配布先限定

NAL TM-551

ISSN 0452-2982
UDC 621.45

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-551

FJR710/600Sエンジンの第1次空中試験概要報告

STOLプロジェクト推進本部
エンジン技術開発室
エンジン空中試験チーム

1985年12月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

This document is provided by JAXA.

担当者一覧表

航空宇宙技術研究所

試験総括担当	鳥崎忠雄
報告書執筆担当	高沢金吾
試験計画担当	島崎忠雄，高沢金吾，佐々木誠，森田光男，中山　普，吉田　晃，関根静雄
試験実施担当	高沢金吾，森田光男，中山　普，佐々木誠，中道二郎，関根静雄，吉田　晃，奥山政弘
渉外業務担当	高沢金吾
シミュレーション試験担当	坂東俊夫，川原弘靖，渡辺　顕，若色　薫，井ノ口浜木，照井裕之
フラッタ風洞試験担当	中道二郎，磯貝紘二，松崎雄嗣
計測及びデータ処理担当	森田光男，関根静雄

航空実験団

計画部	梁瀬２佐，小幡２佐，清崎３佐，長濱３佐，戸田１尉 津々谷１尉，小宮１尉，大村２尉，大友３尉
総務部	加藤３佐，村瀬事務官
飛実群本部	前川３佐，松岡３佐
整備統制班	中村１尉，竹下技官
開発機班	千川１尉，植野准尉
品質管理班	山崎３尉，小林准尉，生駒技官，坂田曹長
飛行隊	小泉１佐，白川１佐，田中３佐，西村３佐，福井３佐，荒谷１尉，山地１尉，松田１尉，鵜飼１尉，石合１尉，金子１尉，小坂１尉，山田１尉，土田１尉，西田１尉，新田２尉，高牀准尉，堀江曹長，小久保曹長
航技隊	葦津１佐，岡部２佐，有元２佐，土橋１尉，大島１尉，加藤技官，平田２尉，大浦１曹
整技隊	木坂３佐，木村１尉，野田技官，安藤１曹，横山１曹
計測隊	高橋２佐，室　３佐，水口３佐，松崎技官，田中１尉，福山１尉，高橋技官，長　２曹，小林２曹，真倉２曹，坂井３曹，土田士長

岐阜基地・第２補給処

企画課	斎藤２佐，小島１尉，岩本３尉
渉外室	牧田補償専門官
庶務課	中島２佐
施設課	堀内３佐，田口１尉，柳町技官
通信課	福迫３佐
補給課	岡田２佐，平井２尉，村松曹長

This document is provided by JAXA.

川崎重工業株式会社　工藤憲二，河田仁宏，西村　武，高崎信之，古川清之，
松岡　博，辻本　隆，葛城哲生，堀川英嗣，富家純一郎，
佐藤幸博，鮎川義隆，合田　茂，丹羽秀夫，青山銑三，
細井　潔，久保田勝，藤本正信，植田裕利，原田光明，
桜井龍夫，平木道成，山口昌彦，高村佳克，植原克夫，
桜井義信，大野　明，大橋英雄，村井浩美，後藤逸男，
永井　稔，石川幸吉，永縄隆実，仙石義富，平塚博彦，
広瀬義弘，後藤　清，荒井正義，小島彌太郎，小川清美

名古屋技術センター株式会社　渡辺利雄

航空機用ジェット・エンジン技術研究組合
高木廣治

石川島播磨重工業株式会社　宮武宏和，鷺谷儀正，山口俊吉，板原寛治，森脇　誠，
宮本徹之，盛本敏章，新吉俊博，藤山健三，高本健二，
後藤春夫，新井伸夫，井島　徹，戸高俊郎，高橋信之，
谷原宏司，三枝正也，植田博巳，相馬　強，崎本忠治，
北村裕一，福田　修，柳下佳仁，神沢法男，北田重光

三菱重工業株式会社　中出　忍，河内幸雄

This document is provided by JAXA.

目　　次

1. まえがき …… 1
2. 試験計画の立案 …… 2
2.1 STEP 1 計画 …… 2
2.2 C－1改試験母機 …… 3
2.3 基本方針の決定 …… 5
2.4 計画の策定 …… 5
3. 供試エンジン …… 5
3.1 供試エンジンの耐空性 …… 5
3.1.1 PFRT項目との関連 …… 5
3.1.2 コンテインメント試験 …… 6
3.1.3 鳥吸込試験 …… 9
3.1.4 軸受の無給油台上試験 …… 9
3.2 供試エンジンの準備 …… 10
3.3 エンジン・トレーニング …… 10
4. 供試体の設計・製作 …… 10
4.1 仕様の設定 …… 11
4.2 供試体の概要 …… 12
4.2.1 ナセル構造 …… 12
4.2.2 エンジン艤装 …… 18
4.2.3 制御パネル …… 21
5. 関連試験 …… 25
5.1 低速全機風洞試験 …… 25
5.2 フラッタ風洞試験 …… 27
5.3 アダプタ応力確認試験 …… 30
5.4 飛行シミュレーション試験 …… 32
5.4.1 試験の目的 …… 32
5.4.2 左右の非対称性 …… 32
5.4.3 試験実施の経緯 …… 33
5.4.4 第1回試験 …… 33
5.4.5 第2回試験 …… 36
5.4.6 第3回試験 …… 38
6. 供試体の組立・装着 …… 41
7. 地上機能試験 …… 41
8. 飛行試験 …… 49
8.1 飛行試験計画 …… 49
8.2 安全の確保 …… 55
8.3 飛行試験作業 …… 55
8.4 母機側安全確認試験 …… 59
8.4.1 地上走行試験 …… 63
8.4.2 フラッタ試験 …… 63

This document is provided by JAXA.

8.4.3 飛行特性試験 …… 69
8.4.4 機能確認試験 …… 69
8.5 FJRエンジン試験 …… 69
8.5.1 定常性能試験 …… 70
8.5.2 定常抽気試験 …… 75
8.5.3 急加減速試験 …… 76
8.5.4 抽気加減速試験 …… 79
8.5.5 始動試験 …… 79
8.5.6 再始動試験 …… 81
8.5.7 コントロール・アンプの機能確認試験 …… 81
8.5.8 ウインドミル試験 …… 82
8.5.9 速度変更試験，高度変更試験及び大姿勢角保持試験 …… 83
8.5.10 機動試験 …… 84
8.5.11 コリドーでのモニタ計測及び飛行前後のアイドル計測 …… 87
8.6 点検・整備作業 …… 88
9. 計測及びデータ処理 …… 89
9.1 計測系統 …… 89
9.2 データ処理 …… 91
9.2.1 データ・レコーダによるデータの取得 …… 92
9.2.2 計測ラックCRTの表示内容のハード・コピー化 …… 92
9.2.3 PCMデータ・テープの電子計算機システムによる処理 …… 92
10. 原状回復作業 …… 97
11. エンジン性能の較正及び分解検査 …… 97
11.1 性能比較 …… 97
11.2 分解検査 …… 99
12. 謝 辞 …… 101
13. 関連文書 …… 101

付録1. 試験実施体制の確立 …… 106
付録2. FTB計画について …… 123
付録3. FJRエンジン空中試験実施計画 …… 125
付録4. エンジン試験手順書の例 …… 136
付録5. 飛行試験計画 …… 143
付録6. 整備実施記録 …… 147
付録7. 不具合の発生と対策 …… 155

This document is provided by JAXA.

FJR710/600Sエンジンの第1次空中試験概要報告*

STOLプロジェクト推進本部
エンジン技術開発室
エンジン空中試験チーム

Airborne Test of FJR710/600S Engine

Engine Airborne Test Team
STOL Aircraft Project Group

ABSTRACT

Airborne test of the FJR710/600S Engine installed on the JSDF C-1 Aircraft as its Flying Test Bed Aircraft was executed with the active support of the Air Proving Wing and Gifu Air-base. The operational characteristics, functions and performances of the engine in conjunction with its coming installation on NAL STOL Research Aircraft were well-defined through 20 flight test sorties.

Test items ranged over steady performance, acceleration/deceleration, air-bleeding, start/re-start, windmilling, engine response to aircraft maneuver and engine behavier in transient flight. The over-all operational characteristics and functions were proved to be satisfactory. One item requiring improvement was found in lubrication system behavior under low-G flying conditions. The performance test results show good coincidence with predictions based on data acquired in the Altitude Test Cell.

1. まえがき

低騒音STOL実験機"飛鳥"のUSB高揚力システムにはFJR710/600Sエンジンが搭載され，推進/高揚力発生のための動力源として機能する。その耐空性確認に関して，同エンジンの原型/600型による運転研究が行なわれてきた。これは/600型3台を使用して行なわれたエンジンの機能・性能の確認，150時間耐久試験，500サイクルLCF試験，高空性能試験および耐環境性に関する総計2355時間余に亘るエンジン運転試験並びに，同エンジンの構成要素を使用して行なわれた部分試験を含むものであり，航空宇宙技術研究所による技術面の指導の下に通産省工業技術院の大型プロジェクトとして実施された。この運転研究による試験および航空宇宙技術研究所の手で追加して実施された試験研究の概要が表3.2と表3.3に取りまとめられている。

FJRエンジン空中試験は，高空性能試験設備を含む地上に設置された試験設備での前述の一連の試験の成果を踏まえ，FJR710/600Sエンジンが低騒音STOL実験機"飛鳥"に搭載されて飛行実験運用される場面を想定し，実飛行環境下においてエンジンの作動，機能，性能に関するデータを取得し，安全性と実用性を確認するとともに，航空機搭載の運用経験を積むことを目的として実

* 昭和60年6月26日受付

This document is provided by JAXA.

施された。

この試験の実施については防衛庁から極めて多方面に亘る強力な支援が行なわれた。関連文書1および関連文書2に示されている通り，科学技術事務次官から防衛事務次官宛に行なわれた協力依頼とそれに対する回答に基づいて防衛庁関係部局からの支援協力が行なわれた。防衛庁から受ける支援協力について必要な事項は防衛庁装備局長と科学技術庁研究調整局長の間で結ばれた協定（関連文書3）により定められた。同エンジンは航空自衛隊・航空実験団に所属する空中試験母機の右翼外舷の供試体装着用パイロンに搭載され，昭和59年2月から4月の間，岐阜基地を発進・帰投の基地として，G空域（福井県・石川県沖）及びK空域（伊勢湾沖）において合計20フライト46時間48分の飛行試験が行なわれた。このうち，試験内容がステップ・アップされる8フライトについては供試エンジンおよび試験母機の安全確認，緊急時の支援および試験状況の撮影を目的として航空実験団の手で随伴機の運用が行なわれた。防衛庁の関係部局からの支援協力はエンジン空中試験を構成する多岐に亘る活動の大部分に深く関与するものであって，百名に近い関係者がそれぞれの業務分野で積極的に尽力されるのみならず，航空機運用および飛行試験技術の全般について多年に亘って蓄積され組織化された経験をもって航空宇宙技術研究所の関係者を指導され，FJRエンジン空中試験が成功裡に完了するために決定的な寄与となった。

地上走行試験および20回の飛行試験により，実飛行環境下におけるFJR710/600Sエンジンの作動，機能および性能に関し詳細かつ精度の高いデータを取得できた。試験は当初の計画を上回って充実したものとなり，安全性と実用性についてFJR710/600Sエンジンの実状を的確に把握でき，合わせて航空機搭載の運用経験を積むことができた。この意味において試験自体としては申し分のない出来映えであった。

試験の結果得られた主要な知見はつぎの通りである。

(1) 飛行状態の定常性能は設計性能および高空性能試験結果と良く適合している。

(2) エンジンからの抽気の量，圧力および温度は設計値と良く適合している。

(3) エンジンの急加減速性能は抽気状態を含めて満足すべきものである。

(4) エンジンの始動，再始動能力が調査された。

(5) コントロール・アンプによるエンジン運用限界設定機能が確認された。

(6) ウインドミル飛行能力が確認された。

(7) 低G飛行状態で潤滑油系統に一部改善を要する箇所が発見された。

本報告書の記述に当たっては，FJRエンジン空中試験が航空宇宙技術研究所にとっても注目すべき新しい経験であったことに鑑み，単に試験の技術的成果を記述するにとどまらず，それを生み出してきた背景に踏み込んで昭和53年以来7年間に亘る関係者の総ての努力の蓄積を記録するように留意した。付表，付図中では高度の表示はSIによらず，ftのままにしてある。またMftは，1,000ftの意味である。

2. 試験計画の立案

2.1 STEP1計画

低騒音STOL実験機にFJRエンジンを搭載する計画の検討が航空宇宙技術研究所において行なわれ始めた段階で，航空宇宙技術研究所はこの航空機の飛行許可について基本的な考え方を運輸省航空局と協議した。同局検査課から低騒音STOL実験機はC－1機の改造機であるとはいいながら大幅に新技術を採用した機体であり，しかもFJRエンジンが開発途上にあって航空機に搭載・運用されたことがない，言わば新しい機体に新しいエンジンという技術的リスクの大きい航空機であるので，同エンジンを低騒音STOL実験機に搭載する前にエンジンの空中試験を行なうようにとの助言がなされた。

昭和52年度の基礎設計作業においてFJRエンジンの空中試験を目的とした計画（関連文書45参照）が既に検討されている。この計画の要旨は，

(1) 低騒音STOL実験機の開発の第1段階として，4基のFJRエンジンのうち内舷の2基のみを装着し，外舷にはC－1機と同じ方法でJT-8Dエンジン2基を懸架する所謂STEP

This document is provided by JAXA.

1形態(図2.1参照)を製作する。

(2) STEP1形態でFJRエンジン及びUSBフラップに関する飛行試験を行なう。

(3) 改修を行なってFJRエンジン4基の正規の低騒音STOL実験機(STEP 2形態)を完成する。

というものであった。

昭和53年度の基礎設計作業では前年度の作業を発展させて，日程計画，主要諸元，空力性能，動力装置換装，主翼改造，諸系統改造について検討を行なった。(関連文書46参照)FJRエンジン試験での計測項目の検討はFJR710デザインセンターで行なった。(関連文書47参照)

2.2 C－1改試験母機

昭和53年7月，防衛庁装備局及び技術研究本部航空機担当開発官に対しファン・ジェットSTOL機の研究全般について説明を行なった機会に，

(1) 防衛庁にはC－1機を試験母機に改造する計画があり，昭和54，55年度の予算を要求中である。

(2) この試験母機で推力2.94×10^4N (3ton)

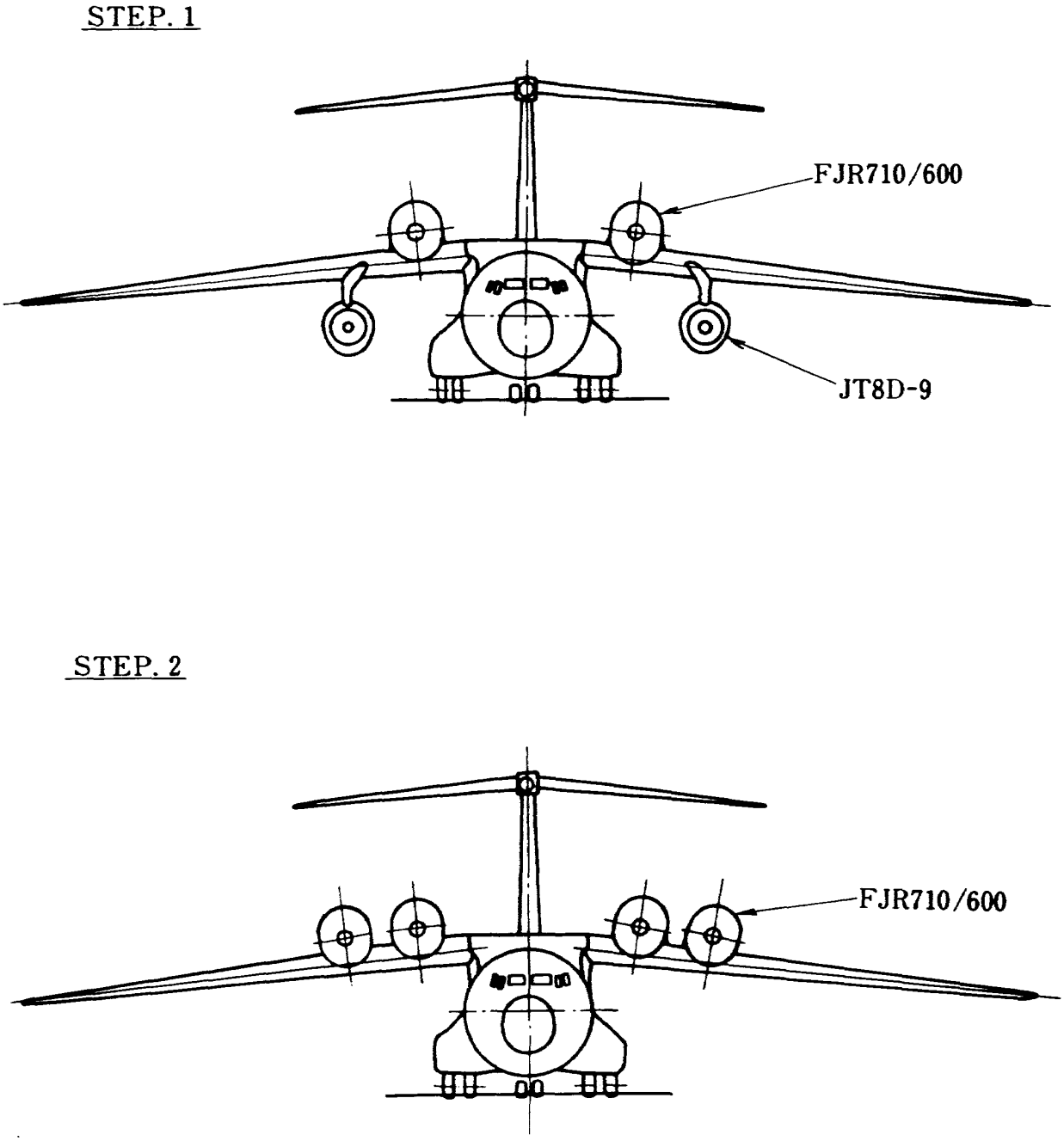


図2.1 STEP1形態及びSTEP2形態

This document is provided by JAXA.

までのエンジンの試験ができる。

との情報が得られた。昭和54年5月下旬にSTOLプロジェクト推進本部開発室が川崎重工業株式会社にC－1 FTB母機によるFJRエンジン空中試験の可能性の検討を依頼し，関連文書48, 49及び50により回答を得た。実験機開発室はこれらの回答内容を検討・承認し,7月に開技10号「FJRエンジン空中試験計画書」及び54 開技11号「FJRエンジン空中試験に関し検討すべき技術的事項」として発行した。

昭和54年度に防衛庁で行なわれたC－1 FTB機の設計作業（関連文書51参照）では予想される搭載供試体の一例としてFJRエンジンが想定され，風洞試験を含む技術検討が行なわれつつあったので，この成果を調査しC－1 FTB機による試験の実現可能性の検討と可能な試験内容の吟味を行な

表2.1　FJRエンジン空中試験実施方法の比較

比較事項	C－1改試験母機を使用する方法	STEP1形態による方法
低騒音STOL実験機最終形態に至る耐空性確認の過程	1．C－1改試験母機を用いてFJRエンジンの飛行試験を行ない、予想される運用状態で、安全性に影響するような危険な状態を呈することなく、所定の機能を有効、かつ、確実に発揮することを確認する。(TCM－21－006A－75　実用飛行試験について) 2．前期の確認を経たFJRエンジンと同一の製造プロセスによって製造されたFJRエンジン4発を搭載する低騒音STOL実験機の航空法11条但し書きによる飛行試験を行なう。(TCL－118B－2－77　試験飛行等の許可について)	1．STEP1形態のX類耐空証明を取得する。(型式証明済のJT8Dエンジン双発を装備したC－1改造機であるからX類耐空証明取得は可能と考える。) 2．X類耐空証明を持つSTEP1形態によるFJRエンジン空中試験。本エンジン空中試験によりFJRエンジン型式証明検査における実用飛行試験(TCM 3．型式証明取得済のFJRエンジンと同一の製造プロセスにより製造されたFJRエンジン4発を搭載する低騒音STOL実験機の飛行試験。本機はX類耐空証明を申請する可能性を持つ。(TCM－11－001B－72)
上記の過程を経ることに関する参考意見	本方式ではFJRエンジンが型式証明を取得していないことから、低騒音STOL実験機の航空法11条但し書きによる飛行が著しい制約を受け、飛行実験にかなりの支障を来たすのではないかと心配する向きがある。但し、米国の例ではエンジンの型式証明取得の数ヵ月前に試作機の飛行試験が始められている例がある。	本方式ではSTEP1形態のX類耐空証明を取得する過程で、C－1改造機の設計、製造過程に対して航空局の検査官による監督が行き届くとする考え方がある。
エンジン空中試験で実施する試験内容	1．円形断面の合流型ダクト内に装備されたエンジンの特性を把握できる。 2．油圧ポンプ及びIDG駆動の試験は行なえない。 3．スタータによる空中始動の試験を行なうことは、機体改修内容からも、時期的にも極めて難しい。 4．エンジンの出力が3.3tonに制限される。	1．エンジン自体というより、USB方式高揚力システムとしての総合特性を把握することになる。 2．試験項目に対する技術上の制約は少ない。
製造・運用・改修についての難易度	1．FJRエンジン及びその艤装諸系統は試験母機と基本的に独立したものであり、油圧ポンプ、IDG及びエア・スタータを装備しないので取り扱うシステムが簡単である。 2．搭載エンジンが1基で、ナセルの位置が低く、ナセルの形状にも制約が少ないので、試験期間中のエンジンの点検・整備が容易である。 3．試験母機に設置済みの計測システムを利用してすべての試験計測を行なうことができる見込みである。 4．試験終了後の原状回復は簡単である。 5．エンジン空中試験と低騒音STOL実験機の開発を独立に進めることができる。	1．低騒音STOL実験機のための諸系統、諸装置類とC－1機のそれらが相互に関連をもって共存し、かなり複雑なシステムになる。 2．FJRエンジン2基が主翼の前上方に搭載され、機体用補機もすべて装備されるので、試験期間中のエンジンの点検、整備には困難が予想される。 3．低騒音STOL実験機の計測システムを先取りしてエンジン空中試験に使用するので両立性に十分な配慮が必要である。 4．エンジン試験後に行なわれる低騒音STOL実験機への改修作業は多岐にわたり複雑で施工技術的にも困難が予想される。
低騒音STOL実験機最終形態に至る計画の実現性	1．FJRエンジン空中試験は昭和58年度の第3、第4四半期に行なわれる可能性が高く、これと並行して実験機の開発をすすめると昭和58年6月から十分な期間的余裕をもって低騒音STOL実験機の地上試験を始められる。 2．低騒音STOL実験機の初飛行はエンジン空中試験終了後の昭和59年度初頭になる。	1．STEP1形態での地上試験開始は昭和58年8月、X類型式証明取得は59年4月末より早くはならないだろう。 2．昭和59年度にFJRエンジンの耐空証明取得に必要な試験を行なったのち、STEP2形態への改修及び地上試験を行なうと、低騒音STOL実験機の初飛行は昭和61年度と予想される。 3．STEP1形態での飛行及びそれで取得できる技術成果があるのに、さらに付け加えてFJRエンジンの型式証明取得及び低騒音STOL実験機最終形態への改修を行なうために相当の期間と経費をかけることに対し相当の抵抗が生じると予想される。

This document is provided by JAXA.

い，54開技31号にまとめた。

2.3 基本方針の決定

この文書はいくらかの見込み違いもないではないが，その後の作業を進めるための基本的な見通しを述べた資料として興味深いので付録1に再録し，以下に注記を加えておく。次に述べる注記6件を除くと，基本方針の見通しは概ね実現した。

注1. 左右の重量アンバランスが8.83×10^4N·m（9ton·m）残ったが飛行安全上の問題を引き起こすことなく運用可能であった。

注2. 実際には最大離陸重量3.99×10^5N（40.7ton）で運用した。

注3. 実際には右横風制限5.1m/s（10kt），左横風制限3.1m/s（6kt）を課した。しかし，岐阜基地での運用では左横風になることはなかった。

注4. エア・スタータによるスタートは高空性能試験で実施することとし，エンジン空中試験では行なわなかった。

注5. 急加減速試験は飛行シミュレーション試験による事前評価の結果実施可能と判断され，エンジン空中試験で実施した。

注6. FJRエンジン空中試験の予算は計画より1年遅れて昭和56年度から認められることになった。事前着工，設計作業の期間短縮努力及び供試体単独での地上試験の省略により，ほぼ計画通りのスケジュールを維持した。

このような見通しに立ち，併せてC－1改試験母機による方式とSTEP1形態による方式との比較検討（表2.1参照）をおこない，昭和54年12月にC－1改試験母機によるFJRエンジン空中試験の実施が決定された。

2.4 計画の策定

前項に述べた基本方針を受け，関連文書48を参照しつつFJRエンジン空中試験計画の原案（関連文書52）が作られた。その後任務は昭和55年4月発足のエンジン空中試験室に引き継がれた。この原案を骨格として，検討作業の成果および関係機関との折衝・調整の成果が逐次反映され肉付けされていく。中間段階では昭和55年6月2日に開催された「STOLプロジェクト協力に関する打ち合わせ会議」の際に防衛庁関係者に対する説明資料（関連文書53）としてまとめられ，また昭和56年3月にはFJRエンジン空中試験用供試体設計・製作（その1）の仕様書関連文書（関連文書23）として内容が更新された。最終的には航空実験団及び岐阜基地との細部に亘る綿密な調整を経て，昭和59年1月に付録3「FJRエンジン空中試験実施計画」が確定した。この調整の経過については"付録1. 試験実施体制の確立"の項を参照されたい。

3. 供試エンジン

3.1 供試エンジンの耐空性

航空機の飛行には直接の寄与を期待されていない供試エンジンであるにせよ，いやしくもエンジンを航空機に搭載して飛行する場合には，そのエンジンに発生する不具合が飛行の安全性を脅かすに至る事態を想定しておかなくてはならない。それゆえに予め十分な耐空性の確認を行なっておくことが要求される。しかし，端的に言えば「FJRエンジンを試験母機に搭載する場合に，どの程度の地上試験を行なって耐空性を確認しておけば十分なのか？」という疑問にたいする的確な解答が規定上明確に定められているとは言えない。

むしろ工業技術院の大型技術開発制度によるFJRエンジンの研究開発において同エンジンに関し実施された各種の試験の成果に立脚し，これを検討評価して，空中試験の実施に不可欠と考えられる未実施の試験項目を航空宇宙技術研究所の手で追加して実施したというのが実情である。

3.1.1 PFRT（予備飛行定格試験）項目との関連

関連文書90にはエンジンを初めて航空機に搭載して行なう試験飛行に先行して要求される試験項目（PFRT）とその実施方法が明記されており，FJRエンジン空中試験を計画する上でもこの要求内容を参考とした。しかし，一つにはFJRエンジン空中試験が試験母機に供試エンジン等を搭載して行なう試験であって供試エンジンが飛行中に停止しても試験母機の飛行に支障を生じないものであり，他方では，試験設備がなくその開発に莫大

This document is provided by JAXA.

表3.1 PFRT項目実施状況

試験項目	要求内容の要旨	実施状況
耐久試験	６０時間耐久試験	１５０時間耐久試験の２回繰り返し
エンジン補機試験	防爆試験	実施
	燃料ポンプ耐高度試験	実施
	滑油タンク耐圧試験	実施
高空性能試験	高空でのエンジンの作動・機能・性能	２６時間２８分実施
エンジン耐圧試験	ケーシングの耐圧試験	実施
回転部構造の完全性	エンジンを用いての過回転試験	実施せず
	ディスクの過回転試験	実施
エンジンの静的荷重試験	ケーシング及びマウントの静的荷重試験	実施
姿勢試験	姿勢を変えたエンジンの運転試験	潤油系統を外部から駆動した模擬試験のみを実施

な経費を要するなどの理由で当初から試験省略を余儀なくされたものがあった。従って，正規のPFRT項目を総てクリアすることによって供試エンジン等の耐空性の確認を行なった訳ではない。PFRT項目の実施状況を表3.1に記しておく。

PFRT項目の確認とは別に，空中試験の実施を具体的に計画してみると，試験母機から乗組員が空中脱出することが一切想定されておらず，緊急事態において供試エンジン等を投棄する手段も用意されていないなどの事情があるので，FJRエンジン空中試験の実状に即して追加検討すべき耐空性についての要確認項目が認められた。即ち，コンテインメント能力，鳥吸込に対する耐性及びウインドミル状態に対する適応能力である。これらについて以下に述べる。尚，エンジンの耐空性を確認するために一連の試験が行なわれてきているので，その結果をエンジン運転による試験については表3.2に，部分試験については表3.3に取りまとめておく。

3.1.2 コンテインメント試験

エンジンはそれ自体で回転部が十分な強度を持つように設計されており，運転中にブレードやディスクが破損することは無いはずのものである。しかし，時に予想されない破損を生じる例があり，近年たとえかかる事態になっても破片がエンジンの外に飛び出さないように封じ込めることの出来るコンテインメント能力が耐空性審査要領Ⅶ部２－６（関連文書91）で要求されるようになってきている。FJRエンジンに関してはファン・ケーシングの板厚を増加するとともに，ケブラー繊維の帯をファン・ケーシングの回りに巻き付ける事によってこの能力を付与した。その確認のためにファン・ロータ・アッシィとコンテインメント付きのファン・ケーシングを用いて，離陸推力定格相当の回転速度で運転されているファン・ブレードを翼根部で切断するコンテインメント試験（関連文書92参照）が実施されている。またファン以外の回転部については解析的手段によりコンテインメント能力が推定されており，意図的に行なわれたものではないけれどもFJR710/600エンジンの開発の過程で高圧圧縮機の８段動翼が翼根から切断した場合にコンテインメント能力が実証されている。

This document is provided by JAXA.

表3.2　FJR710/600エンジン耐空性確認試験 ー その1
（エンジンを運転して行なう試験）

試験の種類および名称	耐空性審査要領 VII部該当項目	MIL−E−5007D 関連項目	実施期日	実施場所	使用エンジン	試験成果の概要
1．高空着氷試験	5−7−1	3.2.5.2 4.6.4.2	57年4月	英国NGTE	/600 7号機	高空における着氷に対する能力の確認．運用制限の設定．
2．着氷試験	5−7−2	3.2.5.2 4.6.4.2	55年1月 56年2月 57年2月	航技研角田支所 同上 同上	/20 6号機 /600 8号機 /600 8号機	予備試験． 地上における着氷に対する能力の確認． 高空着氷試験のための予備的検討およびインテーク・リップの防氷設計仕様の確認．
3．雪吸い込み試験	5−13−3 5−13−6	3.2.5.6.3 4.6.4.6.a	55年3月 57年10月	航技研角田支所 IHI瑞穂工場	/10 2号機 /600 9号機	予備試験． 雪吸い込みに対する能力の確認．比重0.83で1インチの氷球14個、2インチの氷球14個を同時にN1＝5,650RPM、U＝153.8m/sの条件で打ち込み、推力を5分間維持できることを確認．
4．水吸い込み試験	5−13−3 5−13−6	3.2.5.6.5 4.6.4.8	57年8月 57年11月 58年10月	航技研本所 IHI瑞穂工場 航技研本所	/20 6号機 /600 8号機 /600 7号機	予備試験． 水吸い込みに対する能力の確認． IDLEで4%の水吸い込み3分間ののち5分間の運転能力の確認． N1＝5,523RPMで3.6%の水吸い込み3分間ののち5分間の運転能力の確認． N1＝5,826RPMで2.5%の水吸い込み3分間ののち5分間の運転能力の確認． 水吸い込みに対する能力の確認． N1＝5,823RPMで4%の水吸い込み3分間ののち5分間の運転能力の確認．
5．鳥吸い込み試験	5−13−1,5&6 5−13−2,5&6	3.2.5.6.1 4.6.4.4	54年12月 57年11月 59年1月	航技研角田支所 同上 航技研本所	/10 2号機 /600 9号機 /600 7号機	予備試験． 4ポンドの鳥1羽をN1＝5,651RPM、U＝102.3m/sの条件で打ち込み、安全なエンジンの停止を確認． 1.5ポンドの鳥1羽をN1＝5,849RPM、U＝74.4m/sの条件で打ち込み、運転の継続を確認．推力の低下はごく僅かであった．
6．耐久試験	6−5−1	4.5.1 4.6.1	57年9〜10月 57年11〜12月	IHI瑞穂工場 同上	/600 7号機	6時間×25サイクルの耐久運転を2回実施．
7．オーバ・ホール試験	6−8	4.6.6.2.2	57年5〜8月 57年8〜9月	IHI瑞穂工場 同上	/600 8号機	15分間×500サイクルの運転を2回実施．
8．高空性能試験	1−3−2 1−4 5−4	4.5.3 4.6.3	52年11月 56年4月	英国NGTE 同上	/20 5号機 /600 7号機	高度30,000ftまで、マッハ数0.9までの範囲で定常、加減速、抽気、起動、ウインド・ミルの試験を行ない高空における運用能力を確認．
9．インレット・ディストーション試験	1−4−3−13 5−4	4.6.3.2.d	56年6月	航技研本所	/600 7号機	N1＝5620RPM、インレット・ディストーション・インデックス7.1%までの運転能力の確認．
10．横風試験			56年11月 57年9月	航技研角田支所 同上	/600 8号機 /600 9号機	STOL実験機用インテーク付きで横風成分20m/sまでの運転能力の確認． 横風条件のもとでの加減速運転能力の確認．
11．高揚力システム試験			56年11月 57年9月	航技研角田支所 同上	/600 8号機 /600 9号機	FJRエンジンとSTOL実験機用ナセルの適合性確認． 機体補機を含む全装備状態での運転．

This document is provided by JAXA.

表3.3　FJR710/600エンジン耐空性確認試験 ー その2
（部分試験）

試験の種類及び名称	空性審査要領 VII部該当項目	MIL−E−5007D 関連項目	実施期日	実施場所	使用供試体	試験成果の概要
1．低周波疲労試験	2−3	3.3.8.3	58年4月～7月 58年4月～8月 58年6月～9月 58年7月～10月 58年7月～12月	ＩＨＩ瑞穂工場	FJR710/600エンジン用 HPT LPT HPC(前部) LPC HPC(後部)	8000サイクルの低周波疲労試験実施
2．コンテインメント試験	2−6	3.3.8.9.1 4.6.6.3	56年12月	ＩＨＩ瑞穂工場	FJR710/600エンジン用 FAN	N1＝5,850RPMで意図的にファン・ブレードをハブ部で切断し、ケーシングの外部に損傷を及ぼすことがないことを確認。
3．オーバ・スピード試験	2−10−1	4.5.4.2.3 4.6.6.4.3	56年2月 57年7月 57年10月 57年10月 57年12月	ＩＨＩ瑞穂工場 同上 同上 同上 同上	FJR710/600エンジン用 FAN HPC(前部) HPT HPC(後部) LPT	N1maxの120%においてオーバ・スピード試験合格。 N2maxの122%においてディスク・バースト試験合格。 N2maxの123%においてディスク・バースト試験合格。 N2maxの123%においてディスク・バースト試験合格。 N1maxの126%においてディスク・バースト試験合格。
4．全体剛性試験	2−8−1 2−8−2	4.5.4.3 4.6.6.5	57年1～2月	ＩＨＩ瑞穂工場 静止部	FJR710/600エンジン用	最大許容荷重に対する強度の確認。
5．補機試験	6−9−1 6−9−2	4.5.2 4.5.4.5 4.6.2 4.6.1.1.2	56年12月 ～57年10月	ＩＨＩ瑞穂工場	FJR710/600エンジン用 燃料制御器(燃料ポンプ付き)、フロー・ディバイダ、VSVアクチュエータ、滑油フィルタ、滑油ポンプ、滑油タンク、イグニション・ユニット、燃料冷却式滑油冷却器、空気冷却式滑油冷却器、コントロール・アンプ、燃料フィルタ、燃料温度制御バルブ、イグニション・プラグ、ワイヤリング・ハーネス(P／SとC／A)、イグニション・リード	MIL−E−5007Dの規定に準じ補機の耐空性を確認。
6．耐圧試験	ーーーー	3.3.8.5 4.5.4.1 4.6.6.1	57年6～8月	ＫＨＩ明石工場	FJR710/600エンジン用 圧縮機ケーシング 燃焼器ケーシング(高圧タービン部を含む)	最大作用圧力の1.5倍を負荷して耐圧能力を確認。
7．傾斜試験	5−9−1	4.5.4.4	57年12月	ＩＨＩ瑞穂工場	FJR710/600S号機	エンジンを傾斜させて滑油系統のみを運転し、給油及び避油を行なえることを確認。
8．ベアリング無給油試験	6−10−1	3.2.1.5.7 e	59年1月	ＮＴＮ桑名工場 航技研本所	No.01,No.2,No.3 スラスト・ベアリング	0.5マッハ以下の無給油ウインドミル運転に支障が無いことを確認。

This document is provided by JAXA.

3.1.3 鳥吸込試験

岐阜基地でも航空機と鳥の衝突が年間に10件程度起こっており(関連文書93), FJRエンジン空中試験でエンジンに鳥が衝突する確率は必ずしも小さくないと考えられた。鳥衝突の被害は単にエンジン部品の破損, エンジンの停止に留まらず, 火災ないし回転部分の飛び出しを招く恐れがあるとされており, 関係者の関心を呼んだ事項であった。FJR710/600エンジンに1.814kg(4lbs)の鳥を1羽打ち込む試験(関連文書94)により,

(1) 火災を起こさないこと。
(2) エンジンの破片が飛び出さないこと。
(3) エンジン取り付け部及び支持構造部材の最大許容荷重を上回る荷重が発生しないこと。
(4) エンジンを停止する能力が失われないこと。

が実証されている。

3.1.4 軸受の無給油作動台上試験

FAR33.92(関連文書95), 耐空性審査要領Ⅶ部6－10－1(関連文書91)及びBCAR27(関連文書96)では潤滑給油のない状態でのウインドミルが致命的にならないことを明瞭に要求している。これらの規定は総て試験による実証を求めていると解釈される。関連文書90では3.2.1.5.7c項において, 潤滑油のない状態でのウインドミル能力を定量的に把握することが求められている。これらの規定等から次の3点が推察される。

(1) 潤滑油供給の絶たれた状態でのウインドミルが航空安全上の致命的な事態に帰結することがありうる。
(2) MIL specはそのような事態の発生に対して空中脱出(Bail — out)を含む対処を暗に推察させるべく記述されている。
(3) これに対して空中脱出を想定することができない民間機用の規定では内容が厳格になっている。

FJRエンジン空中試験の計画の中にウインドミル試験が含まれている。高空性能試験(関連文書97参照)の結果知られたウインドミル状態での高圧系回転速度は, マッハ数に依存して16.7～50/s(1000～3000rpm)の範囲にある。ベアリングの潤滑が行なわれる(ベアリングに滑油が掛かる)には高圧軸が16.7/s(1000rpm)以上の速度で回転している必要があるとされた。従って場合によっては潤滑が行なわれないままでウインドミル試験が実施されることもないとはいえない。また供試エンジンの滑油供給系統の信頼性が未だ十分には確立していないので, 滑油系統故障状態でのウインドミル発生の確率も無視できない。従って潤滑油供給の絶たれた状態でウインドミルを継続しても危険な事態に至らないことを予め確認しておく必要があると考えられた。

このためにFJR710/600Sエンジンのウインドミル状態を模擬した試験条件で, 主要な3種の軸受の無給油作動台上試験を行なった。試験条件は滑油系統故障によるウインドミルでの帰投を想定して, 飛行マッハ数0.5の場合のFJR710/600Sエンジンの高空性能試験のデータ(関連文書97)を参照して表3.4のように設定した。この条件下において, 耐空性審査要領Ⅶ部6－10－1に規定された3時間の無給油運転を行なった。運転後の検査により異常摩耗, 焼き付けなどは認められず, 良好な状態にあり継続使用が可能な状態にあることを確認した。この試験については関連文書98に詳しく報告されているので参照されたい。

表3.4 軸受試験条件

項　目	#01玉軸受	#2玉軸受	#3ころ軸受
回転速度 rpm	1,500	2,500	2,500
ラジアル荷重 kgf	100	130	120
スラスト荷重 kgf	rearward 70	rearward 40	――――
軸受温度(初期値)℃	140^{+20}_{-0}	190^{+20}_{-0}	170^{+20}_{-0}

This document is provided by JAXA.

3.2 供試エンジンの準備

エンジン空中試験に供試するエンジンは航空機用ジェット・エンジン技術研究組合とのFJR710/600Sエンジン試作請負契約(第1回)によって試作されたFJR710/600Sエンジン02 号機であった。これは6台のエンジンのうち最初に製作されたものである。同エンジンは昭和58年3月10日に完成納入後，エンジン空中試験に入る前のエンジン性能を正確に計測するために較正運転試験などを行なって，昭和58年8月1日に川崎重工業株式会社に官給された。

02 号機にはエンジン空中試験のために計測用センサを多数装備した。その詳細は表4.2に記載してある。02 号機のバック・アップのために引き続いて01 号機に同様の計測装備を行なって岐阜に出荷した。

3.3 エンジン・トレーニング

試験計画を立案し，試験を安全に遂行するためには，パイロット及び整備担当者が FJR710/600Sエンジンに関する正確な知識をもつ必要があり，航空実験団及び川崎重工業株式会社の関係者に対しエンジン・トレーニングの機会を設けた。また，エンジン空中試験は，FJRエンジンのジェット・エンジン製造会社における開発段階から，同エンジンが航空機用ジェット・エンジン製造会社の手を離れて航空機製造会社である川崎重工業株式会社の手に渡り，低騒音STOL実験機に搭載運用されるまでの，いわば中間的な段階であるので低騒音STOL実験機の飛行実験の準備としてもこのエンジン・トレーニングを意味付けることができた。今回計画したエンジン・トレーニングは1日間の座学と延べ6日間の実技からなるものであった。この機会を通じて受講者の間にFJRエンジンに対する親近感が生じたように思われる。

座学は昭和58年9月に川崎重工業株式会社岐阜工場で行なわれた。石川島播磨重工業株式会社が差し出すエンジン本体及びエンジン補機の各専門家が，「FJR710/600Sエンジン概要」及び「FJR710/600S運用説明書」をテキストにして，同エンジン及びシステムの概要，運転限界，エンジンの運用，運転取り扱い，調整，管理及び定期点検についてまとまった説明を行なった。

実技は昭和58年12月に石川島播磨重工業株式会社瑞穂工場で行なわれた。実技は次の2コースからなっている。

(1) 石川島播磨重工業株式会社が差し出すFJRエンジンの運転に熟練した運転指導者によるエンジン運転操作の実習指導。

(2) 石川島播磨重工業株式会社が差し出すFJRエンジンの組み立て・運転に熟練した作業指導者によるエンジンの運用，運転取り扱い，調整，点検作業の実習指導。

受講者はパイロットからなる2つのグループとエンジン整備者からなる2つのグループで構成され，時間をずらして順次実習指導を受けた。受講の内容は表3.5の通りである。

4. 供試体の設計・製作

昭和56年度に川崎重工業株式会社との間で基本計画の作成，計画図の作成及び低速全機模型風洞試験を実施内容とするFJRエンジン空中試験用

表3.5 エンジン・トレーニング実技の受講内容

パイロット・グループ	エンジン整備者グループ
エンジン概要説明	同左
テスト・セル説明	同左
運転制限	同左
運転要領	同左
	点検整備要領
エンジン運転操作	同左

This document is provided by JAXA.

供試体設計・製作(その1)契約を結び，4月から12月の間に設計及び試験を実施した。引き続き昭和57年度と58年度にまたがるFJRエンジン空中試験用供試体設計・製作(その2)契約で，手順書及び取扱説明書の作成，製造図の作成，ナセル構造，エンジン艤装及び制御パネルの製作，機体への供試体装着及び地上機能試験並びにアダプター応力確認試験を行なった。このほか，FJRエンジンを搭載して試験を行なうにあたって必要とされる母機機能の追加を行なった。

4.1　仕様の設定

これら設計・製作を実施するに先立って，C－1FTB機の設計成果を参照しつつ昭和55年度に，エンジン空中試験室とNASTADTが供試体の仕様について検討をおこなって次のような結論を得たので関連文書23により仕様書に反映した。

(1) 供試体はナセル構造，エンジン艤装及び制御パネルで構成する。

(2) 排気合流方式のナセルにFJR710/600Sエンジンを搭載し，C－1FTB機の汎用パイロンに懸吊する。これにより低騒音STOL実験機のナセルの飛行時のエンジン・マッチング特性を予め調査できる。FJRエンジン，エンジン艤装及びナセル構造の全質量は2×10^3 kg(2ton)以下とする。FJRエンジンの推力を3.24×10^4N(3.3ton)以下に制限する。

(3) ナセル構造の形状はC－1FTB機の尾部接地角制限，横接地角制限及び着陸フラップ角制限に抵触しないほか空力干渉，空力弾性等の見地から有害な影響のないものとする。

(4) ナセルの形状はノズル部が円形断面であることを除けば低騒音STOL実験機のそれと同じとする。エンジン艤装は低騒音STOL実験機のそれと出来るだけ共通なものとする。この結果静止フラップ試験及びエンジン艤装の研究の成果をエンジン空中試験の基礎資料として直接利用でき，またエンジン空中試験の

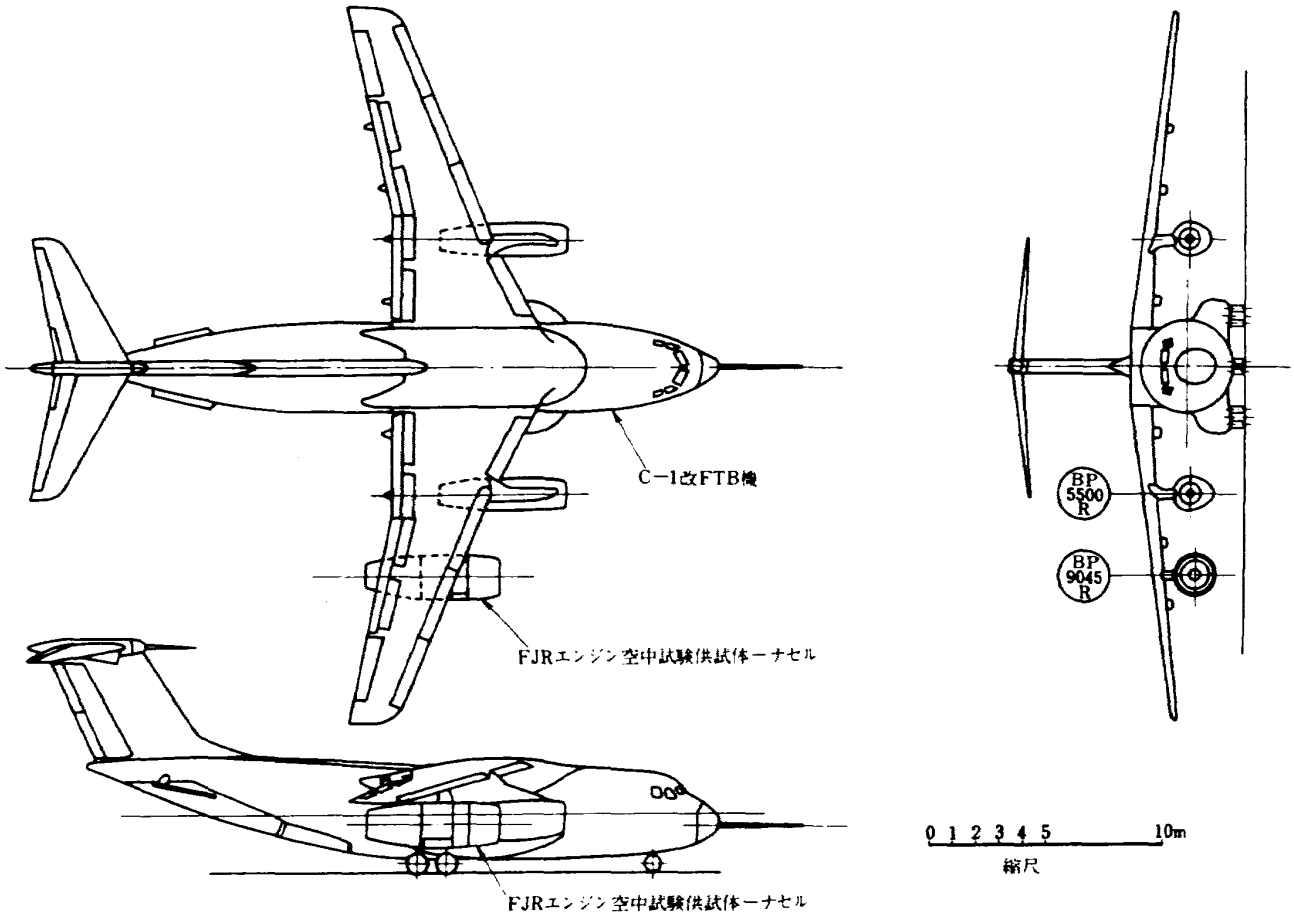


図4.1　FJRエンジン搭載C－1改FTB機

This document is provided by JAXA.

際にFJRエンジン及び動力装備システムの実用性の確認を低騒音STOL実験機の運用に直結する形でおこなって運用経験の蓄積を図ることができる。

(5) 供試エンジン等を試験母機に装着するのに必要な期間をできるかぎり短縮するためにC－1FTB機に設けられている操作用の配線のみを使用する。よってFJRエンジンの制御は電動アクチュエータで行ない，エア・タービン・スタータは地上空気源のみで駆動する。また油圧ポンプ及び発電機は装備せず，エンジンに必要な電力は機体側から供給を受ける。

(6) データの取得は試験母機に既設の計測用配線を用いて行ない，機上でのデータ処理と記録は主として機上データ処理システムを利用して行なう。

(7) ナセル内部に消火ボトルを1個増設し，パイロン部に作り付けられているものと合わせて2回の放出を可能とし消火能力を高める。

(8) 副操縦士席の制御パネルにエンジンの制御と安全確保に必要な機能を集約し安全性の向上を図る。

(9) すでに実施されている低騒音STOL実験機の高揚力システム及びXF－3エンジン用制御パネルの設計思想を出来るだけ踏襲して設計工数の節約と加工の慣熟効果の活用を図る。

4.2 供試体の概要

供試体の設計は

(1) 試験母機の設計思想に準拠する。

(2) 低騒音STOL実験機との共通化を図り，最小限の設計変更により最大の効果を得るように合理的な設計を行なう。

(3) 整備性及び信頼性については十分考慮し設計する。

という方針に基づいて行なわれた。FJRエンジン空中試験に先行してF－3エンジンの試験が行なわれたため，共通に使用できる機材を防衛庁技術研究本部から一時管理換えを受けて使用することができた。

低騒音STOL実験機の場合との相異及び試験母機との関連に言及しつつ関連文書56. 57. 58. 59. 及び18に基づいて供試体の概要を紹介する。試験母機に供試体を搭載した三面図が図4.1に示されている。

4.2.1 ナセル構造

ナセル構造はFJRエンジン空中試験の技術的な目的を達成できるような形状になっていると同時に，関連文書51に集約して記述されている試験母機への供試体搭載に関する諸制約条件を満たすために，図4.2に示されているようにアダプタ組立を中核としてこれに順次他の部分組立を結合してゆくというかなり特殊な構造になった。また，FJRエンジン空中試験が高々35フライトに限られそのためだけに製作されるものであるので，静止フラップ試験に使用した部分組立のうち流用できるものを官給し，あるいは治工具の共用を図るなどしてできる限りのコストの低減を図った(表4.1参照)結果，基本的には低騒音STOL実験機のナセルを踏襲した設計になっている。よって関連文書56の11.5項で既に述べた処は説明を省略する。ナセルを空中試験母機に取り付ける位置関係は図4.3に示されている。

パイロン下部に設けられたマウント金具の位置はFJR710/600Sエンジンのマウント金具の位置とは異なるので両者を直接に結合することはできず，またパイロンに取り付けられる供試体の重心許容範囲は主翼のねじり強度及びフラッタの見地から制限を受けているので，適切な位置でパイロンとナセルを結合できるような構造を介在させる必要がある。また"4.1 仕様の設定"の(2),(4)項で述べたようにナセルは排気合流方式とし，その形状を低騒音STOL実験機と合致させることとした。このために，通常見られるような，エンジンで構造的にエンジン・ポッドを支えエンジンだけをパイロンに結合する方式をとることができず，ナセルをパイロンで支持することが必要になる。更に関連文書51によれば試験母機の尾部接地角は0.222rad(12.7°)以内，横接地角は0.175rad(10°)以内に制限されており，フラップ0.611rad(35°)下げとの干渉を避けると供試体の寸度許容範囲はきわめて限定され，ここに外径1.8mの排気合流型ナセルを装着するには，ナセルの上部外

This document is provided by JAXA.

形線の中に汎用パイロンの下部をもぐりこませる必要が生じる。これらの要求を満足するために，7075－T73大型鍛造材からNC加工によって削りだした前部のフィッティング部分及び左右のビームをスプライス及び底板で結合したアダプタ組立と呼ばれる全長2.49m，全幅0.498m，全高0.260mの函型の構造を製作した。アダプタ組立はNSTA2354及びNSTA3546.5にあるボルト穴を使ってパイロン下部にある前（FSTA−556）後（FSTA636.5）各2個のラグとボルト・ナット結合することによりパイロンに取り付けられる。エンジンの推力を除く総ての荷重はこのアダプタ組立を経由してパイロンに伝達されるので構造上極めて重要であり，全く新規に設計・製作されたという事情もあるのでアダプタ応力確認試験（5.3項参照）を行なって構造の適切さを確認した。

カバー組立はアダプタ組立が一部ファン・ダクト流路に突出するのを覆って流れをスムーズにするために設けられた。パイロン・アダプタ・フェアリングはアダプタ組立の上部を覆うフェアリングである。エンジンの装着は推力を受け持つストラットだけをパイロンのPSTA498.5にあるストラスト金具に直接にピン結合し，前後のマウントはパイロン・アダプタのフィッティングにNSTA

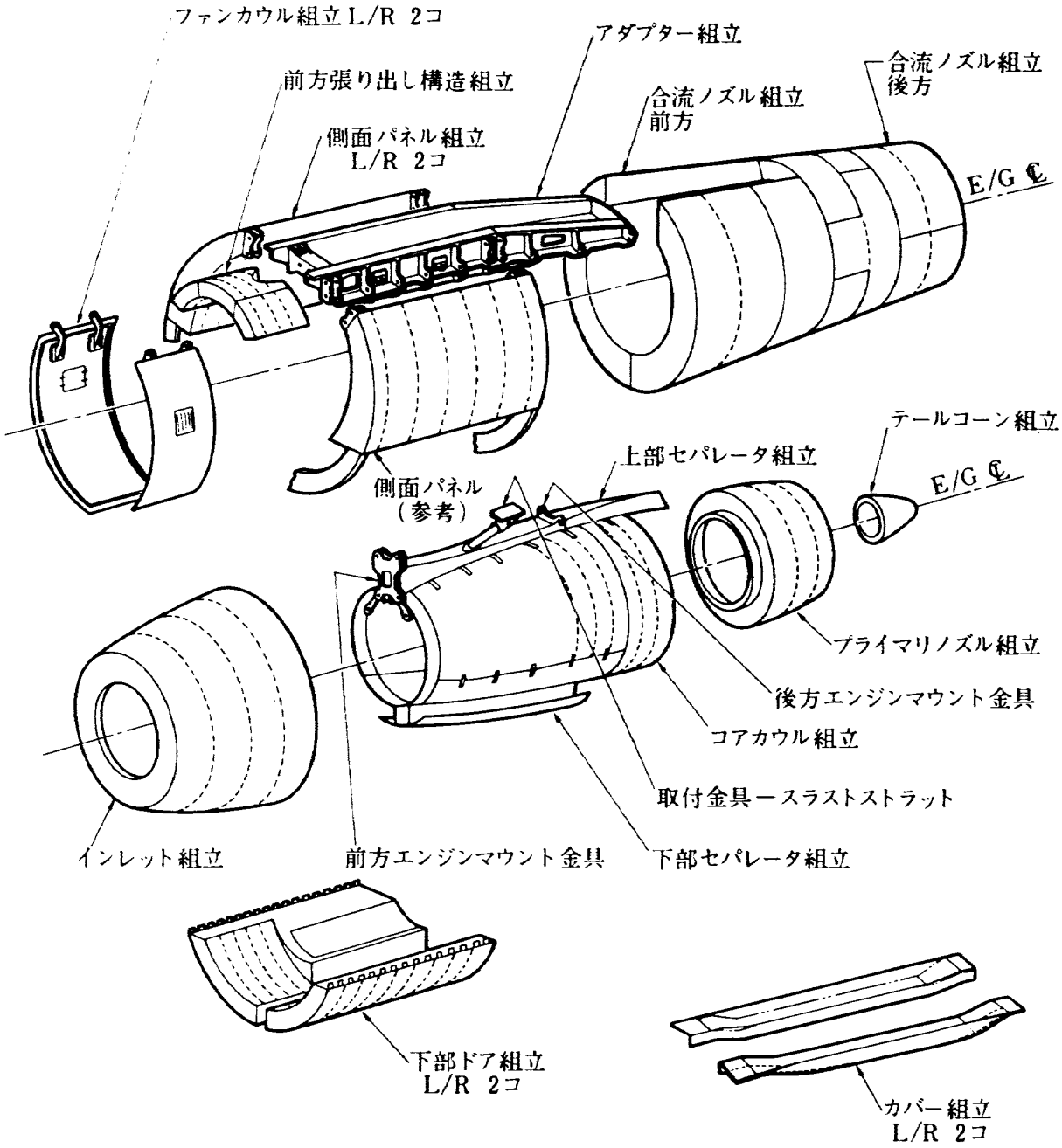


図4.2 ナセル構造概要図（含QEC構造）

This document is provided by JAXA.

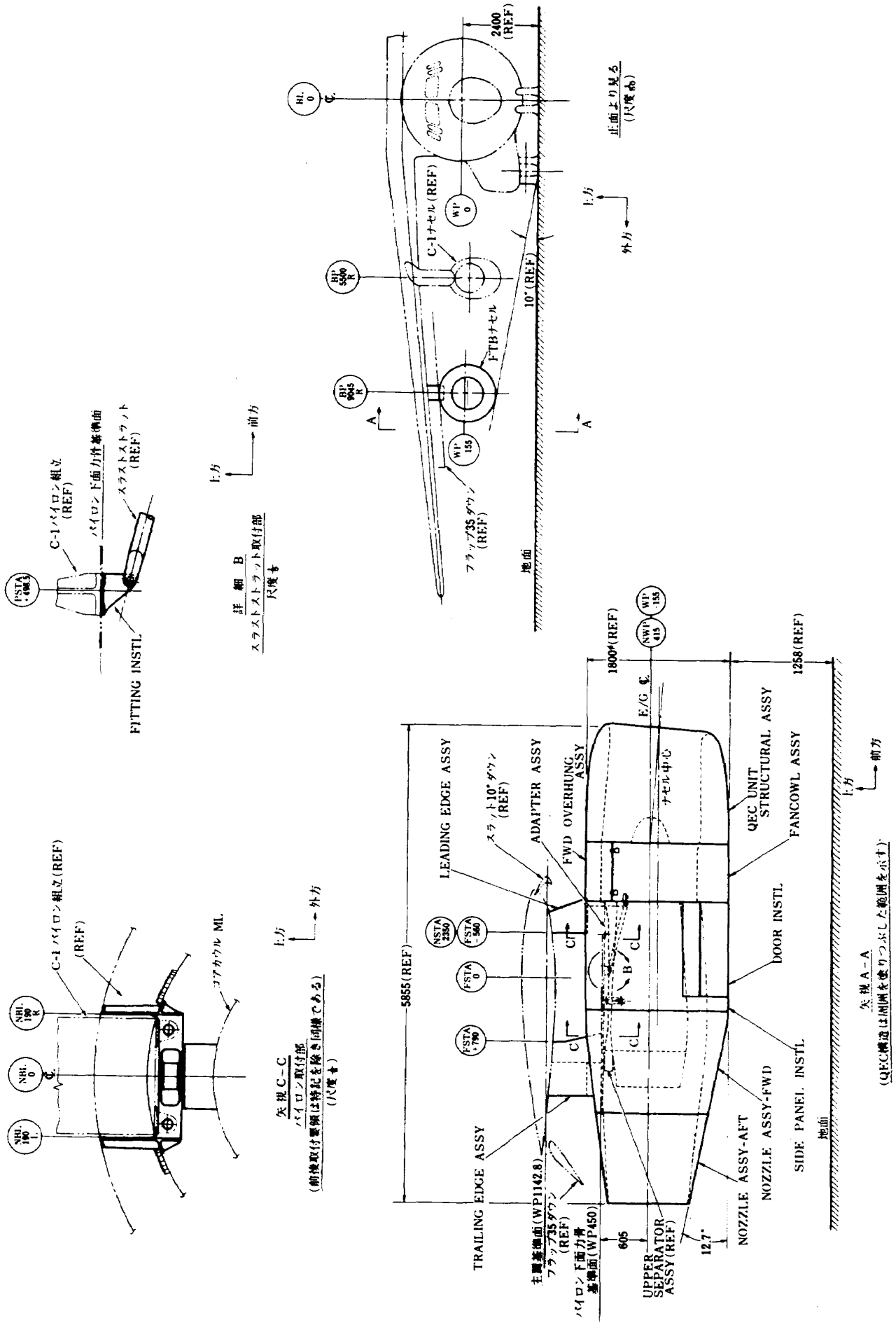


図 4.3 ナセル全体取付図

This document is provided by JAXA.

表4.1 ナセル構造製造区分表

番号	部品名称	個数	備考
1	アダプター組立	1	新設計・新規製作
2	合流排気ダクト	左右各1	新設計・新規製作
3	合流排気ノズル	1	新設計・新規製作
4	側面パネル組立	左右各1	一部設計変更・新規製作
5	前方張り出し構造組立	1	一部設計変更・新規製作
6	スラスト・ストラット取付金具	1	新設計・新規製作
7	ファン・カウル組立	左右各1	官給品・一部改造
8	下部ドア組立	左右各1	官給品・一部改造
9	インレット組立	1	一部設計変更・新規製作
10	上部セパレータ組立	1	一部設計変更・新規製作
11	下部セパレータ組立	1	官給品・一部改造
12	コア・カウル組立	1	官給品・一部改造
13	プライマリ・ノズル組立	1	新設計・新規製作
14	テイル・コーン組立	1	官給品
15	前方エンジン・マウント金具	1	一部設計変更・新規製作
16	後方エンジン・マウント金具	1	一部設計変更・新規製作
17	カバー組立	左右各1	新設計・新規製作
18	パイロン・アダプター フェアリング	1	新設計・新規製作

2006及びNSTA3196.5でピン結合される。前方張り出し構造はパイロンの外形線との取り合い部分以外は低騒音STOL実験機と類似で，官給されたファン・カウル組立をヒンジを用いて取り付ける。アダプタ組立の側面のフィッティングを使って左右の側面パネル組立が取り付けられている。側面パネル組立は外見上，低騒音STOL実験機のナセル主構造を左右に2分割して，アダプタ組立の分だけ周方向の長さを縮めたものである。トップ・ロンジロン，ショルダ・ロンジロン，メイン・ロンジロン，フレーム及び内外板からなるダブル・スキン構造である。合流ノズルと下部ドア組立を支持しファン・ダクトの外壁を形成する役割を果たす。低騒音STOL実験機のナセル主構造と異なりエンジン及びエンジン艤装に働く力のうちラテラル・リンクによるものだけを伝達するに過ぎないので，フレームの数を減らし部材を鍛造材のNC加工品から板金加工品にかえ内壁の吸音パネルをアルミ板にかえることにより主要な治工具を低騒音STOL実験機のナセルと共用しつつ加工工数をかなり減らした。下部ドアは側面パネルの下端の連続ヒンジに取り付けられている。合流ノズル組立の前方部分は左右2つ割りでアダプター組立にフィッティングで取り付けられている。側面パネルと同様の構造様式をもち，外板には抽気を放出するための穴が設けられ，後方部分はロンジロン，フレーム及び内外板からなる筒状の一体構造で，前方部分の後端面にボルト・ナット結合されている。

QEC構造は低騒音STOL実験機と類似である。

This document is provided by JAXA.

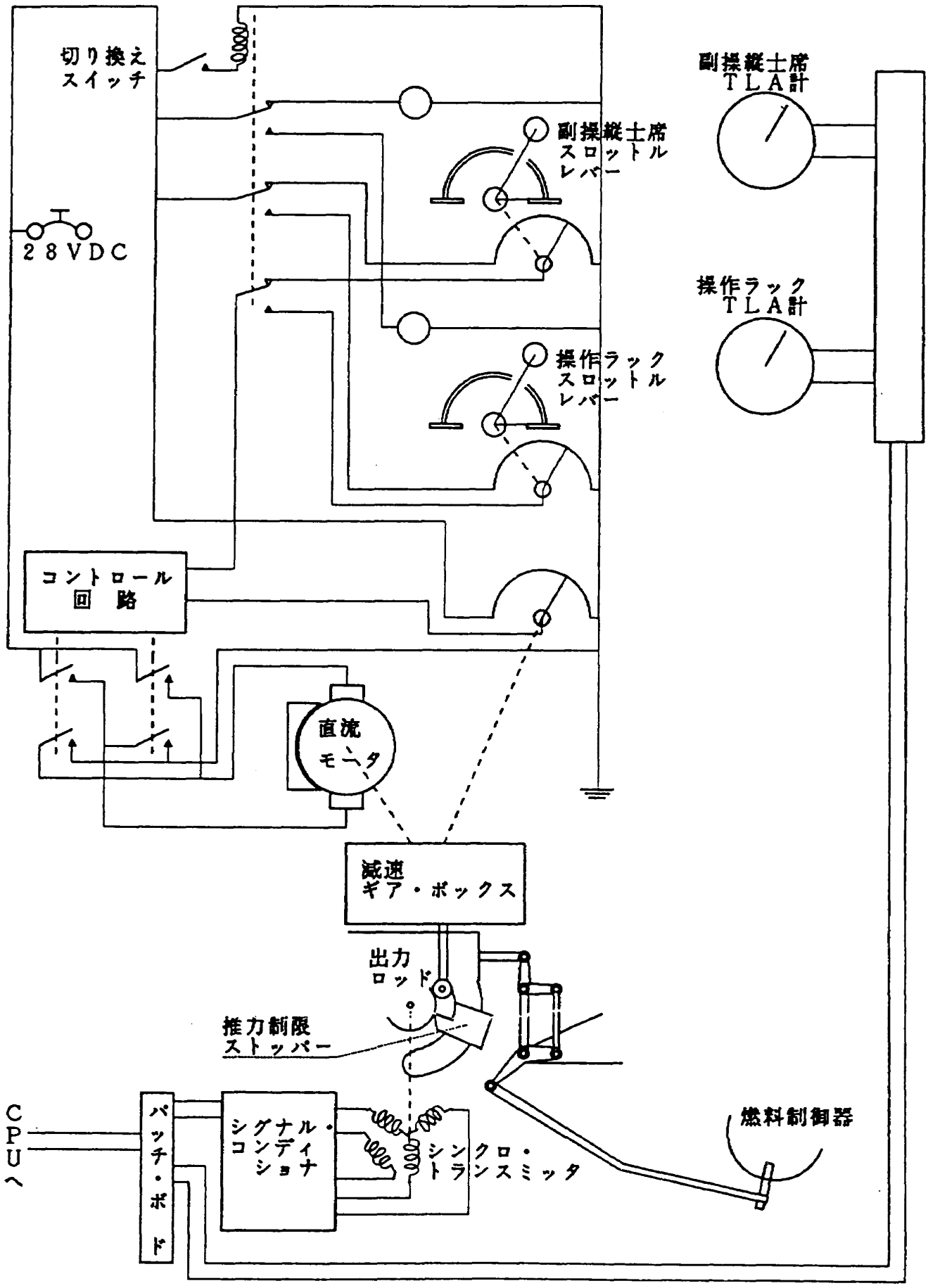
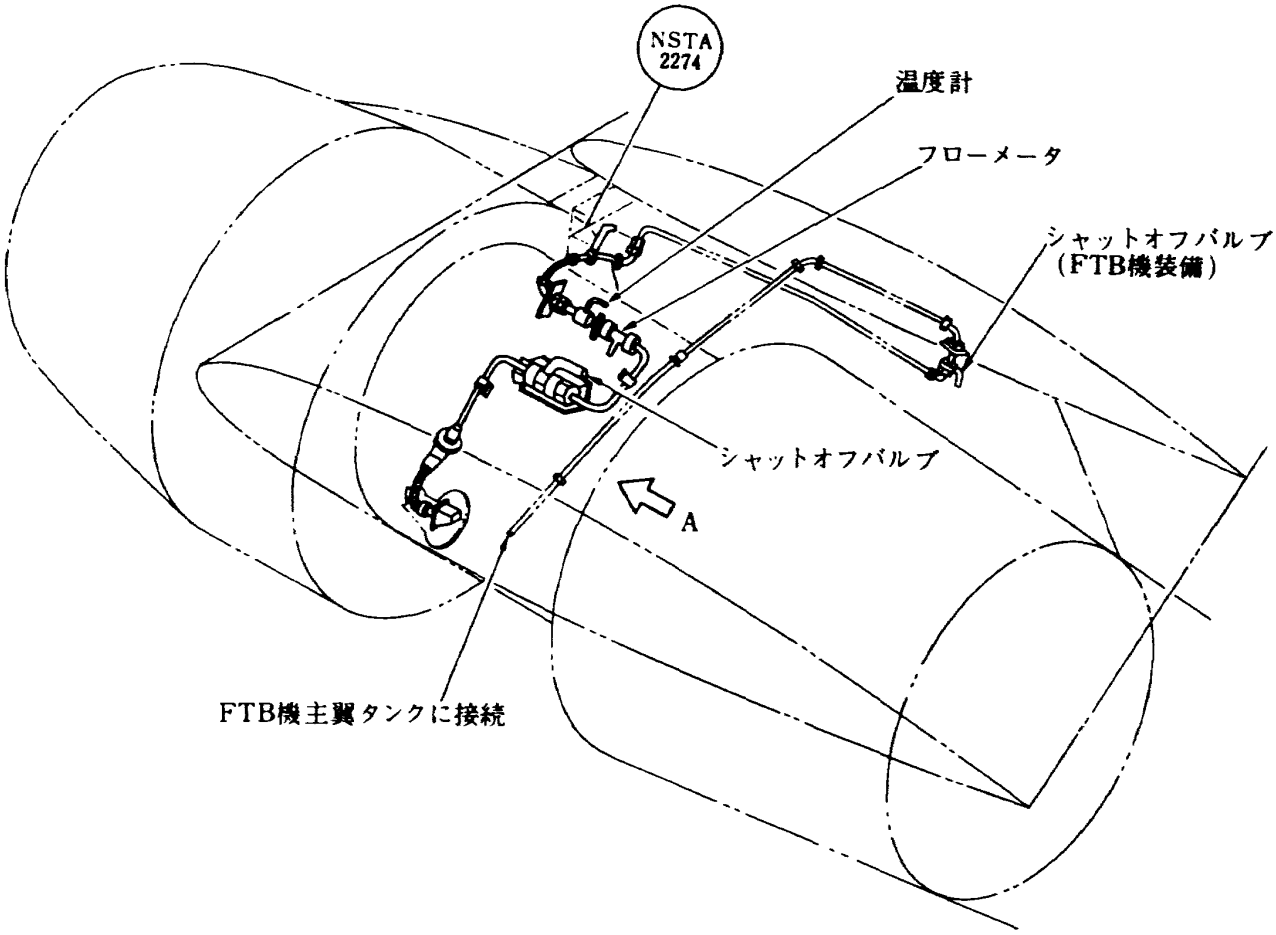


図 4.4　動力操作系統図

This document is provided by JAXA.



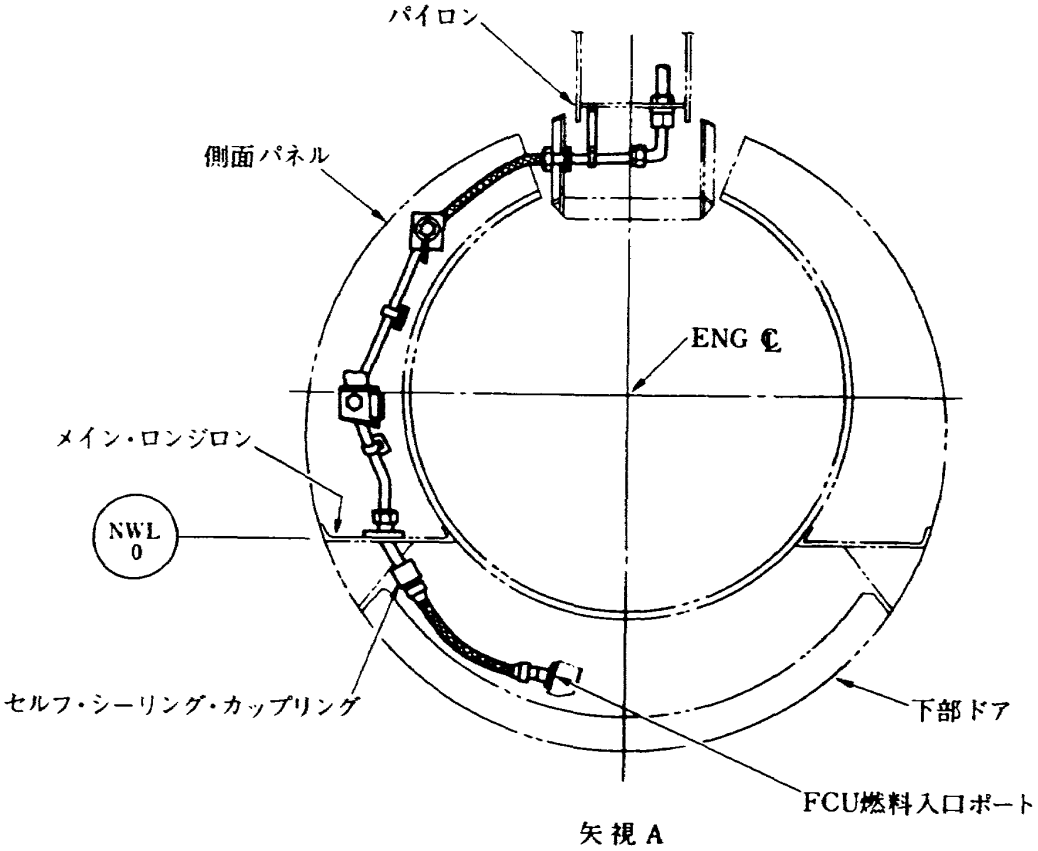


図4.5 燃料装置取付概要図

This document is provided by JAXA.

