航空宇宙技術研究所史

>> 航空宇宙技術研究所史

>> 資　料　編

>> 航空宇宙技術研究所 20 年史

発行元：独立行政法人　航空宇宙技術研究所 Copyright(c) 2003 by NAL. All rights reserved.

This document is provided by JAXA.

航空宇宙技術研究所 20 年史

表紙
口絵
写真で見る 20 年の歩み
序
創立 20 周年によせて
目次

第１章　総説
　１．１　設立まで
　１．２　経過
　１．３　組織
　１．４　職員
　１．５　予算
　１．６　土地・建物
　１．７　委員会等
　１．８　研究発表・刊行物・図書
　１．９　職員の生活環境および福利厚生

第２章　研究活動
　２．１　空気力学
　　２．１．１　風胴技術
　　２．１．２　二次元翼
　　２．１．３　三次元特性
　　２．１．４　非定常空気力学
　　２．１．５　ロケットの空力特性
　　２．１．６　極超音速空気力学
　　２．１．７　稀薄気流・反応性気流
　　２．１．８　境界層・乱流・空力騒音
　２．２　機体
　　２．２．１　構造強度
　　２．２．２　荷重
　　２．２．３　疲労強度
　　２．２．４　実機強度
　　２．２．５　空力弾性
　　２．２．６　高温強度
　２．３　計測制御
　　２．３．１　自動制御
　　２．３．２　計測
　　２．３．３　情報処理

This document is provided by JAXA.

２．３．４　機器
２．３．５　人間工学
２．３．６　シミュレーション技術
２．３．７　数値計算法
２．４　飛行力学
２．４．１　STOL 機の飛行力学
２．４．２　航空機の安定性，操縦性
２．４．３　突風応答
２．４．４　航空機の乗り心地
２．４．５　性能
２．５　ジェットエンジン
２．５．１　軸流ファン・圧縮機
２．５．２　タービン
２．５．３　燃焼器
２．５．４　エンジン制御
２．５．５　ジェットエンジンの構造
２．５．６　V/STOL 用リフトジェットエンジン
２．５．７　推進用ターボファンエンジン
２．５．８　ジェットエンジンの低公害化
２．６　V/STOL 技術
２．６．１　STOL
２．６．２　VTOL
２．６．３　ヘリコプタ
２．７　宇宙技術
２．７．１　ロケットの総合性能
２．７．２　ロケットエンジン
２．７．３　ロケットの誘導制御
２．７．４　ロケットの風胴試験
２．７．５　ロケットの構造試験
２．７．６　人工衛星

第３章　研究設備
３．１　風胴設備
３．２　強度試験設備
３．３　ジェットエンジン試験設備
３．４　ロケットエンジン試験設備
３．５　フライトシミュレータ
３．６　誘導制御試験設備
３．７　実験用航空機，その他
３．８　中央電子計算機設備
３．９　勤力・工作

This document is provided by JAXA.

第４章　受託研究等
４．１　受託研究
４．２　依頼試験
４．３　設備使用
４．４　共同研究
４．５　技術研修

回　顧
設立準備時代の回顧
研究所が生まれる迄
航技研 20 周年に寄せて
創立 20 年に当って
航技研草創のころ
風胴の計画
機体部に在職して
在職中の思い出
思い出すことなど
大手町時代の思い出

資　料
１．関係法規
２．組織・定員・予算の推移
３．表彰者一覧
４．特許一覧
５．刊行文献（ＴＲ，ＴＭ）一覧
６．研究発表会（公開）題目
７．主な転退職者
８．年表
９．審議会の答申

編纂後記
名簿
奥付

This document is provided by JAXA.

航空宇宙技術研究所20年史

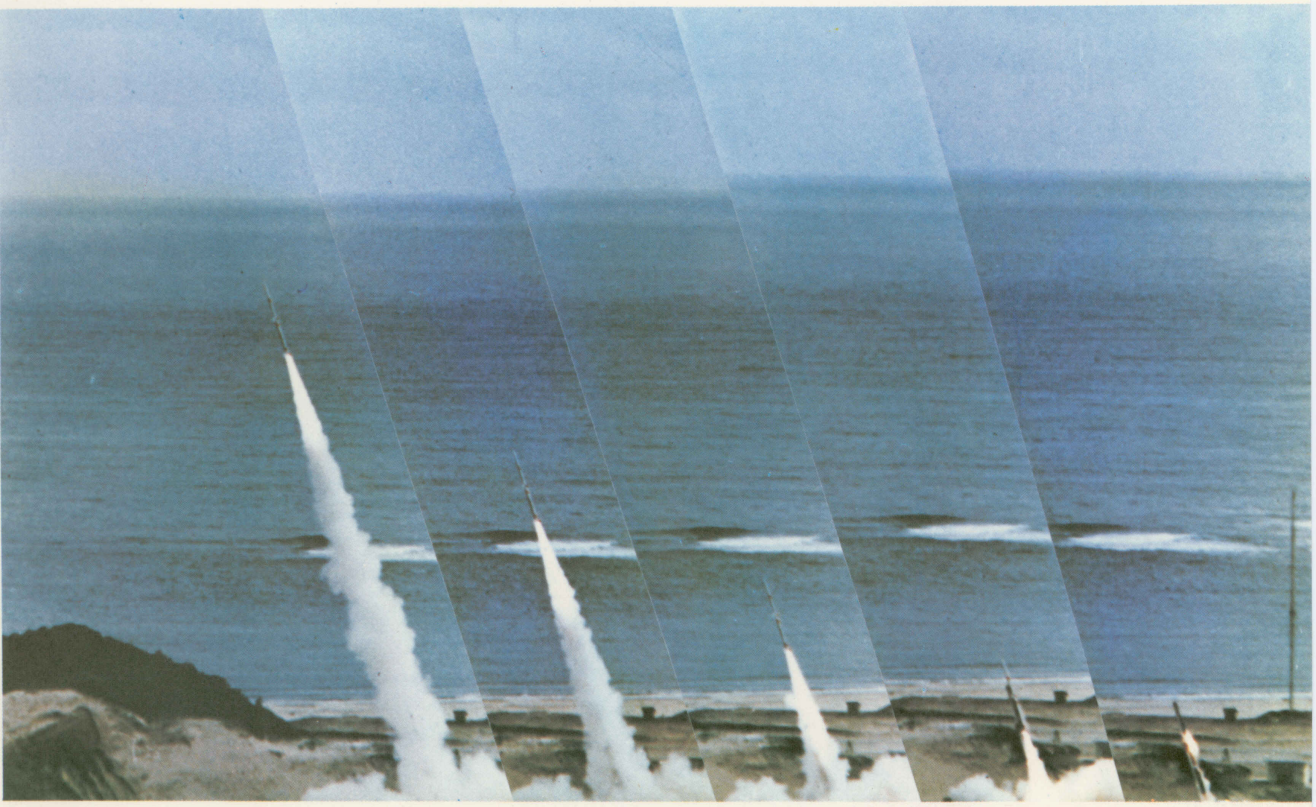
昭和50年7月

科学技術庁
航空宇宙技術研究所

This document is provided by JAXA.

フライングテストベッド（FTB）自由飛行実験に成功
（昭和 46 年 6 月　角田支所）

This document is provided by JAXA.

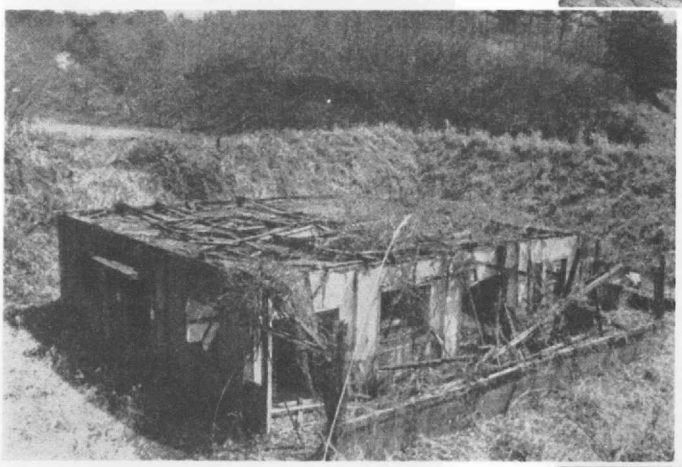


NAL-25・31 型ロケット飛しょう実験
(昭和 44 年 3 月　種子島)

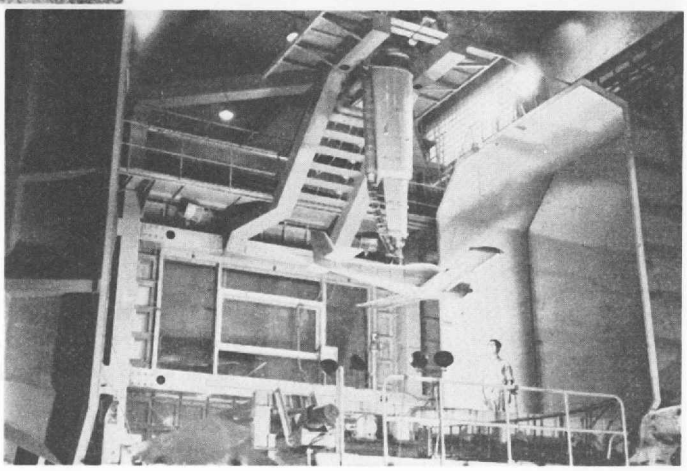
This document is provided by JAXA.

⇦
昭和 40 年 7 月，宮城県角田市に航技研角田支所が開設された。旧海軍第一火薬廠跡で船岡火薬廠とも呼ばれていた

⇨
使用可能の旧施設を仮事務所として発足

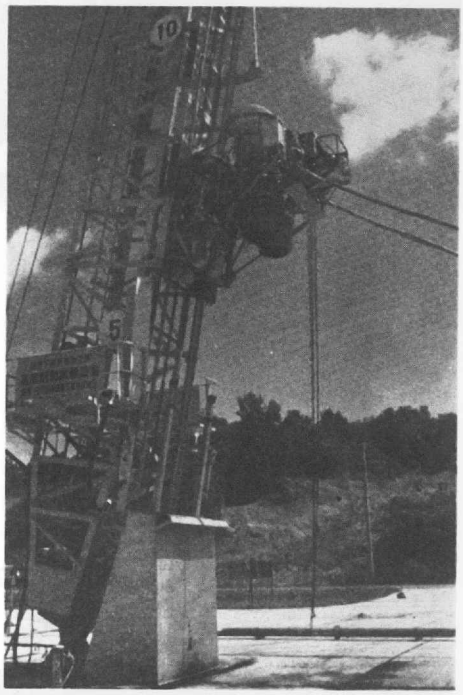


⇦
広い構内には所々に何に使われたか朽ち果てた構築物が点在していた

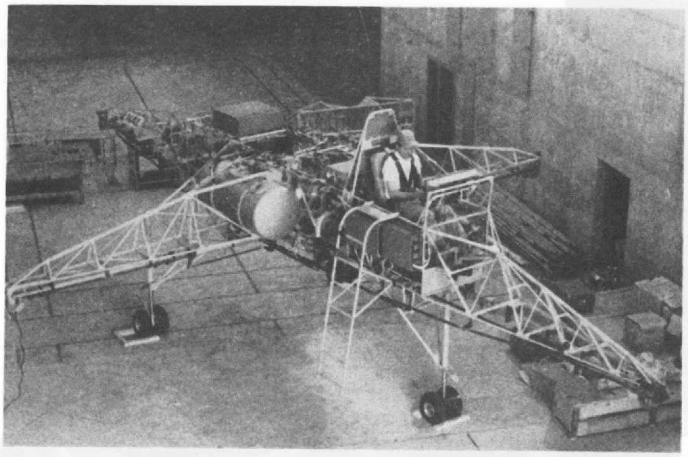


⇨
大型低速風胴完成（昭和 40 年 9 月）

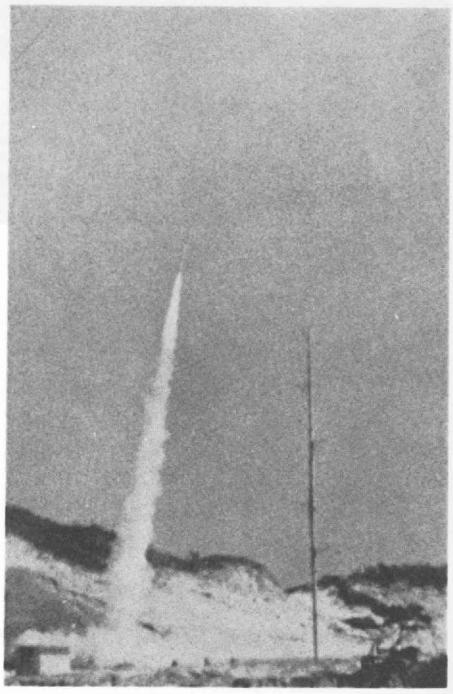
創立 10 周年記念式
(昭和 40 年 10 月 12 日)



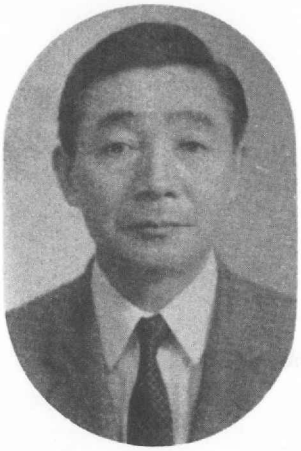
⇨
リフトジェットエンジン JR 100 H による
VTOL 機の高度制御実験開始
(昭和 41 年 8 月)



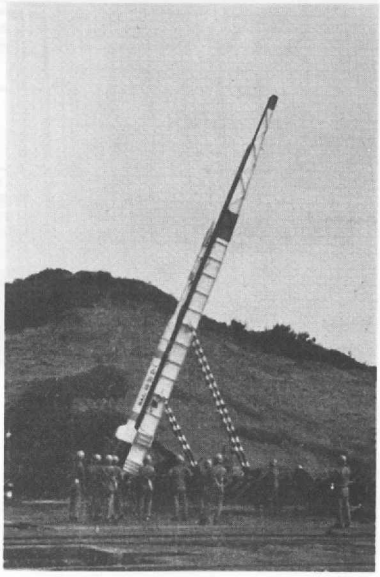
FTB の本体が完成し地上試験に入った
(昭和 42 年 3 月)



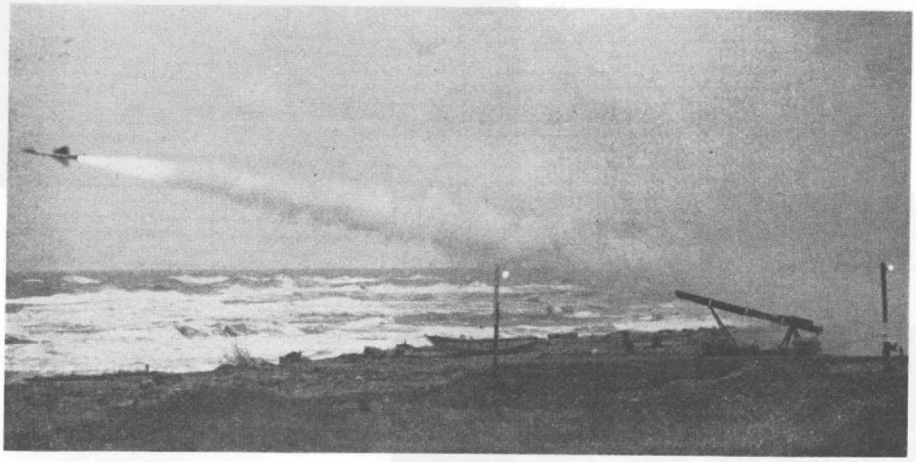
⇨
NAL-16 H 型のロケットの飛しょう実験
(昭和 43 年 9 月　種子島)



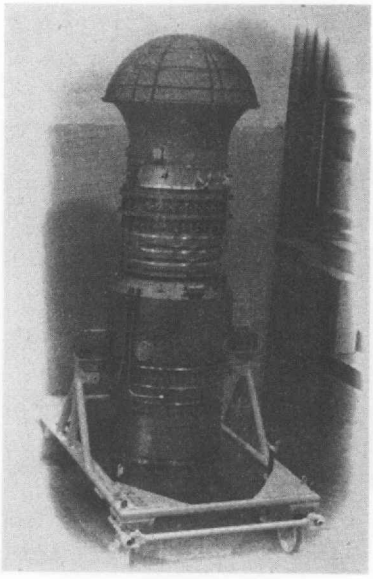
現所長　工博　山　内　正　男
自　昭和 43 年 11 月 21 日



⇨
NAL-16・31 D 型ロケットの飛しょう実験
（昭和 44 年 1 月　種子島）



自由飛行模型（FFM-10）による高速飛しょう実験
（昭和 44 年 11 月 17 日　秋田県道川）



⇦
JR 220 完成（昭和 45 年 3 月）
VTOL 機用試作リフトジェットエンジンは JR 100, JR 100 H（高度制御用）
JR 100 F（FTB に搭載）更に JR 200 を経て JR 220 にまで発展した

