5.3.4 誘導制御機能

誘導制御機能は、基準軌道コマンドを実現するためのアクチュエータ指令を算出する。

誘導制御機能には先進的な制御方式として、JAXA と九州大学が共同で研究開発している階層構造化ダイナミックインバージョン (HSDI)⁴⁾ を適用する設計を進めている。HSDI の概念を図 3.1.5-3 に示す。HSDI の詳細は参考文献 4) に譲るが、ダイナミクスを時間スケールで階層化し、ダイナミックインバージョン

を適用した制御則である。最も速い階層が舵面によるモーメントで姿勢を制御し、以下、並進力、速度、位置という階層で制御を行う。従来の誘導（軌道制御）と制御（姿勢制御）を分離せずに統合設計する点が特徴である。DI を適用することにより、飛行領域が広いシステムに対して高い性能が得られるとともに、階層構造化により見通しの良い効率的な設計が可能となっている。HSDI の短所としては、計算量が従来のゲインスケジューリング制御より大きいことが挙げられるが、現在の搭載計算機で対応可能と考えている。

3.1.5.3.2 で述べたように、飛行フェーズ毎の要求に合わせて、コマンドの種別が切り替わるので、位置のコマンド(図 3.1.5-3 の R_{CMD})だけでなく、階層の途中からコマンドを入力する場合もある。

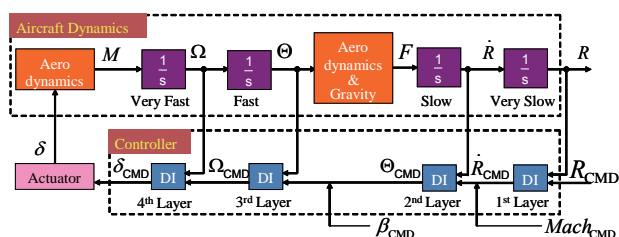


図 3.1.5-3 階層構造化 DI 制御則

3.1.5.4 飛行経路設計結果

飛行経路設計は、搭載する飛行計画の基となる経路パターンを、オフラインで作成するものである。ミッションを最大限に達成するために、最適化を十分に行う必要がある。ただし、誤差を含んだ実機で実現可能な飛行経路とするために、性能低下のマージンを考慮して設計する必要がある。

並進運動を考慮した 3 自由度シミュレーションで、消費燃料最小を評価関数として、SCGRA (Sequential Conjugate Gradient-Restoration Algorithm)⁵⁾ による最適化を行った軌道を図 3.1.5-4 と図 3.1.5-5 に示す。図 3.1.5-4 がマイク列直上を飛行する経路、図 3.1.5-5 がマイク列に直交する飛行経路である。なお、本章での解析に用いた設計モデルは設計検討の最終値ではなく、誘導制御則設計開始時点のモデルを用いている。空力形状は 3.5 次形状、最大離陸質量は 4000kg、大気モデルは標準大気を用いている。

いずれの経路も搭載の燃料で飛行を完結できているが、直上飛行経路については、誤差を考慮すると余裕は小さい。これに対してクロス飛行経路については飛行距離が短く、100kg 程度の燃料の余裕がある結果となった。

なお、クロス飛行経路で飛行経路がマイク列（緑

の線）と直交していないのは、3.1.5.1.1(2)で述べた通り、機体の前方に進むソニックブームがマイク列に到達するためで、マイク列の 15km 手前（北東）までの区間がマイク列に直交する経路となっている。また、図では南西側でわずかに飛行可能領域（マッハ 1.6 対応の領域）を出ているが、この時点ではマッハ 1.6 から相当程度減速しており、その速度での飛行可能領域は十分満足している。

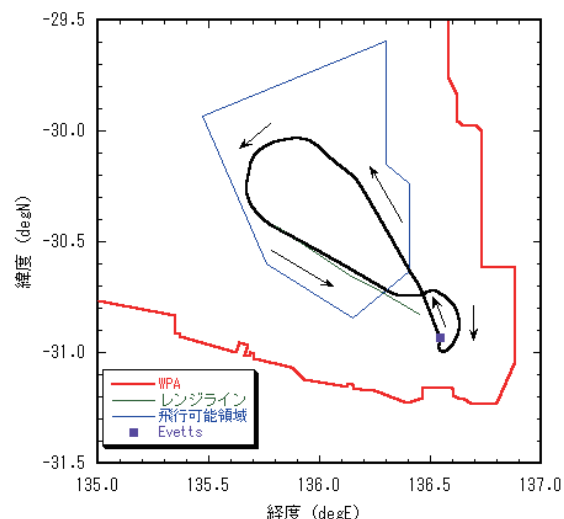


図 3.1.5-4 直上ノミナル飛行経路

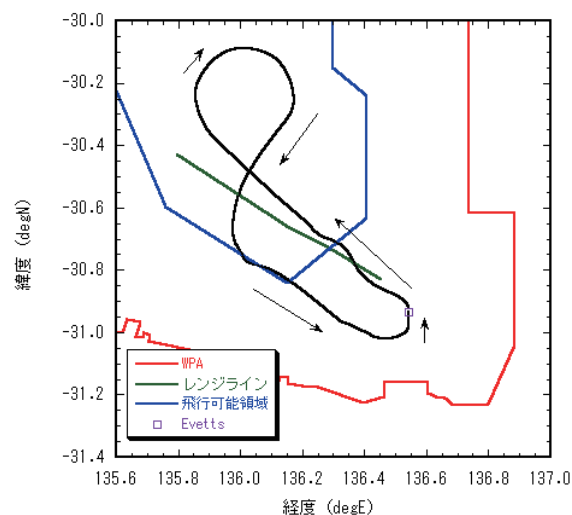


図 3.1.5-5 クロスノミナル飛行経路

3.1.5.5 誘導制御設計結果

HSDI 制御則を設計した後、通常の制御系設計と同様に、特定の飛行状態（飛行状態）に対する応答性能、特性根、安定余裕の評価を行った。評価点を図 3.1.5-6 に示す。応答性能と特性根の配置は適切であった。安定余裕評価の例として評価点 1（上昇中）での水平安定板（エレベータ相当）操舵と推力操作に対する一巡伝達関数を図 3.1.5-7 に示す。評価の

結果、安定余裕は概ね確保されているが、高速時の水平安定板操舵に対してゲイン余裕が不十分であることが判明した。制御ゲインを上げてゲイン余裕を確保することは可能だが、その場合は遅れ時間余裕が減少する。この特性は静安定が強く動安定が弱いという本機の特性が影響していると考えられる。対策としては高レートでの角速度データを用いたピッチダンピングや重心設定の見直しが考えられる。

図 3.1.5-7 に HSDI 制御則を適用した、巡航フェーズの非線形 6 自由度シミュレーション結果を示す。この解析では DI の設計に線形化した機体モデルを使ったため、微小なバイアス誤差が発生している。また、重心が機軸 Y 方向にずれているため、y 方向への位置ずれが発生しているが、全体としては良好に制御が行われていることが確認できた。

上昇及び帰投の 6 自由度シミュレーションについては、飛行が成立する解を設計期間中に得ることができなかった。この原因は基準経路設計の際に制御特性を想定して割り当てたマージンが不足していたためと考えており、対策としては制御マージンを確保した上で経路設計を再度実施することが考えられる。

誘導制御則の設計に当たっては、搭載燃料で飛行ミッションを達成するのに十分な抵抗削減がされた機体形状が設定されるのが遅れ、誘導制御則設計は空力設計や機体設計の下流工程であることから十分な設計期間を確保できなかった。このため、当初計画していた最適経路に対するノミナルケースの 6 自由度シミュレーションを基本設計相当の期間中に実施することができず、スケジュール管理に反省点が残った。

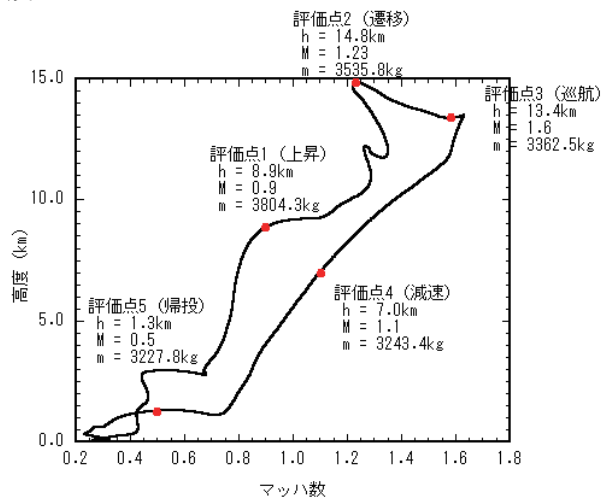
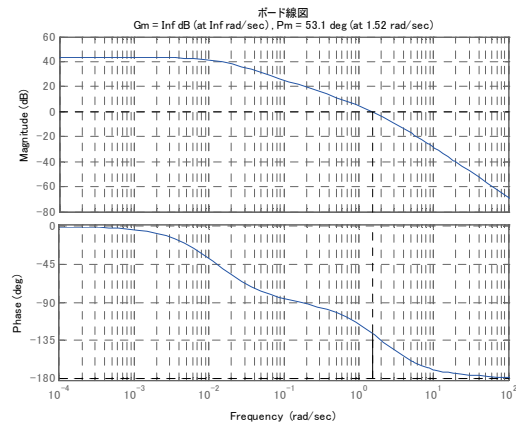
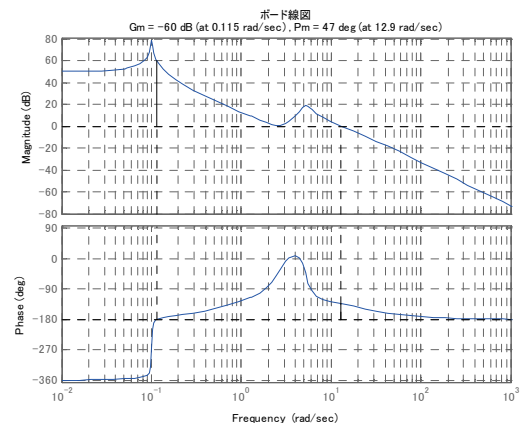


図 3.1.5-6 制御特性評価点



(a) 水平安定板 (エレベータ相当)



(b) 推力

図 3.1.6-7 一巡伝達関数の例 (評価点 1)

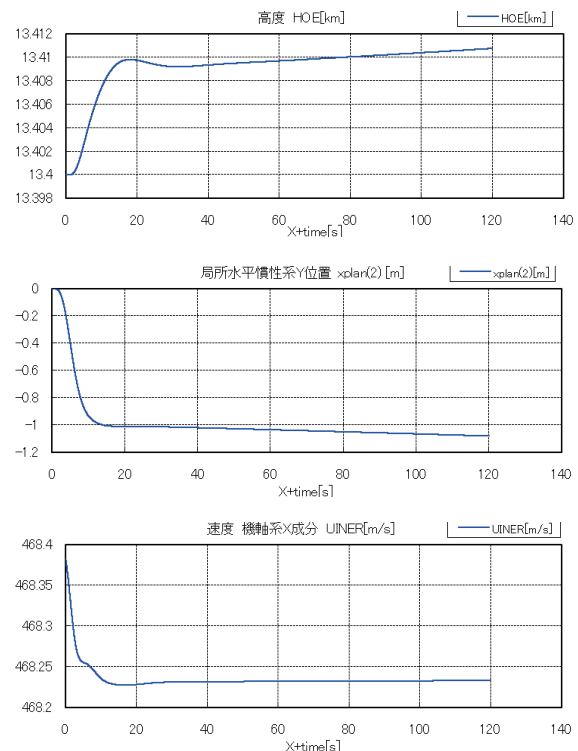


図 3.1.5-7 巡航フェーズの 6 自由度シミュレーション結果

参考文献

- 1) 小型自動着陸実験(ALFLEX), 航空宇宙技術研究所報告, NAL TR-1369, 1998.
- 2) 高速飛行実証フェーズⅠの飛行実験結果, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-03-011, 2004.
- 3) 高速飛行実証フェーズⅡ, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-04-026, 2005.
- 4) 宮沢与和, 川口純一郎, 二宮哲次郎, 階層構造化とダイナミックインバージョン飛行制御則のシミュレーションによる評価, 第25回誘導制御シンポジウム, 2008.
- 5) A. K. Wu and A. Miele : Sequential Conjugate Gradient-Restoration Algorithm for Optimal Control Problems with Non-Difference Constraints and General Boundary Conditions, Part 1, Optimal Control Applications & Methods, Vol. 1, 1980, pp.69-88.

3.1.6 信頼性設計

本システムは、新たに開発するシステムであるため信頼度要求は、設けていないが、表 3.1.6-1 に示す値を目標としている。表中、「システム信頼度」とは、機器の 1-fail 時でも全体システムとして正常に動作し、RTB できる確率を意味し、「飛行安全に対する信頼度」とは、地上からのコマンドにより安全に投棄できる確率を意味する。

本報告では、コンポーネント、系統、全体システム等の信頼度計算結果は記載しないが、基本設計相当の設計検討を終わった時点では、システム信頼度及び飛行安全に対する信頼度は、いずれも表 3.1.6-1 の要求を満足していることが確認されている。尚、信頼度を計算するにあたり、以下の前提条件を置いた。

- ① 人間的信頼度は 1 とした。
- ② 構造系統の信頼度は 1 とした。
- ③ 自己診断による故障検出率は、90%とした。

表 3.1.6-1 信頼度目標値

信頼度区分	信頼度目標値
システム信頼度	0.95 以上
飛行安全に対する信頼度	0.995 以上

また、JAXA の暫定版 FMEA ハンドブック (GGQ-D08001) に基づき、システムレベルの FMEA を実施し、故障の影響を評価するとともに各系統の設計或いは飛行試験・飛行実験の運用計画に反映した。残留する単一故障点については、その識別を行うと共にリスクとして管理を行うものとした。

3.1.7 安全性設計

3.1.7.1 システム安全計画

JAXA 要求である「システム安全標準」(JMR-001)

に従い「システム安全プログラム計画書」を策定し、安全にかかわる設計、作業計画等の管理を行った。

システム安全プログラム計画書では、安全性要求の設定とハザード解析の実施を規定しており、基本設計相当作業ではフェーズ 0 における安全性要求の設定及びハザード解析を実施した。ハザード解析(フェーズ 0)を実施した。

(1) 安全要求の設定

安全性要求(フェーズ 0)において、安全設計方針を以下の様に設定し、設計検討を行なった。

- ① リスクを最小化するため、ハザード要因を除去する設計を行なう。除去できない場合は、設計選択してハザード要因を抑制する。
- ② ハザード要因の除去、抑制が困難なものは、安全装置の使用により、リスクを許容レベルまで低減する。
- ③ 安全装置でもリスクの低減が出来ないものは、保護装置を考慮する。
- ④ 安全装置、保護装置によってもリスク低減できないものは、要員に警報信号を発生する警報装置を考慮する。
- ⑤ 警報装置の使用によっても回避出来ないものは、訓練や手順によって事故発生を回避すべく、措置を講じる。
- ⑥ 上記を考慮したうえで故障許容設計を行い、基本的に 1-fail-RTB が可能な設計とする。但し安全措置に係る項目については 2-fail に対応可能なこと。

(2) ハザード解析

ハザード解析は、基本設計、詳細設計、機体製造・全機システム試験段階の各段階で、フェーズ 0/Ⅰ/Ⅱ/Ⅲを実施する。

このうち、フェーズ 0 ではシステムのハザードの識別並びに対応策の検討を行った。また、以下のハザード解析を実施した。

- ① システムの運用において考えられるハザードを有する部位、場所を明らかにする
- ② 使用予定材料、部品等で特にハザードを有する物質を識別する。
- ③ 試験、運搬、取り扱い、運用等で考えられるハザードを明確にする。
- ④ インターフェースに関する安全上の問題を明確にする。
- ⑤ ハザードに対する予想される事故等の程度を明らかにする。

3.1.7.2 飛行安全設計

飛行安全設計では、ノミナル飛行パターンを飛行中に 2fail を起こし、投棄される場合の落下分散について解析を行い、飛行試験・飛行実験時の飛行可能領域を設定する。

研究機が、2-fail の異常を起こし、予め設定した飛行可能領域を逸脱したことを確認されると、地上から投棄コマンドが送信される。実際は、飛行可能領域逸脱が発生してからコマンドを送信するまでには、人間の判断時間、送信時間、各種機構の駆動時間等の空走時間が生じる。本検討では、2.2 秒を空走時間としている。図 3.1.7.2-1 に飛行可能領域逸脱から地面に落下するまでの鉛直面内のイメージを示す。

尚、投棄コマンドを送信すると以下の 2 つの操作が研究機内で実施される。

- ① エンジンの停止: シャットオフバルブを閉とし、強制的にエンジンへの燃料供給を遮断し推力を失わせる。
- ② 投棄舵角の設定: 予め設定した投棄舵角に操舵/保持し、飛行姿勢の維持が行なえない様にし、揚力を失わせ、弾道飛行状態に入れる。

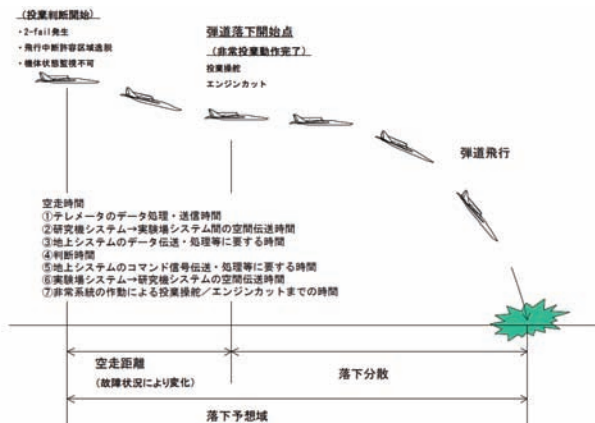


図 3.1.7.2-1 飛行可能領域逸脱から着地まで

落下分散解析では、風の影響をほとんど受けない物体 (破壊していない機体) と風に最も流されやすい破片 (主翼: 翼の中で最も弾道係数が小さい) の 2 つのケースについて計算を行なった。計算に用いた風モデルは、ウーメラ実験場の年間を通じて風速最大となる 7 月の定常風に 3σ 値を 8 方位方向に足したものとした。