ただし上部セパレータはアダプタ組立との干渉を避けるために高さを約半分にカットしてある。前後のエンジン・マウント金具はアダプタ組立と結合するために上部の形状を変更した。インレット組立はエンジンのファン・ケーシングで支持し，外形線の形状を保存する点では低騒音STOL実験機のそれと同じであるが，供試体に許容される重量と重心位置に適合させるためにピトー管，防氷配管及び吸音パネルを取り外しフレーム及びリブを大幅に軽量化した新規製作品とした。

4.2.2 エンジン艤装

FJRエンジン空中試験の目的から言えばエンジン艤装は低騒音STOL実験機とそっくりそのままであることが望ましい。また結果的に低騒音STOL実験機のエンジン艤装の補用品を一組手に入れられるという意味からも魅力的である。しかし，既に仕様の設定の項で述べた要請から，試験の目的を損なわない範囲で一部に変更が行なわれており低騒音STOL実験機のエンジン艤装（関連文書56の12.1項参照）で述べた処に付け加えるべき点を以下に記す。

(1) 動力操作系統（図4.4参照）

動力操作系統はコントロール・ケーブルによるのではなく，試験母機に作り付けの操作用配線を利用するフライ・バイ・ワイヤ方式である。F－3エンジンの空中試験で使用された動力操作系統を技術研究本部から一時管理換えを受けて使用した。スロットル・レバは2組あって副操縦士席と貨物室の操作ラックに設けられている。スロットル・レバに連動するポテンショ・メータのワイパ電圧とアクチュエータに連動するポテンショ・メータのワイパ電圧の差をアクチュエータ駆動回路で電力増幅して電動アクチュエータを駆動する。電動アクチュエータの出力軸によって動かされるシンクロ・トランスミッタの出力を計測ラックのシグナル・コンディショナで電圧に変換して副操縦士席及び操作ラックのTLA（スロットル・レバ角度計）を動かすと

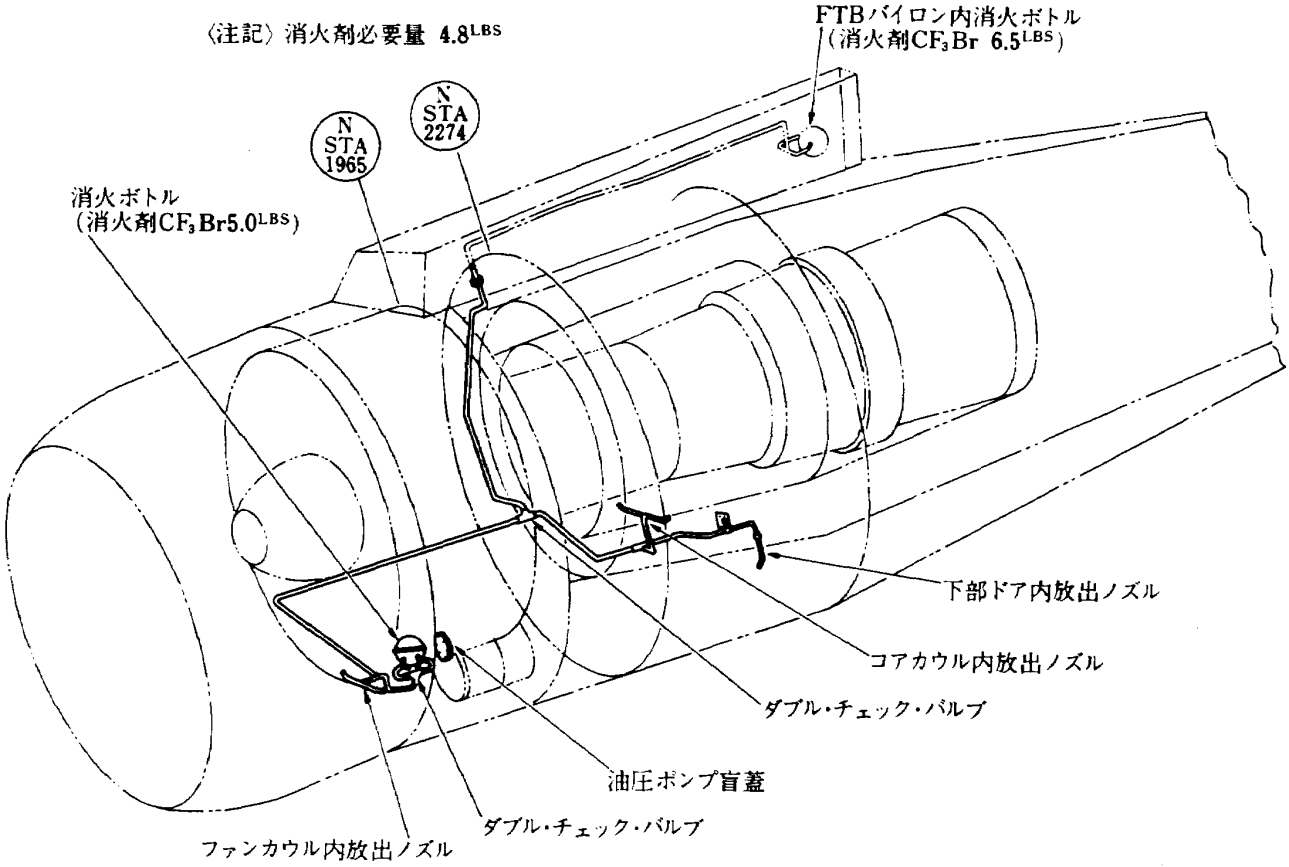


図4.6 消火装置取付概要図

This document is provided by JAXA.

ともにPCM信号化して計測に使っている。電動アクチュエータは側面パネルのメイン・ロンジロンに取り付けてある。電動アクチュエータの出力ロッドと燃料制御器のスプライン入力軸の間を連絡しているリンク機構は低騒音STOL実験機のものと共通である。ただし，電動アクチュエータの暴走対策として，出力ロッドの最大変位を機械的に制限する推力制限ストッパを設けた。

(2) 燃料系統（図4.5参照）

FTB機汎用パイロン下部から側面パネル内を通り，メイン・ロンジロンを貫通して，燃料制御器の燃料入り口ポートまで配管されている。汎用パイロン内部に既設のシャット・オフ・バルブがあるが，さらに側面パネル内に1個追加して安全性の向上を図った。

(3) 消火系統（図4.6参照）

FTB機汎用パイロン内に既設の消火ボトル1個があるが，FJRエンジンの補機駆動ギア・ボックス前方に油圧ポンプ用パッドを利用して消火ボトル1個を追加装備した。これにより2回の消火剤放出が可能な系統構成になった。放出ノズルは前方コア区画及び補機区画に3カ所ある。消火系統の操作用電線は，1273K（1000℃）に耐える。

(4) 抽気・始動系統（図4.7参照）

FJRエンジンの圧縮機中間段及び最終段のポートから抽気し，それぞれ独立した配管系統として，ナセル・ノズル部の左右側面の開口部から排出する構成になっている。

始動装置はエア・タービン・スタータを用いるが，FTB機の抽気配管と結合できないので，中間段抽気系統に地上空気源の接続口を設け，地上空気源からの圧縮空気により始動する。

(5) 火災探知系統

火災探知系統は低騒音STOL実験機と同じ連続式電気抵抗方式である。

(6) 計測系統

エンジン関係の計測として，各ステーションの全圧，静圧計31点，温度19点，抽気の圧力4点，温度2点，振動6点，燃料と潤滑油の温度5点，圧力2点，コア・エンジン外表面温度8点，回転速度3点，燃料流量2点，

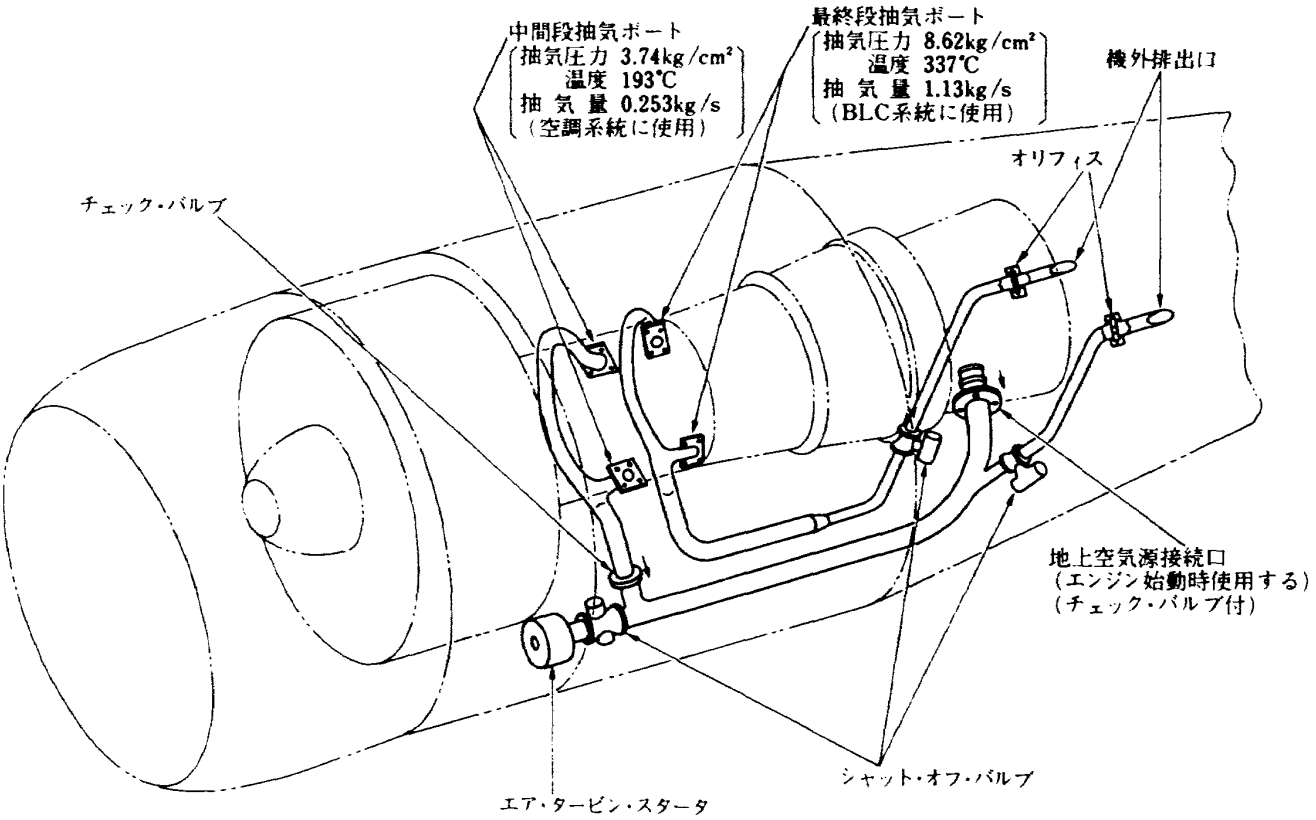


図4.7　抽気及び始動装置取付概要図

This document is provided by JAXA.

表4.2 FJRエンジン計測項目表

項番	計測項目	符号	測定点数	計測範囲	センサ種類 (P/N)	モニタ及び記録 計器	CRT	PCM	FM	CRT表示データ名
1	低圧系回転速度	N_1	2	~6500rpm	パルス・ピックアップ (FZ276-1)	○	○	○		N1
2	高圧系回転速度	N_2	1	~15000rpm	タコ・ジェネレータ (2CM9AB87)	○	○	○		N2
3	燃料流量	Wf	1	~5700pph	フロー・センサ (AN-10,COX)		○	○		WF
			1		(8TJ64CDM2,GE)	○				
4	スロットル角度	δ_{TL}	1	~120°	シンクロ (11TX-2606-B05)	○		○		TLA
5	VSV角	VSV	1	~50°	シンクロ (11TX-2606-B05)		○	○		VSVA
6	EGT (高圧タービン出口全温)	EGT (T6)	1	~950℃	熱電対 (S7802027P001)	○	○	○		EGT
7	燃料ブースト圧	P_{fb}	1	~50psi	圧力変換器 (PA732TC-50-350)		○	○		PFB
8	高圧圧縮機入口全温	T_3	5	~110℃	熱電対 (W0000364C001)		○	○		T3-X
9	高圧圧縮機出口全温	T_4	5	~500℃	熱電対 (W0000359C001)			○		T4-X
10	低圧タービン出口全温	T_7	1	~700℃	熱電対 (S7802020P001)			○		T7
11	ファン静翼出口全温	T_{31}	7	~110℃	熱電対 (W0000750C001)			○		T31-X
12	燃料温度	T_f	1	~200℃	熱電対			○		TFL-1
			1		測温抵抗体 (MS28034-3)			○		TFL-2
13	潤油供給温度	T_o	1	~200℃	測温抵抗体 (MS28034-3)	○				
14	潤油温度	T_{o7}	2	~200℃	熱電対		○	○		TSCV-X
15	コア・エンジン外表面温度	T_{ENG}	8	~700℃	熱電対			○		TENG-X
16	抽気(7段)温度	T_{b7}	1	~300℃	熱電対		○	○		TB7
17	抽気(12段)温度	T_{b12}	1	~500℃	熱電対		○	○		TB12
18	高圧圧縮機入口全圧	P_3	5	~1.8kg/cm²A	圧力変換器 (CEC1000)			○		P3-X
19	高圧圧縮機入口静圧	P_{S3}	5	~1.5kg/cm²A	圧力変換器 (CEC1000)			○		PS3-X
20	高圧圧縮機出口全圧	P_4	5	~25kg/cm²A	圧力変換器 (CEC1000)			○		P4-X
21	低圧タービン出口全圧	P_7	4	~1.5kg/cm²A	圧力変換器 (CEC1000)			○		P7-X
22	ファン静翼出口全圧	P_{31}	7	~1.8kg/cm²A	圧力変換器 (CEC1000)		○	○		P31-X
23	インテーク壁圧(静圧)	P_{S21}	4	~1.3kg/cm²A	圧力変換器 (CEC1000)		○	○		PS21-X
24	潤油供給圧力	P	1	~28kg/cm²A	圧力変換器 (MS28131-10)	○				
25	エンジン外殻振動	VIB	6	~5in/sec又は ~5mil p-p	圧電加速度センサ (ENDEVCO 6233 M30)	○			○	VIB-XXX
26	オイル・タンク油量計	Q_o	1	~25 liter	油量トランスミッタ (8TJ92CAD2)	○				
27	抽気(7段)差圧	P_{db7}	1	0~0.3kg/cm²D	圧力変換器 (PM822±15)			○		PDB7
28	抽気(7段)全圧	P_{tb7}	1	~6.6kg/cm²A	圧力変換器 (CEC1000)			○		PTB7
29	抽気(12段)差圧	P_{db12}	1	0~0.5kg/cm²D	圧力変換器 (PM822±15)			○		PDB12
30	抽気(12段)全圧	P_{tb12}	1	~16.4kg/cm²A	圧力変換器 (CEC1000)			○		PTB12
31	高圧タービン出口全圧	P_6	1	~5kg/cm²A	圧力変換器 (CEC1000)			○		P6
32	エンジン重心加速度	n_{ENG}	1		ストレイン・ゲージ型 (4-202-0001)			○		G-EZ

This document is provided by JAXA.

その他スロットル角度等4点の総計86 点を計測する。計測点の詳細は表4.2に示した。これらの計測量の大部分がデータ・レコーダに記録され，計器及びCRTでモニタされる。

(7) その他

エンジンの点火及びその他の電気作動機器にはFTB機の電源を使用した。発電装置IDG及び油圧装置は装備していないがIDG用オイル・クーラはファン流路抵抗として取り付けた。

4.2.3 制御パネル

試験母機の副操縦士席及び貨物室の操作ラックには個々の供試体ごとに固有の制御装置類を装備するためのスペース・プロビジョンが設けられている。このスペース・プロビジョンを利用して，FJRエンジンの操作，監視及び安全確保のための装置類を装備した。FJRエンジンが地上静止状態では最大4.71×10^4N（4.8ton）の推力を出しうるのに対して，試験母機の許容しうる推力が，3.24×10^4N（3.3ton）と定められているために2つの問題があった。1つはFJRエンジンを操作するフライ・バイ・ワイヤ系統の暴走が起こった場合にどのようにして押さえ込むかという問題である。これに対しては3つの対策が用意された。

第1は推力制限ストッパを採用し，電動アクチュエータの出力ロッドの最大変位をPLA角度0.698 rad（40°）に制限してFJRエンジンの出力を制限するものである。副操縦士席及び操作ラックのスラスト・リミット・スイッチを両方ともFREEの位置にした時にのみソレノイドに通電してストッパを解除できる。推力制限ストッパが掛かっているときにはFJRエンジンの推力は地上静止状態でも8.83×10^3N（0.9ton）以下に制限されている。この推力制限値は

イ．試験母機の＃1エンジンが故障し，かつ電動アクチュエータが暴走して推力制限ストッパに当たっている状態でヨー・コントロールが可能である。

ロ．試験母機の＃2エンジンが故障した場合にFJRエンジンのスロットル・レバを進めて電動アクチュエータの出力ロッドが推力制限ストッパに当たった状態で，FJRエンジンの推力による寄与により$V_2=6.74\times10$m/s（131 kt）で1.52m/s（300fpm）の上昇率増分を得られる。

という2つの条件を満たすように決められた。出力ロッドが推力制限ストッパの位置よりも高出力側にあるときに故障のために推力制限ストッパが掛かってしまってもスロットル・レバを引けば出力ロッドは推力制限ストッパを乗り越えて停止側に戻ることができるようになっている。

第2は電動アクチュエータの制御回路の故障時に，副操縦士席又は操作ラックのいずれかのエマージェンシィ・カット・オフ・スイッチをCUT側に倒すことによって，独立した別の回路を使って電動アクチュエータの出力ロッドをエンジン・カットの位置まで動かしFJRエンジンを停止させるものである。

第3は燃料シャット・オフ・バルブを閉じて燃料の供給を断つものである。

もう1つの問題は操縦士席からは直接に見ることができず，機内通話装置のみによって連絡を取り合っている貨物室の操作ラックにFJRエンジン用のスロットル・レバを設けて，操縦士の安全を確保できるかという問題であった。これに対しては当初，貨物室にはスロットル・レバを置かないという案，貨物室側のスロットル・レバのオーソリティを制限する案などが考えられた。しかし調整の結果，最終的にはオペレータによるFJRエンジンの始動及び再始動の実施及び地上での準備的なエンジン運転作業の便宜を考慮して，貨物室の操作ラックにも副操縦士席と全く同じ機能をもつスロットル・レバを設置することとした。ただし，2つのスロットル・レバの内どちらを有効とするかについての処置は副操縦士が行なうようにシステムが作られている。即ち，副操縦士席にのみスロットル・レバ切り換えスイッチがあり，これを操作することによって副操縦士席のスロットル・レバを有効とするか操作ラックのスロットル・レバを有効とするかの選択を行なうようになっている。安全確保のために飛行中には副操縦士が原則として供試エンジンの操作を行なうことになっており，再始動・始動を行なう場合にのみ，スロッ

This document is provided by JAXA.

トル・レバを操作ラックに切り換えて使用した。スロットル・レバの切り換えは飛行試験手順書に明記して誤解のないように飛行の都度確認しあった。地上での準備的なエンジン運転作業では通常操作ラックからFJRエンジンの操作を行ない業務を効率的に進めた。

(1) 副操縦士席

C－1機の副操縦士席廻りで残されたスペースを利用して，FJRエンジンの操作と監視及び安全確保に必要な機器類を人間工学的な合理性を以て配置するため，相当の期間をかけて設計検討作業が行なわれた。先に述べたFJRエンジンの推力制限の問題，スロットル・レバの切り換えの問題のほかに計器，警報燈の視認性の問題及びスロットル・レバとスイッチ類の操作性に関する問題があった。F－3エンジンの試験の経験を取り入れ，航空実験団のパイロットのアドバイスを受け，簡単なモック・アップ作業なども行なった結果得られた副操縦士席廻りの機器類の配置が図4.8に示されている。

イ．スロットル・レバ・パネル

スロットル・レバ・パネルは右手前方のサイド・パネルに設置した。C－1機のエマージェンシィ・ブレーキ・ハンドルを引くときにスロットル・レバによって手を傷付けないように配置の選定を行なった。スロットル・レバはF－3エンジンの試験で使用したものに

- レバを外舷にバネで押し付け，レバを引いたときにグランド・アイドル位置を越えて不用意にエンジンがカットされることのないようにする。
- MAX位置設定用のストッパと中間的な出力位置設定用のストッパを設ける。
- レバがスロットル・コードラント上のどの位置にあるかを分かり易すくする。

などの改修を行なった。スロットル・レバ切り換えスイッチをCOCKPIT側に倒すとスロットル指示灯が点灯する。エマージェンシィ・カット・オフ・スイッチはガード付きのスイッチとした。

ロ．TLA計

スロットル・レバと近い前方計器板の下部にTLA計を設け，電動アクチュエータの出力ロッドが正確に動いている事を確認しながらスロットル・レバ操作を行なえるように配慮した。

ハ．計器パネル

F－3エンジンの試験ではプラズマ・ディスプレイが付いていたセンタ・ペデスタルの前部の場所に，視認性のよい丸型のN_1（低圧系回転速度）計，N_2（高圧系回転速度）計，EGT（高圧タービン出口温度T_6）計及びWf（燃料流量）計を取り付けた。これらのうちN_2計とWf計は正規の航空計器ではなくシグナル・コンディショナの出力で駆動される電圧計である。

ニ．指示灯パネル

F－3エンジンの試験ではN_2計とEGT計が付いていたセンタ・ペデスタル前右隅の視認性の良い場所に指示灯パネルを設け滑油低圧警報灯，滑油フィルタ差圧警報灯，燃料フィルタ差圧警報灯及びスロットル・フェイル指示灯を集中的に設置した。

ホ．操縦士用エンジン制御パネル

右手サイド・パネルのもとアッシュ・トレイがあった位置に操縦士用エンジン制御パネルを設けた。このパネルにはスタータ・スイッチとイグニション・セレクタ・スイッチがあってエンジンの始動を行なうことができる。バルブ指示灯によってスタータ・コントロール・バルブが開いたことが示される。ガード付きのスラスト・リミット・スイッチがある。推力制限ストッパが解除されているときにはスラスト・リミット指示灯が点灯する。

ヘ．FTB消火パネル

試験母機に既設のパネルに配線変更を行なった。消火剤放出スイッチを2個の消火ボトルに対し2ショット用にした。

(2) 操作ラック

貨物室内部の操作ラックには試験母機に作り付けの汎用パネルがあるほか，CRTが設け

This document is provided by JAXA.

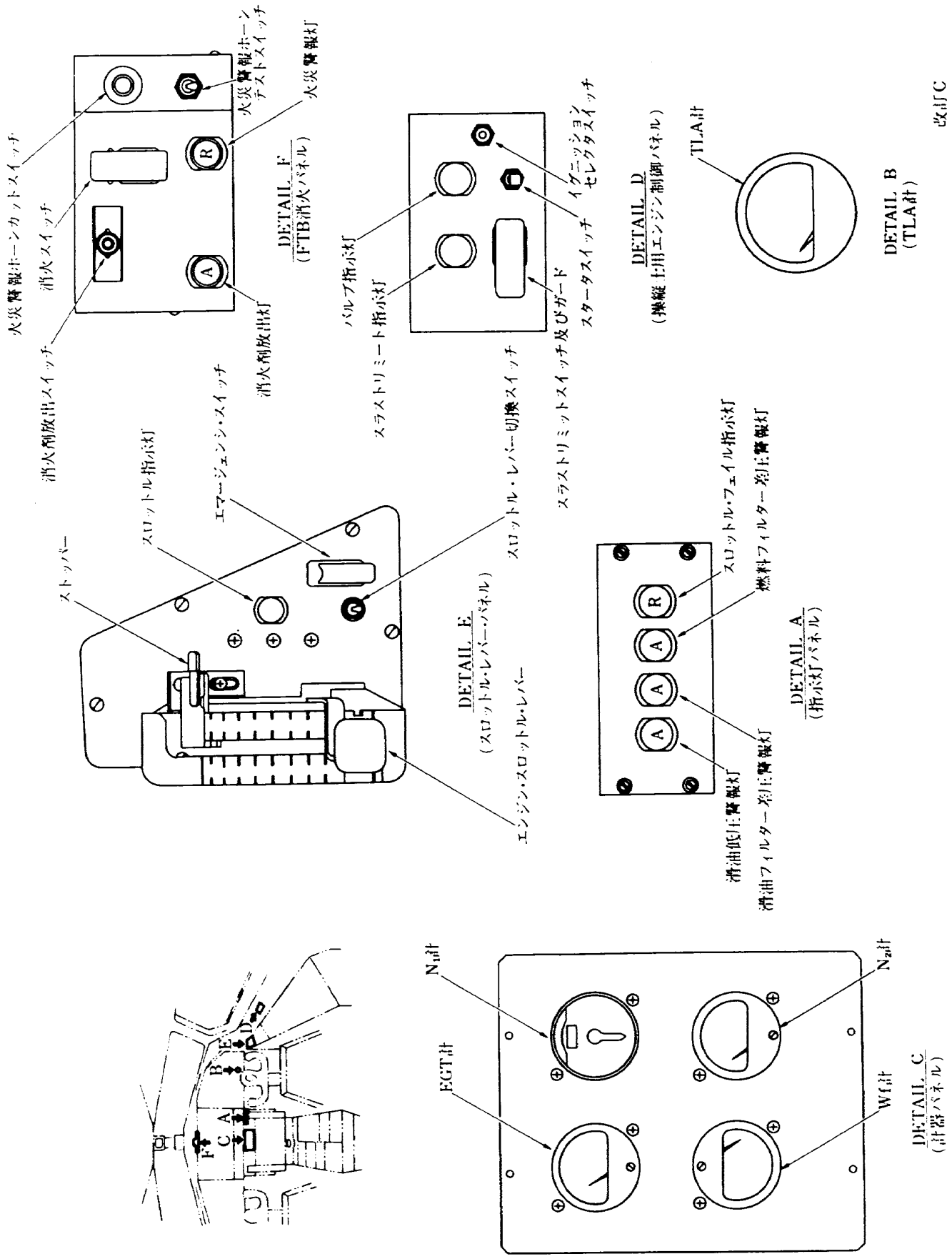


図4.8 操縦室FJR710/600Sエンジン計器及び制御装置

This document is provided by JAXA.

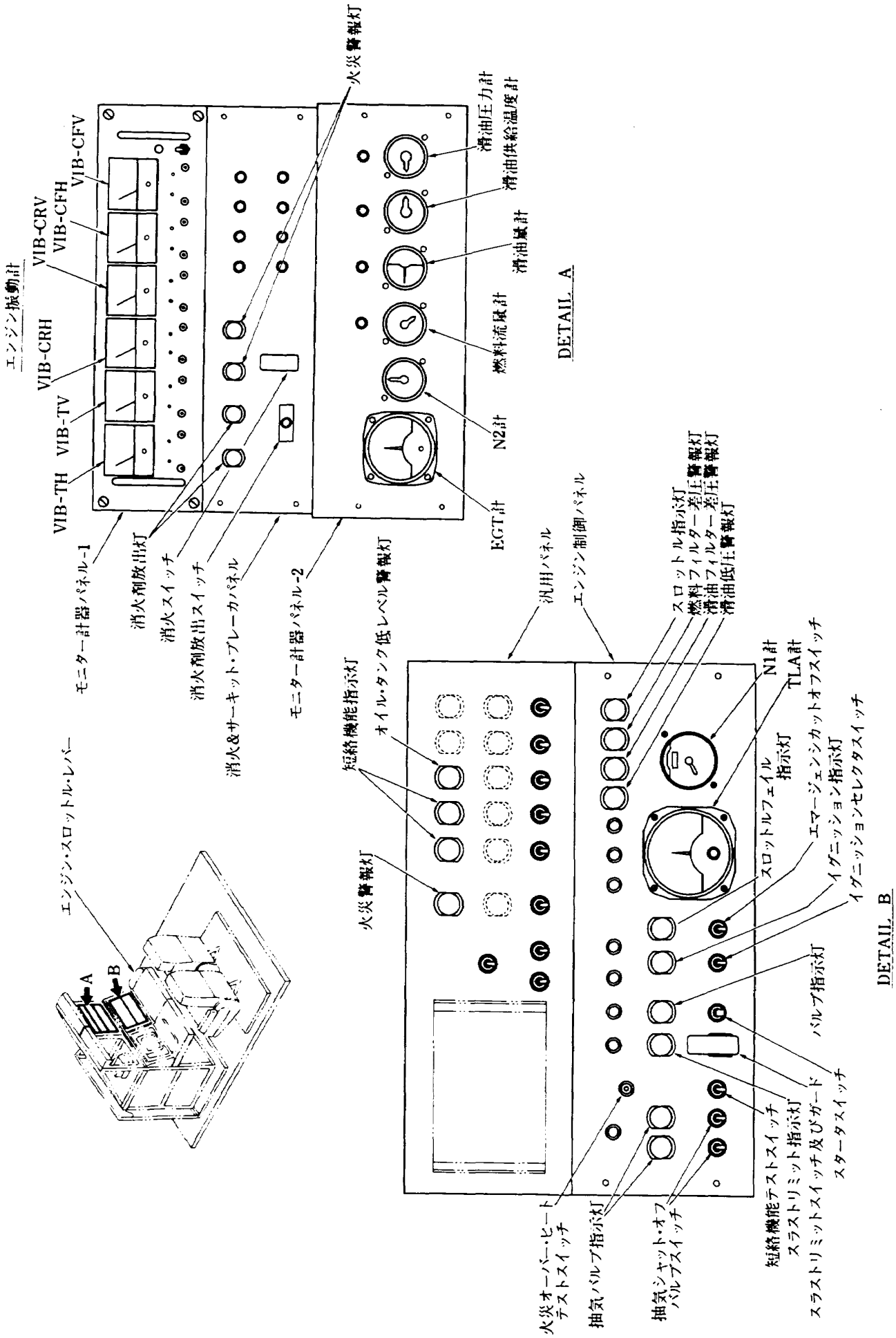


図 4.9 貨物室内FJR710/600Sエンジン計器及び制御装置

This document is provided by JAXA.

られており供試エンジンの作動諸元及び試験母機の飛行諸元を選択して表示できるようになっている。また十分なスペース・プロビジョンがあるので，FJRエンジンの運転操作，監視及び安全確保に必要な機器を総てオペレータ席の前に装備した。オペレータの背後に位置した試験指揮者からCRT，計器，指示灯及びスイッチ類を容易に見ることができ，試験をスムーズに進めるとともに異常事態に対して的確に対応が取れるようになっている。操作ラックのオペレータ席の前に設けた専用制御パネルが図4.9に示されている。

イ．モニタ計器パネル－1

このパネルは最上段にあって6個のエンジン振動計が取り付けられている。

ロ．消火＆サーキット・ブレーカ・パネル

副操縦士席よりもオペレータ席のほうがエンジンの状態について豊富な情報が得られるので，オペレータ席にも火災警報灯及び消火系統の操作に要する機器を設置し，火災等に対処できるようにした。オペレータが座席に着いたままで消火系統の操作に必要なスイッチに手が届くように配置が行なわれている。

ハ．モニタ計器パネル－2

EGT計，N_2計，Wf計，滑油量計，滑油供給温度計，滑油圧力計が左から右へ並べて取り付けられている。

ニ．汎用パネル

火災警報灯，短絡機能指示灯及びオイル・タンク低レベル警報灯が取り付けられている。

ホ．エンジン制御パネル

FJRエンジンはN_1計を推力の指標としているのでTLA計とN_1計が見易い位置についている。オペレータにスロットル・レバが渡ったことを示す緑の指示灯が右上隅にあり，続いて左へ燃料フィルタ差圧警報，滑油フィルタ差圧警報灯及び滑油低圧警報灯が配置されている。その左はサーキット・ブレーカ類である。TLA計の左にはスロットル・フェイル指示灯とエマージェンシィ・カット・オフ・スイッチがあり，その隣には点火・始動系統のイグニション・スイッチとスタータ・スイッチ及び対応する指示灯がある。その左隣はガード付きのスラスト・リミット・スイッチとストッパの解除を示す指示灯で，次に火災探知系統の機能をチェックするためのスイッチ類がある。左端は高圧圧縮機の中間段及び最終段からの抽気を行なうためのスイッチとバルブが開いたことを示す指示灯がある。

5. 関連試験

5.1 低速全機風洞試験

C－1フライング・テスト・ベッド機の設計段階で関連試験の一環として風洞試験が行なわれている（関連文書25参照）。このうちに外部搭載物の1形態としてFJRエンジンを想定したケースが含まれており，当該ケースでは最大揚力係数が2％程度減少し，ローリング・モーメントの発生量がエルロン角度で約0.122rad（7度）分に相当するとの報告が行なわれている。

しかし，FJRエンジン空中試験計画の検討を進めた結果，

(1) FJR710/600Sエンジン搭載形態ではパイロン下部が0.2m（200mm）程度ナセル構造内部に埋没し，その分だけナセルは主翼に近づく。このため主翼の被る空力干渉の増大について正確に知っておきたい。

(2) ナセルへのエンジン搭載方式を低騒音STOL実験機の高揚力システムに合わせ，排気合流形態としたためにナセルの全長が長くなり，若干大きめになった。このためフラップ下げ形態ではフラップ後縁とナセルの干渉が起こりうるので，その影響の程度について知っておきたい。

(3) 供試エンジンがアイドル状態及びウインドミル状態になる場合について，その影響の程度について知っておきたい。

(4) 試験の結果得られる空力特性データをFJRエンジン空中試験用供試体の設計，飛行シミュレーション試験及びFJRエンジン搭載形態の試験母機フラッター速度推算に使用する必

This document is provided by JAXA.

要がある。

などの理由から試験母機にFJR710/600Sエンジンを搭載する形態について低速全機風洞試験を行なう必要があると考えられるに至った。

この風洞試験はFJRエンジン空中試験用供試体設計製作(その1)契約の一部として昭和56年7月から11月の間に川崎重工業株式会社の手で行なわれた。試験計画については関連文書26及び27，風洞試験模型については関連文書28，試験結果については関連文書29にそれぞれ詳細に記述されているので，ここではその骨子を述べる。風洞試験用の模型(図5.1参照)は航空宇宙技術研究所が防衛庁技術研究本部からC－1 ECM機5%模型の一時管理換えを受けて官給し，これに抗

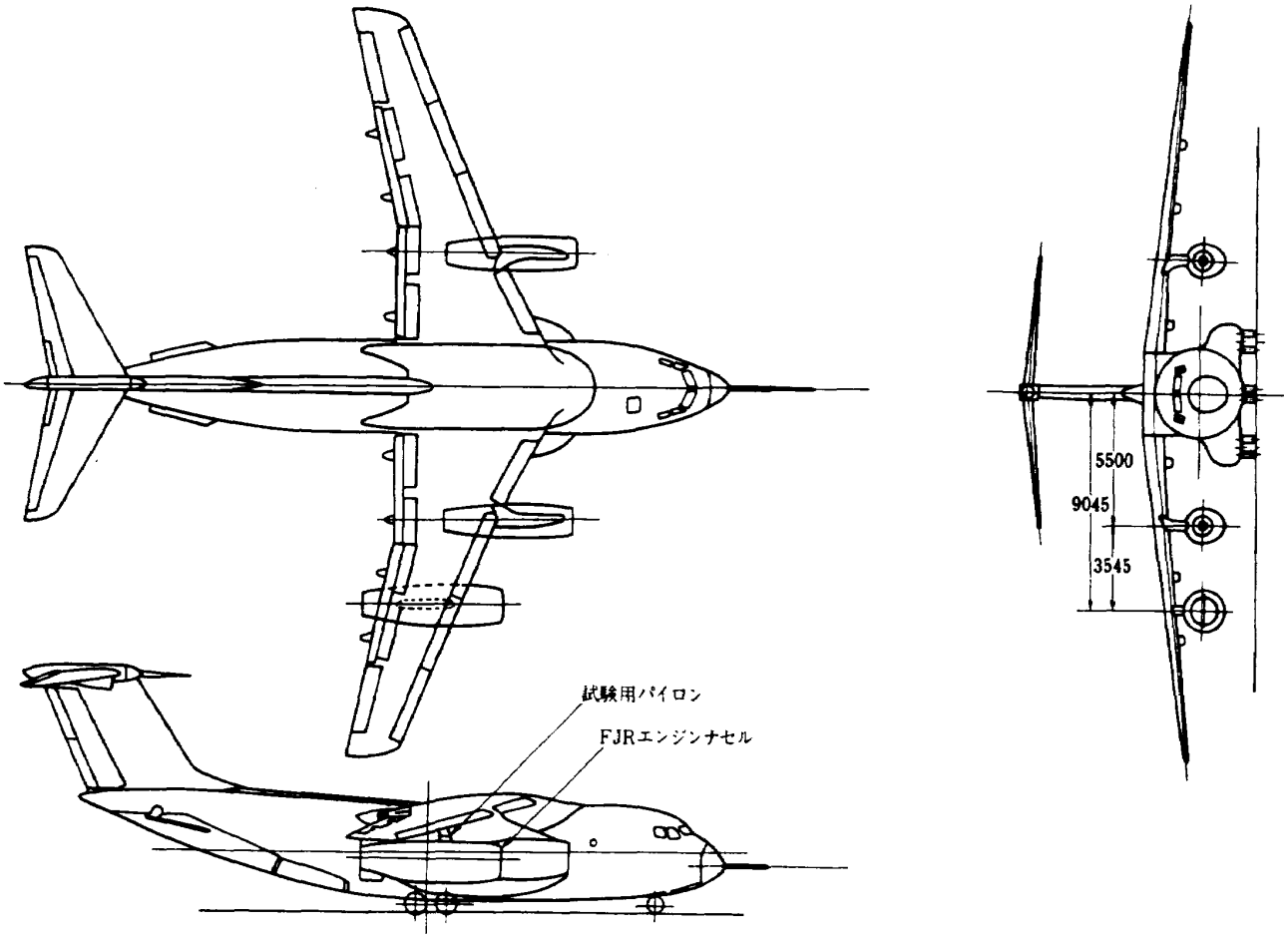


図5.1 低速全機風胴試験用模型全体組立図

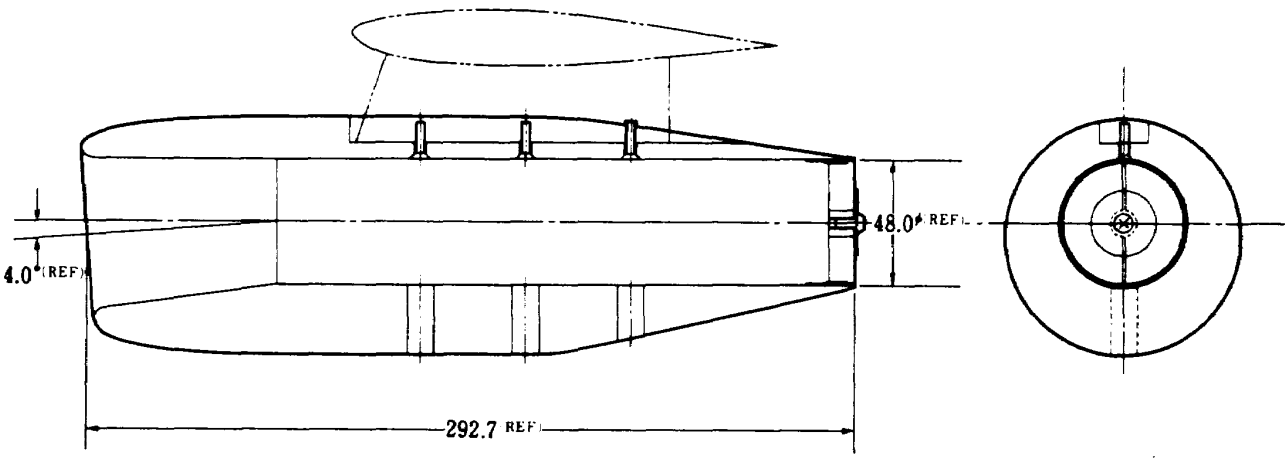


図5.2 FJRエンジン空中試験用ナセル模型組立図

This document is provided by JAXA.

力調整用円盤をもつFJRエンジン空中試験用ナセル5％模型（図5.2参照）を取り付けたものとした。試験には川崎重工業株式会社岐阜工場の低速風洞（2.5mφ）を使用し，NASTADT空力班及びKHI技術部空力課が担当して，

(1) 試験母機にFJRエンジン空中試験用ナセルを搭載したときの6分力データの取得。

(2) 比較のための試験母機（FJRエンジン空中試験用ナセル及びパイロンなし）の6分力データの取得。

(3) 供試エンジンがウインドミル状態にあるときの6分力への影響の調査。

(4) 供試エンジン・ナセルまわりの流れの気流子及びオイル・フロー法による観察。

が行なわれた。

試験の結果得られた知見の概要は次の通りである。

(1) 全機空力係数

イ．揚　力

- 最大揚力係数がC－1機に比べ，2％程度減少する。
- 揚力傾斜はC－1機なみである。

ロ．ピッチング・モーメント

- C－1機と比べ，ピッチング・モーメントが頭上げ側にわずかに増加する。
- ピッチング・モーメントの傾斜は，C－1機に比べて5％程度減少する。

ハ．抗　力

- パイロン及びFJRエンジン空中試験用ナセルによる抗力係数の増加は，フロー・スルー・ナセル（アイドル状態担当）で，0.003程度である。
- 抗力の増加はフラップ角度によって異なる。

ニ．ローリング・モーメント

- 供試体取り付け側の翼が下がる方向にローリング・モーメントが発生する。その大きさはローリング・モーメント係数で0.01程度である。
- ローリング・モーメントの横滑り角に対する傾斜はC－1機に比べて，形態により，5％程度増減がある。

ホ．ヨーイング・モーメント

- C－1機との違いは僅少である。

ヘ．横　力

- C－1機と比べて5％程度増加する。

(2) 失速特性

- 失速が起こる迎角はC－1機と同等である。
- 失速迎角を越えてもローリング・モーメントが大幅に変化することはない。

(3) エルロンの効き

- 供試体取り付け側のエルロンの効きはC－1機と変わらない。即ち供試体の後流はエルロンに影響を与えていない。

(4) 供試エンジン不作動時（ウインドミル状態）の影響

- フロー・スルー状態（アイドル状態相当）と比較して，抗力が増加する点を除けば，全機空力係数に大きな変化はない。

(5) そ の 他

- ナセル表面に沿った流れは一般に良好であった。
- 試験用パイロンとナセルの接合部には簡単なフェアリングを施せば十分である。

5.2 フラッタ風洞試験

試験母機にFJR710/600Sエンジンを搭載すると外見上ないし，空力的に非対称になることはいうまでもない。右翼の外舷部（BP9045R）に質量的2×10^3kg（2ton）の供試エンジン，ナセル，艤装品及びパイロンを装着する結果，約1.77×10^5N·m（18ton·m）のローリング・モーメントが重力によって発生し，これを打ち消すために右翼の補助燃料タンクを空にし，左翼の補助燃料タンクを満載とする形態での運用が必要になる。この場合，右翼への質量負荷が増加し，右翼の質量分布が特殊な姿をとることになり，機体全体としては左右非対称になっている。局所的にみるとFJRエンジン用のナセル・パイロンと右翼との空力干渉によってフラッタ特性に影響が生じることも考えられる。このため，FJRエンジン搭載形態の試験母機についてフラッタ風洞試験を行ない，エンジン空中試験の際の試験母機の運用包囲線設定のための資料を得ることとした。また，防衛庁

This document is provided by JAXA.

において試験母機の運用の規範文書として承認されている「C－1型輸送機フライング・テスト・ベッド機取扱い説明書」(関連文書31)にも同航空機に供試エンジン等を搭載する場合にはフラッタ風洞試験を行なうように要求されている。

フラッタ風洞試験は，C－1フライング・テスト・ベッド機の設計段階で関連試験の一環として行なわれたフラッタ風洞試験を担当した川崎重工業株式会社との間に請負契約を結んで，昭和57年6月から12月の間に実施することとし，エン

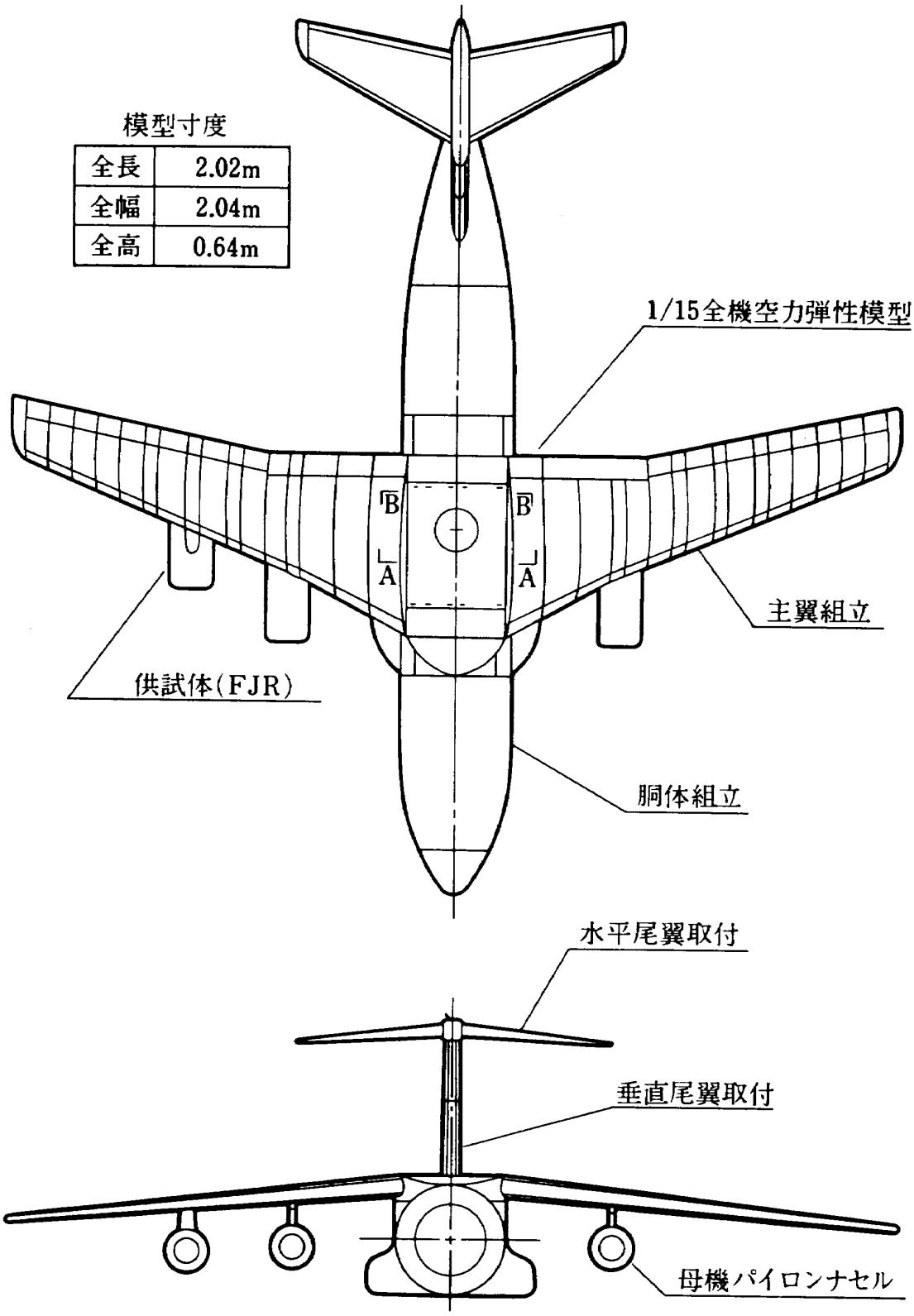


図5.3 フラッタ風洞試験用模型全体図

This document is provided by JAXA.

ジン空中試験室から機体第1部空力弾性研究室に技術面のアドバイスを委託した。

試験計画については関連文書32に，風洞試験模型については関連文書33に，試験の結果については関連文書34及び35にそれぞれ詳細に記述されているので，ここではその骨子について述べる。風洞試験用模型（図5.3参照）は航空宇宙技術研究所が防衛庁技術研究本部からC－1機空力弾性シミュレーション模型（1/15）の一時管理換えをうけて官給し，これにフロー・スルー型で質量，慣性能率，重心位置及びパイロンのたわみ影響係数をシミュレートしたFJRエンジン・ナセル・パイロン模型（図5.4参照）を取り付けたものとした。

試験には川崎重工業株式会社岐阜工場の低速風洞を使用し，技術部空力課が担当して

(1) 全機の振動数の測定。
(2) 主翼ノーダル・ラインの目視観察から得られる全機のモード図作成。
(3) 全機振動試験の振動データのランダム・デック処理による構造減衰の測定。
(4) 供試体パイロン・ナセルの縦及び横振動数の測定。
(5) 供試体パイロン・ナセルのたわみ影響係数（Cxx，Cyy）の測定。
(2) フロー・スルー・ナセル模型の揚力傾斜及びピッチング・モーメント傾斜の測定。
(7) フラッタ試験及びそのデータ処理。
(8) 風洞試験模型に関する振動計算及びフラッタ計算。

が行なわれた。

フラッタ風洞試験を実施するケースの設定にあたっては，

(1) 試験母機の燃料搭載状態のフラッタ特性に及ぼす影響。
(2) パイロンの縦及び横バネ剛性がフラッタ特性に及ぼす影響。
(3) フロー・スルー型ナセルを通過する空気流量のフラッタ特性に及ぼす影響。

について検討を行なえるように，これらを代表する因子の組み合わせを実現する合計11ケースの模型設定形態が選定された。

フラッタ風洞試験でのデータ取得ないし記録は風洞試験計測ブロック図（図5.5参照）に示したように主翼の左右翼根部2箇所及びFJRエンジン・ナセル・パイロン取り付け部1箇所のひずみゲー

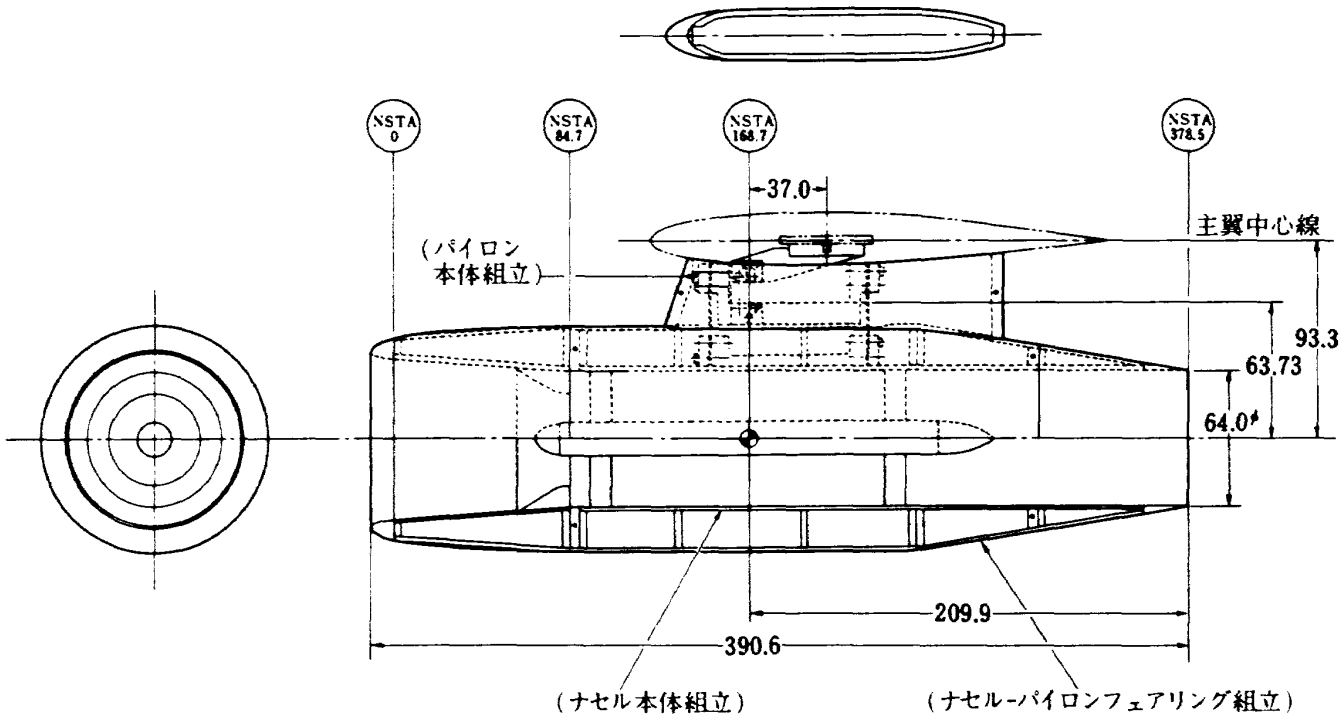


図5.4 FJRエンジン・ナセル・パイロン模型

This document is provided by JAXA.

ジ並びに両翼端部2箇所の加速度センサ出力をデータ・レコーダ及びペン・レコーダに記録するとともにリアル・タイム・アナライザーを介してX－Yレコーダに記録する方法をとった。試験状況のスチール写真(関連文書35参照)のみならずフラッタの発生を撮影したVTR記録が得られた。

データ・レコーダに収録されたフラッタ発生時のデータからフラッタ振動数を求めるとともに，1ケースにつき6～7点の風速に対する振動データをランダム・デック処理して減衰率の算出を行ない，U－g線図が求められた。

風洞試験模型を出来るだけ忠実にモデル化し，NASTRAN汎用構造解析プログラムにより振動計算とフラッタ計算が行なわれた。非定常空気力の算出には3次元DOUBLET LATTICE法を用いエンジン・ポッドに働く空気力は十字翼でモデル化された。

試験及び解析の全般から得られた知見の概要は次のとおりであり，この結果やがて行なわれる試験母機のFJR710/600Sエンジン搭載形態のフラッタ速度推算結果には大いに信頼性があると考えられた。

(1) フラッタ速度は燃料搭載状態によってほとんど影響を受けない。

(2) パイロンの横バネ剛性が大きくなるとフラッタ速度が増加する。

(3) パイロンの縦バネ剛性を変化させるとフラッタ速度が最小になる点があり，そのバネ剛性はこの試験で使用した標準のバネの場合の剛性に近い値である。

(4) フラッタ速度はフロー・スルー・ナセルを通過する空気流量によってほとんど影響を受けない。

(5) 計算値は試験値と良好な一致を示しており全てのケースについてフラッタ速度の計算値は試験値よりも小さいので安全側である。

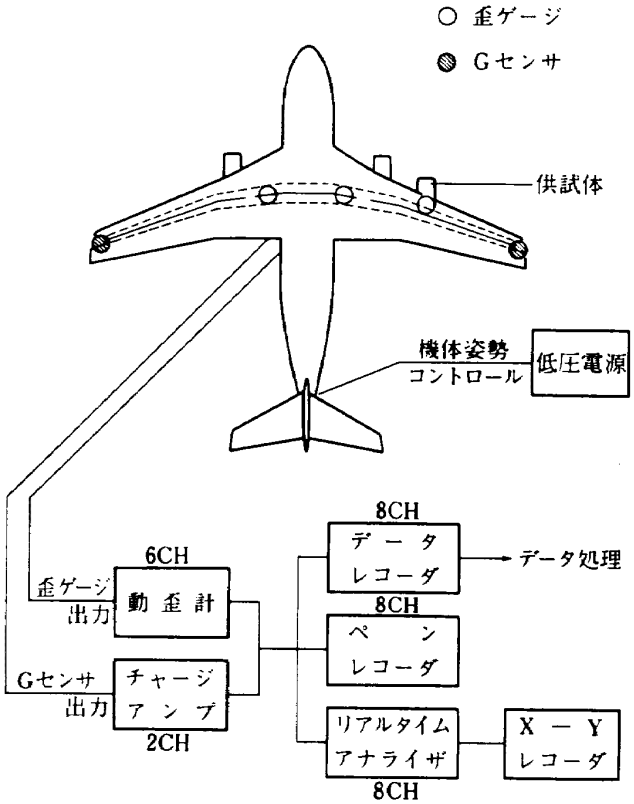


図5.5 風胴試験計測ブロック図

5.3 アダプタ応力確認試験

ナセル構造の項で述べたように，エンジンの推力を除く総ての荷重がアダプタ組立を経由してパイロンに伝達されるので，アダプタ組立は構造上極めて重要である。全く新規に設計・製作されたという事情もある。そこでアダプタ組立に静荷重を負荷し，荷重の流れ及び応力を調べ，FJRエンジン空中試験の実施に支障のないことを確認する目的でアダプタ応力確認試験を行なった。この試験はFJRエンジン空中試験用供試体設計・製作(その2)契約の一環として昭和57年5月から昭和58年6月の間に川崎重工業株式会社岐阜工場で行なわれた。試験計画については関連文書60に，試験結果については関連文書61，62に詳しく述べられているので，ここではその骨子を述べる。

図5.6に試験装置の概要を示す。供試体はFJRエンジン空中試験用供試体として製作したアダプタ組立そのものを使用し，パイロン・ダミーはアダプタを取り付けるために新たに製作した。供試体支持架台及びエンジン・ダミーはC－1 FTB機供試パイロン単体試験で使用したものに一部改修を加えて使用した。供試体の歪(応力)及び変位の測定は表5.1のように行なった。測定には主として多点デジタル静歪計を使用した。

試験は耐空性審査要領に基づく荷重条件のもとに，一方向の荷重を独立に負荷する単位荷重試験

This document is provided by JAXA.

と，これらの荷重を標定になるように組み合わせた実荷重試験を実施した。表5.2に負荷荷重を示す。アダプタ組立に入る荷重としては，ナセル構造に働きナセル・フレームを通して入るナセル荷重とQECに働くQEC荷重がある。QEC荷重には前方及び後方のエンジン・マウントから入る荷重のほかにラテラル・リンクからナセル・フレームを介して入るラテラル・リンク荷重が含まれている。これらの荷重のうち前方・後方のエンジン・マウントから入る荷重が大きな部分を占めているので本試験ではこれらのみを負荷した。負荷すべき荷重の配分はKASTAN構造解析プログラムによって求められたエンジン空中試験用ナセルの荷重（関連文書63参照）に従って行なった。

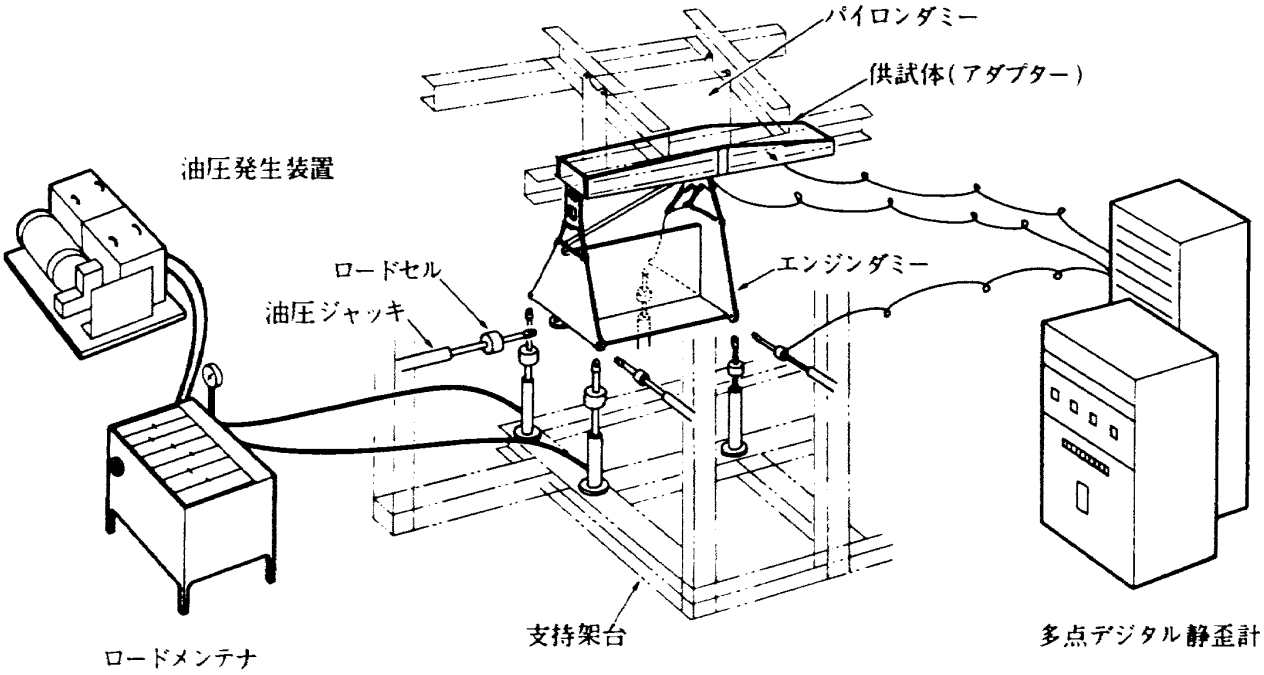


図5.6　試験装置全体概要図

表5.1　測定項目一覧表

測定項目	測定場所及び測定方法	測定点数
歪(応力)測定	アダプター組立	
	側板(L／H)	3軸×7ヵ所
	側面フランジ(L／H)	単軸×15カ所
	側板(R／H)	3軸×7カ所
	側面フランジ(R／H)	単軸×15カ所
	底板	3軸×3カ所
	ウェブ	3軸×5カ所
		単軸×4カ所
	リンク類	(4ゲージ)6カ所
	前方マウント本体	3軸×1カ所
		単軸×2カ所
	後方マウント本体	3軸×1カ所
		単軸×2カ所
変位測定	アダプター組立	11点
	パイロン・ダミー	4点

This document is provided by JAXA.

表5.2 負荷荷重一覧表

単位荷重試験

ケース	荷重種類	荷重
1	Fx	3.24×10⁴N
2	n_y	−1.33G
3	n_z	4.53G
4	Mx	1.750×10⁴N·m

実荷重試験

ケース	荷重種類	荷重
5	横荷重(+) スラスト有	n_y=1.33G Fx=3300kg 実施せず
6	横荷重(−) スラスト有	n_y=−1.33G Fx=3.24×10⁴N
7	上向突風 スラスト有	n_z=4.53G Fx=3300kg
8	下向突風 スラスト有	n_z=−2.53G Fx=3300kg

表5.2に示された荷重の0%〜100%の間を，20%毎に負荷し，歪(応力)と変位を計測し，応力については全般に良好な線形性を示すデータが得られた。単位荷重試験結果の合成値と実荷重試験の結果には良い一致が見られた。またアダプタ組立の強度上問題となる応力値は見られなかった。変位についてはパイロン・ダミーの変位及びアダプタ組立とパイロン・ダミーの結合部ガタ等のためにアダプタ組立単体の正確な変位を計測するには至らなかった。試験終了後アダプタ組立の検査を実施したが永久変形等の異常は認められなかった。KASTAN構造解析プログラムによる応力解析結果と試験結果を比較したところ，各ケースとも応力及び荷重の流れに良い一致が見られ，ほぼ設計時に期待した通りの結果を得た。

5.4 飛行シミュレーション試験

5.4.1 試験の目的

試験母機にFJR710/600Sエンジンを搭載すると試験母機の飛行運用上幾つかの難しい問題を抱え込むことになる。一つには外見からくる心理的な要因がある。質量的2×10³kg(2ton)，外径1.8m(1800mmREF)，全長5.855m(5855mmREF)のFJRエンジン搭載用ナセルを供試体懸架用パイロンを介して右翼の外舷部(BP9045R)に取り付けるとナセル最下部から地面までの空隙が1.258m(1258mmREF)しかなく，ナセルがJT−8Dエンジン用ナセルと比べて随分と大きく見えることもあってパイロットに相当の圧迫感を与える。この心理的圧迫感の背景には供試エンジン及びナセルの構造，艤装及びその機能の安全性，信頼性に関する未知の要素が作用しているとともに，FJRエンジン搭載形態の試験母機がもつ飛行力学的にみて特異な性質に対する予見が大きく影響している。FJRエンジン搭載形態の試験母機について飛行シミュレーション試験(関連文書76)を行なう主要な目的は

(1) 同航空機の飛行性について理解を深め，安全な飛行の可能性について見通しを得ること。
(2) 同航空機に対する飛行安全上の運用制限を定量的に把握すること。
(3) 緊急事態に対処する操作方法を確立し，その効果を評価すること。

などにより心理的圧迫感を緩和し，飛行試験の安全性を確保することにあった。また，この意味からシミュレーション試験はFJRエンジン空中試験を実施できるかどうかを決定する重要な要因の一つでもあると考えられた。

5.4.2 左右の非対称性

同航空機は，つぎに述べるような左右の非対称性を備えているために操縦に難しさがあると考えられる半面，飛行シミュレーション技術面から見ると興味深い機体である。即ち

This document is provided by JAXA.

(1) 右翼の外舷部(BP9045R)に質量約2×10^3kg(2ton)の供試エンジン，ナセル，艤装品及びパイロンを装着する結果，約1.77×10^5N·m(18ton·m)のローリング・モーメントが重力によって発生する。これを打ち消すために右翼の補助燃料タンクを空にし，左翼の補助燃料タンクを満載とする形態での運用が計画された。この場合にも，尚約8.8×10^4N·m(9ton·m)のローリング・モーメントが残存する。これをエルロンを使って修正することになるが，そのために必要なエルロン修正操舵量は飛行速度が低下すると急激に増大する。

(2) 右翼の質量分布が特殊な姿をとることになり，慣性主軸は胴体の幾何学的な対称面から右舷にずれている。このために縦の運動と横の運動の間で連成が起こる。たとえば昇降舵のみを使って引き起こし操作をおこなうと，右へのロール運動が付随して発生する。

(3) 供試エンジン用ナセルと右翼の空力干渉のために供試体取り付け側の翼が下がる方向にローリング・モーメントが発生する。

5.4.3 試験実施の経緯

これまでに述べてきたような理由からFJRエンジン搭載形態の試験母機飛行シミュレーション試験がFJRエンジン空中試験の準備段階における極めて重要な試験であることは明らかである。そのための空力モデルの作成に必要な低速全機風洞試験(5.1項参照)がまず昭和56年度に実施された。飛行シミュレーション試験はエンジン空中試験室から計測部の飛行シミュレーション研究室にその実施が全面的に委託され，3回に亘って実施された。昭和56年末には，STOLプロジェクト推進本部の定例連絡会議の席上，シミュレーション試験の実施の必要性について異議が申し立てられ，論議の末シミュレーション試験の実施が承認される一幕もあった。

昭和57年に入ると飛行シミュレーション研究室において，飛行シミュレータの操縦席周りを試験母機に合わせるための改修並びにFJRエンジン搭載形態の試験母機のダイナミックス・モデル及び演算プログラムの開発が進められた。このモデルは質量分布の左右非対称を重心位置，慣性能率及び慣性乗積について考慮し，胴体の左右対称面から右にずれた重心点まわりで空気力の寄与を記述し，空力データを迎え角，横滑り角など飛行変数の関数テーブルで与えるようになっているために，6自由度の非線形微分方程式をアダムス・バシュフォース・2次法によって解くものである。モデルにはこのほかにもつぎのような特徴がある。

(1) シミュレーション試験を開始する初期トリム点の設定はシミュレータが自動的に短時間でおこなうようになっている。

(2) 飛行シミュレータの計算機コンソール卓での簡単な操作で試験母機へのFJRエンジンの着脱操作をおこなうことができる。

(3) エンジン及び操縦系統の故障模擬がコンソール卓での簡単な操作で行なえる。

(4) 横風，擾乱を任意の方向と強さで設定できる。

昭和57年4月には川崎重工業株式会社との間で結ばれたFTB機飛行シミュレーション試験(第1回)用空力データ製作契約により，低速全機風洞試験の結果に準拠して，シミュレーション試験研究室が発行したデータ・フォームに従って，飛行シミュレーション試験に使用する空力データ(関連文書36参照)が作成された。同データはシミュレーション研究室の手で前述のダイナミックス・モデルにインプットされた。

飛行シミュレーション試験は昭和57年5月，昭和57年9月及び昭和58年12月の都合3回に亘って実施された。第2回と第3回の間で，飛行シミュレータは固定操縦席・地形模型方式視界から可動操縦席・CGI方式視界に更新された。

5.4.4 第1回試験

第1回飛行シミュレーション試験は第2回以降の試験のための準備段階として計画され，昭和57年5月24日から28日の間に飛行シミュレーション研究室において行なわれた。川崎重工業株式会社から，労務借り上げにより，パイロット1名技術員2名が参加した。ダイナミックス・モデルの作動評価，操縦席周りの改修箇所等の評価，及び

This document is provided by JAXA.

FJRエンジン搭載形態での飛行性の評価及び搭載の有無による相異の調査がおこなわれた。関連文書39には極めて詳細なパイロットの所見が記載され，関連文書38，40に試験手法，試験条件，試験結果並びに結論または対策が記載されているのでここではその骨子を述べることとする。

(1) シミュレータ装置の評価

シミュレータ装置（ダイナミックス・モデル，アルゴリズム，操縦装置，計器・表示装置）の特性がC－1機の特性を基準にして調査・評価され，

イ．機体に左旋傾向がある。

ロ．旋回中に内滑り傾向がある。

ハ．昇降舵操舵力が過大である。

ニ．エルロン操舵力がC－1のLACSオフよりやや軽く，フィールが良く，操舵し易い。

ホ．方向舵操舵力がC－1よりかなり軽い。

ヘ．ピーブ・トリムの効きが操作に対して若干遅れる。

ト．操舵に対する機体の応答（画面の動き）がごく僅か遅れるためオーバ・コントロールを誘起する恐れがある。

との指摘が行なわれている。操縦力を除けばほぼC－1機の特性を示しており，FJRエンジンの有無による飛行性の違いを評価できると判断された。第1回の試験の範囲内では評価に影響を及ぼさないか，慣熟によって克服可能と評価された。イ．およびロ．についてはアルゴリズムを調べて対策を行ない，ハ．については調整を行なうこととした。

(2) 飛行性についての所見

FJRエンジンの搭載及びその操作に関連すると考えられ，FJRエンジンなしの場合に付け加えるべき主要な所見として，つぎのものが上げられている。

イ．表5.3に示されているように左にホィールを回した状態で翼水平になり，その分だけ操作に注意を要する。

66.9m/s（130kt）ではホィールが0.59 rad（34°）も左にまわった状態での操縦であり全般に非常に操作しにくいとの所見がなされている。定常横滑りの静定が難しいのもホィールの左傾と関係がある。

着陸時にホィールが傾いているために，パイロットが無意識に操作しロール運動を自励する。このためFJRエンジンなしの場合に比べて横がややふらつく。

ロ．FJRエンジンの急加減速によるトリムないし姿勢の変化は小さく，急加減速操作は全般に容易である。

ハ．離陸浮揚と同時に僅かに右へ傾こうとするが十分に操縦可能である。

ニ．母機エンジン（JT－8D）の片発停止時に加速上昇能力がない。

ホ．横風7.7m/s（15kt），軽度の擾乱(light turbulence)を受けての離陸で，風見効果に対処するための方向舵を使用するが，左横風の場合には補助翼と方向舵の使用を適切にしないと離陸後の右傾傾向と重なる。

ヘ．横風10.3m/s（20kt），軽度の擾乱を受けての離陸で

(イ) 左横風では直進がかなり難しく蛇行する。浮揚後の右傾を修正するのに補助翼，方向舵の素早い対応操作を要し

(ロ) 右横風では左に比べて補助翼，方向舵とも操舵量が1/2程度で，離陸操作が容

表5.3 翼水平トリムに要する舵角とホィール角

形態	トリム速度	補助翼	方向舵	ホィール
クリーン	220kt	左8.5°	左1°	左18°
クリーン	180kt	左8°	左1.5°	左19°
クリーン	130kt(1.1Vs)	左15°	左1.5°	左34°
着陸δf＝35°脚下げ		左7.5°	左2°	左15°

This document is provided by JAXA.

易である。

ト．FJRエンジン搭載により右翼側の接地角が0.175rad（10度）に制限されているので，着陸時に右傾しないようにホィール操作に注意を要する。

チ．中程度の擾乱 (medium turbulence) を受けてのアプローチ・着陸でホィールの左傾に関連して，

(イ) 旋回操作ではホィール左傾と擾乱による姿勢変化への対応が重なって，横がふらつきやすくパイロットのワーク・ロードが増し

(ロ) コースの保持について，擾乱による姿勢変化への対応がオーバー気味になりやすく，横がFJRエンジンなしよりも不安定

(ハ) フレア・接地ではホィールの左傾に注意しないと右に機体を傾かせる

リ．強い擾乱 (heavy turbulence) を受けてのアプローチ・着陸では

(イ) 水平飛行でホィールの傾き分だけ横の動きが擾乱と重なって不安定になる。

(ロ) コース・経路の保持はホィールの左傾のためにオーバ・コントロールを自励して更に難しい。

(ハ) 横のコントロールがオーバ・コントロールになりやすく，それと重なって降下率の制御が難しい。

ヌ．横風7.7m/s（15kt）軽度の擾乱を受けてのアプローチ・着陸では，

(イ) 降下中に横のコントロールがふらつき，速度のコントロールが難しい。右横風の方がコースの保持が易しい。

(ロ) 接地時に右傾しないように補助翼と方向舵の使用に注意を要する。ウイング・ロウでの接地は出来ないが，ウイング・レベルでの接地は可能

ル．横風10.3m/s（20kt）軽度の擾乱を受けてのアプローチ・着陸では

(イ) ホィール操作がオーバ・コントロールを誘起して，コース・経路角の保持がさらに困難になる。

(ロ) 接地時沈下率は1.52～2.54m/s（300～500fpm）で傾きとスリップが残る。ワーク・ロードが非常に大きい。

(3) パイロット・レイティングによる飛行性の評価

ミッション・タスク，FJRエンジンの有無及び外乱の程度に応じ，パイロット・レイティングによる飛行性の評価は表5.4のようになっている。

(4) 航空実験団への報告

昭和57年6月16日に航空実験団に対して試験の成果の報告が行なわれた。その際に次の点について協議が行なわれ，第2回試験の実施時期と内容について打ち合わせが行なわれた。

イ．着陸フェーズでの左横風と右横風による影響の違い

ロ．接地時にとる偏揺れ角の大きさ

表5.4 飛行性の評価

離陸

外乱	FJR有り
静穏	4
横風10kt左	4
右	4
横風15kt左	4
右	4
横風20kt左	6
右	4

着陸

外乱	FJR無し	FJR有り
静穏	3	4
軽度擾乱	3	4
中程度擾乱	4	5
強い擾乱	6	6
横風10kt軽度擾乱	3	4
横風15kt軽度擾乱	4.5	5
横風20kt軽度擾乱	6	7

This document is provided by JAXA.