序

当研究所が航空技術研究所として昭和30年7月に40名の陣容で発足してから本年で満20年を迎え，ようやく480名を越す研究所に成長した。この間に，わが国における宇宙開発の進展を見通して宇宙技術の研究を加え，昭和38年に航空宇宙技術研究所と改称し，さらに，昭和40年にはロケット研究センターとして角田支所を設置して今日に至っている。これはひとえに諸先輩の並々ならぬ御努力と関係各位が寄せられた御支援の賜物であって，深く感謝の意を表する次第である。当所は航空，宇宙両分野において，技術水準の向上と先導的研究を推進する研究センターとしての役割と，開発への支援協力を行う試験センターとしての役割とを果さなければならないが，ここに取りまとめた20年史は，この20年間に急激な進展を見せた航空，宇宙の世界的推移の中にあって，当所が指向し推進してきた研究および試験の流れを示すものである。

設立の初期には，航空再建の熱意に燃え，全員一丸となって，遷音速風洞を始めとして，航空機の進歩に応じうる空力性能，構造強度，原動機等の試験研究設備の整備を急いだ。次いで，これらの設備を活用した研究段階へと進んで成果を挙げてきたが，わが国で開発された中型輸送機 YS-11 その他幾つかの航空機に対して，当所の研究成果が陰に陽に取り入れられ，現実の姿となって世に出ていったことや，超軽量ジェットエンジンの研究成果が基となって VTOL の実験研究が進展し，また，推進用ファンエンジンの研究開発へと順調に発展しつつあることは喜ばしいことである。然し，近来わが国における航空機の発展は最初の意気込程ではなく，むしろ沈滞しつつあることを憂えると共に我々の努力の至らなかったことを深く反省している。

宇宙開発の一環として当所がロケットおよび人工衛星の研究を開始してから 12 年になる。研究と開発とは密接不可分の関係にあり，当所は宇宙開発担当機関と常に密接な連繋を保つよう努力しつつ開発への支援協力を行うと共に，次期以降においてはわが国の宇宙開発が自主開発路線を進みうるように，ロケットエンジン，ロケットの誘導制御，人工衛星の姿勢制御等に関して鋭意基礎先行研究を進めてきた。今後も一層の努力を続けて実り多い成果を挙げていくことを念願している。

過去 20 年間を振り返って，諸先輩の御努力の跡を偲び，衷心より敬意を表すると共に今後の研究推進に資したいと考えている。20 年史を刊行するに当り，当所の発展に寄せられた皆様の御厚情に深く感謝し，併せて今後一層の御指導御鞭撻を賜わるようお願いする。

昭和 50 年 7 月

航空宇宙技術研究所長　山　内　正　男

目　　次

写真で見る20年の歩み

序　　航空宇宙技術研究所長　山　内　正　男

創立20周年によせて　　科学技術庁長官　佐々木義武

第1章　総　　説 …… 1

1.1 設　立　ま　で …… 1

1.2 経　　過 …… 2

1.3 組　　織 …… 12

1.4 職　　員 …… 15

1.5 予　　算 …… 17

1.6 土　地・建　物 …… 18

1.7 委　員　会　等 …… 19

1.8 研究発表・刊行物・図書 …… 24

1.9 職員の生活環境および福利厚生 …… 26

第2章　研　究　活　動 …… 31

2.1 空　気　力　学 …… 33

2.1.1 風　胴　技　術 …… 33

2.1.2 二　次　元　翼 …… 41

2.1.3 三　次　元　特　性 …… 45

2.1.4 非定常空気力学 …… 49

2.1.5 ロケットの空力特性 …… 53

2.1.6 極超音速空気力学 …… 56

2.1.7 稀薄気流・反応性気流 …… 61

2.1.8 境界層・乱流・空力騒音 …… 63
2.2 機　　体 …… 66
2.2.1 構造強度 …… 67
2.2.2 荷　　重 …… 72
2.2.3 疲労強度 …… 73
2.2.4 実機強度 …… 76
2.2.5 空力弾性 …… 80
2.2.6 高温強度 …… 85
2.3 計測制御 …… 88
2.3.1 自動制御 …… 89
2.3.2 計　　測 …… 93
2.3.3 情報処理 …… 96
2.3.4 機　　器 …… 99
2.3.5 人間工学 …… 103
2.3.6 シミュレーション技術 …… 106
2.3.7 数値計算法 …… 107
2.4 飛行力学 …… 112
2.4.1 STOL 機の飛行力学 …… 112
2.4.2 航空機の安定性，操縦性 …… 115
2.4.3 突風応答 …… 117
2.4.4 航空機の乗り心地 …… 118
2.4.5 性　　能 …… 118
2.5 ジェットエンジン …… 120
2.5.1 軸流ファン・圧縮機 …… 120
2.5.2 タービン …… 125
2.5.3 燃焼器 …… 130

2.5.4 エンジン制御 …… 133
2.5.5 ジェットエンジンの構造 …… 138
2.5.6 V/STOL 用リフトジェットエンジン …… 142
2.5.7 推進用ターボファンエンジン …… 146
2.5.8 ジェットエンジンの低公害化 …… 148
2.6 V/STOL 技術 …… 150
2.6.1 STOL …… 150
2.6.2 VTOL …… 153
2.6.3 ヘリコプタ …… 160
2.7 宇宙技術 …… 164
2.7.1 ロケットの総合性能 …… 164
2.7.2 ロケットエンジン …… 168
2.7.3 ロケットの誘導制御 …… 175
2.7.4 ロケットの風胴試験 …… 179
2.7.5 ロケットの構造試験 …… 181
2.7.6 人工衛星 …… 182
第3章 研究設備 …… 187
3.1 風胴設備 …… 188
3.2 強度試験設備 …… 196
3.3 ジェットエンジン試験設備 …… 201
3.4 ロケットエンジン試験設備 …… 206
3.5 フライトシミュレータ …… 208
3.6 誘導制御試験設備 …… 213
3.7 実験用航空機，その他 …… 215
3.8 中央電子計算機設備 …… 217
3.9 動力・工作 …… 221

第4章　受託研究等 ……225
4.1 受託研究 ……225
4.2 依頼試験 ……226
4.3 設備使用 ……227
4.4 共同研究 ……227
4.5 技術研修 ……228

回　顧

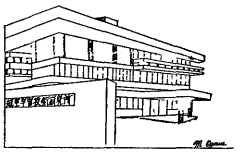
設立準備時代の回顧……兼重寛九郎…231
研究所が生まれる迄……鈴江康平…234
航技研20周年に寄せて……松浦陽恵…237
創立20年に当って……杉本正雄…239
航技研草創のころ……巻幡静彦…241
風洞の計画……平木一…244
機体部に在職して……石田誠…245
在職中の思い出……浦山公明…247
思い出すことなど……楢林愛朗…248
大手町時代の思い出……廣岡貫一…250

資　料

1. 関係法規……251
2. 組織・定員・予算の推移……255
3. 表彰者一覧……261
4. 特許一覧……263
5. 刊行文献 (TR, TM) 一覧……264
6. 研究発表会 (公開) 題目……289
7. 主な転退職者……295
8. 年表……296
9. 審議会の答申……305

編纂後記……307

第１章　総　　説



1.1 設　立　ま　で

戦前，わが国における航空技術は，世界のかなりの水準に達し，独自の開発による世界的傑作機も出現させたが，終戦により，航空に関するすべての事業は中止となり，研究設備の大部分は撤去され，航空技術に関する研究はほとんど中断された。

昭和27年，平和条約の発効によって，わが国は航空に関する諸事業を再開できることになったが，この間における海外諸国の航空技術の進歩はいちじるしく，特にジェットエンジンの発達により，従来のプロペラ機では不可能とされていた音速の壁の突破が可能となり，飛躍的な航空技術の進歩がもたらされていた。したがって，わが国の航空技術はこの空白により世界の技術水準からかなりの立遅れを生じていたため，航空技術を再開するに当り，まずその基盤となる航空技術の試験研究体制を確立することが急務とされた。

そこで，航空再開に当り，通商産業省，運輸省，防衛庁等から，それぞれ行政上必要な試験研究を行うための予算要求を行ったが，その全体が莫大な金額となったうえ，内容的にもかなり重複があり，関係各省庁間の連絡調整が必要となった。

昭和28年，総理府の科学技術行政協議会（STAC）に航空研究部会が設けられ，関係各行政機関の航空技術に関する試験研究体制について審議を行うことになり，兼重寛九郎東京大学教授を部会長とし，航空技術研究の再建方策を審議し，つぎの結論が得られた。

（1） 航空技術研究施設で，多額の経費を要するものは１か所に設置する。

（2） 海外に航空研究調査団を派遣する。

（3） 航空技術に関する重要事項を審議するため委員会を設ける。

この結論により昭和28年10月には (2) を実現するための航空研究調査団（団長守屋富次郎東京大学教授ほか13名）が編成され，欧米諸国における航空研究体制の調査を行った。また昭和29年７月には (3) の趣旨により，総理府の付属機関として航空技術審議会が設置され，つぎの諮問第１号および第２号が付議された。

（1） 諮問第１号：航空技術に関する重要研究の目標および方針。

（2） 諮問第２号：関係行政機関の共用に供する航空技術研究機関の基本方針。

これに対し，航空技術審議会は昭和30年４月つぎの趣旨の答申を行った。

（1） 諮問第１号に対しては

（a） 目標：わが国の航空技術を早急に向上させるためにつぎの目標を樹立する。

（i） 第1次目標：6か年後に，わが国の航空技術を現在の世界水準に到達させること。

（ii） 第2次目標：第1次目標につづき，さらに数年後には，わが国の航空技術に関する研究を，そのときの世界水準に到達させること。

（b） 方針：前項の目標を達成するため，重要研究課題を設定し，経済的かつ能率的に研究の促進をはかる。

（2） 諮問第2号に対しては

（a） 目的：航空技術研究所は，次の目的をもつものとする。

（i） 航空技術研究所は，わが国の航空技術を急速に向上させるために必要な研究で，重複設置困難な多額の経費を要する施設・設備を必要とするものを実施し，あわせて関係各行政機関の委託研究，試験をも行う。

（ii） 航空技術研究所は，上記研究の実施とともに，その施設・設備を，関係各行政機関・大学および民間会社等の使用に供する。

（b） 規模：前記目的のために，航空技術研究所には，多額の経費を要する施設・設備を設置するが，これらの設置には相当の経費と長年月を要するので，まず，6か年計画で最低限必要なものから重点的に設置することとし，昭和30年度から着手するように配慮することが望ましい。

（c） 所管：航空技術研究所は総理府の付属機関として設置することが適当である。

これらの答申に基づいて，総理府に航空技術研究所を設置することが決定し，科学技術行政協議会の事務局で発足のための予算措置等の諸準備を行い，昭和30年7月11日，総理府設置法の改正施行により航空技術研究所が，総理府の付属機関として誕生した。

1.2 経　　過

1.2.1 第1次6か年計画の時代

航空技術研究所は発足当時，初代所長は兼重寛九郎東京大学教授が兼務し，総理府内に仮事務所を設け，当初，定員40名で，管理部，空気力学部，機体部，原動機部および調査部の5部制の組織で出発した。

最初の業務は航空技術審議会の答申に基づいて樹立された目標を達成するための研究を行うのに必要な施設・設備を収容しうる敷地面積があり，かつこれら施設・設備の運転に必要な大容量の電力の供給可能な場所の選定であった。調査の結果，旧中央航空研究所の跡地で当時運輸技術研究所が使用していた現在地が，電力条件が良く，近くに調布飛行場を控えており，立地条件として最適ということになり，関係機関の折衝を経て約59,800 m² の敷地を入手することができた。昭和31年3月ここに移転を行い，旧中央航空研究所の変電操作室跡を事務所として，施設・設備の建設に着手した。

航空技術研究所に設置すべき施設・設備については，前記諮問第2号に対する答申にその構想が示されたが，最初の6か年にこれらをすべて整備することは，困難と考えられたので，昭和31年から36年ま

での第1次6か年計画では，研究設備の総額を約60億程度におさえ，急を要するものから順次整備して行くことになった。

昭和31年度

最初に建設に着手したのは遷音速風洞とジェットエンジンの要素研究設備で，前者は音速に近い，あるいは音速をこえる航空機の空気力学の研究には不可欠のもので，わが国では経験のない設備であり，建設にかなり長年月を要するものであった。後者については当時わが国でジェットエンジンの国産開発計画が進められていたが，その試験研究設備がなかったので，ジェットエンジンの各要素の研究を行う設備の建設から着手したものである。

なお，昭和32年3月28日，兼重所長は原子力委員に転出し，中西不二夫東京大学名誉教授が第2代目所長に就任した。

また昭和31年5月，科学技術庁の発足に伴ない，当研究所は同庁の付属機関となり現在に至っている。

昭和32年度

前年度に着手した遷音速風洞および原動機要素研究設備の建設を進めるとともに，機体関係の研究設備としてフラッタ試験設備の建設に着手した。なお同年度から各研究部に各施設・設備の設計あるいは建設準備室をおき，業務分担を明確にした。

また当初入手した敷地面積（2 頁参照）では狭小なので，隣接の土地約 21,000 m² を購入した。

昭和33年度

航空技術審議会は昭和33年6月諮問第3号“現下の情勢における航空技術に関する重要研究課題および整備すべき研究施設”に対する答申を行い，新しくロケットを含めた超高空，超音速飛行の研究を進めることが要望され，また前回の諮問第1号の目標の実現を促進するため実験用航空機と飛行試験用飛行場を整備することならびに国産機試作に必要な試験研究設備の整備の促進等が要望された。

また昭和33年8月全日本空輸株式会社の DC-3 型機が下田沖で遭難事故を発生したのに対処し，同年11月航空技術審議会諮問第4号“航空安全対策に関する研究方針，重要研究課題および整備すべき研究施設”に対する答申が出され，航空安全の見地から強化すべき研究ならびにこれに必要な設備の整備が要望された。

同年度は各施設・設備の建設が進むとともに，原動機実験建屋，フラッタ風洞建屋等が完成した。

昭和34年度

原動機要素研究設備，フラッタ試験設備などが完成し，本格的な試験研究が行えるようになったので，これらの研究部は建設業務のかたわら研究が行えるよう研究室の体制を整えた。なお同年度から電子計算機の導入に伴い，従来の調査部の調査の業務は管理部に移し，計測機器・計測制御および人間工学等に関する試験研究のほか計算，データ処理，電力，工作に関する業務を行う計測工務部を新設した。

この年の6月日本航空機製造株式会社が設立され，本格的に中型輸送機 YS-11 の開発が進められることになったのに伴い，当所に構造部材の疲労研究に必要な大型疲労試験機が設置され国産機の疲労試

験が行えるようになった。なお成果を公表する航空技術研究所報告等が刊行され始めた。

昭和35年度

昭和31年から建設中であった遷音速風洞が完成し，10月10日その通風式が行われた。

昭和35年10月18日には天皇陛下の行幸，10月25日には皇太子殿下の行啓を仰ぎ，完成した遷音速風洞，原動機実験室，機体強度実験室および電子計算機室等の諸施設・設備を親しくご視察いただいた。

なお昭和36年2月調布飛行場内の土地約 36,000 m² の使用が認められ，YS-11 等の開発に必要な繰返し荷重試験装置等の実機強度関係の施設・設備の建設に着手した。

また研究活動の活発化に伴い，所内での研究発表会がこの年からスタートした。なお関係各省庁あるいは民間会社からの受託研究もさかんになってきたので，当所の施設の運用に関して適正な調整と効率的な運用を図るため施設運用委員会が設けられた。

昭和36年度

本年度超音速風洞が完成し，この機会に空気力学部を空気力学の基礎的研究を行う空気力学第一部と，風洞に関する試験研究，空力，飛行性能などの空気力学の応用的研究を行う空気力学第二部とに分けた。