図 3.1.7.2-2 に落下分散解析結果を示す。図中、黒いシンボルが破壊していない機体で、白抜きのシンボルが主翼の落下地点を示す。落下分散は、両者の分散を包絡する様に右半分が半径 28.4km、左半分が半径 25.6km となる様な円とした。

以上の検討結果をベースに落下予想域 (空走距離

+落下分散) を設定し、ウーメラ実験場の境界線から落下予想域分だけ内側にした領域が飛行可能領域となり、その範囲内で、ノミナル飛行パターンが設定されることになる。

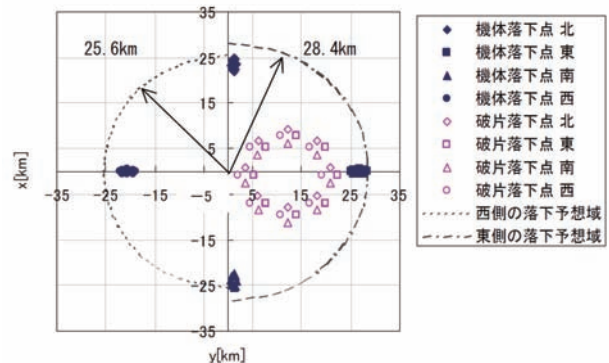


図 3.1.7.2-2 落下分散

3.1.8 インターフェース

(1) JAXA/プライムメカ間インターフェース

本設計検討では、プライムメカがすべての設計検討を行うのではなく、JAXA 側が独自に実施するものがある。これらのインターフェースを明確にするために JAXA/プライムメカ間でインターフェース管理仕様書を作成し、インターフェースの詳細を規定・維持改定した。

図 3.1.8-1 に JAXA/プライムメカ間のインターフェースを示す。両者の間には、6 つのインターフェースがあり、設計会議等を通じて以下の文書を作成した。

- ① 空力形状インターフェース管理仕様書
- ② 誘導制御則インターフェース管理仕様書
- ③ エンジンインターフェース管理仕様書
- ④ 豪州施設・設備インターフェース管理仕様書
- ⑤ 推進系統インターフェース管理仕様書
- ⑥ 計測インターフェース管理仕様書

(2) JAXA/エンジンメカ間インターフェース

本研究機の開発において、唯一エンジンだけは、JAXA が直接調達を行い、プライムメカに支給する方式を採用している。従って、JAXA/エンジンメカ間でもインターフェース管理仕様書を作成し、エンジンの性能、インターフェース等の管理を行った。

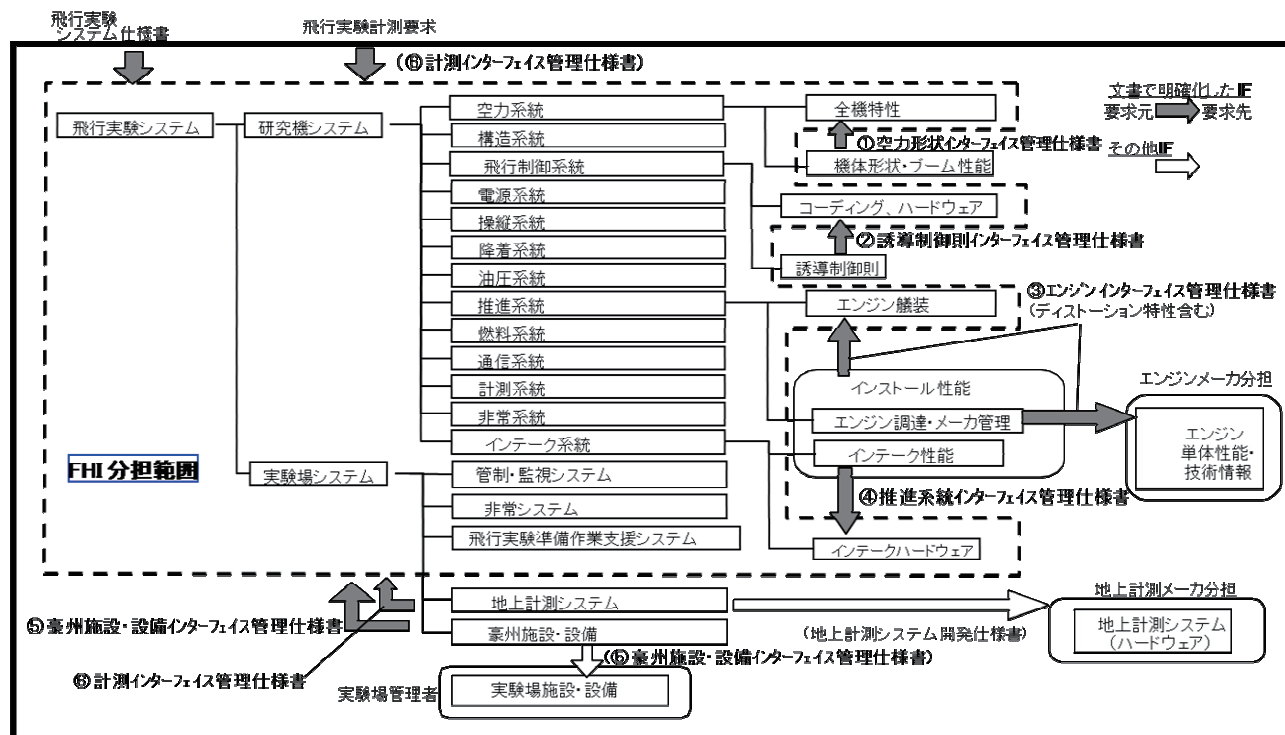


図 3.1.8-1 JAXA/プライムメーカー間のインターフェース

3.2 系統設計

3.2.1 飛行制御系統

3.2.1.1 飛行制御系統への要求

飛行制御系統に要求される主な機能は、以下の通りである。

(1) 航法機能

機体の位置、速度、姿勢等の飛行状態を計測する。

(2) 誘導制御機能

あらかじめ設定した飛行計画を達成するために空力舵面、エンジン、脚等への制御指令を算出する。

(3) 信号入出力機能

舵面アクチュエータ、エンジン、脚等への制御指令等を出力する。また、他系統からのステータス信号と地上からのコマンドを入力する。

(4) 冗長管理機能

1 故障発生時にも可能な限り機体を帰投させることができること。1 故障発生時または地上から指令された時には、自動的に超音速飛行を中止して帰投すること（1-fail RTB (Return To Base)）。

(5) 整備点検機能

飛行計画の入力、飛行シミュレーションを含む機体点検を行う機能である。

3.2.1.2 飛行制御系統の構成

図 3.2.1-1 に飛行制御系統の構成図を示す。エアデータセンサ(ADS)、GPS 内蔵慣性航法装置(EGI)が

主要な飛行状態量を計測するセンサである。ADS は、5 孔ピトー管及び TAT センサと接続され、マッハ数、迎角、横滑り角、全温度を出力する。EGI は慣性座標での位置、速度、姿勢、加速度、角速度を出力する。Az センサは上下加速度を計測するセンサで、胴体の構造振動に対処するために EGI と別の場所に設置する。電波高度計(RALT)は、着陸時の高度を計測するための機器で、対地高度を出力する。

飛行制御装置(FLCC)は計算機であり、飛行管理プログラム(OPF)を動作させるとともに、他の機器及び他系統との信号の入出力を行う。ADS、EGI、RALT と通信系統については、MIL-STD-1553B データバスで FLCC と通信を行う。ただし、EGI の角速度と加速度のデータは RS-422 で FLCC に直接送信する。他の機器は直接 FLCC と入出力するが、一部の信号については信号分配器を経由する。

OPF は、飛行計画入力機能、データ入出力機能、搭載機器制御機能、航法誘導制御演算機能、冗長管理機能、データ記録機能、点検機能を有するソフトウェアである。操縦アクチュエータの制御演算の他、アンチロックブレーキの制御、脚揚降制御も行う。重心制御のための燃料移送ポンプ動作指令も OPF から出力される。OPF の動作周期は 3 つのタスクが用意され、主要な制御演算は 50Hz で動作する。

1-fail RTB の実現のために、飛行制御系統の機器

は原則として2重化した。本来、未知の障害を検出することを考慮すると3重多数決が望ましいが、質量の制約から2重系とし、故障検出は各機器の自己診断を主体とすることとした。

ただし、ピトー管とTATセンサは、空力的な制約が優先されたため、1重となっており、ピトー管が故障した場合の帰投能力は要求しないこととした。ピトー管については、結露の可能性が否定できないため、ヒータ付きとした。

RALTは質量の制約で1台のみとし、RALT故障時にはEGIの高度データで着陸を行うこととした。EGIはJAXAが開発した搬送波位相DGPS/INS複合航法(CDGPS/INS)¹⁾を適用することによって、着陸に必要な高度精度を達成できる。これは高速飛行実証フェーズIで自動着陸した実績のある方式である。ただし、GPSは稀に起きる磁気嵐で誤差が増大することがあるため、S3TDではRALTを主な高度センサとし、EGIをバックアップとした。RALTの故障と磁気嵐が同時に発生する確率は2重故障の確率に相当すると考えられ、実質的に1fail-RTBを実現している。着陸時の高度検出精度は自動着陸を行う航空機の電波高度計の精度要求を参考に、 $\pm 1.5\text{m}(3\sigma)$ を設定した。

信号分配器は筐体は一つであるが、必要な部分については内部で2重化することとした。

参考文献

- 1) 張替正敏, 富田博史, 西澤剛志, 高精度GPS補強型慣性航法システムの開発, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.50, No.585 (2002), pp.416-425.

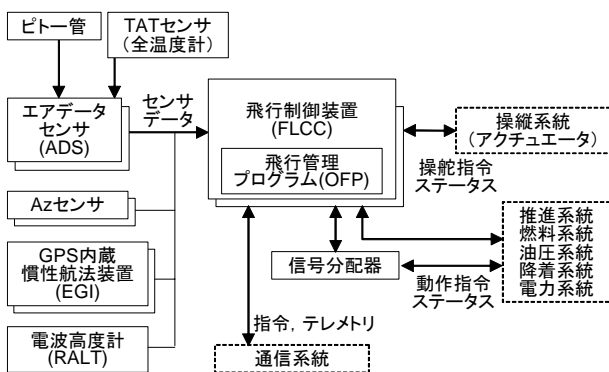


図 3.2.1-1 飛行制御システムの構成

3.2.2 電源系統

電源系統に要求される主な機能は機体システムの各機器に必要な電力供給と分配を行なう事である。電源系統の概要を図 3.2.2-1 に示す。

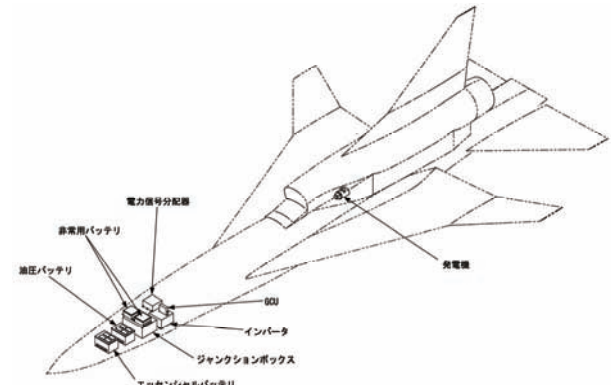


図 3.2.2-1 電源系統概要

3.2.2.1 電源系統への要求

本系統に要求される機能を以下に示す。また、性能要求を表 3.2.2-1 に示す。

(1) 電力切替機能

外部電源、発電機及び搭載電池を運用フェーズに応じて瞬断無く切替える。また、手動にて機体電源をOFFとする。

(2) 電力分配供給機能

各系統に必要な電力を分配、供給及び停止する。

(3) 信号分配機能

各系統に必要な電力信号を分配する。

(4) 冗長電源機能

発電機からの電力供給が停止しても、フライトエッセンシャル機器に電力供給が可能である。また、非常系統の電源は他の電源と独立した構成とする。

(5) 発電機能

直流電力を供給する発電機を有する。

(6) 状態出力機能

飛行状態で健全性状態をモニタし出力する。

表 3.2.2-1 電源系統の要求性能

電源仕様	直流 : DC28V (ノミナル) MIL-STD-704F 準拠 交流 : AC115V / 200V (ノミナル) , 400Hz, 3φ
電力供給量	400A 以上
バッテリー電力供給時間	着陸後 : 15 分間以上 非常系統用 : 51 分間以上 RTB モード時 : 10 分間以上 投棄時 : 10 分間以上 エンジン停止時 : 90 秒間以上

3.2.3 操縦系統

3.2.3.1 操縦系統への要求

操縦系統は、油圧アクチュエータで空力舵面を駆動する機能を持つ。ラダー、スタビレータ（左右）、フラップロン（左右）、スピードブレーキと、ラダーの投棄用の7つのアクチュエータを有する。この他の操縦アクチュエータとして前脚ステアリングがあるが、これは降着系統に含まれる。

操縦系統に要求される主な機能は、舵角設定機能、投棄舵角機能、状態出力機能、点検機能である。

性能要求を表 3.2.3-1 に示す。ヒンジモーメントと作動速度については、飛行シミュレーション等によって設定した。

3.2.3.2 操縦系統の設計結果

アクチュエータの方式としては、油圧式と電動式があるが、本機はスタビレータの駆動に必要なヒンジモーメントが大きく、電動アクチュエータで実現可能な範囲を超えるため、油圧アクチュエータを選定した。

操縦系統のブロック図を図 3.2.3-1 に示す。ラダー、スタビレータ、フラップロンのアクチュエータにはフィードバック制御を行うコントローラが付属する。これにスピードブレーキを加えた操縦用のアクチュエータには、FLCC から入力される2重系の電気指令から一つの指令を選択するプレコントローラがコントローラの前段に接続される。

各アクチュエータは開発コスト低減のため2重系ではなく、1重系を採用した。これに伴い、ラダー

の投棄用アクチュエータを装備した。

3.2.3.3 投棄舵角設定機能

非常系から投棄指令が出力された場合は、ラダー、スタビレータ、フラップロンのアクチュエータのプレコントローラが指令を受けて、アクチュエータに投棄舵角を設定する。

これとは独立に、油圧系統(1重)が故障した場合等に備えて、ラダーを駆動する独立した投棄アクチュエータを装備し、非常系からの指令により投棄アキュムレータの油圧を用いて投棄舵角が設定できるようにした。投棄アクチュエータの方式を図 3.2.3-2 に示す。投棄アクチュエータを独立にすることにより、操縦用のアクチュエータに比べて内部漏洩の少ない制御バルブを使用でき、投棄アキュムレータ容量の縮小または投棄舵角保持時間の延長が図れる利点がある。

表 3.2.3-1 操縦系統への性能要求

項目	要求
油圧	3000psi
ヒンジモーメント	スタビレータ：4640Nm 以上 ラダー：550Nm 以上 フラップロン：2340Nm 以上 スピードブレーキ：1380Nm 以上
舵角範囲	スタビレータ：-26～+14deg ラダー、フラップロン：±20deg スピードブレーキ：60deg

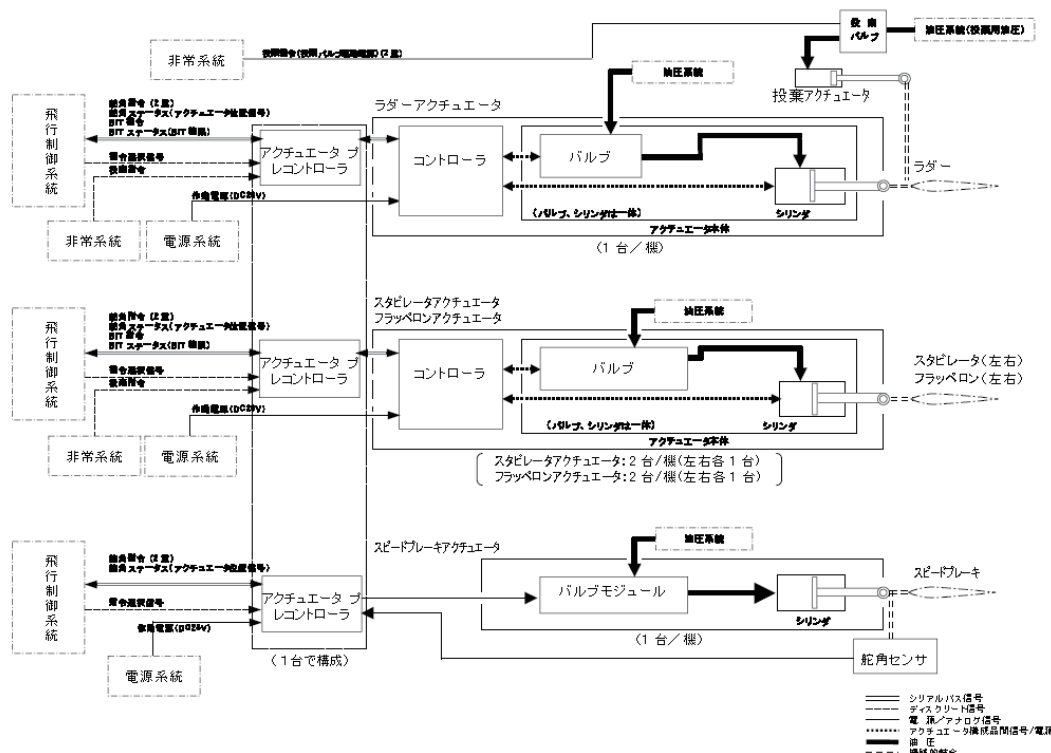


図 3.2.3-1 操縦系統のブロック図

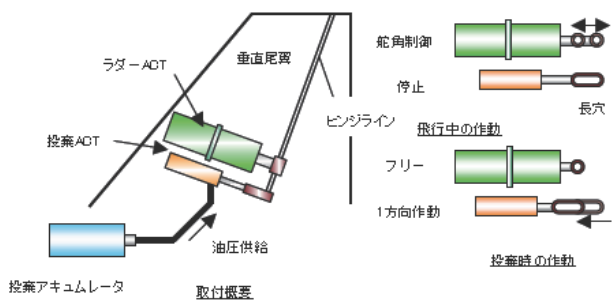


図 3.2.3-2 投棄アクチュエータの方式

3. 2. 4 降着系統

降着系統の基本的な設計方針として、一般的な前脚と主脚の前輪式を採用すること、タイヤ等の構成部品は既存品をできるだけ採用し、開発期間・開発コスト・リスクの低減を図ること、脚は胴体もしくは翼へ格納する様式として、飛行中の抵抗軽減を行い、かつ空力形状を阻害しないようにするため、外形や機体下面の外形からはみ出さないように配置すること等が挙げられる。