ハ．離陸及び着陸フェーズでのエンジン片発停止による影響及びその左右の違い

ニ．着陸復行

ホ．離陸ローテイションに対する制限

ヘ．SRG－0029 FJRエンジン空中試験用供試体設計製作（その1）基本計画書（関連文書57）の2.2.3安定性及び操縦性の項の記述と飛行シミュレーション試験の所見の相異の有無

ト．CGIディスプレイの装着時期

5.4.5 第2回試験

第2回の飛行シミュレーション試験は昭和57年9月16日から22日の間に行なわれ，川崎重工業株式会社から雇い上げによって参加したパイロット2名のほか，航空実験団から1名のパイロットを招くことができた。関連文書37「C－1 FTB機飛行シミュレーション試験報告書」に，試験目的，試験結果の概要及び結論，試験場所及び試験装置，試験日程，試験実施担当者，試験内容，試験結果，パイロット・コメント及び試験記録が整理・集積されている。同報告書は航空宇宙技術研究所，航空実験団及び川崎重工業株式会社の関係者の出席のもとで技術面からの検討・諒解を経て承認され，一部に未確認の問題は残っているけれども試験母機にFJRエンジンを搭載して空中試験を行なうことに基本的な問題はないとの方向付けが得られた。このシミュレーション試験はFJRエンジン空中試験の実施の可否を決定する岐路の一つであったと思われるので，ここでは同試験の背景になる情報として，機体／エンジン・モデルの概要，シミュレータ装置と実機の相異及び試験を実施したケースについて説明を行なったのち，同報告書から「試験結果の概要及び結論」を原文のまま引用しておく。

(1) 機体／エンジン・モデルの概要

イ．機体モデルはエンジン空中試験の対象となるクリーン$\delta f = 0$rad（0°），離陸$\delta f = 0.262$rad（15°）及び着陸$\delta f = 0.611$ rad（35°）の3形態とし，その間のフラップ操作に伴なう特性は，フラップ角度による直線補間でモデル化を行なった。

ロ．飛行範囲は，低速側では上記3形態ともに失速速度まで（第3回試験に於いては，C－1機失速試験記録より得られたデータからバフェット・モデルを作成し，可動コクピットに振動を与えた）であり，高速側ではクリーン形態でマッハ数0.8までのモデルを作成した。

ハ．故障モデルについて，母機及び供試エンジンの故障を模擬可能とした。（第3回試験では，スポイラ系統及びヨー・ダンパ系統の故障／暴走を模擬可能とした。）

ニ．エンジン・モデルについては，母機エンジン及び供試エンジンともにウインドミル及びグランド・アイドルから最大レイティングまでの模擬を可能とした。

(2) シミュレータ装置と実機の相異

関連文書37の報告によれば，シミュレータに表現されたC－1機モデルとC－1実機の相異として，つぎの5点が上げられている。

イ．モデルの方が昇降舵操舵力が重い。

ロ．モデルの方が全般に縦の安定が良い。

ハ．モデルの方が方向舵操舵力が軽い。

ニ．操舵に対して模擬視界の応答が若干遅れる。これが低高度での操舵の場合にオーバ／アンダ・コントロールの誘因になる。

ホ．カメラの縦の動きに引っ掛かり，ぶれが時に起こり，離陸，着陸等すばやく的確な操作を要する場合にオーバ／アンダ・コントロールを招き易い。

ただし，試験母機の飛行性に及ぼすFJRエンジン搭載の影響を評価するには支障がない範囲であるとのパイロット評価が得られた。

また，航空実験団で行なわれた1.5×10^3 kg（1.5ton）ダミー搭載飛行試験で経験された失速後の左バンクと本シミュレーション試験の知見〔5.4.5(4)ホ．参照〕の類似性及び2×10^3kg（2ton）ダミー搭載試験と本シミュレーション試験の全般的な印象の類似性が航空実験団パイロットから指摘された。

(3) 評価試験のケース

評価試験のケースの選択に当たっては，FJRエンジン空中試験で想定される試験母機

This document is provided by JAXA.

の運用領域と形態を考慮し，岐阜基地での運用に留意し，緊急事態での安全性に見通しをつけることを念頭において，表5.5に記載のケースの試験を行なった。

(4) 試験結果の概要及び結論

試験の結果，FJRエンジンによる空気力，重量の非対称の影響，FJRエンジンの急加減速の影響，失速特性，片発離陸について以下のことが分かった。

イ．FJRエンジンによる空気力，重量の左右非対称の影響は

(イ) トリム時にコントロール・ホイールが左傾しているため，慣れるまでは無意識にホイールを水平に直して横を乱し易い。しかし，すぐ慣れるので問題ない。

(ロ) 重心位置が機体中心線から横にずれていることにより，縦操舵に伴ない，引きの場合は右，押しの場合は左のバンクが発生する。

ことである。しかし，いずれもコントロール可能でパイロットにとって大きな問題ではない。

ロ．FJRエンジンの急加減速による機体の姿勢変化はC－1実機のエンジン故障と同程度であり，姿勢の立て直しと保持は難しくない。FJRエンジンの急加減速の際は母機エンジンを同時に使用すると姿勢変化はさらに小さくなる。

ハ．離陸浮揚時に右にバンクするが，その発生はマイルドで，エルロン及びラダー・トリム設定ゼロで十分容易に対処できる。

ニ．着陸時にはFJRエンジン搭載による特性の変化はパイロットにとってほとんど分からない程度である。

ホ．失速はC/N，T/O〔$\delta f = 0.175$rad＝(10°)〕，L/D〔$\delta f = 0.611$rad＝(35°)〕の各形態とも失速時に右に滑るとともに左にバンクする。その時コラムフォースをゆるめるだけで機首が下がり，すぐに増速し，エルロンが効いてくるので，回復は十分可能であり，問題ない。

ヘ．片発離陸（V_1で母機エンジン片発停止，離陸継続）についてのパイロット評価は"可能であるが難しい"（P.R.6～7）であった。

FJRエンジンを付けない状態（C－1）で

表5.5　第2回飛行シミュレーション試験実施ケース表

飛行任務	飛行形態			FJR推力	大気条件
	クリーン形態	着陸形態	離陸形態		
正常飛行	S字飛行 (高度速度保持) 154kt/10M，220kt/10M 250kt/25M，220kt/30M	定点着陸 $V_{TH}+10$：126kt	離陸上昇 V_1/V_R：125kt V_2：131kt	零推力 (＝Idle)	静穏
失速／回復	昇降舵引き減速 減速率：0.5kt/s	昇降舵引き減速 減速率：0.5kt/s	昇降舵引き減速 減速率：0.5kt/s	零推力 (＝Idle)	静穏
エンジン故障	直線飛行 /10M	定点着陸 200ft E/G OUT	離陸上昇 V_1 E/G OUT	零推力 (＝Idle)	静穏
横風特性		定点着陸 横風：10,15,20kt	離陸上昇 横風：10,15,20kt	零推力 (＝Idle)	静穏、一部にMedium Turbulence
FJR加減速	直線飛行 154kt/10M，220kt/10M 250kt/25M，220kt/30M			Idle Max	静穏

This document is provided by JAXA.

のシミュレーションでも基本的に同じ評価であり，C－1実機の模擬片発離陸ではより容易に対処可能であることから，シミュレーション上の問題（FJRエンジン搭載に起因することではない）と考えられる。またこの状態でもローテイション速度をV_R+2.6m/s（5kt）とすることや，引き起こし姿勢を小さく〔θ=0.175～0.209rad（10°～12°）程度に〕，幾分ゆっくり引き起こすことによって離陸がより容易となることが確認された。

以上の結果，次の結論を得た。

FJRエンジンを搭載し，空力的及び質量1×10^3kg（1ton）の非対称を持つC-1 FTB機の飛行特性でエンジン空中試験を行なうことは基本的に問題ない。ただし，片発離陸についてはより良いシミュレーションが可能になった段階で，さらに検討することが好ましい。

5.4.6 第3回試験

第3回の飛行シミュレーション試験は昭和58年12月7日～9日及び12日～14日の2回に分けて，航空実験団から合計7名のパイロットと2名の技術幹部の参加をえて実施された。この飛行シミュレーション試験の目的は昭和59年2月から実施を予定されているFJRエンジン空中試験を安全，且つ効率的に実施するため，航空宇宙技術研究所のフライト・シミュレータを使用して，FJRエンジン搭載形態のFTB機について飛行特性の確認，緊急対処手順及び試験飛行手順の検討資料を確保することとされた。

岐阜において航空実験団，航空宇宙技術研究所及び川崎重工業株式会社の関係者が出席して，飛行シミュレーション研究室からの提案を叩き台にして試験計画の検討が行なわれた。試験計画の最終案が航空実験団飛行隊の手でまとめられた。緊急事態等を想定した航空機形態の飛行シミュレータ上での模擬について航空実験団から事前にリクエストが寄せられた。試験準備の時期が可動操縦席CGI模擬視界装置の導入工事の時期と重なったために，飛行シミュレーション研究室ではしばしば深夜に及ぶ努力が行なわれ，この飛行シミュレーション試験は更新された飛行シミュレータによる初めての印象深い試験となった。飛行課のパイロットにより，飛行シミュレータの特性の事前確認及び試験期間中の協力のため支援が行なわれた。

試験の業務分担についてみると操縦が航空実験団パイロットにより行なわれたのは言うまでもなく，試験の進行，所見の収集，X－T記録の収集の相当部分も航空実験団の手で行なわれ，飛行シミュレーション研究室が計算機操作，記録，総括業務を中心に担当するという形でFJRエンジン空中試験の全体を特徴づける極めて緊密で効果的な協力関係の嚆矢となった。

(1) 飛行シミュレータ装置

飛行シミュレータ，可動操縦席及びCGI模擬視界装置についてはそれぞれ刊行予定の関連文書41，42，43に記述が行なわれているので，ここでは当該の試験のはじめに飛行シミュレータの特性把握のために行なわれたC－1機形態での飛行模擬についてのパイロットの所見を関連文書44から再録しておく。

(2) 試験項目

FJRエンジン搭載形態のFTB機について飛行特性の確認を行なうために通常離陸，片発離陸，上昇，縦静安定性，短周期運動，機動性，ダッチ・ロール特性，サイド・スリップ特性，失速特性，V_{MCA}，速度変更，FJRエンジン急加減速，緊急対処，通常着陸，片発着陸をおこなった。各試験項目において，形態，重量，フラップ設定，脚の上げ下げ，FJRエンジンの作動状態，飛行速度及び高度等が，FJRエンジン空中試験での運用を想定して設定された。

緊急手順については，

イ．片発離陸時のFJRエンジンのウインドミル，固着及び暴走と横風の重畳。

ロ．燃料マネージメント不具合を想定した非対称重量増加。

ハ．油圧系統故障。

ニ．ヨー・ダンパー暴走。

ホ．片発着陸時のヨー・ダンパー不作動，スポイラー不作動，擾乱，及び横風。

This document is provided by JAXA.

表5.6　取得データまたはパイロット・コメント

略号　TO:離陸、CR:巡航、PA:アプローチ、DN:脚下げ、UP:脚上げ、GI:グランド・アイドル、WM:ウインドミル、FX:固着、NI:暴走、MAX:最大推力、40%:当該飛行状態での最大推力の40%、70%:当該飛行状態での最大推力の70%、YD:ヨー・ダンパー

番号	試験項目	形態	重量 ton	フラップ deg	脚	FJR状態	その他	取得データ又はパイロット・コメント
1	通常離陸	TO	40.7	10	DN	GI	無風	V_1、V_R＝125kt、V_2＝131kt 1．ホイール舵角は約20°位左に使用している。使用量は速度が変化しても余り変わらない。エルロン・トリムはあらかじめとっておく必要はない。 2．右横風10kt、左横風19ktまで実施したが特別に困難ではない。 3．ローテイションのレートが早いとシェーカーが来る点はシミュレータの特性であると思われる。 4．GI、WM、FXの差は殆ど感じられなかった。FIの場合、低速時はヨー・モーメントに対処する操作が必要と思われるが、速度の増加に従ってGI等との差は無くなってしまう。 5．総じて2tonダミー試験時とほぼ同様であると考えられる。
						WM	横風	
						FX		
						FI		
2	片発離陸	TO	40.7	10	DN	GI	No.2故障	1．離陸時θ＝約40°、ホイール角＝約60°、ラダーはほぼ最大まで必要。 2．V_R＝125ktでの離陸時、V_2＝131ktを保持しようとするとLift off後水平飛行ないし、降下しなければならないことがある。その後の上昇率は100～200fpmであった。 3．V_Rを増加させるとLift off後のV_2の保持が容易になる。 4．GI、WM、FXによる差は感じられない。 5．右横風10kt、タービュランス等を模擬したがあまり困難さを感じない。ただし、操縦上の困難さ等は、実際はより大きいと考えられる。
						WM	(横風)	
						FX		
						NI	No.2故障	No.2エンジン故障と同時に、FJRエンジンがストッパー位置まで暴走したことを想定。 1．FJRエンジンの推力はストッパー位置で約3.1ton 2．FJRエンジンがNo.2エンジン側にあるため、No.2エンジン故障に伴なう偏揺れの動きを軽減するので操縦上の困難さは少なくなる。またGIのままと比較して性能的にも向上する。
						GI	No.1故障	1．No.2エンジン故障の場合とほぼ同様である。 2．横風左19ktでも対処可能であった。
						WM		
						NI	No.1故障 無風 左19ktの横風	1．No.1エンジンがV_1で故障になると同時にFJRエンジンがMAXまで暴走するという想定でアボートを実施したが滑走路内で停止可能であった。 ただしFJRエンジン暴走と同時にNo.2エンジンを絞るので方向保持が出来たものと考える。 2．離陸を続行しようとすると、方向を保持する能力は不足であり、急激に滑走路の外に持っていかれてしまい対処不可能である。
3	上昇 IAS200kt (0.50)		39.0	0	UP	FI		1．操縦上の問題は特になし。姿勢角＝約6° 2．170kt上昇　θ＝13°、α＝6.7°　横のコントロールも問題はない。 160kt上昇　θ＝14°　対気速度を切りやすくなる。横のコントロールも若干ふらつく。
						70%		
4	縦揺安定 ALT:30M 5M	CR	37	0	UP	FI	30M 163kt→280kt	シミュレータであるためFJRエンジンを離陸時の最大運用速度(約240kt CAS)より超過して実施した。 速度に対するスティック・フォースの傾きは線形であり、穏やかに変化している。 操縦上の問題点は特にない。
		PA	39	35	DN	FI	5M V_{TH}→160kt	
			33.5					
5	短周期 5M	CR	37	0	UP	FI	260kt	インプット後1回で収束する。C－1機と同様であり問題はない。
							170kt	
		PA	37	35	DN	FI	V_{TH}+10kt	インプット後1回で収束する。
6	機動性 10M	CR	37	0	UP	GI	3G～－1G	1．旋回：右旋回はバンクが深く、左旋回はバンクが浅くなる傾向がある。 2．2Gプルアップ；右に傾くが、それほど急激でないため問題とはならない。 3．－1Gプッシュ・オーバ；左に傾くが特に問題はない。 4．FJRエンジンをMAX(トリムはとる)にしてもGIとの差は見られない。
						MAX		
7	ダッチ・ロール	CR	37	0	UP	GI	YD作動時 30M 160kt 30M 250kt	1．160kt、250ktともインプット後1回で収束。ダンピングは良好である。 2．160kt時ホイール角は約25°左にとっている。
							YD不作動時 30M 160kt 30M 250kt	1．250kt；5回で収束した。シミュレータの特徴のためかこれ以上は確認できなかったが、実機よりも減衰が良いように模擬されていると感ずる。 2．160kt；ダンピングは250ktより弱い。
		PA	39	35	DN	GI	YD作動 5M 121kt	1回で収束する。ホイール角は約10°必要。 121ktはV_{TH}
			33.5					
			39	35	DN	GI	YD不作動 5M 121kt	実機よりもダンピングが良いようにシミュレートされているようである。 121ktはV_{TH}
			33.5					
8	サイド・スリップ	CR	37	0	UP	GI	10M 190kt	ϕ＝22°、β＝－18°からϕ＝－15°、β＝18°の間で線形に変化。 問題点はない。
						MAX		
		PA	39	35	DN	GI	5M 125kt	ϕ＝10°、β＝15°方向舵最大からϕ＝－8°、β＝－15°方向舵最大の間で線形に変化。125ktはV_{TH}
			33.5					
番号	試験項目	形態	重量	フラップ	脚	FJR	その他	取得データ又はパイロット・コメント

（続く）

This document is provided by JAXA.

表 5.6 続き 取得データまたはパイロット・コメント

略号 TO:離陸、 CR:巡航、 PA:アプローチ、 DN:脚下げ、 UP:脚上げ、 GI:グランド・アイドル、 WM:ウインドミル、 FX:固着、 FI:暴走、
MAX:最大推力、 40%:当該飛行状態での最大推力の４０％、 70%:当該飛行状態での最大推力の７０％、 YD:ヨー・ダンパー

番号	試験項目	形態	重量 ton	フラップ deg	脚	ＦＪＲ状態	その他	取得データ又はパイロット・コメント
9	失速	CR	37	0	UP	GI		1．$V_{ショーカー}$ ＝１３５kt、V_S ＝１１７kt 2．失速アプローチ中、コントロール・ホイール角は２５～３０°必要。 3．失速付近で急激に大きな横滑りが出る。この後、制御できないようなロールが出た。
		PA	33.5	35	DN	GI	V_{TH} =115kt V_S =83kt	1．$V_{ショーカー}$ ＝９２kt、$V_{イニシャル・パフェット}$ ＝８８kt、V_S ＝８３kt 2．失速付近ではホイール角殆ど一杯近く必要となる。 3．失速で横滑りが発生し、制御できないロールに入る。 4．失速特性はＣ－１機と似ているが δ_f ＝３５°で母機の δ_f ＝５５°以上に近い特性を示しており、ＦＪＲエンジン搭載で失速までアプローチするのは望ましくないと考える。
10	V_{MCA} 5M	TO	40.7	10	DN	GI WM	No.2故障	1．ϕ＝５°の場合１０４ktでホイール角９０°(最大)となる。ラダーもほぼ最大。 2．ϕ＝０°の場合１０１ktでホイール角９０°、ラダー・フォースが約１００lbs
							No.1故障	1．ϕ＝０°の場合１００ktでホイール角ほぼ０°になり、ラダー・アクチュエータがストールした。 2．No.1、No.2エンジン故障の差はホイール角にあるが、Ｃ－１機のＶ が先にくるので V_{MCA} ＝V_S となる。
11	速度変更 10M 20M 30M	PA ↓ CR	37	35 ↓ 0	UP	FI 40% 70% MAX	130kt→ 220kt	加速時にゆっくり右へバンクするが、コントロール容易。 フラップ上げ時の変化は少ない。
		CR		0			160kt→ 228kt	特に問題なし
		CR		0			160kt→ 223kt	
12	ＦＪＲ 急加減速 5M～30M STD－15℃	PA	33.5	35	DN	FI ↓ MAX	130kt	1．ＦＪＲ推力 ３７０kg→２７００kg(リミッターなし) 2．No.2エンジンを同時に絞ると容易になる。 3．イニシャルではラダーで支えるのが動きを止めるのに有効。その後エルロンでバンクの動きを止めると良い。 4．総じて急加減速の対処は比較的容易であった。
		CR	37	0	UP		182kt	
		PA	33.5	35	DN		125kt	
		CR	37	UP	UP		220KT	
		CR	37	UP	UP		163kt	
		CR	37	UP	UP		230kt	
13	緊急対処	PA	33.5	35	DN	FI	V ＝116kt 不均衡追加	ＦＪＲ搭載状態で更に９ton・m(燃料マネージメントを間違った場合に予想される最大量)の非対称重量を増加したが、真水平の飛行が可能であった。
							No.1 or 2 油圧系統 故障	No.1油圧系統故障は正常時の３／４、No.2油圧系統故障は２／３の能力となるので横の動きが鈍くなる。しかし十分に着陸は可能である。
		CR	37	0	UP	MAX	YD暴走 10M 230kt	偏揺れの動きはＰＡより早い。対処のためのラダー・フォースも大きくなるが対処は可能。
		PA	33.5	35	DN	MAX	YD暴走 10 125kt	動きはゆっくりとしており、対処は容易。
14	通常着陸	PA	33.5 & 39	35	DN	GI & WM	横風	1．ＧＩ、ＷＭの差はない。通常着陸は２tonダミー時と同様である。 2．左１９kt、右１０ktの横風まで実施。左横風時、接地後エルロンはフルまで必要。右１０kt時のウイング・ローのつり合いバンク角は６°であった。 3．横風のある場合、若干早めにウイング・ローをとる方が操縦し易くなる。
15	片発着陸	PA	33.5	35	DN	GI & WM	No.2故障時	1．フレア～接地までの間、ロール、横滑りのコントロールに注意を要する。 2．ファイナル・アプローチ中にエンジン故障になる場合、対気速度を切り気味となる。
						WM	No.2故障時 YD不作動	1．ファイナルで安定している場合はＹＤ不作動の影響はあまり出ない。 2．ＹＤ作動に比べてふらふらするが着陸は可能であった。
							スポイラ 不作動	1．旋回 ロール・インは容易であるが左へのロール・アウトがきつい。(動きが鈍い。) 2．着陸 修正操舵時オーバ・コントロールになり易い。横風時に流されると戻るのが遅くなる。低速になるとホイール角が増す。接地時(左横風１０kt)最大となる。実機でもこのような状態の着陸は非常に難しいであろう。
							擾乱	本シミュレータにおける擾乱の模擬では操縦上の困難さを評価するのに十分ではなかった。
							復行	特に問題なし。
		PA	39.0 & 33.5	35	DN	GI & WM	No.1故障 V_{TH} =125kt	片発故障の着陸は、その他のシステムの故障が複合しないで、かつ比較的スムーズな気流の中では、通常のＣ－１機と同様な感じで実施することができる。
		PA	33.5	35	DN	WM	No.1故障時 横風	横風左１９kt、接地後エルロンをフルに使用する。
							YD不作動	ふらふらする。しかし着陸は可能である。
							スポイラ 不作動	No. ２エンジン故障に同じ。
							擾乱	No. ２エンジン故障に同じ。
							復行	右ラダーはフルに必要であるが、操縦上特別な問題点はない。
番号	試験項目	形態	重量	フラップ	脚	ＦＪＲ	その他	取得データ又はパイロット・コメント

This document is provided by JAXA.

の影響について資料取得が試みられた。

飛行試験手順については，

イ．大きな姿勢角での上昇，降下。

ロ．旋回，2Gプル・アップ，－1Gプッシュ・オーバを含む機動性。

ハ．速度変化。

ニ．FJRエンジンの急加減速。

の場合について資料取得が行なわれた。

(3) 試験結果

試験中に収集されたパイロット所見が関連文書44に記録されているほか，試験後のパイロット間の討論結果を含む取得データの解釈とパイロット・コメントが航空実験団のパイロットの手でまとめられているので表5.6に再録しておく。

6. 供試体の組立・装着

官給されたFJRエンジンに艤装を行ない，試験母機に供試体を装着する作業はFJRエンジン空中試験用供試体設計・製作（その1）契約の一環として川崎重工業株式会社岐阜工場で行なわれた。この作業は昭和58年8月1日にエンジンを官給した後，川崎重工業株式会社の大変な努力によって僅か4カ月で達成され，昭和58年11月30日に完了した。作業の内容と日程は表6.1に示されている。同表には記載されていないが，試験に使用しない母機部品の取り外しと管理，所定の90日検査，特別検査，TCTO (Time Compliance Technical Order) などの作業も含まれている。

当初の設計／作業計画に追加して，装着等作業の間に次の改修等を行なった。

(1) FJRエンジンの推力設定位置を見易くするために副操縦士席のスロットル・レバのコードラントに"F/I"，"40"及び"70"のマーキングを設け，これを推力設定の基準とした。

(2) 副操縦士席のFJRエンジン用スロットル・レバに急加減速操作時に使用するストッパを1個追加した。

(3) オールタネイト・フラップ・コントロール・スイッチを操作しても，外側フラップが供試体ナセルと干渉しないように，フラップ・イクステンド・リミット・スイッチの取り付け位置を変更し，フラップ下げ角度を0.611 rad（35°）に制限する機構を強化した。

(4) 試験用パイロンの改修箇所の燃料及び消火配管の漏洩試験を行なった。

(5) 供試体ナセルの地上空気源接続口のアクセス扉にカム・ロック・ファスナを増設して固定を確実にする改修を行なった。

試験母機に関して次の補修を行なった。

(1) 電気室の前脚キールと電子室のビラーを結合しているサポート（P/N21－82039－1）の交換。

(2) 左舷エンジンのインテーク・リップ部の鋲の緩み補修。

(3) 右舷パイロン外側スキン部の鋲の緩み補修。

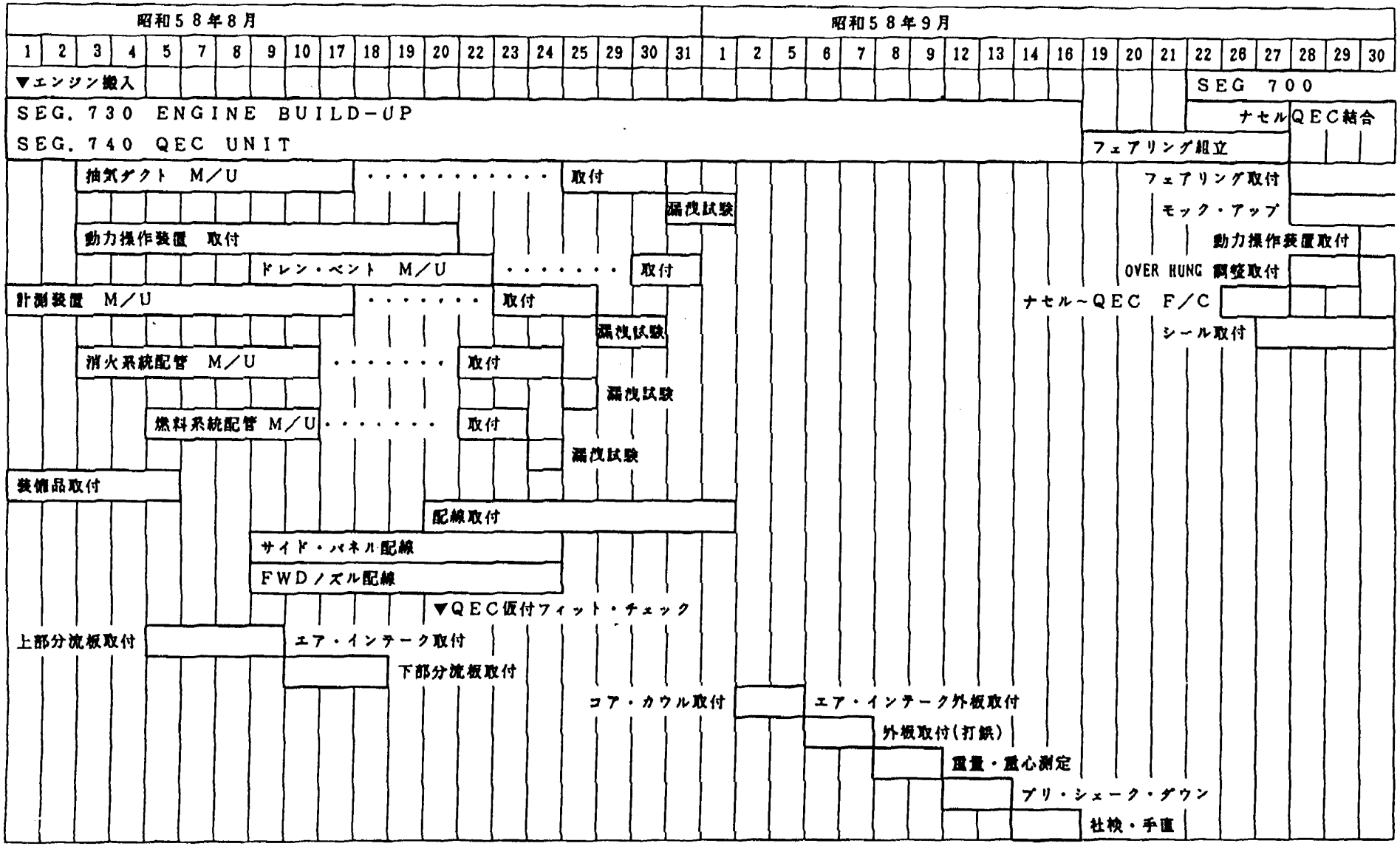
11月18日に試験母機が川崎重工業株式会社に搬入された時点から，"付録1の1.4業務の分担"に述べておいたように航空実験団が作業の管理を担当された。この間の作業内容は「空中試験装着等作業書」（関連文書22）に詳細に記述されている。試験母機の不具合箇所の修理及びTCTOに要する部品の供給等について航空実験団の支援を受けた。

7. 地上機能試験

FJRエンジン空中試験用供試体設計・製作等（その2）契約によって製作され空中試験母機に装着された供試体の機能の確認及び試験母機との適合性の確認を行なうために地上機能試験を行なった。この試験は前記契約の一環として，航空宇宙技術研究所が審査のうえ承認したエンジン空中試験用供試体地上機能試験手順書（関連文書11）に基づいて，川崎重工業株式会社岐阜工場で実施された。川崎重工業株式会社の関係者のほか石川島播磨重工業株式会社からも供試エンジンの整備，運転及び技術支援のために人員を派遣した。エンジン空中試験室から職員が立ち会って航空実験団との調整業務，試験方法及び内容の了承，支援等に当たり，特に供試エンジンの運転を要する部分については数名の職員が立ち会って細部にわたる技術指導を行なった。始動試験の実施状況は関連文書64に詳細に記載されている。また試験の成

This document is provided by JAXA.

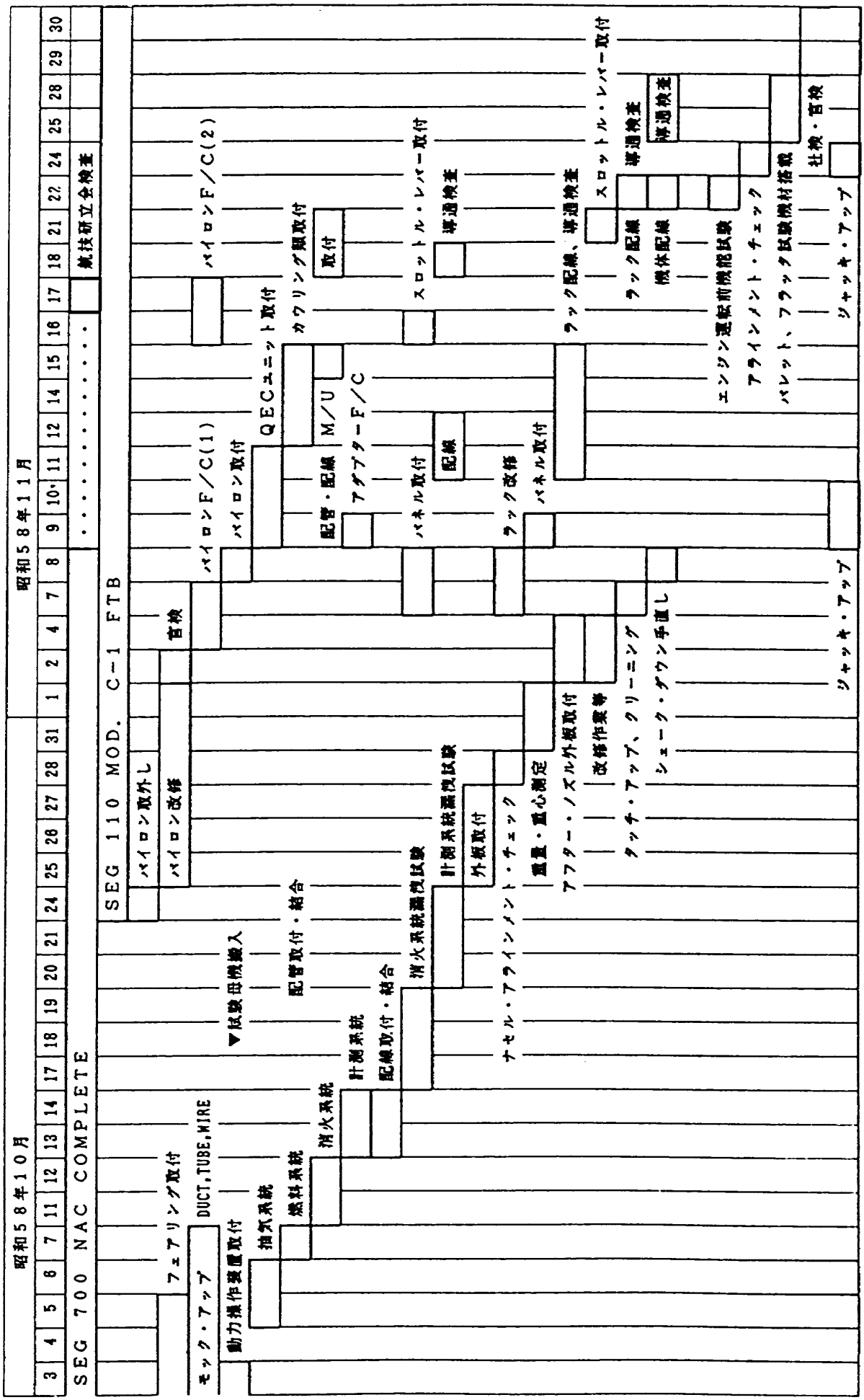
表6.1　供試体　組立・装着　作業日程



（続く）

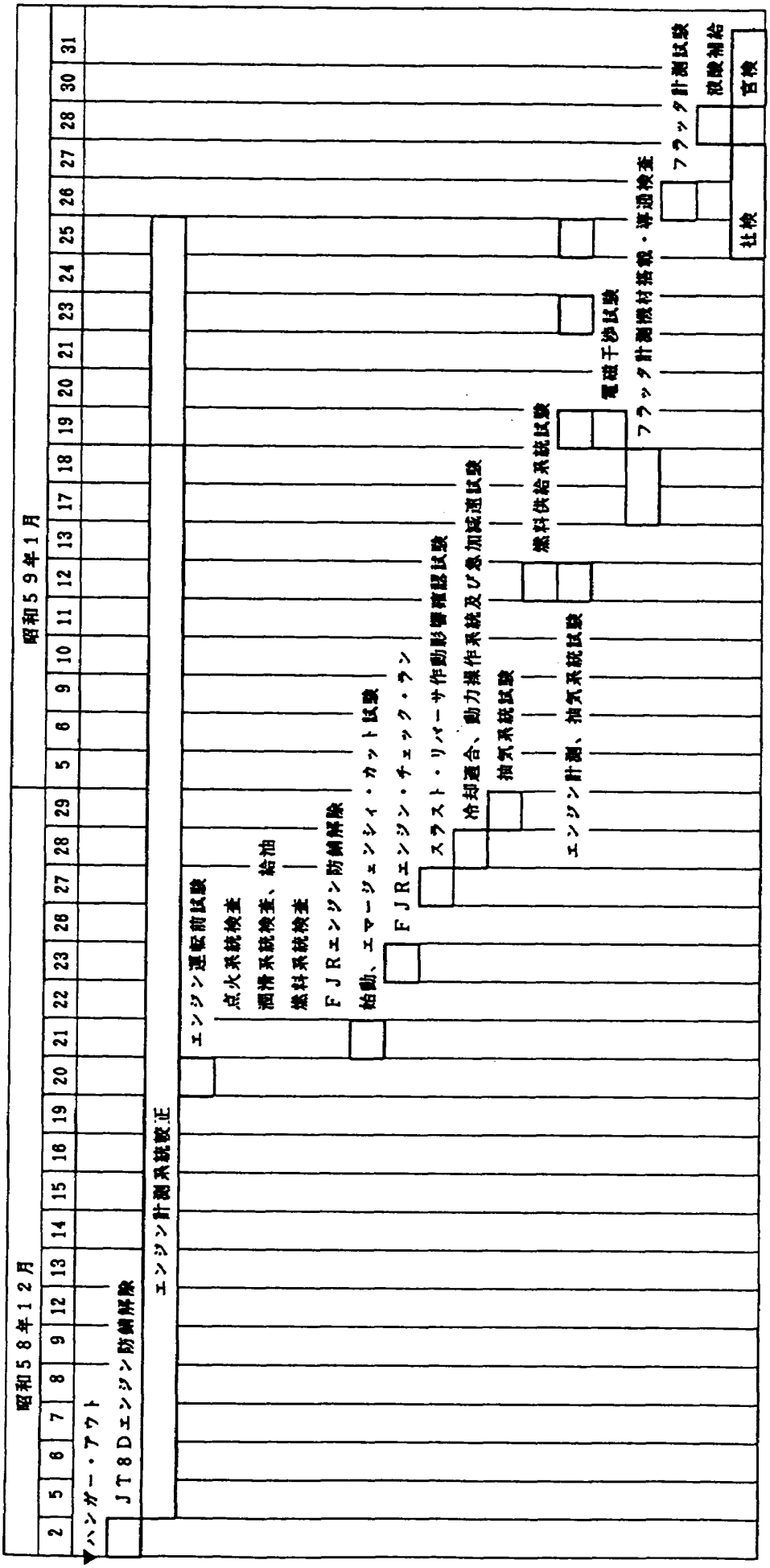
This document is provided by JAXA.

表6.1続き　供試体　組立・装着　作業日程



This document is provided by JAXA.

表7.1　地上機能試験実施日程



This document is provided by JAXA.

果等については関連文書65に報告が行なわれている。

日程の遅延は航空実験団における航空機運用計画に直接的な影響を与えるので，特に重大な関心が払われた。表7.1には試験が実施された日程が記録されており，2カ月間実働40日を要した。事前に設定された日程より若干遅れがちになったが，残業，休日出勤などで遅れを取り戻して所定の期限に終了した。意外に長期間を要するとの印象をうけるが，試験を進めるにつれて発見される不具合を一つ一つ克服するために時日を要するためである。表7.1の日程のうちで試験が行なわれていない日には，不具合対策だけが行なわれていたというのが実態である。天候の面では比較的順調で日程遅延の原因にはならなかった。故障を起こす確率が比較的大きいと予想され，故障が試験の遂行に致命的な影響を与え，かつ，代品の入手に時日を要する機能部品については事前に相当の用意を整えた。低騒音STOL実験機と共通の部品は弾力的に借用を認めたので部品不足の為に日程が遅れることはなかった。

表7.2には試験の項目，内容，結果などを記した。FTP (Functional Test Procedure) に則って行なわれる標準的な機能確認試験のほか，空中試験の準備のために供試体及び供試エンジンの運用条件と性能の把握を目的としてデータを計測する多様な技術試験が行なわれた。試験の結果，供試体については設計時に計画された機能・性能が確認され，安全な飛行運用に見通しが得られた。FJRエンジンの運転データを取得し計測系統の較正を入念に行なった結果，エンジン出荷時のデータと比較して矛盾のない処まで性能が確認され，エンジン空中試験によってやがて得られる性能データとテスト・セルで得られている性能データとのコリレーションを掌握するための準備が整った。

表7.3には地上機能試験の進展に伴なって次々と出てきた不具合とこれに対するトラブル・シューティングの状況を取りまとめた。不具合の多くは比較的単純なもので，芳しくはないながらも起こり得ることであって，そのために長期にわたる地上試験が計画されていると考えられなくもない。しかし，その起因するところを考究すれば設計と製作にわたる品質の確保に示唆を与える要因が認められるように思われ甚だ興味深い。

N_1計及びN_2計に関するトラブルの根本原因は試験母機の計測システムによって生じた高周波雑音レベルにあり，本来正常な機器を航空機へ搭載するに伴なって生じる故障の典型的な例である。限られた期間に試験日程を消化しなければならない事情から，原因を把握し対策を取るのを待つ余裕がなくて，不具合とは分かっていながら計器を使用せざるをえず，N_1計を2個故障させることになった。幸い低騒音STOL実験機から一時借用が出来たので致命的な日程遅延の原因にはならなかった。

振動計系統の雑音対策は最も困難であり，川崎重工業株式会社及び石川島播磨重工業株式会社の関係者が大いに努力を払った処であった。エンジン外殻の高温部にセンサを取り付ける必要から，高温での特性には優れているが，本来耐雑音性の点では弱点のある静電容量型のセンサが使用されており，雑音発生の再現性が不安定で，エンジンに取り付けられたセンサ部分へのアクセスが困難で交換は不可能であり，バルクヘッドに設けられた中継コネクタ周辺のアクセスが悪く，既設の機体内配線に他系統と共通のコネクタが使用されているなどの事情によって問題を生じている箇所の確定が出来ないなどが原因であった。しかし，エンジン出荷時の振動レベルが極めて低かったこともあり，USBナセルへのエンジン搭載の経験もあったので，エンジン自身の振動レベルを疑うことなく雑音究明に集中できた点は若干問題を容易にしていた。

TLA計のトラブルは実は電動アクチュエータ及びコントロール・ボックスの興味深い振舞いを反映しているものであって，地上機能試験の段階では詰めきることができず，空中試験の段階での不具合につながった。この点については動力操作系統が一時管理替えを受けたものであることと関係があり，開発段階で設計内容を十分把握しておくことの重要さを教えるものであった。

最終的には総ての不具合を一応克服し，エンジン空中試験実施にあたって安全性を確保するとともに十分な試験データを取得しうるだけの準備を

This document is provided by JAXA.

表 7.2 地上機能試験実施結果

試験項目	内容	実施日	手順書等	結果
エンジン運転試験	(1)点火系統機能確認	58.12.19	KFTP−G−4706 2.3項	点火火花音により12ジュールDC及び4ジュールAC系統の正常な作動及び35秒タイム・ディレイ機能確認。同じく4ジュールAC系統の連続作動確認。
	(2)潤滑系統機能確認	58.12.19	KFTP−G−4706 2.2項	滑油量の適正な指示を確認。滑油低レベル警報灯の検査及び正常な点灯確認。
	(3)燃料系統機能確認	58.12.19	KFTP−G−4706 2.4及び2.5項	燃料シャット・オフ・バルブの正常な作動を確認。
	(4)FJRエンジン防錆解除	58.12.19	KPB−1020 A'md#2	モータリングによる防錆油排出。
始動及びエマージェンシィカット試験	(1)FJRエンジン始動	58.12.20	KFTP−G−4704 2.3項	グランド・アイドルまでの起動確認。スロットル・レバー移し替え(操作ラック→副操縦士席)。
	(2)FJRエンジンのエマージェンシィ・カット	58.12.20	緊急変更連絡表	エマージェンシィ・カットの後、グランド・アイドルでアクチュエータの正常作動を確認。
FJRエンジンチェック・ラン	(1)VSVチェック	58.12.22 59.1.24		VSV角度を調整し0.5° CLOSEとした。VSV角度は正常であった。
	(2)トリマー・チェック	58.12.22		IDLE : N_1=9140rpm (64.5%) TLA85° : N_1=4683rpm (80.1%)に調整。
スラスト・リバーサ作動影響確認試験	母機No.2エンジンをEPR 1.1にしてスラスト・リバーサを作動させ、排気による供試体ナセルへの影響を調査	58.12.26	NAST−58−5528	(1)供試体ナセル外板の表面温度は、最大95℃(外気温度4℃)で許容限界内(121℃以下)である。 (2)外板の変形、リベットの緩み及びバイロンを含む供試体全体の振れは無い。 (3)供試体ナセル内部の搭載品の温度は最大48〜53℃である。 (4)スラスト・リバーサ使用時の排気の母機エンジンへの再吸入の形跡は認められなかった。
冷却適合試験	供試体ナセル内部の構造及び搭載品のエンジン運転時の温度上昇測定。	58.12.27	NAST−58−5529	FJRエンジンのN_1=80%において全計測点が制限温度以下であり、気温の上昇を見込んでも余裕がある。
動力操作系統試験	エンジン運転時のスロットルレバー位置確認	58.12.27	NAST−58−5531	(1)動力操作系統の追随性は良好。 (2)"F/I"、"40"及び"70"のスロットル・レバー位置を設定。
急加減速試験	抽気有無時の急加減速特性データの計測	58.12.27 59.1.23	NAST−58−5531	(1)加速時間 無抽気時 G/I→80%N_1 8秒 F/I→80%N_1 3秒 抽気時 F/I→80%N_1 4.5秒 (2)急加減速操作時にも系統の異常は認められなかった。
抽気系統試験	オリフィスの選定と抽気量の測定。	58.12.28	NAST−58−5532	(1)選定したオリフィスと抽気量 中間段 : FH5011−1 24mmφ 1% 最終段 : FH2344−1 49mmφ 5% (2)最終段系統は抽気シャット・オフ・バルブでチョークしている。
	抽気時のエンジン性能確認。	59.1.12,19,23&25		(3)抽気時のエンジン性能は適正。
燃料供給系統試験	JT8DおよびFJR同時運転時の燃料供給機能確認。 No.2 JT8D : EPR 1.4 FJR : 制限最大3.3ton相当	59.1.12	NAST−58−5530	No.2メイン・タンク・ブースタ・ポンプを前後とも"OFF"とし、クロス・フィードを行なわない場合にも燃料ブースト圧は制限値0.3kg/cm²Aより十分大きく運転可能である。
エンジン計測系統較正及び確認試験	FJRエンジンの回転速度、圧力、温度、振動等の較正及びエンジン運転による確認。	58.12.5 〜 59.1.25	ELC−58−101	較正データを取得。
電磁干渉試験	FJRエンジン運転状態での雑音感受性及び放射性の調査。	59.1.19	KFTP−X−4707	(1)試験母機に装備されている機器に対する干渉 : 特記すべものなく、良好。 (2)FJRエンジン試験計装機器の干渉 : スターティング・プリード・バルブ作動時にN_2計に雑音を生じる。
供試体ナセル地上高さ測定		58.12.21	NAST−58−5527	(1)インテーク後端下面の alignment point : 120.5cm (2)NSTA3130の下面 : 121.5cm

This document is provided by JAXA.

表7.3　不具合事項及び対策

番号	不具合事項の内容	確認事項、対策、処置等
1	エンジン停止時にN_1計指示針が振り切れている。	
2	操作ラックN_1計不具合。	◆35%および70%近傍でひっかかり。 55～56%でふらつき。 ◆操作ラックのN_1計を副操縦士席のN_1計と入れ換えた。
3	副操縦士席N_1計作動不良。	◆副操縦士席N_1計交換。(低騒音STOL実験機より借用。)
4	操作ラックのN_1計の指示が58%位置で62%位置に飛ぶ。	◆操作ラック側計器指示系統のチェック。 ◆不具合を起こしているN_1計2個のベンチ・チェック実施。
5	操作ラックN_1計の不作動。	◆誤配線(信号線がアースされている)訂正。 ◆コンデンサ(0.054μF)追加。
6	副操縦士席のN_2計がエンジン停止時に20～70%の範囲で振れる。	
7	N_2計の指示が副操縦士席と操作ラックで約2%異なる。	◆N_2計の許容誤差を調査し、誤差内と判定。
8	副操縦士席のN_2計の針が70～78%で引っ掛かる。	◆PCMデータによる確認。 ◆計器単体の機能確認。 ◆PCMデシマルで72%付近の時に高く振れる。 ◆スターティング・ブリード・バルブが開閉する回転速度範囲で、タコ・ジェネレータ出力をオシロ・スコープでモニタした結果、スターティング・ブリード・バルブの開閉による雑音と判明。
9	N_2のCRT表示誤差修正。	◆スペクトラム・アナライザによる測定値を基準とする。
10	EGT計指示不良。	◆シグナル・コンディショナのレンジ設定を訂正。 ◆レンジ設定部にカバーを掛ける。
11	操作ラックの燃料流量計の指示が副操縦士席より50～100ppk高めにでる。	◆計器の許容誤差は調査の結果つぎの通りであり、正常と判定。 副操縦士席　AN10　フル・スケール6000ppkの±2%。 操作ラック　8TJ64CDNZ　最大誤差±100ppk。
12	振動計指示不良。グランド・アイドル以下の運転でTHのみ振れ、CFH,CHV,CRH,CRV及びTVは振れない。	◆チャージ・アンプ入力側から模擬信号を印加しシグナル・コンディショナ出力を測定したところ、出力が正規の2倍程度でたものがあった。 ◆チャージ・アンプ6個の単体機能試験を行ない、チャージ・アンプ中からワッシャのかけらを発見し修理した。 ◆チャージ・アンプ6チャンネルの再較正実施。(較正結果±0.1mil以内) ◆センサ・ブラケットを叩いて振動を与え、シグナル・コンディショナの出力をモニタするとともに指示計をチェックしたところ、CRV系統に出力不良。高面CFVセンサとCRVセンサを中継コネクタ部で入れ換えて試験を進める。
13	エンジン運転時のCRHとCRVの指示値が制限値3milを越えた。	◆スペクトラム・アナライザで計器指示値をモニタしたところ計器指示値は雑音を含むためにスペクトラム・アナライザによる測定値の約2倍になっていた。振動計センサからチャージ・アンプの間で雑音を拾っている。 ◆振動計センサ、配線及びコネクタを系統的にたたいて雑音の発生箇所を調べた。 ◆CRV振動計センサの系統について計測ラック入口コネクタから出力を取ってオシロ・スコープ及びスペクトラム・アナライザでモニタし雑音の存在を確認した。 ◆振動計の配線の絶縁を確認。 ◆中継コネクタのプラグ側の6本のグランド・ラインをひとまとめにしてエンジン・ファン・ケースにボルト付けして落した。 ◆CRVセンサとCFHセンサを中継コネクタ部で入れ換えた。 ◆フィルタリングによる雑音除去の可能性調査
14	N_1=70%時のCRH出力が制限値を越えた。 N_1=80%時のCRV出力が制限値を越えた。	◆指示計4mil、スペクトラム・アナライザ3.5～4mil。 ◆スペクトラム・アナライザ3～3.5mil。 ◆NSTA1965のフレームの振動を計測。 ◆振動計センサとチャージ・アンプを直結し、中継コネクタを除去する改修。 ◆雑音の多いCRHのみIH!所有の振動計に接続し、振動計の適否を調査。 ◆CRH系統のチャージ・アンプ交換。(補用品使用。) ◆TH系統のチャージ・アンプ入力コネクタのガタ除去。 ◆CRHセンサーのシールドをグランドする。 ◆TH系統の雑音対策のためCFH系統とTH系統のチャージ・アンプを交換。
15	燃料ブースト圧力計の指示針が振り切れている。	◆調整及び再較正を実施。
16	TLA計の指示が副操縦士席と操作ラックで異なる。グランド・アイドル時に 副操縦士席―――15° 操作ラック―――17.5°	◆現状のままとする。
17	N_1計70%でのTLA計指示が進めと戻しで異なる。	◆進め時―――55°、戻し時―――50°。 ◆N_1計指示値に対するTLA計指示値のヒステリシスを調べる。 副操縦士席レバー操作時――TLA計で0.5°――CRTで0.2～0.5°。 操作ラックレバー操作時――TLA計で0.5°――CRTで0.1～0.2°。 ◆TLA計計測系統の調査。

(続く)

This document is provided by JAXA.

表7.3続き　不具合事項及び対策

番号	不具合事項の内容	確認事項、対策、処置等
18	潤油低レベル警報灯が点灯しない。	◆結線図訂正のEO発行。処置後点灯確認。
19	オイル低圧警報・低レベル警報灯用C／Bが入らない。	◆C／B交換。 ◆副操縦士席のオイル低圧警報灯が切れていたのでランプを交換。
20	N_2＝63％までスタータが・カット・アウトせず手動でカット。	◆カット・アウト・スピードを再確認したところ59.4％。 ◆取扱説明書に、「62％N_2までに、スタータがカット・オフしないときはマニュアル・カットすること。」を追記。
21	スタータ・スイッチが自己保持しない。	◆操作ラックからスタートする場合、操作ラックSW"ON"の後ひきつづいて副操縦士席SW"ON"として当面の試験をすすめる。 ◆原因調査の結果スタータ・スイッチのタイプ誤認と判明。回路を追随型から独立作動型に変更。(ELC−59−001A参照。) FTP及び取扱説明書改訂。
22	スロットル・レバー・セレクト・スイッチにガードが必要。	◆ガード取り付け。
23	コア・カウル内部冷却ダクトのずれ。	◆クランプ全数交換。 ◆VSVアクチュエータ機構とのクリアランス確認。
24	供試体最後部の消火ボトル配線の耐火性。	◆第2種耐火性電線に交換。
25	地上空気源接続口「開」の時に固定が必要。	◆処置。
26	最終段抽気バルブからの若干の空気漏れ。	◆抽気バルブ空気漏れ許容量の調査。 ◆地上空気源接続口における漏洩の有無確認。
27	中間段抽気ダクトのクランプの締め付け不良。	◆正規のトルクを掛けて締め付け後、漏洩のないことを確認。 ◆締め付け後には同じT_6に対してN_1及びN_2がそれぞれ約1％増加した。 (STE−58−178−16参照。) ◆ダクトにクラックが無いことを確認。 ◆温度上昇による周囲の構造の強度低下の兆候がないことを確認。 ◆トリマー調整。
28	高いパワー・セット状態で中間段、最終段とも若干の抽気漏洩あり。	◆抽気バルブの内部漏洩、外部漏洩について許容量を再確認。
29	潤油タンク・ソーブ・ポートからの油漏れ。	◆Oリング交換。
30	エグゾースト・フレーム・ストラットからのオイル漏れ。	◆オイル溜まりの取り付けを検討する。
31	潤油圧トランスミッタ配管接続部付近でオイル漏れ。	◆潤油低圧警報スイッチのベント・ポートからのオイル漏れと判明。 ◆当該スイッチ交換。(低騒音STOL実験機より借用。)
32	ギア・ボックス・ブリーザ部からのオイル漏れ。	◆シーリング・コンパウンド塗布。
33	中間段抽気差圧の測定値に対する疑義。	◆圧力変換器(PM822±15)の受け入れ検査データ確認。 ◆抽気流量計算値と測定値の比較により計測不良確認。 ◆圧力変換器(PM822±15)の機能確認及び較正。(NAST−58−5548参照。) ◆中間段と最終段の差圧変換器を交換して機能確認。 ◆最終段の圧力変換器(PM822±15)交換。(低騒音STOL実験機より借用。)
34	高圧圧縮器入口全圧P_{31}計測不良。	◆再較正実施。正規のレンジに再設定。
35	ファン静翼出口全圧計測不良。	◆P_{31}：空気漏れが無いことを確認。 ◆P_{31}：センサー側にクラックが入っており、空気漏れがあった。 ◆シーリング・コンパウンドで補修。
36	圧力計測の精度検討及び精度向上。	◆圧力変換器の表面温度測定。
37	コア・エンジン外表面温度測定値に対する疑義。	◆外気温度0～3℃、長時間停止したエンジンで10～20℃を示す。 ◆センサの抵抗が大きいためと判明。 ◆基準温度検点箱内の温度T_{HO}入出力のチェック。
38	低圧タービン出口温度T_7の計測不良。	◆配線接続変更。 ◆基準温度検点箱入力コネクタ・ピンの接触不良修理。
39	温度計測の精度検討及び精度向上。	◆基準温度検点箱のT_{HO}入出力の計測較正。 ◆基準温度検点箱の表面温度測定。
40	PO−46空気源車使用による起動失敗。 (PO−58空気源車定期点検のため。)	◆流量ゼロ時の空気源車出口圧力測定。 PO−58−−−54psiG PO−46−−−44psiG
41	FJRエンジンのスタート失敗。	◆19％N_2で着火し、地上空気源供給圧不足時と同様の挙動を示した。 (STE−58−178−15参照。) ◆地上空気源の供給圧をモニタ。 ◆地上空気源車からのホース接続状況確認。 ◆航空実験団の空気源車の起動能力調査。起動不能を確認。
42	異物吸い込みによるエンジン損傷。 〔昭58.12.29 KHI(品)試立検査課 FJRエンジン損傷不具合について I−TAG E072297 STE−58−178−8参照。〕	◆No.2ファン・ブレード−−−前縁部に2mm×1mm程度のめくれ(2ヵ所)。 No.32ファン・ブレード−−前縁部に4mm×2.5mm程度のめくれ(1ヵ所)。 No.33ファン・ブレード−−前縁部に幅1mmの傷。 ファン・ブレード・シュラウドに深さ0.5mm、穴径2mmφのデントが約20ヵ所。 ◆No.2及び32ファン・ブレードをFJRエンジンの補修規定に従ってブレンドし、スポット・ザイグロ検査を行なった。(STE−58−178−8参照。) ◆インレット・スクリーンの金網素線の端末処理を丹念に実施。

This document is provided by JAXA.

整えることができた。

8. 飛行試験

8.1 飛行試験計画

航空機を飛行させて行なう試験は一般に大掛かりなものである。FJRエンジン空中試験の場合には直接に関与する人員が搭乗者十数名，試験母機と供試エンジン等の整備に約20名，データ処理と解析に約10名，試験計画，空域の調整，管制，随伴，写真の撮影と処理などに10名以上ということで，相当に大掛かりな仕事であった。当然のことながら，これら50名にものぼる関係者の間で，一回毎の飛行について試験内容が理解され，一つ一つの仕事が全体の中で的確に位置付けされこれらの多くの人々の努力のベクトルが相互に連携を保って適切なタイミングで試験成果の獲得に向かって集約されるようにするには仕事の流れを綿密に組み立てるとともに，試験計画の一つ一つの要素が根拠と説得力を持つものでなければならない。またこれだけ多くの人々の努力，非常に多額の経費，空域という時間的空間的に限定された資源が1回の飛行に注ぎ込まれることを考えると飛行のたびごとにそれに見合った成果が獲得されなければならない。もし飛行のたびに適切な所期の成果が得られるならば関係者の仕事に対する意欲を高める上で大いに役立ちもする。試験飛行の航空安全について十分に検討を行なう必要性については言うまでもない。このようなわけで試験作業が大掛かりであればあるほど1回毎の飛行の試験計画をどのように練り上げるかが非常に重要な意味を持ってくる。

1回毎の飛行の試験計画は「C－1FTB機飛行試験計画」という文書にまとめられる。この文書は簡潔な表現をとってはいるが1回の飛行の総ての要素を規定しているものであって航空実験団でオーソライズされる。飛行試験計画が作成される筋道は簡単にいえば図8.1に示されており，これを辿ることによって飛行試験の準備段階を記述することができる。飛行試験計画を作成するためにはその準備として3つの文書が用意される。即ちFJRエンジン空中試験実施計画，FJRエンジン空中試験細部実施要領及び安全確認試験またはエンジン試験の手順書である。図8.1では簡単にそれぞれ実施計画，細部実施要領及び手順書と呼んでいる。

まずFJRエンジン空中試験実施計画（付録3参照）であるが，この策定の時点では試験母機の高速側運用包囲線が確定しておらず，再始動・始動

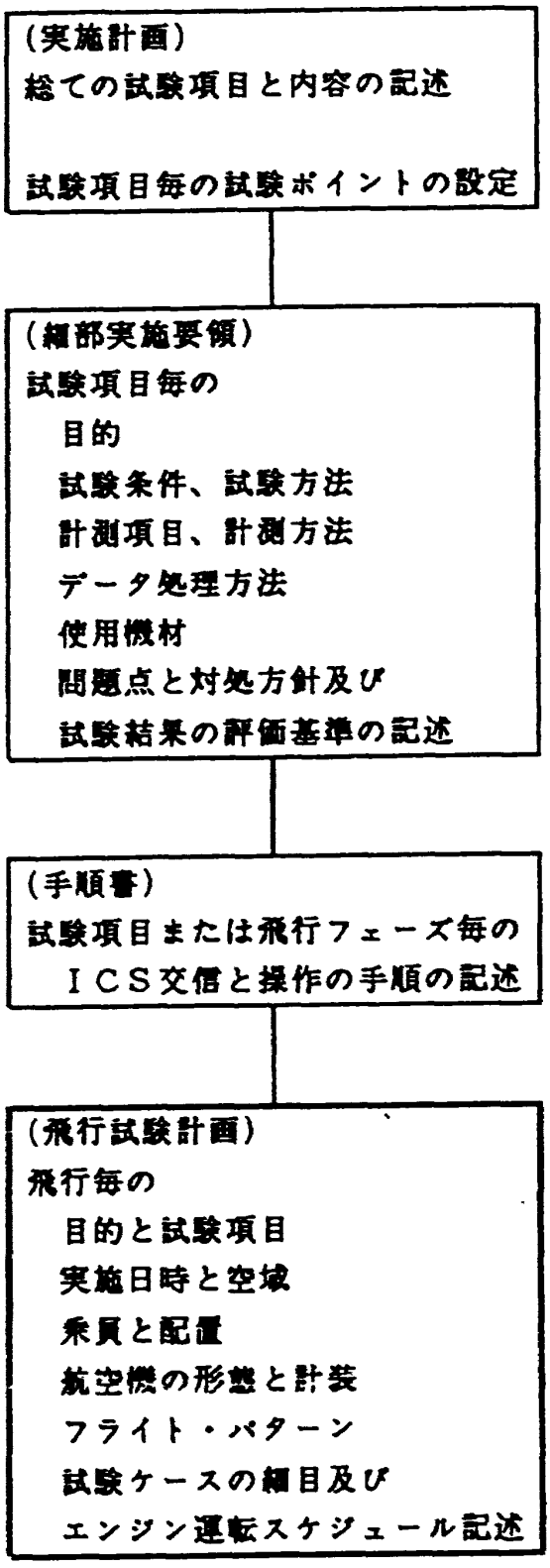


図8.1 飛行試験計画の作成

This document is provided by JAXA.

表8.1 試験項目及び内容

試験項目	試験内容
地上走行	タクシー感覚、ブレーキおよびステアリングの効きを調べる。高速滑走において舵に対する機体の応答を調べるとともにブレーキの効きを確認する。
安全確認飛行	ＦＪＲ７１０／６００Ｓエンジン搭載形態で失速余裕、フラッター余裕及びダッチ・ロール特性等の面から運用包囲線の検討と飛行安全性確保のための運用制限の確認を行なう。
機能確認	供試エンジンの操作・抽気・監視系統の機能確認並びに供試エンジン及び母機に関する計測系統の機能確認を行なう。
定常性能試験	図９．２に示す１６ポイント(○印)において供試エンジンの定常性能を計測する。
急加減速試験	図９．２に示す７ポイント(◇印)において供試エンジンの急加減速性能を計測する。
抽気試験	図９．２に示す１０ポイント(□印)において供試エンジンの抽気時の定常性能及び加減速性能並びに抽気の特性を計測する。
始動(Ｃ)、再始動(Ｈ)試験	図９．２に示す７ポイント(△印)において供試エンジンの始動(Cold Start)、再始動 (Hot Start) 特性を計測する。
ウインドミル特性試験	図９．２に示す１０ポイント(▽印)などにおいて供試エンジンのウインドミル時の特性を計測する。
機動時特性試験	図９．２に示す×印付近において母機の機動を行ない、供試エンジンに上下または左右方向の加速度を与えて供試エンジンの特性を計測する。
大姿勢角保持試験	大きな姿勢角を保持して供試エンジンの潤滑油の油面を継続して傾け、潤滑油系統の作動を調べるとともに供試エンジンの特性を計測する。
高度変更特性	図９．２の↑印及び↓印に示されているように速度をほぼ一定に保って速やかに上昇または降下を行ない、この間供試エンジンの特性を計測する。
速度変更特性	図９．２の→印及び←印に示されているように高度をほぼ一定に保って速やかに加速又は減速を行ない、この間供試エンジンの特性を計測する。

This document is provided by JAXA.

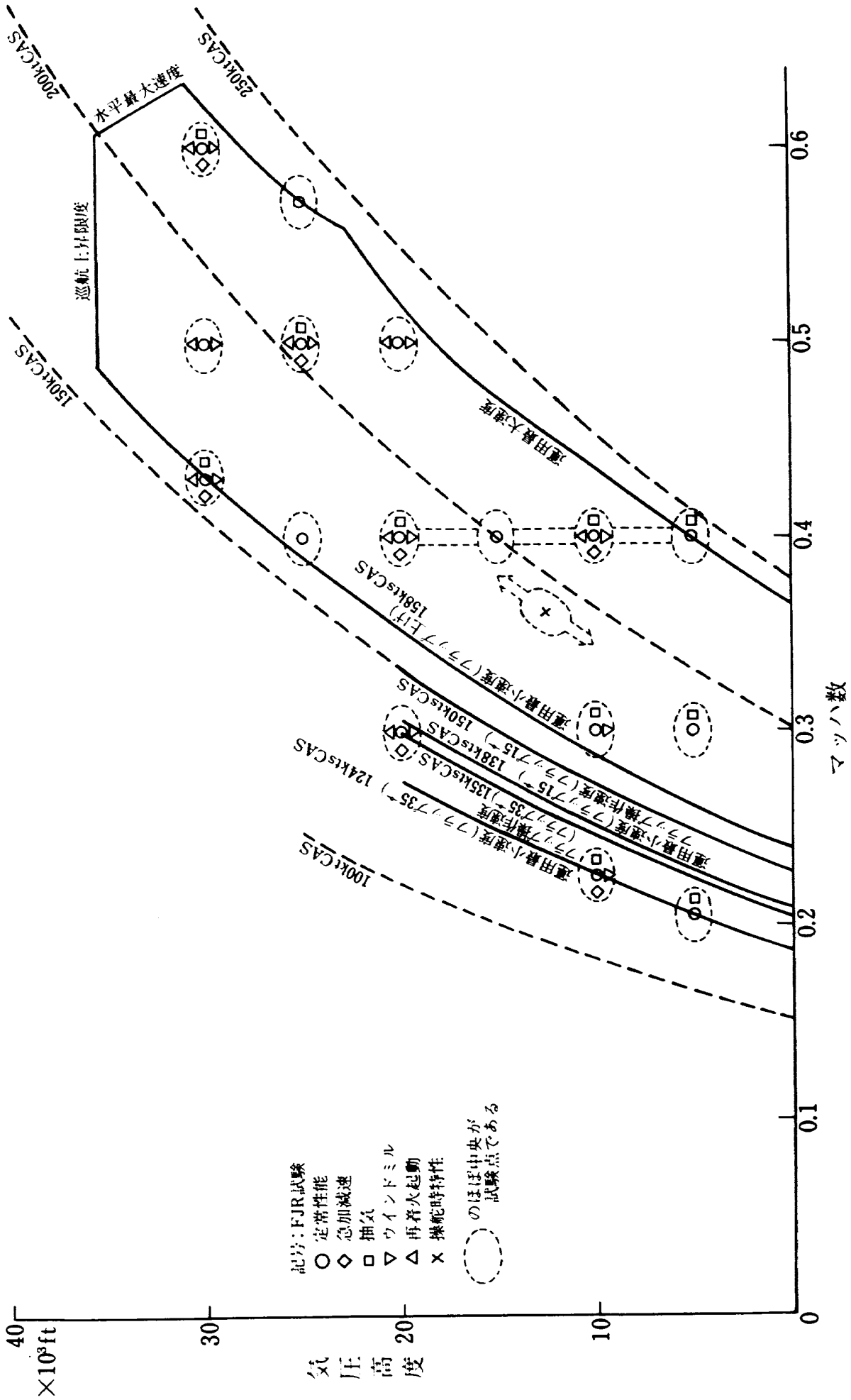


図8.2　エンジン空中試験　計画試験ポイント
（本図は昭和59年1月段階の計画であって実行とは異なるので注意。）

This document is provided by JAXA.

試験などの進めかたになお検討を要する要素が残っていたので暫定的にエンジン空中試験の試験項目と実施内容を表8.1のように，試験ポイントをマッハ数 ― 高度平面上で図8.2のようにそれぞれ計画した。これらは航空宇宙技術研究所側が，FJRエンジン空中試験においてどのような試験の実施を希望しているかを具体的に書き表わした資料と言うことができる。試験項目及び試験ポイントはエンジン空中試験計画(案)(関連文書54)に基づいてエンジン空中試験室がNASTADT及びFJR710デザインセンターとともに検討を行なって昭和57年5月に選定したものである。この選定に当たっては，つぎに述べる2つの要素を考慮した。

(1) NGTE(英国国立ガス・タービン研究所)において実施したFJR710/600エンジン(排気分流型ノズル使用)の高空性能試験での試験結果と今回のFJR710/600Sエンジン(排気合流型ノズル使用)の空中試験の試験結果の関係を明確に把握できるように，高空性能試験の試験ポイントのうち試験母機の運用包囲線内にある試験ポイントをできるだけ選定した。参考のために表8.2a，b及びcにはNGTEで試験を行なった試験ポイントを示してある。

(2) 低騒音STOL実験機の飛行許可申請にあたり，搭載用エンジンの耐空性の確認が必要である。このため低騒音STOL実験機の運用が予想される飛行条件のうち試験母機の運用包囲線内にある試験ポイントにおいてFJR710/600Sエンジンの機能の確認及び性能の計測を行なうこととした。表8.3にはFJRエンジン空中試験で選定された試験ポイントと低騒音STOL実験機の飛行実験の関係を示してある。つぎに個々の試験項目毎に試験目的，試験条件と試験方法，計測項目と計測方法，データ処理方法，使用機材，問題点と対処方針及び試験結果の評価基準を書き下してFJRエンジン空中試験細部実施要領(関連文書10)を作成した。細部実施要領の原案は川崎重工業株式会社が作成し，これをエンジン空中試験室，FJR710デザインセンターで検討・修正したのち航空実験団に提出して検討に委ね，昭和58年9月29日の会議で詳細検討後確定

表8.2a NGTE定常性能試験ポイント

高 度	マッハ数	入口全温	備 考
6,500ft	0~0.1	AMB	
10,000	0.4	AMB	抽気試験も実施
10,000	0.7	AMB	
25,000	0.5	−22℃	
25,000	0.75	AMB	抽気試験も実施
25,000	0.9	AMB	
30,000	0.7	−22℃	

注)AMBは試験時点の気温

表8.2b NGTE急加減速試験ポイント

高 度	マッハ数	入口全温	加速時間	減速時間
10,000ft	0.2	5.7℃	18.1秒	15.6秒
10,000	0.2	5.7	14.7	13.2
10,000	0.2	−22	10.9	7.4
10,000	0.4	6	15.7	13.8
10,000	0.4	6	11.9	9.6
10,000	0.4	−16	8.6	8.1
15,000	0.19	7	14.5	12.7
15,000	0.19	−14	15.4	12.9
15,000	0.19	−34	10.9	9.0
25,000	0.75 *	7	14.5	13.1
25,000	0.75 *	7	12.7	9.2
35,000	0.7	−33	7.0	8.7
0	0	7	8.75	−

*FJRエンジン空中試験ではマッハ0.5で行なう。

表8.2c NGTEウインドミル始動試験ポイント

高 度	マッハ数	入口全温	アイドル到達時間
10,000	0.4	11.2℃	128.7秒
20,000	0.7	8.3	31.6
20,000	0.4	−16.8	65.6
20,000	0.4	6.2	−
30,000	0.64	−35.8	40.0
30,000	0.7	−22.5	44.2

This document is provided by JAXA.

表8.3　エンジン空中試験ポイントと低騒音STOL実験機の飛行実験

試験ポイント 高度	マッハ数(速度)	試験項目	試験ポイントの選定理由(低騒音STOL実験機の飛行実験との関係)		
地上走行試験		タクシング、高速走行	低騒音STOL実験機の代表的飛行条件	地上滑走	V_R =93～109kt
5,000ft	0.21 (129kt)	定常性能		離陸－上昇	V_2 =98～114, +15kt
10,000	0.23 (129kt)	定常性能			
19,000	0.5	ウインドミル			
～30,000					
20,000	0.4 (181kt)	定常性能、急加減速、ウインドミル、定常抽気		巡航	Vcr =170～250kt ; 20Mft
20,000	0.5 (228kt)	定常性能、始動(C)、再始動(H)、ウインドミル			
25,000	0.4 (163kt)	定常性能			170～220kt ; 25Mft
25,000	0.5 (205kt)	定常抽気、始動(C)、再始動(H)、ウインドミル			
5,000	0.21 (129kt)	定常抽気、抽気加減速		進入－着陸	V_{app}= 72～104kt ; 0～2Mft
5,000	0.3 (181kt)	定常抽気、抽気加減速	進入－着陸模擬試験		V_{app}=72～104kt ; 5～20Mft
5,000	0.4 (242kt)	定常抽気、抽気加減速			
10,000	0.23 (129kt)	定常抽気、抽気加減速			
10,000	0.3 (165kt)	定常抽気、抽気加減速			
10,000	0.4 (221kt)	抽気加減速			
5,000	0.3 (181kt)	定常性能	飛行性に関する試験		V =低速～高速 ; 5～20Mft
5,000	0.4 (242kt)	定常性能			
10,000	0.23 (129kt)	急加減速、ウインドミル			
10,000	0.3 (165kt)	定常性能、ウインドミル			
10,000	0.4 (221kt)	急加減速、始動(C)、再始動(H)			
15,000	0.4 (200kt)	定常性能			
19,000	0.3 (138kt)	定常性能、急加減速、ウインドミル			
25,000	0.57 (235kt)	定常性能	フラッター試験		V_{MO}=220kt ; 25Mft
30,000	0.44 (163kt)	定常性能、急加減速、定常抽気	滑油系統冷却確認試験		
		ウインドミル			
30,000	0.5 (184kt)	定常性能、始動(C)、再始動(H)			
30,000	0.6 (223kt)	定常性能、急加減速、定常抽気、ウインドミル			
10,000	約190kt	機動時特性	滑油系統動特性試験		
～15,000					
5,000	大姿勢角に	大姿勢角保持試験			
～15,000	適した速度				
5,000	200kt	高度変更特性	一般的な飛行運用		
～15,000					
10,000	129～221kt	速度変更特性			
20,000	163～228kt				
30,000	163～223kt				
10,000	0.30(163kt)&+	始動(C)、再始動(H)	始動(C)、再始動(H)限界の確認		
20,000	0.36(163kt)&+	始動(C)、再始動(H)			
30,000	0.44(163kt)&+	始動(C)、再始動(H)			

した。その一例として失速試験の場合を表8.4に示してある。細部実施要領には供試エンジンの運転状態に関する制限及び試験母機の外側フラップとスラスト・リバーサに関する操作制限も明記した。細部実施要領を作成する段階で試験全体に必要な飛行時間と飛行回数を見積もった結果エンジン試験で出力を設定するレイティングはF/I，40％，70％，およびMAXの4種類に限定することとした。また試験の全体に共通する実施上の約束事として始動操作の担当，供試エンジンの出力操作の担当，試験統制者の役割などを明らかにした。フラッタ試験については別に8.4.2項で述べるような問題があったので，FJR710/600Sエンジン試験実施を望んでいる最大速度を高度別に記入することにとどめた。

手順書は個々の試験項目毎に作られる。試験項目を実施する場合の飛行中の試験作業をブレーク・ダウンして，担当者の動作と相互のICS交信のやり取りを実施時刻の順序に書き下だした文書で演劇の脚本を想定すればよい。操作についての注意事項なども書き込んである。しかし，飛行試験

This document is provided by JAXA.