また実機強度関係の試験研究設備が整備したのにともない調布分室が設けられた。

なお同年度さらに隣接の土地約 28,000 m² を購入し，敷地面積は本所地区約 110,000 m²，調布分室の土地を加えると約 145,000 m² となった。

1.2.2 第2次5か年計画の時代

昭和36年度をもって第1次6か年計画は一応終了したが，航空技術審議会は昭和36年12月諮問第5号“航空技術に関する重要研究の目標及びこれを達成するための推進方策について”の答申を行い，つぎの重要研究目標を掲げ，その推進方策および上記研究目標達成のための重要研究課題を設定し，それらの研究に必要な施設・設備を示し，第1次6か年計画につぐ研究の目標を明確に示した。すなわち

（1） こんご5年間に実現を目標とするもの

（a） 垂直・短距離離着陸機（V/STOL）の試作開発

（b） 航空交通管制の自動化

（c） ロケットに関する技術の高度化

（2） 上記目標につづき，その後数年間に実現を目標とするもの

（a） 高亜音速輸送機の試作開発

（b） 超音速機の試作開発

一方宇宙開発については宇宙開発審議会諮問第1号“宇宙開発推進の基本方策について”の答申が昭和37年5月に出され，わが国での宇宙開発の基本方策が明らかにされた。

これらの答申に基づいて当所は第2次5か年計画をたてて，昭和37年度を初年度とし，これらの目標達成のための研究の推進とそれに必要な施設・設備の整備を進めることになった。この第2次計画では

（1） 遷・超音速機

（2） V/STOL 機

（3） ロケット

の三つを重点研究目標に掲げ，従来の目標 (1) のほかに新しく V/STOL 機およびロケットに関する研究を開始したが，これらに対しては必要に応じ研究試作を行い，それぞれの開発に実用しうる資料を提供する研究も行うことにした。そのために所内に V/STOL 委員会およびロケット委員会を36年度末に設けたが本格的な活動は次年度から始めた。以下各年度ごとに主として重点研究目標を中心として研究経過の概要を述べる。

昭和37年度

（1） 遷・超音速機に関する研究: 実験用航空機（ビーチクラフト65型双発機）を購入し，飛行荷重および飛行計測装置を整備した。YS-11 の繰返し荷重試験を開始した。

（2） V/STOL 機に関する研究: V/STOL 委員会では，V/STOL 機に関する調査，重要研究課題の選定等を行った。一方推力重量比の大きい超軽量リフトエンジンの研究試作を目標とし，大学および業界の学識経験者を集めたジェットエンジン研究委員会を設けた。

研究設備としては大型低速風胴の建設および原動機要素研究設備の増強の工事に着手した。

（3） ロケットに関する研究: ロケット委員会では，研究方針，研究課題の選定などを審議した。設備としては固体ロケット燃焼試験設備が整備された。

昭和38年度

宇宙技術に関する研究を積極的に進めるためロケット部を新設するとともに当所の名称を“航空宇宙技術研究所”と改めた。また飛行実験部を新設した。

（1） 遷・超音速機に関する研究: 超音速機に関する研究を進めるため所内に“高速機懇談会”を設け，各研究部間の連絡をとりながら問題点の研究を進めることになった。調布分室では YS-11 の主翼繰返し荷重試験を終了した。

また，汎用飛行シミュレータ設備の整備を完了した。

（2） V/STOL 機に関する研究: V/STOL 委員会では基礎的研究から実験機の試作に至るまでの研究の進め方について審議した。リフトエンジンについては推力重量比約10を目標とした JR 100 エンジンの試作に着手した。

（3） ロケットに関する研究: 昭和39年２月宇宙開発審議会は諮問第３号“宇宙開発における重要開発目標とこれを達成するための具体方策いかん”に対する答申を出し，わが国における宇宙開発の方向と重点目標が設定され，宇宙開発の具体策などが示されたので，ロケット委員会で審議し当所が行うべき研究の範囲，重要研究課題および国の開発計画への協力体制などを明らかにした。

なお，既設の施設・設備を用いた航空宇宙に関する研究は上記重点研究目標のほか基礎，共通的研究の分野でもさかんに行われ，10月には当所講堂で第１回の公開研究発表会が開催された。

また同年度管理部庁舎が完成し，所長室，管理部各課の事務室，講堂，会議室などが整備された。

昭和39年度

昭和39年6月11日中西所長は病のため逝去し，第3代目所長に松浦陽恵が就任した。

同年度から機体の構造要素の研究を主対象とする機体第二部を新設し，計測工務部は動力工作関係を管理部に移し，計測部と名称を改めた。

（1） 遷・超音速機に関する研究：国産機の開発に対して当所の風洞，シミュレータ設備などを用いた試験研究が活発に行われた。また調布飛行場分室（昭39.4.1 調布分室が名称変更）で行われていたYS-11の繰返し荷重試験は胴体および着陸装置の試験をほぼ終了し，昭和39年8月 YS-11 に対する型式証明が運輸省から交付された。これらの試験により YS-11 の完成に寄与するとともに将来の設計に対する有益な資料が得られた。

（2） V/STOL 機に関する研究：V/STOL 機に関する研究を具体的に進めるため

（a） リフトエンジンの完成とアイアンバードによる空気ジェット制御の研究

（b） リフトエンジンを搭載したフライングテストベッド（FTB）による飛行制御の研究

（c） 以上の成果を織り込んだ実験機を試作しての研究の3段階を設けた年次計画をたて，段階的に研究を進めることにした。

リフトエンジン JR 100 は性能運転に入り，さらに推力重量比16を目標とした JR 200 の設計に着手した。

（3） ロケットに関する研究：宇宙開発審議会の第3号答申によって，わが国で実用人工衛星を打ち上げることが定まり，昭和39年7月科学技術庁に宇宙開発推進本部が設置された。当所としては宇宙開発を支援するため，つぎの研究を行うことにした。

（a） わが国で開発するロケットに実用しうる設計データを整える研究

（b） 将来わが国のロケット技術の水準を高めるための先行的研究

これらの目的達成のためロケットの研究試作を行い，実用データを供給することを目標として，小型固体ロケット NAL-7 および NAL-16 の試作研究に着手した。

昭和40年度

宮城県角田市の旧第一海軍火薬廠跡の国有地約 911,000 m² の使用が認められたので，昭和40年7月1日付で角田支所を設置した。なお当所はこの年で発足後ちょうど10年を経過したので昭和40年10月12日，10周年記念式典を挙行した。

（1） 遷・超音速機に関する研究：同年度から高速機懇談会を高速機研究会と改め，高速機に関する問題点の調査および研究の進め方等について審議することにした。昭和41年2月および3月にわが国においてジェット輸送機の大きな事故が相次で3件も発生したため，それらの事故調査に協力するとともに，所内に航空機安全対策委員会を設け，安全に関する研究課題，研究方針などについて審議することになった。

（2） V/STOL 機に関する研究：昭和40年5月航空技術審議会は諮問第6号“航空技術振興に効果的

な航空機の開発における技術的問題点およびこれに対処する方策について'' の答申を出し，V/STOL 技術研究推進のための重要研究課題と，これに必要な実験機として

（a） 単発 STOL 実験機

（b） 双発超短距離離着陸（USTOL）実験機

（c） 高速 V/STOL 実験機

を対象とした研究推進方策が出された。そこで当所では所内に (a) および (b) を対象とした STOL 研究班と，(c) を対象とした VTOL 研究班を編成し，それぞれ実験機を目標とした研究を進めることになった。

同年度大型低速風洞が完成した。また JR 100 は試験運転の結果所期の性能が得られることが確認された。

（3） ロケットに関する研究：東京大学秋田実験場（秋田県道川）で NAL-7 および新島で NAL-16 ロケットの飛しょう試験が行われ，有益な資料が得られた。同年度電子計算機の更新を計画し，その有効，適切な運用をはかるため電子計算機委員会が設けられた。また極超音速風洞の主要部分が完成した。

昭和41年度

（1） 遷・超音速機に関する研究：前年度末に生じたジェット輸送機の事故につづき 11 月には YS-11 が松山空港で墜落する事故をおこしたため，これらの事故調査に協力した。なお航空技術審議会は諮問第 7 号 ''ジェット輸送機の航空安全に関する技術的問題点及びその具体的対策いかん'' に対し中間答申を出したので，当所ではつぎの研究を重点的に進めることになった。

（a） 乱気流中の航空機の応答に関する研究

（b） 操縦に関する人間工学的研究

（c） 自動着陸に関する研究

以上のうち，とくに (b) については科学技術庁の特別研究促進調整費で ''ジェット輸送機の操縦室の人間工学的研究'' として年度途中から研究が開始された。

（2） V/STOL 機に関する研究：富士重工業株式会社が製作した単発軽飛行機 FA-200 に吸込フラップを装備し STOL 実験機とする計画を進めた。

双発 USTOL 機についてはプロペラ回転の揚力および安定に及ぼす効果について風洞試験を行った。

VTOL 機に関する研究は FTB の製作が進み FTB の本体を完成した。角田支所においては JR 100 1 台を用いた自動高度制御の研究を実施した。

（3） ロケットに関する研究：実用実験衛星打上げ用ロケットに関するシステム・スタディを行うとともに，二次噴射による推力方向制御，液体ロケットのジンバル式方向制御等の研究を進めた。なお固体ロケットモータの寸法効果等の研究目的で，推進薬の細長比の大きい NAL-16H およびガスジェット制御の研究等のため 2 段式固体ロケット NAL-25・31 の研究試作を行った。

1.2.3 そのごの時代

昭和41年度をもって第2次5か年計画は年次的には終了したが，取り上げた重点研究目標はいずれも，引続き強力に推進する必要があった。そこで昭和42年度からは，少なくとも常に5か年先をみたいわゆる“ころがし5か年計画”を策定し，その目標達成のため必要な研究費および施設・設備の実現をはかることとし，内外の諸情勢および予算の実現状況等を勘案し，毎年検討を加え，必要な修正を行って，たえず最新の計画とすることにした。

なお重点研究目標には，従来の3目標に，前年の航空事故以来問題となってきた航空機の安全性に関する研究を加え合計四つの重点研究を中心として強力に推進するが，将来を見通し基礎的，共通的研究も計画的に進めることにした。

昭和42年度

同年度から V/STOL 機に関する研究体制を強化するため新型航空機部が発足し，所内の STOL および VTOL 研究班は廃止した。

(1) 遷・超音速機に関する研究：わが国で開発中の航空機について風胴試験，シミュレータ試験等に協力するとともに超音速機の動安定研究のための自由飛行模型の計画を進めた。なお推進用エンジンの開発にそなえてフロントファンの研究を進めるとともに，高温タービン研究設備の整備に着手した。

(2) 航空機の安全性に関する研究：昭和41年に発生した航空事故に関して試験ならびに解析を行い事故調査に協力するとともに，ジェット輸送機の操縦室の人間工学的研究を続行し，自動着陸に関する研究にも着手した。また運輸省気象研究所と共同で，実験用航空機を利用して鈴鹿山系における突風の調査研究を行った。

(3) V/STOL 機に関する研究：単発 STOL 実験機では，吸込フラップを装備した FA-200 改の飛行試験を開始した。双発 USTOL 機についてはプロペラ後流の安定・操縦性に及ぼす影響を風胴試験で研究した。FTB はエンジン搭載，ぎ装を完了し，地上で各種確認試験を行った。また角田支所において JR 100 2台を用いた高度制御試験を実施し，FTB の実験に有益な資料を得た。

(4) ロケットに関する研究：前年度に引続き実用衛星打上げ用ロケットに関するシステム・スタディを行い，技術的問題点の検討と，その設計に役立つ資料を宇宙開発推進本部に提供した。また人工衛星の追跡に関連し宇宙開発推進本部からの要請により，当所の電子計算機を改造し容量を増大した。角田支所においては液体ロケット燃焼試験設備の整備を進めるとともに固体ロケット多分力試験設備の建設に着手した。

昭和42年12月宇宙開発審議会は諮問第4号“宇宙開発に関する長期計画および体制の大綱について”の答申を行い，わが国の宇宙開発の将来を示した。

昭和43年度

昭和43年11月21日付で松浦所長は宇宙開発推進本部長に転出し，第4代目所長に山内正男が就任した。

(1) 遷・超音速機に関する研究：国内における遷・超音速機の開発が活発化し，当所の施設・設備を

使用しての試験研究がさかんに行われた。また YS-11 につぐ次期ジェット輸送機開発のための OR も開始された。これに伴ない風洞等関連研究設備の計測精度ならびに測定技術の向上をはかる目的で，所内外の空気力学，設計関係者からなる風洞研究会議が発足した。

（2） 航空機の安全性に関する研究：引続き事故関連の試験・解析を行い事故調査に協力するとともに，電波高度計の特性を調べ，電波高度計を含めた自動着陸のシミュレーション研究を進めた。また運輸省気象研究所と共同で東北地方南部で乱気流観測を行った。

（3） V/STOL 機に関する研究：単発 STOL 実験機の飛行試験により，吸込の失速特性に及ぼす影響を調べ，地面効果について風洞試験を行った。FTB は角田支所において遠隔操作によるエンジンの運転試験を行い，安全性の確認を行った。またエンジンの高度制御の研究では気圧高度計および電波高度計を用いた自動高度制御の実験を行い問題点を明らかにしこの研究を終了した。

（4） ロケットに関する研究：研究試作した NAL-16H，NAL-16・31 および NAL-25・31 の飛しょう試験を種子島宇宙センターにおいて行い，それぞれ有益な設計資料を得た。角田支所では液体および固体ロケット燃焼試験設備が完成し，推進薬供給系統およびスピン燃焼試験設備の建設に着手した。なお同年度，総理府に宇宙開発委員会が設置され，わが国の宇宙開発は一元的に推進されることになった。

昭和44年度

同年度から，ロケット部を宇宙研究グループと改め，関連各部の研究もあわせて，宇宙開発への支援ならびに先行研究を強力に推進することになった。これに伴い，ロケット委員会を宇宙技術委員会と改め，航空関係も，V/STOL 委員会，航空機安全対策委員会および高速機研究会をまとめて航空機委員会とした。

（1） 遷・超音速機に関する研究：秋田県道川で自由飛行模型による超音速における動安定研究のための飛しょう実験を行い，有益な資料を得た。

（2） V/STOL 機に関する研究：単発 STOL 実験機を用いて離着陸性能の実験を行った。FTB は角田支所で拘束状態での高度および姿勢制御の実験を行った。JR 100 の耐久試験を行い FTB 実験への信頼性を実証した。

なお JR 200 を改良し，さらに高圧，高温とし性能向上をはかった JR 220 を研究試作した。

（3） 宇宙技術に関する研究：昭和44年10月宇宙開発推進本部は宇宙開発事業団に改組され，わが国の実用衛星の開発，打上げおよび追跡管制の業務は１本化して行われることになった。この年，当所で研究試作した NAL-7，NAL-16H の飛しょう試験が，種子島宇宙センターで行われ，それぞれ有益な資料が得られた。

昭和45年度

（1） 遷・超音速機に関する研究：推進用ファンエンジンの開発の気運が高まり，当所で開発したリフトエンジン，フロントファンおよび高温タービンなどの研究成果を取入れた推進用ファンエンジンの

開発計画が作成され，これに必要な各要素の研究が進められた。

（2） 航空機の安全性に関する研究：航空機の突風荷重および突風応答研究のための突風風洞の建設に着手した。また運輸省気象研究所と共同研究で，異常航空気象下の気圧高度計の指示精度に関する実験を行った。

（3） V/STOL 機に関する研究：FTB は角田支所で3自由度の姿勢制御実験を行い，各部の機能および安全性を確認したのち，昭和45年12月自由飛行で浮上に成功した。

（4） 宇宙技術に関する研究：宇宙開発委員会は昭和45年度宇宙開発計画で，従来の第1段固体の4段式Qロケット計画を，米国からの技術導入による第1段液体の3段式Nロケット計画に修正した。これに応じて当所の開発支援および先行研究の計画も修正した。なお角田支所では推進薬供給系統，スピン燃焼試験設備を完成しロケットエンジン高空性能試験設備の建設に着手した。

昭和46年度

昭和46年12月航空技術審議会は諮問第8号“今後の航空技術の振興に必要な重要課題とこれを達成するための推進方策について”の答申を行い，つぎの三つの開発技術の確立を目標としてあげた。