降着系統が有する機能としては、(1)離陸時・着陸時に滑走路を滑走する滑走機能、(2)離陸後に脚を格納し、着陸前に脚を降ろす揚降機能、(3)着陸時の衝撃を緩和させる緩衝機能、(4)滑走中に滑走路内で止まるようブレーキをかける制動機能、(5)滑走路から離脱しないようにするステアリング機能、(6)駐機中に機体を支える機体支持機能が挙げられる。

これらの機能について要求を定め、要求を達成するよう基本設計を実施し成立する目処を得ている。満たすべき要求を表 3. 2. 4-1 に示す。以下、各機能毎に特記事項を挙げていく。

表 3.2.4-1 降着系統の要求性能

最大離陸重量	4,200 kg
最大着陸重量	3,500 kg
最大降下速度	2.3 m/s (ロール角速度 5° /s 以下)
最大着陸速度	165 kt
最大脚下速度	100 m/s EAS
荷重倍数	3

3. 2. 4. 1 滑走機能

滑走中の安定性と引き起こしを考慮し、脚配置を検討した結果、尻擦り角 11.1°、後方転倒角 15.4°、横転角 53.8° の脚配置を設定した。一般的な航空機の設計において望ましい範囲に入っており、脚配置に問題ない結果が得られている。最大走行速度を満足し、ブレーキが収納できるスペースを有することから、主脚用タイヤとしてサイズ「20×4.4」を既存品から選定した。前脚用タイヤはサイズ「360×135-6」を選定した。

3. 2. 4. 2 揚降機能

主脚の格納方式については、いくつかの形式が想定されるため、トレードオフスタディを実施した。表 3. 2. 4-2 に示すように、主翼内に主脚組み立ての格納スペースが確保可能なことから、抵抗及び質量面で有利なテレスコピック形式を採用することとした。前脚は格納スペースが小さく済むテレスコピック方式を採用することとした。機装配置図を図 3. 2. 4-1 に示す。

表 3.2.4-2 主脚の格納方式のトレードオフ

形式	テレスコピック	スイングレバー	レバード・サスペンション
質量	◎	△	○
機構の複雑度	◎	○	△
抵抗(格納容積*)	○	△	△
整備性	△	○	△
横風影響	◎	○	△
技術リスク	○	○	△
総合評価	◎	○	△

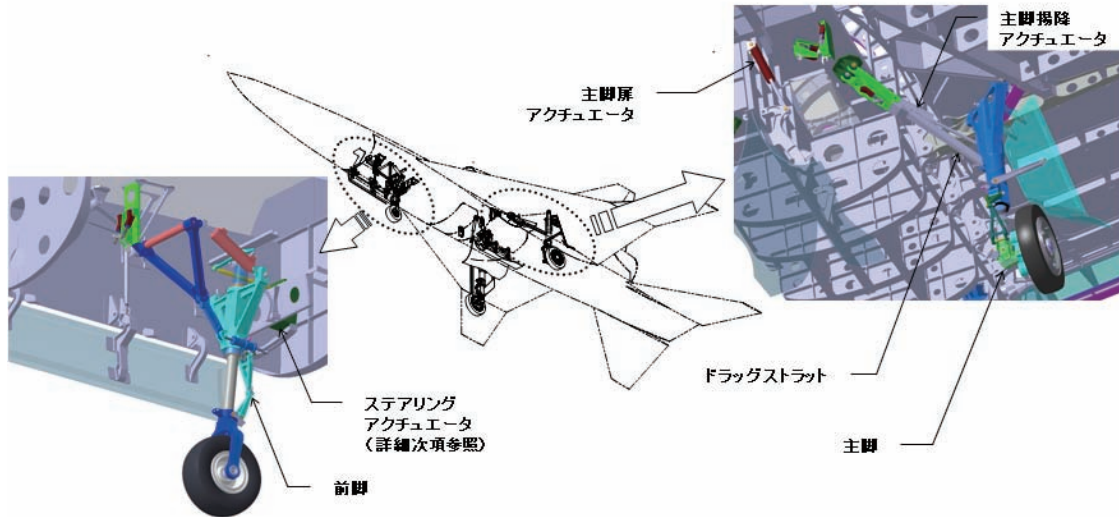


図 3.2.4-1 脚の機装配置図

脚の揚げ降ろしは、油圧アクチュエータを用いる方式を採用し、脚上げ/脚下げ位置を確実に保持する為の機械式ロック機構(アップロック/ダウンロック)を設けるものとした。脚扉の開閉については、主脚扉は油圧アクチュエータにて駆動し、脚と同様な機械式ロック機構を設けるが、扉閉位置を保持するアップロックのみとし、離着陸時のみ必要な扉閉位置の保持は扉自重及び油圧で行うこととすることで、ダウンロックを不要とし軽量化を図った。前脚扉の開閉機構は軽量化のため、脚と機械式リンクで接続し脚揚降と同期させる機構を採用した。

なお、油圧喪失などの不具合時においても脚下げ操作を可能とするため、冗長油圧回路を構成し、重力降下による脚下げを可能とし冗長性を持たせた。ロック解除アクチュエータは二重構成とし、冗長性を持たせている。

3.2.4.3 緩衝機能

緩衝装置は脚柱組み立てと一体化した形式とし、油-空気式(オレオ)を採用することとした。運用条件である最大降下速度 2.3m/s に対して、ロール角速度を合わせても、着陸時の設定脚荷重倍数以下となるようオレオのストローク量などを設計した。簡易シミュレーションにより、十分な緩衝性能を有していることを確認している。

3.2.4.4 制動機能

制動は主脚のホイールブレーキを用いて行う形式として、油圧でブレーキを駆動する機構とした。制動は着陸時の制動と離陸中断時の制動の二ケースについて検討した。着陸時の制動は、最大着陸重量で

制動開始速度 130kt で滑走距離 1500m 以内に停止できるようにブレーキの常用吸収エネルギーを設定した。着陸回数の制限は飛行回数が少ないことから設定しないこととした。離陸中断時は非常時であるので、ブレーキ・ホイール・タイヤの再使用はしないことを条件に最大吸収エネルギーを設定した。これらの吸収エネルギーを満足するホイールブレーキを選定した。

また、ロックを防ぐアンチスキッドについては、ホイール回転センサによってスキッド状況を検出し、任意のブレーキ圧に制御するアンチスキッド機構を設けることとした。アンチスキッド専用の制御機器はベンダーの開発品となること、機器の搭載や配線のスペースの制約があることから、飛行制御系統で処理する方式を採用することとした。

3.2.4.5 ステアリング機能

ステアリング機能は、前脚をアクチュエータで回転させる方式を採用した。アクチュエータは、調達性及び軽量化を考慮し、出力トルク等の所要仕様を満足する他機使用実績を有する直流サーボ式ロータリー電動アクチュエータを採用することとした。

なお、地上での取り回しのために、けん引ができるような機構を設けている。

3.2.4.6 機体支持機能

機体整備に適当な位置に機体が保持されるよう脚長を定めるとともに、駐機中のオレオ内の空気圧が高くなるように定めた。

3.2.4.7 降着系統に関するその他の検討

3.2.4.7.1 交換胴体に関する検討

機首部及び後胴部の形状変更のための交換胴体に関しては、前脚・主脚ともに固定部に位置しているが、前脚に関しては直前の構造隔壁で分けられるため、機首部の胴体組み付け時の作業性確保と降着系統への影響がないように留意して詳細設計を進めることとした。

3.2.4.7.2 他系統とのインターフェース

(1) 構造とのインターフェース

前脚組み立てと主脚組み立ては、機体側に設けたサポート金具により支持される。脚荷重から脚取り付け部の評定荷重を設定した。構造において強度検討を実施し、成立することが確認されている。

(2) 制御とのインターフェース

飛行制御とのインターフェース条件として、脚上脚扉閉または脚上脚扉開の操作において、指令開始から作動完了までの時間を 15 秒以内と定めた。

(3) 空力とのインターフェース

3.5 次空力形状に対して最小艤装エンベロープを確保しており、特に厳しい翼胴結合部と主脚のタイヤ部については、バルジを設けエンベロープを確保している。

3.2.5 油圧系統

油圧系統の目的は、機体システムから要求される操縦系統及び降着系統に必要な油圧供給機能を有する事である。系統設計は他系統とのインターフェースを取りつつ、油圧系統の機能・性能要求を満足する設計を行なった。基本設計では、機能要求を満足するように、システム構成の検討を実施し主要構成部品への要求仕様を決定した。これに基づき機体への艤装設計及び油圧負荷解析を実施し油圧系統が成立する目処を得た。油圧系統の概要を図 3.2.5-1 に示す。

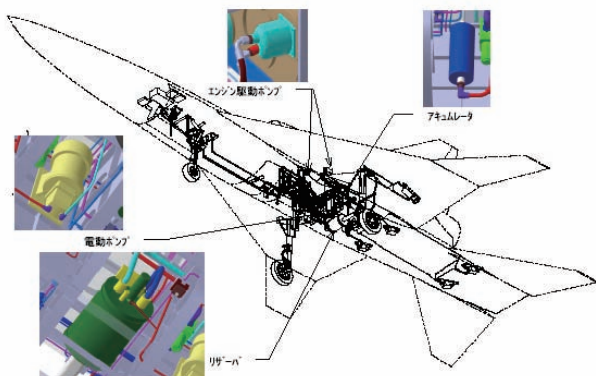


図 3.2.5-1 油圧系統概要

3.2.5.1 油圧系統への要求

本系統に要求される機能を以下に示す。また、要求性能を表 3.2.5-1 に示す。

(1) 油圧供給機能

操縦系統及び降着系統の機器に油圧を供給する

(2) 油圧冗長機能

エンジン駆動油圧ポンプは 2 重、リザーバ、フィルタ、配管等その他の構成品は 1 重とする。

(3) 状態出力機能

油圧系統の状態情報（油圧）を出力する。

表 3.2.5-1 油圧系統要求性能

定格圧力	3000 psi (規格 : SAE AS5440 Type II Class 3000)
エンジン駆動油圧ポンプ吐出流量	12 gpm @7000rpm
電動油圧ポンプ吐出流量	2 gpm 以上
アキュムレータ	投棄 : ラダーフルストローク 1 回以上 操舵補助 : エンジン停止時及び短時間の急操舵に対応

3.2.5.2 設計方針

以下の方針に基づき、設計を行なった。

- ① コスト低減のため既存機器の流用を考慮する。
- ② 本機は航空法適用除外のため高压ガス保安法に適合した仕様とする。
- ③ 構成品の煩雑化を防ぐため、極力同一の継手を使用する。
- ④ 油圧配管は、電気、配線から出来る限り離して配置し、極力これらより下方に配置する。
- ⑤ 点検整備性を考慮し、点検及び整備が必要な構成品の集中配置、地上油圧源を接続するポートの集積化を行ない、点検整備に必要なアクセスパネルの最小化を図る。

3.2.5.3 構成品検討

構成品の検討に先立ち、系統の軽量化が図れること及び他機実績を考慮して系統の定格圧力を 3000psi とした。油圧供給先の操縦系統及び降着系統とのインターフェース要求は SAE AS5440 Type II Class3000 を適用することとした。これは、MIL-H-5440 Type II Class3000 に相当する最新の公知規格であり、他機実績を考慮したものである。

また、作動油は入手性及び国内他機実績を考慮し

MIL-PRF-5606 又は MIL-PRF-83282 とした。

次に、機能要求を満たす構成品の検討を行ない、主に、エンジン駆動油圧ポンプ、リザーバ、油圧フィルタ、投棄アキュムレータ、操舵補助アキュムレータ、電動油圧ポンプ、圧力センサで構成することとした。これらの機能配分を表 3.2.5-2 に、また本機能を実現する油圧スキマチックを図 3.2.5-2 に示す。

油圧供給機能としては、通常時にはエンジンによって駆動されるエンジン駆動油圧ポンプにより油圧供給を行なう。また、投棄時にエンジン駆動油圧ポンプが作動していない場合でも最小限の油圧を供給するため投棄アキュムレータを備えている。さらに、エンジン停止時の油圧供給機能を満足するため、電動油圧ポンプ及び操舵補助アキュムレータを採用し

た。エンジンが停止した場合には再始動迄の操舵に最低限必要な油圧を電動油圧ポンプ並びに操舵補助アキュムレータにより供給することとした。

油圧冗長機能については、降着系統及び操縦アクチュエータの油圧は 1 重系であることから、油圧系統も 2 系統供給ではなく 1 系統にて供給するシステム（油圧配管は 1 重）とした。ただし、エンジン駆動ポンプは 1 故障に対処できるよう 2 台搭載（2 重）とした（図 3.5.2-3）。

各油圧ポンプの吐出圧及び油圧ラインの圧力を圧力センサによって出力し、モニターすることでそれぞれの故障検出を行なうものとした。圧力センサーは、系統内に 10 か所配置した。

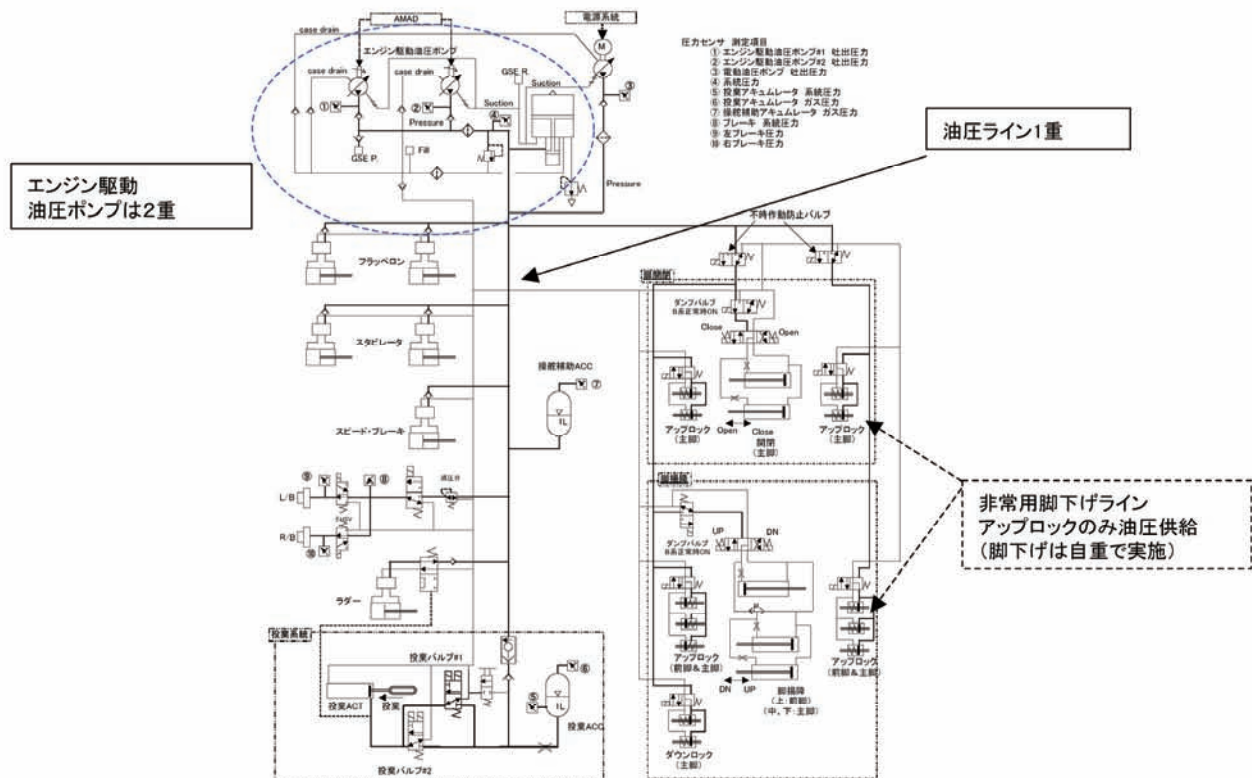


図 3.2.5-2 油圧系統スキマチック図

表 3.2.5-2 油圧系統機能配分

No.	機器名称	機能
1	エンジン駆動油圧ポンプ	AMAD からの軸出力によって駆動し、油圧系統に油圧を供給する。
2	リザーバ	油圧ポンプに作動油を供給する。また作動油中のエア除去及び冷却機能を有する。
3	油圧フィルタ	油圧ポンプからの高圧側及び各機器からリザーバへの戻り側の作動油を濾過する。
4	操舵補助アキュムレータ	急操舵時及びエンジン停止時に電動油圧ポンプと合わせて油圧供給を行なう。
5	投棄アキュムレータ	ラダーを投棄舵角まで作動させるための油圧供給を行なう。
6	電動油圧ポンプ	エンジン停止時、バッテリーにより駆動し、機体に油圧を供給する。
7	圧力センサ	油圧ポンプ状態及び油圧異常検知の為に圧力センサを設置する。



図 3.2.5-3 油圧冗長機能

3.2.5.4 艤装検討

図 3.2.5-2 油圧スキマチック図に基づき油圧系統の艤装設計を行なった。レイアウト検討結果を図 3.2.5-1 に示す。

3.2.5.5 油圧負荷解析

油圧を供給する操縦系統及び降着系統の各アクチュエータの流量と飛行シミュレーションの結果から、飛行制御に必要な油圧流量を求め、エンジン駆動油圧ポンプ及び電動油圧ポンプからの供給可能流量と比較して機体の制御に十分な油圧供給が確保出来るか確認するため油圧負荷解析を行なった。

(1) 油圧アクチュエータの諸元

操縦系統及び降着系統に使用する主な油圧アクチュエータの候補品の諸元から、本解析で使用する流量及び油量を定めた。

(2) 飛行中の必要流量

各アクチュエータは、最大作動速度で作動時に最も流量を必要とするが、一般的に全ての舵面を同時に最大作動速度で作動させることは無い。このため、機体の飛行シミュレーション結果から得られる各舵面の作動状況より必要流量を算出した。

(3) 飛行中の供給可能流量

油圧系統は、通常 2 台のエンジン駆動油圧ポンプにより油圧供給を行なっているが、1 故障を考慮して、ポンプ 1 台での供給能力を評価する。エンジン駆動油圧ポンプは、エンジンからの駆動トルクによって回転している為、エンジン回転数の変動に応じてポンプ流量も変動する。選定したエンジン駆動油圧ポンプの仕様から、最新のミッションプロファイルをベースとした供給可能流量を算出し、本機は十分な油圧供給能力を有する事を確認した。