表 8.4　失速試験

番号	1－6	試験項目	失速試験
試験目的	失速の徴候及び回復操作を確認し、エンジン空中試験時及び離着陸時の安全性を確認する。		

試験条件及び試験方法		
母　機	供試エンジン	計測方法
1．試験条件 ケース／項目：1：フラップ角 UP、脚 UP、重量 任意、重心位置 任意、トリム高度 15,000ft、トリム速度 1.3Vs ケース 2：フラップ角 10°、脚 UP、重量 任意、重心位置 任意、トリム高度 15,000ft、トリム速度 1.3Vs ケース 3：フラップ角 UP、脚 DN、重量 任意、重心位置 任意、トリム高度 15,000ft、トリム速度 1.3Vs ケース 4：フラップ角 35°、脚 DN、重量 任意、重心位置 任意、トリム高度 15,000ft、トリム速度 1.3Vs 静穏大気状態で試験を行なうこと。	グランド・アイドル	
2．試験方法 (1)シェーカの作動を確認する。 (2)指定形態、高度、速度で水平直線飛行にトリムする。 (3)「計測スタート」をコールし、約5秒間トリムを保持する。 (4)「アプローチ・ナウ」をコールし、減速率 1kt／sec以下を目標に減速を開始する。 (5)「シェーカ作動」をコールし、その速度を記録する。 (6)シェーカのC／Bを抜き作動を止める。 (7)「イニシャル・バフェット」をコールし、その速度を記録する。 (8)「リカバリ」をコールし、回復操作を行なう。 (9)元の高度、速度に回復したら「計測終了」をコールする。 (10)シェーカのC／Bを復元する。		計測準備を行ない、「計測準備O.K.」をコールする。 計測をスタート、「計測作動O.K.」をコールする。

注意：(1)イニシャル・バフェットで回復すればよい。それ以前に大きいロール、Gブレークが発生した時は「失速」をコールし、回復操作を行なう。
(2)減速とともに右にロールする傾向があるが、緩やかなロールは支えて減速を続ける。
(3)回復時に頭下げと同時に左バンクが発生する傾向がある。

3．計測項目等
(1)パイロット評価
(2)FTB機の母機搭元計測項目
(3)X－Tレコーダによる機上モニタ
；δr、δa、ϕ、β、r、Vi

3.1　データ処理　NAST－58－2814 に示す。

4．判定基準
シェーカ作動またはイニシャル・バフェット速度から安全に回復できること。

4.1　問題がある場合の対対
(1)失速現象がシェーカ作動またはイニシャル・バフェットより早く生じた場合には失速現象を生じた速度をもとにV_s、V_{TH}及び運用最小速度を再設定する。
(2)回復操作が難しい場合には運用最小速度、V_s及びV_{TH}を切らないように注意して運用する。

5．その他　W＝37.07ton 時の参考数値

形態＼速度	V_s ktCAS	$V_{シェーカ}$ ktCAS	運用最小速度 ktCAS
フラップ上げ	118	127	154
フラップ10°	100	117.5	144
フラップ35°	87.5	100	121

作業中に個々の担当者が一々手順書を参照しながら動作するというわけではない。むしろ新しい試験項目を実施する前に搭乗者全員が各自の担当する作業を正確に理解するための資料として使われ，複雑な手順の場合には本読みを行なうこともある。内容が理解され記憶された結果としてスムーズな連携動作が展開される。従って同じ試験項目ならば試験ポイント（飛行高度，飛行速度）が異なっていても共通して使用できる。また手順書を作成する過程で，やがて行なわれるべき作業が真に迫って事前に検討されるので，作業実施上の問題点を予め摘出し対策を執っておくこともできる。安全確認試験の手順書は航空実験団の航空機技術隊が作成を担当され，エンジン試験の手順書は航空実験団の搭乗者の協力を得てエンジン空中試験チームで作成した。付録4に供試エンジンの始動から始まって離陸，試験空域への進出に至るルーティンの作業と再始動試験についてエンジン試験手順書の例を示しておく。

これだけの準備が整うと試験計画を作成する段階になる。FJRエンジン空中試験の総ての飛行試験計画は航空実験団の航空機技術隊と飛行隊の手で作成され，関係方面との調整が行なわれ，航空実験団においてオーソライズされた。エンジン空中試験チームはそのうちのエンジン試験に関する記述の作成に協力した。実施計画，細部実施要領及び手順書が試験項目毎に書かれているのに対して，飛行試験計画が一回の飛行毎に書かれていることに注意されたい。即ち，1回の飛行で数項目の試験を行なう場合にはそれぞれの試験項目に該当する3つの文書を参照することによって試験計画に記述すべき試験内容を網羅することができる仕組みになっている。一応1回の飛行時間の範囲内に収まるように試験項目をピック・アップして配列する作業を行なえばよいように見える。しかしこれまでに述べてきたところは飛行試験計画の記述のうち試験内容だけにかかわるもので，実は飛行試験計画にはその他に非常に広い背景が盛り込まれており，その記述様式に長い経験の反映を読み取ることができる。

付録5に一例として昭和59年4月12日に行なわれたF－C105飛行の飛行試験計画の一部を再録しておく。最上部中央には航空機の名称と試験名，その右に実施部隊名，飛行番号が並んでいる。その回りの部分にこの飛行に関係のある部門及び隊の長と主担当者が了承印を捺印する欄が設けら

This document is provided by JAXA.

れており，作成担当者が飛行試験計画を持ち回って説明し了承印を受けることによってオーソライズされる。目的は細部実施要領に準じて書き込まれる。試験空域，実施日及び計画飛行時間は試験に要求されている飛行条件，予想される気象状態，空域の使用状況などを考慮して関係方面との調整を行ない決定される。乗員は航空実験団が運用している他の航空機との兼合い，各人の健康状態，勤務のローテイションなどを考慮して決められる。航空宇宙技術研究所側から搭乗する計測員に関しては試験の業務に応じてその都度適任の人が数日前に選ばれた。試験項目は2頁目以下の試験ケースを要約したものである。飛行制限等の欄には飛行安全上最も重要な制限事項と離陸及び着陸の重量，重心，燃料配分を書いてある。その右側に試験空域への往復経路と試験中にとる高度を図示したフライト・パターンが描かれており総合判断の資料としても役立つ。個々の制限条件は予め設計資料の検討及び試験結果の分析に基づいて決められたものである。BINGO FUELは飛行試験空域内に予め定められているBINGO POINTと呼ばれる特定の目標地点での残存燃料量の最少量を意味しており，帰途の燃料量を確認する指標である。形態の欄にはFJRエンジンが搭載されていることが示してある。随伴機の機種と飛行時間は試験母機の飛行と随伴するミッションに応じて定まり，機番と操縦者は関係方面との調整によって決められる。結線状態は試験項目に応じて準備された計測系統の結線を代表的に表現するためエンジン計装，フラッタ計装，飛行特性計装などと書き込まれる。使用計測装置がリスト・アップされ，重量・重心への影響，固縛方法及び使用電力が検討されている。人員配置は搭乗者の便宜のために記されているのみならず緊急脱出と重量・重心への配慮も含まれている。2頁目は供試エンジンの始動から始まって離陸，試験空域への進出に至るルーティンの作業がまず書き並べられており，そのケース毎の飛行条件，試験母機の形態，試験母機のエンジンの出力及び供試エンジンの出力と操作担当者が記入されている。その後にTEST No.4から再始動試験の試験ケース毎に同様の記述が行なわれている。備考欄には予想される試験結果も記入されており搭乗者の参考に供される。3頁目は2頁目の記述に対応するケースのFJRエンジンの出力状態と計測操作の要点が図示されている。4頁目には随伴機の任務などが示され，供試エンジンの異常の観察方法が書き込まれることもある。最後の頁は認識表の番号が控えられた搭乗者の名簿になっており，ひとたび事故が起こると意味を生ずるのであるがここでは省いておく。

8.2 安全の確保

多くの異なった組織から集まった関係者が長期に亘って飛行試験及び地上での点検整備作業を行なうので，安全の確保に出来る限りの配慮を行なった。即ち航空宇宙技術研究所職員健康安全管理細則第7条による安全管理責任者を定め，実験等計画書（関連文書67）を作成して所長の承認を受けた。安全管理責任者は試験の関係者に対して安全管理要領，安全管理計画書，緊急時の対処手順書の説明を行ない安全確保のための知識の周知徹底を図った。川崎重工業株式会社以下，関係会社からの雇いあげ者の安全管理は直接には各会社の安全管理責任者が行なうものとし，航空宇宙技術研究所の安全管理責任者は各会社の安全管理責任者に対し安全管理に関する方針を指示する体制をとった。

航空実験団計画部の担当者から関連文書89により飛行場地区への立ち入りについて，飛行隊の担当者からは関連文書90により搭乗者教育を受け，緊急事態への対処のための実地教育も行なってもらった。

8.3 飛行試験作業

エンジン空中試験の標準的な飛行試験作業の1サイクルは図8.3のような流れで行なわれる。離陸予定時刻の3時間前から供試エンジン等の飛行前点検作業を始める。これはPre-flight Checkを略してPR作業と呼ばれている。FJRエンジン及び供試体のPR作業は関連文書19のカードNo.1－1からNo.1－9に準拠しておこなわれる。作業は格納庫内で行なわれ，エンジン空中試験室の職員1～2名の指揮・監督の下に表8.5に記載の分担で同時に並行して各2～3名の作業者が実施する。

This document is provided by JAXA.

所要時間は約1時間である。作業終了後に作業内容の確認，問題点などについて打ち合わせを行なって，飛行前点検（PR）結果を作成し，航空実験団の整備技術隊に提出する。表8.6はその一例である。PR結果はその日の飛行の可否の判断の資料として使われる。総ての飛行前点検（PR）結果は関連文書66の添付資料2に収録されている。

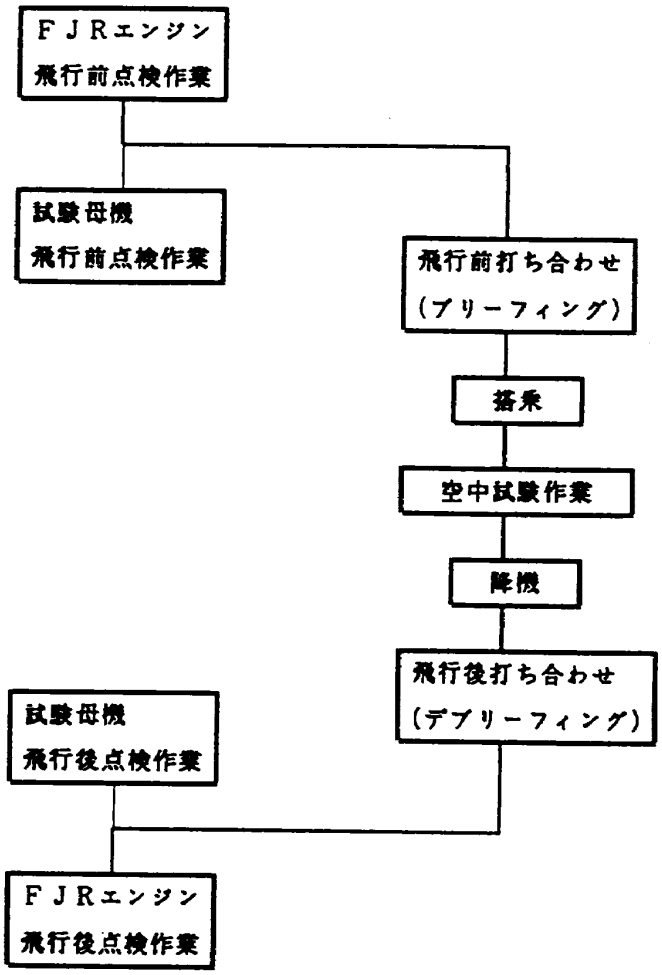


図8.3　空中試験作業流れ図

供試エンジン等のPR作業が終了すると試験母機は航空実験団の整備技術隊に引き渡され，試験母機のPR作業が開始される。この時点で試験母機は格納庫からエプロンに引き出され，燃料補給が行なわれる。

通常は試験母機のPR作業が行なわれているのと重なった時間帯で飛行前打ち合わせが行なわれる。飛行前打ち合わせは航空実験団の航空機技術隊が主催し，乗員全員のほか整備，空域調整，データ処理などの担当者が参加して行なわれ，単に"ブリーフィング"と呼ぶ習慣になっていた。試験内容が大幅に新らしくなるような場合には打ち合わせに十分な時間をかける必要があるので飛行試験の前日にブリーフィングを行なうこともある。ブリーフィングが行なわれた後に天候上の理由で飛行が中止になることも試験飛行の場合にはしばしば起きる。このような場合には次の日の飛行の前に，記憶を鮮明にし意志疎通を再確認する目的で手短かにブリーフィングを繰り返すことになっている。ブリーフィングでは航空機技術隊の担当者から「C－1FTB機飛行試験計画」の説明が行なわれる。飛行試験計画そのものについては8.1項で説明を行なったように，この中に飛行試験にかかわる総ての事項の要点が記述されている。ブリーフィングは飛行試験に携わる関係者がそれぞれの任務を正確に理解しあい，協力し合って実施に移るための意志疎通を確実に行なう機会である。更に安全の確保と試験効率の向上を図る立場から

表8.5　整備点検作業の分担

作業名	作業区域	主担当部門
供試エンジン等の整備・点検作業 ＰＲ作業 ＥＰＯ作業 ＢＰＯ作業	供試エンジン用ナセル及びパイロンの構造・艤装	ＫＨＩ整備、動力機器及びSTOL研究
	ＦＪＲエンジン本体	ＩＨＩ整備 （ＫＨＩ整備が支援及び最終確認）
	計測ラック、計測架台	ＫＨＩ電子機器、電装
	操作ラック	ＩＨＩオペレータ、設計
	操縦室（ＦＪＲ関連機器のみ）	ＫＨＩ整備、STOL研究
	整備・点検結果のまとめ	ＫＨＩSTOL研究

This document is provided by JAXA.

表8.6 FJRエンジン空中試験 飛行前点検（PR）結果

NAL確認	

結果確認者:
点検日時: 59－4－13
8:20～9:20
点検場所: 1格

結果報告	下記内容を含み良好	KHI確認	

点検部位	点検基準	結果			
供試体構造／艤装	SRG－1002 飛行前点検 ワーク・カード [作業区域3]	1．ドレン・タンクのオーバ・フロー配管とファン・カウルの当たり面のクッションを新規部品に交換した。 他は異常なし		収納場所	結果
			インテーク盲蓋	1格	✓
			ノズル盲蓋	1格	✓
			抽気口盲蓋（左）	1格	✓
			（右）	1格	✓
FJRエンジン関係	SRG－1002 飛行前点検 ワーク・カード [作業区域3]	1．オイル・タンクにオイルを700cc補給した。 2．オイル・タンクの補給口の盲蓋の"Oーリング"を新規部品に交換した。 異常なし			
操縦席（供試体関係）	SRG－1002 飛行前点検 ワーク・カード [作業区域9]	異常なし			
計測ラック	SRG－1002 飛行前点検 ワーク・カード [作業区域7]	1．シグナル・コンディショナST－1（Ps_{21}計測用）不良のため未使用のカードと交換した。→BPO時に較正する。 他は異常なし			
ゼロ・リード		完了			
操作ラック	SRG－1002 飛行前点検 ワーク・カード [作業区域7]	異常なし			
ゼロ・リード		完了			
全体結果		点検結果上記内容を含み異常なし			

試験の実施条件，実施方法などについて，お互いが十分に納得しあうまで質問と説明が繰り返され，ときには作業の進めかたの細部について訂正が行なわれることもある。

搭乗は離陸の40分前に行なうことになっている。離陸の50分前に集合して認識表の配布を受け，航空機の横に整列して機長から健康状態の確認，気象状態の通告などをうけたのち搭乗する。

飛行を行なうかどうかは，航空実験団が気象条件と試験母機及び供試エンジン等の整備状況に基づいて判断する。試験飛行では有視界飛行状態で飛行することになっている。岐阜基地，進出経路及び試験空域の総てがこの条件を満足する場合というものはかなり限定される。FJRエンジン空中試験用供試体ではインテークに防氷装置が装備されていないので，着氷気象状態では試験を行なわないことに定められている。FJRエンジンを搭載した場合には，試験母機の横風運用が着陸時に右横風5.1m/s（10kt）に制限されている。第1次エンジン空中試験が行なわれた2月から4月の間，

This document is provided by JAXA.

岐阜基地では日中，北西ないし北北西の風が強くて飛行に踏み切る事のできない場合がしばしばあった。滑走路の積雪のために離陸できないこともあった。離陸直前まで飛行の可否が検討され続ける場合もある。離陸は空域使用割り当て時間の関係から午前9時，11時及び午後2時頃の3回おこなわれ，それぞれ1st，2nd及び3rdと略称される。FJRエンジン空中試験については試験期間が限られていること，飛行可能な条件が限定されていることなどから高いプライオリティで空域の割り当てが行なわれた様子で，気象条件が整うまで1stから3rdの離陸の機会を待って待機することが多かった。FJRエンジンの始動，計測準備及び離陸の間の一連の計測作業が行なわれる。この詳細については"付録4. エンジン試験手順書の例"で述べてある。FJRエンジンの出力は始動後，タクシング，離陸及び上昇の初期には地上緩速出力に設定されている。この後 AFTER TAKE-OFF CHECK PROCEDURE の一環として飛行緩速出力に増速される。これは№01 ベアリングの前方のカーボン・シールの加圧状態を良くして潤滑油の漏洩を防ぐためである。一定高度での巡航〔G空域進出の場合には 5.79×10^3m（19,000ft），K空域進出の場合には 1.22×10^3m（4,000ft）〕に入るとFJRエンジンを飛行緩速出力に設定して，〔操作ラックのTLA計で0.550rad（31.5°）〕定常性能計測を行なう。これをコリドー・モニタと呼ぶことにしていた。この定常計測はFJRエンジンの特性がエンジン空中試験の間に変化していないかどうかを見るために行なった。離陸してのち試験空域に到達し試験を開始するまでに，G空域の場合には40分弱，K空域の場合には約30分かかる。G空域の方がずっと長い直線飛行経路を採ることができ，航空交通管制などのためのボイス・コミュニケーションの頻度がK空域に比べてずっと少ないので試験がやりやすい。

「C－1 FTB機飛行試験計画」に記述された試験ケースについて試験が進められる。試験母機の形態と所定の高度及び速度の設定が終わるとパイロットから通告がある。エンジン試験の場合には副統制者が計測開始を通告し，引き続いて，試験ケースに応じたFJRエンジンの操作を要求する。所定の試験ケースの試験内容が完了した時点で，副統制者が計測終了と次の試験ケースの番号，飛行条件などを通告する。適宜，試験の状況及び結果について簡単に報告を行ない，操縦室の乗組員の状況把握に資することも行なわれる。マッハ数で指定された試験速度の設定についての通告は統制者から行なわれる。この手順を繰り返して試験ケースを次々とこなしていく。試験実施手順の細部については"付録4. エンジン試験手順書の例"を参照されたい。

試験終了後はFJRエンジンの出力を飛行緩速出力に設定して帰投する。帰搭の経路でもコリドー・モニタ計測を行なった。コリドー・モニタの計測結果については試験結果の一部として項を設けて記述してある。BEFORE LANDING CHECK PROCEDURE の一環としてFJRエンジンは地上緩速出力に減速される。

着陸後ランプ・インしてからFJRエンジンの停止を含む一連の作業が行なわれた後，一切の搭乗業務が終了する。この詳細についても付録4に述べてある。ICSなどを整理し，データを手にいれて降機し，機長から身体状況などの確認を受け認識表を返還する。

この後適当な休憩時間をはさんで飛行後打ち合わせが行なわれる。これは"デブリーフィング"と呼ばれている。デブリーフィングの目的は所期の試験目的が完全に達成されているかどうかの確認にある。この確認のため，パイロットによる飛行条件設定についての報告とCRTのハード・コピー及びX－Tレコーダのデータの速読によるエンジン空中試験チームからの報告が行なわれる。デブリーフィングも航空実験団航空機技術隊の主催で開かれ，ブリーフィングに準じたメンバーが出席する。また試験母機，計測システム及び供試エンジン等に不具合が発生している場合には，飛行後点検作業に反映するための連絡が行なわれる。空中試験作業のありかたについての反省を行ない，つぎの飛行試験計画に反映する機会でもある。デブリーフィング記録の一例を表8.7に示してある。総てのデブリーフィング記録は関連文書66の添付資料10に収録されている。

通常はデブリーフィングと重なった時間帯で試

This document is provided by JAXA.

表8.7 FJR710/600S FTB飛行試験 デブリーフィング記録

デブリーフィング日時 59－3－5
14:30～14:45

試験名	FJRエンジン空中試験 定常・急加減速・抽気 (25M/.5)	飛行番号	F－C095			
試験年月日	昭和59年3月5日	試験形態	高度	20Mft	20Mft	10Mft
飛行時間	T/O 11:25 L/D 13:30 (2.1H)		機速	.4 Mach	.4 Mach	.3 Mach
			モード	定常性能	急加減速	定常性能
パイロット名	FTB機 P CP　チェイス機 P 監視					
試験内容	○試験は方案どうり実施した。					
母機	○パイロット・コメント (1)機体良好 (2)20Mft急加速(ケースNo.30) F/I→MAX時: β計の振れβ±1° (3)20Mft急減速(ケースNo.29) 70%→F/I時: } β計の振れβ±3° (ケースNo.31) MAX→F/I時: } (4)10Mft定常性能(ケースNo.11－4) FJR MAX時: ①JT8D EPR #1,1.20 (タービュランスあり) #2,1.00 ②ラダー 右8° (5)5MftのFJR MAXで LEVEL FLIGHT するにはスピード・ブレーキの使用が考えられる。 (JT8D両方F/Iでも上昇すると思われる。) ○使用燃料:10,100LBS ○サブコン・コメント N_1maxを決めるためのTATはエリアの南と北で2℃程度異なっている。					
チェイス機	○飛行時間 2.1時間 ○機体良好 ○監視状態:特になし ○写真撮影:スチール20枚					
FJR710/600S	○MAX DATA 高度 / N_1 / N_2 / EGT / TAT 20Mft / 93%rpm / 89%rpm / 680℃ / －31.6℃ 10Mft / 96%rpm / 92%rpm / 730℃ / －17.0℃ ○Vib : 特に問題なし(安定している。) ただし、CFH、CRVに時々低周波(3Hz～50Hz)のノイズが入り、メータが振れるので次回もアナライザで監視を要する。					
計測関係	電源の"ON"、"OFF"は計測隊に確認を行なう。 FJRエンジン運転時間 G/I以上 2h19m/14h35m　COAST DOWN TIME N_1:81sec(1%rpmまで) F/I以上 1h48m/11h07m　N_2:78sec					

験母機の飛行後点検作業が行なわれ，飛行が終了する場合には格納庫へ機体が移動される。

この後に供試エンジン等の飛行後点検作業が行なわれる。1日に2回以上の飛行が行なわれる場合には，飛行と飛行の間の点検作業は毎飛行後点検(EPO)作業と呼ばれ，関連文書19のカードNo.3－1からNo.3－8に準拠して，エプロンに駐機した状態でおこなわれる。FJRエンジン空中試験の場合には1日に2回の飛行が行なわれたのはただ1日だけで，EPO作業は2回行なわれただけである。1日の最後の飛行後点検作業は基本飛行後点検(BPO)作業と呼ばれ，関連文書19のカードNo.2－1からNo.2－5に準拠して，格納庫内で行なわれる。担当者，進めかた及び記録が作成され整備技術隊に提出される点などPR作業と同様である。表8.8に基本飛行後点検(BPO)結果の1例を示す。総ての飛行後点検(EPO，BPO)結果は関連文書66の添付資料3に収録されている。

以上が空中試験を行なうために最小限必要な実作業である。

8.4 母機側安全確認試験

航空実験団の協力計画にうたわれている処によ

This document is provided by JAXA.

表8.8 FJRエンジン空中試験 基本飛行後点検（BPO）結果

NAL確認	

結果確認者:
点検日時: 59－4－13
14:30～16:15
点検場所: 1格

結果報告	下記内容を含み良好	KHI確認	

点検部位	点検基準	結果		
供試体構造／搭載	SRG－1002 基本飛行後点検 ワーク・カード [作業区域3]	1. NSTA1965のドア・サポート・フレームのクッション・ラバーが若干剥がれていたのでRTVシリコン・ゴムで補修した。 2. スタータのMCD;異常なし 3. 滑油フィルタ直下の下部扉内面にオイル付着あり。→滑油フィルタ外面に付着しているオイルが滴下したものと思われる。 他は異常なし		取付確認
			インテーク盲蓋	
			ノズル盲蓋	
			抽気口盲蓋（左）	
			（右）	
FJRエンジン関係	SRG－1002 基本飛行後点検 ワーク・カード [作業区域3]	1. 風車回転後点検を実施した。 （1）滑油フィルタの点検 （2）MCDの点検 （3）低圧及び高圧回転系の回転音による点検 } 異常なし 2. No.5ストラットのキャップからのドレン量;約2cc 3. 滑油フィルタにオイル付着あり。→取付時ネジ部に残留していたオイルと思われる。 他は異常なし		
操縦席（供試体関係）	SRG－1002 基本飛行後点検 ワーク・カード [作業区域9]	異常なし		
計測ラック	SRG－1002 基本飛行後点検 ワーク・カード [作業区域7]	1. Ps_{21-4}の較正を完了した。 2. T_7の計測ラインをチェックした。（熱電対基準接点箱の入力コネクタを清掃した。）結果は異常なし。 他は異常なし		
操作ラック	SRG－1002 基本飛行後点検 ワーク・カード [作業区域7]	異常なし		
全体結果		点検結果上記内容を含み異常なし		

り，FJRエンジン空中試験にあたっては，母機側安全確認試験を行なって試験母機の飛行安全を十分に確認したのち，本格的な空中試験に移行する方法がとられた。試験実施体制の確立の項で述べたように飛行運用，飛行統制については一元的に航空実験団に担当を依頼した。従って飛行安全を確保するための事前検討作業及び母機側安全確認試験は航空実験団の手で行なわれ，エンジン空中試験チームはNASTADT及びFJR710デザインセンターの協力を得て，検討用資料の提供などを行なった。試験母機にFJRエンジンを搭載した場合の運用制限事項が表8.9のようにまとめられた。母機側安全確認試験は地上走行試験とそれに引き続く5回の飛行によって行なわれた。これらの試験は試験母機の技術・実用試験の経験に立脚して行なわれ，その後のFJRエンジンの空中試験において航空宇宙技術研究所側の試験要求をできる限り達成する方向で支援を行なうための準備となる

This document is provided by JAXA.

表8.9 FJRエンジン空中試験時の運用制限

区分	項目	小項目	数値等	説明	備考
FJRエンジン搭載の試験母機	重量制限	最大過荷離陸重量 最大過荷着陸重量	40,700kg 39,000kg	荷重制限から	関連文書68 A2－4 関連文書68 5－2
	重心制限	前後位置 離陸(40.7ton) 巡航(40.7ton) 着陸(39ton)	 21.8～35.4%MAC 20.3～34.0%MAC 21.6～35.4%MAC	母機と同じ	関連文書69 第5－2図
	燃料制限	燃料トリム 左補助タンク 右補助タンク	 3,050lbs(1,385kg) 0	非対称重量を燃料によりトリムするため 非対称モーメント 9ton・m	関連文書68 第7－2図
		BINGO FUEL	10,000lbs	C－1機のBINGO FUELにトリム用燃料を加えた。	関連文書70 別紙第6 C－1機 B/F(岐阜帰投) G空域 7,000lbs K空域 5,000lbs
	速度制限	最大速度	30Mft 261KCAS 20Mft 274KCAS 10Mft 279KCAS	フラッタ試験により確認する。 左記の数値は現在提案されている各高度のフライト・エンベロープの端から降下角7.5°で20秒間ダイブ後1.5Gで引き起こした時の速度	関連文書68 第5－2－1図 供試体 2ton 設計制限速度 280KCAS 運用最大速度 240KCAS
		失速速度	121.5KCAS(クリーン) 102.5KCAS(δf10°) 99.5KCAS(δf15°) 89.5KCAS(δf35°)	重量 39ton δf：フラップ角度	関連文書71 第2.7－1図
	運動荷重倍数制限	フラップ上げ フラップ下げ	0～＋2.5G 0～＋1.7G	荷重、強度に関し機体とエンジンは適合性を有している。関連文書72	関連文書73 ページ6
	着陸時横風制限	スポイラ正常作動又は油圧1系統故障	右10kt 左19kt	着陸方法はウイング・ロウ	関連文書74第3.3－3図 エンジン片発時も同様
		スポイラ操作系統故障又は油圧2系統故障	右0kt 左9kt	正常作動時より10kt減少	
	離陸時横風制限		右10kt 左19kt		
	フラップ角度		35°	フラップ角度約57°でフラップと供試体が干渉する。	フラップ・レバー35°位置にストッパ取付け。 フラップ・エクステンド・リミット・スイッチの位置変更
	スラスト・リバーサ		使用制限 1.1EPR		エンジン地上試験で確認
供試体	推力制限		正味推力 3,300kg	供試エンジンの推力3,300kgが発生するヨーイング・モーメントは母機の片発離陸のヨーイング・モーメントに等しい。	関連文書68 5－6
	着氷			着氷気象ではFJRエンジンの試験を実施しない。	

	項目	記号等	数値 定常	数値 非定常	備考
FJRエンジン	エンジン外殻振動	CFV CFH CRV CRH	3mils以下	4mils以下	振幅はpeak to peak 70Hzフィルタ使用
		TH TV	1.8mils以下	2.4mils以下	
	潤滑油供給圧力(Ps)	離陸推力定格	60～110 PSIG		
		グランド・アイドル	20～60 PSIG		
	潤滑油還油温度	Tscav	250℃以下		
	低圧系回転速度	N_1	5,850rpm		100%
	高圧系回転速度	N_2	13,980rpm		98.7%
	高圧タービン出口温度	T_6、EGT	815℃		

This document is provided by JAXA.

ものであった。既に飛行試験の実績がある2×10^3 kg（2ton）ダミー搭載の場合とFJRエンジン搭載の場合の相異点が諸元（形状・寸法，重量，重心，ピッチ軸回りの慣性能率，供試体と地面の間隙及び接地角），空力係数（最大揚力係数，ドラッグ・インデックス，横力係数，モーメント係数）及び推力について比較され，これをもとに飛行試験による確認が必要な項目がリスト・アップされた。地上走行及び各飛行の実施項目，試験目的，試験内容，評価基準などは表8.10のように計画された。試験の結果，試験母機，供試体及びFJRエンジンの安全性と機能が確認され，引き続いてエンジン試験に進んでよいことが確認された。

表8.10　母機側安全確認試験

試験項目		試験目的	試験内容	評価基準	備考
地上走行		通常のタクシー及び高速滑走により地上での特性の確認を行なう。	通常のタクシーによりタクシー感覚、ブレーキ及びステアリングの効きを調べる。V_1及び100KCASまでの高速滑走において舵に対する機体の応答、ブレーキの効きを調べるとともに供試エンジンの状態を確認する。スラスト・リバーサの制限を確認する。	2tonダミー試験時と比較して著しい変化のないこと。	パイロットが高速走行及び制動時の特性を把握することが目的。試験で得たデータ及びパイロット評価はこの後の試験の参考資料とする。
フラッタ		C−1FTB機にFJRエンジンを搭載した場合のフラッタからの安全を確認する。	30Mft～261KCASまで、20Mft～274KCASまで及び10Mft～279KCASまでの範囲でフラッタ現象が発生しないことを確認する。	MIL−A−8870A	加速開始前からスペクトラム・アナライザにより周波数成分の徴候及びX−Tレコーダにより調和振動の傾向があるかどうかを監視する。どちらかの徴候がみられたときは試験を中止する。
飛行特性	定常横滑り	横滑り角とバンク角の関係を求め、横風着陸のための参考資料とする。	10Mftにおいてクリーンで200kt、$\delta f=35°$で1.4Vs及び$\delta f=10°$で1.25Vsの3ポイントにおいてラダーを使用し、ヘディング一定の横滑りを行なう。	横滑り角とバンク角の関係が設計値と大差ないこと。	
	ダッチ・ロール	横方向動安定性のうち、ダッチ・ロール特性を求め、FTB機2tonダミー試験時の特性と比較する。	クリーンで30Mft～210kt 10Mft～1.4Vs及び$\delta f=35°$で10Mft～1.4Vsの3ポイントにおいてラダー・ダブレットによりダッチ・ロールを誘起しζd, ωndを確認する。	MIL−F−8785B レベルII	FTB機2tonダミー試験時の特性と大差ないこと。
	失速アプローチ	失速の徴候及び回復操作を確認し、FJRエンジン空中試験時及び離着陸時の安全性を確認する。	15Mftにおいてクリーン、$\delta f=10°$及び35°の3ポイントで1.4Vsにトリム後、減速を開始し、シェーカーの作動、イニシャル・バフェットを確認し回復操作を行なう。	イニシャル・バフェット速度から安全に回復できること。	
	離陸及び着陸	パイロットが離着陸時の特性を把握する。	通常の離陸、進入及び着陸の操作を行なう。	2tonダミー試験時と比較して著しい変化のないこと。	パイロットが離陸及び着陸時の特性を把握することが目的。試験で得たデータ及びパイロット評価はこの後の試験の参考資料とする。
機能確認		供試エンジンの動力操作系統を操作し、機能の安全性を確認するとともに、抽気放出用シャット・オフ・バルブの機能確認並びに系統作動時の電磁干渉の確認を行なう。母機に関する計測系統の確認を行なう。	15Mft～190ktにおいて推力操作の切り換え、推力制限ストッパ(エンジン側)の機能確認操縦席操作による急加減速、7段と12段の抽気弁の開閉及び試験の間において電磁干渉の有無を確認する。	FJRエンジンの取扱説明書による。	

This document is provided by JAXA.

8.4.1 地上走行試験（G−C089）

試験結果の要約を表8.11に示してある。タクシーでは右外舷に装着されたFJRエンジンの推力のために機首が左へ偏向しがちで速度も増し気味であるけれども運用上問題にはならない。高速地上滑走は第1回に離陸形態，第2回に着陸形態を模擬して行なわれ，舵に対する機体の応答及び制動が良好である事が確認された。滑走減速の為にスラスト・リバーサを使用した。試験母機の右側（No.2）エンジンの排気が供試体ナセルに当たるので外板の表面温度を測定しこの後の運用の資料とした。減速のためのスラスト・リバーサ使用の影響は地上機能試験で行なった静止状態での使用の場合よりも軽微であり，全く問題を生じなかった。FJRエンジンのコースト・ダウン・タイムは低圧系で80〜82秒で適正であった。第1回の高速地上滑走後のブレーキ温度測定結果は4.73 × 10^2K（200℃）以下であり引き続いて運用しても問題がないことが確認された。これまでに述べたとおり地上走行試験の結果は満足なものであった。第2回のFJRエンジン始動の際に始動失敗があった。空気供給ホースの接続に問題はなく，地上空気源の供給圧力も正常に推移しているのでFJRエンジン自体の始動範囲が狭いものと考えられる。この試験の際に搭乗からFJRエンジンの始動とタクシー開始までの計測作業及びFJR710/600Sエンジンの停止とそれに伴なう計測作業の一連の手順を2回繰り返して実施し，作業に慣れるとともに手順書の細部を改定することができた。地上走行試験時の計測は引き続き行なわれるフラッタ飛行試験の際の計測と同じ形態とした。ただし，X−Tレコーダ№2の空チャンネルに指示対気速度Viとラダー角度δrを追加記録した。

8.4.2 フラッタ試験（F−C090，091，092）

試験母機の高速側運用包囲線はFJRエンジンを搭載することによって低速側へ相当縮小することが予測される。フラッタ飛行試験を行なって高速側運用包囲線を確定することは母機側安全確認試験の重要な項目である。航空宇宙技術研究所が希望するエンジン試験点で安全に飛行試験を実施できるかどうかを見極めるためのフラッタ飛行試験は航空実験団で計画された。試験空域への往復を含む試験母機の運用において運用包囲線を速やかに確定しておくためにフラッタ飛行試験を最初の3フライトで実施した。

(1) フラッタ速度の推算

FJRエンジン搭載形態の試験母機のフラッタ速度推算は川崎重工業株式会社でおこなわれた。FJRエンジンの艤装作業が進むにつれて順次正確になったエンジンの慣性データを反映するために3回計算が行なわれ関連文書75，76および77に報告されている。計算はNASTRAN汎用構造解析プログラムで行なわ

表8.11 地上走行試験結果

計画飛行番号 G−C089	実施日 昭和59年2月6日	第1回TAXI OUT 9時55分 4℃	第2回TAXI OUT 11時20分 6℃

	試験項目	速度 KIAS	フラップ	母機エンジン No.1 No.2	FJR	試験結果
第1回	FJR始動				START→G/I	FJRエンジンにスタート時のショックはない。 供給空気圧力は54psiG→28psiG→44〜46psiGと変化。
	タクシー	As REQ		As REQ	G/I	機体の傾きは無い。左へ偏向しがちである。速度が増し気味である。
	高速 地上滑走	0→116 →〜0	10°	T/O EPR →IDLE	G/I	制動良好。機体の傾きに問題なし。コントロール良好。 スラスト・リバーサ No.2EPR≦1.15でナセル表面最高温度60〜64℃。
	タクシー	As REQ		As REQ	G/I	
	停止			CUT OFF	CUT OFF	ブレーキ温度良好。N_1 COST DOWN TIME ＝82秒
第2回	FJR始動				START→G/I	1回目始動失敗。2回目始動成功。供給空気圧力に相違なし。
	タクシー	As REQ		As REQ	G/I	
	高速 地上滑走	0→100 →〜0	35°	T/O EPR →IDLE	G/I	スラスト・リバーサ No.2EPR≦1.30でナセル表面最高温度48〜53℃。
	タクシー	As REQ		As REQ	G/I	
	停止			CUT OFF	CUT OFF	N_1 COST DOWN TIME ＝80秒

This document is provided by JAXA.

れ，非定常空気力の算出には3次元DOUBLET LATTICE法を用いた。"5.2 フラッタ風洞試験"の場合の計算と異なる点はエンジン・ポッドに働く空気力を無視したことである。エンジン・ポッドに働く空気力を低アスペクト比の十字翼でモデル化するとフラッタ速度が上がり危険側の推算になることが知られたからである。関連文書77から再録して推算値Vを図8.4に実線で示してある。図に示された推算値は構造減衰係数をg＝0とし，圧縮性の補正をおこなったものである。同図には同じ計算方法による2×10³kg（2ton）ダミー搭載の場合の推算値Vを破線で示してある。また2×10³kg（2ton）ダミー試験で実証された最高速度が○印で示されている。

(2) フラッタ飛行試験の実証目標速度

フラッタ飛行試験の実証目標速度は航空実験団航空機技術隊により耐空性審査要領のⅢ部3－3－3－2項，設計急降下速度の考え方に準じて次のようにして定められた。即ち細部実施要領に記載されているエンジン試験点を内部に含むフライト・エンベロープを仮に設定し，その高速側の端にある高度と速度の組み合わせの定常飛行条件を定める。この水平飛行を初期条件として推力一定のまま経路角0.131rad（7.5°）で20秒間降下を続けた後，1.5Gで引き起こす場合に到達する最大速度とする。計算結果を図8.4に，初期条件を□印，対応する実証目標速度を◎印で記入した。この図では高度の変化を省いている。

(3) フラッタ飛行試験の実施手順と緊急対処要領

フラッタは「……通常は突如として起こり始めて急激に大振幅となるので間に合わず，多くの場合空中分解を起こすに至る……」(関連文書78 p．399）ので試験を行なうに当たって極めて慎重な配慮が必要であり，綿密に実施手順を確立しておくことが大切である。FJRエンジン搭載形態の試験母機のフラッタ飛行試験については川崎重工業株式会社で手

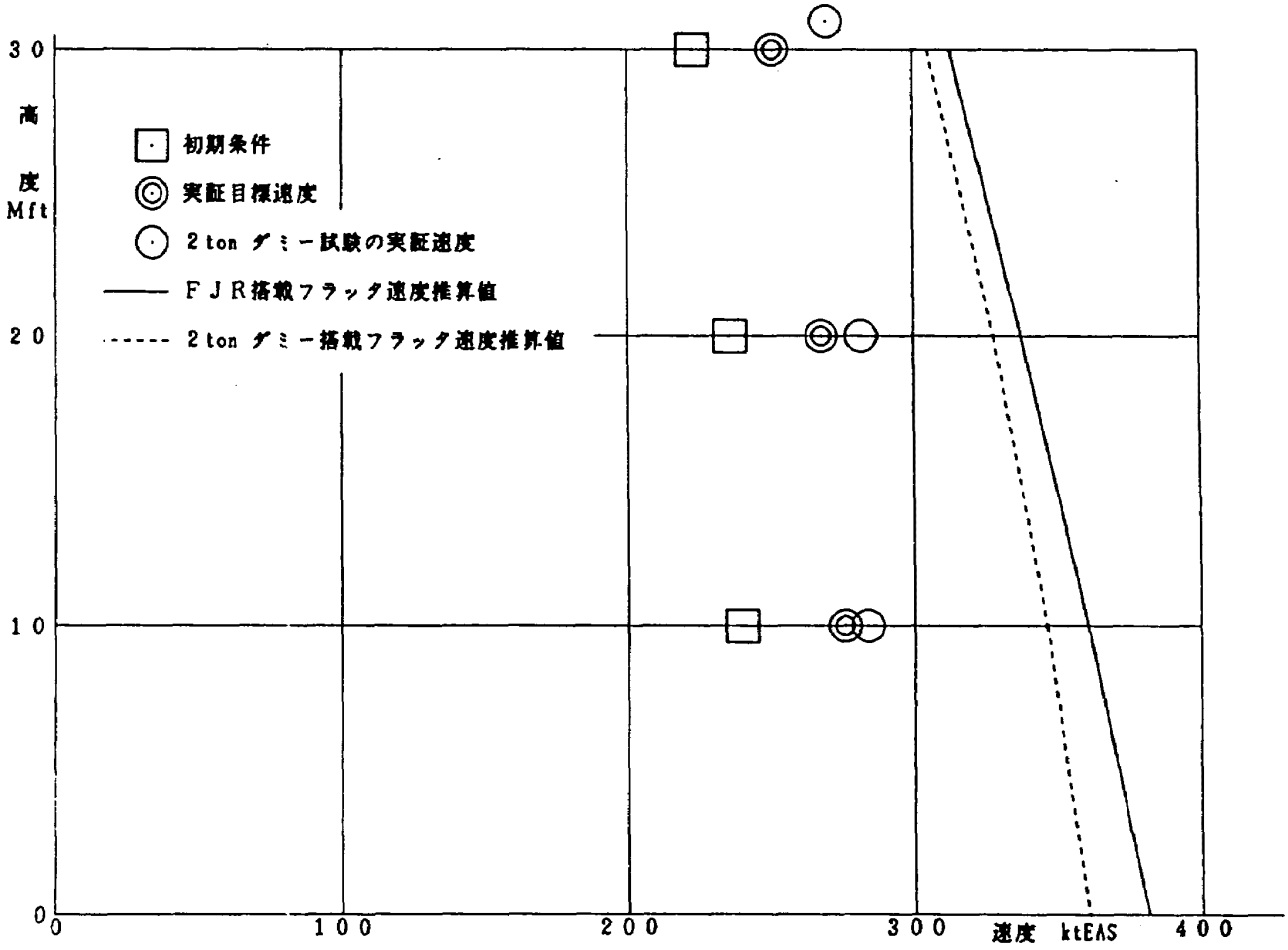


図8.4 フラッタ関連速度図

This document is provided by JAXA.

順書案（関連文書79）が作成され航空実験団に提出された。航空実験団にはフラッタ飛行試験の実施経験が豊富で，それを反映して飛行試験手順書（表8.12）が作成された。フラッタ飛行試験を始めるまえに，離陸の時点から手順が始まる。即ち，離陸，上昇及びひかえめの速度での巡航の間にもX－Tレコーダによって振動の監視を続け，監視員が空挺扉から主翼とエンジンの揺れを監視する。試験母機では飛行計器の速度計と機上計測システ

表8.12　フラッタ飛行試験手順書

手順1（水平飛行で試験速度に到達しうる場合）

コックピット手順		計測手順
		1．計測準備を行なう。
	←	"計測準備完了"
1．指定高度、指定速度でトリム		X－Tレコーダ→START(遅い送り)
（右エンジンが連続最大推力以下のとき）		スペクトラム・アナライザをモニタする。
★250kt以上ではエンジン推力でトリムを行なうこと。		監視員は空挺扉から供試体、主翼をみる。
		データ・レコーダ→START
2．"加速開始"	→	
		2．X－Tレコーダの送りを速める。
		★加速中に調和振動または周波数逓減の徴候を認めたときは
	←	"試験中止。"
目標速度に達したら"インプット・レディ"、	→	機体の揺れに備える。監視員はしっかりつかまる。
"ナウ"でエルロン・ジャーク。	→	
★エルロン・ジャークはホィール角±30°の操作を急激に行ない、その後中立に戻す。		
3．高度・速度を保持。		
		★X－Tレコーダの出力が発散気味又は振幅が急激に大きくなれば計測員は直接パイロットに"アボート"と叫ぶ。
★トリム中、計測中に機体の異常振動または"アボート"の叫びがあれば即座にスロットル・レバーをアイドルに戻し減速する。この際急操舵及びスピード・ブレーキの使用は避ける。	←	★主翼及び供試体の揺れが異常に大きくなれば監視員は直接パイロットに"アボート"と叫ぶ。
	←	3．X－Tレコーダの出力が減衰し終わったら"計測終了"
4．加速開始時の速度まで減速、高度・速度を保持。		
★試験空域からはみ出さないように必要があれば旋回してよい。		4．計測結果の読み取り及び処理を行ない、監視員の報告並びに体感を総合評価してステップ・アップまたは試験終了をパイロットに報告。
	←	

手順2（試験速度に到達するのに降下を要する場合）

コックピット手順		計測手順
		1．計測準備を行なう。
	←	"計測準備完了"
1．指定高度にて指定速度が得られるような余裕高度で、右エンジンが連続最大推力でだせる速度にて水平直線飛行でトリムする。		X－Tレコーダ→START(遅い送り)
（左エンジンはトリム用推力）		スペクトラム・アナライザをモニタする。
★250kt以上ではエンジン推力でトリムを行なうこと。		監視員は空挺扉から供試体、主翼をみる。
		データ・レコーダ→START
2．"加速開始"で緩やかに降下して指定速度を獲得。	→	
		2．X－Tレコーダの送りを速める。
		★加速中に調和振動または周波数逓減の徴候を認めたときは
	←	"試験中止。"
3．指定高度＋500ftで"インプット・レディ"、	→	機体の揺れに備える。監視員はしっかりつかまる。
"ナウ"でエルロン・ジャーク。	→	
★エルロン・ジャークはホィール角±20°の操作を急激に行ない、その後中立に戻す。		
4．高度・速度を保持。		
		★X－Tレコーダの出力が発散気味又は振幅が急激に大きくなれば計測員は直接パイロットに"アボート"と叫ぶ。
★指定速度になる前又は計測中に機体の異常振動または"アボート"の叫びがあれば即座にスロットル・レバーをアイドルに戻し減速する。この際急操舵及びスピード・ブレーキの使用は避ける。	←	★主翼及び供試体の揺れが異常に大きくなれば監視員は直接パイロットに"アボート"と叫ぶ。
	←	3．X－Tレコーダの出力が減衰し終わったら"計測終了"
4．緩やかに回復操作をし、水平飛行にしてから任意の高度・速度を保持。		
★試験空域からはみ出さないように必要があれば旋回してよい。		4．計測結果の読み取り及び処理を行ない、監視員の報告並びに体感を総合評価してステップ・アップまたは試験終了をパイロットに報告。
	←	

This document is provided by JAXA.

ムのCRTによる速度計測が全く独立しているので両者の読み合わせを行なって安全を期する。

表8.12には1ケースの試験速度について計測準備 → トリム・セット → 計測開始 → 試験速度獲得 → エルロン・ジャーク入力 → 減速 → 計測結果の読み取り → 次の試験速度へのステップ・アップの判定

という一巡する作業の手順が記述されている。航空機を試験速度に到達させるのに水平定常飛行でこと足りる場合と降下加速を要する場合で若干手順が異なるので手順その1とその2に分かれている。

フラッタ試験中におこる緊急事態で知覚される現象とそのような場面での対処要領が表8.13にまとめられた。

(4) ステップ・アップの基準

イ．次の5条件を総て満足している場合には飛行試験計画に記載された試験速度にステップ・アップする。

(イ) X－Tレコーダの記録から読み取られた減衰係数 (Damping Coefficient) 2ζ が0.03以上であること。

(ロ) 減衰係数を前のケースの減衰係数と比較して得られる減衰係数の速度に対する変化率

$$\frac{2\xi_0 - 2\xi_1}{V_0 - V_1}$$ が小さいこと。

(ハ) 角振動数ω_0と前のケースの角振動数ω_1の差

$\omega_0 - \omega_1$ が小さいこと。

(ニ) 目視観察によって知られる異常（供試体及び翼の振動の残留，損壊の徴候など）のないこと。

(ホ) 操縦が過大な負荷なしに行なえること。

ロ．次の条件ではステップ・アップの速度増分を変更する。

(イ) 減衰係数が0.05以下のときには試験計画に記載された速度増分の1/2とする。

(ロ) 1 Hz以上の角振動数の差が続くときには試験計画に記載された速度増分の1/2とする。

(ハ) 試験計画に記載された速度にステップ・アップすると減衰係数が0.03より小さくなると予想されるときには，減衰係数が0.03以上になるように，速度増分を控え目に設定する。

(5) 計測方法と計測結果

通常は供試エンジンの計測に使用される試験母機に既設の計測配線及びコネクタの一部を一時的に転用してフラッタ飛行試験の計測

表8.13 フラッタ飛行試験の緊急対処要領

知覚等手段	現象	対処
体感 （パイロット）	パイロットが耐えきれないほどの振動等を感じた場合。	1．穏やかに操縦かんを引き上げ減速させる。 （パイロット）
操縦 （パイロット）	エルロンの操舵が非常に難しくなった場合。 速度が飛行試験許容速度を越えた場合。 高度ロスが大きく回復が困難になると判断された場合。	2．スロットルをアイドル。 （コパイロット） 3．イグニッション・オーバーライド （フライト・エンジニア）
X－Tレコーダ （計測員）	振動の減衰がみられない場合。 振動の発散の徴候もしくは発散が起こった場合。	4．ボール・センタ （パイロット）
監視 （計測員）	主翼、供試体等に損傷が予想されるような異常な振動を認めた場合， 主翼、供試体等に損壊を認めた場合。	5．身体を座席に固定する。もしくは近くの固定物にしっかりつかまる。 （計測員）

This document is provided by JAXA.

を行なうので，供試エンジン関連の計測項目のうち11項目27チャンネルの計測は行なわなかった。これら計測されない項目が供試エンジン等の安全監視という観点からは重要度の低いものになるようにコネクタを選定した。計測の準備は川崎重工業株式会社にバンド・パス・フィルタFV-625Aを2台，スペクトラム・アナライザCF400を1台，及びX－Tレコーダ WR3101－6Lを2台貸与しフラッター試験計装作業契約を結んで行なった。

フラッタ飛行試験の計測系統を図8.5に示す。エルロン・ジャーク法によって加振を行なうので入力としてエルロンの変位を計測し出力として試験母機に取り付けられている加速度計のうち右翼端の2個，右外翼，左（No 1）エンジン，及び左外翼の計5個並びに供試体に取り付けた1個により，いずれも上下方向の加速度を計測した。このうち右翼端の1個（NzWR12）と供試体の加速度計の出力をスペクトラム・アナライザに結線して周波数特性を測定した。また右翼端の1個（NzWR12）は生の出力のほか，狭帯域の可変バンド・パス・フィルタを通した信号も計測した。バンド・パス・フィルタの帯域は，スペクトラム・アナライザによって観察された減衰の少ないスペクトルの周波数に合わせるように選んだ。信号は2台のX－Tレコーダにより記録して，機上で監視し，周波数と減衰率の計算に使うとともに，加速度信号をデータ・レコーダにFM記録した。エルロン変位信号は母機諸元信号の1つとしてPCM記録した。

フラッタ飛行試験の結果は関連文書80に取りまとめられている。エルロン・ジャーク入力と機上でのステップ・アップの判定に使われた信号の一例を図8.6に示しておく。F－C091の飛行において高度6.10×10^3m（20,000ft），速度278kt IASの条件で計測されたものである。NzW R12はフィルタを通さない信号で，NzWR12（F1）は6～8 Hz，NzWR12（F2）は3.3～5.3 Hzに通過周波数域を持つ70dB/octのバンド・パス・フィルタを通した。飛行速度の増大と共に

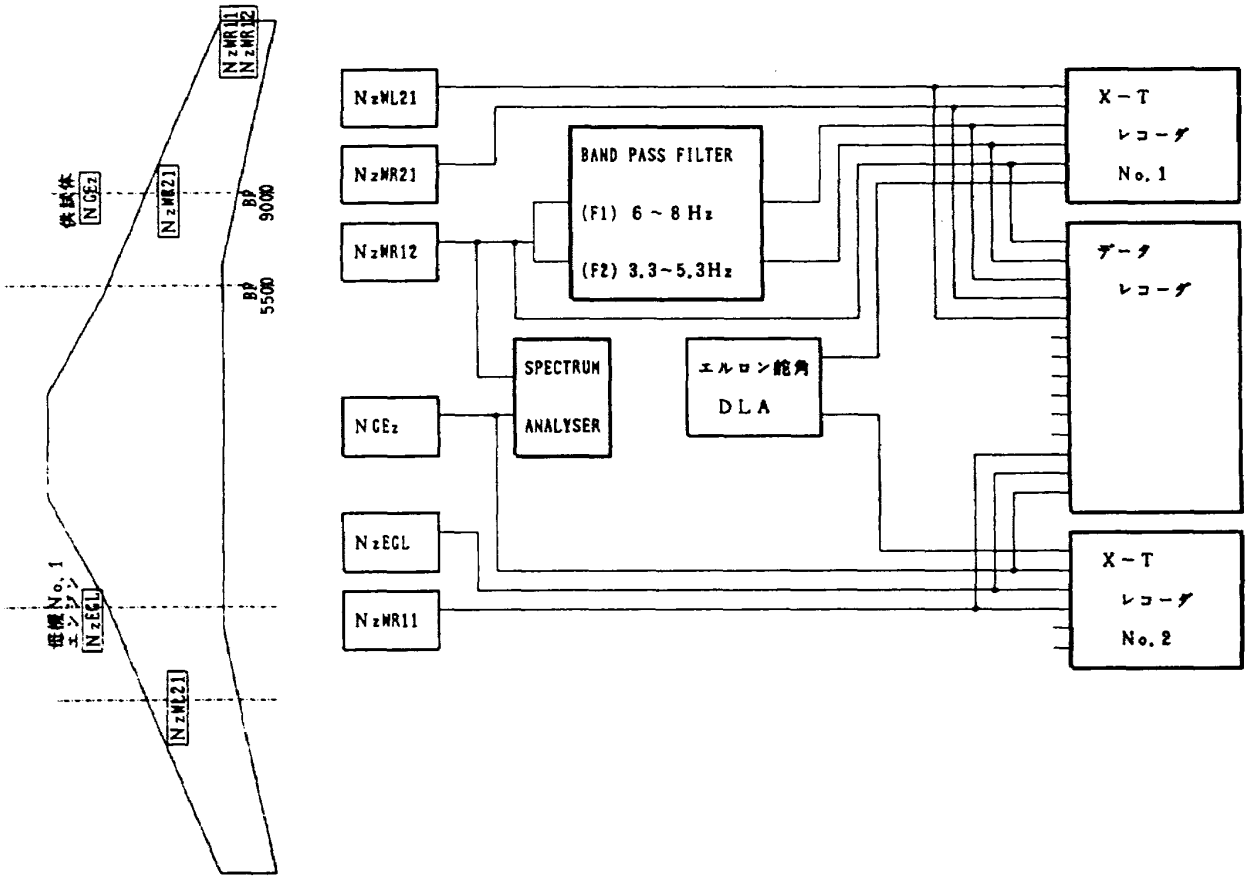


図8.5　フラッタ計測系統図

This document is provided by JAXA.

NzWR12　右翼端加速度計出力
NzWR12(F1)　NzWR12の6～8HzBPF通過出力
NzWR12(F2)　NzWRの3.3～5.3HzBPF通過出力
δ_a　エルロン・ジャーク入力

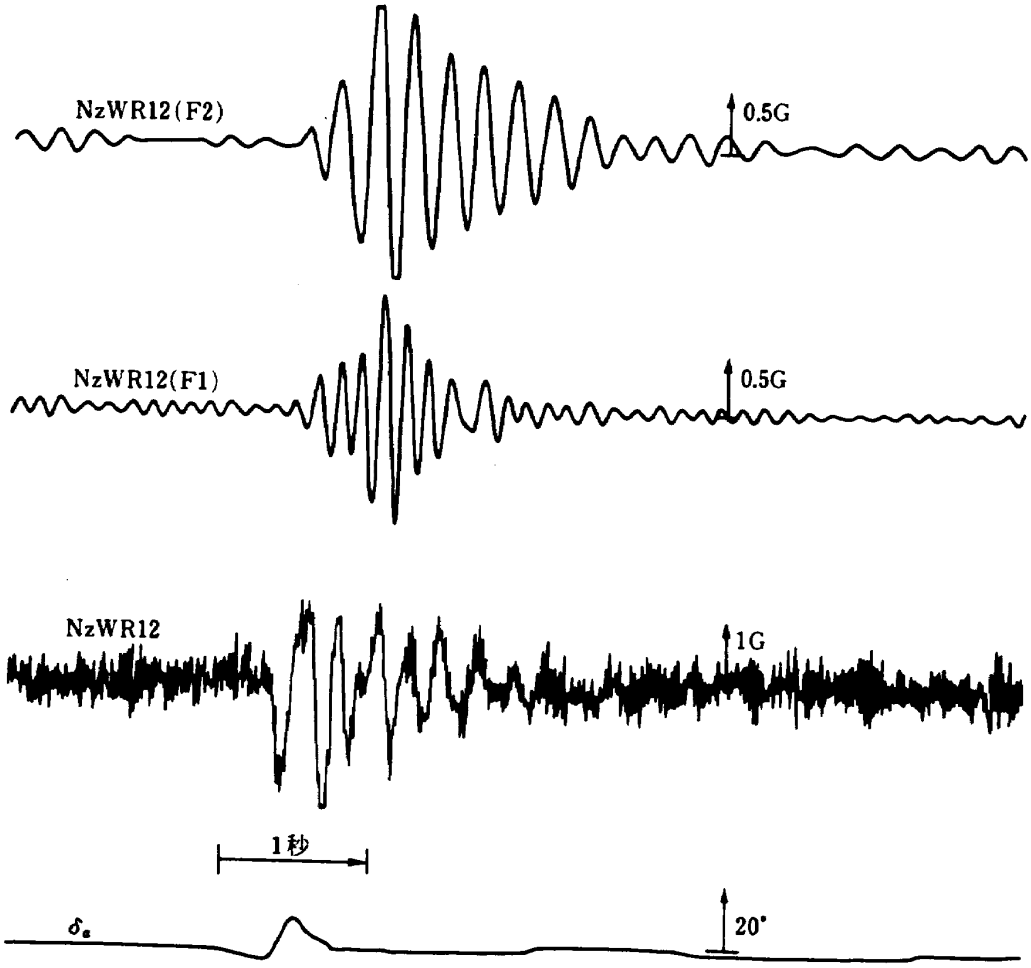


図8.6　加速度の計測例

表8.14　減衰係数一覧表

速度 ktIAS	232	242	237	232	240
20Mft F－C090	0.097	0.041	0.135	0.115	0.136 0.052

速度 ktIAS	242	253	258	263	268	273	278
20Mft F－C091	0.096	0.121	0.144	0.090	0.115	0.087	0.091

速度 ktIAS	232	242	252	263	268	274	278	283
10Mft F－C092	0.100	0.087	0.073	0.091	0.077	0.094	0.061	0.082

速度 ktIAS	222	232	242	247	253	258	261	264
30Mft F－C093	0.093	0.143	0.077	0.089	0.086	0.076	0.076	0.083

This document is provided by JAXA.

フラッタ振動に移行してゆくNzWR12(F2)の減衰係数の計測結果を表8.14に示しておく。計測された減衰係数は0.06以上あり，周波数の変化は±0.3Hz以下でフラッタ速度に対する余裕が確認された。

尚，最初の飛行の着陸時にスラスト・リバーサをEPR＝1.3まで使用して，供試体ナセル表面温度の計測を行ない，最高値は333～338K(60～65℃)であった。

8.4.3　飛行特性試験(F−C093)

ダッチ・ロール，失速アプローチ，離着陸特性及び定常横滑りについて飛行特性試験を行なった。前の3項目は2×10^3kg(2ton)ダミー搭載の場合と比べて試験母機の飛行特性に変化が予想される項目である。定常横滑り特性試験はFJRエンジンと地面との間隙が少ないために接地角が0.175 rad(10°)に制限されるので横風下の運用限界を確認するために計画された。フラッタ試験の終了後，計測系統をエンジン計測形態に変更し，X−Tレコーダに表8.15に記載の項目を出力して試験中モニタした。試験のデータは関連文書81に収録されており，要点を表8.16に取りまとめた。試験の結果，表8.10に定められた評価基準を満足することが確認された。

表8.15　飛行特性試験のX−Tレコーダ計測項目

試験項目	計測項目
定常横滑り	δa、δr、Vi、r、β、ϕ
ダッチ・ロール	δa、δr、p、r、β、ϕ
失速アプローチ	δe、δa、δr、H、Vi、n_z、α、β、θ、ϕ
離着陸	δa、δr、H、Vi、β、θ、ϕ

8.4.4　機能確認試験(F−C094)

飛行中に次に述べる機能の操作を行ない，問題がないことを確認した。

(1)　FJRエンジン操作機能の切り換え。
　　副操縦士席 → 操作ラック　及び
　　操作ラック → 副操縦士席

(2)　FJRエンジンの推力制限装置の機能確認。

(3)　FJRエンジンの急加減速操作の機能確認。

(4)　FJRエンジンの抽気系統の機能確認。

(5)　点火系統を作動させてノイズを調査。

(6)　FJRエンジンの緊急停止機能の確認。

8.5　FJRエンジン試験

F−C094からF−C109までの合計16回の

表8.16　飛行特性試験実施ケース一覧表

計画飛行試験番号	F−C093	実施日	昭和59年2月28日

試験項目	試験条件 高度 Mft	速度 KIAS	フラップ	脚	母機エンジン No.1 No.2	FJR	その他	試験結果
ダッチ・ロール(注2)	10	1.4Vs(注1)	UP	UP	TLF	F/I	ヨー・ダンパON	Heavy Damp
							ヨー・ダンパOFF	軽いDamp　ζ=0.080、ω_n=1.09、ϕ/β=0.90
			35°	DN			ヨー・ダンパON	Heavy Damp
							ヨー・ダンパOFF	軽いDamp　ζ=0.052、ω_n=0.93、ϕ/β=0.88
定常横滑り(注3)	10	1.25Vs	10°	UP	TLF	F/I	スポイラ作動	ϕ=−9°、β=−12°；ϕ=11°、β=12°
							スポイラ不作動	ϕ=−6～7°、β=−6°；ϕ=8～9°、β=12°
		1.4Vs	35°				スポイラ作動	軽ねϕ=−9°、β=−12°；ϕ=11°、β=12°
							スポイラ不作動	エルロン最大、β=−6°；ϕ=7°、β=12°
定常横滑り(注3)	10～15	200	UP	UP	TLF	F/I	スポイラ作動	β=−8°～+12°、マイナス側はラダー最大
							スポイラ不作動	β=−7.5°～+12°、マイナス側はラダー最大
失速アプローチ(注4)	15	1.4Vsにトリム後1kt/secで減速	UP	UP	As REQ	F/I	シェーカ / I/B / B回復	
							123kt / 127kt / 120kt	+β発生
							111kt / 112kt / 109kt	+β発生
							115kt / 108kt / 106kt	
							95kt / 93kt / 92kt	軽い右ロール不安定、Vs時にδr=3°、δa=−3°
ダッチ・ロール(注2)	30	210	UP	UP	TLF	F/I	ヨー・ダンパON	Heavy Damp
							ヨー・ダンパOFF	軽いDamp　ζ=0.046、ω_n=1.40、ϕ/β=1.20

注1　Vsは残燃料を補給して試験母機の重量を計算し、テーブルによって所要の形態の失速速度を求める。
注2　ダッチ・ロールは約2秒間継続するラダー・ペダル・ダブレットを踏んでエキサイトし、その後手放しを継続する。
　　減衰し終わるか、又は8サイクル継続するまで計測を続ける。
注3　定常横滑りはヘディングが変わらぬようにバンクをさせる。
　　最大横滑り角までゆっくりと(0.5°/sec)滑らかに横滑り角を深めてゆき、最大横滑り角到達後にゆっくりと横滑り角0°に戻す。
注4　失速アプローチはシェーカの作動、イニシャル・バフェットの確認後回復操作を行なう。
　　イニシャル・バフェット以前に大きいロール、Gブレークが発生した時は「失速」をコールし、回復操作を行なう。

This document is provided by JAXA.

飛行によってFJRエンジンの空中試験を行なった。飛行試験の効率を高めるために1回の飛行で数項目の試験を行なっているので，各々の飛行でどのような試験が行なわれたかを表8.17 試験内容一覧表にまとめておいた。試験によって得られたデータの一次処理の結果は関連文書83に記述されている。ここでは試験項目別に，試験方法と結果の要点を紹介する。

8.5.1 定常性能試験（F－C094，095，096，097，098，099，100，101，102，103，106及び108）

図8.7に記載の合計16ポイントで実施した。所定の気圧高度及び所定のマッハ数に相当する指示対気速度（IAS）に飛行条件を設定後，FJRエンジンの出力設定を副操縦士席で行なった。最大出力（略称MAX）は通常，エンジン入口全温を参照しつつ，低圧系修正回転速度が約102％になるように，低圧系機械回転速度を設定した。但し低高度で高いマッハ数の飛行条件では高圧タービン出口温度が1088K（815℃）になるように設定した。その他の出力についてはコードラント上に設けられた"F/I"（飛行緩速出力），"40"（当該の飛行条件での最大出力の約40％になる出力）及び"70"（当該の飛行条件での最大出力の約70％になる出力）の各マーキングを目標にしてスロッ

表8.17 試験内容一覧表（その1）

	飛行時間	エンジン運転時間 全体 (F/IDLE以上)	フライト余裕確認試験	飛行性確認試験	
G－C089 59.2.6 地上走行試験	－ －	0:51/0:51 (0 /0)	T/O:116kt T/R;右EPR＝1.15 L/D:100kt T/R;右EPR＝1.30		
F－C090 59.2.9	2:00 2:00	2:08/2:59 (1:37/1:37)	20Mft 242kt迄		T/R; EPR＝1.30
F－C091 59.2.15	1:55 3:55	2:03/5:02 (1:35/3:12)	20Mft 278kt迄		
F－C092 59.2.16	2:10 6:05	2:11/7:13 (1:53/5:05)	10Mft 283kt迄 30Mft 269kt迄		
3 FLT後 点検	－ －	0:05/7:18 (0 /5:05)			
F－C093 59.2.28	2:35 8:40	2:56/10:14 (2:29/7:34)		ダッチ・ロール 30Mft,210k 10Mft,1.4Vs 失速アプローチ 15Mft,1.4Vs 定常横滑り 15Mft,200kt 10Mft,1.4Vs 10Mft,1.25Vs	

This document is provided by JAXA.

表8.17 続き　試験内容一覧表（その2）

飛行番号 日付	飛行時間	エンジン運転時間 全体 (F/IDLE以上)	機能確認試験	定常性能試験	急加減速試験	定常抽気試験	抽気加減速試験
F−C094 59.2.29	2:00 10:40	2:02/12:18 (1:45/ 9:19)	緩やかな加減速 推力70%迄の 急加減速 抽気系統機能 点火ノイズ調査 THRUST LIMITTER機能 THROTTLE LEVER 切換機能 を25Mft/0.5Mにて確認 EMERG.CUT機能 着陸前に確認	25Mft/0.5M			
F−C095 59.3.5	2:05 12:45	2:19/14:35 (1:48/11:07)		20Mft/0.4M 10Mft/0.3M	20Mft/0.4M		
F−C096 59.3.8	2:30 15:15	2:37/17:12 (2:10/13:17)		10Mft/0.23M	10Mft/0.23M	7段&12段 10M/0.23M 7段 25Mft/0.5M	
F−C097 59.3.9	1:50 17:05	2:07/19:19 (1:40/14:57)		5Mft/0.4M		7段&12段 5Mft/0.4M	7段&12段 5Mft/0.4M
F−C098 59.3.12	2:00 19:05	2:02/21:21 (1:37/16:34)		5Mft/0.21M		7段&12段 5Mft/0.21M	7段&12段 5Mft/0.21M
F−C099 59.3.13	2:10 21:15	2:24/23:45 (1:59/18:33)		5Mft/0.3M		7段&12段 5Mft/0.3M 7段&12段 10Mft/0.4M	7段&12段 5Mft/0.3M
F−C100 59.3.15	2:05 23:20	2:15/26:00 (1:55/20:28)		19Mft/0.3M 15Mft/0.4M			7段&12段 10Mft/0.23M
F−C101 59.3.23	2:40 26:00	2:54/28:54 (2:29/22:57)		25Mft/0.57M 30Mft/0.44M 30Mft/0.5M	30Mft/0.44M	7段 30Mft/0.44M	
F−C102 59.3.28	3:00 29:00	3:16/32:10 (2:52/25:49)		10Mft/0.4M 20Mft/0.5M	19Mft/0.3M 10Mft/0.4M	7段&12段 10Mft/0.3M 20Mft/0.4M	7段&12段 10Mft/0.4M 10Mft/0.3M
F−C103 59.3.26	3:00 32:00	2:44/34:54 (2:23/28:12)		30Mft/0.6M 25Mft/0.4M	30Mft/0.6M 25Mft/0.5M	7段 30Mft/0.6M	

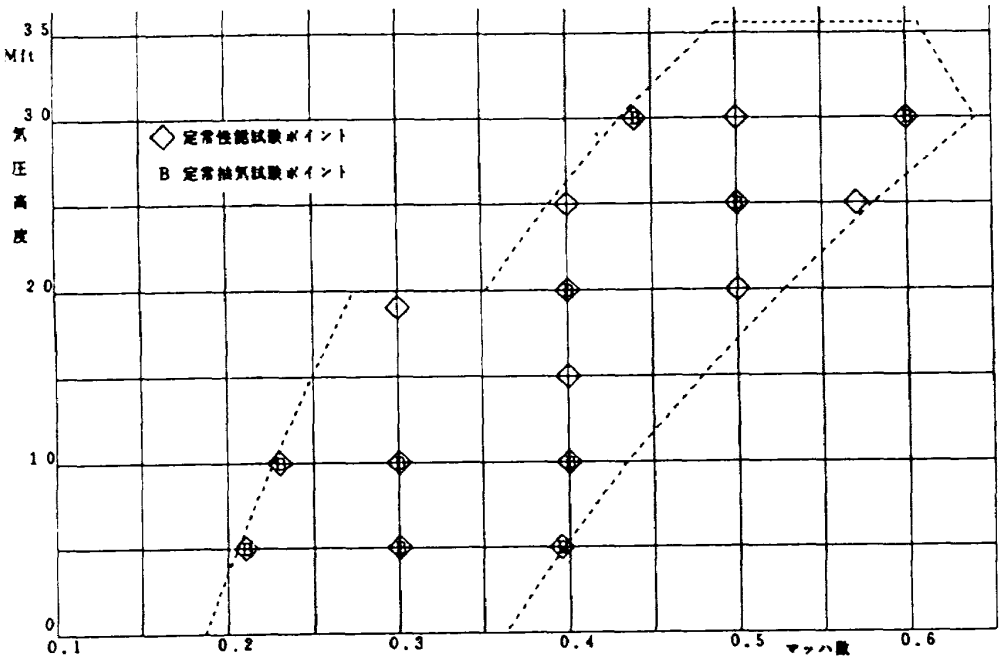


図8.7　定常性能試験及び定常抽気試験実施ポイント

This document is provided by JAXA.

表8.17 続き　試験内容一覧表（その３）

飛行番号 日付	飛行時間	エンジン運転時間	再始動試験	始動試験	ウインドミル試験	コントロール・アンプ機能確認試験	速度変更特性試験	大姿勢角保持試験	定常性能試験
F−C104 59.4.2	2:28 34:28	1:45/36:39 (1:14/29:28)	19Mft/ 240kt× 30Mft/ 240kt×	19Mft/ 240kt㉓ 19Mft/ 220kt× 30Mft/ 240kt×	19Mft/0.4 19Mft/0.5 30Mft/0.44 30Mft/0.6				
スタート 試験 59.4.12	− −	0:04/36:43 (0:00/29:28)							
F−C105 59.4.12	2:05 36:33	1:57/38:40 (1:23/30:49)	10Mft/ 240kt○ 10Mft/ 220kt○ 10Mft/ 200kt×	10Mft/ 240kt② 10Mft/ 220kt○ 10Mft/ 200kt×	10Mft/0.3 10Mft/0.4	N_1 10Mft/ 210kt N_1修正値 18Mft/ 215kt			
F−C106 59.4.13	2:40 39:13	2:40/41:20 (2:14/33:03)		19Mft/ 240kt○	19Mft/0.3		推力40%;10Mft/ 221→129→221kt No. 5 5 推力70%;10Mft/ 221→140→221kt 推力MAX; 10Mft/ 230→140→234kt 推力70%;19Mft/ 233→166→233kt 推力MAX; 19Mft/ 233→166→233kt	推力70%;240kt 20Mft→12.3Mft 推力F/I ;240kt 13Mft→ 5Mft 推力F/I ;240kt 5Mft→ 8Mft 推力70%;240kt 9Mft→12Mft	19Mft/0.3M

トル・レバを動かして設定した。出力設定の呼称と対応するマーキング位置でのスロットル・レバ角度の関係は表8.18のとおりである。定常性能試験での出力設定パターンを図8.8に示しておく。

出力変更後約２分間が経過し図8.8の○印になったところで，PCMレコーダ及びX－Tレコーダによる定常計測を行なうとともに計測ラックの，CRTディスプレイに表示される飛行状態変数及びエンジン作動状態変数をハード・コピーに採った。PCMレコーダによる定常計測は，貨物室操作ラックのエンジン監視計器の表示値が静定しているのを確認した時点でSTATUS信号を立て計測番号を記入し，約２分後にCAL信号をONにし，所定のエンジン・レイティングでの計測を終わるたびにCAL信号をOFFに戻すことを繰り返したのちSTATUS信号を倒して定常計測を終了するやり

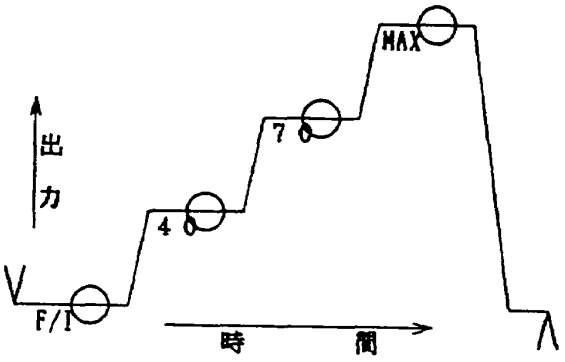


図8.8　出力設定パターン

方で行なった。図8.8に示された４つのレイティングの計測に約16分間を要する。

主要な試験結果は次のとおりである。

(1)　低圧系回転速度と高圧系回転速度のマッチング特性（図8.9参照）

This document is provided by JAXA.