（a） 一層高い安全性と無公害性を具備し，かつ経済性をも有する高亜音速ジェット輸送機

（b） V/STOL 機

（c） 高性能かつ無公害のファンジェットエンジン

これらの目標に対し重点および緊急研究課題，必要な施設・設備および既存の設備の更新などが要望され，当所のこんごの研究，設備の整備方針などが示された。

（1） 遷・超音速機に関する研究：通商産業省大型工業技術開発制度（大型プロジェクト）によるファンジェットエンジンの研究開発が開始され，当所は設計資料の提供，運転，試験研究の面で全面的協力を行うことにした。

（2） V/STOL 機に関する研究：角田支所において FTB による垂直離着陸，ホバー，直進，旋回等各種実験を行い，貴重な資料を得て FTB の実験を終了した。JR 220 は運転の結果，計画性能を発揮しうることを確認した。

（3） 宇宙技術に関する研究：誘導用センサ系の精度向上の研究，液酸ロケットの燃焼器および各要素の研究がさかんに行われ，スピン燃焼の研究にも着手した。

昭和47年度

同年度から航空機の安全性に関する研究は遷・超音速機に関する研究にあわせることにし，新しくジェットエンジンに関する研究を重点研究に取り上げた。

（1） 遷・超音速機および航空機の安全性に関する研究：航空計器の表示統合化の研究で試作したヘッド・アップディスプレイ装置を実機（YS-11）に搭載して飛行試験を行い，その有効性を実証した。汎用シミュレータ設備の更新に着手し，音響疲労試験装置ならびに低騒音化研究のための流路音響試験装置を完成した。

（2） V/STOL 機に関する研究：実験用航空機に可変安定装置を装備し STOL 機の安定・操縦性の研究に着手した。VTOL 機の遷移飛行の研究に着手した。

（3） ジェットエンジンに関する研究：通商産業省の大型プロジェクトの開発研究に協力するとともに，JR 100 に消音吸入ダクトおよび吸音ジェットパイプを装備し騒音試験を行った。

（4） 宇宙技術に関する研究：宇宙開発事業団と共同研究で，二次噴射，ガスジェットの影響および VHF 帯アンテナの研究を行った。角田支所ではロケットエンジン高空性能試験設備およびデータ処理設備が完成した。

昭和48年度

同年度から新型航空機部を新型航空機研究グループに改組し，V/STOL の研究体制を強化した。

（1） 遷・超音速機および航空機の安全性に関する研究：民間輸送機開発協会の依頼により抵抗発散マッハ数特性の良い翼を設計，実験を行い特性を確認した。自動着陸の研究は，地上リグによるシミュレーション実験で，縦方向の自動着陸システムの技術をまとめた。

（2） V/STOL 機に関する研究：VTOL 機の遷移飛行研究のための実験機の仕様を定め，研究および予算の年次計画を立案した。またリフトエンジン空中起動の研究を風洞で行い角田支所に地上試験装置を設置した。

（3） ジェットエンジンに関する研究：大型プロジェクトによるファンエンジン（FJR 710/10）の1号機が完成，性能運転を行い，目標推力を確認した。

（4） 宇宙技術に関する研究：宇宙開発事業団開発のNロケット第2段 LE-3 型エンジンの高空性能試験を角田支所で行った。人工衛星の3軸制御の研究に着手した。

昭和49年度

同年度電子計算機の更新の機会に，計算機に関する業務を計測部から独立させ，計算センターを新設した。

（1） 遷・超音速機および航空機の安全性に関する研究：エンジンの故障を予知するエンジン監視システムの研究を開始した。また二次元風洞の建設に着手した。

（2） V/STOL 機に関する研究：VTOL の遷移飛行実験機の概念設計を行い，各システムの研究を進めるとともに角田支所でリフトエンジン起動の実験を行った。

（3） ジェットエンジンに関する研究：FJR 710/10 の耐久運転および低騒音化のための騒音測定実験を行った。

（4） 宇宙技術に関する研究：慣性誘導の研究に着手した。角田支所では LE-3 型エンジンおよびNの第3段固体ロケットモータの高空性能試験を行い，液体水素-液体酸素ロケットエンジンの要素試験設備の建設に着手した。

昭和50年度

この年，当所は発足後ちょうど20年を迎えたので，20年史の発行，記念式典，講演会等を実施するこ

とした。また同年度から重点研究目標のうちの遷・超音速機および航空機の安全性に関する研究を，研究の内容にあわせてジェット輸送機および航空安全に関する研究と改めた。

（1） ジェット輸送機および航空安全に関する研究：航空機の性能および安全性向上に関する研究のほかに，騒音等の公害軽減化に関する研究を重点的に進めることとした。

（2） V/STOL機に関する研究：VTOL機の遷移飛行の研究を進めるとともに，ファンジェットSTOL機の空力特性の研究を新しく特別研究で開始した。

（3） ジェットエンジンに関する研究：大型プロジェクトの研究に協力するとともに，公害軽減のためジェットエンジンの低騒音化および排気ガス制御の研究を進め，新しくガス化方式燃焼器の特別研究に着手した。

（4） 宇宙技術に関する研究：宇宙開発の将来を見通し液体ロケットエンジン，慣性誘導および人工衛星の3軸制御の研究を進めるとともに，新しくイオンエンジン系の研究を特別研究で推進することとした。

1.3 組　　織

航空技術研究所は，1.2節において述べたとおり，当初は，管理部ならびに空気力学部・機体部・原動機部・調査部の4研究部門で発足したが，その後宇宙技術関係研究業務もあわせおこなうこととなり，昭和38年に名称を“航空宇宙技術研究所”と改め，現在にいたった。

この間，第1次・第2次計画および「ころがし5か年計画」の実施による研究活動の活発化に対応して研究所の体制強化と拡充を図った結果，昭和50年度現在において，管理部（5課構成）・7研究部（52室・1課構成）・2研究グループ（21サブグループ構成）・計算センター（2室・1課構成）および角田支所（6室・1課構成）の組織構成となっており，航空および宇宙技術に関する研究・試験の分野を網羅するものとなっている。昭和50年度現在における全体機構図は表1.1のとおりであり，さらに発足以来の機構変遷の推移は資料中の 2 (a) 組織の推移表のとおりである。

このほか，当所運営のため，昭和31年に顧問・建設委員および所付（内部組織），昭和35年に施設運用委員の制度を設け，当所の運営についての意見および指導をうけるとともに施設設備の建設および運用の円滑化，効率化を図って来た。これらの制度は昭和42年度にいたり，運営委員・技術委員・施設委員の制度に改組し現在にいたっている。その業務内容は次のとおりである。

運営委員　航空宇宙技術研究所の運営に関し，所長の諮問に応ずる

技術委員　研究及び試験の実施に関し，技術的事項について所長の諮問に応ずる

施設委員　研究及び試験のための施設及び設備の建設並びにその運用の調整に関し，所長の諮問に応ずる

表 1.1 全体機構図および職員

（昭和50年7月16日現在）

所　長	工博	山内　正男
科学研究官		上山　忠夫
管理部長		藤本　澄
庶務課長		野口　栄一
会計課長		野村　孝七
企画課長		川越　正信
動力課長		花松　武志
工作課長		田村　正芳
空気力学第一部長		長洲　秀夫
空気力学第一部総括室長	工博	和田　勇
非定常空気力学研究室長		柳沢　三憲
衝撃波研究室長		曽我　国男
境界層研究室長	理博	河野　長正
極超高速流研究室長	理博	松崎　利一
熱気流研究室長	理博	井上　建二
稀薄気流研究室長		恩地　瑛
ロケット空気力学研究室長		野村　茂昭
極超音速風洞制御研究室長		橋本　登
極超音速風洞計測研究室長	工博	安喜　隆幸
主任研究官		吉永　崇
	工博	古浦　勝久
空気力学第二部長		重見　孝
空気力学第二部総括室長		牛田　健二
空力性能研究室長		海老原正夫
飛行性能研究室長	工博	神谷　信彦
器材研究室長		高島　一明
遷音速風洞制御第一研究室長		萩原　秀徳
遷音速風洞制御第二研究室長		井上　政一
吹出式超音速風洞制御研究室長		河本　巌
大型低速風洞制御研究室長	（併）	高橋　宏
遷音速風洞計測研究室長		竹内　理
吹出式超音速風洞計測研究室長		
	工博（併）	谷　喬
大型低速風洞計測研究室長		高橋　宏
低速空力性能研究室長	理博	遠藤　浩
二次元風洞建設準備室長	理博（併）	遠藤　浩
主任研究官		近藤　洋史
機体第一部長		高木　廣治
機体第一部総括室長		竹内　和之
空力弾性研究室長	工博	市川　輝雄
熱弾性研究室長		江川　幸一
荷重研究室長		小野　幸一
実機強度研究室長		川島　矩郎
装備研究室長		田寺　木一
主任研究官		古田　敏康
		山根皓三郎
	Ph. D.	古賀　達蔵
		磯貝　紘二
		野原　利雄
	工博	松崎　雄嗣
		森田　甫之
		朝田　洋雄
機体第二部長		中井　暎一
機体第二部総括室長		斎藤　浩一
機体構造研究室長	工博	塙　武敏
機体強度研究室長		多田　保夫
疲労研究室長		飯田宗四郎
主任研究官		三本木茂夫
		越出　慎一
		林　洋一
		藤森　義典
		戸田　勧
原動機部長	工博	松木　正勝
原動機総括室長		小出　勉
圧縮機研究室長		大山　耕一
タービン研究室長		高原　北雄
翼列研究室長		藁田　光弘
燃焼研究室長		鈴木　邦男
熱伝達研究室長		近藤　博
原動機構造研究室長		宮地　敏雄
原動機制御研究室長		西尾　健二
原動機性能研究室長	工博	藤井　昭一
主任研究官		
		池田　為治
		能瀬　弘幸
		堀内　正司
	工博	相波　哲朗
		森田　光男
		田村　敦宏
		田丸　卓
計測部長		毛利　浩

計測総括室長	工博	池谷　光栄
計測研究室長		輿石　肇
自動制御第一研究室長		堀川　勇壯
自動制御第二研究室長		森　幹彦
機器研究室長		大月　正男
人間工学研究室長		岡部　正典
主任研究官		桜井　善雄
	工博	志甫　徹
		松島　弘一
		山田　博
		鈴木　孝雄
飛行実験部長		幸尾　治朗
飛行実験総括室長		斎藤　秀夫
飛行特性研究室長		岡　遠一
操縦安定性研究室長	工博	別府　護郎
飛行試験研究室長	工博	古茂田真幸
飛行課長		後藤　芳夫
主任研究官	工博	高沢　金吾
新型航空機研究グループ総合研究官		
	工博	武田　峻
第一研究グループリーダ		尾形　吉和
第二研究グループリーダ		滝澤　直人
第三研究グループリーダ	工博	犬丸　矩夫
第四研究グループリーダ		西村　博史
第五研究グループリーダ		廣末　健一
第六研究グループリーダ		渋谷　昭義
第七研究グループリーダ		田辺　義一
第八研究グループリーダ		小川　敏雄
第九研究グループリーダ	工博	川幡　長勝
宇宙研究グループ総合研究官	工博	河崎　俊夫
第一研究グループリーダ		岡部祐二郎
第二研究グループリーダ	工博	山中　龍夫
第三研究グループリーダ		五代　富文
第四研究グループリーダ		楢崎　哲二
第五研究グループリーダ	工博（併）	河崎　俊夫
第六研究グループリーダ		新田　慶治
第七研究グループリーダ		武内　澄夫
第八研究グループリーダ		村上　力
第九研究グループリーダ	工博	宮川　行雄
第十研究グループリーダ	工博	中村　嘉宏
第十一研究グループリーダ	工博	谷　喬
第十二研究グループリーダ	工博（併）	塙　武敏
主任研究官		武藤洋治郎
		大坪　孔治
		西村　允
	工博	狼　嘉彰
計算センター		鳥崎　忠雄
計算研究室長		三好　甫
データ処理研究室長		中　正夫
計算課長		水野　洸
主任研究官		石黒登美子
	工博	畑山　茂樹
角田支所長		大塚　貞吉
管理課長		押野　順平
固体ロケット研究室長		石井　進一
スピン燃焼研究室長	（併）	石井　進一
液体ロケット研究室長	工博	鈴木　昭夫
ロケット流体機器研究室長	工博	上条謙二郎
ロケット高空性能研究室長		山田　晃
推進薬研究室長		宮島　博
主任研究官	工博	石垣　博

表 1.2　運営委員，施設委員および技術委員名簿

（昭和50年7月16日現在）

(a)　運営委員

氏　名	職　名
山名　正夫	明治大学教授
谷　一郎	東京大学名誉教授
佐貫　亦男	日本大学教授
池田　健	日本大学教授
松浦　陽惠	宇宙開発事業団副理事長
村井栄太郎	防衛庁技術研究本部技術開発官
窪田　雅男	機械技術研究所長
官川　晋	運輸省航空局技術部長
浅沼　強	東京大学宇宙航空研究所長
荒木　透	金属材料技術研究所長

(b)　施設委員

氏　名	職　名
東条　輝雄	三菱重工業(株)　航空機事業本部長
永野　治	石川島播磨重工業(株)　副社長
中口　博	東京大学教授
神武　敏彦	川崎航空機工業(株)　取締役

織田　誠	防衛庁技術研究本部第三研究所，機体第三研究室長
河村　龍馬	東京大学教授
曽根　嘉年	三菱重工業(株)　取締役副社長
近藤　次郎	東京大学教授
野村　民也	東京大学教授
岡崎　卓郎	東京大学教授
鷲津久一郎	東京大学教授
林　　毅	中央大学教授
熊谷清一郎	東京大学教授
村崎　寿満	大阪大学教授
本田冨士男	機械技術研究所次長
神元　五郎	京都大学教授
河田　幸三	東京大学教授
植村　益次	東京大学教授
塩入　淳平	東京大学教授
森　大吉郎	東京大学教授
内藤　　正	青山学院大学教授
高木　貫一	青山学院大学講師
岡田　　実	運輸省航空機事故調査委員会委員長
東　　昭	東京大学教授
藤井　澄二	東京大学教授
田中　英穂	東京大学教授
神津　正男	防衛庁技術研究本部第三研究所，原動機第一研究室長
大島　士郎	運輸省航空局検査課長

(c)　技術委員

氏　名	職　名
河村　龍馬	東京大学教授
近藤　次郎	東京大学教授
野村　民也	東京大学教授
岡崎　卓郎	東京大学教授
鷲津久一郎	東京大学教授
林　　毅	中央大学教授
熊谷清一郎	東京大学教授
中口　　博	東京大学教授
村崎　寿満	大阪大学教授
神元　五郎	京都大学教授
河田　幸三	東京大学教授
植村　益次	東京大学教授
塩入　淳平	東京大学教授
森　大吉郎	東京大学教授
内藤　　正	青山学院大学教授
高木　貫一	青山学院大学講師
岡田　　実	運輸省航空機事故調査委員会委員長
東　　昭	東京大学教授
藤井　澄二	東京大学教授
田中　英穂	東京大学教授
村井　　等	東北大学教授
疋田　　強	東京大学教授
黒田　泰弘	宇宙開発事業団システム計画部長
竹中　幸彦	宇宙開発事業団総括開発部員
田畑　浄治	宇宙開発事業団総括開発部員
橋爪　　宏	宇宙開発事業団主任開発部員
平木　　一	宇宙開発事業団総括開発部員
小橋　　豊	小林理学研究所理事
五十嵐寿一	東京大学教授
荒木　　浩	東洋大学教授
藤田　　尚	日本放送協会総合技術研究所主任研究員
前田　　弘	京都大学教授

1.4 職　　員

1.4.1 定員の推移

当研究所は，昭和30年７月11日，５部２課40名の定員で発足して以来，昭和50年度をもって20周年を迎えたが，この間，第１次６か年，第２次５か年計画等に基づき拡充整備され，定員についても前記計画にあわせて急速に拡充され，昭和43年度には 491 名となり，当研究所発足以来最高の定員に達した。しかし，翌44年度から行政管理庁による定員削減計画が実施され，第１次３か年計画（昭44～46）で27名（内研究職14名）が削減され，引きつづき第２次削減計画（昭47～49）で更に 25名（内研究職 17名）

が削減された。この間，建設された設備等について47名（内研究職44名）の増員があり，現在では，その定員は482名（内研究職354名）となった（図 1.1 および資料 2 (b) 参照)。

1.4.2 職員の構成

当研究所職員の年令構成等分布状況については，創立期からの10年間は，図1.1にみられるとおり，当所の拡充期にあたり，その10年間において，実に11.2倍の定員増が図られた。その間の比較は難しいので，比較的安定期とみられる昭和39年度と49年度を比較してみると，図1.2に示すとおり，39年度における職員の年令構成人員の分布状況は，年令20代が全体の約50%をしめ，10年後の49年度においては，同年代は約27%となり減少を示している。