(4) 着陸滑走中の油圧負荷

ステアリングアクチュエータは電動であるため、滑走中の油圧消費は主としてブレーキ制御とラダー制御である。一方、着陸滑走はエンジン運転状態を維持するため、エンジン駆動油圧ポンプにより油圧が供給されことから、十分な油圧供給能力を有している。

(5) エンジン停止時の油圧負荷

飛行中にエンジンが停止した場合は、エンジン再着火機能が使用可能な高度まで降下し、再着火を試みることになるが、エンジン停止(最大 45,000ft)～再着火可能高度(25,000ft)までの間は、電動油圧ポンプで油圧供給を行なう。

再着火可能高度までの飛行パターンは、各舵の操舵を最小限に抑え、可能な限り舵面を保持したままの滑空であり、電動油圧ポンプと操舵補助アキュムレータにより必要な操舵を可能としている。

(6) 投棄時の油圧負荷

通常飛行に供する機器の中で 2 故障が発生した場合は、投棄アキュムレータにより投棄を行なうこととなる。投棄アキュムレータは通常飛行に使用する油圧系統からは独立しており、この油圧が喪失した場合でも投棄用の動力は供給可能である。この投棄アキュムレータから投棄アクチュエータに油圧供給を行なうことにより、ラダー舵面を投棄舵角まで強制作動させて投棄を行なう。

3.2.6 推進系統

推進系統の装備レイアウトの概要を図 3.2.6-1 に示す。推進系統の設計方針は、①飛行に必要なエンジン推力が発生するために必要なエンジンの各機能、性能を発揮できる設計とする、②エンジンの始動、停止および推力制御を可能とするシステム設計とし、それらシーケンスを確立する、③設計コストの低減に努める、④整備・点検を考慮したエンジン搭載機装設計とする、の 4 点である。

上記①の項目について、基本設計検討においてはエンジン本体との機械的、電気的インターフェース設計、装備レイアウト設計および冷却システム設計が重要な課題となる。②の項目についてはエンジンの始動方法の検討、不時失火時の対応方法の検討およびエンジンの性能解析が重要な課題となる。そしてこれらの設計検討を行う上で③の項目を考慮し、可能な限り実績がある既存品を利用することを考慮した。また、エンジンが機体の上方に配置されることから④の項目を考慮してエンジンの搭載方法を検討した。設計された推進系統ブロック図のベースラインを図 3.2.6-2 に示す。

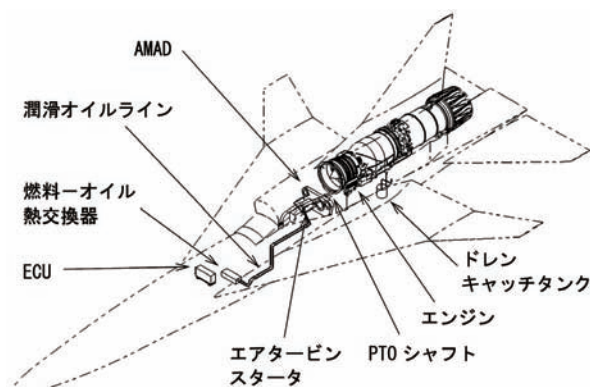


図 3.2.6-1 推進系統の装備レイアウト概要

3.2.6.1 インターフェース

機械的インターフェースは基本的にエンジンのマニュアルに示される要求を満足するよう設計した。構造系統とのインターフェースはエンジンのマウント位置、荷重、サイズおよび周囲構造との隙間を設定することが重要である。また、エンジン冷却に必要な流路を確保できるよう設計を行った。インテーク系統とのインターフェース設計では、エンジンの熱膨張を考慮した接続方式が要求される。エンジンから電源、油圧源を供給するために使用される補機 AMAD とのインターフェース設計では、接続シャフト（PTO シャフト）の要求を満足することと、AMAD はエンジンの前方に配置されることからインテーク系統との機械的干渉を考慮して設計した。

電気的インターフェース設計では主にエンジンと

機体との間および機体とエンジンを制御するための装置である ECU との間のインターフェース設計が重要で、信号および電源の入出力に関わる重要な部分である。

3.2.6.2 冷却システム

冷却が必要となる機器は図 3.2.6-2 に示すようにエンジン本体とその補機類の一部である。AMAD の冷却については燃料タンク内の熱交換器により冷却される潤滑油によるものとし、それ以外は空冷とする。冷却用空気は機体とインテークとの間に設置されるダイバータ部から引き込むこととしており、エンジンの冷却要求を満足するよう設計を行った。冷却空気流量については機体の飛行状態、エンジンの発熱量および流路内部の圧力損失を考慮した一次元解析によりエンジンの要求を満足することを確認している。また、冷却システムの機能を確認するための関連試験が計画されている。

3.2.6.3 エンジン始動性検討

エンジンの始動は、既存の入手可能な始動発電機ではエンジンの始動に必要なトルクをまかなえないことから、エアタービンスタータを使用することとした。また、エンジン不時失火における再着火についてはエンジンの機能の一部である自動再着火機能を使用するが、エンジンメーカーで保証されている再着火エンベロープは研究機の飛行実験時の飛行エンベロープを全て包含しているわけではない。従って、確実な再着火が保証されていない領域でエンジンが失火した場合には、速やかに再着火エンベロープ内に機体を誘導する必要がある。この際にも再着火機能は作動し続けているため、再着火エンベロープ外でも再着火の可能性を高めるための検討を行い、飛行誘導速度設定に対して推奨される条件を定めた。

3.2.6.4 推進性能解析

研究機のミッションの成立性を検討し、飛行解析を行うために推進性能を解析することが重要となる。推進性能としては想定される飛行条件全域に対して、推力、燃料消費量、吸込み空気流量およびエンジンの回転数とエンジンの操作レバー設定値（パワーレバー角）との関係を作成する必要がある。その関係はエンジンメーカーより提供される性能解析プログラムにより算出することができる。エンジンの正味推

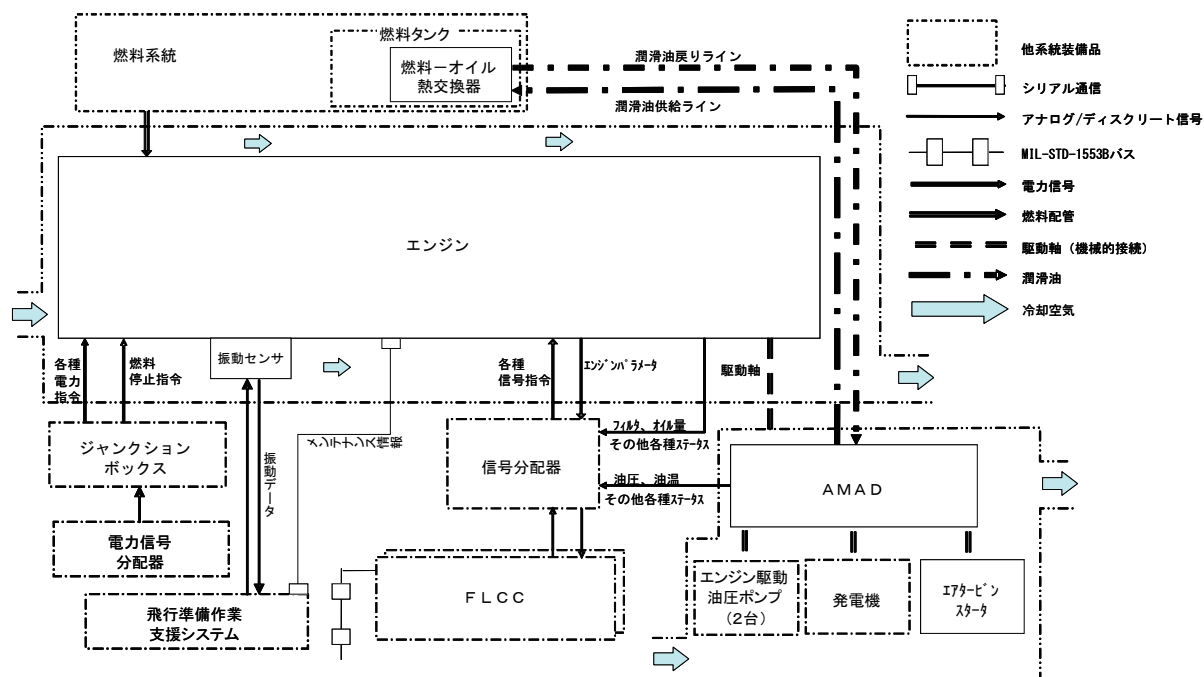


図 3.2.6-2 推進系統ブロック図

力、燃料流量及び回転数を算出するために必要な条件は、高度、気温、マッハ数および姿勢角の飛行条件、パワーレバー角およびエンジンからのエネルギー抽出量（抽出馬力）のエンジン運用条件、さらにインテークの総圧回復率およびスピレージ抵抗のインテーク作動条件が必要である。推進性能を正確に見積もるための算出手順を図 3.2.6-3 に示す。まず、青枠内の入力条件に対してエンジン性能解析プログラム 1 によりインテークの総圧回復率が 1.0、抽出馬力が 0 の場合にエンジンが必要とする空気流量を算出することができる。その空気流量に基づいて、後述するインテーク性能モデルによりインテークの総圧回復率とエンジン作動に伴うスピレージ抵抗を算出することができる。一方、入力条件に対して抽出馬力モデルにより、その飛行条件において必要な抽出馬力を定めることができる。このようにして、計算条件が整ったので、入力条件と抽出馬力および総圧回復率を用いてエンジン性能解析プログラム 2 により、飛行条件における空気流量、正味推力、燃料消費量および回転数を算出することができる。インテークのスピレージ抵抗はエンジンの推力減少分として取り扱うので、得られた正味推力からスピレージ抵抗を減じたものを推進系の推力とした。ただし、基本設計の段階では、この手順に正確に従うことは解析時間コストの著しい増加につながるため、補正式やデータマップ化で対応できる部分について

は極力適用し、簡易な推進性能モデルとしている。例えば気温については想定される気温の上限と下限に対するエンジン性能を予め求めておき、実際の気温に対しては内挿補間で求めている。抽出馬力については、必要となる推進性能に対する影響が小さいため、基本設計段階ではその影響を無視することとした。また、インテークの総圧回復率の影響はモデル化することが困難な特性であることが分かったため、その影響はデータマップとして取り扱うこととした。

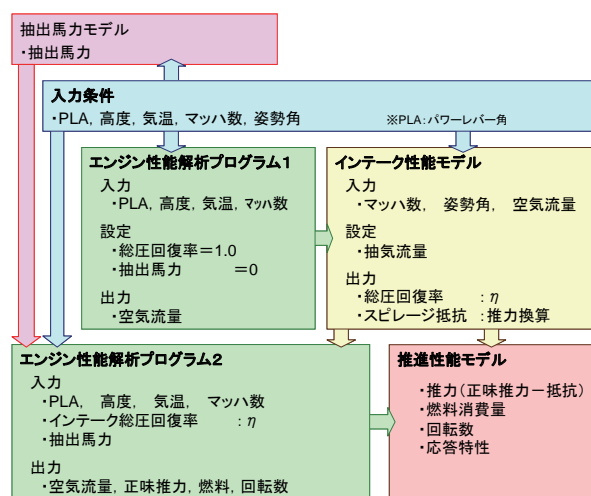


図 3.2.6-3 推進性能データ算出方法

3.2.7 インテーク系統

インテーク系統の装備レイアウトの概要を図 3.2.7-1 に示す。インテーク系統は空気捕獲・供給機能、抽気機能、ダイバータによる境界層流入防止機能、補助ドア・非常ドアによる流量調整機能および作動状態監視機能により構成されている(図 3.2.7-2)。基本設計検討における設計方針は、①インテークの型式を外部圧縮型固定形状とする、②流量捕獲性能およびディストーション性能の確保を第一とする、③性能向上を目的として抽気システムを適用する、④流量調整機能の適用可否判断を行う、の 4 点である。流量調整機能の適用を前提としない設計をまず行い、その結果十分なインテーク性能が得られれば、流量調整機能は適用しないこととする。これらの設計方針に基づき、インテーク系統の構成要素である、ディフューザ流路、抽気システム、補助ドア、ダイバータおよび作動状態監視機能の設計を行った。

3.2.7.1 ディフューザ流路設計

ディフューザ流路は超音速ディフューザ、カウルおよび亜音速ディフューザにより構成される。設計方針は以下の通りである。設計マッハ数は 1.6、形式は外部圧縮型、固定形状、機体胴上配置とする。

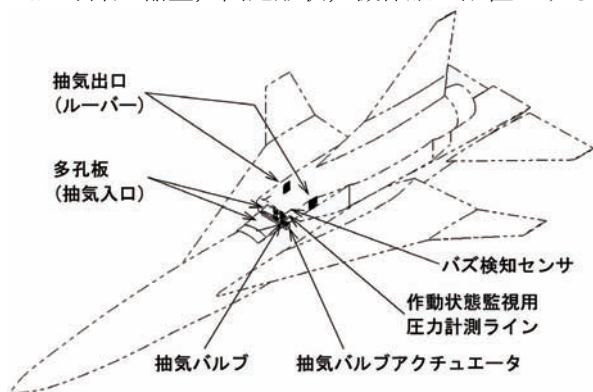


図 3.2.7-1 インテーク系統の装備レイアウトの概要

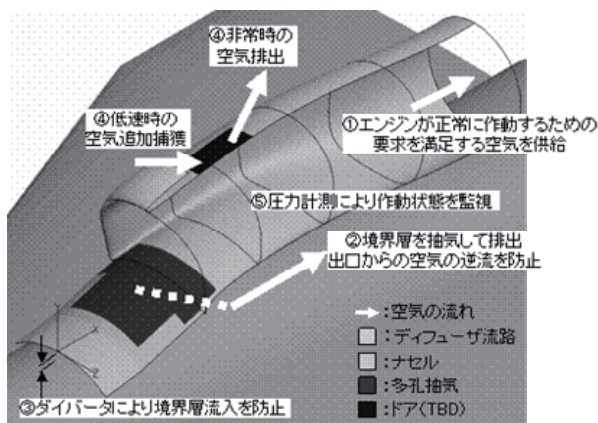


図 3.2.7-2 インテーク系統の機能

捕獲面積は補助ドアを適用しないものとして設定し、スロート部で流れがチョークしないよう、必要空気流量の最大値に対して 4% の捕獲流量余裕を持たせるものとする。超音速ディフューザ部は 3 衝撃波システムとなるよう設計し、胴体に沿うように湾曲した表面形状とする。カウル先端形状は低速時の捕獲流量特性と高速時の外部抵抗を考慮して平面形と断面形状を定める。そして亜音速ディフューザは出口で断面形状が円形になるよう形状は遷移し、長さはインテーク性能を保証する範囲で可能な限り短く、また AMAD と干渉しない形状とした。オフセット量はエンジン配置に従うものとする。

図 3.2.7-3 は上記の方針に従って定めた捕獲面積を 100% とし、その面積から 80% までの範囲で捕獲面積を小さくした場合の、インテーク外部抵抗の変化をインテークの性能推算ツールにより検討した結果を示す。捕獲面積が小さいほど抵抗は小さくなるが、当然エンジンに供給する流量は不足する。その不足分を補助ドアを設定することで賄えばインテーク抵抗を小さくできることを図 3.2.7-3 は示しているのであるが、この設計結果から捕獲面積が 100% の場合の抵抗値でも研究機のミッションは達成できることを確認している。従って、システムを簡素化する観点から補助ドアの適用はしないこととした。

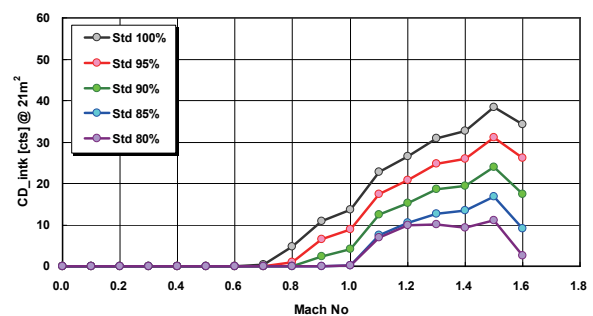


図 3.2.7-3 捕獲面積によるインテーク抵抗の変化

超音速ディフューザの設計では 3 衝撃波システムにより衝撃波による圧力損失を抑えたランプ設計を行うことが重要である。そのために、最終衝撃波上流のマッハ数を 1.2 程度とすることが望ましい。また、インテークの作動安定性を考慮して、設計マッハ数よりも高いマッハ 1.7 においてカウル先端に衝撃波システムが焦点を結ぶ設定とした。ランプ面は機体胴体に沿って湾曲しており、円筒を傾けたものに近い形状をしている。従ってランプ転角角を与えた場合に生じる衝撃波は楔の場合よりも弱く、錘状流の場合よりも強い。よって解析的に衝撃波システ

ムを設計することは困難であるため、CFD 解析により衝撃波システムを設計した。図 3.2.7-4 より設計された衝撃波システムでは設計マッハ数 1.6 において最終衝撃波上流のマッハ数は 1.2 程度になっていることが分かる。また、風洞試験結果よりマッハ 1.7 においてカウル先端に衝撃波システムが焦点を結ぶことを確認した（図 3.2.7-5）。