表8.17続き　試験内容一覧表（その4）

飛行番号	日付	飛行時間	エンジン運転時間	操縦試験	高度変更特性試験	速度変更特性試験	定常性能試験	定常抽気試験	ウインドミル試験	再始動試験	始動試験
F−C107	59.4.13	2:00 41:13	1:33/42:53 (1:16/34:19)	steady side−slip side−slip sustained turn flat turn rolling及び push overを 20Kft/200kt 近傍で実施							
F−C108	59.4.18	3:00 44:13	2:42/45:35 (2:05/36:24)		推力70%;0.4M 5K→25K→5Kft	推力70%;30Kft 223→163→223kt 推力MAX ;30Kft 223→163→223kt	30Kft/0.5M 30Kft/0.44M	30Kft/0.44M	30K→19Kft/0.5M 25Kft/0.5M		19Kft/ 240kt○
F−C109	59.4.20	2:35 46:48	1:44/47:19 (1:11/37:35)						10Kft/ 165→129→165kt 19Kft/0.3M 25Kft/0.5M	19Kft/ 260kt○ 15Kft/ 260kt○ 240kt○ 220kt○ 200kt○ 10Kft/ 260kt○ 19Kft/ 240kt× 240kt×	19Kft/ 260kt○ 10Kft/ 260kt○ 15Kft/ 260kt○ 240kt○ 220kt× 19Kft 240kt㊙
地上運転	59.4.24	− −	0:44/48:03 (0:40/38:15)	空中試験後の定常性能計測							
地上運転	59.4.25	− −	1:47/49:50 (1:14/39:29)	空中試験後の定常抽気、急加減速及び抽気加減速性能計測							
地上運転	59.4.26	− −	0:16/50:06 (0:00/39:29)	始動系統性能時間試験							

表8.18　マーキング位置

"F／I"	δ ＝31°
"40"	δ ＝52°
"70"	δ ＝77.5°

飛行マッハ数が高くなると低圧系回転速度が高くなり，その値は推定計算値と良く合っている。この結果低騒音STOL実験機の高揚システムに使用した合流ダクトの形状は適切であることが確認できた。

(2) 高圧タービン出口温度と低圧系回転速度の関係（図8.10参照）

高圧タービン出口温度の修正値は低圧系の回転速度修正値に対してほぼ一定の値になっており，データのバラツキは予想よりも少なく，高空性能試験と類似の傾向をもつ有効なデータが得られた。

(3) 推力と低圧系回転速度の関係（図8.11 参照）

推力を圧力及び温度の計測値から計算によって求めエンジン入口静圧で修正した値と低圧系回転速度修正値の関係はマッハ数0.4及び0.6の場合の推定計算の結果と概ね良く合っており，合流ダクトの形状は適切であることが確認できた。また圧力及び温度の計測値の正確さの程度を示しているものと判断される。

(4) 燃料流量と低圧系回転速度の関係（図8.12参照）

燃料流量の修正値は高空性能試験の結果と良い一致を示し，マッハ数につれて増加する

This document is provided by JAXA.

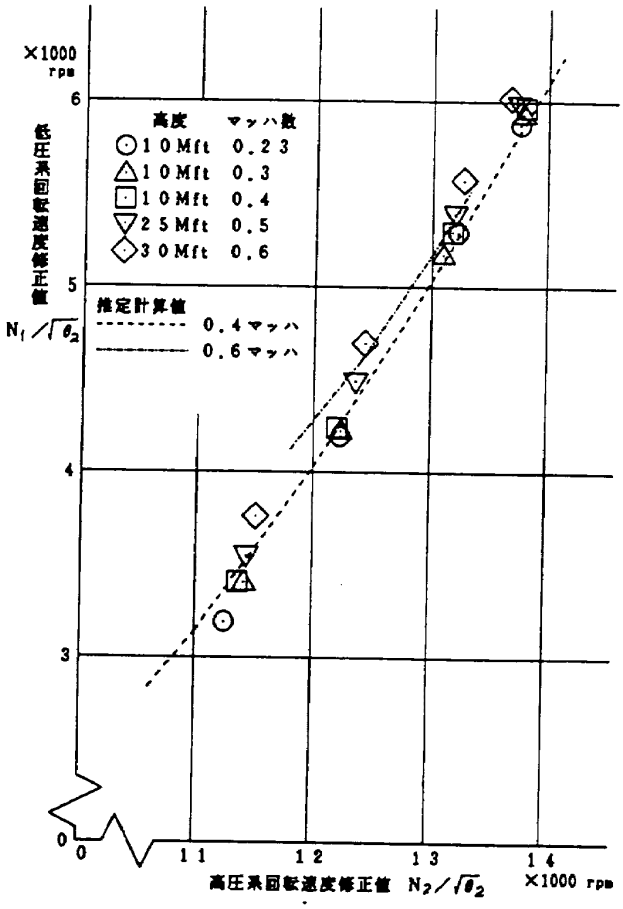


図8.9 低圧系と高圧系のマッチング特性

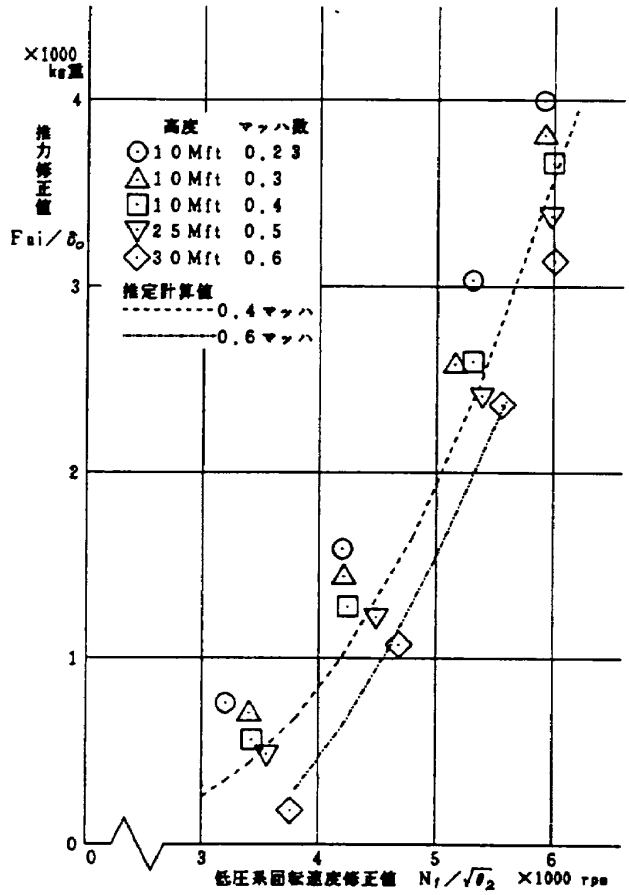


図8.11 推力と低圧系回転速度の関係

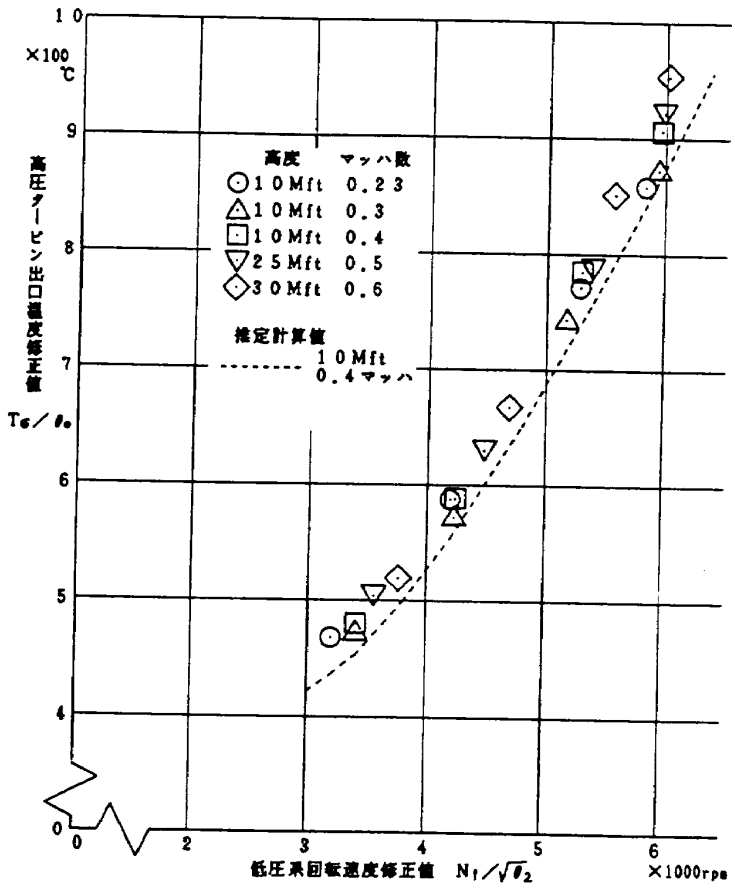


図8.10 高圧タービン出口温度と低圧系回転速度の関係

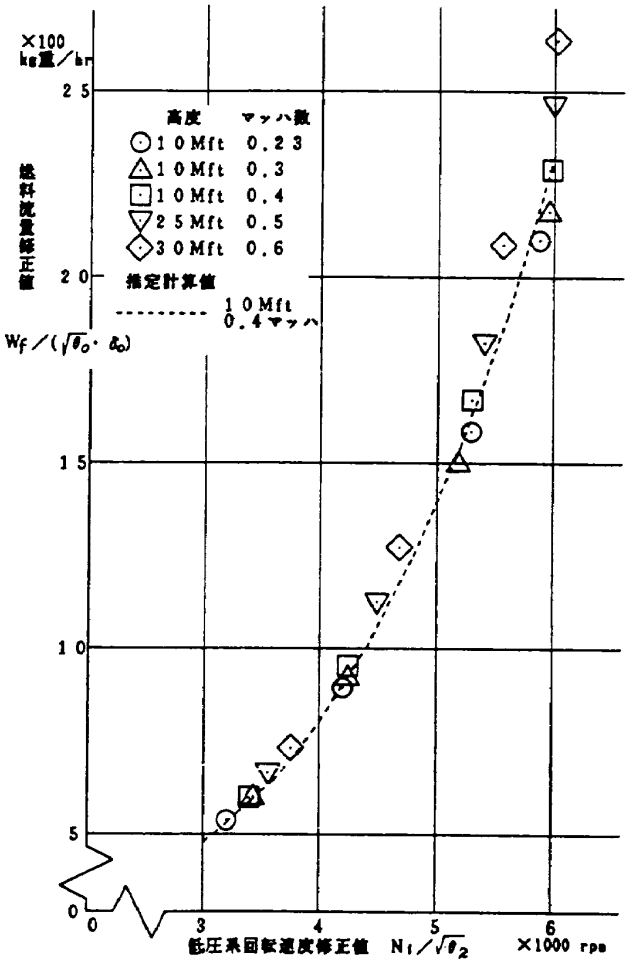


図8.12 燃料流量と低圧系回転速度の関係

This document is provided by JAXA.

傾向も予測とほぼ一致するデータが得られた。

8.5.2 定常抽気試験（F－C096，097，098 099，101，103及び108）

図8.7記載のB印合計10ポイントで実施した。飛行条件と供試エンジンの出力の設定ならびに計測は定常性能試験の場合と同要領で行なった。高度1.52×10³m（5000ft）及び3.05×10³m（10,000ft）では中間段と最終段の両方の抽気ポートから抽気を行ない，高度6.10×10³m（20,000ft）以上では中間段のみから抽気を行なった。抽気の操作は飛行条件設定後，貨物室の操作ラックにある抽気シャット・オフ・バルブ・スイッチを図8.8のV印で「開」，Λ印で「閉」とすることによって行なった。

主要な試験結果は次のとおりである。

(1) 抽気率

圧縮機からの抽気率は中間段から1％，最終段から4％と計測され，高度及びマッハ数に関係なくほぼ予想された値であった。

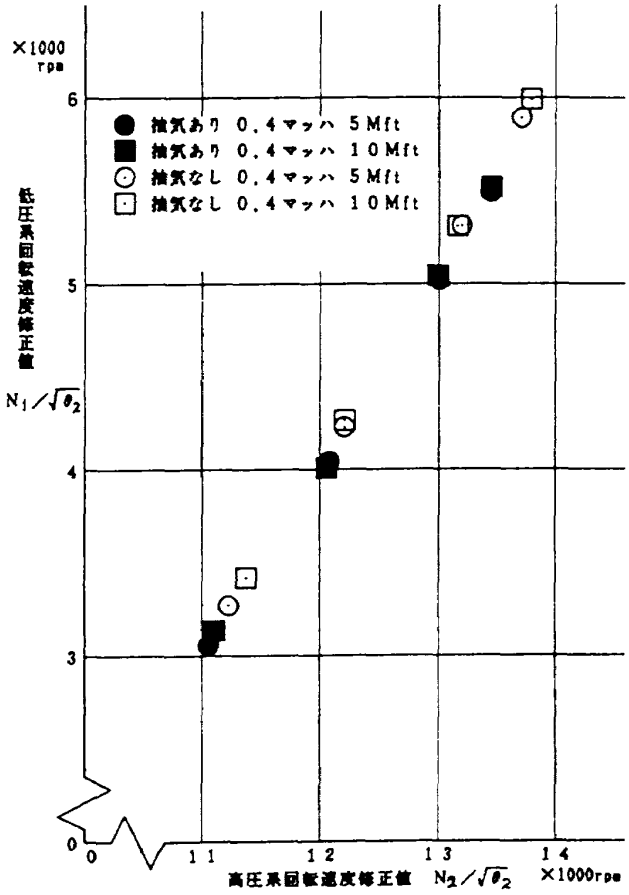


図8.13 抽気によるエンジン・マッチングへの影響

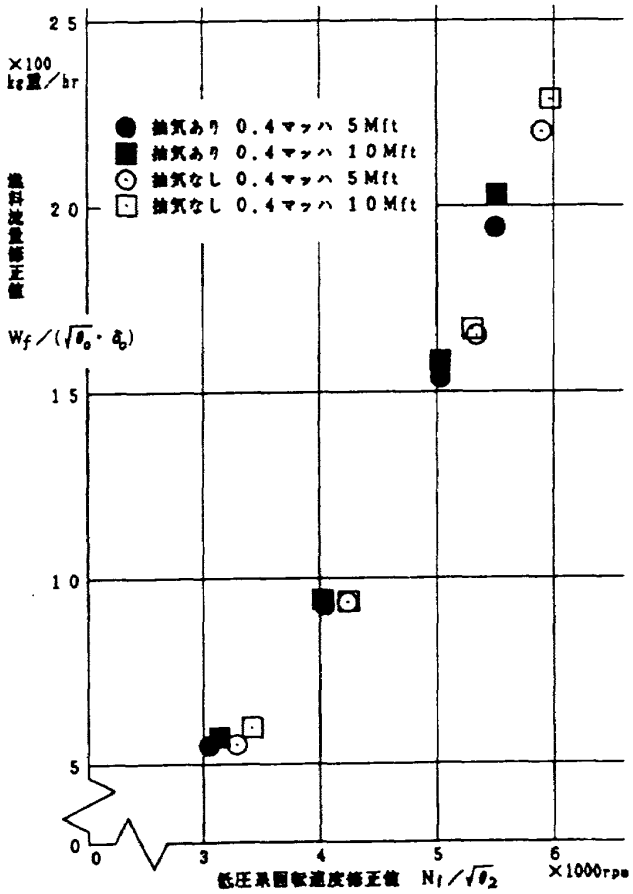


図8.14 抽気による燃料流量の増加

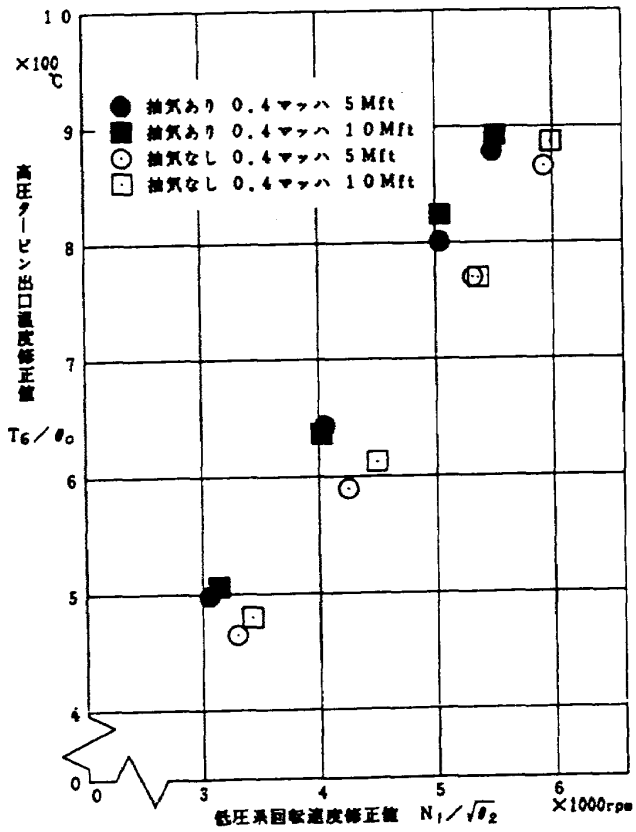


図8.15 抽気による高圧タービン出口温度の上昇

This document is provided by JAXA.

(2) 抽気時の定常性能

前述の抽気率で抽気を行なった場合，例えば高度 1.52×10^3m(10,000ft)，マッハ数 0.4 での定常性能の変化は低圧系修正回転速度を 90/s(5400rpm) に保つものとすればイ．高圧系修正回転速度が 1.67/s(100rpm) 増加し(図8.13参照)

ロ．燃料流量が 0.0472kg/s(375pph)増加し(図8.14参照)

ハ．高圧タービン出口部の温度が 80K(80℃) 上昇する(図8.15参照)

ものであって，高空性能試験での計測値をもとに抽気率をあわせて推算した値と良く一致した。他の飛行条件においても類似の結果が得られた。

8.5.3 急加減速試験(F－C095，096，101，102及び103)

図8.16に記載の◇印7ポイントで実施した。所定の気圧高度及び所定のマッハ数に対応する指示対気速度に飛行条件を設定後，図8.17に記載の急加減速操作パターンに従って副操縦士席からFJRエンジンの出力操作を行なった。スロットル・レバの操作目標位置は定常性能試験の場合と同じであり，操作は1秒以内に行なった。スロットル・レバをMAXに進めるときは，たとえコントロール・アンプが不具合を起こしても，低圧系修正回転速度が102%，または高圧タービン出口温度が1088K(815℃)を越えないようにスロットル・レバー・ストッパをコードラント上に設定した。

計測はPCMレコーダとX－Tレコーダを使用して図8.17の○印のところで行なった。PCMレコーダによる非定常計測は，貨物室操作ラックのエンジン監視計器が静定しているのを確認してPCMデータ・レコーダにステイタス信号をたてて計測番号を記入することにより計測を開始し，FJRエンジンの加速または減速操作を行ない，低圧系回転速度が静定した時点でステイタス信号を倒して計測を終了する。図8.17に示された一連の急加減速試験に12～14分間を要する。

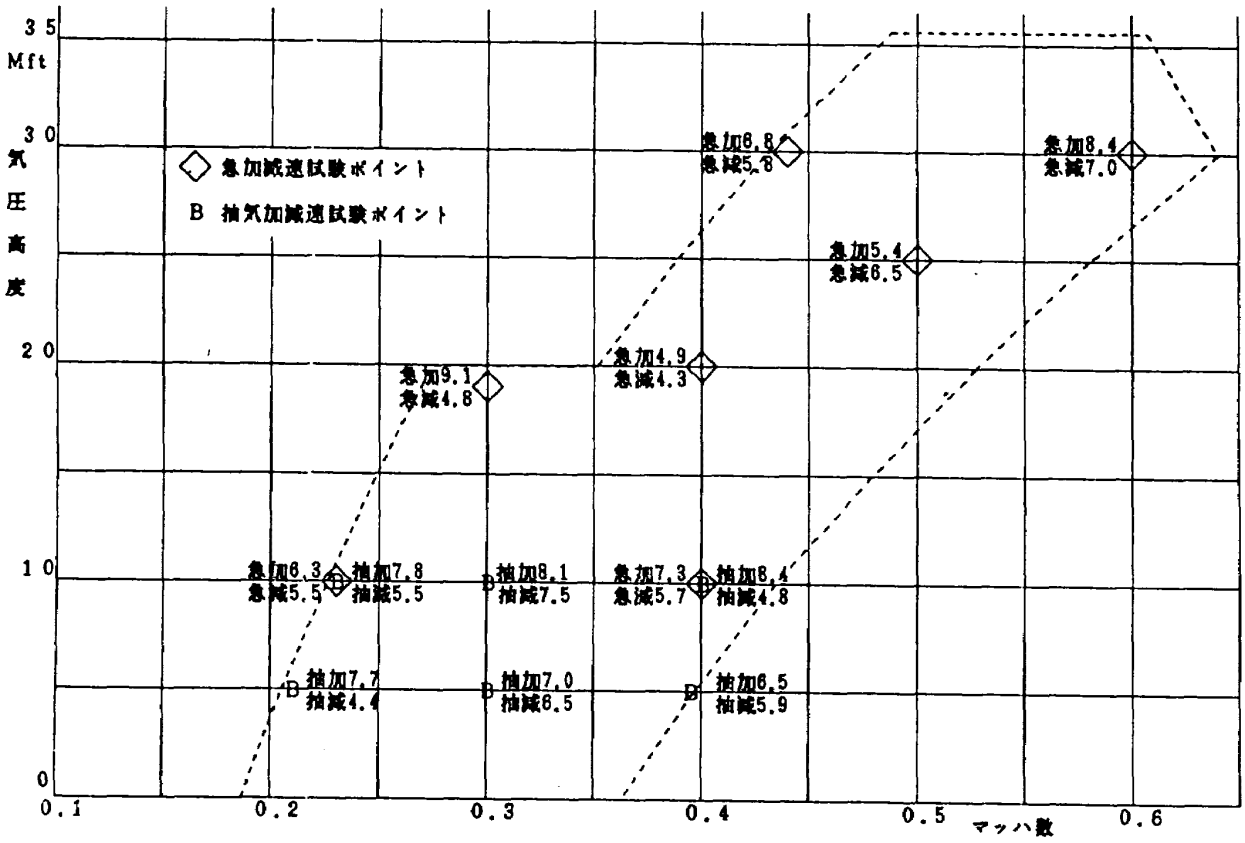


図8.16 急加減速試験及び抽気加減速試験ポイント
(図中の数字は秒単位の加速時間)

This document is provided by JAXA.

主要な試験結果は次のとおりである。

(1) 加減速特性

加速操作に伴なう高圧系回転速度の増加と高圧タービン出口温度の増加がそれぞれ図8.18と図8.19の□印及び◇印で示されている。過渡的超過回転速度及び過渡的超過温度の発生は見られず，減衰の強い2次の振動系のステップ応答に似た応答であってエンジンの安定した作動を示している。□印と◇印を比べると気圧高度の増加にともなって加速時間が増加する様子が分かる。減速の場合にも，所要時間が加速の場合よりも少ない点を除くと，加速とほぼ類似した減衰の強い2次振動系のステップ応答に似た応答が見られた。(図8.20参照)

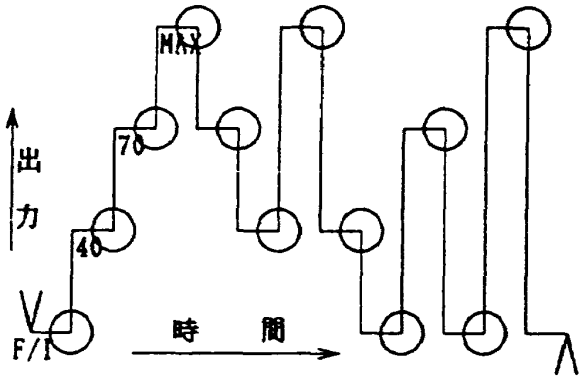


図8.17　急加減速パターン

(2) 加減速時間

低圧系回転速度増分が全増分の95％に達するのに必要な加速時間及び全減分の95％に達するのに必要な減速時間を図8.16に記入してある。図8.18で見たように加速特性曲線が急に頭打ちになる傾向があるので図8.16の記入値から直ちに加速時間を支配する要因を理解することは難しい。しかし，フライト・アイドルからの加速時間は高度9.14×10^3 m(30,000ft)でも7～8秒で，高空性能試験の結果と比較してかなり短くなっており，加速燃料スケジュールの改善効果を確認できるデータが得られた。

(3) 加速時間を支配する要因

加速時間に対する高度及びマッハ数の影響を調べるために，図8.21で縦軸に低圧系回

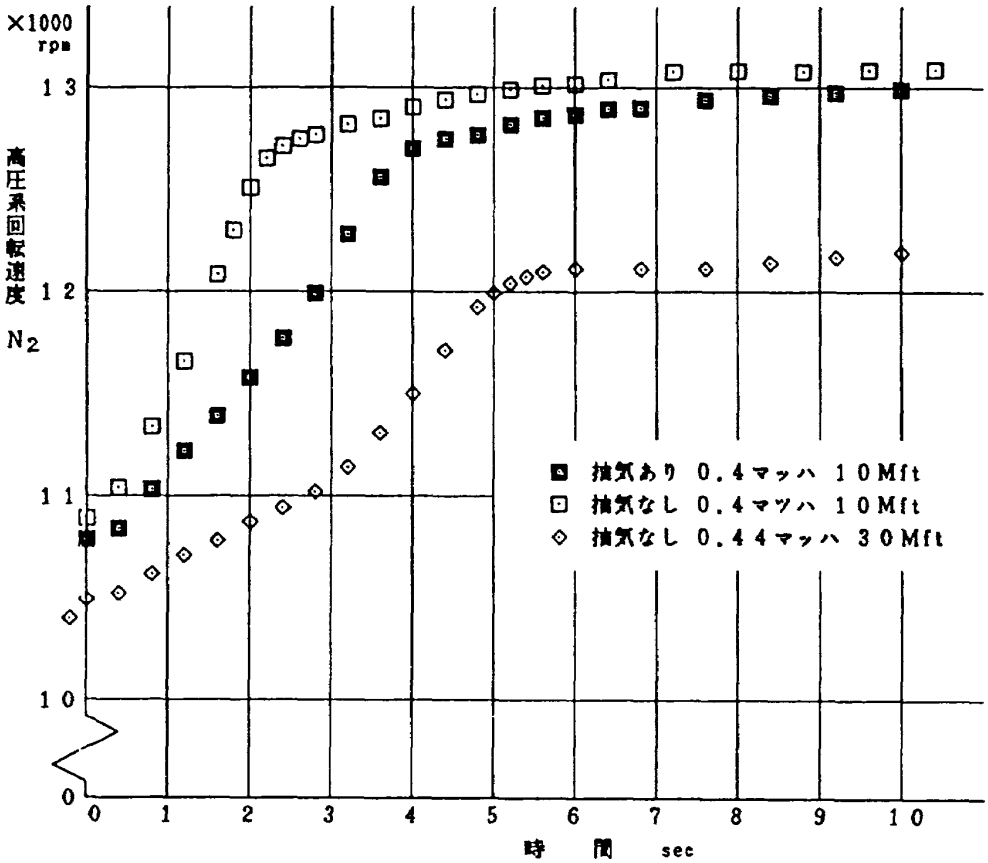


図8.18　加速操作による高圧系回転速度の推移

This document is provided by JAXA.

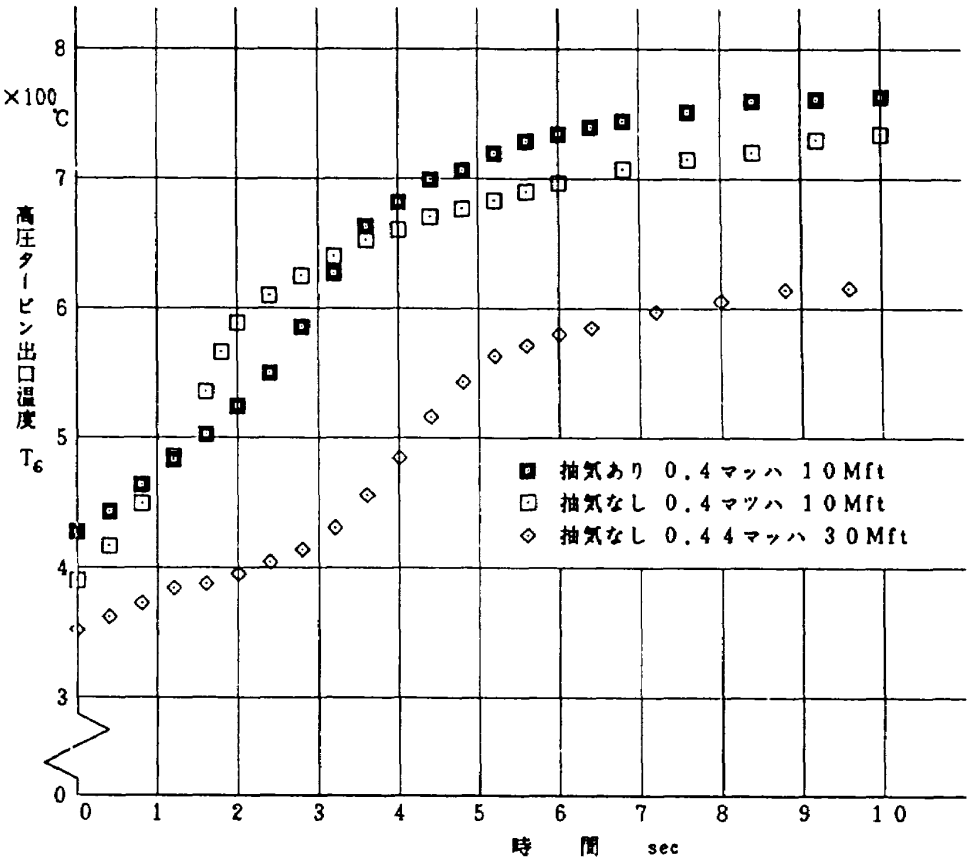


図8.19 加速操作による高圧タービン出口温度の推移

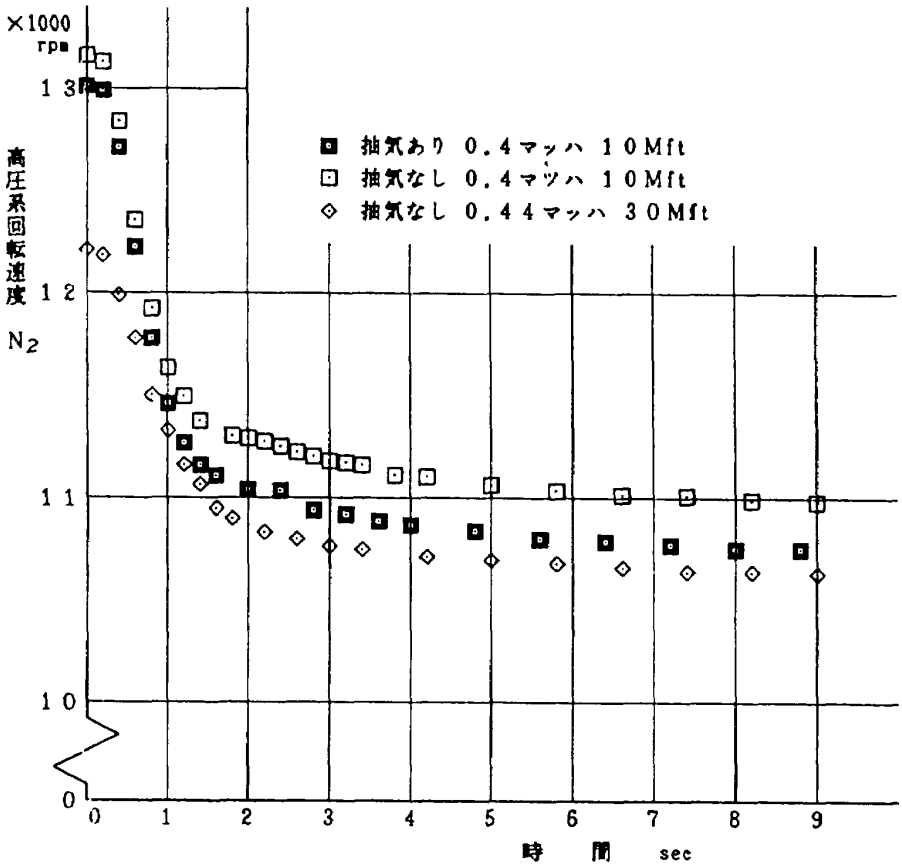


図8.20 減速操作による高圧系回転速度の推移

This document is provided by JAXA.

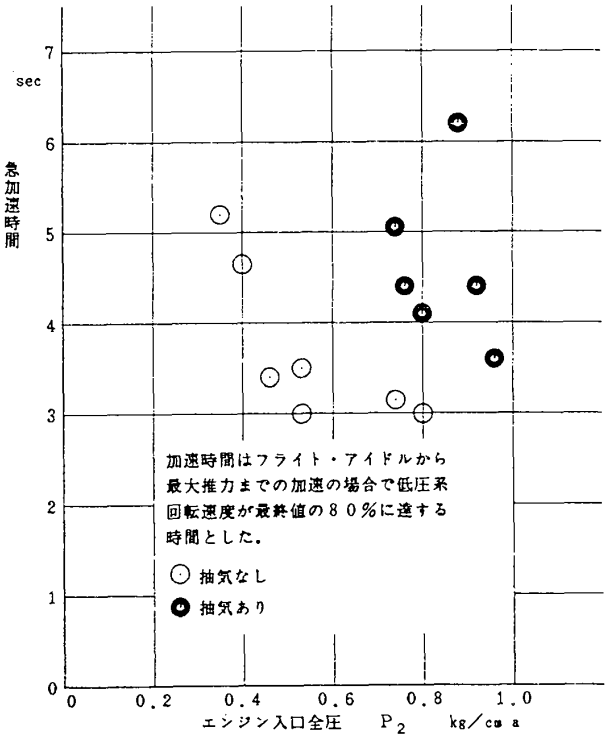


図8.21　加速時間とエンジン入口全圧の関係

転速度増分が全増分の80%に達するのに必要な加速時間を，横軸にエンジン入口全圧をとって，F/IからMAXまでの急加速データをプロットしてある。これによると抽気を行なわない場合には，加速時間がエンジン入口全圧に反比例する傾向を示していることが知られる。

8.5.4　抽気加減速試験（F-C097，098，099 100及び102）

図8.16に記載のB印合計6ポイントで実施した。飛行条件の設定，供試エンジンの加減速操作及び計測は急加減速試験の場合と同要領で行なった。図8.16に示されているとおり低騒音STOL実験機のターミナル・フェイズでの運用を想定して気圧高度1.52×10^3m（5000ft）及び3.05×10^3m（10000ft）で試験を行なった。図8.17のV印で抽気シャット・オフ・バルブ・スイッチを「開」，A印で「閉」とすることによって，中間段と最終段の両方の抽気ポートから抽気を行なった。

(1)　加減速特性

加速操作に伴なう高圧系回転速度の増加は図8.18の■印を□印と比較してみると分かるように，抽気を行なったために急加減速試験の場合に比べて若干緩やかになっている。高圧タービン出口温度の増加も同様に若干緩やかになっているが，最終的に到達する温度は図8.19の■印を□印と比較して分かるように急加減速試験の場合に比べて高くなる。

(2)　加速時間

図8.16の加速時間記入値及び図8.21から分かるとおり抽気時の加速時間は無抽気の場合と比べて1秒以上長くなっており，予測したとおりであった。

8.5.5　始動試験（F-C104，105，106，108及び109）

図8.22に記載の△印12ポイントで実施した。試験は3.05×10^3m（10000ft），4.57×10^3m（15000ft），5.79×10^3m（19000ft）及び9.14×10^3m（30000ft）の各高度で行ない20kt IAS刻みで機速を下げて始動不成功を起こすポイントまで試験を続けた。始動のたびごとに機上でX－Tレコーダ記録をみてFJRエンジンの始動機能に不具合がないかを判断しつつ試験を進めた。始動操作は操作ラックからオペレータが行なった。

飛行条件を所定の気圧高度及び所定の指示対気速度（IAS）に設定しつつFJRエンジンをカットして，高圧タービン出口全温T_6とファン入口全温T_2の差が50K（50℃）以下になるのを待つ。この条件が整うとPCMデータ・レコーダとX－Tレコーダを使用して非定常計測を行なう。イグニッションをONにしスロットル・レバを地上緩速出力位置に進めることによって始動を行なう。操作ラックのN_2計の指示が60%を越えるとスロットル・レバを飛行緩速出力位置に進め始動を完了する。高圧タービン出口温度計が始動試験で設定された制限値1073K（800℃）に近づくのを回避するためにスロットル・レバを緊急にカットする必要が生じた場合及びFJRエンジンがハング・アップ状態を呈して地上緩速出力に達しない場合には計測を中止した。

(1)　低速度側の始動限界

図8.22の△印の上側に始動の成否とアイドル到達時間（スロットル・レバを進めてか

This document is provided by JAXA.

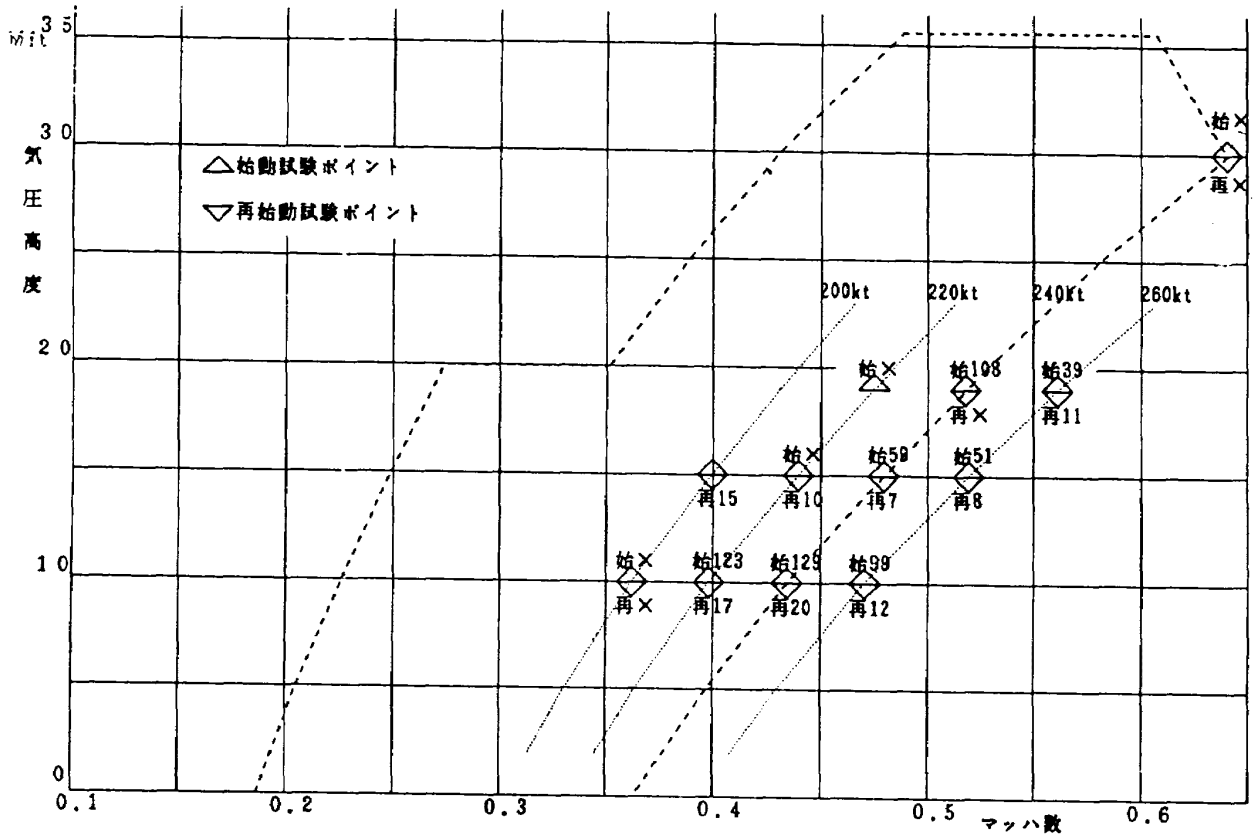


図8.22　始動試験及び再始動試験ポイント
（図中の数字は秒単位のアイドル到達時間）

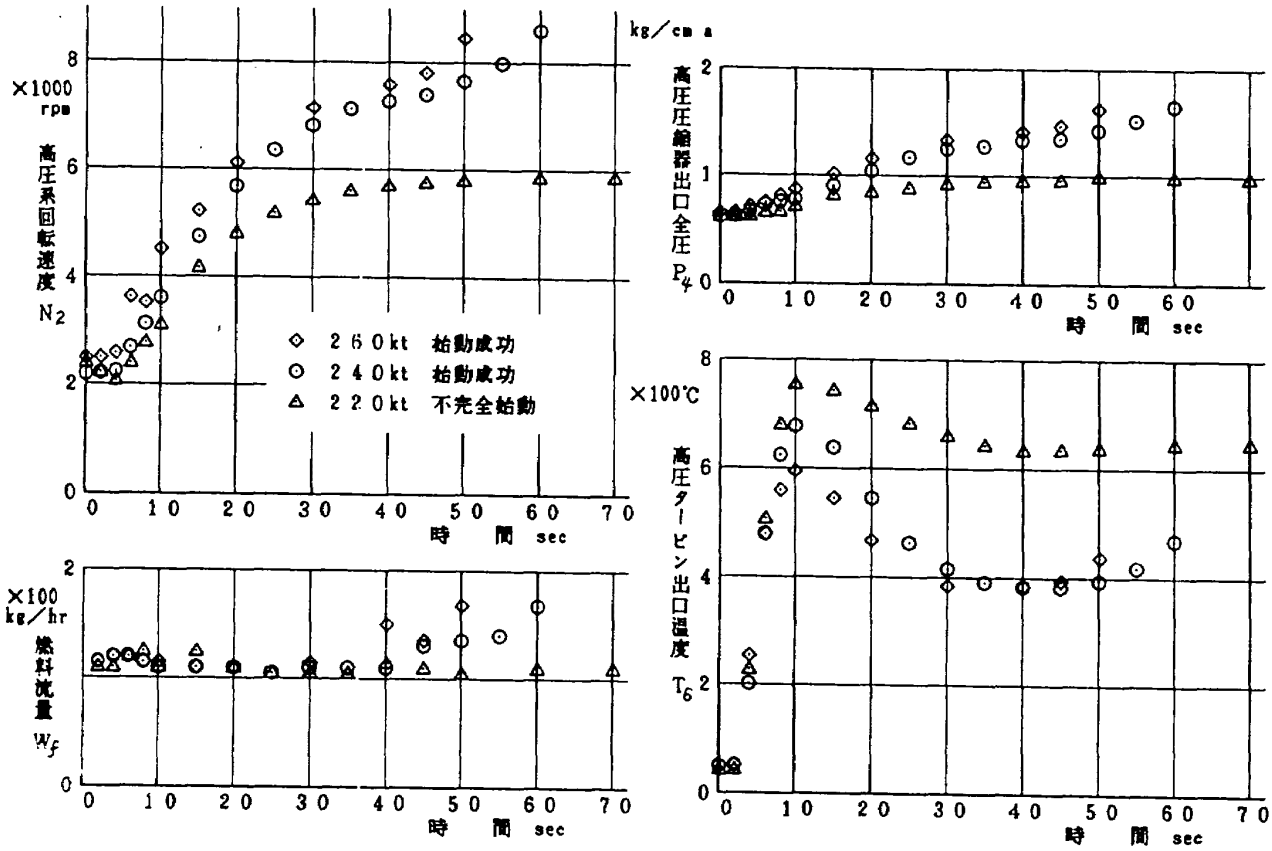


図8.23　始動試験結果（高度 15,000ft）

This document is provided by JAXA.

ら地上緩速出力に到達するまでの時間)が記入してある。

- 高度19,000ft，速度260，240kt IAS
  高度15,000ft，速度260及び240kt IAS
  高度10,000ft，速度260，240及び220 kt IAS
  において始動が可能であることを確認した。
- 速度240kt IAS，高度19,000ft 及び10,000ft
  での始動は再現性が高いことが確認された。

(2) エンジンの作動パラメータの推移

高度15000ftの場合について，スロットル・レバを地上緩速出力位置に進めてからの時間の経過に伴なってエンジンの作動パラメータが推移する様子を調べた。図8.23に高圧系回転速度N_2，燃料流量Wf，高圧圧縮機出口圧力P_4及び高圧タービン出口全温T_6の推移がそれぞれ示されている。

これらの図に記載されている◇印と○印は始動に成功したケースである。スロットル・レバを進めてから4秒で着火し，その後N_2の増加とともにP_4が次第に増加し，◇印では，40秒後○印では45秒後にそれぞれ燃料流量が最小流量から加速流量に増加して地上緩速出力に向かう加速過程をたどっている。T_6は10秒で最高値に達したのち空気流量の増加とともに673K(400℃)あたりまで低下し，40秒以後燃料流量の増加とともに緩やかに上昇する。

他方△印はハング・アップを呈したケースで，空気流量が増えないためにT_6が10秒以降も高いままで推移し，N_2が100/s(6000 rpm)以下で頭打ちになってP_4が上昇せず，燃料流量はいつまでも最小流量のままである。

8.5.6 再始動試験(F-C104，105，106，及び109)

図8.22に記載の▽印11ポイントで実施した。MIL-E5007Dの定義に従ってエンジン停止後10秒以内の再始動を行なった。飛行条件を所定の気圧高度及び所定の指示対気速度(IAS)に設定しつつFJRエンジンを飛行緩速出力にしてPCMレコーダ及びX-Tレコーダにより計測を開始する。スロットル・レバーをカットし，直ちにイグニションをONにする。操作ラックの高圧タービン出口温度計(T_6計)が523k(250℃)になる時点を目安に再びスロットル・レバーを地上緩速出力位置に進めることによって始動を行なう。操作ラックのN_2計が60%を越えるとスロットル・レバーを飛行緩速出力位置に進め始動を完了する。FJRエンジンの操作方法，計測方法及び試験の進めかたは始動試験と同様である。

(1) 低速度側の再始動限界

図8.22の▽印の下側に再始動の成否とアイドル到達時間が記入してある。

- 高度19,000ft，速度260kt IAS
  高度15,000ft，速度260，240，220及び200kt IAS
  高度10,000ft，速度260，240及び220 kt IAS
  において再始動が可能であることを確認した。

(2) エンジンの作動パラメータの推移

図8.24に◇印，○印，△印及び□印でエンジンの作動パラメータの推移を示してある。これらの場合は総て再始動に成功しており，始動試験の場合に比べてアイドル到達時間がずっと短かいのが特徴的である。

8.5.7 コントロール・アンプの機能確認試験

(1) 高圧タービン出口温度の抑制機能

F-C096及び097の飛行でおこなわれた定常抽気試験の際に高圧タービン出口全温がコントロール・アンプの作動によって抑制されたのが操作ラックのT_6計及びX-Tレコーダの記録によって確認された。

(2) 低圧系機械回転速度の抑制機能

F-C105の飛行で気圧高度3.05×10^3m(10,000ft)，指示対気速度210kt IAS，ファン入口全温272K(-1℃)の飛行条件において，FJRエンジンをN_1=99.6%に加速した時に低圧系機械回転速度がコントロール・アンプの作動によって抑制されたのが操作ラックのN_1計及びX-Tレコーダの記録によって確認された。ちなみに，この時の低圧系

This document is provided by JAXA.

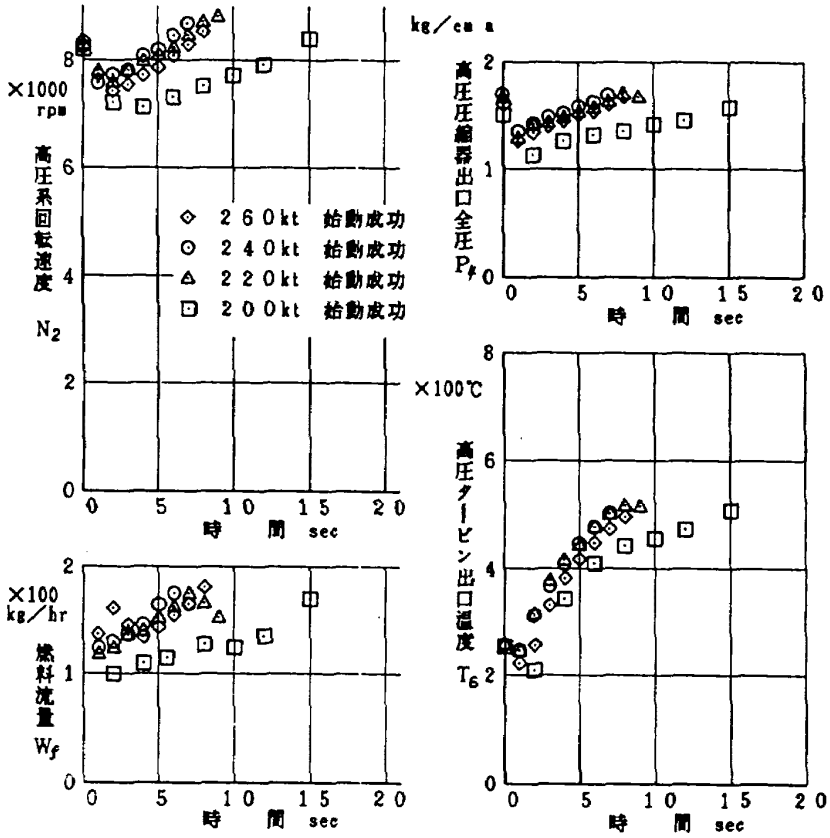


図8.24 再始動試験結果（高度 15,000ft）

修正回転速度は102.3％である。

(3) 低圧系修正回転速度の抑制機能

F－C105の飛行で気圧高度5.49×10^3m 18000ft，指示対気速度215kt IAS，ファン入口全温257.9k（－15.3℃）の飛行条件において，FJRエンジンをN_1＝98.8％に加速した時に低圧系修正回転速度が104.5％になり，コントロール・アンプの作動によって抑制されたのが操作ラックのN_1計及びX－Tレコーダの記録によって確認された。

8.5.8 ウインドミル試験（F－C104，105，106，108及び109）

図8.25に記載の10ポイントで実施した。1回のウインドミル（FJRエンジンの停止から始動開始まで）の間に通常2ポイントのデータ取得を行ない，ウインドミル状態の継続は30分間弱である。F－C094の飛行でFJRエンジンの緊急停止機能を確認したのち着陸までの間とF－C107の飛行でのFJRエンジン停止ののち着陸までの間の約30分間にもウインドミルを行なった。飛行条件を所定の気圧高度及び所定の指示対気速度（IAS）に設定したのちPCMレコーダ及びX－Tレコーダによる非定常計測を開始し，FJRエンジンを停止する。5分後にPCMレコーダ，X－Tレコーダによる定常計測を行なうとともにハード・コピーを取る。通常は引き続いて次のウインドミル試験条件に飛行条件を設定しなおして同様に非定常計測と定常計測を行なう。

(1) 試験結果

イ．ウインドミル試験及びその他のウインドミル飛行状態を含め，ベアリング振動の増大などの不具合は何等認められなかった。

ロ．低圧系回転速度は図8.26に示したように飛行マッハ数とともに増加し，バラツキが少なく，高空性能試験の結果と良く一致している。

ハ．高圧系回転速度も図8.27に見られるように飛行マッハ数とともに増加する傾向を示すがバラツキが多い。全般の傾向は高空性能試験の結果と良く合っている。

This document is provided by JAXA.

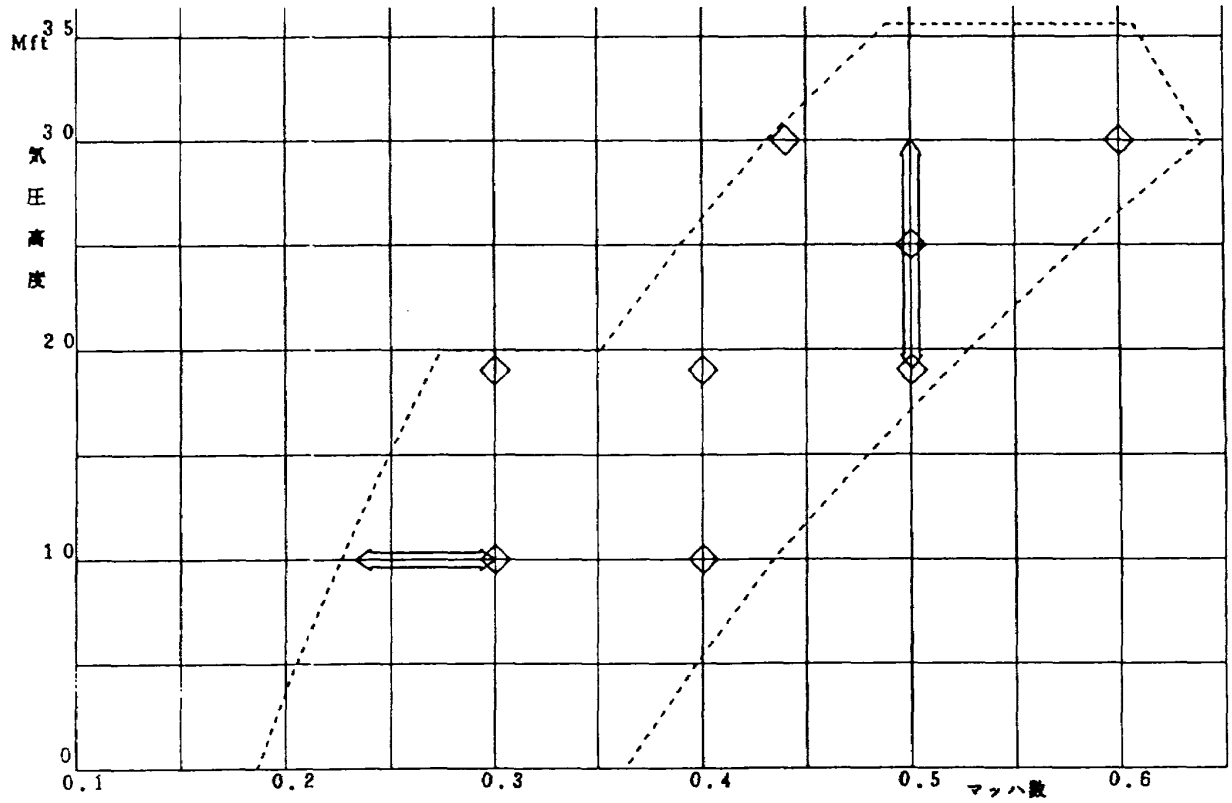


図8.25 ウインドミル試験ポイント

8.5.9 速度変更試験，高度変更試験及び大姿勢角保持試験 （F−C106及び108）

これらの試験を実施したポイントを図8.28に示してある。

(1) 速度変更試験

F−C106及び108の飛行において3.05×10^3m（10,000ft），5.79×10^3m（19,000ft）及び9.14×10^3m（30000ft）の3種類の高度で試験を実施した。飛行条件を所定の高度と所定の試験開始速度に設定しFJRエンジンのレイティングを所定の値に設定したのち，PCMレコーダ及びX−Tレコーダを用いて非定常計測を開始した。図8.29は9.14×10^3m（19,000ft）での試験結果である。□印で示されているように速やかな減速，それに引き続いて速やかな加速を行なった。FJRエンジンのレイティングは各高度で2〜3種を試みた。速度変更試験の間スロットル・レバは同じ位置に保持したままであるが，低圧系回転速度，高圧系回転速度及び高圧タービン出口温度は飛行速度の減少につれて減少し，飛行速度の増加につれて増加する。

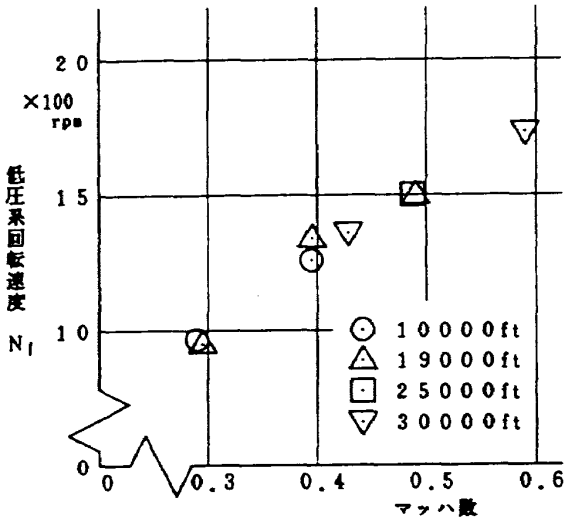


図8.26 低圧系のウインドミル回転速度

(2) 高度変更試験

F−C108の飛行において飛行速度をマッハ数0.4，FJRエンジンのレイティングを70%に保持して，図8.28に示されるような，1.52×10^3m（5,000ft）から7.62×10^3m（25,000ft）への上昇と25,000ftから5,000ftへの降下を行なった。計測はPCMレコーダとX−Tレコーダによる非定常計測である。

This document is provided by JAXA.

図8.30は試験結果の一例で，上昇にともない高圧系回転速度と高圧タービン出口温度が減少する様子が示されている。

(3) 大姿勢角保持試験

F－C106の飛行において，頭上げ姿勢角を最大にする170kt IASでの上昇及び頭下げ姿勢角を最大にする240kt IASでの降下を行なった。FJRエンジンのレイティングは飛行緩速出力及び70％とした。計測は高度変更試験と同要領で行なった。図8.31は試験結果の一例である。

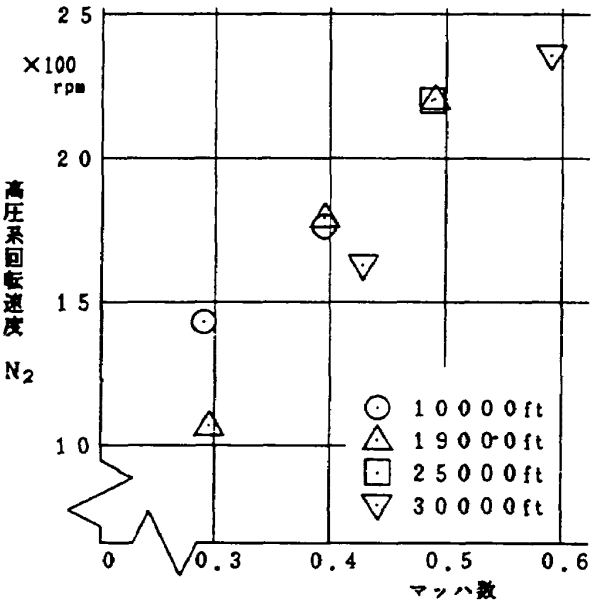


図8.27 高圧系のウインドミル回転速度

(4) 滑油量計の動き

これらの試験に付随して発生する加速度の影響を受けた結果と考えられる操作ラックの滑油量計の動きを表8.19に示しておく。油量計のレベルが10秒以下程度に亘ってFULLから8 liter程度まで下がるケースは，搭乗時の観察によれば，加速飛行に伴なう慣性力または機体の頭上げ姿勢に起因したオイル・タンクの油面の傾きを反映しているにすぎないものと判断される。しかし大姿勢角保持試験のケースNo.29の現象は滑油系統の異常の兆候を伺わせるものかもしれない。

8.5.10 機動試験（F-C107）

FJRエンジンに作用する加速度ベクトルの方向と大きさを低騒音STOL実験機の飛行で起こりうる範囲で，できるだけ変化させるように計画された種々の機動を行ない，エンジンのレイティング

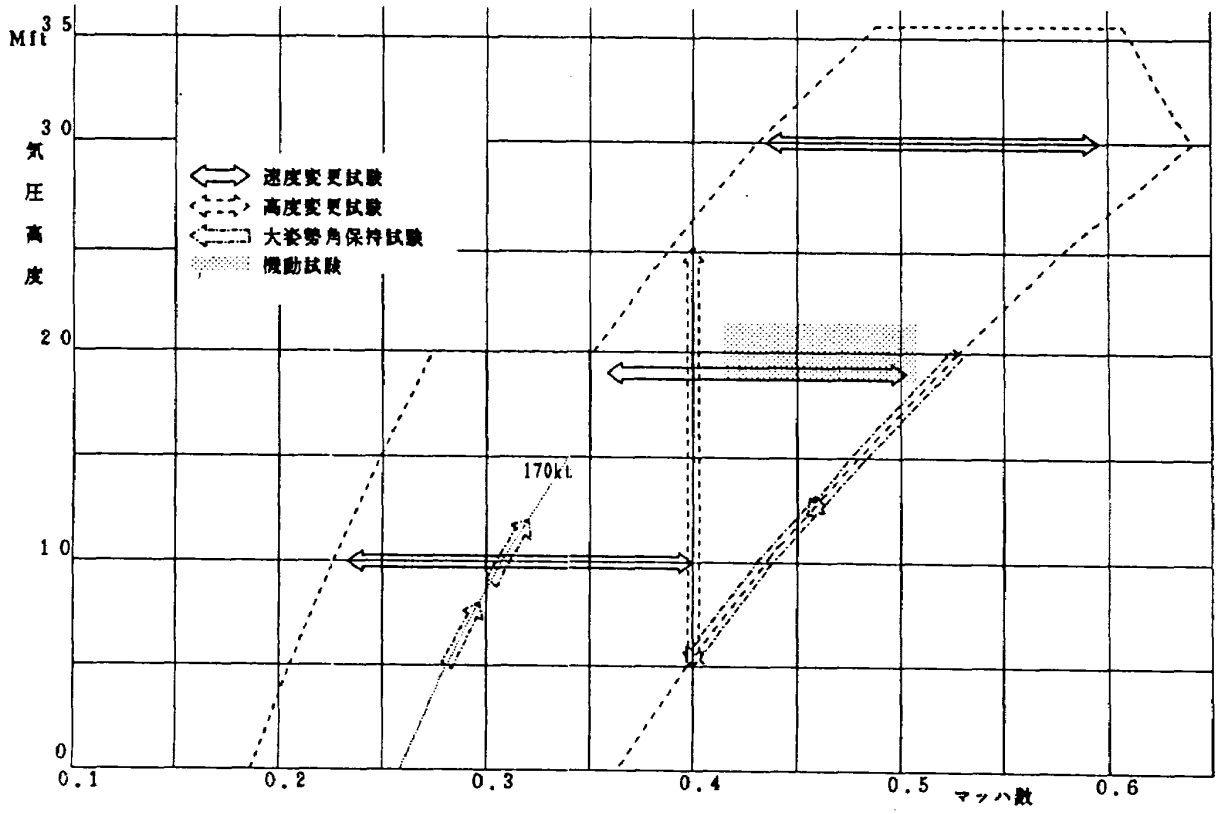


図8.28 速度変更試験，高度変更試験，大姿勢角保持試験及び機動試験ポイント

This document is provided by JAXA.

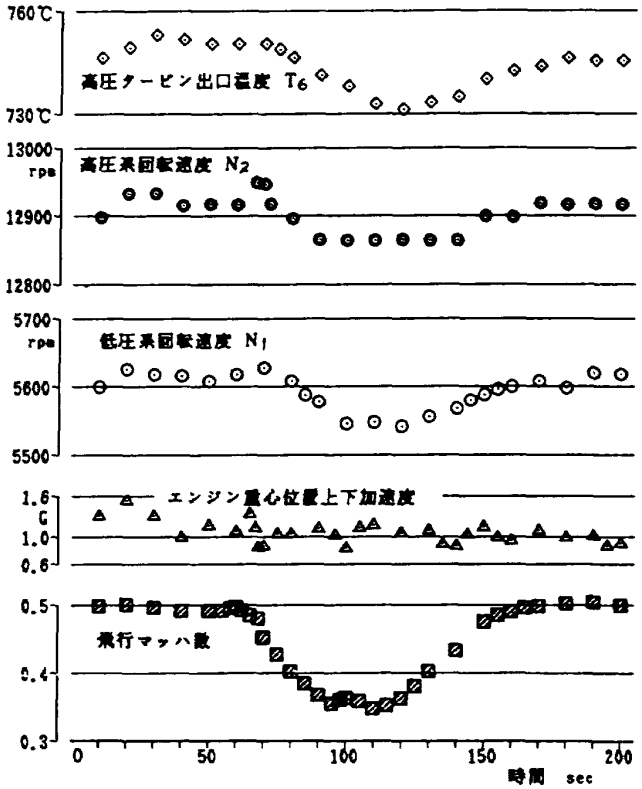


図8.29 速度変更試験結果（19000ft 233kt→166kt→233kt）

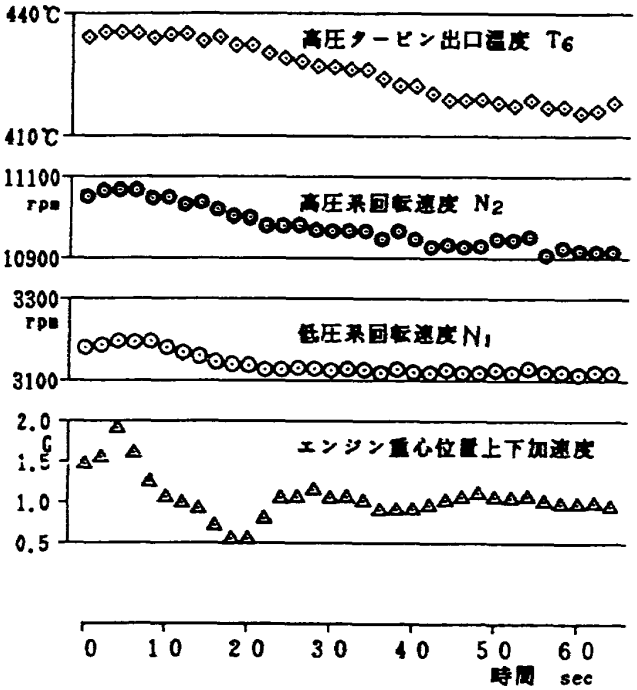


図8.31 大姿勢角保持試験結果（"F/I"レイティング）

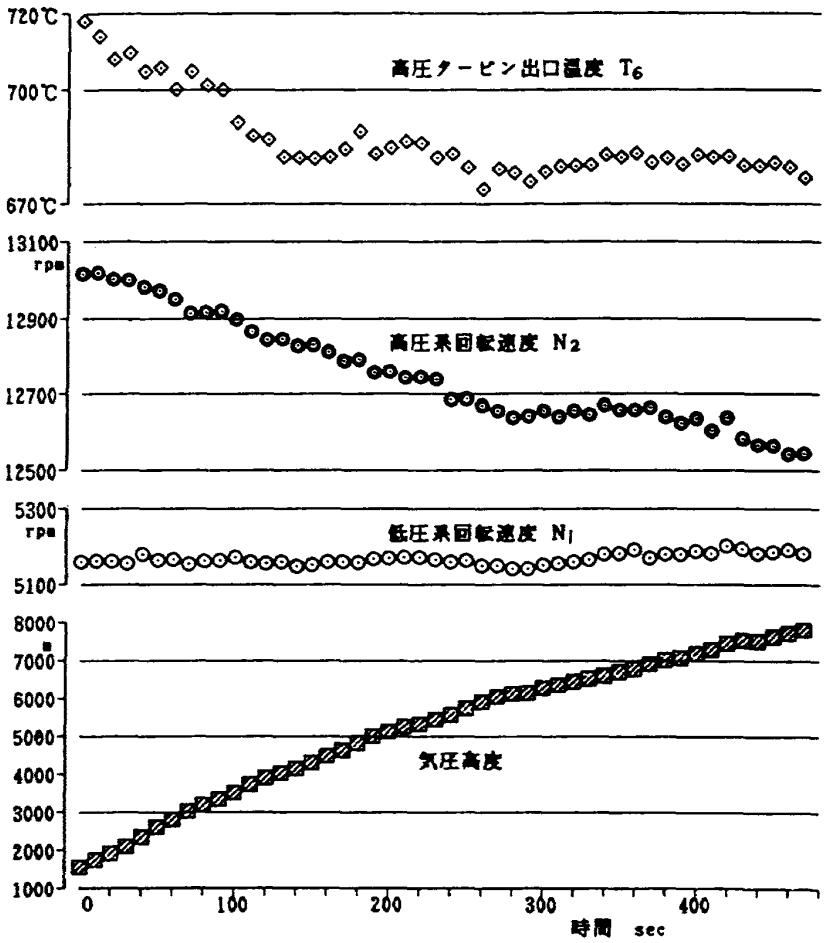


図8.30 高度変更試験結果（5000ft→25000ft "70"レイティング）

This document is provided by JAXA.

表8.19 飛行運動に伴なう滑油タンクのレベル変動

試験項目	飛行番号	ケース	飛行条件	試験条件 (計測結果)	FJR 推力	前向き加速度 右方向加速度	下向き加速度	滑油量計の動き
速度変更	F−C106	No.55	221→129→221kt 10Mft		40%	−0.15~0.15G	0.9~1.1G	加速中レベル10liter 約10秒間継続
		No.26	221→140→221kt 10Mft		70%	−0.14~0.18G	0.8~1.3G	加速中レベル9liter 約10秒間継続
		No.27	230→140→234kt 10Mft		N1 98%	−0.11~0.19G	0.7~1.4G	減速中レベル8liter 約10秒間継続、 加速中レベル7.5liter 約10秒間継続
		No.21	233→166→233kt 19Mft		70%	−0.14~0.15G	0.9~1.2G	FULLを保持
		No.22	233→166→233kt 19Mft		N1 96%	−0.12~0.22G	0.85~1.3G	最小速度時レベル8.5liter 約2秒間継続、 加速中レベル10liter 約10秒間継続
	F−C108	No.41	223→163→223kt 30Mft		70%	−0.07~0.16G	0.7~1.25G	FULLを保持
		No.42	223→163→223kt 30Mft		N1 94%	−0.07~0.11G	0.8~1.1G	FULLを保持
高度変更	F−C108	No.40	0.4Mach 5→25→5Mft		70%	−0.07~0.15G	0.85~1.2G	レベル8.1literまで低下
大姿勢角保持	F−C106	No.23	240kt 20→12.3Mft		70%	−0.18~0.04G	0.45~1.65G	降下開始直後レベル10liter 約10秒間継続
		No.24	240kt 13M→5Mft		F/I	−0.2~0G	0.25~1.4G	FULLを保持
		No.28	170kt 5→8Mft		F/I	0.12~0.33G	0.55~1.9G	上昇中レベル9liter 約10秒間継続
		No.29	170kt 9Mft→12Mft		70%	0~0.28G	0.7~1.55G	上昇中レベル5.5liter 約20秒間継続
横滑り SIDE−SLIP (定常)	F−C107	No.60	190kt 20Mft	β=+10° 25秒間持続	70%	−0.2G		レベル8.5liter まで低下
		No.61	190kt 20Mft	β=−7.5° 40秒間持続	70%	0.16G		FULLを保持
		No.62	190kt 20Mft	β=+10° 25秒間持続	N1 97%	−0.22G		レベル8.5liter まで低下
		No.63	190kt 20Mft	β=−7.5° 45秒間持続	N1 97%	0.14G		FULLを保持
(非定常)		No.84	190kt 20Mft	β=0°→9°→0° →−10°→0°	70%	−0.32~0.27G		レベルがFULLから8literの間で振れる。
		No.65	190kt 20Mft	β=0°→10°→0° →−7.5°→0°	N1 97%	−0.32~0.22G		レベル9liter まで低下、 振れがある。
旋回 SUSTAINED−TURN	F−C107	No.86	190~230kt 20Mft	2G右旋回	70%	0.34G 15秒持続	2.3G 10秒持続	FULLを保持
		No.67	190~230kt 20Mft	2G左旋回	70%	0.31G 30秒持続	2.25G 28秒	FULLを保持
		No.68	190~230kt 20Mft	2G右旋回	N1 97%	0.27G 20秒持続	2.25G 25秒	FULLを保持
		No.69	190~230kt 20Mft	2G左旋回	N1 97%	0.3G 22秒持続	2.15G 26秒	FULLを持続
翼を水平にしての旋回 FLAT−TURN	F−C107	No.70	190kt 20Mft	右旋回	70%	0.19G 38秒持続	0.95~1.1G	FULLを保持
		No.71	190kt 20Mft	左旋回	70%	−0.25G 10秒	0.95~1.2G	レベル8.5liter まで低下
		No.72	190kt 20Mft	右旋回	N1 97%	0.18G 24秒持続	0.95~1.1G	FULLを保持
		No.73	190kt 20Mft	左旋回	N1 97%	−0.29G 12秒	1.0~1.15G	レベルがFULLから9liter の間で振れる。
横揺れ運動 ROLLING	F−C107	No.74	190~230kt 20Mft	φ=65°~−65°	70%	−0.18~0.14G	0.5~2.15G	レベルがFULLから8liter の間で振れる。
		No.75	190~230kt 20Mft	φ=60°~−70°	N1 97%	−0.18~0.12G	0.4~2.2G	レベルがFULLから8liter の間で振れる。
PUSH−OVER	F−C107	No.76	20Mft	0.35~0.5Gの間で5秒間保持	70%		0.35~1.5G	継続的なレベルの低下 最後にはエンジンを停止

This document is provided by JAXA.