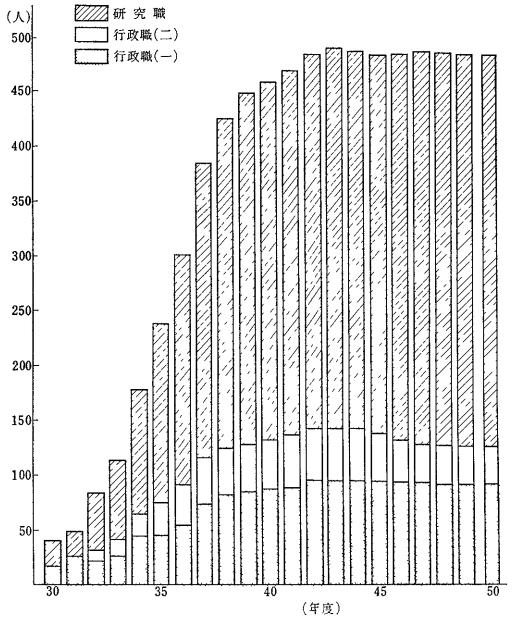


図 1.1 定 員 の 推 移

また年令構成を職種別にみると表1.3に示すとおり，39年度においては，全職員平均が31才であったが，10年後の49年度には，36才となり約5才の年令上昇がみられる。これは前述のとおり定員の削減および増員等の関係において安定期に入ったことによるものと推察される。また全職員の平均年令からみて，現在研究活動を進める上で最も充実した時期であることを示しているものと思われる。

上記を総合すると，現状のまま推移すると年々職員の高年令化が進む傾向にあり，これは職員の健康管理，レクリエーションのあり方（1.9.4参照），住居等財産形成の配慮（1.9.3参照）に対して一つの指針を与えている。

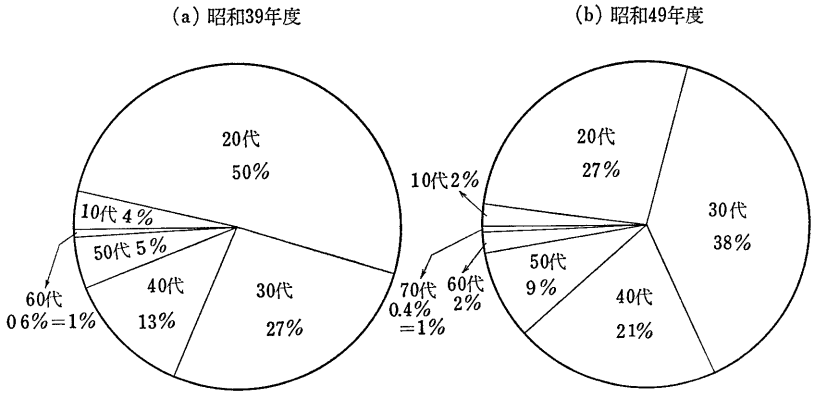


図 1.2 職 員 の 年 令 構 成 の 変 化

1.4.3 職員の海外派遣

科学技術庁には，各省庁（大学，防衛庁を除く。）の研究公務員を海外の大学，試験研究機関に派遣し，研究公務員の資質向上，研究意欲の増進および海外における試験研究の動向調査等の推進を図るため，長期，中期，国際研究集会およびパートギャランティ研究員等の在外研究員派遣制度があるが，当所職員も目的に応じ，これら派遣制度により表1.4に示すとおり，毎年十数名（注．在外研究員派遣制度のほか，科学技術庁外国旅費による出張者を含む。）の職員が海外に派遣され，当所の研究業務の推進に寄与している。

なお，派遣先はアメリカ合衆国が主で，他にイギリス，フランス，西ドイツがあり，また，研究集会はICAS(国際航空科学会議)，IAF（国際宇宙連盟），AIAA（アメリカ航空宇宙学会）およびICAO（国際民間航空機構）の国際会議への派遣が多い。

表 1.3 職種別平均年令

当該年度10月1日現在

昭和年度＼職種	行政職(一)	行政職(二)	研究職	全職員
39	32.7才 (85名)	41.0才 (45名)	28.9才 (308名)	30.9才 (438名)
49	34.9才 (92名)	48.6才 (42名)	34.5才 (346名)	35.8才 (480名)

表 1.4 海外派遣者数

区分＼昭和年度	短期	中期	長期	パートギャランティ等	国際会議等	合計
31	3					3
32	2		3			5
33	1		1			2
34	2		1			3
35	2		2			4
36	2	1	2			5
37	2		1		1	4
38	1	1	3	2	1	8
39	1		4	2	2	9
40	3		3	2	1	9
41	6	1	2	1	3	13
42	1	1	3	2	2	9
43			5	2	2	9
44	1	1	3	3	3	11
45	2	1	4	2	4	13
46	1	1	7	1	2	12
47	3	1	5	4	4	17
48	5		5	1	3	14
49	2	1	3	3	1	10
50*			5	5	1	11
合計	40	9	62	30	30	171

（注） 短期　3か月未満。
中期　3か月以上6か月未満。
長期　6か月以上。
パートギャランティ等　滞在費を外国機関が負担し，日本政府は旅費のみを負担する。オールギャランティを含む。
国際会議等　国際研究集会を含む。

*: 昭和50年度派遣は，長期，パートギャランティ（上期）および国際研究集会（上期）の決定者数。

1.5 予　算

第1次計画（昭和31年度～36年度），第2次計画(昭和37年度～41年度）およびころがし5か年計画（昭和42年度以降）と実施してき

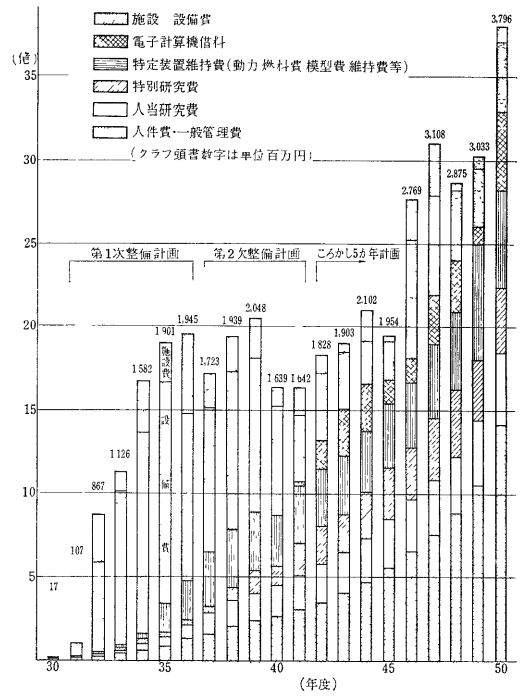


図 1.3　年度別・事項別予算額推移

た結果20年間における設備・施設の建設，研究の推進に投入された予算の推移は図 1.3 のとおりであるがその累計は約399億円（昭和50年度まで）に達した。

第 1 次計画は，戦後，皆無の状態となった航空関係の試験研究設備を効率的・集約的に整備する目的で，主として遷音速風洞，ジェットエンジン関係の研究施設建設を 6 か年で計画し，一般経費を含め約 75 億 4000 万円の予算が投入されたが，これは当初計画の約 70% に相当するものであった。

第 2 次計画は，V/STOL 機，遷・超音速機およびロケットという三つの研究目標を策定し，これを達成するための研究費ならびに設備施設費予算の成立を図り，研究としては，超軽量ジェットエンジンの研究試作，FTB の研究試作，固体・液体ロケット関係等の研究費，設備としては，極超音速風洞，大型低速風洞，原動機要素試験設備，構造物強度試験設備等及びこれらに伴う建屋，大型電子計算機の導入，さらに昭和40年 7 月開設された角田支所の整備費等を含め，5 か年間で約89億9000万円の予算成立を見た。

昭和 42 年度以降は，前期 3 研究目標に 1 項目を加え，V/STOL 機，遷超音速機，航空機の安全性及び宇宙技術の 4 研究目標を定め，これが目標を達成するための予算化を図った。研究としては前期に引続き，ジェットエンジン関係，FTB 関係，宇宙関係の研究を推進するとともに，自動着陸等安全性に関する研究を新たに進めた。設備施設としては，昭和43～44年度にセンサ試験設備，同45～46年度に突風風洞，同48年度以降二次元風洞を，又角田支所においては，昭和43～44年度に固体・液体ロケットの燃焼実験設備，45～47年度にロケット高空性能試験設備，49年度以降液体水素要素試験設備等が主なものであり，昭和42年度～50年度間の予算額は約233億7000万円となった。

当所開設以来，第 1 次計画および第 2 次計画前半までは設備施設予算が 50% 以上を占めていたが，以降は研究費，特定装置運営費等の比率が高くなり，人件費の率が年々急騰する傾向にあるのは図 1.3 および資料 2 (c) のとおりである。

1.6　土地・建物

昭和31年に入手した敷地（大蔵省所管の普通財産で運輸技術研究所が一時使用中であった一部）は，

約 59,800 m² であったが，第 1 次計画を遂行するには不十分であったので，北側隣接農地の買収を計画し，昭和32年度予算 1,500 万円で約 21,000 m² の敷地を取得した。これにより，昭和34年度には，原動機第一，第二要素実験室，主変電施設，変電操作室等が，昭和35年度には，遷音速風洞が完成した。昭和36年 2 月には，調布飛行場の一部（約36,000 m²）の一時使用が米軍から認められ，機体部関係研究設備建設の見通しがついた。

第 2 次計画の構想が具体化するにつれ，更に敷地拡張の必要が急務となり，南側隣接農地約 49,500 m² の買収を計画した。高とうを続ける地価のため契約は難航したが，昭和33年 3 月に予定面積を大幅に下廻る約 27,500 m² を契約し，さらに昭和39年度に，約 4,300 m² を買い足して，極超音速風洞，大型低速風洞，原動機要素試験設備等第 2 次計画の実現に見通しがついた。ただし，ロケットを中心とした騒音，危険防止等を考慮する必要のある施設については，他地区に建設を計画し，昭和36年以降調査を進めた。その条件としては，(イ) 70 万～100 万 m² (ロ) 取得の容易性 (ハ) 立地，交通条件等を検討し，候補地 20か所のうちから選定した次の 5 か所につき，昭和38年度以降詳細な比較検討を行った。

(イ)山梨県北富士旧演習場（国有）(ロ)宮城県角田旧第一海軍火薬廠（国有）(ハ)東京都多摩弾薬庫（国有，米軍）(ニ)茨城県土浦技術研究本部試験場（国有，防衛庁）(ホ)山梨県北富士（県，町有地）

結局，宮城県角田地区に決定し，地元その他関係機関との折衝を経て，約 911,000 m² の一時使用が認められ，昭和 40 年 7 月に角田支所を設置し，以後エンジン高度制御，FTB，ロケットエンジン関係の研究設備が整備された。

なお，土地・建物の変遷は図 1.4(a)(b)(c) に示す。

1.7 委 員 会 等

当研究所においては，その所掌業務を適切に行うため，所長の諮問機関として各種委員会を設けるとともに，必要に応じ研究会等を設け効率的運用を図っている。

1.7.1 V/STOL 委員会（昭和 37.2～44.3）

重点研究目標の一つである V/STOL 機に関する研究を各部密接な連絡のもとに総合的に進めるため，昭和37年 V/STOL 委員会を設けた。これは V/STOL 機に関する調査，重要研究課題の選定等を行うもので，V/STOL 機に関する重要研究課題の具体化を図るため年次計画を作成した。このほか，V/STOL 実験機の技術的問題点を解明するために FTB の研究の計画等について審議した。当委員会は44年航空機委員会に統合された。

1.7.2 ジェットエンジン研究委員会（昭和37.8～現在）

推力重量比の大きい超軽量リフトエンジンの研究試作のため昭和37年ジェットエンジン研究委員会を設けた。その構成は当所職員および大学ならびに業界の学識経験者からなり，各研究分野にそれぞれ専門委員会が付置された。当委員会では，JR シリーズの研究試作の諸問題について検討し，JR の研究試作の推進を図った。また，JR 系エンジンの研究試作の一段落に伴い，ファンエンジンに関する研究計