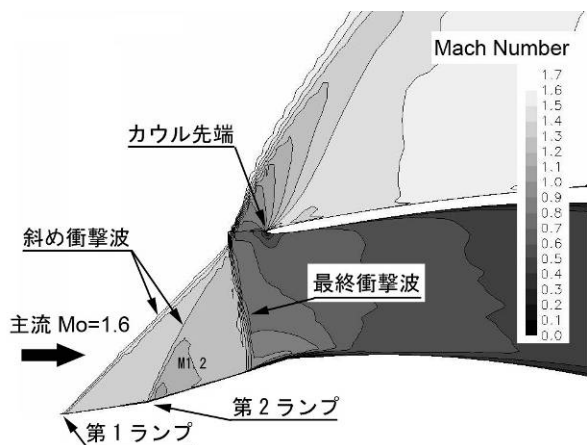


図 3.2.7-4 超音速ディフューザの設計結果

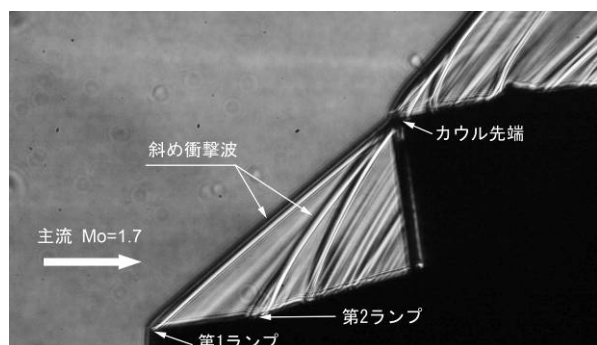


図 3.2.7-5 風洞試験による衝撃波焦点位置の確認

カウル先端形状は低速域の流量特性と超音速域のインテーク抵抗に大きく影響する部分である。断面形状はNACA4桁シリーズの厚み分布に従う翼型としているが、その厚みの設定が重要である。厚みが薄いと超音速域の抵抗は小さいが、低速域ではカウル先端から流れがはく離するために捕獲流量特性とデイスティーション性能が悪い。その厚みは設計初期形状に比べて低速域の流れの特性を改善するためディフューザ側のみ厚さを2倍にした（図 3.2.7-7）。その結果、超音速域の抵抗は増加しているが、研究機のミッションは達成できることを確認している。また、風洞試験によるカウル平面形の検討を行った結果、デイスティーション性能を十分なものとするために、側壁は不要であることを確認した。

亜音速ディフューザは捕獲面積が定めれば、開口面積が決まり、エンジン位置が定めればオフセット比が決まるため、設計検討が可能なパラメタは、スロート断面のアスペクト比と長さ比である。亜音速ディフューザの性能推算ツールにより定められた開口比、オフセット比に対するアスペクト比と長さ比の検討結果を図 3.2.7-6 に示す。設計点で十分な性能が得られていることが分かる。設計点が損失が最小となる点ではないのはナセルを含めた正面形状の検討において、ナセル表面の圧力抵抗が小さくなるようアスペクト比を設定したためである。

初期形状を基に上述の設計を行った結果を図 3.2.7-7 に示す。長さはエンジンのファン直径 D で無次元化した値を用いている。ランプは2段で転向角はそれぞれ8度および9度である。亜音速ディフ

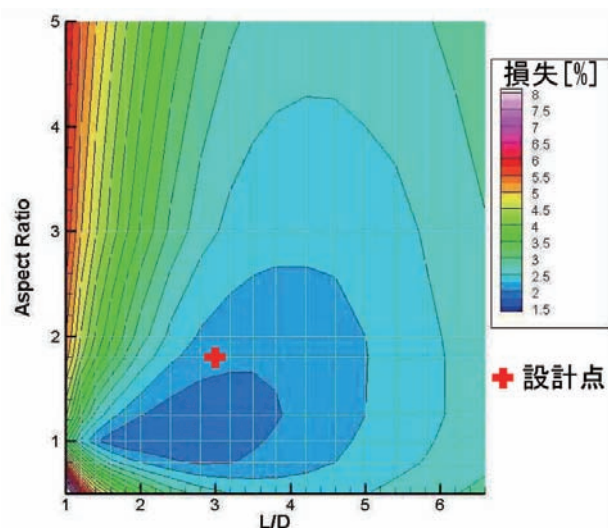
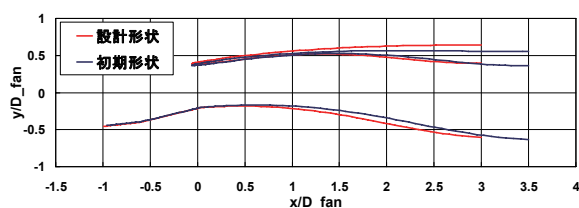
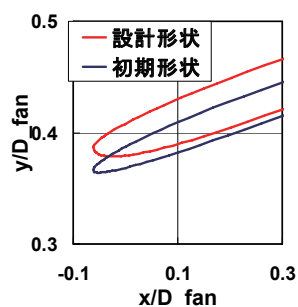


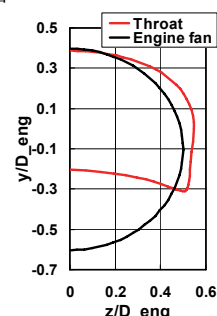
図 3.2.7-6 亜音速ディフューザにおける総圧損失



(a) 側面図



(b) カウルリップ断面



(c) 断面形状

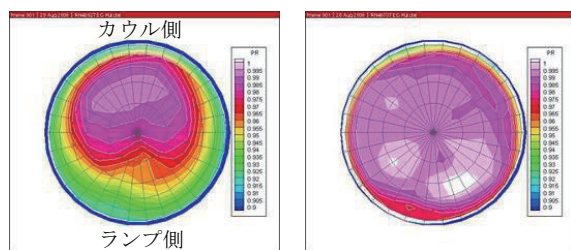
図 3.2.7-7 インテーク形状の詳細図

ユーザの長さは 3.0D, 開口面積比は約 1.43, 中心線のオフセット量は約 0.103D である。断面形状はスロート位置ではランプ側の壁面が機体胴体の外形に沿うよう湾曲した形状となっており, エンジンファン面までに徐々に円形に移移する。カウル先端の断面形状は, ディフューザの面積分布に基づくキャンバに対して NACA4 桁シリーズの厚み分布を加えた。翼先端から最大厚さまでの長さは 0.3D, 厚さ分布はディフューザ側が 6%, ナセル側を 3%とした

3.2.7.2 抽気システム設計

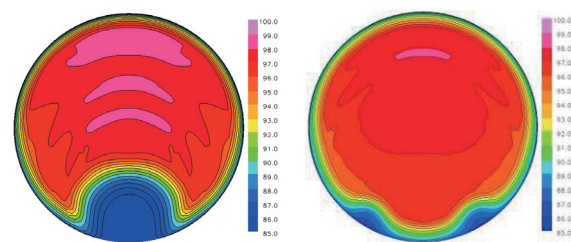
超音速ディフューザおよび亜音速ディフューザのランプ面には多孔抽気システムを適用した。抽気は高速域でのインテーク性能向上と抵抗低減を目的としている。抽気システムの設計では多孔壁の適用部位, 抽気流量設計および抽気プレナム室設計が重要である。このうち多孔壁の適用部位と抽気流量設計は CFD 解析と風洞試験により行った。CFD 解析では設計を簡易に行うため多孔壁による抽気を模擬する壁面境界条件モデルを用いた。

風洞試験および CFD 解析による抽気量検討結果を図 3.2.7-8, 3.2.7-9 に示す。これら一連の検討結果から抽気量として抽気システム出口断面と捕獲面積との比を 8.4%に設定した。また, 低速域で抽気システムからの逆流が生じるため, 低速域で抽気を設定すると性能が悪化することも確認している。従って抽気プレナム内には図 3.2.7-1 に示すような抽気バルブを設け, 低速域 (マッハ 0.8 以下) ではバルブを閉じて逆流が生じないような設計とした。



(a) 抽気なし (b) 抽気有 (面積比 8.4%)

図 3.2.7-8 風洞試験結果 (M1.2)



(a) 抽気なし (b) 抽気有 (面積比 8.4%)

図 3.2.7-9 CFD 解析結果例 (M1.6)

3.2.7.3 ダイバータ設計

ダイバータは TAS コードによる CFD 解析によりその平面形と高さのパラメトリックスタディを行い, 設計した。設計においては, マッハ 1.3 以上で衝撃波がダイバータの外部に吐き出されないこと, 境界層の 99%厚さの 70%程度以上のダイバータ高さを有することを設計の指針とした。

3.2.7.4 性能解析

設計されたインテーク形状に対して性能解析を行い, 図 3.2.6-3 に示すインテーク性能モデルを提示することが推進系設計の一部として最重要な課題となる。インテークモデルとして提示するデータは, 飛行条件, 機体の姿勢角条件に対するインテークの総圧回復率, 時間・空間ディストーションおよび外部抵抗である。このうち外部抵抗は CFD 解析の方が正確に見積もれるため, CFD によるものとし, 総圧回復率とディストーションについては風洞試験結果を用いることとしている。ただし, 空力形状設定後から風洞試験を実施するまでには時間がかかるため, ここでは CFD 解析により総圧回復率と外部抵抗に関するインテークモデルを作成した。図 3.2.7-10 は CFD 解析結果例を示す。解析のパラメタはマッハ数, 迎角, 横滑り角および抽気流量の 4 種類であり, それぞれの条件に対してエンジンのスロットリングを模擬して性能解析を実施し, エンジン作動線とのマッチングを行った結果をインテーク性能モデル用データとして提示している。図 3.2.7-11 はそのようなデータの一例であり, 総圧回復率のデータから抽気の効果はマッハ 0.8 を境に逆転しており, 抽気バルブはその点で作動することが必要であることがわかる。また, 外部抵抗は抽気を適用した方が小さくなっていることも分かる。

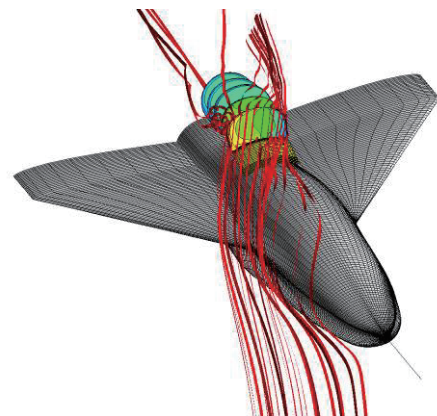
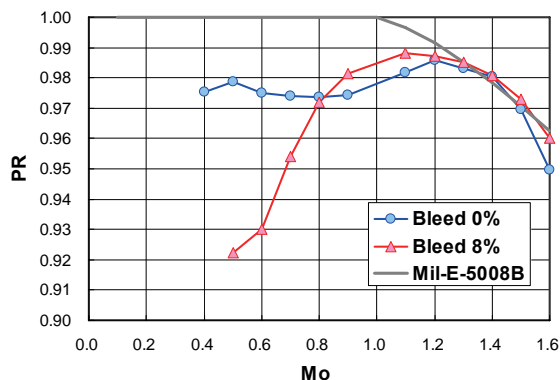
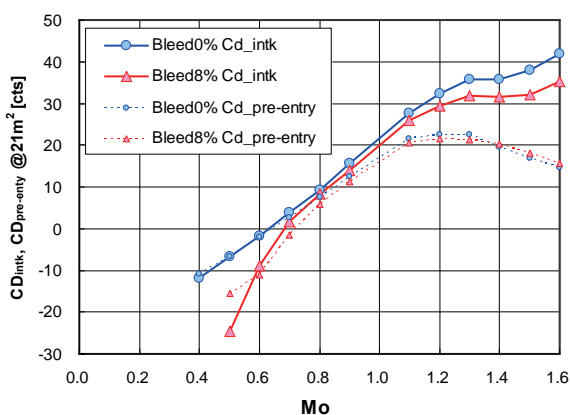


図 3.2.7-10 CFD 解析結果例 (M0.3, 迎角 12 度, 横滑り角 10 度)



(a) 総圧回復率



(b) 外部抵抗

図 3.2.7-11 インテーク性能モデル用データ

3.2.8 燃料系統

燃料系統の装備レイアウトの概要を図 3.2.8-1 に示す。燃料系統の設計方針は、①想定される全ての姿勢、運動状態においてエンジンに必要な燃料を供給する機能・性能を有すること、②信頼性要求に合致するよう構成機器数を抑えること、③可能な限り二重冗長設計とすること、④独立した系統のエンジン非常停止機能を有すること、⑤コスト低減に努めること、の5点である。

燃料系統設計において検討すべき機能は、燃料搭載・供給機能、燃料を投棄するためのジェチソン機能、タンク内調圧機能、エンジン非常停止機能、防爆機能および EMS 機能である。さらに本研究機の燃料タンクはメインタンクに加えて、超音速飛行時の空力重心位置の変化に対応するため、機体後方にバラストタンクを設けているため、燃料供給機能に加えて、燃料により重心位置を変更するためのタンク間の燃料移送機能を設計することが要求される。使用する燃料は灯油系の JET-A1 相当の燃料としている。燃料系統のシステムブロック図のベースラインを図 3.2.8-2 に示す。

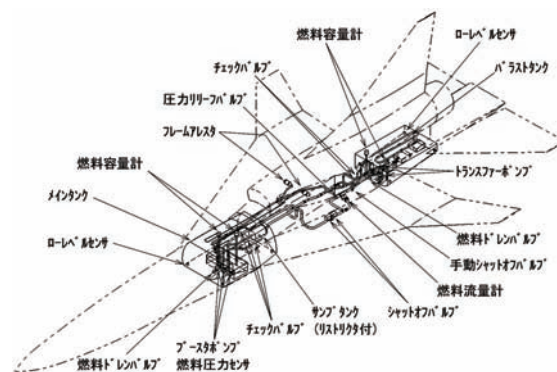


図 3.2.8-1 燃料系統の装備レイアウトの概要

3.2.8.1 燃料搭載・供給機能

燃料タンクは研究機のミッションを完遂するために十分な容積を持ち、要求される全ての姿勢角、運動状態において液面の変化、揺動等により燃料供給機能が停止しないことを考慮したタンク形状設計で、インテグラルタンク方式を採用した。燃料供給機能は燃料供給ポンプ（ブースタポンプ）、燃料内の気泡を排除するサンプタンク、燃料流量計、エンジン停止・非常停止のための冗長化されたシャットオフバルブで構成されている。また、燃料流量計内部の詰まりによる燃料供給機能の停止が生じないことを考慮した設計である。燃料供給機能の故障時について、最も燃料消費が多いアフターバーナが点火中においてもエンジンが失火するなどの故障伝播が起きないような冗長設計としている。バラストタンクには燃料移送用のポンプ（トランスファーポンプ）を冗長設計とした。また、超音速飛行から亜音速飛行間での空力中心の移動を考慮して飛行中の燃料消費量を設定し、機体の動特性変化を緩和する設計とした。

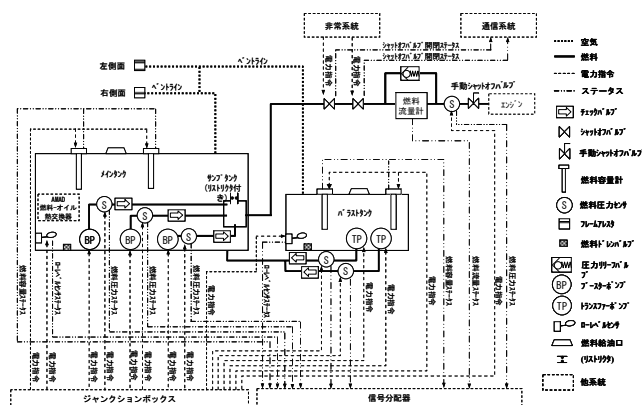


図 3.2.8-2 燃料系統ブロック図のベースライン

図 3.2.8-3 の例ではトランスファーポンプが 1 台故障した場合における燃料残量プロファイルを解析した結果である。研究機の空力特性から超音速飛行時にはメインタンク残量を少なく、逆に着陸時にはバ

ラストタンクの残量を少なくすることが要求されている。これより、トランスファーポンプが1台故障しても要求を満足できることを確認した。また、燃料移送タイミングの遅れによりメインタンクの燃料が空にならないよう、エンジンの燃料消費、ブースタポンプおよびトランスファーポンプの能力を考慮して燃料移送タイミングの検討を行った。

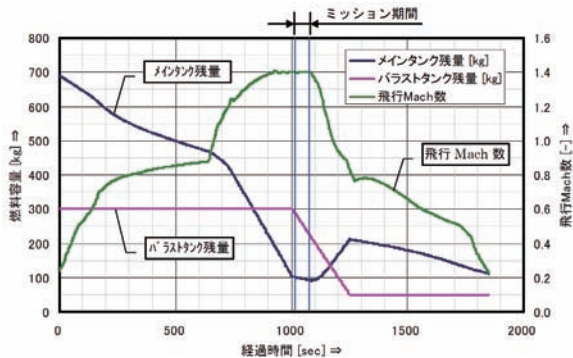


図 3.2.8-3 燃料残量プロファイル解析結果例

3.2.8.2 タンク調圧機能, ジェチソン機能

想定している燃料の場合、本研究機の飛行経路、高度では燃料蒸気圧よりも大気圧の方が高いためタンク調圧機能は必要としない。また、不時帰投時を含めて、余剰燃料が生じた場合にはその燃料を消費してから着陸することとしているため、燃料ジェチソン機能も必要としない。

3.2.8.3 防爆機能

燃料システムが含まれる構造区域には隔壁、換気口、ドレンラインおよびドレンポートを設置し、燃料またはオイルが漏洩した場合に、安全に機外に放出できる設計とした。また、エンジンの輻射熱を断熱するためのヒートシュラウドを設け、機体装備品の熱的障害を防ぐ設計とした。

3.2.9 通信系統

3.2.9.1 通信系統への要求

通信系統に要求される主な機能は、以下の通りである。

(1) テレメータ伝送機能: 飛行状態データ、計測データ、画像データを地上に送信すること。

(2) トランスポンダ応答機能: ウーメラ実験場の既存レーダからの質問信号に対して応答信号を送信すること。

(3) 飛行指令受信機能: 地上設備から送信される発進指令等の飛行指令を受信し、FLCC に出力すること。地上設備から送信される DGPS 補正信号を受信し、EGI へ出力すること。

性能要求としては、以下を設定した。

(1) 伝送距離: 飛行範囲として設定した IB から 150km の範囲内に余裕を持たせて 176km 以上とした。ただし、豪州レーダのうち、R2 レーダは IB より約 25km 北西側に設置されていて飛行最遠点までの距離が近いので、R2 レーダとトランスポンダの伝送距離については 150km 以上を要求とした。

(2) 回線マージン: 6dB 以上を要求とした。他プロジェクトでは、仰角 6deg 以上では 3dB とした例があるが、本機では遠距離で 6deg 以下の低仰角となるため、一律 6dB に設定した。

(3) アンテナ覆域: 伝送距離内において機体の全姿勢の 95% 以上で回線マージンを確保することを要求した。

(4) 伝送容量: テレメータの伝送容量は 0.5Mbps とした。うち画像データが 0.39Mbps である。データの更新頻度を飛行中のモニタに必要な範囲で低減することで伝送容量を低減した。飛行指令については、DGPS 補正量のデータ量から 5kbps とした。