を所定の値に選択的に変更して試験を行なった。飛行は6.10×10³m(20,000ft)，200kt IAS付近で行ない，計測はPCMレコーダとX－Tレコーダによる非定常計測のほか操作ラックの滑油量計のVTR撮影を行なった。

(1) 試験結果

イ．表8.19に示されているように，定常横滑り(STEADY SIDE-SLIP)，横滑り(SIDE-SLIP)，旋回(SUSTAINED TURN)，翼を水平にしての旋回(FLAT TURN)及び横揺れ(ROLLING)運動に付随して発生する加速度の影響下で滑油系統が正常に作動することが確認された。

ロ．図8.32に滑油系統に生じた不具合の経時記録を示してある。このケースはFJRエンジンのレイティングを70％(N_1＝90％，N_2＝90％)に設定し，PUSH OVER操作を行なったものである。PUSH OVER操作により生じた5秒間程度持続する約0.35～0.5Gの加速度の影響が引き金となってオイル・レベルが継続的に減少し続けた。緊急手順に従ったフライト・アイドルへの減速及びそれに引き続くグランド・アイドルへの減速にもかかわらず，オイル・レベルの減少を阻止できず，機動操作開始後約220s(3分40秒)でオイル・レベルが0，オイル供給圧力が8psiGに低下したのでついにエンジンを停止せしめた。尚，エンジン外部へのオイルの流出は見られず，エンジン停止後約90s(1分30秒)でオイル・レベルはFULLに回復した。エンジンには何等の損傷も見られなかった。

8.5.11 コリドーでのモニタ計測及び飛行前後のアイドル計測 (F-C090～109)

飛行条件が比較的に均一になると期待される往

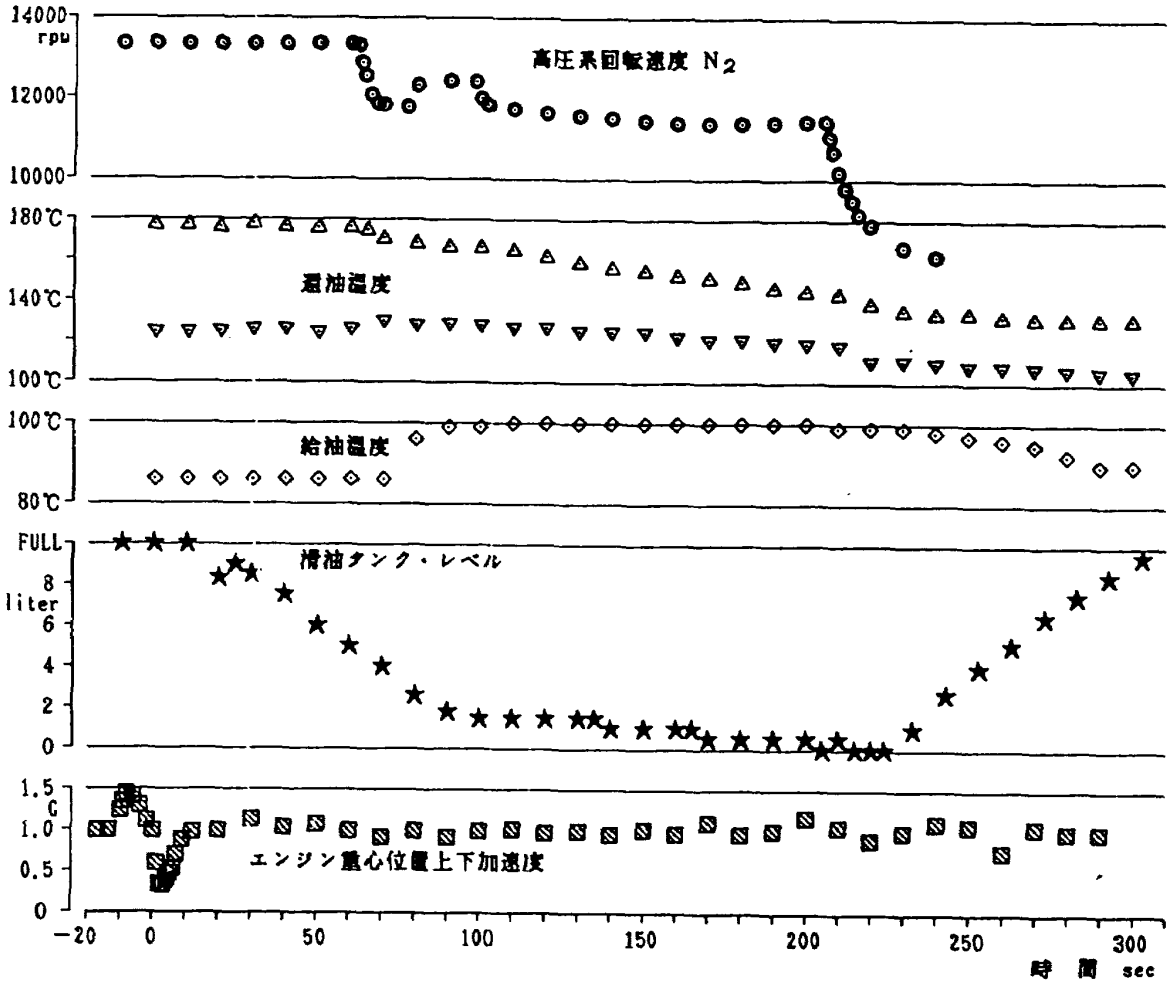


図8.32 ブッシュ・オーバー操作後の潤滑系統の挙動

This document is provided by JAXA.

復のコリドー通過時にFJRエンジンを飛行緩速出力に設定して定常計測を行なった。結果は関連文書84に記載されている。試験に伴なうエンジン運転によってエンジンの性能・特性に変化が生じたと判定すべき計測結果は生じていない。

8.6 点検・整備作業

飛行の前後に行なわれるPR, EPO及びBPOについては"8.3 飛行試験作業"で述べた。このほかにフェイズ検査及び特別検査が供試体及びFJRエンジンについてそれぞれ定められている。FJRエンジン空中試験ではエンジンを初めて飛行させるという意味と試験母機に改修が行なわれているという意味と二重の意味で検査の機会が頻繁であった。付録6に点検・整備作業の克明な記録を整理しておく。関連文書66の添付資料5には整備作業の記録が，添付資料6には技術検討結果がそれぞれ記述されている。

フェイズ検査は供試体については関連文書18に定められた検査項目に関して，初飛行後，3FLT後10FLT後及び20FLT後に検査を行なったほか，スタータについては1回から5回目までの各作動後及び5回の作動毎にMCDと潤滑油の点検を行なった。FJRエンジンについては関連文書87に定められた検査項目に関して，MAXレイティングでの初回運転後，第3回運転後及び飛行緩速出力以上での10時間運転後に検査を行なった。

特別検査はウインドミル運転後，EGT MAX運転後及び燃料シャット・オフ・バルブ"閉"後に所要の点検を行なった。なお，特別検査の対象になるような特定の状態又は異常な状態が飛行中に起こったか否かを確認するために表8.20のような様式によるアンケートを毎飛行後に回収し，この結果を特別点検の実施に反映した。フェイズ検査と特別検査の実施記録は関連文書66の添付資料4に集積されている。

些か残念なことながら20回の飛行を行なう間に，供試体及びFJRエンジンについて12件の不具合が発生し，その都度飛行安全性を確認しつつ対策を進めるために関係者は多大な努力を積み重ねた。飛行安全性の確認ということの持つ意味が今回の試験飛行の場合には技術的評価の確立した量産機体の場合と根本的に異なっていることに注意する必要がある。即ち量産機体では個々のハード・ウェアに起こる不具合は第一義的にはそのハード・ウェアに限定して対策を行なえばよいのであって，簡単にいえば新品のハード・ウェアに換装して適正に機能することを確認できれば航空機側としては不具合対策を完結させたことになる。今回の場合はこれと趣きを異にし，個々のハード

表8.20 FJR空中試験 飛行アンケート

記入者

FLT No.＿＿＿＿＿＿ 昭和59年 月 日

次のアンケートにご協力下さい。 該当する□にVを記入して下さい。 なお、不明のときは記入する必要はありません。

1．落雷に遭った。 □YES □NO

2．着氷しそうな空域を飛行した。 □YES □NO

3．機体の揺れの程度は・・・・・ □大 (大の時間はおよそ 時間 分)
□中
□小

4．FJRエンジンを空中再着火した。 □YES □NO

5．FJRエンジンをウインドミルした。 □YES □NO

6．母機燃料ブースタ・ポンプを停止した。 □YES □NO

7．FJRエンジン用燃料シャット・オフ・バルブを"閉"にした。 □YES □NO

This document is provided by JAXA.

・ウェアに発生する不具合はそれ自体の不具合であるにとどまらず，そのハード・ウェアが置かれている状況ないしそれが作られた経緯に含まれる問題点の反映ではないかという目で飛行安全性をみる必要があった。このために不具合対策に膨大な作業量を注ぎ込まねばならない面があった。一度不具合が起こると飛行再開まで休日出勤を行ない，連日深夜に及び時には徹夜の作業を続けて飛行日程の遅延を最小限にとどめた。FJRエンジン空中試験で摘出された不具合の総てに対して試験期間中に抜本的な対策が施された訳ではない。付録7には12件の不具合をできるだけ丹念に整理・記録し，FJR710/600Sエンジンを低騒音STOL実験機に搭載運用する場合の参考に供する。

9. 計測及びデータ処理

9.1 計測系統

試験母機にはミニ・コンピュータを内蔵した機上データ処理システムが搭載されており，FJRエンジン空中試験の場合にも計測系統の主要部分は

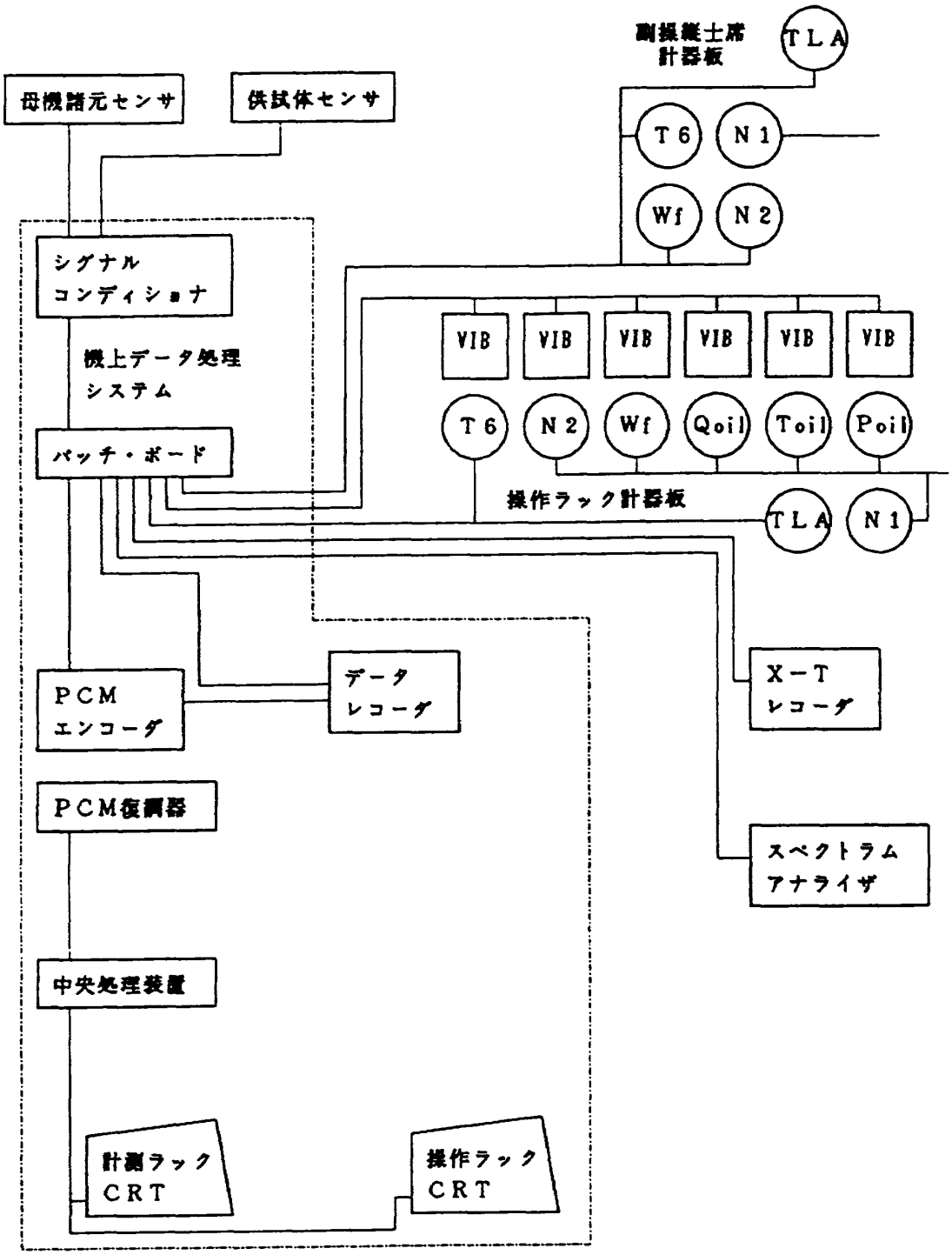


図9.1　計測系統図

This document is provided by JAXA.

表9.1 母機諸元計測項目表

項番	計測項目	CRT表示データ名	計測点数	計測範囲	センサ種類 (P/N)
1	エンジン排気温度	TT7 L TT7 R	2	0～850℃	熱電対
2	外気温度	TAT	1	−70～+50℃	外気温センサ 102CP2AG
3	操舵力	FA	4	±60 lbs (補助翼)	操舵力変換器 G8−6
		FE		±120 lbs (昇降舵)	
		FRL FRR		±220 lbs (方向舵)	
4	燃料流量	WF L WF R	2	0～12,000pph	燃料流量計トランスミッタ 8TJ85GBA
5	エンジン回転速度	N1 L N1 R	4	0～8,600rpm (N1)	タコ・ジェネレータ 2CM14AAB−1
		N2 L N2 R		0～12,250rpm (N2)	
6	縦横及び偏揺角	THET	3	±40° (縦)	垂直ジャイロ 2586335−11
		PHAI		±90° (横)	
		PSAI		±0～360° (偏)	コンパス増幅器 2589226−1
7	操舵角	WHL	3	±70° (補助翼)	シンクロ発信器 TS150N43E16
		CLM PDL		±15° (昇降舵及び方向舵)	
8	舵角(主翼)	DLA	4	±17.5° (補助翼)	シンクロ発信器 TS150N43E16
		DLAT		−23°～+17°(補助翼トリム)	
		SP L SP R		0～50° (スポイラ)	
9	舵角(尾翼)	DLE	3	−8.5°～+18.5° (昇降舵)	シンクロ発信器 TS150N43E16
		DLR		±30° (方向舵)	
		DLH		−10°～+7° (水平安定板)	
10	フラップ位置	FLP	1	0°～75°	フラップ位置トランスミッタ 4574−5A5−1
11	EPR	EPR L EPR R	2	0.8～2.4	EPRトランスミッタ LG80A7
12	迎角・横滑角	ALPH BETA	2	±45°	フロー・アングル・センサ 92AN3
13	高度・速度	HI	2	−1,000～49,000ft	高度速度変換器 TAS−4
		VI		40～500kt	
14	重心位置加速度	NXCG NYCG	3	±5G (前後、左右)	直線加速度計 4310A−5−CG
		NZCG		±10G (上下)	4310A−10−CG
15	電波高度	HG	1	0～5,000ft	電波高度計 J/APN−171
16	角速度	P	3	±60°/sec (ロール)	3軸レート・ジャイロ BRG−10
		Q R		±40°/sec (ピッチ・ヨー)	
17	燃料残量	FQ	1	0～39,500 lbs	燃料残量計 21−97276−23
18	タカン	TCRG	2	0～200nm (距離)	タカン装置 J/ARN−53A
		TCHD		0～360° (方位)	

This document is provided by JAXA.

このシステムを利用して構成された。図9.1に計測系統ブロック図を示す。母機諸元計測のために表9.1に記載の43チャンネルのセンサがシグナル・コンディショナに接続されている。供試体計測のためには133チャンネルの信号を受け入れるシグナル・コンディショナが用意されているのでFJRエンジン空中試験ではこれを利用して供試体関連の計測を表4.2に述べたように行なった。シグナル・コンディショナはフル・スケールが−5V〜+5Vに正規化された直流電圧を出力する。シグナル・コンディショナの出力はパッチ・ボードを介してPCMエンコーダに接続される。即ち，このパッチ・ボードの上でどの信号を何番のPCMチャンネルに割り振るかを設定できる。パッチ・ボードからPCMエンコーダに入った信号は量子化されて所定のPCMフォーマットに従う時系列信号となってX−Tレコーダの PCMチャンネルに記録される。また供試エンジンの振動と加速度，フラッタ試験の場合の加速度などの高速データはパッチ・ボードから直接データ・レコーダのFMチャンネルへ入力した。計測データの収録は14チャンネルのデータ・レコーダによって行なわれる。その内訳は

計測データ(低速データ；PCM信号)	1ch
計測データ(高速データ；FM信号)最大	11ch
音声信号	1ch
タイム・コード	1ch

である。

PCMエンコーダで作られたPCM時系列信号が，PCM復調器を通って中央処理装置に入りオン・ライン処理される。オン・ライン処理は個々の供試体に合わせて製作した専用のデータ処理プログラムを紙テープによって入力して行なわれる。FJRエンジン空中試験では，次の処理を行なった。

(1) 計測データを物理量に変換し，計測ラック及び操作ラックのCRT表示装置に1画面ページ当たり20チャンネルずつ表示し，表示された計測値は2秒毎に更新されるようになっている。画面の変更には約10秒を要する。

(2) 物理量に変換された計測データをバー・チャートにしてCRT表示装置に表示する。

計測ラックのCRT表示内容は1ページ当たり約10秒でハード・コピー化できる。一部の計器にもシグナル・コンディショナの出力を使用した。即ちパッチ・ボードから副操縦士席計器板のTLA T_6，N_2及びWfの各計器並びに操作ラック計器板の6個の振動計，T_6計及びTLA計へ配線を行なった。

パッチ・ボードから試験の目的に合わせてX−Tレコーダ及びスペクトラム・アナライザに所要の信号を取り出して試験中のモニタリングを行なった。

機上データ処理装置の点検機能を試験に利用した。即ち，表示装置にテスト・パターンを表示してミニ・コンピュータ及び表示装置の機能点検を行なった。またシグナル・コンディショナに内蔵する較正信号を用いて，シグナル・コンディショナから表示までの信号経路の点検を行ない，較正信号をデータ・レコーダに記録した。

9.2 データ処理

データ・レコーダによるデータの収録，計測ラックの表示内容のハード・コピー化及び地上に持ち帰ったPCMデータ・テープの電子計算機システムによる処理は航空実験団の手で行なわれた。X−Tレコーダによるデータ収録はエンジン空中試験チームで行なった。

試験の内容に応じて，定常的なデータが必要なものと，過渡的なデータに価値があるものがあり，それぞれに応じて定常データ処理と非定常データ処理を使い分けた。

試験中には，定常的なデータをオン・ライン処理して，操作ラックでの監視に用い，計測ラックのCRTに表示してハード・コピーを取得した。試験目的に応じて選択された過渡的なデータを6チャンネルのX−Tレコーダ2台に出力して機上監視に用いた。

PCMデータ・テープの電子計算機システムによる処理も定常データ処理と過渡データ処理に2分される。同一の飛行で定常データを要する試験と過渡データを要する試験を適当に組み合わせて行なうので，1巻のPCMデータ・テープには両者があちらこちらに混在する状態になる。データ・テープに計測番号，STATUS信号及びCAL信号を

This document is provided by JAXA.

いれて，処理パターンを自動的に弁別できるようにし，統一的な電算機処理をおこなった。

9.2.1 データ・レコーダによるデータの収録

データ収録のやり方は表8.12，"8.5 FJRエンジン試験"，"付録4 エンジン試験手順書の例"及び"付録5 飛行試験計画の例"を参照すると伺い知られるが，次の点に留意して行なった。

(1) PCM多重化データの収録に当たっては，試験ケース，試験状況等を明確に判別できるように音声を録音して地上データ処理の円滑化を図った。

(2) PCMテープには地上データ処理の規格化を可能にするため，計測番号並びに処理範囲等を示すためのCAL信号及びSTATUS信号を入れた。
試験番号，CAL信号，STATUS信号等については飛行試験計画で指示した。

(3) シグナル・コンディショナのドリフトによる誤差を最小限に留めるため適宜較正信号を入れ，音声によって較正信号であることを明確に指示した。

9.2.2 計測ラックCRTの表示内容のハード・コピー化

計測ラックCRTの表示内容はページ毎にまとまった種類のデータを20チャンネル分づつ予め編集しておき，試験の目的に合わせて必要なページだけをハード・コピーにとるようにして時間的に効率良く計測を行なった。どのページにどのデータを表示したかについては表9.2に示した。ハード・コピーには試験番号等を明確に記入した。ハード・コピーにとるべきページと時期は飛行試験計画で指示した。

9.2.3 PCMデータ・テープの電子計算機システムによる処理

(1) 収録データの配列

FJRエンジン空中試験でPCMデータ・テープに収録したデータは表9.3aまたは表9.3bに示されているように配列されている。表9.3aは通常のエンジン計測形態の場合のPCMワード・アレンジ表であって，左上の003から090の部分と中央右下寄りの101から150の太い実線で囲まれた部分に母機諸元データが

表9.2 CRT表示項目

	振動監視項目 0ページ		温度監視項目 1ページ		代表性能項目 2ページ		圧力項目1 3ページ		圧力項目2 4ページ		温度項目 5ページ		抽気項目 6ページ	
表示チャンネル	CHN	記号	CHN	記号	CHN	記号	CHN	記号	CHN	記号	CHN	記号	CHN	記号
1	193	N1	193	N1	193	N1	193	N1	193	N1	193	N1	193	N1
2	192	N2	192	N2	192	N2	192	N2	192	N2	151	T3−1	192	N2
3	126	N1	126	N1	126	N1	099	TLA	191	WF	152	T3−2	126	N1
4	127	N2	127	N2	127	N2	190	TFL−2	100	VSVA	153	T3−3	127	N2
5	062	TAT	062	TAT	062	TAT	062	TAT	037	PS21−1	154	T3−4	062	TAT
6	099	TLA	181	TENG−1	099	TLA	063	P3−1	038	PS21−2	155	T3−5	122	PTB7
7	189	EGT	182	TENG−2	100	VSVA	064	P3−2	039	PS21−3	156	T4−1	121	PDB7
8	100	VSVA	183	TENG−3	191	WF	065	P3−3	040	PS21−4	157	T4−2	179	TB7
9	191	WF	184	TENG−4	039	PS21−3	066	P3−4	058	P6	158	T4−3	124	PTB12
10	190	TFL−1	185	TENG−5	065	P3−3	067	P3−5	026	P7−1	159	T4−4	123	PDB12
11	098	TFL−2	186	TENG−6	070	PS3−3	068	PS3−1	027	P7−2	160	T4−5	180	TB12
12	169	TSCV−1	187	TENG−7	023	P4−3	069	PS3−2	028	P7−3	189	EGT	065	P3−3
13	170	TSCV−2	188	TENG−8	058	P6	070	PS3−2	029	P7−4	161	T7	070	PS3−3
14	059	PFB	074	G−E2	028	P7−3	071	PS3−4	030	P31−1	162	T31−1	153	T3−3
15	075	VIB−CFV	189	EGT	033	P31−4	072	PS3−5	031	P31−2	163	T31−2	023	P4−3
16	076	VIB−CFH	196	CAJ−3	153	T3−3	021	P4−1	032	P31−3	164	T31−3	158	T4−3
17	077	VIB−CRV	191	WF	158	T4−3	022	P4−2	033	P31−4	165	T31−4	189	EGT
18	078	VIB−CFH	169	TSCV−1	189	EGT	023	P4−3	034	P31−5	166	T31−5	058	P6
19	079	VIB−TV	170	TSCV−2	161	T7	024	P4−4	035	P31−6	167	T31−6	161	T7
20	080	VIB−TH	099	TLA	165	T31−4	025	P4−5	036	P31−7	168	T31−7	028	P7−3

This document is provided by JAXA.

表9.3a　PCMワード・アレンジ表（エンジン計測形態）

CHN	NAME	CHN	NAME	CHN	NAME	CHN	NAME	CHN	NAME
001	ID	041	TAT	081	WHL	121	PDB7	161	T7
002	CAL	042	NXCG	082	CLM	122	PTB7	162	T31−1
003	DISC−1	043	NYCG	083	PDL	123	PDB12	163	T31−2
004	DISC−2	044	NZCG	084	DLA	124	PTB12	164	T31−3
005	DISC−3	045	FLP	085	DLAT	125		165	T31−4
006	DISC−4	046	FA	086	SP L	126		166	T31−5
007	TT7J	047	FE	087	SP R	127		167	T31−6
008	HG	048	FRL	088	DLE	128		168	T31−7
009	TCHD	049	FRR	089	DLR	129		169	TSCV−1
010	TCRG	050	FQ	090	DLH	130		170	TSCV−2
011		051		091		131		171	
012		052		092		132		172	
013		053		093		133		173	
014		054		094		134		174	
015		055		095		135		175	
016		056		096		136		176	
017		057		097		137		177	
018		058	P6	098	TFL−2	138		178	
019		059	PFB	099	TLA	139		179	TB7
020		060	ALT	100	VSVA	140		180	TB12
021	P4−1	061	SPD	101	HI	141	EPR L	181	TENG−1
022	P4−2	062	TAT	102	VI	142	EPR R	182	TENG−2
023	P4−3	063	P3−1	103	ALPH	143	TT7 L	183	TENG−3
024	P4−4	064	P3−2	104	BETA	144	TT7 R	184	TENG−4
025	P4−5	065	P3−3	105	THET	145	WF L	185	TENG−5
026	P7−1	066	P3−4	106	PHAI	146	WF R	186	TENG−6
027	P7−2	067	P3−5	107	PSAI	147	N1 L	187	TENG−7
028	P7−3	068	PS3−1	108	P	148	N1 R	188	TENG−8
029	P7−4	069	PS3−2	109	Q	149	N2 L	189	EGT
030	P31−1	070	PS3−3	110	R	150	N2 R	190	TFL−1
031	P31−2	071	PS3−4	111		151	T3−1	191	WF
032	P31−3	072	PS3−5	112		152	T3−2	192	N2
033	P31−4	073		113		153	T3−3	193	N1
034	P31−5	074	G−EZ	114		154	T3−4	194	CAJ−1
035	P31−6	075	VIB−CFV	115		155	T3−5	195	CAJ−2
036	P31−7	076	VIB−CFH	116		156	T4−1	196	CAJ−3
037	PS21−1	077	VIB−CRV	117		157	T4−2	197	
038	PS21−2	078	VIB−CRH	118		158	T4−3	198	
039	PS21−3	079	VIB−TV	119		159	T4−4	199	
040	PS21−4	080	VIB−TH	120		160	T4−5	200	

配置されている。その他の部分はFJRエンジン関連のデータと空白である。中段に011から177まで7行5列分の空白が用意してある。表9.3bはフラッタ計測形態の場合のPCMワード・アレンジ表で，先程の011から177までの空白部分に主翼及びエンジンに取り付けられた加速度計からの信号が5倍のスーパー・コミューティションになるように注入されている。

表9.3bで網掛けされている27チャンネルはフラッタ計測の場合には計測を行なわない。このようなワード・アレンジを行なうことによって，エンジン計測形態とフラッタ計測形態のパッチ・ボード上での切り替えを比較的簡単に行なうことができた。

This document is provided by JAXA.

表9.3b PCMワード・アレンジ表(フラッタ計測形態)

CHN	NAME	CHN	NAME	CHN	NAME	CHN	NAME	CHN	NAME
001	ID	041	TAT	081	WHL	121	PDB7	161	T7
002	CAL	042	NXCG	082	CLM	122	PTB7	162	T31−1
003	DISC−1	043	NYCG	083	PDL	123	PDB12	163	T31−2
004	DISC−2	044	NZCG	084	DLA	124	PTB12	164	T31−3
005	DISC−3	045	FLP	085	DLAT	125		165	T31−4
006	DISC−4	046	FA	086	SP L	126		166	T31−5
007	TT7J	047	FE	087	SP R	127		167	T31−6
008	HG	048	FRL	088	DLE	128		168	T31−7
009	TCHD	049	FRR	089	DLR	129		169	TSCV−1
010	TCRG	050	FQ	090	DLH	130		170	TSCV−2
011	NZE/GL	051	NZE/GL	091	NZE/GL	131	NZE/GL	171	NZE/GL
012	NZWL21	052	NZWL21	092	NZWL21	132	NZWL21	172	NZWL21
013	NZWR21	053	NZWR21	093	NZWR21	133	NZWR21	173	NZWR21
014	NZWR11	054	NZWR11	094	NZWR11	134	NZWR11	174	NZWR11
015	NZWR12	055	NZWR12	095	NZWR12	135	NZWR12	175	NZWR12
016	NG−EZ	056	NG−EZ	096	NG−EZ	136	NG−EZ	176	NG−EZ
017		057		097		137		177	
018		058	P6	098	TFL−2	138		178	
019		059	PFB	099	TLA	139		179	TB7
020		060	ALT	100	VSVA	140		180	TB12
021	P4−1	061	SPD	101	HI	141	EPR L	181	TENG−1
022	P4−2	062	TAT	102	VI	142	EPR R	182	TENG−2
023	P4−3	063	P3−1	103	ALPH	143	TT7 L	183	TENG−3
024	P4−4	064	P3−2	104	BETA	144	TT7 R	184	TENG−4
025	P4−5	065	P3−3	105	THET	145	WF L	185	TENG−5
026	P7−1	066	P3−4	106	PHAI	146	WF R	186	TENG−6
027	P7−2	067	P3−5	107	PSAI	147	N1 L	187	TENG−7
028	P7−3	068	PS3−1	108	P	148	N1 R	188	TENG−8
029	P7−4	069	PS3−2	109	Q	149	N2 L	189	EGT
030	P31−1	070	PS3−3	110	R	150	N2 R	190	TFL−1
031	P31−2	071	PS3−4	111		151	T3−1	191	WF
032	P31−3	072	PS3−5	112		152	T3−2	192	N2
033	P31−4	073		113		153	T3−3	193	N1
034	P31−5	074	G−EZ	114		154	T3−4	194	CAJ−1
035	P31−6	075	VIB−CFV	115		155	T3−5	195	CAJ−2
036	P31−7	076	VIB−CFH	116		156	T4−1	196	CAJ−3
037	PS21−1	077	VIB−CRV	117		157	T4−2	197	
038	PS21−2	078	VIB−CRH	118		158	T4−3	198	
039	PS21−3	079	VIB−TV	119		159	T4−4	199	
040	PS21−4	080	VIB−TH	120		160	T4−5	200	

(2) 定常データ処理

定常性能試験，定常抽気試験など供試エンジンの定常的な性能を取得した場合に定常データ処理を行なう。1つの試験ケースにつき通常4つのエンジン・レイティング(F/I，"40"，"70"，MAX)で定常データの取得が行なわれる。図9.2には1つの試験ケースについて定常データの処理方法を示す。試験ケースの開始後STATUS信号がONにされている。一定の機速，高度及びエンジン・レーティングに設定して2分経過後CAL信号がONにされている。データ処理プログラムの働きでCAL信号の立ち上がり30秒後より10秒毎に図9.2の○印で示した5ポイントのデータを抽出する(ポイント・データ処理)。5ポイントのデータから，それぞれ同一の項目の

This document is provided by JAXA.

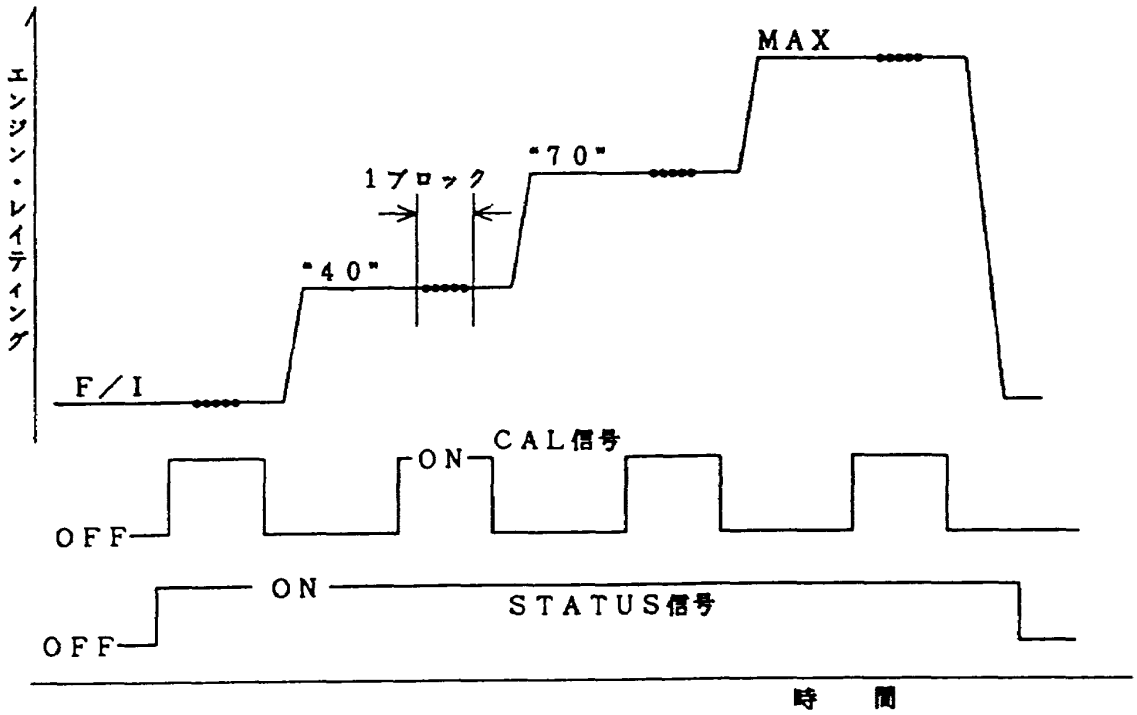


図9.2　定常データ処理方法

データの平均値を求め，それをもとに一連のデータ処理を行なう(ブロック処理)。

不良データが誤って電算機処理されるのを防ぐために試験中に計測ラックのCRTでデータの取得状況を監視するとともに，機上で取得されたハード・コピーを帰投後速やかに見直して，計測不良になっている部分があれば，不良データを処理の段階でハンドリングによって取り除く。

データ処理の手順を図9.3に沿って説明すると次の通りである。

イ．各ポイントの計測生データを4次の補間式を使って物理量に変換する。

ロ．データの補正

物理量に変換されたデータに対して次の補正を行なう。

(イ) 圧力の零点補正

個々の圧力計測値の零点を地上静止状態の母機の高度信号ALTから求めた大気静圧PAMBを基準として較正する。

(ロ) 燃料流量の温度補正

燃料温度の計測値を使って燃料流量の温度補正を行なう。

(ハ) エンジン外殻温度の補正

熱電対基準温度接点の出力CAJ−3を使ってエンジン外殻温度の補正を行なう。

ハ．断面平均値の計算

FJRエンジンの軸方向の同一断面で多点のデータを取得している温度，圧力については，その断面平均値を算術平均によって求め性能計算に用いる。断面平均値を求める計測項目は次のとおりである。

番号	項　目	記　号	平均値記号
1	FANケーシング壁圧	P21−1〜4	PS21M
2	HPC入口全圧	P 3−1〜5	PT 3M
3	HPC入口静圧	PS3−1〜5	PS 3M
4	HPC出口全圧	P 4−1〜5	PT 4M
5	LPT出口全圧	P 7−1〜4	PT 7M
6	FAN出口全圧	P31−1〜7	PT31M
7	HPC入口全温	T 3−1〜5	T 3M
8	HPC出口全温	T 4−1〜5	T 4M
9	FAN出口全温	T31−1〜7	T31M

ニ．ブロック平均値の計算

同一ブロックで取得した5ポイントのデータについて，それぞれ項目毎に5ポイントのデータの算術平均値を求めブロック性能の計算に用いる。

ホ．標準大気修正値及びエンジン要素入口状

This document is provided by JAXA.

態量を基準とする修正計算

ロ．で述べた補正後の回転速度，圧力，温度のデータを標準大気状態に修正する。また必要なものについてはエンジン各要素の入口状態量を基準として修正量を求める。大気静圧，ファン入口全圧及び大気静温は母機のエア・データ・コンピュータの出力信号である高度 ALT 及び速度 SPD から逆算して求める。

ヘ．性能計算

飛行マッハ数，真対気速度，各要素の圧縮比または膨張比，全体空気流量，コア側空気流量，バイパス側空気流量，バイパス比，高圧圧縮器 7 段抽気流量，高圧圧縮器 12 段抽気流量，バイパス側アイデアル推力，コア側アイデアル推力，アイデアル・グロス推力，アイデアル・ネット推力，燃料消費率，高圧タービンの仕事量と流量，高圧タービン入口の全圧と全温，低圧タービンの仕事量と流量，各要素の効率を計算する。

ト．ライン・プリンタ出力

上記の補正後のデータ，修正計算値及び性能計算値はライン・プリンタに出力する。

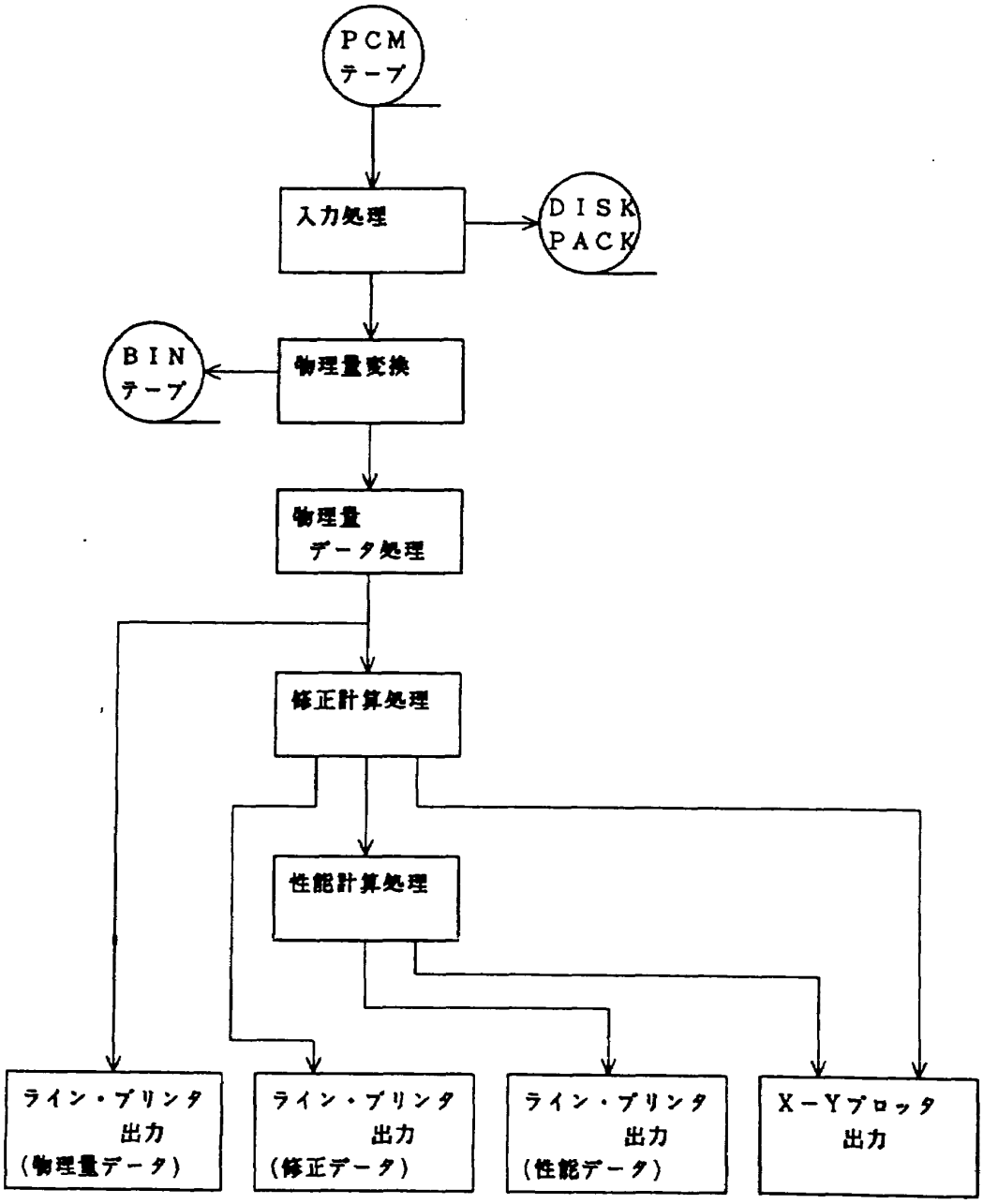


図 9.3　定常データ処理手順

This document is provided by JAXA.

チ．X－Yプロッタ出力

所定の様式のX－Yプロッタ出力を総ての定常性能データに関して出力する。

リ．BINARYテープ出力

物理量に変換されたデータをBINARYテープの形で出力する。

(3) 非定常データ処理

急加減速試験，抽気加減速試験，再始動・始動試験などエンジンの非定常特性に関する試験の場合に非定常データ処理をおこなう。試験ケースの開始とともにSTATUS信号がONになっており，計測終了でSTATUS信号がOFFになっている。STATUS信号がONである間のデータを別途指定する時間刻みでデータ処理する。処理手順については当然のことながらブロック平均値を計算しない点と性能計算が簡略になっている点を除けば定常データ処理の場合とほぼ同じである。出力はライン・プリンタ，X－Yプロッタ及びBINARYテープで行なわれる点も定常データ処理の場合と同じである。

10. 原状回復作業

試験終了後，FJRエンジン空中試験のため試験母機に装着していた供試エンジン等を取り外し，原状を回復する作業を行なった。作業の日程と内容は表10.1に示されている。始めに空中試験の前後でのFJRエンジンの性能の変化を調べるために地上運転試験を行なった。エンジン性能の変化については"11. エンジン性能の較正及び分解検査"の項で述べる。引き続いてFJRエンジンの始動に必要な空気源の特性を調べるためにスタート試験を行なった。スタート試験の結果については関連文書66の添付資料20に記載されている。圧力再較正試験は空中試験の圧力計測に使用した圧力トランスデューサの温度ドリフト特性を調査するために行なった。同試験の方法手順については関連文書85に，試験結果については関連文書86に報告されている。

原状回復作業の間に予定外の燃料漏洩不具合が2回発生し，作業日程に相当の遅延を生じた。1回目はセンター燃料タンクのキャビティ・ドレン・チューブから2秒に1滴程度の燃料滴下が起こった。昭和59年5月4日から9日の間に行なった調査の結果，センター・タンクに燃料を満載して地上を移動した場合に起こりうる現象であることが判明した。2回目は5月23日に燃料補給を行なったあと，供試エンジン用パイロンの前方取付金具周辺から燃料の浸出が起こった。インテグラル・タンクからの燃料浸出でありその浸出経路が分かりにくいのでタンク内面のシーラントの除去，漏洩源の検出，シーラントの再塗布に長時間の作業を要した。また，供試エンジン用パイロン部の主翼後縁下面扉のアングル材に，供試体ナセル後流の振動空気力によると考えられる疲労亀裂が発見され修理を行なった。6月6日にようやく機体を返納することができた。

11. エンジン性能の較正及び分解検査

11.1 性能比較

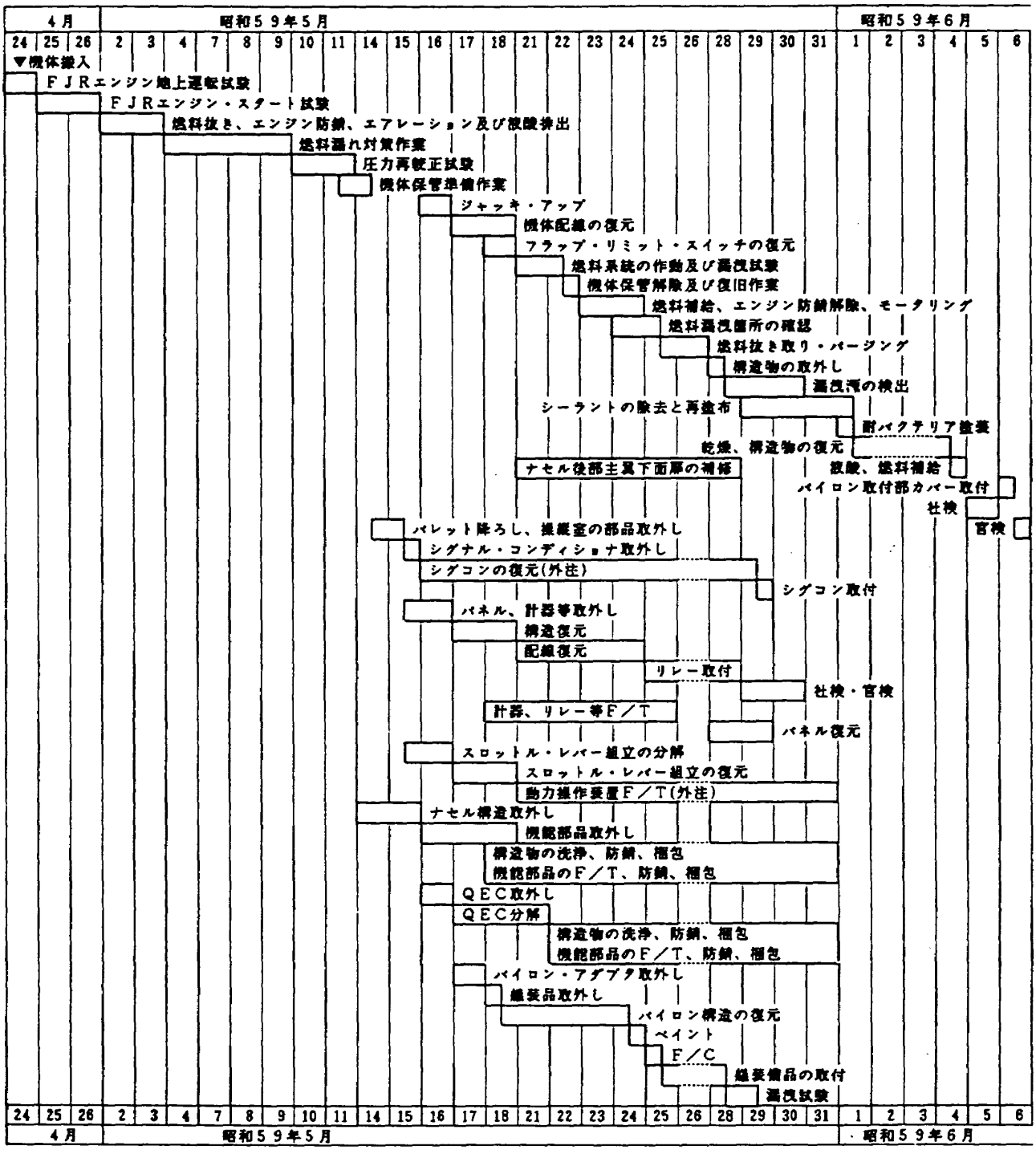
エンジン空中試験に供されるエンジンが試験の期間中にどの程度性能の変化を被るかを計測することはFJRエンジン空中試験の関心事の一つであった。このために石川島播磨重工業株式会社瑞穂工場出荷前の昭和58年6月11日，空中試験直前の昭和59年1月25日，空中試験直後の昭和59年4月25日及び瑞穂工場搬入後の昭和59年6月13日にそれぞれ性能計測試験を行なった。このうち瑞穂工場での運転は分離流ダクトを装着してM3セルで行なった。空中試験直前及び直後の運転はエンジン空中試験の場合と全く同様に試験母機に装着された状態で，即ち合流ダクト形態で行なった。従って瑞穂工場出荷前と搬入後の組み合わせ及び空中試験前後の組み合わせについてそれぞれ有意な性能の比較を行なうことが出来た。性能計測結果については関連文書99及び100に報告されている。ここでは高圧タービン出口温度修正値，及び燃料消費率修正値に着目して性能比較を行なう。

昭和58年6月11日以降のエンジン運転履歴の概要は次の通りである。

- 瑞穂工場での運転　18時間27分
  セル搭載
- 地上機能試験　21時間30分

This document is provided by JAXA.

表 10.1　原状回復作業日程



機体搭載　エプロン上

・エンジン空中試験　　50 時間 06 分

機体搭載　主として飛行状態

合　　計　　90 時間 03 分

低圧系回転速度修正値は地上静止推力の適切な指標である。他方本エンジンのモデル・スペックにより高圧タービン出口温度の最大値は 1088K (815℃) に制限されているので，高圧タービン出口温度修正値がこの制限値に達する点の低圧系回転速度修正値は標準大気状態における最大静止推力を決定する。図 11.1 には低圧系回転速度修正値に対する高圧タービン出口温度修正値の変化の様子が示されている。高圧タービン出口温度修正値が 1088K (815℃) になる点で比較すると，瑞穂工場搬入後のデータ (◇印) は出荷前のデータ (□印) に比べて低圧系回転速度修正値が 3.33 / s (200rpm) 低下しており，これは地上静止推力の減少に換算すると 3.92×10^3N (400kg) 強に達す

This document is provided by JAXA.

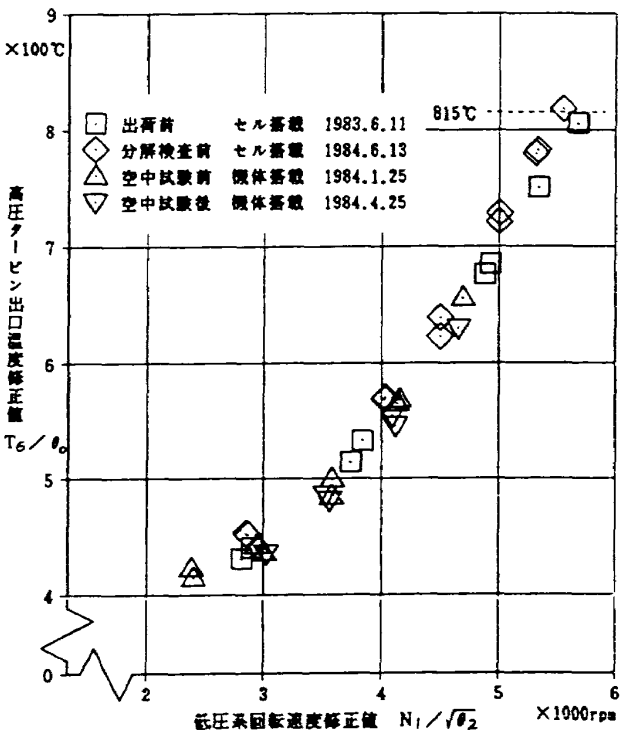


図11.1　高圧タービン出口温度の変化

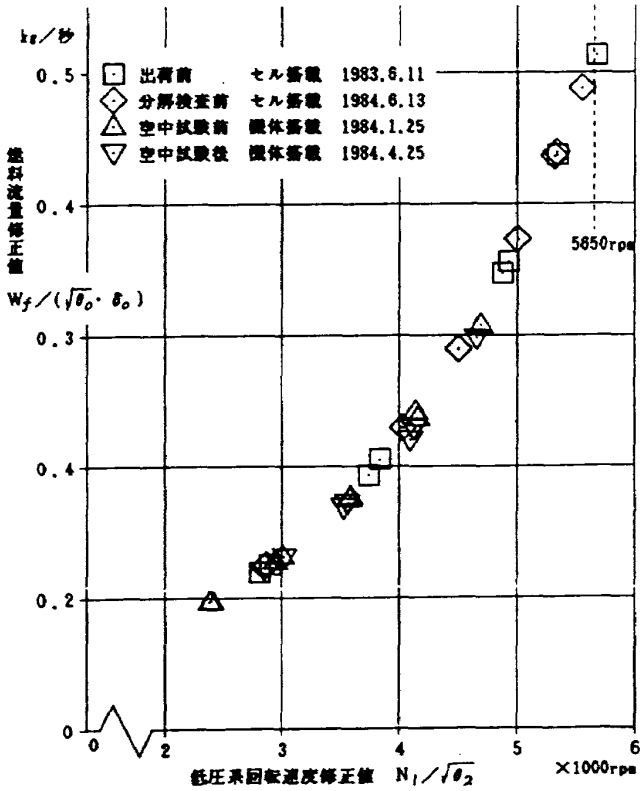


図11.2　燃料流量の変化

る。しかし，50時間に亘るFJRエンジン空中試験の期間だけについて同様の比較を行なってみると，許容出力範囲が3.24×10^4N（3.3ton）以下に制限されているとは言いながら，図11.1の▽印は△印と比べて全く遜色のない傾向を示している。

最大連続出力定格相当の低圧系回転速度修正値94.2/s（5,650rpm）における燃料流量修正値は燃料消費率の適切な指標になる。図11.2の◇印のデータは□印のデータに比べて6.25×10^3kg/s（22.5kg/hr）増加しており，燃料消費率で，0.005即ち1.3％増加している。しかし，▽印を△印と比べた場合には有意の差を見出すことはできない。

即ち高圧タービン出口温度修正値の増加換言すれば地上静止推力の減少にしても，燃料消費率の増加にしても，これら好ましくない性能変化は主としてセル及びエプロンでの運転の間に起こったものである事が分かる。

11.2　分解検査

FJRエンジン空中試験に使用したFJR710/600Sエンジン02号機の分解検査結果を関連文書101に基づいて述べる。表11.1にTSF (TROUBLE SHOOTING FORM) に記載されている分解検査の所見を要約した。1項及び6項はエンジン剛性とクリアランス設定の兼合いの問題である。4項は#01 BRG及び#1 BRGのあるフロント・フレームのサンプ室からのオイル漏洩によるものであり，高圧圧縮機の性能の経時変化との関連から検討を要する。なお試験期間全体に亘ってエンジンのオイル消費量は満足すべき低い水準にあった。11項と12項はSHROUD SUPPORTの熱変形とクリアランス設定の兼合いの問題であるがクリアランスを広げすぎると高圧タービンの性能に強く影響するので注意深く検討する必要がある。9項，15項，20項は#3 & #03 BRG室からのオイル漏洩によるもので，高空における低いレイティングでの運転のためにシール空気圧力が低い状態が続いたためと考えられる。これはエンジン空中試験に特有の現象で実用上問題にはならないと考えられる。14項，16項，17項，18項及び21項は単発的な作業不良に起因する一連の結果である。所見は全体として従来の地上運転試験の経験から掛け離

This document is provided by JAXA.

表11.1 分解検査所見要旨

番号	項目と内容	備考
1	HPC#4 SPOOLにラビング跡あり。50mm×10mmの部分が軽く擦れてTi Fireの形跡を示している。深さは0.1mm程度である。	02号機より後の出荷エンジンでは既にクリアランス調整が行なわれており、問題はない。
2	LABYRINTH SEAL FRONT INNERにラビングの接触熱による青色変色跡あり。	前例もあり、特に処置は行なわない。
3	HPC REAR SPOOLの後端部分全周に亘り紫色の変色あり。	検討中。
4	HPCのIGV～#4SVにオイル付着あり。	#01BRG及び#1BRGからの漏洩オイルがコア流路に入って付着した。
5	HPC #4SVのうち3枚にラビング跡あり。	ロータとの接触による。他号機はクリアランス調整済。
6	HPC #7DISK及び#8～#12段SPOOLに動翼との接触によるラビング跡あり。	処置検討中。
7	FRONT FRAMEにオイルのにじみあり。	#1BRGからのオイルがフランジ部に溜まった。
8	COMBUSTION CHAMBER FRAMEにクラックあり。	熔接補修部の直ぐ隣で起こっているので補修方案を見直す。
9	COMBUSTION CHAMBER FRAMEのフランジにオイルの焼き付きあり。	#3&#03BRG室からの漏洩オイルがTMFを伝わってCCFのフランジとTMFのフランジの間から浸出したと考えられる。
10	SEAL OIL FRONT #2 BRGに取り付く"O"リング2本のうち1本が切断していた。	"O"リング周辺の温度上昇による硬化。
11	HPT #1 SHROUDにラビングあり。	高温ガスによるSHROUD SUPPORTの変形による。
12	HPT #1 BLADEにラビングあり。	前項11の相手である。
13	HPT #1 NZL INNER SUPPORTにクラックあり。	検討中。
14	SCAV. TUBEとOIL SCAV. TUBEのネジが締め付けられていない。	トルクの掛け忘れが推定される。
15	SEAL AIR REAR OUTER TMFにオイルの焼き付きあり。下部に少量のオイル溜まりあり。	9項と同原因と推定。
16	TUBE SCAV. TMFのストラットの"O"リングが炭化している。	SCAV. TUBEを締め付けるネジが緩んでいたためにオイルが漏れて起こったと考えられる。
17	TUBE SCAV. TMFにオイルの焼き付きあり。	前項16と同原因と推定。
18	TUBE OIL LUBE TMFにコーキング及オイルの焼き付きあり。	16項と同原因と推定。
19	TMFのSEAL INNER RINGに引っ掻き傷がある。	組立又は分解時に発生したと推定。
20	SEAL AIR REAR TMFにカーボン付着あり。	#3&03BRG室その他からの漏洩オイルと推定。
21	TUBE STRUT AIR TMFの"O"リングが炭化している。	16項と同原因と推定。
22	LPT #1 NZL SUPPORTに虹色の変色あり。	検討中。
23	#04 BRG HOUSING部にオイルの焼き付きあり。	なんら問題はなく、処置はしない。
24	TUBE OIL SUPPLY LPT ROTORの全周にオイル付着あり。	検討中。

This document is provided by JAXA.

れたものではなく，大きな不具合も生じていない。

12. 謝　辞

FJR710/600Sエンジンの空中試験の実施については防衛庁から極めて多方面に亘る強力な支援を与えられた。担当の職務において御英断を下された方々に心から敬意と感謝をささげる。航空実験団の大村　平司令，濱田尭志司令には御懇篤なる御指導と言葉に尽くせない御配慮を賜わった。本空中試験の成功は両司令のお力によるところ極めて大であり，厚くお礼申し上げる。また航空宇宙技術研究所の武田　峻所長からの励ましと助言は感謝の念とともに想起される。

13. 関連文書

関連文書1　56研第37号　昭和56年3月19日
防衛事務次官宛　科学技術事務次官発
「ファンジェットSTOL機の研究実施に伴なうエンジン空中試験に関する協力について(依頼)」

関連文書2　防装航第1707号
昭和56年4月2日
科学技術事務次官宛　防衛事務次官発
「ファンジェットSTOL機の研究実施に伴なうエンジン空中試験に関する協力について(回答)」

関連文書3　昭和58年8月5日
防衛庁装備局長 — 科学技術庁研究調整局長
「科学技術庁の実施するFJR710/600Sエンジン空中試験に対する支援協力に関する協定」

関連文書4　昭和58年9月30日
岐阜基地司令 — 航空宇宙技術研究所長
「科学技術庁の実施するFJR710/600Sエンジン空中試験に対する支援協力に関する現地協定(その1)」

関連文書5　昭和58年9月30日
航空実験団司令 — 航空宇宙技術研究所長
「科学技術庁の実施するFJR710/600Sエンジン空中試験に対する支援協力に関する現地協定(その2)」

関連文書6　54研局第351号
昭和54年12月3日
運輸省航空局長宛　科学技術庁研究調整局長発
「ファン・ジェットSTOL機の研究実施に伴う飛行実験に関する協力について(依頼)」

関連文書7　空検第57−1号昭和55年2月28日
科学技術庁研究調整局長宛　運輸省航空局長発
「ファン・ジェットSTOL機の研究実施に伴う飛行実験に関する協力について(通知)」

関連文書8　52研局第203号
昭和52年9月3日
通産省工業技術院長宛　科学技術庁研究調整局長発
「ファンジェットSTOL機の研究実施に伴う大型工業技術研究開発制度における『航空機用ジェットエンジンの研究開発』の成果利用に関する協力依頼について」

関連文書9　52工技総第3458号
昭和52年10月17日
科学技術庁研究調整局長宛　通産省工業技術院長発
「ファンジェットSTOL機の研究実施に伴う大型工業技術研究開発制度における『航空機用ジェットエンジンの研究開発』の成果利用に関する協力依頼について」(回答)

関連文書10　SRG−1005　昭和58年11月1日
「FJRエンジン空中試験　細部実施要領」
川崎重工業株式会社　作成
航空宇宙技術研究所　承認

関連文書11　SRG−0036　昭和58年3月18日
「FJRエンジン空中試験用供試体　地上機能試験手順書」
川崎重工業株式会社　作成
航空宇宙技術研究所　承認

関連文書12　APW−001　昭和59年1月30日
「FJRエンジン空中試験　母機安全確認試験手順書」　航空実験団　作成

関連文書13　FJR−001　昭和59年1月18日
「FJRエンジン空中試験　エンジン試験手順書」
航空宇宙技術研究所　作成

関連文書14　FJR−002　昭和59年1月30日
「FJRエンジン空中試験　データ処理仕様書」
航空宇宙技術研究所　作成

関連文書15　SRG−1009　昭和58年11月1日
「FJRエンジン空中試験　飛行試験緊急操作手順及び飛行試験不具合時の対処手順書」
川崎重工業株式会社　作成
航空宇宙技術研究所　承認

This document is provided by JAXA.

関連文書16　FJR−004　昭和59年1月30日
「供試エンジン等の地上運用にかかる安全管理要領」
航空宇宙技術研究所　作成

関連文書17　FJR−005　昭和59年1月30日
「供試エンジン等の地上運用にかかる安全管理計画書」
航空宇宙技術研究所　作成

関連文書18　SRG−1001　昭和58年11月1日
「FJR−710/600Sエンジン空中試験用供試体取扱説明書」
川崎重工業株式会社　作成
航空宇宙技術研究所　承認

関連文書19　SRG−1002　昭和58年11月1日
「FJR−710/600Sエンジン空中試験用供試体飛行前・飛行後点検ワーク・カード」
川崎重工業株式会社　作成
航空宇宙技術研究所　承認

関連文書20　SRG−1010　昭和58年11月1日
「FJRエンジン空中試験　地上運用緊急操作手順及び地上運用不具合時の対処手順書」
川崎重工業株式会社　作成
航空宇宙技術研究所　承認

関連文書21　昭和58年9月30日
航空実験団司令 — 航空宇宙技術研究所所長 —
川崎重工業株式会社航空機事業本部航空機営業本部長
「試験母機へのFJR710/600Sエンジン等の装着等に際しての管理に関する覚書」

関連文書22　昭和58年10月18日
「C−1 FTB機　機体改修　空中試験装着等作業書」
W/B　No.1　機体受入作業
W/B　No.2−(1)　機体改修(供試エンジン装着等)作業　その1
W/B　No.2−(2)　機体改修(供試エンジン装着等)作業　その2
W/B　No.3　計測機能試験作業
W/B　No.4　地上運転試験作業
W/B　No.5　フラッター試験計装作業
W/B　No.6　機体受入納入等作業
W/B　No.7　機体復元作業
W/B　No.8　各構成品復元作業
W/B　No.9　QEC復元作業
W/B　No.10　VENDER機能試験作業
W/B　No.11　油圧ショップ作業
W/B　No.12　電気ショップ作業
W/B　No.13　計器ショップ作業
川崎重工業株式会社　作成

関連文書23　55空試2号　昭和56年3月13日
「FJRエンジン空中試験についての航技研の見解」
航空宇宙技術研究所　作成

関連文書24　昭和59年1月31日
「エンジン空中試験用供試体の製作等に関する監督　検査について」
航空宇宙技術研究所　作成

関連文書25　CA9643　昭和55年3月17日
「C−1フライング・テスト・ベッド機　関連試験報告書　1.　風洞試験報告書」
川崎重工業株式会社　作成

関連文書26　SRA9036　昭和56年6月18日
「エンジン空中試験用供試体設計製作等(その1)F101低速全機模型風洞試験計画書」
NASTADT　作成

関連文書27　NAST56−2815
昭和56年7月19日
「FJRエンジン空中試験C−1 FTB機5%低速風洞試験方案」
川崎重工業株式会社　作成

関連文書28　昭和56年7月14日
「エンジン空中試験用供試体設計製作等(その1)F101低速全機模型風洞試験承認用図面」
NASTADT　作成

関連文書29　SRA9039　昭和56年11月25日
「FJRエンジン空中試験F101低速全機風洞試験報告書」
川崎重工業株式会社　作成
航空宇宙技術研究所　承認

関連文書30　SRA9040　昭和56年8月
「F101低速全機模型風洞試験(1/2)及び(2/2)FJRエンジン空中試験　記録写真集」
川崎重工業株式会社NASTADT
作成

This document is provided by JAXA.

関連文書31
「C−1型輸送機フライング・テスト・ベッド機取扱い説明書」
川崎重工業株式会社　作成
関連文書32　KR−14059　昭和57年7月10日
「FTBフラッター試験計画書」
川崎重工業株式会社　作成
航空宇宙技術研究所　承認
関連文書33　AY 2201 ～ 2204
昭和57年7月27日
「FTB機ナセル模型承認用図面」
川崎重工業株式会社　作成
航空宇宙技術研究所　承認
関連文書34　SRA−9053 KR−14092
昭和57年11月17日
「FTB機フラッタ試験報告書」
川崎重工業株式会社　作成
航空宇宙技術研究所　承認
関連文書35　SRA−9054
「FTB機フラッタ試験写真集」
川崎重工業株式会社　作成
関連文書36　SRA−2003A　昭和57年5月21日
10月29日A改定
「FTB機飛行シミュレーション試験用空力データ」
川崎重工業株式会社　作成
航空宇宙技術研究所　承認
関連文書37　SRA−2004　昭和57年10月29日
「C−1 FTB機飛行シミュレーション試験報告書」
川崎重工業株式会社　作成
航空宇宙技術研究所　承認
関連文書38　NAST−57−2817
昭和57年6月2日
「第5.1次FST結果(速報)」
NASTADT　作成
関連文書39　NAST−57−2816
昭和57年6月1日
「第5.1次FSTパイロット所見」
NASTADT　作成
関連文書40　NAST−57−2820
昭和57年6月1日
「第1回FTB FST結果要約」
NASTADT　作成
関連文書41
「飛行シミュレータの取扱説明書」刊行予定
関連文書42
「可動操縦席取扱説明書」刊行予定
関連文書43
「CGI模擬視界装置」刊行予定
関連文書44　NAST−58−2828
昭和58年12月15日
「FTB機フライト・シミュレーション試験結果の概要」
NASTADT　作成
関連文書45　SF−0043 UHD−15911
「昭和52年度基礎設計報告書　全体計画C−1改STOL実験機ENGINE換装計画」
富士重工業株式会社　作成
関連文書46　SRG−0005
「低騒音STOL実験機エンジン換装計画(STEP1形態)」
NASTADT　作成
関連文書47　STE−53−005
「STOL飛行試験時のFJR710/600Sエンジン計測項目」
FJR710デザインセンター　作成
関連文書48　NAST−54−5010
昭和54年6月8日
「FJRエンジン空中試験計画書」
川崎重工業株式会社　作成
関連文書49　NAST−54−5011
昭和54年6月8日
「FJRエンジン空中試験に関する技術検討」
川崎重工業株式会社　作成
関連文書50　NAST−54−5012
昭和54年6月8日
「C−1 FTB機によるFJRエンジン空中試験費用見積」
川崎重工業株式会社　作成
関連文書51　CA9630　昭和55年3月17日
「C−1フライング・テスト・ベッド機諸推算書
1.　基本設計総合報告書　他」
川崎重工業株式会社　作成

This document is provided by JAXA.

関連文書52　ター79－221　昭和55年1月16日
「FJRエンジン空中試験計画について」及び
ター79－229　昭和55年1月29日
「FJRエンジン空中試験計画について(補足)」
航空宇宙技術研究所　作成
関連文書53　昭和55年6月2日
「STOLプロジェクト協力に関する打ち合わせ会議資料」
航空宇宙技術研究所　作成
関連文書54　STE－57－005
昭和57年3月24日
「エンジン空中試験計画(案)」
FJR710デザインセンター　作成
関連文書55　ター80－090　昭和55年6月7日
「STOLプロジェクト協力に関する打ち合わせ会議　議事録」
航空宇宙技術研究所　作成
関連文書56　TM－452　1981年12月
「低騒音STOL実験機の基本設計」
航空宇宙技術研究所資料
関連文書57　SRG－0029　昭和56年12月25日
「FJRエンジン空中試験用供試体設計製作(その1)基本計画書」
川崎重工業株式会社　作成
関連文書58　ELC－57－081昭和57年12月20日
「FJRエンジン空中試験に関する予備技術審査の調整結果」
川崎重工業株式会社　作成
関連文書59　SRG－0033　昭和57年12月22日
「FJRエンジン空中試験用供試体設計製作(その2)製造図面審査　補足説明資料」
川崎重工業株式会社　作成
関連文書60　SRS－9020A　昭和57年5月17日
「アダプター応力確認試験計画書」
川崎重工業株式会社　作成
関連文書61　SRS－9024　昭和58年5月25日
「アダプター応力確認試験報告書」
川崎重工業株式会社　作成
関連文書62
「FTB－FJRアダプター応力確認試験写真集」
川崎重工業株式会社　作成
関連文書63　NAST 56－5514－1A
昭和56年9月9日
「FTB用FJRエンジン・ナセル　ナセル構造解析(KASTAN)」
川崎重工業株式会社　作成
関連文書64　昭和58年12月19日
～昭和59年1月25日
「FJRエンジン空中試験用供試体地上機能試験実施記録No.1～No.17」
川崎重工業株式会社　作成
関連文書65　SRE－9051　昭和59年1月30日
「FJRエンジン空中試験用供試体設計製作等(その2)地上機能試験報告書」
川崎重工業株式会社　作成
関連文書66　SRE－5018　昭和59年6月6日
「低騒音STOL実験機　機上計測システム製作等関連試験　FJRエンジン空中試験報告書」
川崎重工業株式会社　作成
関連文書67
「実験等計画書」
航空宇宙技術研究所　作成
関連文書68
「C－1フライング・テスト・ベッド機操縦指令(案)」　J.T.O.1C－C1－1相当
関連文書69　J.T.O.1C－C1－1
「C－1航空機操縦指令」
関連文書70
「飛行実験群飛行運用準則(空実団飛実群準則第1号)
関連文書71　NAST－56－2823
昭和56年12月14日
「FJRエンジン空中試験FTB機性能推算書」
川崎重工業株式会社　作成
関連文書72　NAST－58－3509
昭和58年12月8日
「C－1 FTB機とFJRエンジンの適合性－荷重・強度」
川崎重工業株式会社　作成
関連文書73
「C－1型フライング・テスト・ベッド機実用試験成果報告書」個別報告書(飛行性能・特性等)
関連文書74　NAST－56－2824
昭和56年12月17日

This document is provided by JAXA.

「FJRエンジン空中試験　FTB機安定性・操縦性計算書」
川崎重工業株式会社　作成
関連文書75　SRA－3002　昭和58年3月16日
「C－1・FJR・FTB機フラッタ計算書」
川崎重工業株式会社　作成
関連文書76　航空宇宙技術研究所報告として刊行予定
「FJR710／600Sエンジン空中試験母機の飛行シミュレーション試験」
関連文書77　航技空58－282昭和59年1月17日
「C－1・FJR・FTBフラッタ計算（第3次）結果速報」
川崎重工業株式会社　作成
関連文書78　昭和58年4月28日
「航空宇宙工学便覧　増補版」
日本航空宇宙学会　編
関連文書79　KR－14204　昭和58年6月24日
「C－1・FJR・FTB機フラッタ飛行試験手順書案」
川崎重工業株式会社　作成
関連文書80
「C－1・FJR・FTB機フラッタ飛行試験記録」
川崎重工業株式会社　作成
関連文書81
「飛行試験記録　F－C093」
川崎重工業株式会社　作成
関連文書83　STE－59－106（－01～－07）
昭和59年4月26日
「FJR－FTB　試験報告書」
－1　定常性能試験データ整理
－2　急加減速性能
－3　始動・再始動特性
－4　ウインドミル特性
－5　機動時特性試験　試験結果
－6　(1)　速度変更特性試験
(2)　高度変更特性試験
(3)　大姿勢角保持試験試験結果
－7　圧力計測値及び空気流量，推力の誤差検討
FJR710デザインセンター　作成
関連文書84　STE－59－026－022
昭和59年2月28日
～4月25日
「FJR－FTB性能解析速報」
FJR710デザインセンター　作成
関連文書85　ELC－59－022A
昭和59年5月4日
「FTB－FJR圧力トランスデューサ温度特性試験手順」
川崎重工業株式会社　作成
関連文書86
関連文書85にかかる試験の結果
関連文書87　STE－1037
「FJR710／600S整備及び検査説明書」
航空機用ジェット・エンジン技術研究組合　作成
関連文書88
「飛行場地区立入要領等（航空自衛隊部外者用）」
航空実験団　作成
関連文書89
「第2種機上計測員　教育資料」
航空実験団　作成
関連文書90　MIL－E－5007D
15. October 1973
"MILITARY SPECIFICATION ENGINES, AIRCRAFT, TURBOJET AND TURBOFAN, GENERAL SPECIFICATION FOR"
関連文書91　昭和54年11月24日
「耐空性審査要領」
運輸省航空局
関連文書92　DCA－1308　昭和57年2月25日
「FJR710／600　FAN BLADE CONTAINMENT試験結果」
FJR710デザインセンター　作成
関連文書93　昭和59年5月8日
「鳥との衝突状況」
航空実験団計画部　作成
関連文書94
「鳥吸込試験」刊行予定
関連文書95
"Federal Aviation Regulations, Part33"
関連文書96　22. March 1977
"British Civil Airworthiness Requirements

This document is provided by JAXA.

Section C Engines and Propellers"
関連文書97　DCA－1243A 昭和56年5月14日
昭和58年7月4日A改定
「FJR710／600高空性能試験結果（速報）」
FJR710デザインセンター　作成
関連文書98　NAL－TM－538
1984年11月
「FJR710／600Sエンジン用ころがり軸受ウインドミル台上試験」
関　勝美
関連文書99　STE－59－175
昭和59年7月9日
「空中試験用エンジンの較正運転試験データ検討結果」
FJR710デザインセンター　作成
関連文書100　STE－59－252
昭和59年10月2日
「FTB地上試験性能データ」
FJR710デザインセンター　作成
関連文書101　DV3－3247　昭和59年8月15日
「FJR710／600S　E002　FTB後分解結果」
FJR710デザインセンター　作成

付録1. 試験実施体制の確立

1. 協力協定

"2. 試験計画の立案"の項で述べた通り，昭和53年7月にC－1改FTB機によるFJRエンジンの空中試験の可能性についての情報が得られた。昭和54年1月にはC－1改FTB機の予算が内示され，設計作業にFJRエンジン搭載の可能性に関する検討が含められるとの感触が伝えられた。同年4月上旬から5月下旬にかけて防衛庁の関係部局に，ファン・ジェットSTOL機の研究推進にかかる一連の要望を行なった。このうちの一つとして，

(1) C－1FTB機によるFJRエンジン空中試験の実施の可能性に関する検討を行ない，昭和54年12月中に結論を得るとともに，

(2) 実施可能の場合，必要な予算措置の内容，方法，要求手順および要求時期について調整・合意致したい。

旨の要望を行なった。

科学技術庁および航空宇宙技術研究所は昭和55年1月に関連文書52をもって当時製作が進められていたC－1改空中試験母機への搭載によりFJRエンジンの空中試験を実施することを希望している旨を防衛庁に申し出た。関係者間の調整の結果，本件では防衛庁が科学技術庁・航空宇宙技術研究所に対して大規模な支援協力を行なうことが予想され，これに関与する防衛庁の部局，部隊が多岐に亙るので科学技術事務次官から防衛事務次官に協力依頼を行なうことにより，官庁間の協力関係を確立する方法が適当とされた。

協力依頼にかかる調整業務は科学技術庁研究調整局宇宙企画課と防衛庁装備局航空機課を相互の窓口として行なわれた。航空宇宙技術研究所が行なっているファン・ジェットSTOL機の研究とそのために不可欠なFJRエンジンの空中試験について航空幕僚監部および技術研究本部の関係者の理解を得るためにSTOLプロジェクト推進本部の防衛庁担当スタッフと航空幕僚監部技術1課が調整を行なって，FJRエンジン空中試験の必要性，FJRエンジンおよび低騒音STOL実験機の開発状況，FJRエンジンの耐空性実証に関する試験状況などについて昭和55年6月2日に説明会（関連文書53

This document is provided by JAXA.