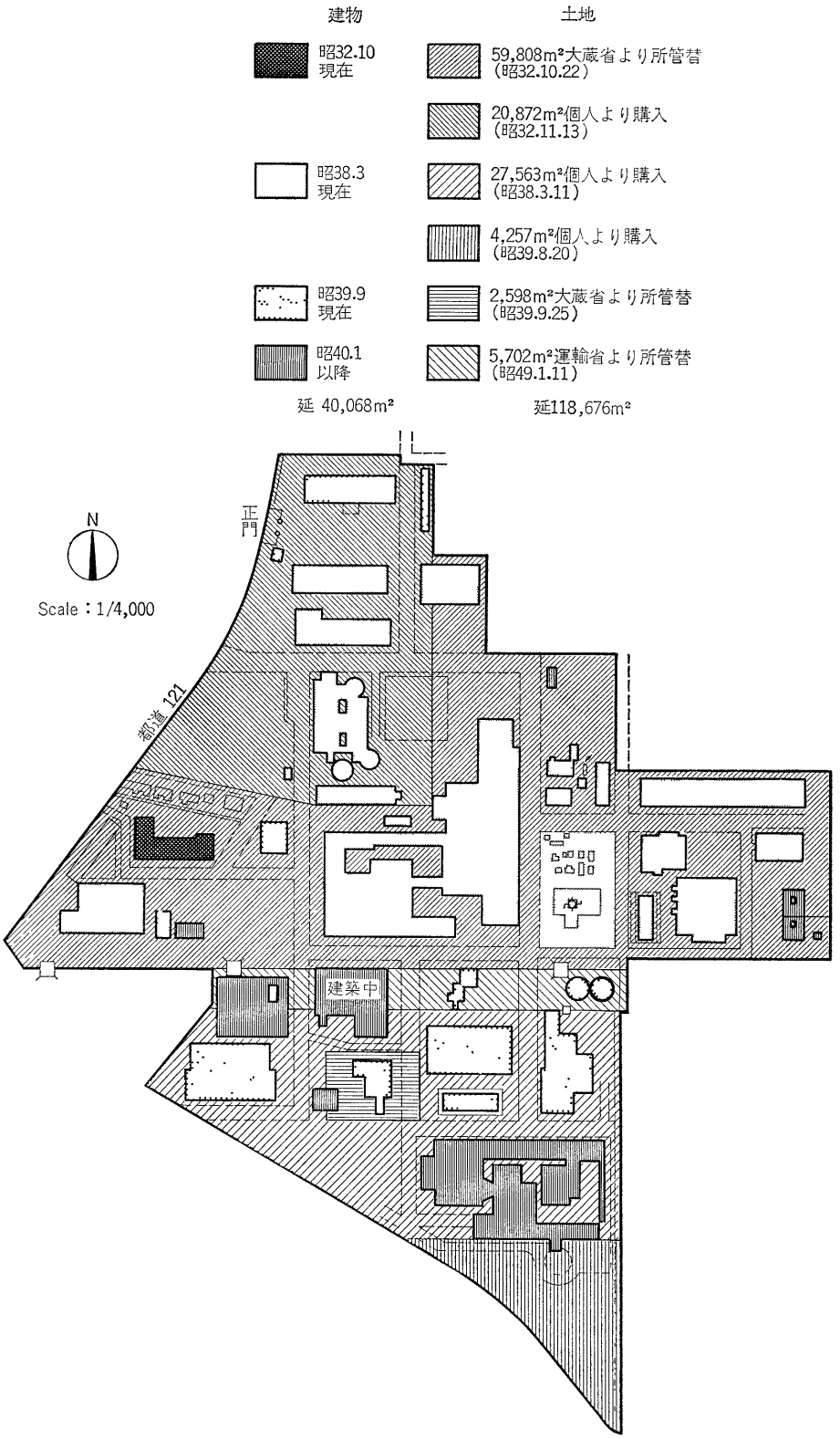


図 1.4(a) 航空宇宙技術研究所（本所）土地・建物経過

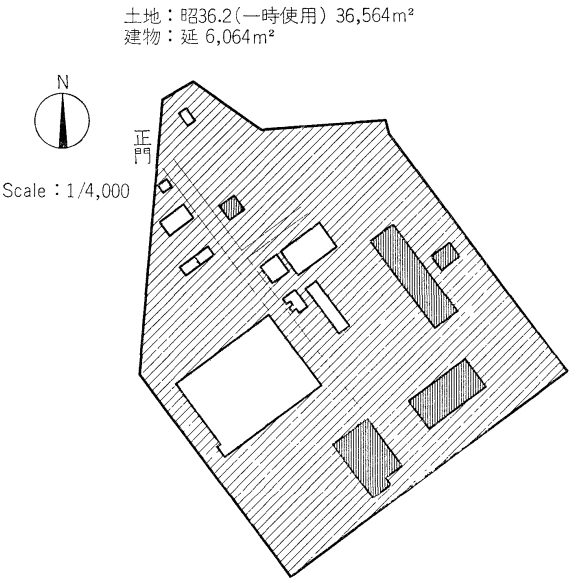


図 1.4(b) 航空宇宙技術研究所調布飛行場分室土地・建物経過

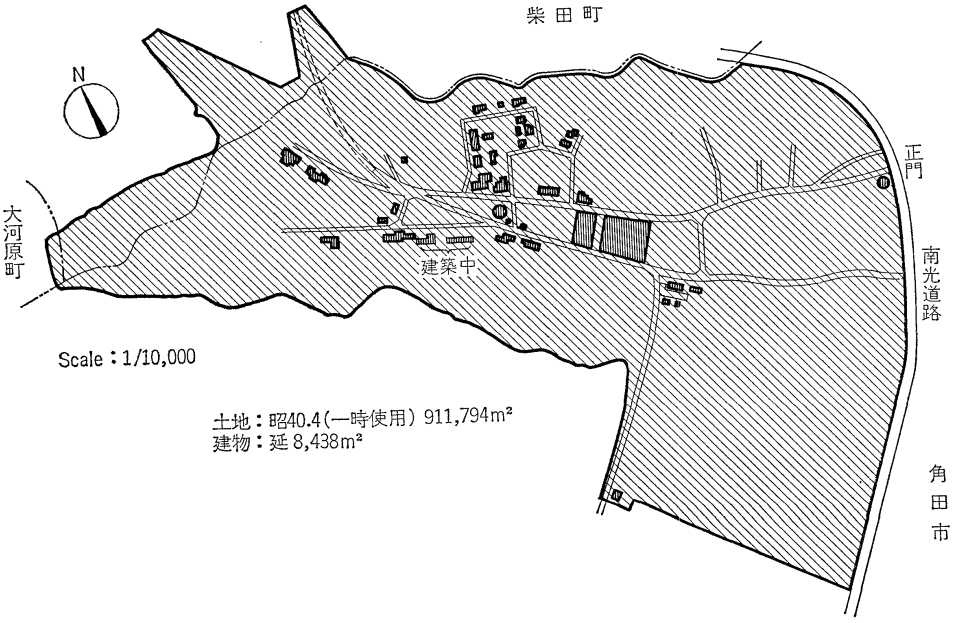


図 1.4(c) 航空宇宙技術研究所角田支所土地・建物経過

画についても検討を行った。

1.7.3 高速機懇談会（昭和38.11～40.4）および高速機研究会（昭和40.5～44.3）

遷・超音速機に関する研究は，当所設立以来の重点研究目標であるが，各研究部間の連絡をとりながら問題点の研究を進めるため昭和38年高速機懇談会を設け，毎月懇談を行ってきたが，40年高速機研究会に改組した。当研究会は技術的な討論に重点をおき，あわせて所長の諮問に応ずるために研究会として発足し，高速機に関する問題点の指摘，空気力学的諸問題のほか，音響疲労，空力加熱等についての討論を行うとともに，遷・超音速機の自由飛行模型による実験について検討した。当研究会は44年発展的に改組し，一部は航空委員会に吸収され，情報交換を主体としたものは航空機懇談会に引継がれた。

1.7.4 航空機安全対策委員会（昭和41.3～44.3）

昭和41年2,3月に相次いでわが国で起った大きな航空事故（全日空 B727，カナダ太平洋航空 DC-8，英国海外航空 B707）に対処し，政府はそれぞれの航空事故調査団を設け，当研究所長はその団員として参加したが，当研究所としては全面的に協力すべきであるとして，41年所内に航空機安全対策委員会を設け，事故調査担当分野に関連の深い専門の研究者を集めて，一連の調査・検討を行うこととした。当委員会は，発足後直ちに前述の三つの航空事故および同年秋の YS-11 型機の松山における事故等について調査・解析を行ったが，これらの教訓を得て航空機の安全性向上のための重要な研究項目の選定に反映させた。当委員会は44年発展的に改組し，航空機委員会に吸収された。

1.7.5 航空機委員会（昭和44.4～現在）

航空機委員会は，V/STOL 委員会，航空機安全対策委員会および高速機研究会が行っていた業務を統合して昭和44年発足した。当委員会は，航空技術全般にわたるプロジェクト的研究を含む研究項目の検討，研究年次計画の審議等が主な業務である。審議した主な事項は，FTB 実験計画，VTOL 機の遷移飛行年次計画，航空技術審議会第8号答申に当所の研究を十分に反映させるための研究課題，設備および通商産業省の航空機用ジェットエンジンの研究開発計画に対する協力計画等であり，二次元風洞設備の建設計画等の検討も行った。

1.7.6 航空機懇談会（昭和44.4～46.2）および研究懇談会（昭和46.3～現在）

航空機懇談会は従来の高速機研究会の一部を引継いだもので，昭和44年以降月1回開催を定例にして，所内・所外の講師から航空機関係の話題の提供をうけ懇談を行っている。46年からは改称して宇宙技術を含めた研究懇談会を発足させ，研究業務推進に役立てている。

1.7.7 ロケット委員会（昭和37.2～44.11）

宇宙開発審議会の第1号答申を尊重して，当所は第2次5か年計画の重点研究目標の一つにロケットに関する研究をあげ，この研究を総合的に進めるためロケット委員会を昭和37年に発足させた。ロケットの研究は各研究部にまたがっていて，このような総合研究を強力に推進していくためには，単なる諮問機関的な性格では不十分なので，40年度からは実行機関的な性格ももたせた。審議した主な事項は，ロ

ケットの研究試作，飛しょう計画の検討，立案，研究設備を含めたロケット関係研究年次計画等である。このほか，宇宙開発推進本部の飛しょう実験に対する技術的協力について審議した。当委員会は，44年宇宙技術委員会と改称した。

1.7.8 宇宙技術委員会（昭和44.11～現在）

昭和44年頃になると，当研究所の研究対象がロケットのみならず人工衛星を含む宇宙技術全般となってきたので，44年11月従来のロケット委員会を宇宙技術委員会と改称し，所長の諮問機関として宇宙技術関係の諸項目について審議することとした。審議した主な事項は次のとおりである。44年発足した宇宙開発事業団と密接な連絡のもとに，研究項目の検討・研究設備整備を含めた研究年次計画の審議を行うとともに，同事業団との共同研究，依頼試験，設備使用および技術援助等について審議し協力した。

1.7.9 電子計算機委員会（昭和41.2～現在）

当委員会は，所内の共用研究設備であった当初の中型電子計算機 Datatron 205 にかわり，大型電子計算機 HITAC 5020 が昭和42年2月から稼動することとなったので，所内の他の電子計算機とともにその有効な運営をはかるため41年に設けられた。以降，大型電子計算機の運用，使用計画，プログラムライブラリの設置，有効利用等を審議した。その他42・43年度には，宇宙開発推進本部からの依頼による人工衛星のトラッキングに関連した HITAC 5020F の増設計画および運用計画，44・45年度には大型電子計算機の効率的運用をはかるための組織体制案の立案，46・47年度には次期大型電子計算機システムの検討のためのワーキンググループの設置・機種の決定等を審議した。

1.7.10 文献委員会（昭和33.7～現在）

当所の研究活動，新しい設備の紹介等のため昭和33年4月に航技研ニュースが創刊されたが，当時は2～3か月に1回発行といった状態であった。しかし，研究設備の整備に伴い研究活動も活発となり，研究成果の漸増に対処し，文献の刊行を適切に行うため33年文献委員会を発足させた。当委員会は，当所における文献の刊行計画，文献の校閲・区分その他刊行文献に関する重要事項について審議するもので，以後，研究成果をまとめた報告（35年2月），研究の中間報告である資料（36年11月）等の刊行物をつぎつぎと創刊させた。その後年々増加してきた研究成果の報告等について審議するとともに，文献の編集・刊行等に改良を加えその充実性をはかっている。

1.7.11 図書委員会（昭和34.7～現在）

当所の図書業務は実質的には昭和31年から行っていたが，図書の管理を円滑に行うため，34年に委員会が設けられ，図書購入および図書館運営の方針などの具体的審議を行ってきた。最近は情報量が飛躍的に増加してきたので，それに対処するため，特に図書購入の方針および図書利用法の改善等を重点的に審議している。

1.7.12 安全委員会（昭和34.9～47.12）

安全委員会は，当所における安全の確保を期するため，すなわち災害防止対策，安全教育の徹底のため昭和34年に発足した。審議した主な事項は，安全関係の法規等の制定・改正等に対処して所として必

要な諸規程および39年から年１回実施している全所的な消防訓練等についてであった。なお，当委員会は47年健康安全委員会の発足に伴い廃止となった。

1.7.13 厚生委員会（昭和37.4～現在）

厚生委員会は，当所職員の福利・厚生および保健に関する事項について万全を期するための審議を行うもので，昭和37年発足した。その後，保健関係は健康安全委員会に引継いだ。

1.7.14 健康安全委員会（昭和47.12～現在）

人事院規則（職員の健康及び安全）の大幅な改正により昭和47年安全委員会を健康安全委員会に改組した。また，厚生委員会の所掌であった保健関係を当委員会に含めることとなった。当委員会は毎年定期的に，講演会・職場懇談会等を開催し，安全および職員の保健に関する意識の向上につとめている。

1.8 研究発表・刊行物・図書

1.8.1 研究発表

研究成果の発表は，所内・所外および公開の三つの発表形式をとり「航空宇宙技術研究所研究発表規程」（昭和36月７月１日付所長達第29号）により円滑な運用を図っている。昭和34・35年頃から研究設備の整備とそれに伴う研究活動が活況を呈してきて，発表件数は年々増加の傾向となり，わが国航空技術および宇宙技術の向上に大いに寄与している。

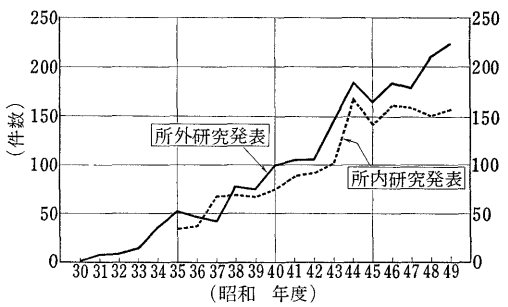


図 1.5 研究発表件数推移

（１） 所内研究発表

この制度は昭和35年度から実施され，研究成果を所外へ発表する場合は必ず所内研究発表会で発表するものと規定され，原則として毎月定期的に各研究部で発表（題目は航技研ニュースに掲載，昭和46年４月からは概要も掲載）を行っている。

なお，当初は各研究部内で発表したものをまとめ，月１回所内研究発表会を実施していたが，44年度から各部または関連研究分野ごとに行うこととし，別に後述する研究発表会を年１回公開して行っている。

（２） 所外研究発表

所外への研究発表は昭和30年度から始まっているが，34年度から発表件数は急増した。各学会の年会・大会・研究発表会・討論会・シンポジュウム等での講演・発表或は学会誌・大学研究所の集報・専門書・月刊誌等への寄稿等各方面にわたっている。主なものは日本航空宇宙学会および日本機械学会への発表である。40年頃から計測制御関係，宇宙技術関係の学会への発表も多くなってきた。これ等の発表は，斯界の注目をあびるものも多く，学会賞等の受賞の対象となったものもかなりある。

なお，外国での学会・講演会・シンポジュウム・国際会議等にもその成果を発表しているが，とくに

アメリカ合衆国の学会誌等への寄稿が多い。

（3） 研究発表会（公開）

第1次6か年計画も終り，第2次5か年計画に入った昭和38年度には研究活動も軌道にのって，その研究成果の発表も質量ともに充実してきたので，従前の所内研究発表会を公開し，当所の研究成果を広く所外に紹介するとともに，所外の関係者の意見・批判等を反映させたいとの趣旨で，38年10月に第1回研究発表会を開催した。当日は活発な質問・討議が行われ盛況であった。その後毎年1回秋季に当所講堂・会議室で開催しているが，発表題目については，巻末資料6を参照されたい。

1.8.2 刊行物

当所の所掌業務・研究活動状況ならびに業務等を広く一般に紹介し，あわせて，当所の研究成果の普及をはかるため，下記の刊行物を発行し，関係行政機関・大学・学会・協会・関連民間会社等に配付するほか，諸外国の大学・研究所等へも送付している。これら刊行物は文献委員会でその計画・校閲および区分等が審議され，刊行されている。

当研究所刊行物の主なものは次のとおりである。

（1） 航空宇宙技術研究所年報

当所の年間の業務，試験研究結果等を総括したものであり，昭和33年度までは科学技術庁年報の一部として発行されていたが，昭和30～34年度を昭和34年度版として発行して以来毎年1回発行している。

（2） 航空宇宙技術研究所報告（TR）

当所の試験研究の成果を報告するものであり，1論文1冊の形式をとり，昭和35年2月に第1号を刊行し，その都度随時刊行している。50年2月までに416件を発行した。（資料5(a) 参照）

（3） 航空宇宙技術研究所資料（TM）

当所研究成果のうち，研究の中間報告または予備研究，施設の運転試験の結果，調査報告等であり，昭和36年11月に第1号を刊行し，50年2月までに274件刊行した。（資料5(b) 参照）

（4） 航空宇宙技術研究所技術資料（N）

航空宇宙技術に関する調査用資料であり所内限定で発行している。50年2月までに19件を刊行した。

図 1.6 刊 行 物

1.8.3 図 書

当研究所の図書業務は，昭和31年から発足した。業務の運営は，発足当時は調査部，現在は管理部企画課が所掌しているが，別に図書委員会が，図書購入および図書館運営の方針などについて具体的審議を行っている。そのほか当所図書館は国立国会図書館の支部科学技術庁図書館の分館として，相互貸借

等を通じて国会図書館等と緊密な連けいを保っている。

所内研究活動の活発化に伴い，昭和38年に独立建屋の図書館を建設し更に45年に建屋の増設を行い，以後，施設，蔵書とも整備拡充され，専門図書館としての活動を行っている。また角田支所においても，図書室を設け必要な資料の充実を図っている。

蔵書の特色は当研究所の研究対象である航空技術および宇宙科学技術に関する技術的書籍，資料の収集にある。なお特記すべきことは，アメリカ航空宇宙局（NASA）を始めとして内外の関係研究機関の好意により最新の研究報告の寄贈を受け，これらが整備されていることである。

（1） 図書館の面積　360 m²

（2） 蔵書（角田支所も含む）

単 行 本	11,423 冊
製本雑誌	12,815 冊
NASA，その他の外国レポート類	37,618 冊

（3） 整理方法

図書の目録　和書　日本目録規則（NCR）

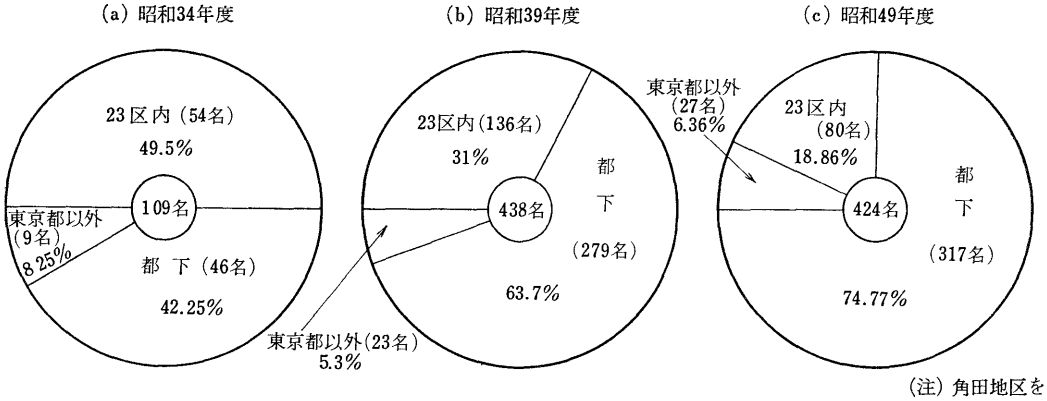
洋書　ALA 目録規則

図書の分類　国際十進分類法（UDC）

1.9 職員の生活環境および福利厚生

1.9.1 居住地

昭和34年度科学技術庁第1回職員住宅事情調査によると，当時における当所職員の居住地域分布は，図1.7 のとおり東京23区内居住者が都下（三多摩）地区居住者を上廻っていたが，年を経るごとに都下居住者が増加し，最近においては職員の約 75% が都下地区に居住していることがわかる。更に詳しく