3.2.9.2 電波計画

S3TD の電波使用計画を図 3.2.9-1 に示す。テレメータは、伝送容量を確保するために S バンドを使用する。トランスポンダはウーメラ実験場のレーダに対応した C バンドを使用する。飛行指令及び非常指令は UHF を使用する。

使用する電波の諸元 (周波数、出力、変調方式等) については、豪州の BAE Systems に委託して、豪州電波当局 (ACMA) と、ウーメラ実験場を管理する軍当局 (AOSG) と調整を行った。トランスポンダ、飛行指令、非常指令については、軍当局の管理する周波数から選定したが、飛行指令と非常指令の周波数間隔が充分とれなかったため、フィルタの追加を考慮した設計が必要になった。テレメータについては電波当局と調整の上、2009 年 11 月に無線免許 (Appratus Licence) を取得した。

3.2.9.3 通信系統の構成

通信系統の構成を図 3.2.9-2 に示す。テレメータは設計開始当初は 2 重系としていたが、質量削減のために 1 重とした。テレメータを 1 重にしても、飛行安全上必要な機体位置の検出手段は、レーダを含めた 2 重化を確保している。テレメータの出力は 30W とした。

トランスポンダについては、2 重化しても同時に



図 3. 2. 9-4 アンテナパターン試験状況

3. 2. 10 計測系統

3. 2. 10. 1 計測に対する要求

3. 2. 10. 1. 1 機能要求

計測系統に要求される主な機能は、以下のとおりである。

(1) 飛行するために必要不可欠及び安全措置を実施するために必要不可欠な項目を計測し、通信系統へ渡すとともに機上で記録する。この計測項目をシステム計測と定義する。

(2) 飛行に必須では無いが低ソニックブーム設計技術実証に必要なデータや今後の研究に資するデータを計測し、通信系統へ渡すと共に機上で記録する。この計測項目をミッション計測と定義する。

3. 2. 10. 1. 2 性能要求

性能要求としては、以下を設定した。

(1) システム計測

機体の誘導制御、機器の健全性、作動状態、指令状態等を行うためのサンプリングレート、計測点数、計測範囲(レンジ)、精度を有する。

低ソニックブーム設計技術実証に必要な要求として、計測飛行に係わる以下の要求を満足する性能を有する。

巡航距離	クロス：15km 以上
	直上：30km(1 分間)以上
マッハ数	1.6 ± 0.05
CL	0.055 ± 0.0005
横位置	$\pm 600\text{m}$
迎角	$\pm 0.13\text{deg}$
バンク角	$0 \pm 2.5\text{deg}$
横滑り角	$0 \pm 2.5\text{deg}$

(2) ミッション計測

低ソニックブーム設計技術の実証や今後の設計に資する機体の表面圧力、自然層流ノーズ遷移計測、操舵角、機体構造歪/ 温度/ 加速度計測機能、エン

ジン推力推定用圧力/温度/流量をそれぞれ必要なサンプリングレート、計測点数、計測レンジ、精度を有する。

3. 2. 10. 2 計測系統の設計結果

(1) システム計測

飛行するために必要不可欠及び安全措置を実施するために必要不可欠なシステム計測の計測項目は、飛行制御系統 184、電源系統 15、降着系統 21、インテーク 5、推進系統 33、燃料系統 24、油圧系統 10、操縦系統 11、非常系統 10、通信系統 44、計測系統 52 の 409 項目となった。これらのシステム計測項目は安全措置を実施するために必要不可欠な機器の健全性データ、飛行するために必要不可欠な機器の作動状態データ、機器の作動指令を作動解析して確認する作動指令データ、飛行状態および飛行特性を確認する GNC 誘導制御解析用データに分類できる。

(2) ミッション計測

低ソニックブーム設計技術実証に必要なデータや今後の研究に資する項目として、表面圧力 41、絶対圧 2、境界層遷移計測 30、機体構造歪 84、機体温度 46、主流乱れ(非定常圧力) 2、操舵角 5、機体構造振動特性用加速度 32、推力推定用差圧 18、推力推定用温度 7、推力推定用燃料流量 4、推力推定用絶対圧 4 の 275 項目となり、計測位置、圧力応答などを考慮したセンサ配置、サンプリングレート、計測レンジ、精度、分解能を決定した。これらの内、非定常現象を計測するサンプリングレートの高い項目は地上へのダウンリンクを行わない。

ミッション計測項目では無いが、飛行中の画像を地上でモニタ出来るように、TV カメラを搭載し、画像をダウンロード及び機上で記録することとした。画像はデジタルTV のワンセグレベルの解像度、レートでダウンリンク及び機上記録を行う。

(3) 計測系統の構成

計測系統の構成は、図 3. 2. 10-1 の様に、各計測項目のセンサの出力は、そのセンサの特性に応じたシグナルコンディショナ、通信系であるデータ処理装置を経由して、データレコーダに記録され、一部は通信系統で地上へダウンリンクされる。

(4) 計測項目の管理

システム計測、ミッション計測の各計測項目の計測内容、計測点数、センサ種類、物理量の単位、計測範囲(レンジ)、精度、分解能、ダウンリンク要否及び計測位置等を計測データパッケージとして管理することとした。

た。また、#2 系統のアンテナは垂直尾翼の左右に配置することになるため、下面アンテナと合わせて 1 系統 3 本のアンテナとした。

独立機能に関しては、独立性を確保しつつ非常系統の信号をモニターできるよう考慮した。3.2.11.4 項モニタリングに検討内容を示す。

以上に加え、整備安全性を考慮し、地上取扱い時の不時作動を防止する処置として、投棄用アキュムレータの蓄圧を解除する方式を採用した。

表 3.2.11-2 非常系統 機器構成

No	機器名称	機能
1	非常制御装置	・非常指令受信機からの投棄指令を受け、全舵面への投棄指令入力を行う。
2	非常指令受信機	・地上からの投棄指令を非常制御装置に出力する。 ・受信レベルをデータ処理装置へ出力する。 ・飛行中の健全性モニタ結果をデータ処理装置へ出力する。
3	非常指令受信アンテナ	地上からの無線信号を非常指令受信機へ伝送する。

3.2.11.4 モニタリング

非常系統に独立性が要求される一方で、故障発生時に適確な処置を取るために装置の健全性や非常指令の受信状況をオンボードでの判断を行なうとともに、テレメータにより地上にてこれらの項目をモニタする方法を検討した。判断に資する情報としては、以下の 2 種類を想定した。

(1) 装置の健全性

常時非常指令アップリンクを接続し、受信レベル/ロックステータス等により、飛行実験中も常に電波リンクが接続されていることを確認し、装置の正常動作を確認する。

(2) 非常指令の入力状況

非常指令アップリンクにより投棄指令が入力されたことを確認する。これにより非常系統の作動が投棄指令に基づくか否かを判断可能とする。

これらの項目について非常系統からのモニタラインをデータ処理装置へ出力することは、非常系統をフライトエッセンシャルから独立させる要求に反する。そこで、非常系統とフライトエッセンシャル系統間のインターフェース回路はフォトカプラを用いて電氣的に絶縁された方式を用いることで、フライトエッセンシャルの故障が非常系統に伝播することを抑制する設計とした。

以上により、非常系統の独立性を確保しつつ、装置の健全性や非常指令の受信状況を FLCC の判断要素

とすると共に、地上管制室にてモニターすることが可能になっている。

3.2.11.5 艀装検討

艀装設計においては非常指令アンテナの配置について以下の考え方に基づいて設計を行った。図 3.2.11-1 に非常系統の主要装備品配置図を示す。

非常指令受信アンテナ配置の考え方：

- ① 2 系統の指令受信機のアンテナは極力距離を取り、同時にリンク切れとなることを避ける。
- ② エンジンナセル上は、エンジンによる温度上昇が小さい位置及びエンジンナセル内のクリアランスを確保できる位置に配置する。

アンテナ位置は上記の基本的考え方に基づき配置を検討し、アンテナパターン試験により成立性を確認して決定した。

3.2.11.6 解析

(1) 非常系統回線設計

研究機及び地上装置の構成品に基づき回線設計を行ない、伝送距離 176km において覆域 95%で 12dB 以上の回線マージンを有する結果を得た。

(2) 電波リンク解析

アンテナパターン試験覆域確認の結果に基づき、直上ノミナル、クロスノミナルの 2 つの飛行パターンについて電波リンク解析を実施した。いずれのパターンについても、全飛行経路において 2 系統とも要求を満たす受信レベルを得ることができる結果を得た。

3.2.11.7 関連試験

通信系統とともにアンテナパターン試験を実施し、覆域確認を行なった結果、#1 系統が全姿勢の 100、#2 系統が全姿勢の 99.9%の覆域を確保できる見通しを得た。アンテナパターン試験については、3.2.9.4 項を参照されたい。

4. 実験場システム

実験場システムは、飛行実験に必要な管制・監視システム、飛行時に問題が発生した時に地上から機体の投棄指令を発する非常システム、機体を国内から輸送し豪州で必要となる準備作業から全般的な飛行実験準備作業支援システムとソニックブームの計測や騒音の計測を行う地上計測システムの4種から成る。

- (1) 管制・監視システム（アンテナ等含む）
- (2) 非常システム（アンテナ等含む）
- (3) 飛行実験準備作業支援システム（GSE等）
- (4) 地上計測システム（ブーム計測等）

4.1 管制・監視システム

管制・監視システムは、WPA 域内にある管制棟（IB）に日本から持ち込んだ管制・監視機器の主要部分を据え付け、一部のアンテナは、IB の北東約 2.5 km 離れた滑走路近傍に建物を設け据え付ける。飛行試験を管制・監視する上で電波的な見通しのかかない区域ができないよう IB と滑走路近傍の建物に指向性と無指向性のアンテナを設置し、GPS の利用と飛

行試験時に地上と電波リンクが途切れないようシステム・レイアウトしている。また、運用上必要な電波の使用周波数などは、オーストラリアと調整し、使用許可を取得している。

実験場システムの概要を図 4.1-1 に示す。

管制・監視システムの基本的考え方を以下に示す。

- (1) 飛行試験・飛行実験中に確実に監視・指令送信ができること。
- (2) 研究機の飛行データをビジュアル化等の表示により管制・監視の判断を容易にできること。
- (3) 飛行指令系統は 1-fail が発生しても、機能を喪失しない 2 重冗長構成とする。
- (4) 取得データを外部媒体へ容易に出力可能とする。
- (5) 極力、既存技術を活用し、技術リスクを減らす。
- (6) 地上システムと機上装備品点検治具や機能点検部品等の共通化を進めコスト低減を図る。

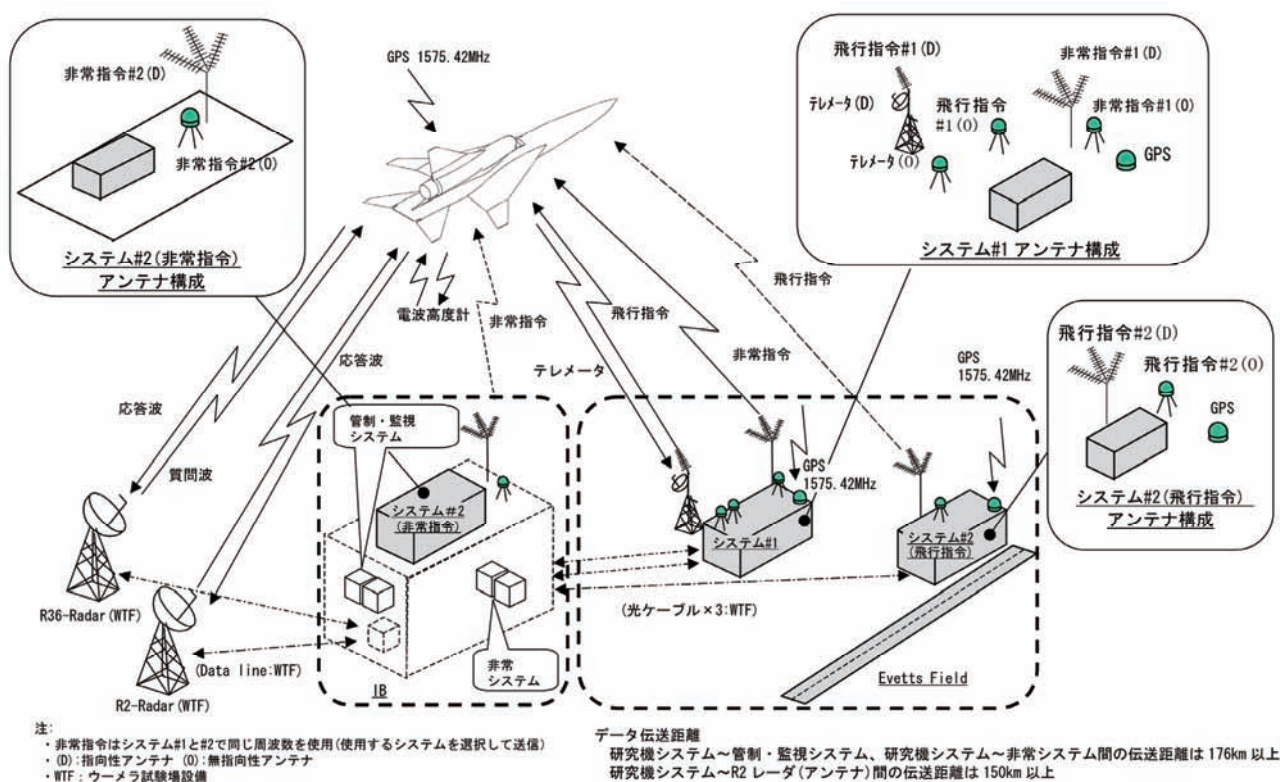


図4.1-1 実験場システムの概要

4.2 非常システム

システムは、研究機が指定された実験空域 (3.1.5 の飛行要求) において離陸から着陸に至るまでの間、地上の設備や人員に危険を及ぼす可能性が発生した場合や安全な飛行が困難と判断された時、地上から 176km 以内の実験機に対し機体投棄指令コマンドを確実に指示できる地上システムで下記にそのシステムを述べる。

4.2.1 システム系統

非常システムの機能要求に従い、機能構成、機器構成、インターフェース、機器概要を定め、基本設計を以下に示す。

- (1) 非常コマンドの送出
実験機の飛行中に対し確実に地上から非常コマンドが送出できるシステムである。
- (2) 2 重冗長構成
システムに 1-fail が発生しても、機能を喪失しないようシステムを 2 セット用いた 2 重冗長構成である。
- (3) 故障伝播防止
管制・監視システム等から独立した個別の構成を基本とし、自他とも故障の影響の防止。
- (4) 監視機能
システムの作動状況を常時モニタで監視する。
- (5) 装備品の共通化
システムでの機上装備品や点検治具、機能点検治具等と極力、共通の汎用品の使用を図る。

4.3 飛行実験準備作業支援システム

4.3.1 飛行実験準備作業支援システムに対する要求

飛行実験準備作業支援システムは、機体を国内から豪州へ輸送のために分解した外翼、垂直尾翼等の再組立、組立後の各系統の機能確認、全機レベルの機能確認等を行うための治具、機器類である。

(1) 輸送支援器材
分割した研究機システムや実験場システムを実験場まで傷めず、安全に海上輸送及び陸送できる機能を有し、各システムの環境条件を保つ性能を有する。

(2) 再組立支援器材

胴体・外翼・エンジン等の部品の保持・搭載機能、機体の吊り上げ・ジャッキアップ機能、機体上部作業機能、機器点検機能、エンジン始動・地上運転機能、燃料・滑油供給機能等を有し、安全かつ効率的に作業できる性能を有する。

(3) 整備支援器材

再組立後の機能確認、機器の機能確認、飛行前後

の整備点検を行うために、飛行状態模擬信号生成機能、FLCC シミュレーション機能、機体外からの電源供給機能、通信バス点検機能等が有し、必要時間の間供給等を行い、精度良く、安全かつ効率的に完了できる性能を有する。

(4) 運搬支援器材

主に研究機を格納庫から滑走路への牽引、滑走路外から研究機を吊り上げてトレーラに搭載・固定し、移動可能とする機能を有し、安全かつ効率的に作業できる性能を有する。

4.3.2 設計結果

(1) 輸送支援器材

機体輸送のためのコンテナ、胴体・外翼・エンジン、尾翼等を移動するドーリー等の仕様を確定した。一例を図 4.3.2-1 に示す。この他に海上コンテナを想定した積込み配置、整備棟での器材配置も計画した。

(2) 再組立支援器材

再組立時の機体を固定するドーリー、搭載品を保持するドーリー、胴体等の吊具、整備用のステップ、油圧源、エンジンスタター、アライメント計測治具等の仕様を確定した。主な構成を図 4.3.2-2 に示す。その他、組立フローやその時の器材レイアウトも計画した。

(3) 整備支援器材

電装品の点検装置、外部電源、通信・バス系のアナライザ、バッテリー充放電器等の仕様を確定した。主な構成を整備棟内での安全に作業を行える配置を計画した。構成例を図 4.3.2-3 に示す。

(4) 運搬支援器材

研究機を牽引車で牽引する牽引装置、研究機トレーラに固定する機体運搬スタンドの仕様を確定した。

4.4 地上計測システム

地上計測は、研究機の試験条件である超音速巡航中に発生するソニックブームの計測と、飛行時に発生する飛行騒音や飛行場近傍での離着陸騒音など ICAO 基準の評価に使用できる音響データ 2 種類の計測システムである。