および55参照）を開催した。防衛庁側からは空中試験母機の改修およびそれを使用しての試験計画が説明され，FJRエンジン空中試験の実施が可能な時期は昭和58年度の第3および第4四半期であるとの見通しと航空宇宙技術研究所が試験の準備を進める際に留意すべき点についての示唆が行なわれた。この時にFJRエンジン空中試験は実現への具体的な一歩を踏み出したのである。かくして形成された関係者の理解を基盤として事務次官の間での協力依頼とそれに対する回答（関連文書1および2）が行なわれた。

航空宇宙技術研究所は昭和56年度予算にFJRエンジン空中試験用供試体の設計費および風洞試験費を要求し，先に述べた試験の実現性についての感触も大いに助けとなって，予算化が実現した。その後随時，防衛庁担当スタッフが装備局航空幕僚監部技術部技術1課と予算取得状況，設計および製作作業の進捗などについて連絡を取って計画を進めてきた。やがて航空宇宙技術研究所側ではFJRエンジン空中試験の計画が固まってくるとともに試験に供するFJR710/600Sエンジンおよび FJRエンジン空中試験用供試体の製作が進んで，試験実施にあたって防衛庁から支援協力を受けるために必要な事項を詳細に打ち合わせる時期が熟してきた。これには航空幕僚長と航空宇宙技術研究所長の間で取り決められる案があったが，損害賠償問題等もあり，防衛庁装備局長と科学技術庁研究調整局長の間の協定（関連文書3）によることとなった。

2. 協定成立の経緯

この過程で官庁間協力の難しさを示す3つの興味深い問題が生じ，防衛庁装備局航空機課，航空幕僚監部技術部技術1課，科学技術庁研究調整局宇宙企画課およびSTOLプロジェクト推進本部の防衛庁担当スタッフが巧みに連携しつつ，それぞれの役割を適切に果たすことにより，どの点についても，防衛庁の極めて好意的な取り計らいを受けて科学技術庁としては感謝すべき解決をみた。

その1は，FJRエンジン空中試験に対し防衛庁が行なう支援協力の法律上の根拠を何処に求めるかという問題であった。当然のことながら自衛隊の行なう支援業務は自衛隊法に明文化されており，これを拡大解釈することは好ましくない。他省庁の開発したエンジンの空中試験を行なうことは自衛隊法では当初から予想もされていなかった支援業務であって，このために支援協力の根拠を何処に求めるかで担当者は大いに頭を悩まし，最終的には先の事務次官の間での協力依頼とそれに対する回答（関連文書1および2）が根拠文書として防衛庁内部で認められた。

その2は，供試エンジン等を空中試験母機に装着するための工事を行なう間，空中試験母機の管理をいかにして行なうかという問題であった。これに対する正統的な解法は国有財産である空中試験母機を一旦航空宇宙技術研究所が航空自衛隊から使用承認を受けて装着工事を行なう方法である。しかし，防衛庁において航空機にはその運用のための人員と経費が予算上リンクする制度になっているとか，数十億円にのぼる行政財産，特に航空機を一時管理換えするには極めて複雑な手続きが必要であり，思わぬ暗礁に乗り上げかねないとかいう心配がこの手法には付きまとっていた。そこで航空自衛隊籍にある空中試験母機に，航空宇宙技術研究所の所管する物品である供試エンジン等を，航空宇宙技術研究所が川崎重工業株式会社と締結する装着工事請負い契約によって装着することとし，この間空中試験母機は川崎重工業株式会社の工場に置かれるので，支援協力の一環として航空実験団が空中試験母機の管理を行なうという極めて異例で複雑な手法が取られた。

その3は，供試エンジン等を搭載して試験飛行を行なう航空機に，万一事故が発生した場合に科学技術庁と防衛庁の責任の区分はいかにあるべきかという問題であった。この件については航空事故が極めて鮮烈な衝撃を与えるものであるということ，航空機の価格が極めて高価で事故の種類によっては修復の可能性もない場合が予測されることから，さまざまの具体的な事例を想定したかなりの論議があった。最終的には科学技術庁および防衛庁の職員が死傷した場合の損害賠償および第三者に対する損害賠償について定め，その他については具体的な事実の発生に即して双方が協議することに落着した。局長間の協定は防衛庁側では

This document is provided by JAXA.

装備局航空機課と航空幕僚監部技術部技術1課の努力により，科学技術庁側ではSTOLプロジェクト推進本部の防衛庁担当スタッフが研究調整局宇宙企画課に協力して昭和58年8月5日付けで締結された。

3. 現地協定

局長間の協定の調整段階でこれと並行して，支援協力を現地において実務的に担当される航空実験団および岐阜基地・第2補給処と航空宇宙技術研究所の間でそれぞれ支援協力に必要な細部事項を取り決めるための協議を進めた。支援協力の範囲は業務の分担の項に述べるように極めて広く，内容的にも高度なものであったけれども，協議を比較的早い時期から時間的なゆとりを持って進めることができ，実際に仕事に携わられる多くの関係者にFJRエンジン空中試験の必要性，FJRエンジンおよび低騒音STOL実験機の開発状況，FJRエンジンの耐空性実証に関する試験状況などについて十分な理解を持ってもらうところから仕事を進めることができ，自然なかたちで現地協定をまとめられた。これがやがて長期に亘る試験を円滑に進める上で大いに役立った。

航空実験団に対するFJRエンジン空中試験の最初の説明会は昭和56年11月6日に開かれており，空中試験が開始される2年以上前であった。この時に航空幕僚監部技術部技術1課から航空実験団に対してFJRエンジン空中試験についての官庁間協力の方針が説明され，航空実験団としてFJRエンジン空中試験に対する支援協力を行なう方向がはっきりとした。この時以来，昭和58年9月30日に現地協定が締結されるまでの間にエンジン空中試験室と航空実験団の間で開かれた会議は実に25回にのぼっている。表A1.1には個々の会議の議題と主要な協議事項を記してあり，種々雑多な問題があるように見えるけれども，折衝の課題を大きくわけて第1に空中試験計画の調整，第2に供試エンジン等および試験母機の安全確認，第3に財産および物品の管理に区分できる。

空中試験計画の調整は航空宇宙技術研究所側が実施を希望している試験の内容，規模，実施時期および担当組織を説明するところから始まった。航空実験団側では試験母機の技術・実用試験を進め昭和57年度のF−3エンジン空中試験を準備する段階にあったので，試験母機の運用，飛行安全性の確認，エンジンの操作装置および監視計器の評価などに既に経験が蓄積されつつあり，これらの情報を計画に取り込むことができた。F−3エンジン空中試験が始まると航空実験団と技術研究本部第3研究所の間の試験業務の分担，業務の流れを円滑にするための連絡体制などについて研修する機会が得られ計画に反映することができた。副操縦士席のスロットル・レバー，計器およびスイッチ類の機能および配置については試験の経験に基づいた改善を行なうことができた。また試験中の機材の損傷についての実績を知り補用品の準備に反映できた。機上計測作業はF−3エンジン試験の経験者が担当して，実績のある作業手順を取ることができ，この面での試行錯誤を避けられた。データ取得作業時間，PCMテープ記録時間なども実績ベースで飛行計画に織り込んだ。データ処理はF−3の場合の考え方を基礎に処理プログラムを更新した。ハード・ウェアの設計変更に拘わる事項は昭和57年末に総て確定し，供試体の製作に織り込まれた。このころに試験計画も実質的には細部に渡ってほぼ確定した。

特に飛行試験中の責任区分は次のように明瞭に定められた。即ち，試験母機が航空実験団籍の航空機であり，また航空実験団はエンジン空中試験，試験母機の技術・実用試験を含め，長年に亘る飛行試験の経験によって極めて高い試験遂行能力を有するので，FJRエンジン空中試験についても飛行運用，飛行統制については一元的に航空実験団に担当を依頼した。従って航空実験団において飛行試験方案の作成とオーソライズを行ない，エンジン空中試験室はこれに協力することとした。また試験母機に乗り組む試験員は機長の指揮監督に従うこととした。

昭和58年1月からはそれに基づいて関係者への説明を進めるとともに双方の業務区分，責任分担などを明確にする現地協定（関連文書5）を確定する作業に入った。結論的に言えばFJRエンジン空中試験計画には，F−3エンジン空中試験という形で類似の試験がちょうど適当なタイミングで先行

This document is provided by JAXA.

しており，その経験をホットな時点で計画に取り込むだけの財政的余裕と時間的余裕があった。上に述べた経過を経て，航空宇宙技術研究所と航空実験団双方の共同作業の結果としてFJRエンジン空中試験実施計画（付録3）を極めて自然に熟させることができた。

供試エンジン等および試験母機の安全確認については，FJR710/600SエンジンがF−3エンジンと比べて大型であり，試験母機の飛行特性に強く影響すると考えられるので慎重に対処した。この問題は，

第1に供試エンジン自体の耐空性が十分であるか？

第2にエンジンを搭載する供試体ナセル，艤装諸系統の耐空性は十分であるか？

第3に供試エンジン等を試験母機に搭載して安全な飛行が可能であるか？

という3つの問題に分けて考えられる。供試エンジンの耐空性については3.1項で詳しく述べることとする。試験等の成果について航空実験団の関係者から正確な理解を得，信頼感を作り出すことに努力を払った。このため試験への立ち会い，映画などを用いた説明会，エンジン・トレーニングなどの研修の機会をできるだけ用意した。供試体ナセルおよび艤装諸系統の耐空性についてはその設計段階での技術審査に航空実験団の参画を得，航空宇宙技術研究所が行なっている品質管理（関連文書24）について説明を行ない，製造段階においては立ち会いの機会を設けた。FJRエンジン搭載形態の試験母機の飛行安全の問題については"5.2フラッタ風洞試験"および"5.4飛行シミュレーション試験"の項で詳しく述べた。これらの試験は航空実験団で行なわれた技術・実用試験の結果とも整合性があり，エンジン空中試験の準備段階において技術的にできるかぎりのことを行なったものといってよく，エンジン空中試験チームの担当者としては飛行の安全性について大いに意を強くした。

財産および物品の管理には供試エンジン等を装着する間の試験母機の管理，試験室の設置，燃料の管理換えなどが含まれており，現地協定書にまとめられた。いずれも航空実験団計画部が柔軟な対処方針を取られ，岐阜基地の関係方面とスムーズに連絡・調整が行なわれたので特に難しいことはなかった。

岐阜基地・第2補給処との折衝は施設等の提供を受けることに関連したもので，航空実験団計画部を窓口として昭和58年4月から4回行なわれた。基地内への立ち入り許可，試験室の設置およびそのための敷地の提供，電力と水の供給，電話の設置，並びに燃料および酸素の補給に関してその内容を明確にし，経費の負担方法を取り決め，合わせて地元に対するFJRエンジン空中試験の説明の手順を確立するなどがその内容である。その経過については表A1．2に記した。折衝の結果は現地協定（関連文書4）としてまとめられた。

2件の現地協定（関連文書4および5）は防衛庁担当スタッフが昭和56年11月以来岐阜へ16回の出張を重ねて調整を進め，昭和58年9月30日付けで締結された。

4. 業務の分担

FJRエンジン空中試験は大規模で，航空宇宙技術研究所にとっては内容的にみて未経験の要素が多いものであったので，整然とした指揮系統を設け所内の多くの部門を動員して行なうべき試験であった。また，試験を実施するには防衛庁の多数の関係部局から長期に亘って量的に膨大かつ内容的にも高度な支援・協力を受けることがどうしても不可欠であり，この故に限定された時期に業務を成功させなければならない筈の試験であった。省庁間の組織協力関係の確立には不確定な要素が予想される極めて難しい試験で，その成否は低騒音STOL実験機の研究開発計画の全体に重大な影響を及ぼす意味を持ったものであった。従って，せめて技術面に於いては確実な成功を保証するだけの十分な準備がなされて然るべき試験であった。幸い，防衛庁に於いては既に，3次に亘る小型ターボ・ファン・エンジンの空中試験の経験があり，その資料を大いに参考とすることが許され，技術研究本部の諸関係部門の担当者から直接に懇切丁寧な指導を受けることができた。

防衛庁関係部局からの支援協力は，関連文書1および関連文書2に示されている通り，科学技術

This document is provided by JAXA.

事務次官から防衛事務次官宛に行なわれた協力依頼とそれに対する回答を根拠として行なわれた。防衛庁から受ける支援協力について必要な事項は防衛庁装備局長と科学技術庁研究調整局長の間で結ばれた協定(関連文書3)により定められた。試験実施体制は図A1.1に示すように航空宇宙技術研究所が航空実験団と岐阜基地から緊密な支援協力を受けるものであった。業務は表A1.3に記載されたように航空宇宙技術研究所，航空実験団および岐阜基地の三者で截然と分担され，相互に関連する業務の受け渡しについて詳細な吟味が事前に行なわれた結果，試験が円滑に実施された。これに関連して業務に携わる担当相互の幅広い理解が醸成されたことも重視される。防衛庁からの支援協力供与およびその細部に亘る内容設定の経過については別に述べることとして，以下に表A1.3に記載された業務の内容のそれぞれについて順次若干の説明を行なっておく。

4－1　航空宇宙技術研究所の業務

航空宇宙技術研究所では，エンジン空中試験室と称する実質的には数名のグループが試験の企画・調整・総合推進，供試エンジン等の製作等および試験の実施を総て担当した。会計課，安全施設課，STOLプロジェクト推進本部総括室，原動機部総括室からは深い理解と積極的な支援を受けることができ，試験室用建屋の土地借用，建設工事および器材および物品の調達と管理換えを進めることができた。防衛庁関係部局との調整業務に当たっては，調整担当者に計画の当初から一貫してプロジェクト全体に亘る情報と大きな裁量の幅が実質的に与えられた結果，総ての情報が高度に集積され，迅速な判断と効率の良い活動が可能となった。

FJRエンジン空中試験実施計画(付録3)は関連文書23を発展させたもので，エンジン空中試験室がFJRデザインセンターおよびNASTADTと協議して立案し，航空実験団への説明と調整を行なった。これに関し，昭和58年度歳出のエンジン空中試験予算の一部を所に供出する見返りとして昭和58年度から59年度に亘る2年間の国庫債務負担行為の枠でエンジン空中試験支援契約を結ぶことができたので，試験期間を両年度に亘らせ，天候などによる試験計画の遅延に対応することが可能となった。

航空宇宙技術研究所が川崎重工業株式会社と契約してFJRエンジン空中試験用供試体設計製作(その2)契約により，NASTADTが航空宇宙技術研究所エンジン空中試験室の指導およびFJRデザイン・センターの協力をえて

「FJRエンジン空中試験用供試体　地上機能試験手順書」(関連文書11)

「FJRエンジン空中試験　飛行試験緊急操作手順および飛行試験不具合時の対処手順書」(関連文書15)

「FJR710/600Sエンジン空中試験用供試体　取扱い説明書」(関連文書18)

「FJR710/600Sエンジン空中試験用供試体　飛行前・飛行後点検ワーク・カード」(関連文書19)

および

「FJRエンジン空中試験　地上運用緊急操作手順および地上運用不具合時の対処手順書」(関連文書20)

を作成した。これらの文書は航空実験団の試験担当者の参加を得て航空宇宙技術研究所エンジン空中試験室が主催した技術審査の場で審議され，所要の修正等が行なわれた後に航空宇宙技術研究所が承認し，それぞれ地上機能試験および飛行試験の業務実施の際の根拠文書として使用された。

試験室等のプレハブ建屋の建設と付帯工事はエンジン空中試験室の要求に基づき安全施設課が仕様を設定した。現地での工事監督にはエンジン空中試験室が当たった。調度備品類の購入，電話とテレファックスの敷設，供試エンジン等の補用部品の購入，複写機のレンタル，消耗品類の購入など多種多様な資材，物品の調達はエンジン空中試験室からの要求に基づきSTOLプロジェクト推進本部および原動機部の総括室を通じて行なわれた。

エンジン空中試験に使用したFJR710/600Sエンジン2号機は航空機用ジェット・エンジン技術研究組合と結んだFJR710/600Sエンジン試作契約(第1回)により製作され，昭和58年3月10日完成・納入された後，較正運転試験などを行なって昭和58年8月1日に川崎重工業株式会社に官給さ

This document is provided by JAXA.

れた。同エンジンを試験母機に搭載するための供試エンジン用ナセルと制御パネルからなるエンジン空中試験用供試体は航空宇宙技術研究所がFJRエンジン空中試験用供試体設計製作(その1)および(その2)の契約を結んで川崎重工業株式会社において製作した。防衛庁が小形ターボファン・エンジンの試験に使用されたスロットル・レバー組み立て他14項目の器材を，技術研究本部から一時管理換えされ，同契約に官給して使用することができた。同供試体の設計製作に関する技術上の方針は関連文書23により航空宇宙技術研究所が指示した。この設計および関連試験にかかる技術審査は構造技術開発チームの協力をえてエンジン空中試験室が実施した。同契約に基づいてエンジン空中試験室の指導・監督の下に川崎重工業株式会社が供試エンジンの艤装作業および地上機能試験を実施した。地上機能試験のうち，エンジンの運転を含む部分については，石川島播磨重工業株式会社からの労務借り上げを行なった。また，FJR710/600Sエンジンを試験母機に搭載して空中試験を行なうために試験母機の副操縦士席周辺に機能追加を行なう必要があり，川崎重工業株式会社と母機機能追加作業契約を結んで改修を行なった。FJRエンジン空中試験用供試体の製作等に関する監督検査は「エンジン空中試験用供試体の製作等に関する監督検査について」(関連文書24)に記載の方式で実施した。

供試エンジン搭載形態の試験母機の風洞試験はエンジン空中試験室が川崎重工業株式会社と契約を結んで実施した。この成果は飛行シミュレーション試験の空力データとして使用された。フラッタ風洞試験はフラッタ研究室の指導の下に川崎重工業株式会社で実施し，非対称な形態の航空機のフラッタ特性について事前に貴重な知識を得るとともにフラッタ速度の推算値に実験による裏付けを与えることができた。両風洞試験に使用する風洞模型は防衛庁技術研究本部から一時管理換えを受け，供試エンジン搭載用ナセル部分だけを製作・取付けして使用した。飛行シミュレーション試験はエンジン空中試験室がシミュレーション試験研究室に全面的に実施を委託し，航空実験団および航空宇宙技術研究所のパイロットの参画並びに川崎重工業株式会社の協力を得て行なわれた。試験母機の操縦手法と運用条件について事前の見通しを得ることができ，エンジン空中試験の実現に大きく貢献した。

試験の期間は4～5名のエンジン空中試験チーム員が現地に常駐して，関係会社からの雇い上げ員を指揮して，航空実験団との協力の下に試験の実施に当たった。FJRエンジン空中試験用供試体および供試エンジンの点検・整備はエンジン空中試験チームの担当者の指揮監督の下に川崎重工業株式会社および石川島播磨重工業株式会社からの雇い上げ員が行なった。幾つかの不具合事項が発生し，この対策に関係者が時には徹夜で対策に奔走するなど幾多の困難が生じたけれども，日程の大きな遅延を来たすには至らなかった。

試験の際の航空機搭乗業務のうち供試エンジンに関する試験統制および安全確保業務について，試験統制者を補佐する形で，エンジン空中試験チームが実質的に分担した。また，供試エンジンの操作のうち起動・抽気操作とエンジン監視はエンジン空中試験チーム員の監督の下に石川島播磨重工業株式会社からの雇い上げ員が行なった。第3ラックに搭載したX-Tレコーダの操作およびスペクトラム・アナライザによるエンジン振動の監視はエンジン空中試験チーム員および会社雇い上げ員が担当した。FJRエンジン空中試験の初期に行なわれた母機のフラッタ余裕確認試験においてはエンジン空中試験チームおよび川崎重工業株式会社の専門家が航空実験団に協力した。また機上データ処理システムによるデータ取得についても2，3のフライトについては川崎重工業株式会社の担当者が協力した。

4－2 航空実験団の業務

航空実験団から航空宇宙技術研究所に与えられる支援協力に必要な細部事項は航空実験団司令と航空宇宙技術研究所長の間で結ばれた現地協定(関連文書5)により定められた。航空実験団においては，FJRエンジン空中試験協力が業務計画に組み込まれオーソライズされた。従って航空実験団においては優先度の高い大規模な一貫性のある飛行試験業務を実施する場合の確立された組織的な実

This document is provided by JAXA.

行手順に則って業務が推進された。計画部が全般の企画・調整業務を担当され，表A1.4に記載の担任事項の各々を所掌するスタッフ組織および実行部隊が積極的かつ効率的に遂行された。また表A 1.5に記載の他部隊からうける支援についても航空実験団が一切の連絡調整の労を取られた。

FJRエンジン空中試験を行なうには，航空自衛隊籍の試験母機に対して航空宇宙技術研究所が管理している物品である供試エンジン等を装着し，試験終了後には取り外し工事を行なう必要があるので，局長間の協定および現地協定により業務分担を明確にし，調達契約行為等の根拠付けを行なった。このほか試験母機へのFJR710/600Sエンジン等の装着等に際しての管理に関し責任区分を明確にするため，航空実験団司令，航空宇宙技術研究所長および川崎重工業株式会社航空機事業本部航空機営業本部長の間で覚書（関連文書21）が交わされた。これらに基づいて航空宇宙技術研究所は川崎重工業株式会社と請負い契約を結び役務等の調達を行なうとともに契約発注者としての監督業務を行なった。供試エンジン等の装着等の作業は，川崎重工業株式会社が作成し，航空実験団の同意をえて航空宇宙技術研究所の承認した「空中試験装着等作業書」（関連文書22）にしたがって実施され，航空機技術隊，整備技術隊，計測隊および整備群本部品質管理班等が供試エンジン等の試験母機への装着，地上機能試験，取り外しおよび原状回復作業に関し，これらの作業が適正かつ善良に行なわれるための管理を担当された。

試験母機および随伴機の運用は航空実験団の手で行なわれた。即ち航空宇宙技術研究所が用意した「FJRエンジン空中試験　細部実施要領」（関連文書10）および「FJRエンジン空中試験　エンジン試験手順書」（関連文書13）に基づいて航空機技術隊および飛行隊の協力により各フライトごとに「C−1 FTB機飛行試験計画」が作成され，飛行実験群司令までの承認行為が行なわれた。整備技術隊が試験母機の点検・整備を担当され，繁忙な業務にもかかわらず，熱意と努力により試験スケジュールを確保された。飛行隊が試験母機および随伴機の飛行を担当され，高度な飛行試験技術を駆使して，精度良く効率的に試験が進められた。空域の調整は飛行実験群本部運用班により行なわれ，FJRエンジンの搭載に伴なって生じた試験母機の運用制限条件及び試験運用条件からくる厳しい制約にもかかわらず試験遂行に必要な空域が確保された。随伴機から試験状況のスチール写真と映画撮影が行なわれ，光学計測班の手でフィルム処理・編集が行なわれ貴重な資料が得られた。

航空宇宙技術研究所の職員及び関係会社からの雇い上げ員が試験母機に搭乗して試験業務に従事するためには搭乗許可をうける必要がある。試験中に予測される多様なトラブルに対処する事態を想定して航空宇宙技術研究所17名，川崎重工業株式会社16名，石川島播磨重工業株式会社41名の合計74名に対し総務部から搭乗申請手続きが行なわれ許可された。

試験データは試験母機の機上データ処理システムを使用して取得された。飛行試験計測に熟練した計測隊飛行計測班が全フライトに搭乗して同システムを操作された。PCMデータ・テープに取得された試験データは航空実験団の地上電子計算機システムによって処理された。予めエンジン空中試験室が作成して提出したデータ処理仕様書に基づいて計測隊情報処理班で作成されたデータ処理プログラムにより同班の手で二次処理までのデータ処理が実施され，膨大な量のBINARYテープ出力，ライン・プリンタ出力およびX−Yプロッタ出力がエンジン空中試験室に提供された。

供試エンジン等の整備に必要な施設および地上支援機材については航空機技術隊を窓口として整備群本部整備統制班，品質管理班，計測隊飛行計測班および整備技術隊の管理下にあるものを必要に応じて使用することができた。格納庫の管理を担当された整備技術隊および計測隊飛行計測班には早朝出勤，残業による支援を煩わした。

供試エンジン等を試験母機に搭載して空中試験を行なうにあたり，飛行安全性に関する評価が必要とされる。航空宇宙技術研究所が主催する技術審査および説明会に，航空実験団から関係部門の担当者の参加を得て専門的知識および航空機の運用経験に基づいた勧告を受けた。この結果ハード・ウェアの面ではFJRエンジン空中試験用供試体に若干の設計変更が行なわれ飛行安全性の向上お

This document is provided by JAXA.

よび供試エンジン等の操作性の向上に寄与した。ソフト・ウェアの面ではFJRエンジン空中試験実施計画，細部実施計画および各種の手順書の吟味が重ねられ，試験目的の明確化，実施の安全性向上および試験の効率的実施に寄与した。またこれらの機会を通じて航空宇宙技術研究所および航空実験団の関係者の間でFJRエンジン空中試験の全体にわたり相互の理解が深まった。

FJRエンジン空中試験はファン・ジェットSTOL機の研究の流れのうちでも時期を画する試験であり，航空宇宙技術研究所としてはその詳細な記録を残すことに関心を持っていた。この点に関して航空宇宙技術研究所の関係者による写真，VTR撮影について多大の便宜が計られたばかりでなく，計測隊光学計測班により試験業務の主要な場面を記録した映画の製作も行なわれた。初飛行および試験業務の取材に当たっては，計画部が岐阜基地渉外室との連絡調整を担当され，報道機関の要請に対して便宜が払われた。

4－3 岐阜基地の業務

岐阜基地から航空宇宙技術研究所が受ける支援協力に必要な細部事項については岐阜基地司令と航空宇宙技術研究所長の間で結ばれた現地協定(関連文書4)により定められた。岐阜基地においては，企画課が窓口となって関係各課との連絡調整の場が設けられ，試験室の設置を始めとするFJRエンジン空中試験のための支援協力業務を好意的に展開され，極めて限られた期間に試験準備を完了できるように取り計らわれた。

航空宇宙技術研究所の職員および関係会社からの雇い上げ員が岐阜基地内において試験業務を行なうために，航空実験団計画部を通じて立ち入りおよび車両等の持ち込みに関する許可申請を行ない，第2補給処庶務課において航空宇宙技術研究所関係者10名，石川島播磨重工業株式会社関係者26名の入門許可証および車両運行許可証7通の発行を受けた。

FJRエンジン空中試験の間，岐阜基地内で関係者が会議，作業などを行なうための試験室，計算機室および事務室としてプレハブ建屋を設けた。この敷地607.5m^{2}は岐阜基地経由で名古屋防衛施設局に国有財産の使用申請を上げ試験期間中の使用承認を得た。試験室等の建設にあたっては，第2補給処施設課から懇切な指導・助言を受けた。また同課の計らいで試験室等への給電は岐阜基地の契約電力の枠から20kWの使用枠を許可され，給水についても岐阜基地の水道を利用することができた。給電，給水の契約は第2補給処会計課が担当された。第2補給処通信課の支援により試験室に外線電話3本(内1本はテレファックス用)および岐阜基地内線電話1本を引くことができた。

試験母機および随伴機の運用に使用する燃料および酸素は航空幕僚監部装備部補給課の指導をうけて航空自衛隊の仕様に適合するものを航空宇宙技術研究所が調達し，航空自衛隊に管理換えして使用した。燃料および酸素の受け入れ，貯蔵および航空機への補給は第2補給処補給課の手で行なわれた。

各務原市ほか地元の市町村および報道機関に対する広報活動は航空実験団計画部を通じて岐阜基地渉外室の指導を受けて行なわれ，特にFJRエンジン空中試験と同時期に行なわれた国際航空宇宙ショーへの低騒音STOL実験機展示およびFJRエンジン空中試験の初飛行に当たっては全面的な支援を受けた。

This document is provided by JAXA.

表A 1.1 航空実験団との折衝経過 (1)

番号	会議等の名称及び議題等	年月日	主要協議事項
1	エンジン空中試験に関する航空実験団への説明会 議題 FJRエンジン空中試験の説明	56.11.6	・試験母機使用期間及び復元の形態 ・F－3試験との専用装備品の共通化 ・供試エンジンの推力制御のための指標となる指示計器 ・飛行シミュレーション試験 ・技術審査及び耐空性確認試験への航空実験団の参画 ・試験母機安全確認試験の進めかた ・低騒音STOL実験機計画との時期的関係
	FJR710／600Sエンジンの耐久性、信頼性の確認		・高空性能試験の経験 ・耐空性審査要領への適合性の確認方法 ・コンテインメント能力
	航空宇宙技術研究所側の担当組織 ナセル組装設計概要(KHI担当) FJRエンジンの研究開発の経緯 FJRエンジンの耐空性確認のために実施する試験 FJRエンジンの耐環境性試験の紹介映画(ERA担当)		
2	FJRエンジン空中試験についての打ち合わせ 議題 予算要求作業に関する協力依頼	56.11.11	
	FJRエンジン空中試験計画の検討		・操縦室からのFJRエンジン操作及びそれに要する計器 ・供試体搭載に伴なう試験母機の安全確認のための飛行 ・供試エンジンのバックアップ品 ・飛行シミュレーション試験実施についての協力依頼 ・プラズマ・ディスプレイの視認性 ・搭乗許可の手続き及び所要期間 ・エンジン振動計測のためのスペクトラム・アナライザ使用 ・随伴機の機種(T－33)及び飛行回数 ・装着等作業の実施方法及び機体の管理
	F－3エンジン試験における航空実験団の役割		・試験スケジュール(技術・実用試験、F－3試験) ・F－3試験の場合の連絡体制(空実団－三研) ・飛行試験作業の流れ ・F－3試験の場合の業務分担 (データ処理ソフトウェアの作成、供試エンジン等の整備、試験母機の整備、機上計測作業、データ処理)
3	FJRエンジン空中試験用供試体設計製作等(その1)基本計画書の予備審査	56.12.18	・FJR搭載形態FTB機飛行シミュレーション試験 ・エンジン・マウント基礎試験結果の提示 ・F－3の場合との動力操作系統の異動 ・推力制限及びその方法 ・抽気流量計測手段 ・電動アクチュエータのモータ故障の場合の処置
4	FJRエンジン搭載形態FTB機飛行シミュレーション試験(第1回)報告会	57.6.16	・6.4 飛行シミュレーション試験の項を参照されたい。
5	エンジン空中試験に関する打ち合わせ 議題 ファン・ジェットSTOL機の搭載エンジン空中試験実施に関する覚書(案)の検討	57.6.16	・協力の期間及び場所の記入 ・装着工事の実施方法及び実施場所 ・FJRエンジン搭載形態の社内飛行試験 ・経費の負担 ・試験母機に損傷を起こした場合の処置 ・航空実験団の電子計算機システムによるデータ処理 ・航空宇宙技術研究所のパイロットによる飛行 ・随伴機からの撮影 ・仮設建物 ・試験母機の一時使用(国有財産管理) ・覚書(案)の取り扱い(航空実験団－航空事故監部)
	FJR710／600Sエンジン空中試験 実施計画概要(案)の検討		・機上計測作業の実施方法 ・飛行回数 ・FJRエンジンの操作に関する業務分担 ・緊急事態への対処 ・計測系統の較正 ・岐阜試験場との連絡調整の進め方 ・航空宇宙技術研究所から派遣する試験チームの規模 ・供試エンジン等の安全確認の方法

(続く)

This document is provided by JAXA.

表A 1.1続き　航空実験団との折衝経過(2)

番号	会議等の名称及び議題等	年月日	主要協議事項
			・航空実験団所管の機材の使用 ・ヨー・ダンパー系統の2重化 ・副操縦士席のFJRエンジン用計器の増設 ・操作ラックにスロットル・レバー追加設置 ・テレメータの使用 ・57年秋の飛行シミュレーション試験の実施時期調整
6	FTB機、F－3エンジン及び地上データ処理施設の見学	57.8.30	・シグナル・コンディショナ、表示装置、データ・レコーダ計測機材の機能、性能及び仕様 ・操作ラックのスロットル・レバーの使用状況 ・データ処理プログラムの作成 ・データ処理作業の進めかたと所要時間
7	F－3エンジン空中試験の実施状況研修	57.8.31	・飛行試験手順書及び飛行試験方案の実例と作成についての注意事項 ・緊急事態に対する対処要領の確立 ・飛行試験に関する調整作業 ・飛行試験時の機内での指揮系統、通話要領 ・用意すべき補用品 ・飛行中に発生する不具合に対する対処方針の準備 ・不具合発生の実例
8	SRA－2004　FTB機飛行シミュレーション試験報告書検討会	57.11.9	・6.4　飛行シミュレーション試験の項を参照されたい。
9	FJRエンジン空中試験の計画説明会 議題　細部実施計画(案)	57.11.10	・装着等作業の時期の調整方針 ・装着等作業の日程 ・装着等作業及び地上試験の終了時の技術審査 ・航空実験団の実施する地上試験 ・試験項目に対する実施上の優先度設定 ・試験準備段階の日程検討 ・業務分担の細部調整 ・予備技術審査 ・供試エンジン等の製作、地上試験等に対する航空実験団の立ち会い ・社内飛行試験 ・安全性確認及び機能確認のための合理的な手順の検討 ・岐阜基地の冬季気象データの提供 ・試験母機の定期点検 ・フラッターに関する安全確認
	供試エンジンの運転スケジュール		・個々の試験項目についての細部検討及び航空実験団へ提出する技術資料の打ち合わせ ・操作ラックにスロットル・レバー追加設置 ・操作ラックに消火スイッチ等追加設置 ・副操縦士席のスロットル・レバーのストッパー及び目盛板の改良
	計測の実施要領		・PCMデータ・レコーダの応答特性、収録時間及びケース・ブロック番号の設定 ・CRTの画面更新及びハード・コピーの作成に要する時間 ・CRTによるモニタリング ・機上計測の任務設定及び分担
	電子計算機によるデータの処理内容		・L／P及びX－Yプロッタ出力の実例入手
	FJR710／600Sエンジンの耐空性確認のための試験実施状況		
	その他		・飛行場地区立入要領の入手
10	FJRエンジン空中試験用供試体設計製作(その2) 製造図面等の予備技術審査 議題　航技研STOL研究機開発支援業務における空実団パイロット等の意見の取扱いに関する解釈について	57.12.2	・意見の取扱いに関する解釈を了承しあった。
	製造図面審査		・消火剤の量 ・供試体の重心のバランス・ウエイトによる調整範囲 ・着氷の可能性と対処方針

(続く)

This document is provided by JAXA.

表A 1.1続き　航空実験団との折衝経過(3)

番号	会議等の名称及び議題等	年月日	主要協議事項
	ＦＪＲ貨物室エンジン制御機能等追加に関する検討		・副操縦士席の供試エンジン操作及び監視機能の強化 スロットル・レバーおよびストッパーの改良 エンジン計器増設(プラズマ・ディスプレイ撤去) 制御パネル及びスイッチの改良 指示灯、警報灯の移設 ・貨物室の消火サーキット・ブレーカ・パネルの移設 ・パイロン・アダプタと試験母機パイロンのフィット・チェックの機会設定 ・空中試験後の原状回復の仕様設定を航空実験団に依頼
11	ＦＪＲエンジン搭載にかかる改修等の打ち合わせ	57.12.3	・改修内容の確認(ELC－57－081参照) ・社内飛行試験の見通しと取り扱い ・岐阜基地周辺での航空機と鳥の衝突について
12	現地協定書作成準備の打ち合わせ	58.2.8	・燃料及び酸素の購入と管理換え ・計測用消耗品の準備 ・搭乗申請、基地立ち入り申請、車両の持ち込みなどの手続 ・試験時の作業室の設置または借用手続き
13	局長間協定書案文等の打ち合わせ	58.3.3	・協定書案文の航空宇宙技術研究所及び科学技術庁での検討状況説明 ・現地協定書案文の検討依頼 ・事故に対する責任問題の解釈
14	現地協定書についての打ち合わせ	58.4.5	・現地協定案文の修正 ・支援を受ける事項の区分(航空実験団、岐阜基地) ・装着等作業の期間中の機体の管理についての覚書
15	ＦＪＲ710／600Ｓエンジン空中試験の支援協力に関する現地協定の調整等	58.5.13	・装着等作業の内容把握及び作業計画の調整 ・改修指令書 ・供試エンジンに関する研修の機会及び技術資料の提供 ・試験母機のＫＨＩ搬入時期(エア・ショーの移動運用) ・ＦＪＲエンジン搭載形態での安全確認のための飛行 ・準備作業のスケジュール
16	ＦＪＲ710／600Ｓエンジン研修会	58.6.27	・低騒音ＳＴＯＬ実験機製作状況及びエンジン視察 ・ＦＪＲエンジン開発記録映画上映 ＦＪＲ710の誕生 鳥吸込試験 ・ＦＪＲ710／600Ｓエンジンの設計と試験
17	エンジン空中試験の計画事項の打ち合わせ 議題　ＦＪＲエンジン空中試験に関する仕様書検討	58.6.27	・試験母機の寄託の解釈 ・母機機能追加の内容と要改善事項案の整合性 ・航空機運行中の受注者作業員の指揮・監督
	その他		・燃料の調達と管理換え ・試験室設置 ・飛行シミュレーション試験及びエンジン・トレーニングへの出張依頼 ・空中試験日程の変更及び試験母機のＫＨＩ搬入時期
18	エンジン空中試験の技術的事項打ち合わせ 議題　ＱＥＣ製作、装着工事及び地上機能試験の日程	58.6.28	・供試エンジン搬入予定の遅延による試験期間の変更
	試験母機ＫＨＩ搬入の手続		・機体搬入及び搬出時の態様と検査の方針
	母機機能追加		・母機機能追加作業内容のオーソライズ ・航空実験団所有のＧＳＥ(地上支援機材)の借用要請 ・６フェーズ点検の作業内容とフェーズ後の確認飛行 ・エンジン空中試験準備計画総表の作成
	ＦＪＲエンジン搭載形態試験母機フラッタ試験		・フラッタ計算書及び確認飛行試験手順書 ・フラッタ確認の飛行実施時期及びステップ・アップ手順 ・フラッタ確認飛行の飛行実施範囲(高度、速度)
	アダプタ応力確認試験		・試験で付加した荷重
	ＦＪＲエンジン搭載形態飛行シミュレーション試験		・時期、実施方針、試験内容及び調整の進めかた
	エンジン・トレーニング計画		・実施方針
	地上機能試験手順書		・地上機能試験への参画
	その他		・エンジン振動の把握と記録

(続く)

This document is provided by JAXA.

表A 1.1続き　航空実験団との折衝経過(4)

番号	会議等の名称及び議題等	年月日	主要協議事項
19	試験室についての打ち合わせ	58.6.28	・敷地の場所、借用手続き及び手続きの開始時期 ・仮設建屋の概要 ・給水、給電の手続き ・試験終了後の処置
20	装着等作業の打ち合わせ 議題　装着等作業関連事項	58.7.23	・改修指令書の作成 ・試験母機の搬入及び搬出時の検査手続き ・搬入時点での機体及び単体品の状態 ・航空実験団への提出文書 ・供試エンジン等の装着作業と原の改修工事の並行実施 ・航空実験団の担当部門及び主たる担当者
	フラッター余裕確認		・試験ポイントの設定方針 ・試験機材の準備
21	FJRエンジン空中試験の試験項目打ち合わせ	58.8.23	・実施の優先順位 ・試験ポイントの吟味
22	空中試験実施計画、実施要領の技術面の検討	58.9.2	・試験期間の設定(59年2月から5月) ・実施計画の細部修正 ・試験ポイントの必要理由 ・試験結果の評価基準 ・試験母機の安全確認飛行試験結果と2tonダミー試験結果の相異に関する対処準備 ・各試験ポイントでのトリム保持の要求精度 ・高空性能試験に於ける再着火試験データ ・FJRエンジンの推力データ ・供試エンジン故障、失速に伴なう逆移運動時の荷重検討 ・供試体の取扱説明書 ・フラップ・ストッパーの取り付け
23	空中試験業務打ち合わせ	58.9.2	・協議、説明会等の日程 ・改修指令書の内容及び作成方針 ・エンジン・トレーニング実施細目 ・試験母機6フェーズ点検への対処 　整備試験飛行における航空機の形態に関する規定検討 　FJRエンジンの取り外し及び再装着の期間と作業量 　FJRエンジン空中試験の飛行時間見直し ・試験室設置のための土地借用手続き
24	装着等作業細部打ち合わせ	58.9.19	・暦日点検及びブリザーベイション ・90日点検の場合の航空機形態 ・航空実験団への提出書類 ・品質検査
25	空中試験実施計画及び細部実施要領の検討会 議題　実施計画について	58.9.29	・試験項目別優先順位の表現 ・不具合及び緊急事態への対処のための手順書作成 ・指揮系統と組織の明確化 ・機長の権限の記述 ・協力依頼文書等の提出 ・試験母機の安全確認飛行の検討項目 ・用語の調整
	細部実施要領について		・実施要領の詳細検討 ・安全確認飛行にサイド・スリップ試験追加 ・フラッター確認試験の内容吟味
	改修等作業及び整備について		・改修計画の記載事項 　格納処置、暦日検査項目、工程間検査項目、最終検査項目 ・フェーズ点検と飛行時間の調整 ・6フェーズ後の飛行試験に関する検討結果 ・KHI搬出後の試験母機整備作業の内容と期間 ・空中試験期間中の航空実験団所属の地上支援機材の使用 ・供試エンジンの25、50時間点検の所要時間 ・パイロンの検査

This document is provided by JAXA.

表A 1.2　岐阜基地・第2補給処との折衝経過

番号	会議等の名称及び議題等	年月日	主要協議事項
1	現地協定書に関する打ち合わせ	58.4.5	・飛行実験を含め今後航空宇宙技術研究所から支援協力を要請する事項とその内容の全体像の説明の必要性 ・航空幕僚監部からの明瞭な指示の必要性 ・国際航空宇宙ショーの開催時期との競合 ・基地内立ち入りについての承認手続き ・試験室設置許可及び用地借用の手続き ・電力及び水の所要量などについての資料提出 ・地元への説明 ・現地協定書の書式
2	地元説明に関する打ち合わせ	58.4.26	・地元への説明の方法、時期及び内容
3	現地協定書に関する打ち合わせ(第2回)	58.5.12	・案文の調整 ・低騒音ＳＴＯＬ実験機の飛行実験に関する協力依頼事項
4	現地協定書に関する打ち合わせ(第3回)	58.9.13	・案文の最終調整 ・調印手続き ・電力及び水の使用量算定 ・基地構内電話の設置 ・電力使用枠 ・燃料補給量の確認方法

This document is provided by JAXA.

表A 1.3 業務の分担

業務の区分	業務の内容	業務を分担する機関		
		航技研	航空実験団	岐阜基地
試験の企画、調整及び総合推進	関係機関との連絡・調整	◎		
	実施計画の立案・調整・更新 飛行試験の細部実施要領・手順書・緊急手順書・不具合時の対処手順書の作成	◎		
	データ処理仕様書の作成	◎		
	供試エンジン等の試験母機への装着、地上機能試験、取り外し及び現状回復に要する会社役務等の調達	◎		
	資材及び物品等の調達	◎		
	報告書の作成	◎		
供試エンジン等の製作等	供試エンジン等(ＦＪＲ７１０／６００Ｓエンジン、供試エンジン用ナセル、制御パネル)の製作	◎		
	供試エンジンのぎ装	◎		
試験実施に関すること	供試エンジンの点検整備	◎		
	供試エンジンの起動・抽気操作、監視及び安全確保	◎		
試験母機への供試エンジン等の装着及び取り外し	供試エンジン等の試験母機への装着、地上機能試験、取り外し及び現状回復作業に関し、これらの作業が適正かつ善良に行なわれるための管理		◎	
試験母機及び随伴する航空機の運用	飛行試験方案の作成		◎	
	試験母機及び随伴機による飛行試験		◎	
	随伴機からの試験状況の撮影及びフィルム処理		◎	

This document is provided by JAXA.

表A 1.3続き　業務の分担

業務の区分	業務の内容	業務を分担する機関		
		航技研	航空実験団	岐阜基地
科学技術庁の職員等の試験母機へのとう乗	科学技術庁の職員及び関係者のとう乗許可		◎	
計測及びデータ処理	機上計測及び試験データの取得		◎	
	航空宇宙技術研究所が航空実験団に提出するデータ処理仕様書に基づくデータ処理プログラムの作成及びデータ処理		◎	
施設等の提供その他	地上支援設備の提供		◎	
	航空宇宙技術研究所が主催する予備技術審査に対する人員の差し出し		◎	
	岐阜基地内における試験状況の撮影許可		◎	
	その他所要の支援		◎	
施設等の提供	科学技術庁の職員等に対し基地内立ち入りに関する許可			◎
	航空宇宙技術研究所による基地内への仮設物の設置及び車両等の持ち込みに関する許可等			◎
	電力、水の供給及び電話等の設置についての便宜供与			◎
	試験室等設置のための敷地の貸与			◎
	試験母機及び随伴機の運用に要する燃料及び酸素の補給			◎
	その他所要の支援			◎

This document is provided by JAXA.

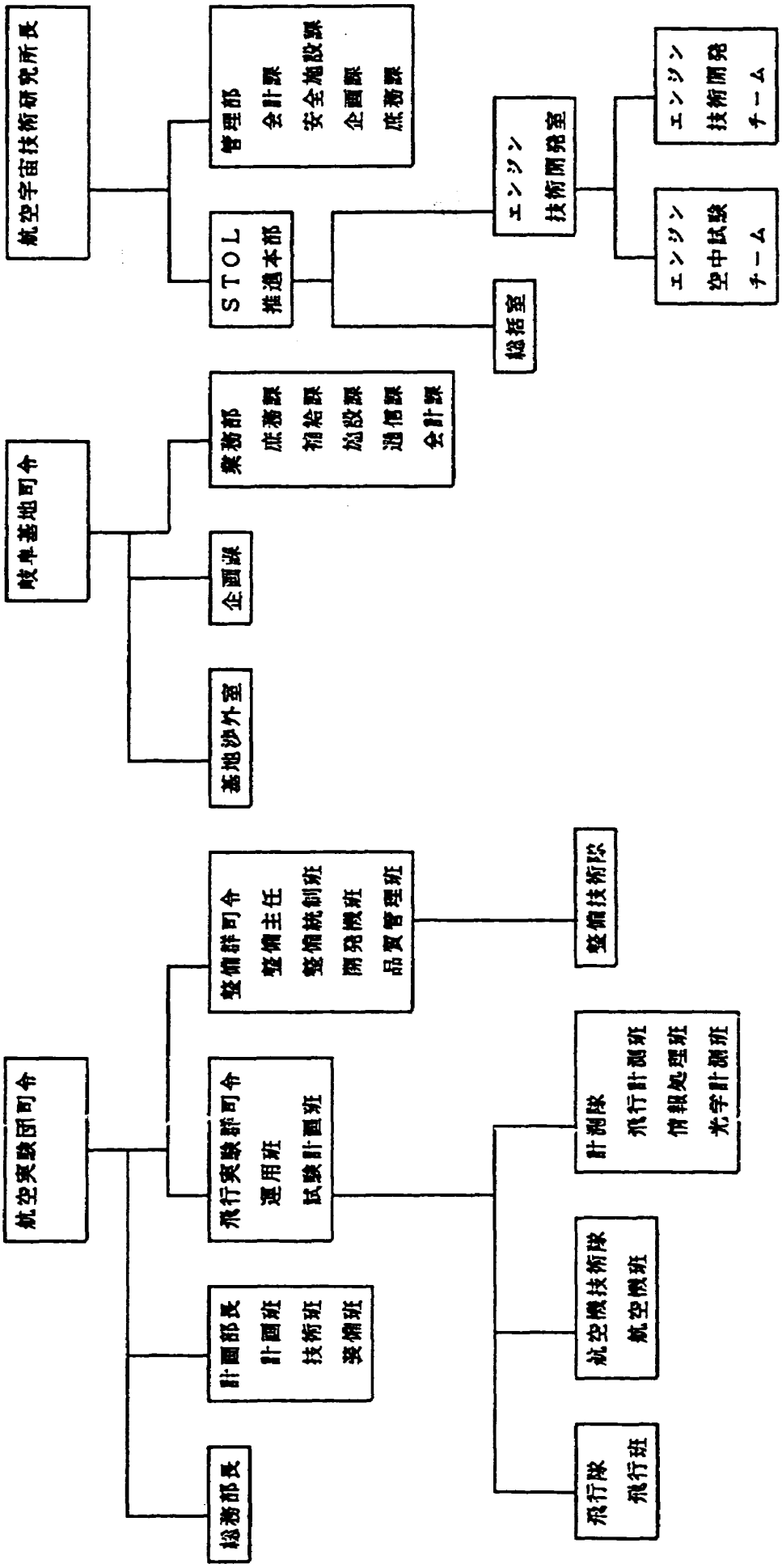
表A 1.4 担任区分及び担任事項

担任区分	担任事項
総務部	1 科学技術庁の職員及び会社技術員の試験母機への搭乗に関する手続き 2 その他必要事項
飛行実験群	1 協力に関する全般統制 2 飛行の実施及び供試体の操作 3 試験データの取得に必要な機上計測の実施 4 データ処理プログラムの作成及びデータ処理の実施 5 随伴機によるカメラ撮影及びフィルム処理の実施 6 科学技術庁に対する技術的助言 7 緊急時対処教育及びリハーサルの実施 8 科学技術庁の職員及び会社技術員に対する安全教育 9 電源車及び起動車の運転操作 10 試験に必要な器材等の差し出し 11 その他必要事項
整備群	1 試験母機（供試体を除く。）の整備 2 電源車及び起動車の運転操作 3 試験に必要な器材等の差し出し 4 その他必要事項

表A 1.5 他部隊等から受ける被支援事項

部隊等名		被支援事項
航空総隊	中部航空方面隊	1 空域(G)の使用割り当て 2 試験母機及び随伴機に対するレーダー助言 3 その他必要事項
飛行教育集団	第1航空団	1 空域(K)の使用割り当て 2 その他必要事項
補給本部	第2補給処	1 試験母機及び随伴機に対する燃料及び酸素の補給 2 その他必要事項
	岐阜基地	1 施設等の提供 2 その他必要事項

This document is provided by JAXA.



図A 1.1 FJRエンジン空中試験実施体制図

This document is provided by JAXA.

付録2. FTB計画について

54開技31号 「FTB計画について」

本資料は昭和54年11月10日開催の重要事項意志決定に関する会議におけるFTB計画検討の際の叩き台として作成したものである。

1. C−1改FTB機によるFJRエンジン空中試験の技術的可能性

(1) 調査の結果，FTB機によるFJRエンジン空中試験は限定された範囲内で技術面では基本的に可能と見られ，必要な計測も可能の見通しである。

(2) FJRエンジンの空中試験を行なう場合のFTB機のアウトラインは次の通りである。

イ．機体三面図を図4.1に示す。FJRエンジンを右翼に搭載する。

ロ．右翼補助タンクに燃料を搭載せず，左翼補助タンクに燃料を満載することによって，FJRエンジン搭載時にも左右の重量バランスをほぼ達成できる。(注1)

ハ．最大離陸重量は 4.05×10^5 N (41.3 ton)(注2)であり，C−1機の過荷運用制限内の飛行が可能であるように試験用パイロン取り付け部の補強が行なわれる計画である。

ニ．FJRエンジンに許容される最大推力は 3.24×10^4 N (3.3 ton＝7,275 lbs)である。ちなみにFJR710/600SのSTD DAYの離陸推力は，

Sea Level	M＝0.2	8,200 lbs
	M＝0.4	7,000 lbs
3.05×10^3 m	M＝0.2	6,300 lbs
(10,000 ft)	M＝0.4	5,300 lbs
6.10×10^4 m	M＝0.2	4,450 lbs
(20,000 ft)	M＝0.4	3,870 lbs

であり，FTB試験に支障はない。

ホ．岐阜基地から発進してG空域で1.4時間の飛行試験を行ない，同基地に帰投できる。

ヘ．離陸必要滑走路長は 2.10×10^3 m (6,900 ft)，着陸必要滑走路長は 1.68×10^3 m (5,500 ft)，着陸時の横風制限は6.17 m/s (12 kt)である。(注3)

ト．試験時以外はFJRエンジンをアイドル運転とする。右舷のJT8DおよびFJR両エンジンが停止した場合又は左舷のJT8Dエンジンが停止した場合も帰投可能である。

チ．母機諸元43チャンネルに加えて供試体の諸元計測に各種のシグナル・コンディショナを合わせて133チャンネルを使用できFJRエンジン空中試験の要求に対応できる。

リ．操縦室内に供試エンジン操作専用パネルを設置するためのスペース・プロビジョンがある。貨物室内に同様のものが設置できる。これら操作用専用パネルと供試エンジン用パイロン，ナセルその他必要な機体改造は航空宇宙技術研究所側で行なうことになる。

(3) FJRエンジンの空中試験の内容として次のものを行なうことを提案する。尚，エア・スタータの装備には相当程度の改造工事を要するのでFTB試作段階から防衛庁と連携して技術検討，改修作業を進める必要がある。(注4)

急加減速試験は推力操作に技術上の困難がある。(注5)

イ．搭載性能試験

姿勢，抽気および加速度の影響を含み，高度およびマッハ数を変えて合流型円形ナセル使用時の定常作動特性を調べる。

ロ．再着火試験

ウインドミル・スタートおよびエア・スタータを使用してのスタート

ハ．ウインドミル試験

2. C−1改FTB機によるFJRエンジンの空中試験のスケジュール(注6)

(1) 防衛庁，航空宇宙技術研究所双方の55年度予算要求が順調に認められれば，58年度第3四半期から59年度第2四半期の間に6ヵ月程度の期間にわたりFTB機の使用を認められる可能性がある。

(2) スケジュールを航空宇宙技術研究所側から提案して55年度予算内示の時点で防衛庁側と調整・設定することを提案する。(注6)

This document is provided by JAXA.

表A 2.1 エンジン空中試験スケジュール

	55年度	56年度	57年度	58年度	59年度
防衛庁業務	←FTB機試作→		←技術試験 実用試験→	←新エンジンの 空中試験→	
航技研業務	←基礎設計→ ←詳細設計→	←治工具製作→	←製作→ ←組立→	←装着→ ←供試体 地上試験→	←FJRエンジン 空中試験→

This document is provided by JAXA.

付録 3.

FJR-0010

FJRエンジン
空中試験実施計画

昭和59年1月18日

航空宇宙技術研究所　作成

目　次

1. 試験の目的 …… 125
2. 関係機関からの協力 …… 125
3. 試験実施期間 …… 125
4. 試験実施場所 …… 126
5. 試験項目等及びその概要 …… 126
6. 試験に使用する航空機及び予定飛行回数 …… 126
7. 供試エンジン及び使用機材 …… 126
8. 業務の分担 …… 126
9. 実施要領 …… 126
10. 安全の確保 …… 127
11. 関連文書 …… 127
12. 付表及び付図 …… 127

改訂記号	年月日
A	昭和59年1月23日

1. 試験の目的

FJR710/600Sエンジンを低騒音STOL実験機に搭載するに先立ち，実飛行環境下において同エンジンの作動，機能，性能に関するデータを取得し，安全性と実用性を確認するとともに，航空機搭載の運用経験を積む。

2. 関係機関からの協力

航空宇宙技術研究所がFJRエンジン空中試験を実施するにあたり，防衛庁，運輸省航空局および通産省工業技術院の関係部局から多面にわたる協力を受けているのでその概要を以下に述べる。

(1) 防衛庁

関連文書1および関連文書2に示されている通り，科学技術事務次官から防衛事務次官宛に行なわれた協力依頼とそれに対する回答に基づいて防衛庁からの協力が行なわれている。防衛庁から受ける支援協力について必要な事項は防衛庁装備局長と科学技術庁研究調整局長の間で結ばれた協定（関連文書3）により定められている。更に現地に於いて，支援協力に必要な細部事項については岐阜基地司令と航空宇宙技術研究所長の間で結ばれた現地協定（関連文書4）および航空実験団司令と航空宇宙技術研究所長の間で結ばれた現地協定（関連文書5）により定められている。

(2) 運輸省航空局

関連文書6および関連文書7に示されている通り，科学技術庁研究調整局長から運輸省航空局長宛に行なわれた協力依頼とそれに対する回答に基づいて運輸省航空局からの協力が行なわれている。

(3) 通産省工業技術院

関連文書8および関連文書9に示されている通り，科学技術庁研究調整局長から通産省工業技術院長宛に行なわれた協力依頼とそれに対する回答に基づいて通産省工業技術院からの協力が行なわれている。

3. 試験実施期間

試験は準備期間を含めて昭和58年10月から昭和59年5月の間に行なう。ただし不測の事由により，試験実施期間を延長または短縮する場合には関連文書5および関連文書6に定められているところ

This document is provided by JAXA.

に従う。

表A 3.1にFJRエンジン空中試験準備作業スケジュールを示し，表A 3.2 FJRエンジン空中試験飛行日程を示す。

4. 試験実施場所

空中試験は岐阜基地周辺空域，G空域（福井県・石川県沖）およびK空域（伊勢湾沖）において行なう。

5. 試験項目等及びその概要

次の項目について試験等を行なう。各項目の内容を表8.1に示し，試験項目・試験ポイント別の凡その実施時期について表A 3.3に示す。

(1) 地上走行
(2) 安全確認飛行
(3) 機能確認
(4) 定常性能試験
(5) 急加減速試験
(6) 抽気試験
(7) 始動（C），再始動（H）試験
(8) ウインドミル試験
(9) 機動時特性試験
(10) 大姿勢角保持試験
(11) 高度変更特性
(12) 速度変更特性

6. 試験に使用する航空機及び予定飛行回数

試験母機

C−1型機 28−1001号機および随伴する航空機

試験等に要する飛行回数は29ソーティ（基準）の予定である。随伴機の運用を必要とする飛行については「FJRエンジン空中試験 細部実施要領」（関連文書10）に記入した。

7. 供試エンジン及び使用機材

(1) 供試エンジン

供試エンジンはFJR710/600Sエンジン2号機とし，1号機を川崎重工業株式会社岐阜工場に待機させる。これらは航空宇宙技術研究所が用意する。

(2) 使用機材

使用機材はつぎの3種類に区分される。具体的な機材の名称および数量は表A 3.4.イ，ロ，およびハ，に示す。

イ．航空宇宙技術研究所が用意する機材。
（表A 3.4.イ参照）

ロ．航空実験団所有の機材。
（航空宇宙技術研究所が実施する供試エンジンの点検・整備作業等にあたり借用して使用致したい。表A 3.4.ロ参照）

ハ．技術研究本部所有の機材。
（航空宇宙技術研究所が防衛庁技術研究本部より一時管理換えをうける。表A3.4ハ参照）

8. 業務の分担

試験は航空実験団および岐阜基地の支援協力により行なわれるので，関連文書3，4および5のそれぞれ第2条に示された区分に従って，航空宇宙技術研究所，航空実験団および岐阜基地の業務の分担を明確にし表A 1.3（付録1）に記載した。

9. 実施要領

(1) 基本的事項

イ．本計画に先行して航空宇宙技術研究所が行なう地上機能試験（関連文書11参照）において各系統，機能の作動および性能を確認し，予備技術審査において航空実験団の了承を得る。

ロ．エンジン・トレーニングを行ない，供試エンジン（FJR710/600S）の操作に習熟する機会を設ける。

ハ．フライト・シミュレータを使用して，供試エンジン（FJR710/600S）搭載形態の空中試験母機について飛行性の確認を行なうとともにエンジン試験の際の操作手順を検討する。

ニ．地上機能試験の間に試験関係者の慣熟の機会を設ける。

ホ．地上走行試験を行なう。タクシーの感覚を調べるとともに，ブレーキおよびステアリングの効きを確認する。高速滑走において舵に対する機体の応答を調べるとともに，ブレ

This document is provided by JAXA.

ーキの効きを確認する。

ヘ．安全確認および機能確認のための飛行を初期に行ない，供試エンジン（FJR710/600S）搭載形態の空中試験母機の飛行性，失速余裕フラッター余裕等について把握するとともに，各系統の機能を確認したのちエンジン試験に移行する。

ト．試験操作および試験条件が比較的に容易と考えられる試験項目及び試験条件から試験に着手し，練成度を高めつつ，より困難な試験に進む。

チ．既に得られた試験の経験と試験データを吟味して，飛行の安全性を確認しつつ試験項目および試験条件のステップ・アップを行なう。

(2) 試験項目および試験内容

試験項目および試験内容を表8.1に示す。

(3) 試験条件

試験条件（高度，速度）を図8.2および図A 3.1（NAST−58−2809より再録）に示す。

(4) 日　程

表A 3.1にFJRエンジン空中試験準備作業スケジュールを示し，表A 3.2にFJRエンジン空中試験飛行日程表を示す。

(5) 細部実施要領

細部実施要領を「FJRエンジン空中試験　細部実施要領」（関連文書10）に示す。

(6) 飛行試験手順

イ．母機側の安全確認試験についての飛行試験手順を「FJRエンジン空中試験　母機安全確認試験手順書」（関連文書12）に定める。

ロ．供試エンジン（FJR710／600S）についての飛行試験手順を「FJRエンジン空中試験，エンジン試験手順書」（関連文書13）に定める。

両手順書に定められた所に従い，操縦者および各計測員間の連携を円滑にして試験を実施する。

(7) 機上計測およびデータ処理

機上計測手順を「FJRエンジン空中試験　エンジン試験手順書」（関連文書13）に示し，データ処理プログラムの作成およびデータ処理について「FJRエンジン空中試験　データ処理仕様書」（関連文書14）に示す。

10. 安全の確保

(1) 機上における安全の確保

イ．FJRエンジン空中試験のため空中試験母機に乗り組む試験計測員等は機長の指揮監督に従うものとする。

ロ．供試エンジンおよび供試体に起因する緊急事態発生および不具合発生時に備え，「FJRエンジン空中試験　飛行試験緊急操作手順および飛行試験不具合時の対処手順書」（関連文書15）の周知徹底を図り，リハーサルを行なって操縦士等および試験計測員等の不用意な混乱を防止する。

ハ．試験計測員等に対し搭乗教育を行なうとともに，健康診断を受けさせる。

ニ．試験計測員等は，緊急事態発生時には，操縦士等の指示に従い沈着冷静に行動するとともに事態に即し操縦士等を支援する。

ホ．供試エンジンおよび試験母機の安全確認のため並びに緊急時の支援のために随伴機を運用する。

(2) 供試エンジン等の地上運用にかかる安全の確保

「供試エンジン等の地上運用にかかる安全管理要領」（関連文書16），「供試エンジン等の地上運用にかかる安全管理計画書」（関連文書17），「FJR710／600Sエンジン空中試験用供試体取扱説明書」（関連文書18），「FJR710／600Sエンジン空中試験用供試体　飛行前・飛行後点検　ワーク・カード」（関連文書19）および「FJRエンジン空中試験地上運用緊急操作手順および地上運用不具合時の対処手順書」（関連文書20）の周知徹底を図り，安全の確保を図る。

11. 関連文書

関連文書1から20が呼び出されている。

12. 付表及び付図

表A 3.1　FJRエンジン空中試験準備作業スケジュール

表A 3.2　FJRエンジン空中試験飛行日程表

表A 3.3　試験項目別実施時期一覧表

表A 3.4.イ　航空宇宙技術研究所が用意する機

This document is provided by JAXA.

材
表A 3.4.ロ 航空実験団所有の機材
表A 3.4.ハ 技術研究本部所有の機材
図A 3.1 FJR710/600Sエンジン搭載形態
空中試験母機運用包囲線図

This document is provided by JAXA.

表A 3.1　FJRエンジン空中試験準備作業スケジュール

５８．９．２６改定

（本スケジュールは昭和５８年９月段階の計画であって、実行とは異なるので注意。）

暦年月		５８年７月	５８年８月	５８年９月	５８年１０月	５８年１１月	５８年１２月	５９年１月
		中　下	上　中　下	上　中　下	上　中　下	上．中　下	上　中　下	上　中　下
実施体制	局長間協定		締結					
	空幕通達			通達		航空宇宙ショー		
	現地協定書			締結				
	装着作業等にかかる覚書			締結				
一般管理支援	広報及び関係者に対する折衝							
	各種手続					完了		
	（基地内立入、仮設物設置、車両持込）							
	土地の一時使用				申請	承認		
	試験室の設営					着工	完成	
	とう乗承認申請	申請	XF←3 承認		申請 FJR	承認		
知識・情報の提供・交流	実施計画書		1次説明	2次説明				
	細部実施要領		1次説明	2次説明	3次説明			
	（含　飛行試験時の緊急手順書、不具合対処手順書）							
	地上機能試験実施要領		1次説明		予備審査			
	（含　緊急手順書、不具合対処手順書）							
	飛行試験手順書					1次説明	2次説明	
	取扱説明書		1次説明	2次説明	予備審査			
	（含　点検ワーク・カード、飛行時間検査要領）							
	フラッター試験細部実施要領				説明	予備審査	審査	
	シミュレーション試験計画書					説明	試験	
	飛行試験方案					1次協議	着手 2次協議	完成
装着工事等	技本からの物品一時管理換え			申請	承認			
	地上支援機材借用	リスト提出		調整完了				
	装着工事				母機搬入	装着工事	審査	地上機能試験 審査
	計測					較正試験		
データ処理	データ処理仕様決定	打合	打合 打合	打合 打合	最終仕様提出			
	係数データ提出			1次	中間			最終
	テスト・データ提出						1次	2次 3次

This document is provided by JAXA.

表A 3.2　FJRエンジン空中試験　飛行日程表（基準）

（本飛行日程は昭和59年1月段階の計画であって、実行とは異なるので注意。）

	2　月		3　月		4　月
1	機体受領	1	定常・急加減速(10M/.4)緩機動(10M/190)	■	
2	及び	2	抽気・抽気加減速(10M/.4)やや強い機動(10M/190)	2	抽気(30M/.6)定常・ウインドミル・始動(30M/.44)
3	受領検査	3		3	定常(20M/.5)定常・急加減速(19M/.3)
4		■		4	機動(10M/190)ウインドミル・始動(10M/.3)
■		5	定常・抽気・抽気加減速(5M/.3)	5	
6	地上走行	6	定常・抽気・抽気加減速(5M/.22)	6	
7	フラッタ	7		7	
8	フラッタ	8		■	
9	フラッタ	9		9	機動(10M/190)
10	飛行特性	10		10	抽気(20M/.4)再始動(20M/.36)ウインドミル(19M/.3)
■		■		11	急加減速・ウインドミル(30M/.6)抽気(30M/.44)
■		12	抽気加減速(10M/.24)大姿勢角保持(5～15M/124)	12	
13	↑	13	定常(25M/.57)再始動・ウインドミル・始動(25M/.5)	13	
14	｜	14		14	
15	｜	15		■	
16	5フェーズ	16		16	急加減速(30M/.44)定常(25M/.4)
17	及び	17		17	ウインドミル(19－30M/.5)始動(20M/.36&＋)定常(15M/.4)
18		■		18	機動(10M/190)高度変更(5～25M/.4)
■		19		19	
20	計装変更	■		20	
21	｜	21	再始動・ウインドミル・始動(20M/.5)ウインドミル(20M/.4)	21	
22	↓	22	定常(30M/.6)定常・始動(30M/.5)	■	
23	機能確認	23	抽気・抽気加減速(10M/.3)ウインドミル・始動(10M/.4)	23	速度変更(30M/.43～.6)速度変更(20M/.3～.5)
24	定常・急加減速・抽気(25M/.5)	24		24	速度変更(10M/.23～.4)
25		■		25	
■		26		26	
27	定常・急加減速(20M/.4)定常(10M/.3)	27		27	
28	定常・急加減速・抽気(10M/.24)	28		28	
29	定常・抽気・抽気加減速(5M/.4)	29		■	
		30		■	
		31			

This document is provided by JAXA.

表A 3.3 試験項目別実施時間一覧表

試験項目＼実施時期		第1期	第2期	第3期
安全及び機能の確認(エンジンの機能確認を除きFJRはIDLE)	地上走行	タクシー 高速走行		
	確認飛行	飛行性確認、失速試験、フラッター試験、エンジン機能確認、巡航性能		
ＦＪＲエンジンの空中試験				
	定常性能試験	10M/.4 25M/.5 20M/.4 10M/.23 5M/.3 5M/.21 5M/.4 30M/.5 30M/.6 10M/.3	30M/.44 19M/.3 20M/.5 25M/.57	25M/.4 15M/.4
	急加減速試験	10M/.4 25M/.5 10M/.23 20M/.4	19M/.3	30M/.44 30M/.6
	抽気試験(抽気状態での急加減速を含む)	10M/.4 10M/.23 5M/.21 5M/.4 5M/.3 (中間段、最終段両方から抽気) 25M/.5(中間段のみから抽気)	30M/.6(中間段のみから抽気) 10M/.3(中間段、最終段両方から抽気)	20M/.4 30M/.44 (中間段のみから抽気)
	始動(C)、再始動(H)試験	25M/.5 10M/.4 20M/.5 30M/.5	10M/.3&＋ 30M/.44&＋	20M/.36&＋
	ウインド・ミル特性試験	25M/.5 10M/.4 20M/.4	19M/.3 10M/.23 10M/.3 30M/.44	30M/.6 20M/.5 19～30M/.5
	機動時特性試験	緩やかな機動 やや強い機動	機動	機動
	大姿勢角保持試験	上昇、降下 5～15M/速度任意		
	高度変更特性試験			上昇、降下 5～25M/200
	速度変更特性試験			加速、減速 10,20,30M/SLOW～FAST

This document is provided by JAXA.

表A 3.4.イ　航空宇宙技術研究所が用意する機材等

機材等の名称	数量	備考
ＦＪＲ７１０／６００Ｓエンジン	１台	ＦＴＢ機搭載
ＦＪＲエンジン空中試験用供試体	１式	ＦＴＢ機搭載
ＦＪＲエンジン用地上支援機材	１式	既存
試験室(プレハブ建屋)	１棟	建築
コンテナ・ハウス	２棟	建築
試験用機材	１式	搬入
家具・什器類	１式	搬入

This document is provided by JAXA.

表A 3.4.ロ　航空実験団所有の機材

（ＦＪＲエンジン空中試験時に使用させていただきたいもの）

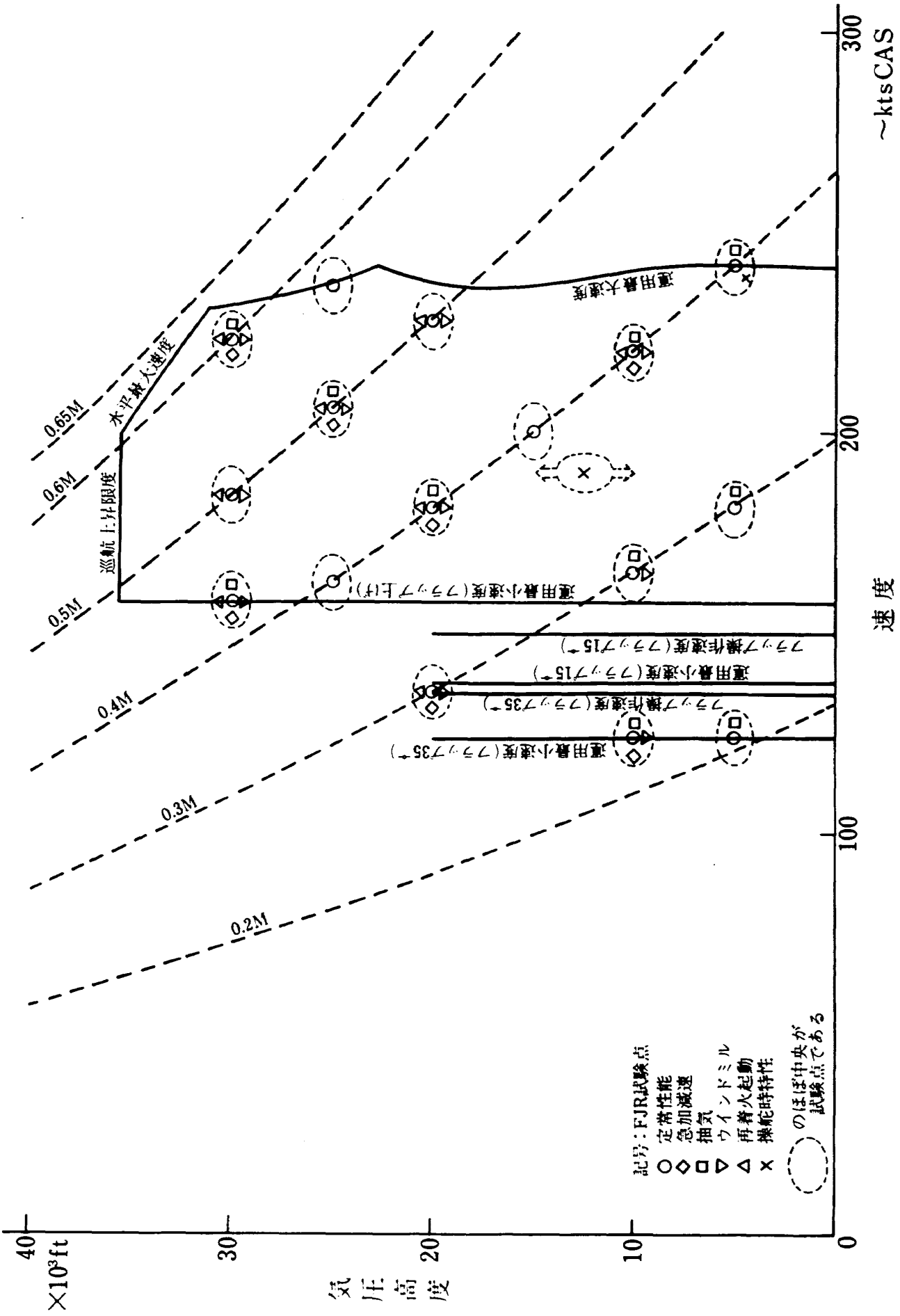
項番	名　　称	数量	使用目的又は使用時期
1	機体用電源	—	エンジン及び計測系統の整備
2	商用電源	—	
3	空気源	—	
4	作業台　Ｂ４	2	
5	照明器具	6	
6	電源コード・ドラム	3	
7	ＩＣＳヘッド・セット等	１３	整備及びエンジン運転時
8	地上電源車	1	エンジン運転時
9	空気源車	1	
１０	消火器	1	燃料系統の整備点検時
１１	可変抵抗器	1	計測系統のトラブル・シュート用
１２	ファンクション・ジェネレータ	1	
１３	窒素カート	1	
１４	圧力計較正試験器	1	
１５	圧力計	1	
１６	ＤＣ電圧発生装置	1	
１７	ひずみ発生装置	1	
１８	地上支援専用装置	1	データ処理、地上機能試験
１９	消火系統導通チェッカ	1	消火ボトルの機能チェック
２０	飛行服	6	航空宇宙技術研究所職員及び会社雇い上げ員のとう乗
２１	救命装備品	6	
２２	タイ・ダウン・リング 21－89400－1	4	ＦＴＢ機搭載計測架台を縛るため
２３	ナイロン・ウェビング CGU－1B	4	
２４	ベルト 21－89901－21	6	

This document is provided by JAXA.