（注）角田地区を含まず

図 1.7 地域別居住者数および分布

居住地について39年度と49年度を比較してみると，39年度に研究所周辺と思われる三鷹，調布，杉並，世田谷地区に多く居住していた職員が次第に減少し，いわゆる三多摩地区である東久留米，武蔵村山，立川，昭島，八王子方面に居住者が移動している。この現象は，後述する住居所有状況表にも明らかなように，この方面に国家公務員宿舎が多く建設されたこと，および都心における地価の高騰等により自宅建設者が用地をこの地域にもとめたことによるものと思われる。

1.9.2 通勤時間

34年度及び39年度における当所職員の通勤に要する時間についてみると，図1.8に示すとおり1時間以内の通勤者は全体の 70% 台であったが，最近においては，前述の居住地の変化，即ち研究所周辺居住者の減少といわゆる三多摩地区居住者および自宅建設者の増加による遠距離傾向に加え，社会的に問題となっている交通渋滞等による交通事情の悪化に基因すると思われる通勤時間の長時間化の傾向が顕著に現わされている。

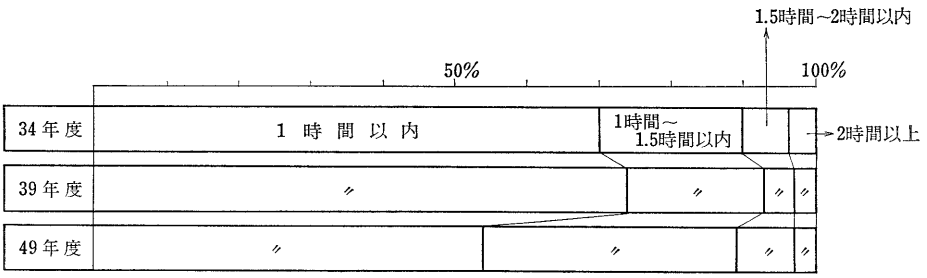


図 1.8 所要時間別通勤者分布（国家公務員住宅事情調査による）

1.9.3 世帯構成と住居所有状況

職員の世帯構成については，表1.5に示すとおり，昭和39年度では世帯者と独身者がほぼ同数であったが，10年後の49年度には独身者が減少し，職員数の2/3以上が世帯を構成していることがわかる。これは職員年令構成（1.4.2項）で述べた推移と一致している。またこれを家族数の面からみると，4人家族が大きく伸びを示し，当所の職員が最近における公的調査と同様に，いわゆる現代的な4人家族世帯を形成していることがわかる。

表 1.5 世　帯　構　成　　当該年度10月1日現在

昭和年度＼家族数	世帯者										独身者			総計
	2	3	4	5	6	7	8	9	10	計	親元同居	単身	計	
39	52	59	71	32	10	1			1	226	71	141	212	438
49	51	71	138	48	13	5	2			328	59	93	152	480

（国家公務員住宅事情調査による）

住居所有状況については，表1.6のとおりであるが，39年度と49年度とを比較すると大きな変化がみられる。これは居住地（1.9.1）の項で述べたように民営住宅利用者のなかから国家公務員宿舎へ入居したり，自宅所有者になった者が生じてきたためであろう。また，住居安定度については，表1.6の内訳欄に示すとおり，「安定」の数値は除々に上昇してきたが，49年度の自宅所有者数からみて，今後，更に持家対策の積極的な施策が望まれる。

表 1.6 住居所有状況および安定度

昭和年度	自宅	公務員宿舎	公営団社	民営住宅	その他	計	安定度	人員	%
34	40	15	7	47		109	安定	62	57
							不安定	47	43
39	148	117	51	118	4	438	安定	317	72
							不安定	121	28
49	191	160	50	75	2	478	定安	432	90.5
							不安定	46	9.5

（国家公務員住宅事情調査による）

1.9.4 福利厚生

（1） 健康安全管理

当研究所における職員の福利厚生業務については，まだ十分とはいえないが，健康安全管理面では年2回定期的に一般健康診断を行い，最近においては，前述した職員の高令化（1.4.2参照）に伴う成人病対策として，血圧，尿測定及び胃レントゲン撮影に力を注いでいる。

更に業務上の水銀，騒音，暑熱，寒冷等の従事者，タイピスト，自動車運転手および実験機操縦士については，特別健康診断として，その職種に応じた特殊項目の検査を外部機関（病院，保健センター）への委託により実施している。

日常的には，小規模ではあるが所内医務室において毎週2回，健康管理医による内科を主とした診療および健康相談，指導等を行い疾病の早期発見に努め効果をあげている。

また毎年行われる国家公務員の健康週間および安全週間期には，職員の安全および保健に関する意識向上を図るため講演会，職場懇談会等を開催するとともに，全所的に職員による自主点検，管理者による点検パトロール等を実施し積極的に職場の環境整備，改善に努めている。

その他，職員の飲料水に対する水質検査（毎月3か所）を実施しているほか，日本赤十字社血液センターの献血運動にも協力している。

（2） レクリエーション

職員のレクリエーション施設としては，一部仮設ではあるが，

グランド

テニスコート（本所２面，調布飛行場分室１面，角田支所２面）

バレーコート

バドミントンコート

を有し，年間スケジュールにより各種目による部課対抗戦を実施し，職員の体位向上及び職員間の融和を図っている。

また，職員の趣味に応じて結成された下記サークル

野　球　部	テ ニ ス 部	バドミントン部	バ レ ー 部	サッカー部
バスケット部	囲　碁　部	華　道　部	柔　道　部	水　泳　部
山　の　会				

に対して部員の自主制によるクラブ活動（対外試合，合宿，発表会）を助成するように努めている。

なお，構内グランドを利用し職員の全体行事として，近年，秋に行っている家族をも含めた運動会は職員間に好評を博している。

（３）　食堂，理髪室

職員の福利厚生の一環として，当研究所では10数年前より構内に委託ではあるが，食堂，理髪室を設け，給食においては季節により多少異なるが，１日平均180～200食，理髪においては10名程度の利用者があり，適切な衛生管理のもとに，その運営がなされ現在に及んでいる。

第2章　研　究　活　動

主要な研究の動向は，１２経過の項で述べられているが，ここでは研究の流れと言う面からとらえてみよう。

当所が設立された昭和30年代初期は，平和条約の発効により航空再開の機運が盛り上り，純国産ジェットエンシン Ｊ３ の開発が緒につき，中間シェット練習機 T-1 は開発を開始し，中型輸送機 YS-11 の開発も真剣に論議されていた。当所としてもこれらの状勢に早急に対処すべく，まず空気力学・構造およびエンシン要素の試験設備より着手した。

遷音速風胴は昭和35年度，超音速風胴は36年度に完成し，以後遷音速および超音速空気力学の研究に使用されるとともに各種の試作機の風胴実験に貢献してきた。43年頃より次期輸送機 YX 計画が始まるにおよび翼断面および三次元翼に関する研究が重視され，理論的な研究とともに高いレイノルズ数での実験の必要性が痛感されてきた。

構造関連ては遷音速フラッタに関する研究より着手し，繰返し荷重試験設備の完成をまって，YS-11 の胴体および主翼疲労試験が37～38年にかけて行われた。同時に各種の試験装置も整備され研究の基盤が固まった。

シェットエンシンに関しては，圧縮機・燃焼器・タービン等各要素に関する研究・実験データに基づいて昭和38年からリフト・エンシン JR100 の研究試作が開始された。JR100 は垂直離着陸試験機（FTB）用のエンシンとなるとともに，41年に JR200，44年に JR220 とその後の高推力重量比のリフトエンシンの原型となった。この間に行われたタービン翼の冷却・エンシン制御等の研究成果はこれらの研究試作に生かされるとともに46年から開始された通商産業省の大型プロシェクトの推進用ファンエンシンに生かされ，同プロシェクトは研究と開発の密接な連携の下に着々と成果を挙げつつある。

飛行特性に関する研究はややおくれて，37年の実験用航空機の導入，汎用飛行シミュレータの設置とともに活発になり，特に41年わが国に航空機事故が多発したのを契機として安全性の面から大きく取り上げられ，突風荷重・自動着陸・操縦室の人間工学的研究が推進された。

また37年から始まった第２次５か年計画において，日本の将来の航空機として V/STOL 機が大きく取り上げられた。短距離離着陸機については高揚力装置・STOL オペレーションの問題が研究された。垂直離着陸機については，アイアンバードによる制御を経て FTB の研究試作を行い，46年垂直離着陸試験に成功した。現在は遷移飛行の研究を進めており，空力的研究・エンシンおよび飛行制御に関する

研究が大きな比重を占めているが，さらに実験機の試作に進もうとしている。

宇宙開発については37年から宇宙開発審議会の答申に沿って積極的に活動を開始した。固体および液体ロケットの燃焼・極超音速流の研究・熱弾性に関する研究・シンバルによる姿勢制御の研究等が行われる一方，NAL-7，NAL-16，NAL-25・31 等の研究用ロケットの試作飛しょう試験が行われ，ほとんど宇宙開発推進本部と一体となって宇宙開発計画の作製と実施を推進した。

44年宇宙開発事業団の発足によって研究と開発の分担が明確化されたこと，および45年の宇宙開発計画の変更の結果導入技術を主体とする方針が採用されたことにより，当所の研究としては現計画以降に必要とされる先行研究に重点を移すことになった。液体酸素・ケロシン・エンシンおよびそれを一歩進めた液体酸素・液体水素エンシンの研究，上段用固体ロケッ・トモータ，慣性誘導，人工衛星の3軸制御等の研究を進めるとともにイオンエンシン等特色のある宇宙開発の方向をも指向している。

なお共通の設備として電子計算機がある。35年度に Datatron 205 が導入されたが，その後41年度に HITAC 5020 に，49年度に FACOM 230-75 に代替され今日に至っている。これらの計算機が各種のデータ処理，流れ場の解析・有限要素法等の新な計算方法の確立，その他の技術計算に果した役割りもまた大である。

2.1 空 気 力 学

空気力学は航空機以外にさほと広い応用が知られていなかっただけに，終戦後の研究断絶の影響を最も甚しく蒙った分野である。しかもその間外国においては，航空機あるいは飛しょう体の発達と歩調をあわせて空気力学の範囲は際限なく拡張され，また密度も高まった。

航空研究の再開が可能となった時点以降，大学関係等において空気力学の研究が復活する兆しはあるが，設備面などの制約より，なお大きな進展は阻まれつつある。幸いにして当所においては，限られた範囲の設備の整備が認められたので，空気力学部門においても研究者を養成してこの分野の研究再建の一翼を担うこととなった。

しかし少数の経験の浅い研究者をもって無限に拡大される空気力学の諸分野をすべてカバーすることはもちろん不可能で，当初より活動の範囲は限定せざるを得なかった．またその後の研究の進展も，さまさまの制約のため量質ともに必ずしも順調とは言い難い。20年間の実績を概観して今後の努力のための道標としたい。

2.1.1 風洞技術

風洞技術は単に空気力学的原理の応用たるに止らず，制御，計測を含め，工学諸分野の綜合技術であることは言うまでもない。特に一言すべきことは，当所においては本邦初めての形式の諸風洞を逐次建設してきたが，これらはわが国の工業的水準に基づいて設計，製作されたとは言うものの，風洞独自の技術，経験について製作者の蓄積にたよることができなかった。したがって特殊部分については当所内で細部設計まで行う必要があり，また建設終了後も常時の運転経験を通じて，風洞構造，操作の面の新しい技術的工夫を行う必要があった．本項では代表的風洞につきその技術開発の経過の大要を述べることにする。

（1） 遷音速風洞

（a） 機器の改修

2m 遷音速風洞[1] は5年余の建設期間を経て昭和36年完成されたものであり，多様の機器より構成される総合システムであることを特徴とする。完成以来14年間にわたる機器の補修，改良の代表的なものを表２１１に示す。これらの中には要素機器の本来の欠陥，またその経年的損耗に基づくものをも含むが，多くは建設当時予想できなかったシステムとしての不備によるものである。

（b） 実験技術

風洞完成当初の試運転，慣熟運転より始まり現在に至るまで多数の研究実験と，国内において開発される航空機，飛しょう体の試験とを行ってきた。実験の種類はきわめて広汎であり，そのうちあるものは既に実験法を確立し現在ではルーティン試験として実行するに至ったものもあるが，他方特殊な試験においては現在でもその都度特有の実験法を考究する必要があり，実験技術の開発は永久に継続されるべき性格のものであろう。現在までに経験した風洞技術上の諸問題につき，表２１２に項目のみをかかげた。

（c） 風洞壁の干渉

実験技術として表2.1.2に列挙されたもののうち，風洞壁の干渉（表2.1.2へ）について若干付言する。

風洞試験条件と実機飛行条件との間の相違のうちで重要なものの一つは風洞境界による流れの拘束であって，設計資料としての風洞試験データを解釈する場合には，この影響を適切に評価するこ

表 2.1.1 2m 遷 音 速 風 胴 設 備 の 改 修

区分および項目	原　　因	対策（カッコ内数字は年度）
胴体構造関係		
1 第一拡散胴内保護格子破損	衝撃波の振動に伴う気流の攪乱	撤去（37）
2 第一偏流翼破損	同　上	6 mm 厚を 9 mm 厚に変更，補強板改良（43）
3 胴体伸縮接手より漏洩	設計および工作の不良	換装，なおコム接手は円管状に変更（38～40）
4 ケートおよび模型支持装置の固着	重量物駆動における考慮不徹底	カウンター・ウエイトあるいはハランス・ピストン利用，なお駆動ねじはホールねじに換装（43～46）
主送風機関係		
5 水銀整流器用タップトランス短絡事故	電圧切換機構にスラック堆積	活線浄油器設置（39）
6 主電動機液体抵抗器の制御範囲不足	二次抵抗値不足	抵抗器（3 相 6 コ）を直併列に切換える方式に変更（42）
7 軸嵌脱機構焼損防止	潤滑機構の不良	給油配分と嵌脱コマの改良（43）
8 送風機，電動機の軸心変動	基礎の不等沈下	各軸受台座の位置修正（45）
補助送風機関係		
9 増速歯車の損傷防止	熱膨張による軸心変化	送風機軸心修正，潤滑油変更，油系改良（37）
10 風路内への潤滑油侵入防止	風路内の変圧に対する対策不徹底	送風機吸入側軸受部に軸封空気逃げ用配管新設（46）
11 圧力比検出装置の精度と適応性改良	性能劣化と漏洩	較正装置，変換器一式新設（47）
12 翼端接触検知器改良	サイラトロン不安定	サイリスター使用のものに改造（47）
13 抽気弁，側路弁，油圧操作の円滑化	老化による故障頻度の増加	油圧ポンプおよび配圧機構を新型式のものに全面換装（48）
乾燥空気製造設備関係		
14 往復動式圧縮機吐出弁，弁板破損防止	疲労強度不足	弁板の材質と肉厚の変更（40）
15 背圧調整弁自動操作の円滑化と一次圧の変動防止	操作空気のトレーン混入	空気源配管と調整弁取付位置変更（38）
16 貯気槽元弁操作不良防止と危害防止	操作ピストンの空気漏洩	潤滑装置取付けとメカニカル・ロック整備（41）
17 フレオン冷凍機の潤滑油分離対策	設計不良	気化器中の潤滑油帰還配管新設（41）
18 圧縮機騒音防止	吸入口の低周波騒音	レソネーター消音器設置（45）
19 トレーン弁操作の省力化	トレーン弁操作頻度大	電磁弁による自動化の実施（47）
20 高圧送気管伸縮接手破損対策	大口径コム製膨張接手の製作経験不足	設計変更（41）
冷却器，冷却塔関係		
21 冷却器凍結による破損の対策	風胴停止中の凍結	特殊加熱器の設置（38）
22 冷却水系防蝕法改良	防蝕効果不足，藻発生	新防蝕剤採用と添加法改良（39）
23 循環水予備ポンプの利用効率向上	結線の配慮不充分	遮断器の切換開閉機構の変更（40）
24 冷却水枯渇対策	自然水位低下	深井戸（200 m）掘さくと新井戸ポンプ設置（41）
25 冷却塔内熱交換用充塡物と散水装置	経年による腐蝕	塩化ビニル等の合成樹脂に全面換装（42～43）