M=1.6, H=16kmで水平定常飛行する場合

<直下フライト>

- マイクアレイ先端の15km手前で巡航状態に入り、マイクアレイ後端の15km手前で旋回開始

<クロスフライト>

- マイクアレイの30km手前で巡航状態に入り、マイクアレイの15km手前で旋回開始

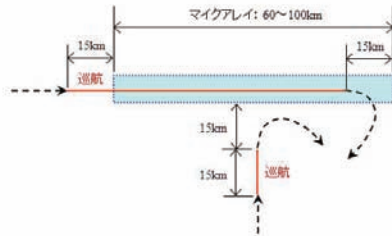


図 4.4-1 マイクロホン列

実機超音速機の飛行時の騒音予測のための基礎データを取得

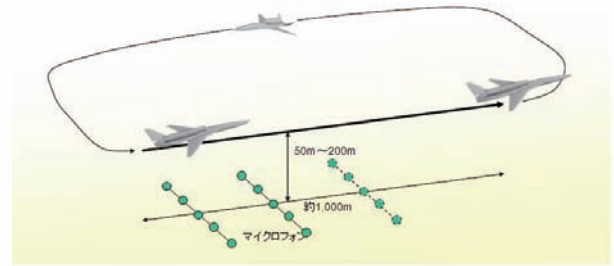


図 4.4-3 水平飛行時計測形態

ICAOで規定されている評価方法による計測
予測技術の評価するためのデータを取得

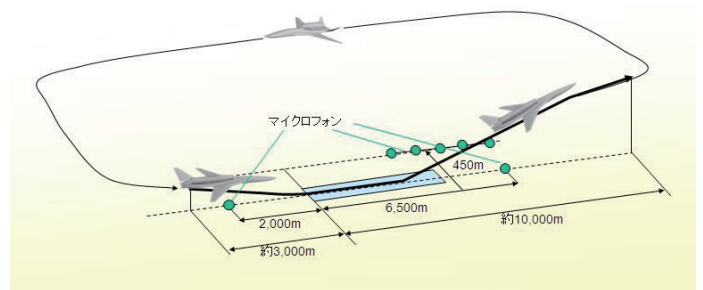


図 4.4-4 離着陸時計測形態

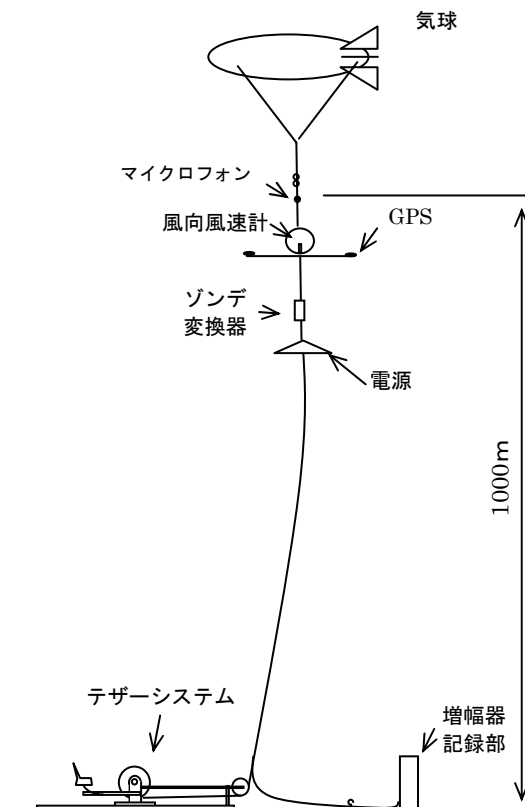


図 4.4-2 ブーム空中計測システムイメージ

5. 関連試験計画

システムの検証は以下の方針により計画した。これにより、46 項目の関連試験を抽出した。関連試験項目を表 5-1 に示す。なお、一部の試験はすでに実施済みである。これらの実施状況を図 5-1～5-9 に示す。

①飛行実験システムに付与する機能を抜けなく検証する。

②可能な限り設計考慮のみとせず、解析/関連試験/製品検査/納入後試験にて機能の検証を行なう。ただし、検証が研究機システムの破損を招くなどの危機を引起す場合(投棄の実証, エンジン再着火等)及び、飛行試験/飛行実験の実施時にクリティカルにならない機能については、設計考慮のみとすることを許容する。

③飛行試験前までに可能な限り検証を終了する。飛行試験では、飛行試験によってのみ検証可能な必要最小限の項目を試験項目とする。



図 5-1 基本全機低速風洞試験



図 5-2 基本全機低速風洞試験 地面効果試験

表 5-1 試験項目

区分	試験項目
要素 試験	○基本全機低速風洞試験
	○基本全機遷音速風洞試験
	○基本全機超音速風洞試験
	詳細全機低速風洞試験
	詳細全機遷音速風洞試験
	詳細全機超音速風洞試験
	ADS ポジションエラー風洞試験
	○フラッタ風洞試験
	○材料特性取得試験
	○アンテナパターン試験
	計測センサー特性取得試験
	部分構造試験
	○インテークの空力性能取得試験※
	○低ソニックブーム設計検証風洞試験※
	○ソニックブーム計測システム開発確認試験※
	騒音計測システム開発確認試験※
系 統 試験	全機構造強度試験
	全機振動試験
	構造連成試験
	機器組合せ試験
	フィジカルシミュレーション試験
	電源系統試験
	油圧系統リグ試験
	操縦系統試験
	降着系統試験
	推進系統試験
	インテーク系統試験
	燃料系統リグ試験
	燃料系統試験
	通信系統試験
	計測系統試験
	非常系統試験
	飛行準備作業支援システム試験
	管制・監視システム試験
	非常システム試験
全 機 確 認 試験	質量特性試験
	機体ー地上システム接続試験
	全機電磁干渉試験
	システム統合試験 (国内)
	地上滑走試験 (低速)
	地上滑走試験 (高速)
	システム統合試験 (現地)
飛 行 試験	豪州設備接続試験
	亜音速飛行試験
	遷音速飛行試験
	超音速飛行試験

○：既の実施済みの試験

※：JAXA 実施担当の試験

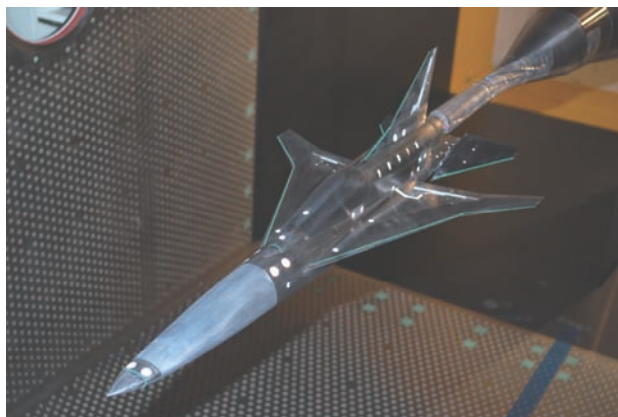


図 5-3 基本全機遷速風洞試験

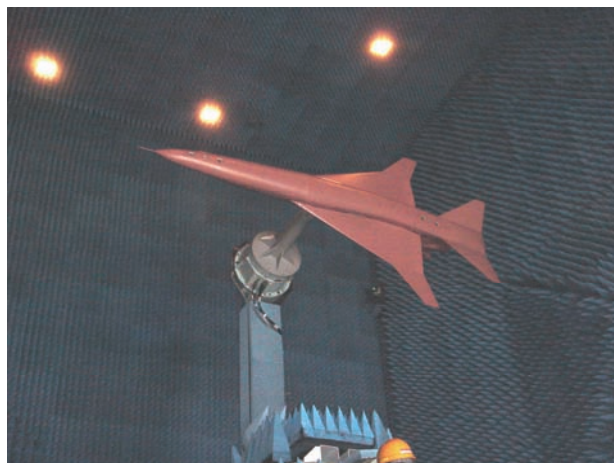


図 5-7 アンテナパターン試験



図 5-4 基本全機超音速風洞試験



図 5-8 インテークの空力性能取得試験

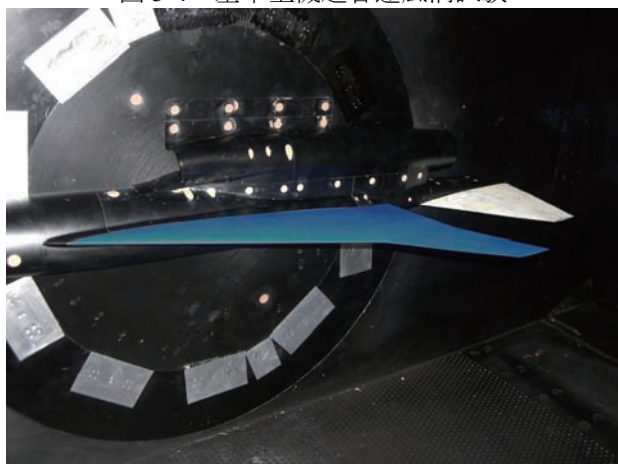


図 5-5 フラッタ風洞試験



図 5-6 材料特性取得試験

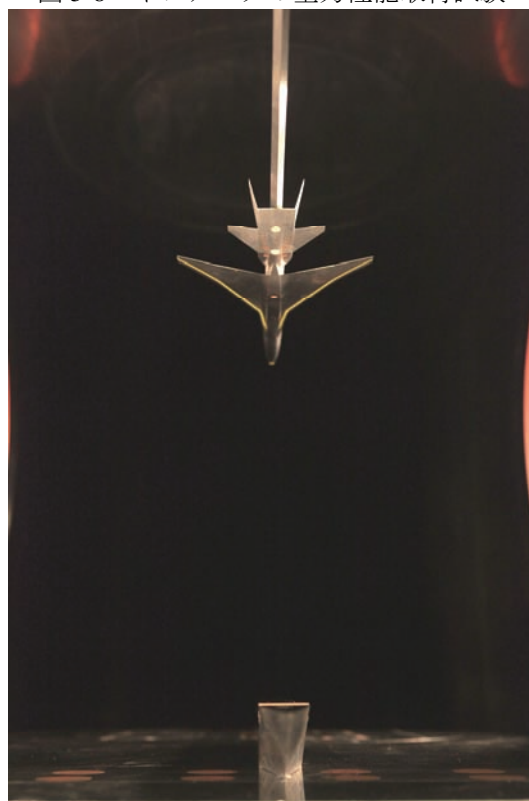


図 5-9 低ソニックブーム設計検証風洞試験

6. 豪州施設・設備

豪州施設・設備の設計は、実験システムの準備や飛行実験等を行うために必要な施設・設備の内、ウーメラ実験場のレンジEに現有する施設・設備を明らかにし、不足する施設、設備の仕様を確定することである。ここでは、現有するウーメラ実験場の施設・設備の現状、位置、規模等を調査し、実験システム設計メーカーへのインプット資料として豪州施設・設備インターフェース仕様書としてまとめた。一般には、ロケット実験機の飛行実験報告¹⁾でロケット実験機の時の施設・設備が判る。設計では、インターフェース仕様書に基づいて、JAXAが用意すべき施設・設備の要求を豪州施設・設備要求書としてまとめた。主なレンジEの配置を図6-1に示す。

6.1 豪州施設

(1) 整備棟 (TS-1)

研究機の再組立、整備を行う整備棟としてロケット実験機の時に整備したTS-1 (Test Shop-1) が、作業エリア、クレーン、電源等の仕様を満足し、開口部の拡張のみで使えることを確認した。

(2) 管制棟 (IB)

研究機の飛行管制、安全措置を行う管制棟として、IB (Installment Building) が計画する器材が配置でき、そのまま利用できることを確認した。

(3) 滑走路

エベッツフィールドの南北滑走路を路面の再舗装やオーバーランエリアの拡張を行う等の再整備により、使用できることを確認した。

(4) 飛行実験エリア

ロケット実験機の時と同様にウーメラ実験場を南北に横切るスチュワートハイウェイに掛らない東側を飛行実験エリアとして使用できることを確認した。滑走路の高度、地上計測の通信アンテナの配置計画等に用いられる実験場内の地形の高低を表すデジタルデータを豪州より入手し、併せて画像データとデジタル高度を用いた電子地図ソフトを紹介され、有効に活用できた。

6.2 豪州設備

(1) レーダ

レンジ内にあるR36 (ロケット実験機のレーダ1は廃棄予定) とダウンレンジに有るレーダ2 (R2) の仕様を確認し、研究機の追尾に使用できることを確認した。

(2) 燃料供給設備

ウーメラ飛行場にF-34 (JP-8 相当品) の燃料タン

ク、供給車を有し、レンジEへの供給が可能であることを確認した。

(3) 追尾カメラ

研究機の光学追尾するための設備で、ロケット実験機の時より、フィルムからデジタルになるなどの改善が図られている。

(4) 光通信設備

ロケット実験機の時には無かったレンジEの各建屋からレンジハイウェイに沿ってPASTA (S30° 42.056', E136° 08.378') までの間の光ファイバーが敷設され、地上計測の遠隔制御・監視に使えることを確認した。

(5) ブームハウス

ソニックブームが屋内へ及ぼす影響を調べるためのブームハウスとしてレンジハイウェイの途中のMarshallに使われなくなった平屋の民家が使えること、また、その周辺に空中計測のための係留気球を展開できる平坦なエリアがあることを確認できた。

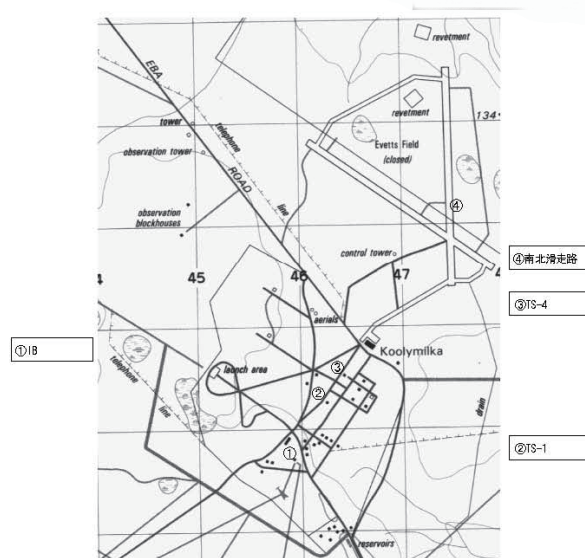


図 6-1 レンジE 周辺

参考文献

- 1) 小型超音速実験機 (ロケット実験機; NEXST-1) 第2回飛行実験, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-06-049

7. まとめ

飛行実験システムの設計検討は、2009 年 10 月初旬に JAXA/プライムメーカー間で基本設計審査相当を実施し、詳細設計に進む準備を完了した。本報告では、飛行実験システムの概要の記述に留めているが、詳細については JAXA 内部資料¹⁾としてまとめている。個々の研究成果については、公表できる範囲で今後順次発表等を行う予定である。これまで、発表したものについては、付録 A に一覧表を載せたので参照されたい。

また、残念ながら、2009 年度後半以降の予算等の事情により、飛行実験システムの開発計画そのものが見直され凍結されることになった。計画見直し後は、エンジンを用いない気球からの落下試験により低ソニックブーム設計技術を実証するための計画 (D-SEND 計画)²⁾を新たに検討中である。この D-SEND 計画では、本書で報告されている成果を最大限に生かして、新たな研究機の設計・開発を行う予定である。

最後に、主契約者として本設計検討を実施して頂いた富士重工業株式会社の静粛超音速機設計チームの皆様にも心より感謝の意を表したい。

参考文献

- 1) 静粛超音速機技術の研究開発 (S3) 飛行実験システムの設計検討報告, JAXA 内部資料, XNS-09038, 2010 年 3 月
- 2) 本田他, 低ソニックブーム設計コンセプト確認落下試験 (D-SEND) 計画, 日本航空宇宙学会第 41 期年会講演会, 2010 年 4 月

付録A 講演一覧

- 1) 村上哲, コンピュータによる革新設計技術飛行実証研究プログラムについて, 平成 15 年度公開研究発表会, 2004 年 3 月
- 2) 飛行実証研究会, コンピュータによる設計技術飛行実証研究プログラムの検討 (その 1) - 飛行実証課題と飛行実証構想の検討 -, JAXA-SP-04-001, 2004 年 6 月
- 3) A. Murakami, Current Research Activities on Sonic Boom in JAXA, International Sonic Boom Forum, 2005 年 7 月
- 4) 飛行実証研究会, コンピュータによる設計技術飛行実証研究プログラムの検討 (その 2) - 飛行実証研究計画の検討 - (静粛高速研究機の開発・飛行実験計画の提案), JAXA-SP-05-003, 2005 年 8 月
- 5) 村上哲, 静粛高速研究機構想について, 第 43 回飛行機シンポジウム, 2005 年 10 月
- 6) 村上哲, 静粛高速研究機構想について, 第 1 回サイレント超音速旅客機研究会, 2005 年 10 月
- 7) A. Murakami, Flight Demonstration Projects for Supersonic Technology in JAXA, 2nd International Conference on Flow Dynamics, 2005 年 11 月
- 8) Y. Makino, Low-drag/low-sonic-boom design for supersonic airplane, UK-Japan bilateral workshop, 2006 年 1 月,
- 9) Y. Makino, Research Activities on Low Sonic Boom Design, ICAO CAEP WG1 Supersonic Task Group, 2006 年 3 月
- 10) 堀之内茂, 低ブーム SSBJ の概念設計について, JAXA-RR-05-045, 2006 年 3 月
- 11) J. Akatsuka, Y. Watanabe, et al., Porous Bleed Model for Boundary Condition of CFD Analysis, 3rd AIAA Flow Control Conference, 2006 年 6 月
- 12) 村上哲, 静粛超音速研究機構想について, 流体力学会会誌「ながれ」25 巻 4 号, 2006 年 8 月
- 13) 堀之内茂, 次世代超音速機の将来展望, 流体力学会会誌「ながれ」25 巻 4 号, 2006 年 8 月
- 14) A. Murakami, SILENT SUPERSONIC TECHNOLOGY DEMONSTRATION PROGRAM, 25th ICAS2006, 2006 年 9 月
- 15) Y. Makino, Silent Supersonic Technology Demonstrator Project, ICAO CAEP WG1 SSTG meeting, 2006 年 9 月
- 16) H. Kuraishi, Y. Makino, A. Murakami, Introduction of JAXA S3TD Project and Aerodynamic Design Tool CAPAS, Industrial Grids for Engineering Business Processes, 2006 年 10 月
- 17) Y. Makino, Low Sonic-Boom Design of a Silent Supersonic Technology Demonstrator, SST CFD WS, 2006 年 10 月
- 18) Y. Makino et al., Robust Objective Functions for Sonic-Boom Minimization, Journal of Aircraft, Vol. 43, No. 5, pp. 1301-1306., 2006 年 10 月
- 19) A. Murakami, Silent Supersonic Technology Demonstrator Project, SST CFD WS, 2006 年 10 月
- 20) 村上哲, 静粛超音速研究機構想について, 第 44 回飛行機シンポジウム/日本航空宇宙学会, 2006 年 10 月
- 21) 牧野他, 小型超音速実験機のソニックブーム計測, 第 44 回飛行機シンポジウム, 2006 年 10 月
- 22) A. Murakami, Flight Demonstration Project for Low-Sonic Boom Design Technology, 4th Joint Meeting of ASA/ASJ, 2006 年 11 月
- 23) Y. Makino, Sonic-Boom Research Activities in JAXA, 4th Joint Meeting of ASA/ASJ, 2006 年 11 月
- 24) 村上哲他, 静粛超音速研究機構想と検討状況, サイレント超音速旅客機研究会/日本航空宇宙学会空力部門委員会, 2007 年 4 月
- 25) T. Furukawa et al., Conceptual Design and Aerodynamic Optimization of Silent Supersonic Aircraft at JAXA, 25th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2007 年 6 月
- 26) E. Chiba et al., Multidisciplinary Design Exploration for Silent-Supersonic-Technology Demonstrator Wing Using CFD/CSD, "EUROGEN07/ECCOMAS, ERCOFTAC", 2007 年 6 月
- 27) E. Chiba et al., Multidisciplinary Design Exploration of Wing Shape for Silent Supersonic Technology Demonstrator, 25th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2007 年 6 月