表A 3.4.ハ　技術研究本部から航空宇宙技術研究所が一時管理換えをうける機材

項番	部品名称	部品番号	数量
1	スロットル・レバー組立（操縦席）	FP3000－1	1 式
2	スロットル・レバー組立（操作ラック）	FP3001－1	1 〃
3	スロットル・コントロール・ボックス	FP0302－5	1 〃
4	動力操作系統	FP1500－1	1 〃
5	計器パネル	FP3511－1	1 〃
6	制御パネル	FP3512－1	1 〃
7	振動計パネル組立	174A500396－401	1 〃
8	熱電対基準接点箱	FP0305－1	1 個
9	熱電対基準接点箱	FP0305－3	1 〃
10	チャージ・アンプ	2634－1	3 〃
11	チャージ・アンプ	2634－5	3 〃
12	リアル・タイム・アナライザ	CF－400	1 〃
13	タイ頭送受機	JH－101－U	6 〃
14	ＦＴＢ機搭載用計測架台	－	1 〃

This document is provided by JAXA.



図A 3.1　エンジン空中試験　計画試験ポイント
（本図は昭和59年1月段階の計画であって実行とは異なるので注意。）

This document is provided by JAXA.

付録4　エンジン試験手順書の例

始動 ～ TAKE-OFF ～ AFTER T/O C'K (1/3)

F J R エンジン・スケジュール	操縦席操作及び コール内容		試験統制者 コール内容		計測ラック (No.1ラック)		操作ラック (No.2ラック)		汎用計測架台 (No.3ラック)
W/M IDLE G F	APU始動		ヘッド・セットを付けて待機						
	"ICSチェック"席番号を呼ぶ	→		→		→		→	
		←	"席番号 LOUD&CLEAR"		"席番号 LOUD&CLEAR"		"席番号 LOUD&CLEAR"		"席番号 LOUD&CLEAR"
	母機エンジン始動 ジェネレータ始動 "GENERATOR ON"	→		→	CPU電源投入	→	操作ラック 電源投入	→	No.3ラック 電源投入
		←	"ゼロ・リード No.00"	→	PCM RECORD→START	→	チェック・リストに従って BEFORE STARTING FJR ENGINE CHECK Log Sheet 記入	→	X-T RECORD →START TEST No. 記入
	チェック・リストに従って BEFORE STARTING FJR ENGINE CHECKを実施		THROTTLE AVAIL LIGHTの点灯C'K		HARD COPY 0～6 TEST STATUS→ON CAL STATUS→ON				
	"火災探知系統のテスト実施"	→				→			
		←		←			"FIRE & O/H TEST SWITCH FIRE"		
	"HORN CUT SWITCH CUT"	→				→			
		←		←			"FIRE & O/H TEST SWITCH OVHT"		
	"HORN CUT SWITCH CUT"	→				→	"No.2 CHECK 完了"		
				←	"ゼロ・リード完了"				
		←	"ゼロ・リード 完了"		CAL STATUS→OFF TEST STATUS→OFF				
		←	"START前 C'K 完了 ; AIR IN"						
	"AIR OK ; START CLEAR"	←	"AIR SUPPLY"						

DATE 1984 . FLT No. PAGE /

This document is provided by JAXA.

始動 ~ TAKE-OFF ~ AFTER T/O C'K (2/3)

F J R エンジン・スケジュール	操縦席操作及びコール内容		試験統制者コール内容		計測ラック (No.1ラック)		操作ラック (No.2ラック)		汎用計測架台 (No.3ラック)
W/M IDLE G F			"始動計測; No.01"	→	TEST STATUS→ON	→	Log Sheet 記入	→	TEST No.記入
		←	"FJR ENGINE START ＊秒前" (＊＝10~30)	→		→		→	
		←	"10秒前、5秒前 START READY、NOW"			→			
		←		←			"STARTER SW.→ON VALVE→OPEN IGNITION→ON LEVER→IDLE"		
		←		←			"着火 N2 50% 通過 STARTER CUT XX%"		
		←		←			"IDLE 到達"		
		←	G/IDLE を確認後	←			"FJR ENGINE NORMAL START"		
		←	"AIR DISCONNECT"			→	滑油低圧警報灯が点灯すれば		
		←		←			"OIL PRESS LIGHT ON ; XX psig"		
		←	"IDLE 計測 2分前"	→	TEST STATUS→OFF	→		→	
		←	"IDLE 計測 No.02"	→	HARD COPY 3~5 TEST STATUS→ON	→	Log Sheet 記入	→	TEST No.記入
				←	"No.1計測終了" CAL STATUS→OFF TEST STATUS→OFF	←	"No.2計測終了"	←	"No.3計測終了"
		←	"IDLE 計測終了"						

DATE 1984 . FLT No. PAGE /

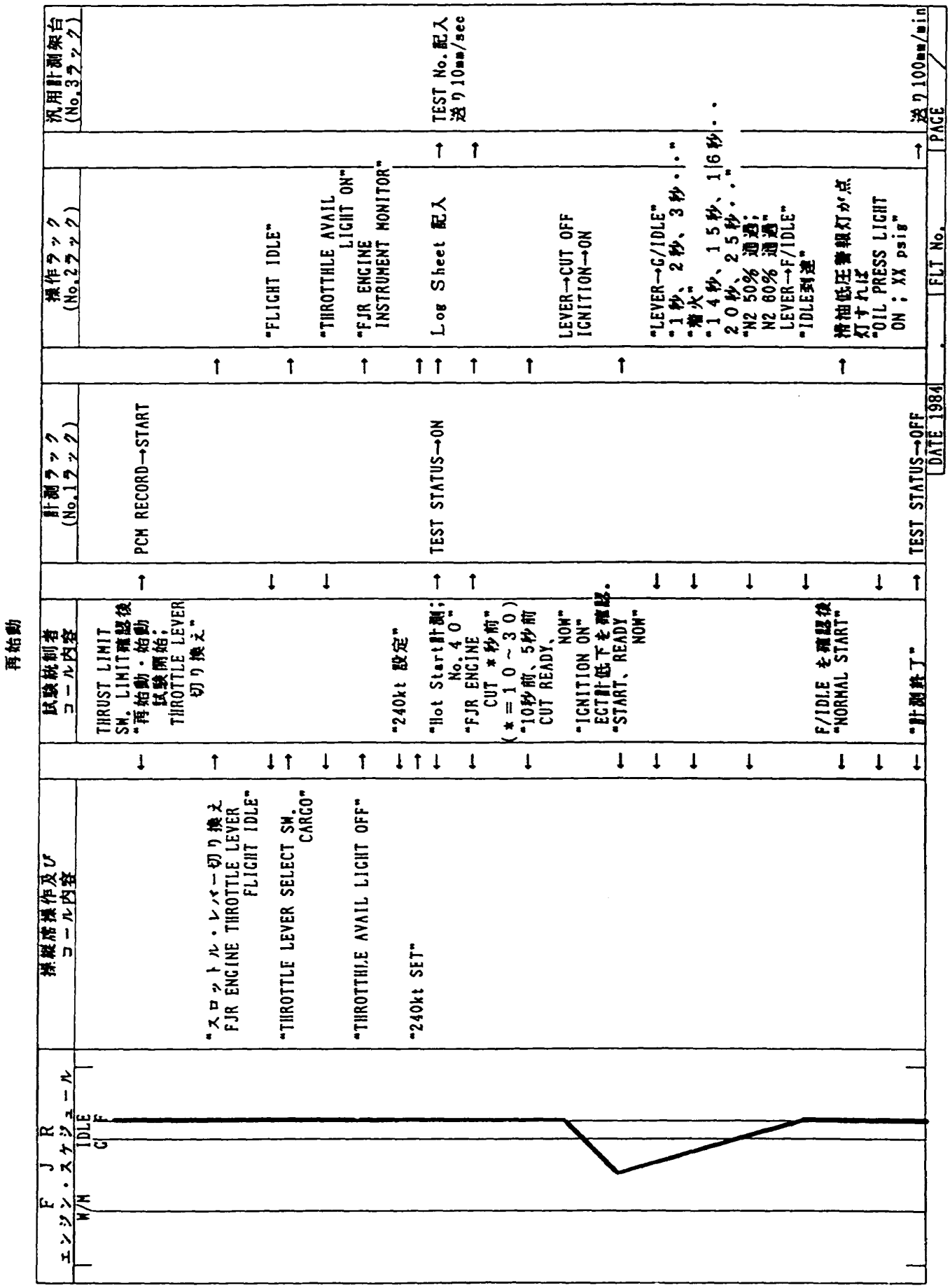
This document is provided by JAXA.

始動 ~ TAKE-OFF ~ AFTER T/O C'K (3/3)

F J R エンジン・スケジュール	操縦席操作及びコール内容		試験統制者コール内容		計測ラック (No.1ラック)		操作ラック (No.2ラック)		汎用計測架台 (No.3ラック)
W/M IDLE G F	"スロットル・レバー切り替え; FJR ENGINE THROTTLE LEVER GROUND IDLE"	→				→			
		←		←			"GROUND IDLE"		
	"THROTTLE LEVER SELECT SW. COCKPIT"	→				→			
		←		←			"THROTTHLE AVAIL LIGHT OFF"		
	"THROTTHLE AVAIL LIGHT ON"	→	CNTLに合図 "READY TO TAXI"	→	FJR ENGINE 計器モニター				
			"TEST No. 0 3"	→	TEST STATUS→ON	→	Log Sheet 記入	→	TEST No.記入
	この間にTAXI、TAKE-OFF及びCLIMBが進む。								
	"AFTER TAKE-OFF CHECK"	→				→			
	"FJR ENGINE THROTTLE LEVER FLIGHT IDLE"	→				→			
		←		←			"FLIGHT IDLE ; OIL PRESS LIGHT OFF"		
	"READY TO CORRIDOR MONITOR"	→		→	TEST STATUS→OFF				
		←	"IDLE 計測 No. 0 4"	→	TEST STATUS→ON CAL STATUS→ON HARD COPY 0~6	→	Log Sheet 記入	→	TEST No.記入
				←	"No.1計測終了" CAL STATUS→OFF TEST STATUS→OFF	←	"No.2計測終了"	←	"No.3計測終了"
		←	"IDLE 計測終了" "計測 No. 0 5"	→	TEST STATUS→ON	→	Log Sheet 記入	→	TEST No.記入

DATE 1984 . | FLT No. | PAGE /

This document is provided by JAXA.



This document is provided by JAXA.

BEFORE L/D C'K ~ LANDING ~ 停止 (1/3)

F J R エンジン・スケジュール	操縦席操作及びコール内容		試験統制者コール内容		計測ラック (No.1ラック)		操作ラック (No.3ラック)		汎用計測架台 (No.3ラック)
W/M IDLE G F		←	"試験終了 TEST No. 9 4"	→	TEST STATUS→ON	→	Log Sheet 記入	→	TEST No.記入
	"READY TO CORRIDOR MONITOR"				TEST STATUS→OFF				
		←	"IDLE 計測 No. 9 5"	→	TEST STATUS→ON CAL STATUS→ON HARD COPY 0~6	→	Log Sheet 記入	→	TEST No.記入
				←	"No.1計測終了" CAL STATUS→OFF	←	"No.2計測終了"	←	"No.3計測終了"
		←	"IDLE 計測終了"		TEST STATUS→OFF				
		←	"TEST No. 9 6"	→	TEST STATUS→ON				
	"DESCENDING CHECK" →				→				
	"FJR ENGINE THROTTLE LEVER FLIGHT IDLE"	←		←			"FLIGHT IDLE"		
	"THRUST LIMIT SW. LIMIT"	→				→			
	スロットル・レバー・ストッパ収納	←		←		←	"LIMIT"		
	"BEFORE LANDING CHECK"	→				→			
	"FJR ENGINE GROUND IDLE"	→				→	滑油低圧警報灯が点灯すれば		
		←				←	"OIL PRESS LIGHT ON ; XX psig"		
	"READY TO LAND"								

DATE 1984 . | FLT No. | PAGE /

This document is provided by JAXA.

BEFORE L/D C'K ~ LANDING ~ 停止 (2/3)

F J R エンジン・スケジュール	操縦席操作及び コール内容		試験統制者 コール内容		計測ラック (No.1ラック)		操作ラック (No.2ラック)		汎用計測架台 (No.3ラック)
W/M IDLE G F	"RAMP IN"								
	"スロットル・レバー切り替え; FJR ENGINE THROTTLE LEVER GROUND IDLE"	→				→			
		←		←			"GROUND IDLE"		
	"THROTTLE LEVER SELECT SW. CARGO"	→				→			
		←		←			"THROTTHLE AVAIL LIGHT ON"		
	"THROTTHLE AVAIL LIGHT OFF"	→				→	FJR ENGINE INSTRUMENT MONITOR		
		←	"IDLE 計測 No. 97"	→	TEST STATUS→ON CAL STATUS→ON HARD COPY 3~5	→	Log Sheet 記入	→	TEST No.記入
				←	"No.1計測終了" CAL STATUS→OFF TEST STATUS→OFF	←	"No.2計測終了"	←	"No.3計測終了"
		←	"IDLE 計測終了"						
		←	"停止計測 TEST No. 98"	←	TEST STATUS→ON		Log Sheet 記入	→	TEST No.記入
		←	"FJR ENGINE CUT *秒前" (*=10~30)	→		→		→	
		←	"10秒前、5秒前 CUT READY、NOW"	→		→	COAST DOWN 計測 THROTTLE LEVER →CUT OFF		
				←	"No.1計測終了"	←	"No.2計測終了"	←	"No.3計測終了"
		←	"FJR ENGINE 停止"						

DATE 1984 . FLT No. PAGE /

This document is provided by JAXA.

BEFORE L/D C'K ~ LANDING ~ 停止 (3/3)

F J R エンジン・スケジュール	操縦席操作及び コール内容		試験統制者 コール内容		計測ラック (No.1ラック)		操作ラック (No.2ラック)		汎用計測架台 (No.3ラック)
W/M IDLE		←	"ゼロ・リード No.99"	→	TEST STATUS→ON CAL STATUS→ON HARD COPY 0~6	→	Log Sheet 記入	→	TEST No.記入
						←	"ゼロ・リード完了"		X-T RECORD →STOP
		←	"FJR ENGINE 停止後点検実施"	→			FJR ENGINE停止後点検をチェック・リストにより実施		
	FJR ENGINE 停止後点検をチェック・リストにより実施			←			"停止後点検完了"		
				←	"ゼロ・リード 完了"				
					CAL STATUS→OFF TEST STATUS→OFF PCM RECORD→STOP				
			"ラック電源OFF"	→	電源→OFF		電源→OFF		電源→OFF
		←	"母機エンジン停止して宜し."						

DATE 1984 . FLT No. PAGE /

This document is provided by JAXA.

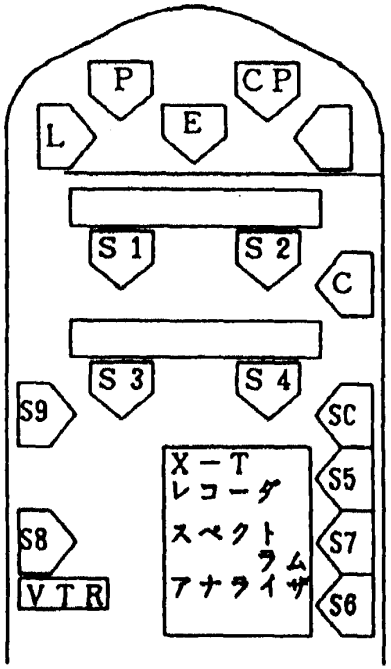
付録5　飛行試験計画

(1／4)

群司令	航技研	C－1FTB機飛行試験計画	航空実験団	計画飛行番号
		試験名称　FJRエンジン空中試験協力		F－C105

飛実群本部		飛行隊	計測隊	航技隊	作成担当
					PILOT

人員配置



目的

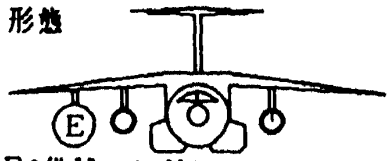
FJRエンジンに関するデータを取得する

1．ウインドミルでの始動及びエンジン停止直後の再始動を行ない、それぞれの特性を確認する。

2．ウインドミル時の機能確認を行ない、またウインドミル抵抗を得る。

3．コントロール・アンプの機能を確認する。

形態



E：供試エンジン
FJR710／600S

試験空域	G
実施日	59．4．10
計画	11:20　13:50
飛行時間	2時間30分

試験項目	備考
1.再始動	10M
2.ウインドミル	(15M)
3.始動	
4.C／A機能確認	10M&18M

随伴機

機種	機番
T－33	353
T/O 11:30	L/D 13:30
飛行時間	2時間0分
操縦者	

乗員

機長 操縦士等	操縦士
	FLT ENG LD MSTR
試験計測員等	試験統制 測統制

計測員

S_1	
S_2	
S_3	
S_4	
S_5	
S_6	
S_7	
S_8	
S_9	

飛行制限等

1.速度制限

2.BINGO FUEL

3.離着陸時横風制限
　右10kt、左19kt

4.運動荷重倍数
　FLAP上げ　0～2.5G
　FLAP下げ　0～1.7G

結線状態：エンジン計装

使用計測装置

1.機上データ処理装置

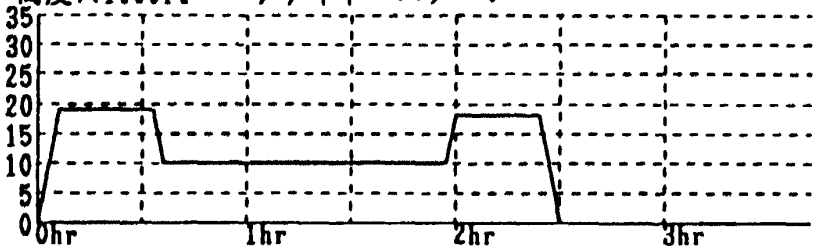
2.X－Tレコーダ

3.VTR

4.スペクトラム・アナライザ

		T／O	L／D
全備重量		40,100kg	33,800kg
重心位置		29.3%MAX	30.3%MAX
燃料	主	18000LBS	5150LBS
	中央翼	950LBS	0LBS
	補助 左	3050LBS	3050LBS
	補助 右	0LBS	0LBS
	合計	22000LBS	8200LBS

高度×1000ft　フライト・パターン



This document is provided by JAXA.

(2／4)

C－1FTB飛行試験計画			試験名称 FJRエンジン空中試験協力				実施日 昭和59年4月12日				計画飛行番号 F－C105
試験ケースNo.		試験項目	試験条件								備考
TEST No.	MEASURE No.		高度 10^3ft	速度 Mach (KIAS)	フラップ	脚	C－1エンジン状態 No.1(EPR)	C－1エンジン状態 No.2(EPR)	FJR エンジン状態	FJR エンジン操作者	
1	01	FJR始動	－	－	－	－	－	－	START→G/I	OPER	
2		離陸	－	－	10°	DN→UP	As REQ	As REQ	G／I	CO－PI	PCM、X－Tレコーダによりデータを記録する。
3	04	モニタ	4or19	As REQ	UP	UP	As REQ	As REQ	F／I	CO－PI	
		スロットル・レバー切り換え。									
4	40	再始動(H)	10	240	UP	UP			F/I→W/M W/M→F/I	OPER	再始動を予測
5	41	再始動(H)	10	220	UP	UP			F/I→W/M W/M→F/I	OPER	再始動の可否の限界と予測
6	42	再始動(H)	10	200	UP	UP			F/I→W/M W/M→F/I	OPER	不完全再始動を予測
		Igniter の Duty Cycle により3分間待機									
7	43	再始動(H)	10	180	UP	UP			F/I→W/M W/M→F/I	OPER	不完全再始動を予測
8	44	再始動(H)	10	160	As REQ	UP			F/I→W/M W/M→F/I	OPER	不完全再始動を予測
9	45	再始動(H)	10	140	As REQ	UP			F/I→W/M W/M→F/I	OPER	不完全再始動を予測
10	55 55－1	WINDMILL	10	0.3	UP	UP			W／M	OPER 定常計測	非定常計測5分間
11	56 56－1	WINDMILL	10	0.4	UP	UP			W／M	OPER 定常計測	非定常計測5分間

以下省略

注1； 再始動試験のスロットル・レバー操作はカット・オフ位置からグランド・アイドル位置への移行である。グランド・アイドル位置においてN2が60％に到達後、次のケースの準備のためにスロットル・レバーをフライト・アイドル位置に進めて静定を待つ。

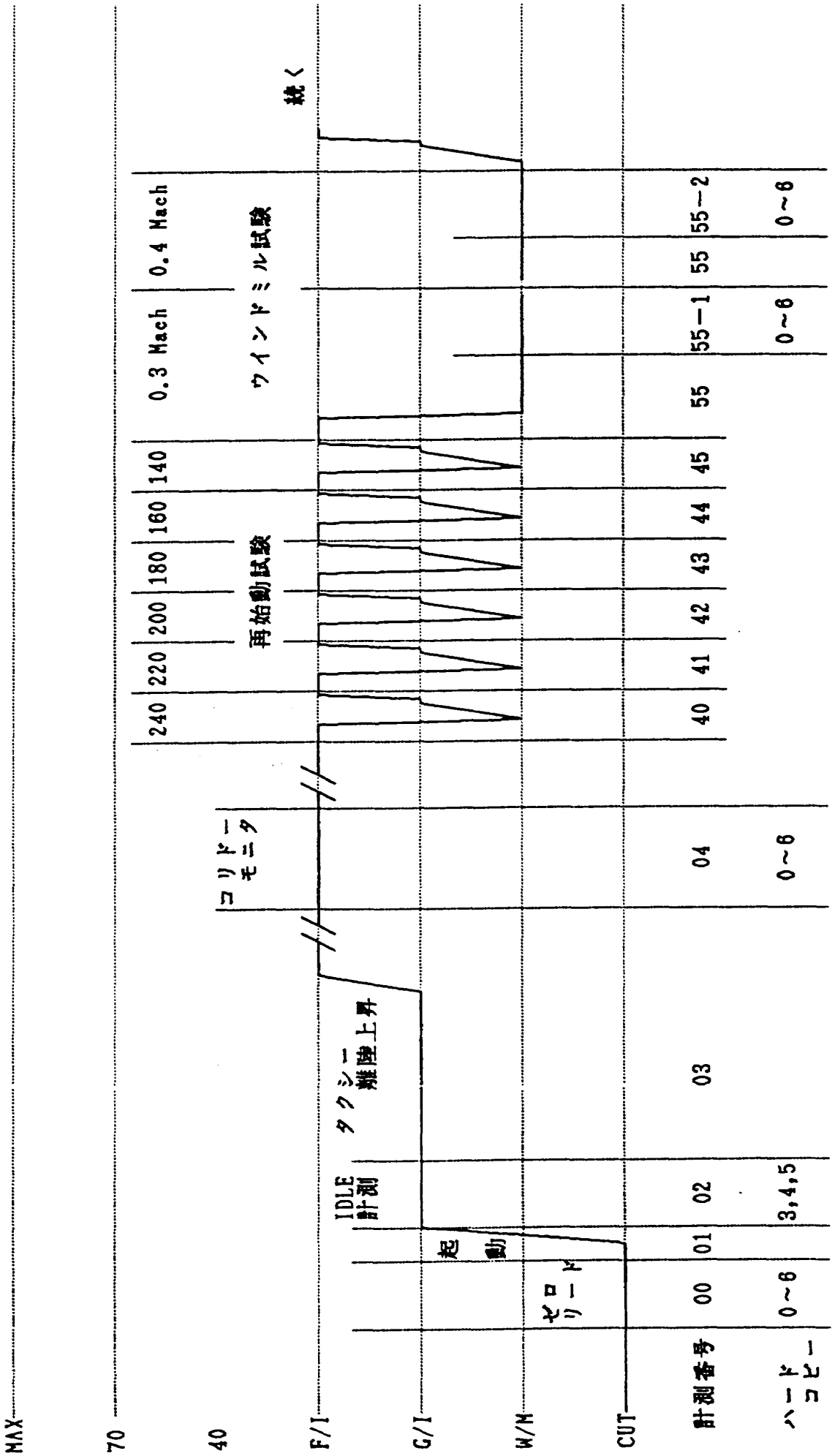
注2； スロットル・レバー操作後2分以内にN2が60％に達しない時は不完全再始動と見なす。

注3； 再始動始動試験に限り始動時のEGT制限を800℃とする。

注4； 不完全再始動の場合は MEASURE No.55 ウインドミル試験に移行する。

This document is provided by JAXA.

(3／4)



This document is provided by JAXA.

随 伴 要 領

(4/4)

1．随伴機任務

(1)試験中の空中監視補助

(2)緊急時等の通信・連絡補助

(3)供試体の状態監視

(4)供試体の写真撮影

2．随伴要領

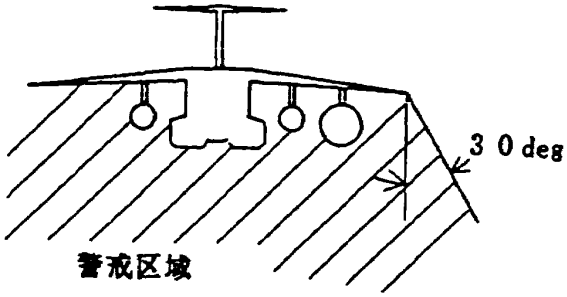
(1)試験中は主として試験機右側方100～200ft近辺に位置し、空中監視補助及び右主翼・供試体の状態監視又は写真撮影を行なう。

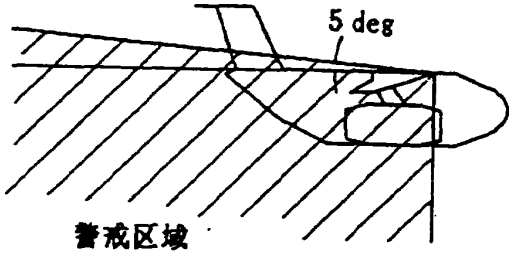
(2)緊急事態発生等の場合には適当な位置に占位し、適宜通信連絡の補助にあたるものとする。

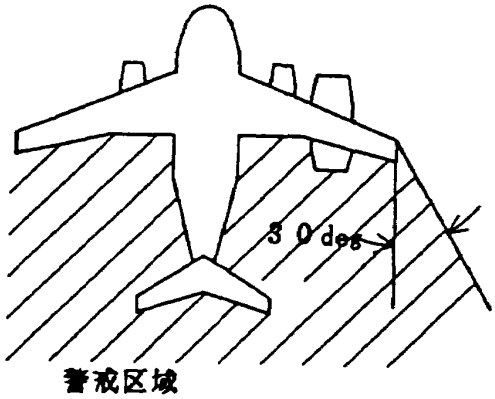
(3)試験中は右記警戒区域内には極力入らぬこと。

3．器材

16mm撮影機又はスチル・カメラ







This document is provided by JAXA.

付録6. 整備実施記録

2月6日

PR

・異常なし

▼G−C089

BPO

・FAN BLADEの3枚に小さい傷。→問題なし。

・AGB BREATHER部からオイルにじみ。→スリー・ボンド2082塗布。

・TURB. MID FRAME #5 STRUT COVERからオイルにじみ。→シール材塗布。

・N_1のCRT表示不良。→計測ラック入力コネクタ接触不良修理。

・Vi速度計再較正

・TH振動計のノイズ。→5フェーズ点検時に対策実施。

2月7日

PR

・STOPPER LIMIT SW.のナットとネジ脱落。→正規に取り付けコンパウンドでポッティング

・TLA計のゼロ点調整。

・Vi速度計較正係数入力。

・SPECTRUM ANALYSERの較正。

・BREATHER部のシール材は硬化不十分。

2月8日

PR

・THROTTLE LEVERをG/I位置に操作したときに最初2〜3回リグ・ピンが入らなかった。→THRT LEVER組立自体に2^0のガタがある。CKPTおよびCARGのTLA計の指示とFCUの角度はあっている。

・BREATHER部シール材硬化確認。

・HPタービン位置を示すテープ貼付。

・SPECTRUM ANALYSERのEUダイヤルおよびX−Tレコーダに誤操作防止措置。

2月9日

PR

▼F−C090

BPO

・BREATHERのサンプ配管がAGBに入る付近にオイル漏れ。→2月10日に調査。

・No 2 BRG. OIL SUPPLY TUBEのT継手部にオイルにじみ。→継手ナットのトルクC'K。

・TURB. MID FRAME #5 STRUT COVERから若干オイル漏洩。→再コーティング。

2月9日〜10日

初飛行後点検

・コア・カウル内部へのオイル浸出(付録6.不具合対策1.項参照)。

・スタータのSEAL DRAIN TUBEからのオイル漏れ。→スタータのオイル減少はみられない。

・スタータ取付のAGB側SEAL DRAINの排出量0.5cc

・左舷ファン・カウルの後側ラッチのネジ2個追加取り付け。

C−1FTB機ジャッキ・アップ方法の検討(関連文書88)。

2月10日〜14日

ドレン・マスト出口形状変更改修およびオイル浸出部に対するシール材塗布。

2月13日〜14日

・試験母機左脚上げ確認。

2月15日

PR

・抽気SHUT OFF VALVEのソレノイドの正常作動を確認。

・NSTA1965のファン・カウルと下部扉の合わせ面にマスキング。

・シグコン温度計測カード取り外し箇所にマスキング。

・機外監視用VTR設置。

▼F−C091

BPO

・右側ファン・カウル後側ラッチ部にオイル付着。→SCAVENGE FILTERからのオイ

This document is provided by JAXA.

ル。

・右側下部扉前端から200mm後方内側にオイル付着。→OIL SUPPLY FILTERからのオイル。

・NSTA1965の下面外板にオイル付着。→スタータのSEAL DRAIN PORTからのオイル。

・NSTA3130の下面外板にオイル付着。→TURB.MID FRAMEからのオイル。

・供試体ナセル左側後半部の外板全面にオイル濡れ。→JT−8DエンジンのBREATHER。

・SOAPのためオイル60cc採取。

・OIL SUPPLY FILTERにオイル付着。→ネジ部に溜ったオイル。

・SCAVENGE FILTERにオイル付着。→ネジ部に溜ったオイル。

・SHROUD. INNER OGV, FAN. VANE, STG 2, FANおよびLIP, BYPASSにオイル湿り。→様子をみる。

・TURB. MID FRAME #5 STRUT SEAL CAP部のオイル漏れ。→様子をみる。

・COMPRESSORの垂直フランジ接合面に焼け焦げたオイル付着。→様子をみる。

2月16日

PR

・NSTA3130下面外板にオイル付着。→TURB. MID FRAME No.5 STRUTからのオイル。

・THROTTLE LEVER PANELの目盛板のF/Iマークを TLA計の32°位置にセット(CKPTおよびCARGO)。

▼F−C092

BPO

・左側ファン・カウルのステイをとめるクイック・リリーズ・ピンのボール脱落。→部品交換。

・冷却空気配管ベローの損傷(不具合対策Ⅱ.参照)。

・最終段抽気ポート付近からのオイルにじみ。→再コーティングする。

・TURB. MID FRAME #5 STRUT COVERのオイルにじみ。→再コーティングする。

・SCAVENGE FILTERからのオイル漏れ。→ネジ部に溜まったオイルの浸出。

・OIL FILTER全体のオイル湿り。→ネジ部に溜まったオイルの浸出。

・消火ボトル取付ブラケットをAGBに取り付けている面からのオイル漏れ。→様子を見る。

・AGBのHYDRO PUMP部 SEAL DRAIN PLUGからオイル排出約10cc。

・BREATHER MASTからのオイルによる外板のオイル濡れ。→問題なし。

・NSTA3130付近の下部セパレータ上面にオイル付着。→TURB. MID FRAME #5 STRUT COVERからのオイルの残留。

・合流排気ダクト内面1時30分位置にオイル付着。→右側始動抽気口からのオイル。

・下面外板にオイル付着。→様子をみる。

・ファン・カウル後方ラッチ部内面にオイル付着。→消火ボトル取付ブラケットをAGBに取り付けている面からのオイル。

・スタータのSEAL DRAIN PORTからごく僅かのオイル漏れ。

・OIL TANKよりオイル約2 literドレン。→2月17日2クォート補給。

・飛行特性計測形態への変更着手。

2月16日〜17日

第3回飛行後点検

・SOAPのためオイル85cc採取。

・パイロン前縁部燃料配管の燃料湿り→ナット増し締め後ブースト圧をかけて点検。

・No.04 BRG. のSCAVENGE PUMPのMCDにカーボン2粒付着→STRAINERは汚れていない。

・燃料ホース下端継手部に燃料湿り。→継手を増し締め後ブースト圧をかけて点検。

2月17日〜25日

計装変更作業

・X−Tレコーダ較正および導通C'K。

・温度計測シグコン取り付けおよび較正。

・計測つなぎ替え(フラッタ計測→エンジン計測)。

・飛行特性計測のためのパッチング変更作業。

・SPECTRUM ANALYSER較正。

This document is provided by JAXA.

・TH振動ノイズ対策。
・圧力計測36chC'Kおよび較正。
・計測系統作動C'K。
・スタータ入口圧力X-Tレコーダ較正。

2月18日～20日

・TURB. MID FRAME #5 STRUT DRAIN PORTにSEAL CAP取付。

試験母機5フェーズ点検

2月21日～24日

・スタータの潤滑油汚濁およびMCDへの金属砕片付着（付録6.不具合対策Ⅲ参照）。→スタータ交換(S/N P-110→P-106)。
・スタータ入口圧計装取り付け。
・スタータのSEAL DRAIN TUBE改修。
・冷却用空気配管のベロー部分を除去しチューブを溶接。

2月27日

PR

・OIL TANKにオイル1クォート補給。

FJRエンジンのモータリングおよびG/Iまでの運転

・スタータ入口圧力計測。

BPO

・スタータのMCDにチップが少量付着。→様子をみる。
・ドレン・タンク排出油量。モータリング後140cc，G/Iまで運転後220cc。
・スタータ入口圧力計測形態をエンジン計測形態に復旧。
・OIL FILTERにオイルにじみ。→取り付け時にネジ部に残留していたオイル。

2月28日

PR

・OIL TANKにオイル2クォート補給。

▼F-C093

BPO

・下部扉リベットに少々浮きあり。→様子をみる。
・スタータのオイル異常なし。
・サイド・パネルのネジ1本交換。
・TURB. MID FRAME #5 STRUT SEAL CAPなどにオイル4滴付着。→問題なし。
・THROTTLE LEVER下げでF/I位置がずれる。→様子をみる。
・TURB. MID FRAME STRUT冷却空気配管の入り口部にオイルのにじみ。→再シールする。
・X-Tレコーダの計測形態変更（飛行特性計測→エンジン計測）。
・FUEL FILTERのCAUTION LAMP交換。

2月29日

PR

・右舷側下部扉の少々浮いていたリベットをかしめ直した。
・THROTTLE LEVER操作時にF/I位置でヒステリシスがある。

▼F-C094

BPO

・スタータのMCDにチップが少量付着。→様子をみる。
・ファン・ケーシングに少々ラビングあり。→問題なし。
・THROTTLE LEVERにヒステリシスあり。（付録7.不具合対策Ⅳ.参照）。
・SPECTRUM ANALYSERの画面乱れ。→プリント基板のコネクタ清掃。
・右舷下部扉の内面にオイル付着。→ OIL FILTERからのオイル。
・STARTING BLEED VALVE前後のダクト継手部にオイル付着。→シールする。
・COMPRESSORの垂直フランジ接合面にオイル湿り。→再シールする。
・STARTING BLEED VALVEの下方にオイル付着。→SBVからのオイル。
・OIL FILTERにオイルにじみ。→ネジ部に残留していたオイル。
・FUEL TEMP CONTROL VALVEの前端の盲蓋取付部および前方下配管取付部にオイルにじみ。→シールする。
・12段抽気ポート部にオイルにじみ。→再シールする。
・TURB. MID FRAME STRUT冷却空気配管の入り口部にオイルのにじみ。→再シールする。

This document is provided by JAXA.

2月29日～3月3日

・副操縦士席THROTTLE LEVERのMAXストッパ改修およびコードラントのマーキング追加。（付録7. 不具合対策V. 参照）。

・動力操作系統のヒステリシス計測および是正措置。（付録7. 不具合対策Ⅳ. 参照）。

・P7計測系統のC'K。

・供試体ナセル外板のアクセス・パネルの取り外し，取り付けおよびシール。

・ナセル内部燃料配管の増し締めおよびブースタ・ポンプ作動によるC'K。

・エンジンのオイル漏洩部のシール作業。

3月5日

PR

・THROTTLE LEVERをCUT OFF位置にしてFCUが1.5°～3.5°に残る。→様子をみる。

▼F−C095

BPO

・スタータのMCDにチップが少量付着。→様子をみる。

・右舷下部扉内面にオイル付着。→OIL FILTERからのオイルおよびOIL PUMP入口STRAINERのボルト部からのオイル。

・左舷前方コア・カウルの前から2つ目のラッチ部にオイル付着。→COMPRESSORの垂直フランジ接合面からのオイル。

・TURB. MID FRAME #5 STRUT SEAL CAPにオイル1滴付着。→問題なし。

・FCU取付部にオイル湿り。→シールする。

・COMPRESSORの垂直フランジにオイルにじみ。→再シール

・No.1とNo.4のSEAL DRAIN LINEの下部防火壁貫通部継手にオイル付着。

・OIL FILTERにオイルにじみ。→ネジ部に残留していたオイル。

・OIL PUMP入口STRAINERのボルト（1本）にオイル付着。→様子をみる。

・SCAVENGE FILTERにオイルにじみ。→ネジ部に残留していたオイル。

・スタータのMCDにチップが少量付着。→様子をみる。

3月8日

PR

・動力操作系統メイン・ロンジロン下のロッド・エンドを1/2回転調整。

・スタータのオイル異常なし。

・種々のスイッチを操作したときにCARGOのN_1計が2～3%振れて時々0に戻る。→モータリングで異常の有無を確認する。（付録7. 不具合対策Ⅸ. ）

・種々のスイッチを操作したときにN_2計およびWf計が1度振れるがゼロに戻る。→様子をみる。

▼F−C096

BPO

・右舷前方コア・カウル内面に僅かにオイル湿り。→様子をみる。

・右舷ファン・カウル内面にオイル1すじ付着。→SCAVENGE FILTERからのオイル。

・右舷下部扉内面にオイル付着。→OIL FILTERからのオイル。

・CASING REAR, COMPRESSORの水平フランジ前，後端部にオイルにじみ。

・No.1とNo.01のSEAL DRAIN LINEの下部火壁貫通部継手にオイル付着。

・OIL PUMP入口STRAINER（No.1およびNo.01）のボルトにオイル付着。→OIL FILTERからのオイル。

・OIL FILTERにオイルにじみ。

・SCAVENGE FILTERにオイルにじみ。

・OIL PUMPのボルトにオイル付着。→OIL FILTERからのオイル。

3月9日

PR

・ハード・コピーが1回紙詰まりを起こした。

・N_1計コンデンサ容量調査。→CKPTは0.036 μF，CARGOは0.03μF。

▼F−C097

BPO

・スタータのMCDにチップ少量付着。→問題なし。

・スタータのオイル異常なし。

・ナセル内燃料配管に漏洩なし。

This document is provided by JAXA.

・NSTA1965のシールずれ。→修正。
・オイル1クォート補給。
・SCAVENGE FILTERオイルにじみ。→点検後再取付時の残留オイル。
・OIL TANKのDRAIN PORTにオイルにじみ。→増し締め。
・OIL FILTERにオイルにじみ。→点検後再取付時の残留オイル。
・No.1とNo.01のSEAL DRAIN LINEの下部防火壁貫通部継手にオイル付着。
・TURB. MID FRAME #5 STRUT SEAL CAPにオイル0.7cc溜まり。→問題なし。
・消火ボトル取付ブラケットをAGBに取り付けている面のオイルにじみ。→様子を見る。
・HYDRO PUMP SEAL DRAIN PLUGからオイル排出約35cc。

3月12日

PR

・異常なし。

▼F−C098

BPO

・BREATHER PORT部にオイルにじみ→シールする。
・SCAVENGE FILTERにオイルにじみ。
・OIL FILTERにオイルにじみ。

3月13日

PR

・合流ノズル上部にテンプレート貼付(43℃〜132℃)。

▼F−C099

BPO

・SCAVENGE FILTERにオイルにじみ。
・OIL FILTERにオイルにじみ。
・温度計測結果。

コア・ノズル外側TOP位置
132〜136℃
合流ダクト外側TOP位置
MAX60〜64℃
合流ダクト内側TOP位置
MAX93〜120℃

3月13日〜14日

・SOAPのためオイル90cc採取。
・潤滑油交換　排出量：OIL TANKから16 liter, AGBから3 liter
補給量：18.5クォート
・No.3 & 03 BRG. からのSCAVENGE SCREENにカーボン付着。
・ウェット&ドライ・モータリング後のドレン・タンクからの排出量150cc

3月15日

PR

・異常なし。

▼F−C100

BPO

・ナセル外板継ぎ目RTVシーリング・コンパウンド塗布。
・No.3 & 03のSCAVENGE PUMPのSCREEN ELEMENTに微量のカーボン付着。→様子をみる。
・OIL TANKのDRAIN PORTの盲蓋にオイルにじみ。→点検後再取付時の残留オイル。
・AGBのMCD取付部にオイルにじみ。→点検後再取付時の残留オイル。
・OIL FILTERにオイルにじみ。→点検後再取付時の残留オイル。
・TURB. MID FRAME #5 STRUT SEAL CAPにオイル約3cc。→問題なし。

3月16日

PR

・異常なし。
・左側アクセス・パネルのシールおよびマーキング補修。

3月16日〜21日

圧力計測系統のC'K。

3月21日

PR

・異常なし。
・ナセル外板継目のシールおよびマーキング補修。

3月22日

PR

・異常なし。

This document is provided by JAXA.

3月23日

PR

・異常なし。

▼F−C101

EPO

・BREATHER出口にオイルにじみ。

・PfbのCRT表示が振り切れている。

BPO

・マーキング補修。

・Pfbチェックのためアクセス・パネルを1枚外した。

・AGBのBREATHER取付部にオイルにじみ。→RTVシリコン・ゴム塗布。

・TURB. MID FRAME #5 STRUT SEAL CAPにオイル約0.8cc。→問題なし。

・PfbのCRT表示が振り切れている。→空気圧による計測系統のC'Kは異常なし。

・$P_{3\ 2}$ および $P_{3\ 3}$ のシグコンのレンジを正規に戻した。

3月23日〜24日

PfbのCRT表示の振り切れに関する調査と検討(関連文書66の添付資料5参照)。

3月26日

PR

・異常なし。

▼F−C102

EPO

・OIL FILTER付近にオイル付着。→BREATHER DRAIN PORTとファン・カウルの合わせ目からのオイル。

・PfbのCRT表示が母機エンジン・カット後約10分で振り切れた。→燃料の熱膨張のためで問題なし。

・最終段BLEED SHUT OFF VALVEのVENT PORT付近のBUFFLE PLATEにオイル付着。

▼F−C103

BPO

・スタータのオイル異常なし。

・TURB. MID FRAME #5 STRUT SEAL CAPにオイル約1.5cc。→問題なし。

・THROTTLE LEVERカット時にTLA計が約6°で停滞することがある。→シグコンのノイズに起因しているが問題なし。

・PfbのCRT表示が振り切れたままである。→燃料の熱膨張のためで問題なし。

・最終段BLEED SHUT OFF VALVEのVENT PORT付近のBUFFLE PLATEにオイル付着。

3月28日

・TLA計測系統の不具合調整(付録7.不具合対策X.参照)。

・N_1計ノイズ防止用コンデンサ交換(付録7.不具合対策Ⅸ.参照)。

3月30日

・X−Tレコーダに $T_{3\ 3}$ および T_7 を追加し較正。

・SPECTRUM ANALYSERの交換および較正

4月2日

PR

・異常なし。

▼F−C104

BPO

・DRAIN TANKからのドレン量約1090cc。

・TURB. MID FRAME #5 STRUT SEAL CAPにオイル約68cc。→ウインドミル試験のため。

・THROTTLE LEVERカット時にTLA計が約6°で停滞することがある。→シグコンのノイズに起因しているが問題なし。

ウインドミル後の特別点検

・異常なし。

4月3日

EGT MAX後ボア・スコープ点検

・異常なし。

エンジンF/I以上10時間運転後点検

・異常なし。

4月4日

PR

・前方コア・カウルのラッチのスプリングが外れた。→修復。

4月5日

PR

・コア・カウル当たり面のガスケットが剝落。

This document is provided by JAXA.

→修復。

4月6日

PR

・異常なし。

4月9日

PR

・異常なし。

・スタータ入口圧力計測形態への変更

ドライ・モータリング2回

・スタータ入口空気圧力の計測。

BPO

・スタータのMCDにチップが1片付着。→問題なし。

・スタータのオイルに若干汚れ。→様子をみる。

・スタータ入口圧力計測形態を元に戻した。

・X−Tレコーダ計測形態を元に戻した。

・TURB. MID FRAME #5 STRUT SEAL CAPにオイル約1cc。→問題なし。

・OIL TANKのレベルがやや下がり気味である。→補給不要。

4月10日

機動試験前構造点検

・異常なし。

・スタータのオイル交換　排出量440cc，補給量480cc

4月11日

PR

・前方コア・カウルのラッチのスプリングが外れた。→修復。

FJRエンジン始動失敗（付録7.不具合対策Ⅵ.参照）

ドライ・モータリング

BPO

・スタータのオート・カット機能不良のためスタータ交換。(S/N P−106→P−107)

・CASING LPTのNo.5 STRUT部にオイル付着。→低回転のため。

・TURB. MID FRAME #5 STRUT SEAL CAPにオイル約20cc。→低回転のため。

4月12日

PR

・スタータにオイル6cc補給。

地上空気源接続ホースの設置方法の変更作業および始動試験（関連文書66の添付資料5参照）

EPO

・スタータ入口圧力計測形態を元に戻した。

・X−Tレコーダ計測形態を元に戻した。

▼F−C105

BPO

・左舷前方コア・カウルの前から3つ目のラッチを交換。

・TURB. MID FRAME #5 STRUT SEAL CAPにオイル約40cc。→ウインドミル試験のため。

・消火ボトル取付部のAGB側SEAL DRAIN排出口からのドレン量1cc。

・N_1計測回路の作動C'K。→N_1計交換（S/N 1006A→1003）。

ウインドミル後の特別点検

・異常なし。

4月13日

PR

・DRAIN TANKのオーバフロー配管とファン・カウルの当たり面のクッションを新品に交換。

・オイル700cc補給。

・OIL TANK補給口の盲蓋のOリングを新品に交換。

・$Ps_{21\ 4}$計測用シグコン不良のためカード交換。

▼F−C106

BPO

・NSTA1965のDOOR SUPPORT FRAMEのクッション・ラバー若干剝がれ。→RTVシリコン・ゴムで補修。

・下部扉内面にオイル付着。→OIL FILTERからのオイル。

・TURB. MID FRAME #5 STRUT SEAL CAPにオイル約2cc。→問題なし。

・OIL FILTERにオイル付着。→取付時にネジ部に残留していたオイル。

・$Ps_{21\ 4}$較正。

・熱電対基準接点箱の入力コネクタ清掃。

This document is provided by JAXA.

ウインドミル後の特別点検

・異常なし。

4月16日

PR

・異常なし。

4月17日

PR

・STOPPERのLIMIT SWITCHのターミナルのねじを増し締めしRTVでポッティング。

▼F−C107

BPO

・スタータにオイル8cc補給。

・スタータのSEAL DRAIN PORT後部下部扉外面にオイル付着。

・OIL TANKにオイル1クォート補給。

・TURB. MID FRAME #5 STRUT SEAL CAPにオイル約3cc。→問題なし。

ウインドミル後の特別点検

・異常なし。

燃料SHUT OFF VALVE"閉"後の特別点検

・燃料F/D FILTERの洗浄。

・ドレン・タンクからの排出量110cc。

4月18日

PR

・スタータ取付部AGB側シール・ドレン口からの排出量3滴。

・消火ボトル取付部AGB側シール・ドレン口からの排出量0.5cc。

・IDG取付部AGB側シール・ドレン口からの排出量70cc。

・FTB燃料SHUT OFF VALVEのスイッチを"開"状態としSAFETY WIREをかけた。

▼F−C108

BPO

・OIL FILTER直下の下部扉内面にオイル付着。→OIL FILTERからのオイル。

・下部扉，ノズル外板下部にオイル付着。→スタータおよびAGB側SEAL DRAIN PORTからの排出オイル。

・ファンの1SV部にNo.01 BRG. の CARBON SEALから漏洩したオイル(7mm×25mm)が付着。

・OIL FILTER外面にオイル付着。→取付時にネジ部に残留していたオイル。

・スタータ取付部のAGB側シール・ドレン口からの排出量1滴。

・TURB. MID FRAME #5 STRUT SEAL CAPにオイル約20cc。→ ウインドミルのため。

ウインドミル後の特別点検

・異常なし。

4月20日

PR

・ファン1SV部にNo.01 BRG. の CARBON SEALから漏洩したオイル(0.3cc)が付着。

▼F−C109

BPO

・下部扉，ノズル外板下部にオイル付着。→スタータおよびAGB側SEAL DRAIN PORTからの排出オイル。

・TURB. MID FRAME #5 STRUT SEAL CAPにオイル約75cc。→ ウインドミルのため。

・OIL FILTERのBOWL外面にオイル付着。→取付時にネジ部に付着していたオイル。

ウインドミル後の特別点検。

・異常なし。

4月22日〜24日

20飛行後のフェイズ点検

・No.4 BRG. からのSCAVENGE SCREENに0.5mm×2mmのカーボン数個付着。

・SOAPのためオイル90cc採取。

・ウェット&ドライ・モータリング後のドレン・タンクからの排出量165cc

・OIL TANKへオイル4クォート補給。

以下は地上運転試験であるが飛行試験に準じてPR，BPOを行なった。

4月24日

PR

・異常なし。

BPO

・エンジン運転中スタータのSEAL DRAIN TURBから5秒に1滴の割合でオイル滴下。

・TRUB. MID FRAME #5 STRUT SEAL

This document is provided by JAXA.

CAPにオイル約5cc。→問題なし。

・No.03 BRG. からのSCAVENGE SCREENに約2mm角のカーボン1個付着。

・OIL FILTERにオイル付着。→取付時にネジ部に付着していたオイル。

・コア・カウルのラッチ部に少量のオイル付着。

4月25日

PR

・スタータにオイル10cc補給。

・スタータ取付部AGB側ドレン口にビニール・チューブを付けてシール・ドレン量を調べた。

抽気および急加減速試験

・急加減速試験の途中THROTTLE LEVERにエンジンが追随しない不具合発生。

BPO

・エンジン運転中スタータのSEAL DRAIN TUBEから最大1秒に1滴の割合でオイル滴下。

・TURB. MID FRAME #5 STRUT SEAL CAPにオイル0.3cc。→問題なし。

・No.03 BRG. からのSCAVENGE SCREENに約0.5×1mmのカーボン1個付着。

・スタータ取付部のAGB側シール・ドレン口からのドレン量0.1cc。

・TLA計がスタック。→約2時間自然放置後回復。

始動系統性能確認試験の準備作業(関連文書66の添付資料20参照)

4月26日

PR

・異常なし。

始動系統性能確認試験

BPO

・TURB. MID FRAME #5 STRUT SEAL CAPにオイル約40cc。→低回転のため。

撤収作業

付録7. 不具合の発生と対策

不具合I. コア・カウル内部への潤滑油浸出

1. 事　象

第1回の飛行(F−C090)後のBPO点検時に次のような潤滑油の浸出が認められた。

浸出部位　圧縮機ケーシングの水平フランジおよび前後結合フランジ
空気抽出管取り付け部(圧縮機ケーシング，燃焼器ケーシング)

付着部位　浸出部位のほか下部防火壁の配管取り付けナット上面等

付着油量　全体で1cc程度

2. 推定原因

No.01ベアリング前方のカーボン・シールの内外差圧不足(300mmAq以下)によりサンプ室から潤滑油が浸出し，その1部が圧縮機流路の空気流に混入し，コア・カウル内に浸出した。内外差圧不足は次の原因によると推定される。

(1) 飛行に伴いブリーザ・マスト出口部の気流状況が地上運転時と異なり有効出口面積を減少させ，ギア・ボックス部内圧およびこれに繋がるカーボン・シール内圧を高めた。

(2) フラップ下げの影響による主翼下面の静圧増加，吹き上げ流によるブリーザ・マスト部の背圧増加もカーボン・シール内圧を高めるのに寄与した。

3. 対策及び所要日数

(1) 不具合原因2.(1)に対する対策としてブリーザ・マスト出口部分の形状を変更した。

(2) 潤滑油浸出部位に対するシール材塗布を行なった。

上記(1)および(2)を並行作業で実施し，2月15日の3rd T/Oに間に合わせた。

4. 対策の効果

(1) 対策3.(1)により，サンプ室からの潤滑油浸出を地上静止の運転状態相当に減少させることができた。

(2) 対策3.(2)により，圧縮機流路に潤滑油が入っ

This document is provided by JAXA.

た場合に，コア・カウル内部に浸出する量を相当程度減少させることができた。

(3) 対策後においては内外差圧不足の起こる可能性のあるエンジン運転条件と飛行条件の組み合わせは次のとおりであり，潤滑油浸出は極めて僅かになった。

Ground Idle ……地上静止

Ground Idle ……高度 3000ft 以下で飛行マッハ数 0.25 以下

Ground Idle ……高度 20000ft 以下で飛行マッハ数 0.3 以下

不具合 II．冷却用空気配管（P8502011G001）ベロー部分の損傷

1. 事　象

第3回の飛行（F−C092）後のフェイズ点検において発見されたタービン・ミッド・フレーム・ストラット冷却用空気配管（P8502011G001）ベロー部分の損傷（亀裂，開口発生およびブレード内部へのベロー破片脱落）。

2. 原因及び関連事項等の調査

本不具合は結局のところFJR710/600Sエンジン製造時点での図面管理の誤りに起因することが判明したが，原因が明確になるまでの調査に膨大な努力を要した。調査項目と結果について次に記るす。

(1) 同種ベローの使用状況調査（他機種を含む。）

YRC（横浜ゴム株式会社）&

IHI（石川島播磨重工業株式会社）実施

当該ベローと同じ Parts Numberのものは FJRエンジン以外には使用されていない。

(2) 当該ベローの設計基準，図面規定，試験条件等調査

YRC & IHI 実施

設計基準

取り付け許容変位	±4mm/32.4kg MAX	
最高使用圧力	30kg/cm^{2}G at 538℃	
バネ常数	8.1kg/mm	
固有振動数	軸方向	1177Hz
	直角方向	1400Hz
耐久性	変位±1.4mmに対し1×10^{4}回	
	変位±1.1mmに対し3×10^{4}回	

図面規定

IHIの図面規定がYRCの設計基準と異なっている部分についてはYRCとIHIの間の技術連絡書により了解済み。ただしIHIでの図面規定改訂は行なっていない。

試験条件

実際の使用条件に対して適正耐圧試験

18kg/cm^{2}G at Room Temperature

(3) 当該ベローの製造履歴・品質管理データ調査

YRC 実施

当該ベローにかかるチューブ・アッシイおよびそれと同じ Parts Number のチューブ・アッシイを構成する全部品について製造ロット番号の報告をうけた。検査記録は確認しないが良品とみなしてよいと判断した。

(4) FJR710/600S エンジンに供給されている全ベローの製造履歴・品質管理データ調査

YRC 実施

当該ベローと異なる Parts Number のベローをもつチューブ・アッシイを構成するベロー関連部品について製造ロット番号の報告をうけた。検査記録は確認しないが良品とみなしてよいと判断する。

(5) FJR組立ショップに保有する全ベローの履歴調査

IHI 実施

YRCからの供給品がFJRエンジンのどの号機に使用されているかについて報告を受けた。また運転履歴および不具合の発生について報告を受けた。

FJRエンジンによる運転実績

(P8702011G001を除き運転終了まで問題なし)

	#007	#008	#009	/600S
号機別運転時間	1157Hr,	755Hr,	442Hr	
P8602062G001	380Hr,	249H,	48Hr	目下問題なし
P8602029G001	1157Hr,	755Hr,	442Hr	目下問題なし
(ベローに無関係な改修によりP8602091G001と改称)				
P8702007G001	1157Hr,	755Hr,	442Hr	目下問題なし
P8702011G001	107Hr,	69Hrで破損	—	(13)参照

This document is provided by JAXA.

P8702015G001	1157Hr, 755Hr, 442Hr	目下問題なし
P8702060G001	724Hr, 521Hr, 299Hr	目下問題なし
P8702062G001	724Hr, 521Hr, 299Hr	目下問題なし
P8702064G001	689Hr, 504Hr, 359Hr	目下問題なし

(6) FJR710/600Sエンジンの他号機相当箇所に使用されている配管組立の寸法公差計算，耐圧検査およびザイグロ検査　IHI実施

耐圧検査　当該部品は3本中1本不合格

寸法公差計算（当該チューブ・アッシイの場合）

	製品公差	組立調整代	判定
ねじれ	±3.2°	±8.4°	調整代以内
軸方向伸び縮み	±1.98mm	±2.74mm	〃
オフセット	±12.8mm	±15.3mm	〃

ザイグロ検査は実施してもベロー部分を殆ど見ることが出来ないので中止

(7) 製造業者の品質管理体制調査

YRC 実施

YRCから報告を受けた。製品に重大な欠陥が無いことが分かったので立ち入り検査等は行なわなかった。

(8) 当該ベローの形状寸法調査

YRC実施関係者立会

良好

(9) 当該ベローのエンジンへの装着状況調査

YRC実施関係者立会

良好

(10) 当該ベローの損傷状況記録

KHI実施

クラックが7ケ所，欠落が5ケ所

(11) 破面調査，金属組織調査

KHI実施

破面は大部分こすれていて判定困難であるが疲労破面が認められる。金属組織，硬度共に異常は認められず，材料欠陥は無い。

(12) 当該ベローのクランプ方法の妥当性検討

IHI実施

熱変形量は小さい。振動による共振が考えられる。

(13) 高揚力システム試験時の形態との関係調査

IHI実施

当該ベローはFJR710/600の7号機第6回および第7回の試験で今回と同様のベロー破損事故を起こした。このため昭和55年2月以降総てのFJR710/600Sエンジンについて当該の配管からベロー部分を除去し，同材料のチューブを溶接して置き換える改修を済ませてあった。しかし，図面の改訂を怠ったために新規に製作されたFJR710/600Sエンジンでは元のベロー付きの状態に戻ってしまった。

(14) 当該ベロー損傷の発生時期調査

IHI実施

40～70時間でクラックが発生したときと推定される。

（推定根拠）

/600エンジンのP8702011G001については(5)参照

/600Sエンジンの P8702011G001については

#002 117Hrで破損発見

#004 58Hrで破損発見

#001 39Hrまで問題なし

#003 64Hrまで問題なし

#005 13Hrまで問題なし

(15) 当該ベローの損傷に伴なう二次被害の解析

IHI実施

タービン・ミッド・フレームのストラット部の温度が若干上がりクリープ・ラプチャー寿命が少し短くなるが全体寿命から考えて問題なし。

(16) FJR710/600Sエンジンで他の箇所に使用されているベローの損傷を想定した二次被害の解析

IHI実施

破損したベロー部からオイルが流出し，エンジン外表面およびナセル内部にオイルが付着する。

(17) 当該のベロー以外のベローの設計基準，図面規定

IHI実施

適正

(18) 未回収破片の行き先の推定および二次被害

This document is provided by JAXA.

害の可能性の検討

IHI 実施

ワイヤー・ブレードに付着していた可能性が大きい。ベロー下流のチューブ内部に入っている場合には僅かな確率ながら低圧タービン部流路に入る可能性があり，最悪の場合低圧タービン翼に深さ 0.2mm以下のデントを生ずると推算される。しかし，この大きさのデントはオーバホール・マニュアルの規定によって許容できるので当該エンジンの運転を続けてよいと判断した。

(19) 改修指示書で処理されて，製造図に反映されていないものの調査

IHI 実施

FJR710/600Sエンジンにかかわる総てのDEI(Deaign Engineering Instruction) 317～DEI 1552について調査を行ない，図面改定漏れがないことを確認した。

FJR710/600Sエンジンにかかわる総てのODR(Overhaul Defect Review)986件について調査を行ない，図面改定漏れは当該チューブ・アッシイのみであることを確認した。尚，図面改訂を要しないがオーバホール説明書の改訂を要するもの1件，整備および検査説明書の改訂を要するもの2件が発見された。

(20) 当該ベロー以外のベローを含む配管系の熱変形および振動解析

IHI 実施

(21) 当該配管のベローの有無の比較計算

IHI 実施

(22) ワイヤー・ブレード切れに対する検査基準の検討

IHI 実施

検討結果をFJR710/600Sエンジンの検査基準に反映する予定。

3. 対策案及び根拠

高揚力システム試験時の形態（チューブ・アッシイ P8702011G001のベロー関連部分を除去しその間にチューブを熔接）に改修する。根拠はチューブ熔接での十分な運転実績による。

4. 原因究明

なぜ当該の配管ではベローの破損が起こり，他の配管では起こらないのかについてIHIおよびNALにおいて振動試験，実機試験の方法について検討を行なう。

5. 対策日程案

計測継ぎ替え作業と並行して次の作業を行なう。

2月22日～23日	IHIにてチューブ・アッシイの改修
2月24日	2号機への取り付け
2月27日	エンジン起動
2月28日	F－C093フライト

6. 関連作業実施方針

2月21日～25日	供試エンジン等の計装変更作業

7. 当面の処置

P8702011G001以外のチューブ・アッシイが健全であると推定するにたる運転実績がある。また3.に述べた対策案は適正であることが運転実績により証明されているので改修後引き続きFJRエンジン空中試験を継続した。

不具合Ⅲ. エア・タービン・スタータの潤滑油汚濁及びMCDへの金属砕片付着

1. 事　象

昭和59年2月21日 Garrett Air Research 社製ATS100－403Fエア・タービン・スタータの潤滑油およびMCD(Magnetic Chip Detector)の点検を行なったところ表記不具合が発見された。

2. 推定原因

輸入代理業者島津製作所の技術担当者に分解検査を依頼した結果，Planetery Gearを支持する3個のSpring Washer(1095Steel材)のうち1個に欠損が発見された。潤滑油の汚濁は金属摩耗物によるものと判定され，MCDの付着砕片はSpring Washerの砕片と推定されている。尚，同エア・タービン・スタータの潤滑系統はFJRエンジンと全く独立している。

This document is provided by JAXA.

3. 対策及び所要日数

(1) 当該の不具合はエア・タービン・スタータの装備および取り扱いに起因するものとは考えられず，むしろ当該品固有の不具合と判断される。

(2) よって航空機用ジェット・エンジン技術研究組合所有の同種エア・タービン・スタータに換装し，昭和59年2月27日モータリングおよびエンジン起動を実施する。尚，エンジン起動後換装されたエア・タービン・スタータの健全さを確認するために潤滑油およびMCDの点検を実施する。

(3) 同種のエア・タービン・スタータが低騒音STOL実験機に使用されるものであることから不具合原因の解明および既購入品の健全さの確認を輸入代理業者島津製作所に依頼する。

4. 対策の結果

換装されたエア・タービン・スタータにより，FJRエンジン空中試験を続行した。

不具合Ⅳ．スロットル・レバーのヒステリシス等

1. 事　象

昭和59年2月29日(F－C094)のPRおよびBPO点検時に，

(1) 副操縦士席の供試エンジン用スロットル・レバー設定位置と貨物室TLA計の指示値の間などにヒステリシスがみられ，また

(2) スロットル・レバー入力に対する電動アクチュエータ出力にオーバー・ランが生じる場合が認められた。

2. 原　因

(1) 副操縦士席の供試エンジン用スロットル・レバーの関節部分(レバーの握りを外側にバネで押し付け，レバーを引いたときにGround Idle位置を越えて不用意にCutすることがないように設けられている。)のガタのため約2度分のヒステリシスを生じた。

(2) 電動アクチュエータ制御用コントロール・ボックスに設けられたチャター防止用不感帯の設定幅過大のため約2度分のヒステリシスを生じた。

3. 対策及び所要日数

(1) シム・ワッシャーを用いてガタを除去し，3月3日スロットル・レバー組み立てを取り付けた。

(2) 不感帯設定幅を3月2日に1次調整し，3月3日に電動アクチュエータ組立を取り付け作動特性を測定した。再調整を要したが3月5日の飛行に間に合わせた。

(3) 副操縦士席のスロットル・レバーとFCU角度の関係調整のため副操縦士席のスロットル・レバーのポテンショ・メータを外周で2 mm CW方向に回した。

(4) スロットル・レバーG/I位置でFCUのリグ・ピンが挿入できるようにFCUレバー押し引きロッドの長さを1/2回転分短くした。

4. 対策の効果

(1) 3.(1)および(2)の実施により，副操縦士席の供試エンジン用スロットル・レバー設定位置と貨物室TLA計の指示値の間などにみられるヒステリシスを1～2.5度に押さえることができた。

(2) 上記2.(2)に起因する不確定さがオーバー・ランと認識されたものと考えられる。上記V.3.(2)の作動特性測定により定量的に把握し，供試エンジン最大出力設定のマージンに反映した。

不具合Ⅴ．スロットル・レバー・ストッパーの改修

1. 事　象

昭和59年2月29日(F－C094)のデブリーフィングで副操縦士席のスロットル・レバー・ストッパーに次の不具合があるとの指摘をうけた。

(1) MAX位置ではストッパー金具がセットできない。

(2) "40"および"70"位置でのストッパー金具の設定位置が不明である。

2. 対　策

(1) 1.(1)の不具合にたいしてはセット・スクリュ

This document is provided by JAXA.

ー1本で固定できるセレーション付き金具を製作して換装した。

(2) 1.(2)の不具合にたいしてはガイド・レール上に上げ側位置と下げ側位置がはっきりと分かるマーキングを設けた。

不具合Ⅵ. スロットル・コントロール・ボックスの故障

1. 事　象

昭和59年3月5日，F−C095飛行終了時にFJRエンジンをカット・オフしたところ操作ラック側TLA計が6°指示位置で止まり動かなくなった。N_2 停止，ゼロ・リード約2分たって指示は正規の位置に戻った。BPO時にはTLA計はスロットル・レバーの動きに正しく追随した。その後引き続き不具合調査を続けたところスロットル・レバーをRETRACT側に操作してもアクチュエータが動かなくなった。

2. 原　因

コントロール・ボックスの分解・点検により，EXTEND/RETRACT制御用トランジスタ4個の故障が発見された。トランジスタ故障の原因はチャター防止用不感帯の設定幅を狭くしたためにEXTEND用とRETRACT用のトランジスタが同時にONになる確率が増したためと推定される。

3. 対　策

(1) スロットル・アクチュエータのブレーキ・ギャップ調整，ブレーキ・トルク増加およびバックラッシュ減少

(2) 不良トランジスタの交換

(3) チャター防止用不感帯再調整

不具合Ⅶ. スロットル・コントロール不具合

1. 事　象

昭和59年3月9日，F−C097飛行後のBPO時にスロットル・レバーを操作したところアクチュエータ駆動信号に異常振動が生じ，N_1 計が雑音干渉を受けて振り切れるとともに，ICSにキュー音が入った。

2. 原　因

アクチュエータとコントロール・ボックス間の配線，即ちアクチュエータ・モータ駆動線とポテンショ・メータ信号線の間で，電磁干渉による結合が生じ発振したものと推定される。

3. 対　策

コントロール・ボックス内部のキャパシタC301の容量を0.1 μFから10 μFに替える。

不具合Ⅷ. コントロール・ボックスの抵抗焼損

1. 事　象

昭和59年3月12日，F−C098飛行の帰投時ににかわの焦げるような異臭を短時間感じた者がいる。その後のBPO時にスロットル・レバーをTLA計で37°位置に動かすとアクチュエータ・モータ駆動信号が60kHzで発振した。

昭和59年3月13日，F−C099飛行後のBPO時に60kHzのほか1.3kHzの発振もみられ，N_1 計が振り切れた。コントロール・ボックスを分解・点検したところ，2Ω1Wの抵抗が焼損していた。

2. 原　因

抵抗焼損の原因は不具合Ⅶでキャパシタを10 μFに交換したにもかかわらず抵抗の容量を変えなかったためである。

3. 対　策

出力段RCフィルタ回路の抵抗を2Ω9Wに変更し，その後抵抗焼損は起こっていない。またTLA計37°位置まではN_1 計にノイズが入るけれども試験の実施には支障がないので黙過した。

不具合Ⅸ. N_1 計の不具合

1. 事　象

昭和59年3月8日PR時に操作ラック側N_1 計が，スロットル・レバー操作，スラスト・ミリット・スイッチ操作，ファイア・アンド・オーバヒート・テスト・スイッチ操作などにより，0%から100%まで動き振り切った。N_1 計のC/Bを遮断したのち再投入すると0%に戻る。

This document is provided by JAXA.

2. 原　因

ノイズによりN_1計がトリガーされている。アクチュエータ・モータ駆動線とポテンショ・メータ信号線の間で，電磁干渉による結合が生じ鋭いピーク電圧をもつ発振（不具合Ⅶ参照）が生じているのでN_1計信号線に入っているノイズ防止用コンデンサが劣化したと考えられる。

3. 対　策

(1) ノイズ防止用コンデンサを当面0.03μFの容量のものに交換し，模擬信号を印加してN_1計の較正を行なった後，モータリングを行なって作動を確認した。

(2) 昭和59年3月28日耐電圧特性の優れたコンデンサを調達して，副操縦士席および操作ラックのN_1計の回路に装着した。

(3) 操作ラックのN_1計のスレッシュ・ホールド電圧を0.1Vから1Vに上げる改修を行なった。

不具合Ⅹ．TLA計測の不具合

1. 事　象

昭和59年3月26日BPO時にスロットル・レバー角とFCU角がともに0°なっているにもかかわらず，TLA計，CRTおよびX−Tレコーダの TLA表示が5°にスタックしたままになった。

2. 原　因

シンクロ模擬信号の印加による調査の結果，シグナル・コンディショナの不具合と推定された。

3. 処　置

試験の実施に重大な支障はないので，試験の終了後シグナル・コンディショナを修理した。

不具合Ⅺ．エンジンの不完全始動

1. 事　象

昭和59年4月11日のF−C105発進前にFJR710/600Sエンジンが2回不完全始動を起こし，当日の飛行を中止した。

第1回　通常の手順により始動を行なったところ，始動操作開始，着火ののちHang Upを示し，始動操作開始後1分強，N_2＝48%，T_6＝585℃，Wf＝373pphの状態からスロットル・レバをカットしてエンジンを停止した。

第2回　通常の手順により始動を行なったところ，始動操作開始，着火ののちHang Upを示し，始動操作開始後1分強，N_2＝48.4%，T_6＝600℃，Wf＝373pphの状態からスロットル・レバをカットしてエンジンを停止した。

尚，第1回始動の後，始動空気供給ホースの接続状態に異常のないことを確認した。

又，両回の始動において，スタータのオート・カット機能（N_2＝60%に達した時点でポールが外れ，スタータ・コントロール・バルブが「開」となり，スタータ・スイッチがOFFになる。）が働くことは無かった。外気温度は17℃であった。

2. 原因調査

(1) スタータ・オイルの点検 …… 異常なし

(2) スタータのMCD点検 …… 異常なし

(3) 始動空気供給ホースのナセル側接続部アダプタの結合状況点検 …… 異常なし

(4) ドライ・モータリング（午後2時〜3時）

実施目的；スタータ入り口部の空気圧の計測

結　果；第1回 N_2＝32%でスタータのオート・カット機能が働いた。

第2回 N_2＝約10%でスタータのオート・カット機能が働いた。

(5) スタータ操作系統回路の調査の結果，回路自体は正常であり，スタータのポールが戻っていないことが確認されたので，スタータが故障したと判断し換装した。

(6) ドライ・モータリング（午後5時20分頃）

実施目的；スタータ入り口部の空気圧の計測およびレギュレータ・バルブ作動状況の調査…(8)と合わせて完結

結　果；外気温度15℃でN_2＝35%，スタータ入口圧＝33psiG

(7) 始動（午後5時30分頃）

通常の手順により始動を行なったところ，始動操作開始，着火ののちHang Upを示し，始動操作開始後1分強，N_2＝48.8%，T_6＝600℃，Wf＝380pphの状態からスロットル・レバをカットしてエンジンを停止した。

This document is provided by JAXA.

(8) レギュレータ・バルブ設定をMAXにしてのドライ・モータリング（午後5時45分頃）

実施目的；スタータ入り口部の空気圧の計測およびレギュレータ・バルブ作動状況の調査

結　　果；外気温度15℃でN_2＝35%，スタータ入口圧＝33psiG

3. 原　　因

2.(6)と(8)の比較によって明らかなとおり，スタータ入り口部の空気圧がレギュレータ・バルブ作動圧を下回るまでに低下していた。即ち，空気源車が始動を完結させるに足るパワを有する高圧空気を供給出来なかった為に不完全始動を起こした。

4. 対　　策

始動空気供給ホースを短縮し，途中の曲がり部分を除くことにより総圧損失（現状で9～10psiD）を減少させた。

5. 関連事項

エンジンおよび燃料制御器は正常であることが確認された。

不具合XII．オイル・レベルの継続的減少

1. 事　　象

昭和59年4月17日のF−C107飛行において，プッシュ・オーバ操作により生じた5秒間程度持続する0.35～0.5Gの加速度の影響が引き金となってオイル・レベルの継続的減少を生じ，最終的にはエンジンを停止した。エンジン停止後1分30秒でオイル・レベルは自立的に回復した。（"8.5.10機動試験"参照）。

2. 原　　因

フロント・フレーム部のサンプ室からAGBへの還油通路の流れが滞ったと推定される。

3. 処　　置

ウインドミル後の特別点検および燃料シャット・オフ・バルブ"開"後の特別点検を行なった。ベアリングに2次被害が生じていないことを確認するために，ウェット&ドライ・モータリングを行なったほか，ウインドミル状態の特性を他の飛行の場合と比較した。この結果，エンジンの性能および機能に異常が生じていないことが確かめられた。

This document is provided by JAXA.

航空宇宙技術研究所資料551号

昭和60年12月発行

発行所　航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182

印刷所　株式会社　東京プレス
東京都板橋区桜川2－27－12

This document is provided by JAXA.

Printed in Japan
This document is provided by JAXA.