- 28) 平井健太郎, 他, クラントアロー翼の外翼後退角の違いが静的ロール特性に及ぼす影響について, 第 39 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2007, 2007 年 6 月, 東大共同研究
- 29) 岩堀豊他, VaRTM 法による翼面板の成形, 第 49 回構造強度に関する講演会, 2007 年 7 月
- 30) Y. Naka et al., Optimal space-time finite difference schemes for experimental booth design, 19th International Congress on Acoustics, 2007 年 9 月
- 31) Y. Makino et al., Sonic-Boom Research and Low-Boom Demonstrator Project in JAXA, 19th International Congress on Acoustics, 2007 年 9 月, NLA-08-002-IP
- 32) Y. Naka et al., A new experimental device for measuring sonic boom transmission into buildings, Noise-Con 2007, 2007 年 10 月
- 33) Y. Makino, Sonic-boom acceptability research plan in Japan towards CAEP/8, ICAO CAEP/8 WG1 SSTG1, 2007 年 10 月
- 34) K. Higuchi, et al., Wing Design of Supersonic Transport by a Multi-Point Optimization Method, 2007 JSASS-KSASS Joint International Symposium on Aerospace Engineering, 2007 年 10 月, 論文付東大共同研究
- 35) 鈴木広一, 静粛超音速機の飛行経路設計, 第 45 回飛行機シンポジウム, 2007 年 10 月
- 36) 宮沢他, 階層構造化とダイナミックインバージョンによる飛行制御則, 第 24 回誘導制御シンポジウム, 2007 年 10 月
- 37) 宮沢他, 飛行制御則の構造に関する一考察, 第 45 回飛行機シンポジウム, 2007 年 10 月
- 38) 堀之内茂, 推力偏向による超音速機の騒音低減効果について, 第 45 回飛行機シンポジウム, 2007 年 10 月
- 39) 千葉一永他, 静粛超音速研究機に対する多分野融合最適化の適用, 第 45 回飛行機シンポジウム, 2007 年 10 月
- 40) 千葉一永他, 進化計算法を用いた静粛超音速研究機主翼の多分野融合最適設計, MSC Software Virtual Product Development Conference 2007, 2007 年 10 月
- 41) Y. Watanabe, Numerical Simulations on Self-sustained Oscillations of Flows past Cavities, 60th Annual Meeting of the Division of Fluid Dynamics, 2007 年 11 月
- 42) 川口他, ダイナミックインバージョンを用いた飛行制御則の構造化に関する研究, 日本航空宇宙学会西部支部講演会(2007), 2007 年 11 月
- 43) 牧野好和, 低ソニックブーム SST 設計技術, 平成 19 年度総研本部/航空プログラムグループ公開研究発表会, 2007 年 11 月
- 44) 堀之内茂, 小型超音速旅客機概念検討, 平成 19 年度総研本部/航空プログラムグループ公開研究発表会, 2007 年 11 月
- 45) 堀之内茂, 航空機概念設計について, 日本航空宇宙学会誌 2007 年 12 月号 Vol. 55 No. 647, 2007 年 12 月
- 46) 李家賢一他, 超音速機(SST)の離着陸性能の改善, 東大-JAXA 航空宇宙工学ワークショップ, 2007 年 12 月, 東大共同研究
- 47) Takeshi ITO, et al., Aeroacoustic Noise Survey on Supersonic Transport Airframe in Large-scale Aerodynamic Low-speed Wind Tunnel, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2008 年 1 月, MHI/JADC 共同研究
- 48) 村上哲, JAXA における超音速旅客機技術の研究計画ー静粛超音速機技術の研究開発ー, 日本航空宇宙学会誌, 2008 年 1 月号 Vol. 56 No. 648, 2008 年 1 月
- 49) Y. Makino, Sonic-boom acceptability research update in JAXA (TBD), ICAO CAEP/8 WG1 SSTG2, 2008 年 3 月
- 50) 中右介他, ソニックブームの建築物への影響の実験的検討, 音響学会春季研究発表会, 2008 年 3 月
- 51) 平井他, クラントアロー翼平面形の違いが静的ロール特性と翼面上渦流れに及ぼす影響, 第 39 期日本航空宇宙学会年会講演会, 2008 年 4 月
- 52) 堀之内茂, 小型超音速旅客機概念検討, 第 39 期日本航空宇宙学会年会講演会, 2008 年 4 月
- 53) Y. Naka et al., Laboratory experiment on indoor sonic booms and sonic-boom-induced vibration of buildings, 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (AIAA 2008-3037), 2008 年 5 月

- 54) Yutaka Iwahori, 他, TRIAL PRODUCTION of COMPLEX CONTOUR WING STRUCTURE FABRICATED by VaRTM TECHNIQUE, SAMPE International conference and exhibition 2008, 2008 年 5 月
- 55) 川口他, 階層構造化ダイナミックインバージョンを用いた 2 自由度飛行制御系についての基礎的検討, 第 25 回誘導制御シンポジウム, 2008 年 5 月
- 56) 宮沢他, 階層構造化ダイナミックインバージョン飛行制御則のシミュレーションによる評価, 第 25 回誘導制御シンポジウム, 2008 年 5 月
- 57) Z. Lei et al., Investigation of Wing-Tail Interference of an Experimental Supersonic Airplane, WCCM 8/ECCOMAS 2008 No. TS316B, 2008 年 6 月
- 58) 平井他, クラנקト・アロー翼の外翼後退角による内・外翼前縁剥離渦の干渉について, 第 40 回流体力学講演会/ANSS2009, 2008 年 6 月
- 59) 倉石他, グリッドミドルウェア活用による超音速機概念設計ツール CAPAS の分散計算環境, 第 40 回流体力学講演会/ANSS2008, 2008 年 6 月
- 60) 渡辺他, 静粛超音速研究機インテークの流量特性, 第 40 回流体力学講演会/ANSS2009, 2008 年 6 月
- 61) 村上哲, 静粛超音速機技術の研究開発について, 第 40 回流体力学講演会/ANSS2008, 2008 年 6 月
- 62) 二宮他, 静粛超音速研究機に向けた適応制御技術の検討, 第 57 回応用力学講演会, 2008 年 6 月
- 63) 高戸谷他, 静粛超音速研究機の多目的最適形状設計 (構造関連), 第 40 回流体力学講演会/ANSS2008, 2008 年 6 月
- 64) 牧野他, 超音速機概念設計ツール CAPAS の開発, 第 40 回流体力学講演会/ANSS2008, 2008 年 6 月
- 65) 岩堀他, 複雑曲面形状における VaRTM 成形技術の研究, 日本複合材料学会 2008 年研究発表講演会, 2008 年 6 月
- 66) Y. Naka et al., Experimental study on the effects of N-wave sonic-boom signatures on window vibration, Acoustics'08 (2nd ASA-EAA Joint Conference), 2008 年 7 月
- 67) Chiba et al., PSO/GA Hybrid Method and Its Application to Supersonic-Transport Wing Design, Journal of Computational Science and Technology, 2008 年 7 月
- 68) 魚田他, VaRTM 工法による複雑形状主翼構造の試作, 第 50 回構造強度に関する講演会, 2008 年 7 月
- 69) 岩堀他, VaRTM 複合材複雑形状主翼構造の静強度試験, 第 50 回構造強度に関する講演会, 2008 年 7 月
- 70) 西澤宇一他, 外部圧縮型超音速インテーク性能に及ぼすスリット流機の影響, 日本航空宇宙学会論文集, 2008 年 7 月
- 71) 有菌他, ジェット排気がフラッタ特性に及ぼす影響, 第 50 回構造強度に関する講演会, 第 50 回構造強度に関する講演会, 2008 年 7 月
- 72) 牧野好和, 静粛超音速研究機の空力設計の概要, 超音速小型実験機 (ロケット実験機) 飛行実験データ解析完了報告会, 2008 年 7 月
- 73) 村上哲, 静粛超音速研究機の研究開発の概要, 超音速小型実験機 (ロケット実験機) 飛行実験データ解析完了報告会, 2008 年 7 月
- 74) J. Kawaguchi et al., Flight Control Law Design with Hierarchy-Structured Dynamic Inversion Approach, AIAA, Guidance, Navigation and Control Conference 2008 (AIAA-2008-6959), 2008 年 8 月
- 75) T. Furukawa et al., Supporting System Study of Wind-Tunnel Models for Validation of Aft-Sonic-Boom Shaping Design, 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference (AIAA-2008-6596), 2008 年 8 月
- 76) Chiba, et al., Evolutionary-Based Multidisciplinary Design Exploration for the Silent Supersonic Technology Demonstrator Wing, Journal of Aircraft, 2008 年 9 月
- 77) Zhong Lei, Flow Simulation of an SST Configuration at Low-speed and High-lift Conditions, AIAA Journal of Aircraft. Vol. 45, No. 5, 2008 年 9 月
- 78) 徳川他, NACA63(3)-018 翼の遷移に対する外乱の影響, 日本流体力学会年会 2008, 2008 年 9 月
- 79) S. Horinouchi, Noise Reduction by Thrust Vectoring for Supersonic Business Jet, 26th ICAS Congress, ICAS2008-4.8.3, 2008 年 9 月
- 80) H. Suzuki, Trajectory Design of Silent Supersonic Technology Demonstrator (S3TD), 26th ICAS Congress,

ICAS2008-2.4.2, 2008 年 9 月

- 81) K. Higuchi, Z. Lei, K. Rinoie, Wing Design of Supersonic Transport by a Multi-Point Optimization Method, 26th ICAS Congress, ICAS2008-3.3.2, 2008 年 9 月
- 82) M. Tamayama et al., Effect of Jet Exhaust on Transonic Flutter Characteristics, the 9th International Symposium on Aerospace Technology, 2008 年 10 月
- 83) Y. Makino, Introduction of Sonic Boom Research at Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA), NASA FAP Annual Meeting 2008, 2008 年 10 月
- 84) 渡辺他, 抽気による超音速インテークの性能改善について, 第 46 回飛行機シンポジウム, 2008 年 10 月
- 85) 宮沢他, 階層構造化ダイナミックインバージョン飛行制御則, 第 46 回飛行機シンポジウム, 2008 年 10 月
- 86) 酒井他, 外部圧縮型超音速インテーク性能に対する境界層抽気の影響, 第 46 回飛行機シンポジウム, 2008 年 10 月
- 87) 河本他, 境界層遷移予測における数値解析手法の研究, 第 46 回飛行機シンポジウム, 2008 年 10 月
- 88) 石川他, 小型超音速実験機の自然層流翼設計効果の検証, 第 46 回飛行機シンポジウム, 2008 年 10 月
- 89) 樋口他, 低速性能を考慮した主翼形状最適化を組み入れた超音速機概念設計について, 第 46 回飛行機シンポジウム, 2008 年 10 月
- 90) Y. Naka et al., A new experimental device for investigating vibro-acoustic effects of sonic booms on buildings, Noise Control Engineering Journal, 2008 年 11 月
- 91) H. KATO et al., High Temperature Composite Materials, The 3rd Workshop Meeting of Japanese-French Cooperation on Supersonic Technologies, 2008 年 11 月
- 92) J. Kawaguchi et al., Precise Path Tracking with Hierarchy-Structured Dynamic Inversion Approach, KSAS-JSASS Joint International Symposium on Aerospace Engineering, 2008 年 11 月
- 93) Y. Naka et al., Sonic boom modeling at JAXA, 5th International Conference on Flow Dynamics, 2008 年 11 月
- 94) D. Kwak et al., Wind Tunnel Tests for Developing Silent Supersonic Transport Demonstrator, 2008 Global Wind Tunnel Symposium, Texas, USA, 2008 年 11 月
- 95) 中他, 超音速機のソニックブーム評価に関する研究, JAXA 宇宙航空技術研究発表会, 2008 年 11 月
- 96) 村上哲, JAXA における超音速機技術への取り組み, 防衛省航空装備研究所講演会, 2008 年 12 月
- 97) 堀之内茂, 小型超音速旅客機の概念検討, 航空技術 2009 年 1 月号, 2009 年 1 月
- 98) 川口他, 階層構造化ダイナミックインバージョンによる飛行制御則の設計及び評価, 計測自動制御学会制御部門大会, 2009 年 2 月
- 99) 渡辺安他, 静粛超音速研究機 (S 3 T D) 第 3.5 次形状インテークの空力設計, JAXA-RM-08-019, 2009 年 3 月
- 100) 廣谷智成他, 静粛超音速研究機形態の尾翼排気干渉低速風洞試験について, 第 40 期日本航空宇宙学会年会講演会, 2009 年 4 月
- 101) 二宮哲次郎, 階層構造化ダイナミックインバージョンとニューラルネットワークによる適応制御, 第 26 回誘導制御シンポジウム, 2009 年 5 月
- 102) 廣谷智成他, 尾翼排気干渉低速風洞試験について, 第 82 回風洞研究会議, 2009 年 5 月
- 103) Y. Makino, Silent Supersonic Research Program and Technology Reference Aircraft Study at JAXA, HISAC Final Conference, 2009 年 6 月
- 104) H. Ishikawa et al., Sonic Boom Prediction Using Multi-Block Structured Grids CFD Code Considering Jet-On Effects, 27th AIAA Applied Aerodynamics Conference (AIAA2009-3508), 2009 年 6 月
- 105) K. Yoshida, Supersonic drag reduction technology in the scaled supersonic experimental airplane, Progress in Aerospace Sciences, Vol. 45, No. 4-5, 2009 年 6 月
- 106) 瀬戸直人他, 超音速機主翼の大域的な多分野融合最適設計, 第 41 回流体力学講演会/ANSS2009, 2009 年 6 月, 首都大学共同研究
- 107) T. Ninomiya, Neural Network Based Adaptive Control with Hierarchy-Structured Dynamic Inversion, 3rd

- European Conference for AeroSpace Sciences, 2009 年 7 月
- 108) H. Suzuki, Optimal Ascending Trajectory and Guidance Law for Silent Supersonic Technology Demonstrator (S3TD), 3rd European Conference for AeroSpace Sciences, 2009 年 7 月
- 109) Y. Naka et al., Laboratory experiment on vibration and rattle of large window induced by N-wave sonic booms, Inter-Noise 2009, 2009 年 8 月
- 110) J. Kawaguchi, Stochastic Evaluation and Optimization of the Hierarchy-Structured Dynamic Inversion Flight Control, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference&Exhibit 2009, 2009 年 8 月
- 111) 岩堀豊他, 複雑曲面形状主翼構造の VaRTM 試作と強度確認試験, 日本航空宇宙学会誌 57 巻 667 号, 2009 年 8 月
- 112) K. Chiba et al., Design-Informatics Approach for Intimate Configuration of Silent Supersonic Technology Demonstrator, 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting (AIAA-2009-968), 2009 年 9 月
- 113) 永田他, 超音速機形態のフラップ舵角変更に対する格子自動生成ツール AutoFlap-GG, JAXA-RM-09-003, 2009 年 9 月
- 114) 川井太朗他, 超音速機首境界層の遷移, 日本流体力学会年会 2009, 2009 年 9 月
- 115) H. Katoh, D. Leveque, High Temperature Composite Materials, 4th French-Japanese SST Workshop, 2009 年 10 月
- 116) 谷合他, 熱画像解析による翼表面流れのはく離検出, 可視化情報学会全国講演会 米沢 2009, 2009 年 10 月
- 117) 橋本他, Burgers 方程式を適用したソニックブームの遠方場解析, 第 47 回飛行機シンポジウム, 2009 年 11 月
- 118) Y. Naka, Fundamental finite element analysis of building vibration induced by sonic boom, 6th ICFD (International Conference on Flow Dynamics), 2009 年 11 月
- 119) 堀之内他, 小型超音速旅客機の概念検討 (その 2), 第 47 回飛行機シンポジウム, 2009 年 11 月
- 120) 本田他, 静粛超音速研究機のシステム設計, 第 47 回飛行機シンポジウム, 2009 年 11 月
- 121) 川口純一郎, 階層構造化ダイナミックインバージョンによる飛行制御則の設計及び評価, 計測自動制御学会論文集, 2009 年 11 月, 九州大学共同研究
- 122) 平野他, 航空機複合材料構造の最適設計に関する研究, 第 47 回飛行機シンポジウム, 2009 年 11 月
- 123) 村上桂一他, 自動格子生成手法を適用したソニックブームの近傍場解析, 第 47 回飛行機シンポジウム, 2009 年 11 月
- 124) 牧野好和他, 静粛超音速研究機の空力設計, 第 47 回飛行機シンポジウム, 2009 年 11 月
- 125) 岩堀豊、高戸谷健、平野義鎮、他, 静粛超音速研究機の構造設計検討, 第 47 回飛行機シンポジウム, 2009 年 11 月
- 126) 渡辺安他, 静粛超音速研究機の推進系設計, 第 47 回飛行機シンポジウム, 2009 年 11 月
- 127) 富田博史, 静粛超音速研究機の飛行制御設計, 第 47 回飛行機シンポジウム, 2009 年 11 月
- 128) 牧野好和, 超音速機の低ブーム/低抵抗空力設計技術の研究, 平成 21 年度 JAXA 宇宙航空技術研究発表会研究展示, 2009 年 11 月
- 129) 岩堀、寺道、藤井、高田、岡山, 板金技術を用いた VaRTM 成形型の開発, 第 47 回飛行機シンポジウム, 2009 年 11 月
- 130) 牧野好和, JAXA における静粛超音速機技術の研究開発, 日本機械学会流体工学部門ニューズレター, 2009 年 12 月, WEB 発表
- 131) 牧野他, 静粛超音速研究機基本低ブーム特性確認超音速風洞試験, JAXA RM-09-006, 2010 年 1 月