区分および項目	原　　因	対策（カッコ内数字は年度）
制御システム関係		
26　主電動機誘導機投入指令回路	指令信号不安定	真空管式をタイマー使用に変更（39）
27　主送風機精密速度制御装置	真空管など各種素子の経年劣化	全面換装（トランシスタ，IC など使用）（46～47）
28　補助送風機抽気量制御システム（信頼性と速応性）	風洞特性繊込み不充分と関連機器老化	弁操作機構，検出端などの換装を含む全制御系の設計変更（48）
操作関係		
29　乾燥空気製造設備の保安監視統合化	設備および利用端増加	圧縮機と貯気槽の総合監視盤設置（46）
30　胴内軸受シール用および制御用空気の圧力変動防止	他風洞の空気使用による貯気槽圧力急降下，および配管抵抗過大	空気源用調圧装置並に低圧補助タンク設置（37）
31　夜間の風洞内湿気侵入対策	冷却による風洞内圧力低下	風洞休止時の内圧を大気圧以上に保持する制御装置の設置（39）
計測関係		
32　静的量テジタル計測装置	部品老朽化と補修部品の製作中止，中央処理設備機種更新	システム一部換装（49）
33　動的量記録装置	同　上	廃棄(49)，中央処理設備に適合するシステム検討中

表 2.1.2　2m 遷音速風洞における実験技術

イ　測定部内気流分布の検定，測定部改造
- 1　風洞完成時各種プローベを用い気流分布を測定（36）
- 2　気流分布に対する可撓ノズル，第二スロートの影響を検定，特に可撓ノズルは機構の無理と気流分布を改良するため形状を経験的に修正（37）
- 3　半模型カート反射板より発生する衝撃波が強いため，反射板なして模型を支持する方式に変更（38）
- 4　第二スロート部機構改造。主送風機のみで実験可能のマッハ数範囲を拡大するため（44）

ロ　通常の三次元模型試験による風洞検定
- 1　AGARD 模型試験。主として B と C（36～）
- 2　実用機形態の模型試験。小型超音速機[2]および大型亜音速機[3]（38～39）
- 3　特殊標準模型による外国風洞との比較（輸送機開発に関連）（48）
- 4　委託試験による実用機（航空機およびロケット）多数の試験（36～）

ハ　力および圧力の計測，模型
- I　天　秤
  - 1　国産化。圧力，温度の影響，温度補償法，被覆塗料の改良（38～）
  - 2　低レヘル出力ての S/N 比改善，ヒンジモーメントや付加物用の天秤，装着法も含む（40～）
- II　圧力計測
  - 1　スキャニハルフの導入とその制御，データ集録装置の開発（44）
- III　動的計測　　2 1 4 項参照
- IV　模　型
  - 1　強度，材料，構造の検討。模型装備品の改良（38～39）
  - 2　支持法（スティンク支持，ストラット支持）とそれによる干渉（40～41）
  - 3　高圧空気導入を伴う試験（シェット効果，シェット干渉，シェット・フラップ，ロール・シェットなど）（38～）
  - 4　特殊試験（空気取入口試験，バフェット測定試験など）（43～44）

ニ　テータ処理システム
- 1　静的量計測装置による力，圧力等のティシタル計測（36～49）

2 データトロン 205 による上記のもののバッチおよひ即時処理，また HITAC 5020 によるバッチ処理 (41～49)
3 FACOM 230-75 によるリモートバッチおよひ TACC 840M による即時処理のため，システムの一部換装 (49)
4 磁気テープ装置による動的量のアナログ記録，およひそのデータ処理 (36～39)

ホ その他計測
1 シュリーレン，油流，気流子，液晶などによる流れの可視化[4] (44～48)
2 白金線，同薄膜，マイクロフォン，熱電対，サーミスタによる乱れ，音，遷移点の測定[4] (47～)

ヘ 風洞壁干渉
1 亜音速における干渉理論と実験結果との比較[5,6] (36, 46～47)
2 円すい一円柱模型により亜，超音速における壁開度と多孔壁開口比との及ほす影響の検定[7] (40～43)
3 斜め孔多孔壁，可変開口多孔壁の開発[7] (43)
4 二次元翼端板つき模型による試験法 (46)

とが常に必要とされる。したがって，各々の風洞についてその境界干渉特性を明らかにしておくことは，その風洞による試験データの信頼性を高めるための必須の条件となる。一般的にいって遷音速風洞は風洞壁の影響が最も顕著なものとされているが，その二つの特徴，すなわち，遷音速流を扱うこと，およひ測定部壁が部分的に通気性をもつ構造（多孔壁や縦溝壁なと）をとっていることがいずれも壁干渉特性の解明を著しく困難なものにしている。

これまでに行われた研究としては，第一に，音速近傍の流れに関する風洞壁干渉の理論的・実験的取扱いがある[5]。これは 2m×2m 風洞の建設と平行する時期に行われたもので，理論的には，遷音速線形理論に現われる放物型方程式をラプラス変換の手法により解いて，物体上の圧力分布に関する壁干渉効果の計算式を導き，円弧翼およひ軸対称物体に関する実験結果を用いてその精度を検討した。また，計算結果から導かれる遷音速壁干渉の諸特性として，物体上の音速点位置に対する壁干渉の影響や，物体の厚み比と干渉量の大きさとの関係などを指摘した。

第二は亜音速干渉特性に関するもので，2m×2m 風洞の測定部は多孔壁 (perforated wall) と呼ばれる構造をしているが，このような風洞壁の干渉特性を調べるための理論モデルには，対象とする風洞（の測定部）に固有な一つの定数が含まれ，干渉効果の計算に先立ってこの定数の値を知る必要がある。そこで 2m×2m 風洞におけるこの定数の値を定めることを試み，一応の指針を得た[6]。この定数が既知となれば，線形理論の適用可能な亜音速領域での干渉効果の計算は比較的容易に行うことができる。

第三に，超音速領域における干渉特性の実験的研究がある。低超音速領域では，模型による擾乱が風洞壁で反射されて再び模型周辺の流れ場に入射する可能性がある。これに対処する手段として，擾乱の風洞壁での反射を抑えるため壁面の開孔比の大きさや分布を調整したり，壁面からの気流の流出・流入における抵抗の差を与えるため斜めに孔を穿ったりする方法があり，これらによって反射特性がどのように改善されるかを cone-cylinder 模型上の圧力分布を手掛りとして調べた[7]。

（2） 超音速風洞

1m×1m 吹出式超音速風洞は昭和34年から建設が始められ，36年7月完成，通風を開始した[8]。建設に当って最初に問題となった一つは，可撓ノズルの形状であったが，小型予備風洞による試験により決定された形状は，後の検定によりその優秀性が確かめられた[9]。

本風洞の用途としては，まず内挿天秤を用いての模型六分力試験であるが，このテータ処理技術が最初の課題となり，ノイズの多い大量のテータを短時間に処理する方式が完成された。以後この

方式の六分力試験は本風洞実験の主要部分となっているが，その後も逐次改良が行われ，精度向上をはかってきた[10,11]。

一方風洞完成後直ちに行われた気流検定，上記六分力試験法による国際的標準模型の試験によって，当風洞の精度を確認した[12~14]。

本風洞の重要な使命の一つである超音速域におけるフラッタ試験についてもその方式が確立され，多くのテータが提供されている。ついで風洞の稼働効率を高めるため，通風中の集合胴圧力制御がとりあげられ，アナログコンピュータによるシミュレーション等により研究をつづけ，満足すべき方法が見出された[15]。

続いて大型半割模型のためのハーフモテル天秤の設置[16]，吹出式風洞特有の起動・停止時の過負荷の防止とこれに適した天秤の研究[17]，六分力試験結果の概要を即時表示する装置の開発[18]，ノズル設定とその保持の自動化，迎角測定法の改良[19]，基準圧力計測の精密・迅速化のためのテシタルマノメータの考案，防音対策等が行われた。

実機設計者から次第に要求の高まった動安定試験は，超音速の場合特に大きい困難を伴なったが，度々の試作を経てようやく実用化されるようになった[20]。

また理論計算との対比からも重要な模型表面圧力分布測定は，本風洞の場合静圧が水銀柱数十ミリまで低下するため，短い通風時間中の測定が容易でないが，近年開発された小型圧力切替弁が導入され，模型内に装着して1回の通風中，80点の圧力を迎角を変えて数回計測できるようになった。

流れの可視化としては，当初よりカラー用光源もふくめてシュリーレン観測装置を備えていたが，最近はレーザー光を用いたホログラフの技術を開発中である。近年要求される風洞試験も一層複雑化しつつあり，大迎角の試験，複数模型の干渉問題，模型内からのシェット噴射，附加物にかかる空力荷重の計測等が必要となり，技術の改良がつづけられている。

（3） 極超音速風洞

当所の極超音速風洞[21]は昭和37年度から建設が開始され，41年度に完成した。この風洞は間けつ吹出吸込式で，集合胴圧力が高く（最高 100 kg/cm²），また測定部での空気の液化を防ぐため，アルミナ・ペフルを用いた蓄熱式空気加熱器により，空気を 600～1,000°C に加熱する設計になっている。このような高温高圧の風洞はわが国では最初のもので設計に当って解決すべき問題点が多く，十分な調査，研究を行った。

ペフル加熱器については粒体層の加熱・放熱特性について理論解析[22]を行うとともに，縮尺模型による予備実験[23]を行い，ペブルおよび空気の過渡温度特性，ペブルおよび断熱壁材（断熱練瓦，キャスタブル）の耐久力，熱絶縁効果，大流量時のペフルの浮き上り特性などをしらべ理論と比較して設計資料とした。また加熱器出口管，空気遮断弁，集合胴など高温高圧空気に晒される部分の熱伝達[24]，およびこれら部分の多層金属箔による熱絶縁効果[25]などについて理論解析を行った。

極超音速ノズルについては空気の熱量的不完全性を考慮した非粘性流に対する形状[26]とこれに基づき熱伝達のある極超音速乱流境界層の計算[27]を行い最終の形状を決定した。

以上のような予備研究に基づき風洞の設計製作を行ったが，風洞設備完成後は総合性能検定と試験方法を確立するため，特性試験として次のような実験を行った。

（1） ペフル加熱器の特性試験[28]。加熱器制御系統の制御特性，ペブル・ベットの蓄熱，放熱特性などを検討して，風洞運転に際して最も能率的で，かつ安全な操作方法を求めた。

（11） 呼称マッハ数 5，7，9，11 の各ノズルについて，ノズルの軸方向の静圧分布，ノズル出口断面でのマッハ数分布，総温度分布および自由噴流中のマッハ数分布，総温度分布などを調べ，実際風洞試験のための資料を求めた。また，ノズル出口での境界層の排除厚さを測定して設計値との

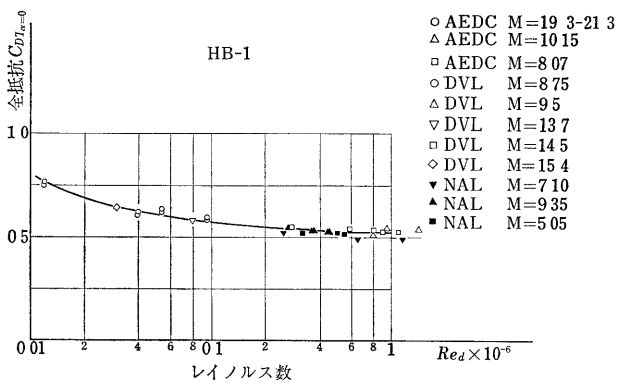


図 2.1.1 AGARD 標準模型の極超音速風胴試験

比較を行った[29,30]。

(iii) AGARD 標準模型 HB-1, HB-2 による力測定試験を行い，他風胴の値と比較し，風胴の実用性をたしかめた[31]。図２１１に迎角零度における全軸力係数の測定結果を，他風胴による実験結果とともに示す。

(iv) テータ処理装置については，較正テータをもとにして，おもにアナロク信号処理部における精度について，種々の測定を行い，計測精度についての特性を明らかにした[32]。

圧力測定において，配管系を含む場合重要なものは配管系の過渡応答で，特に低い圧力では応答が悪く，短い気流の持続時間では正確な圧力の測定が困難であるから，変換器の設置位置および配管の太さ，長さ等を適切にしなければならない。このため模型支持部を改造して，小型の圧力変換器を内装するとともに，真空槽を増設して，気流の持続時間を長くし，正確な低圧力の測定が可能になった。

熱伝達および模型表面温度の測定法を確立するため，測温プローブを試作し，熱伝達を良い精度で測定できるようになった。また，オイルフローによって，流れが明瞭に観察できるようになり，これ等を有迎角鈍頭円錐周りの流れの測定試験に用い良い結果を得ている。(2 1.6 (3) 参照)

模型を直接支持しているスティンクの形状によって，模型の底面に働く圧力が大きく変動する場合がある。このような，スティンクの模型におよぼす影響についても実験的に調べた。

(4) 大型低速風胴

大型低速風胴[33]においては，設備の主要部完成ののち，気流検定試験，風胴特性試験を行った。この風胴は，経費節減のため風速変化を送風機回転数制御によらず送風機動翼の変角による方式で設計されたためもあり，気流特性にはやや不満足な点があった。よって送風機の後流の旋回を修正し，また集合胴に整流金網を設けて測定部の風速分布と気流の乱れの改善を行った。その結果，固定壁の場合測定部気流の乱れの強さ，$(\sqrt{u^2}/U)$ は壁面から 300 mm の部分を除く範囲で 0 35% 以下となった[33]。

本風胴測定部断面形は，矩形断面よりコーナー・フィレットを除去した，一種の八角形となっている。よって壁面効果修正のためには既存の文献を参考として新たな計算を行い，本風胴専用の補正要領[34]を作製した。なおその後ストラットによる阻塞効果なとの補正をも追加して用いている。縦長の測定部であるため模型支柱が大きな前面々積を占めるので支柱干渉の補正も重要である。翼模型や全機模型を使用し，各種支持方式につき支柱干渉を実験的に解明して実験精度の向上を計った[35]。

本風胴には V/STOL 機なとの実験を容易にするため各種の付属装置がある。まず，(イ) 20気圧の貯気槽より給気管を通じて高圧空気の供給が可能であり，また排風機設備が設置されている。これらにより例えば吸込み翼，吹出し翼の実験，ンェットの相似なとができる。これらを用いて多くの基礎研究[36~39]と実機の試験が行われた。図２１２に示すのは VTOL 機の遷移飛行の研究に関する一実験て，リフトエンシン４基を搭載した VTOL 実験機模型を２本支柱で支持し，六分力試験を行っている。リフトエンシン（模型では

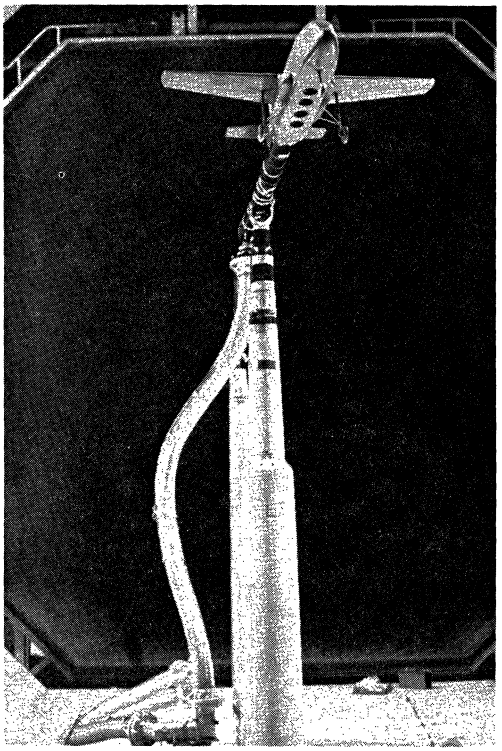


図 2.1.2 大型低速風洞における VTOL 1/7.5 全機模型試験

JR 100 の 1/7.5 大）は高圧空気を利用したエジェクターで模擬された。エンジンの相似性や給気管の干渉等になお若干改良すべき問題がある。(ロ)プロペラ機については，プロペラ駆動用電動機4台(減速機，電源装置，プロペラ天秤を含む)を備え，模型のプロペラを駆動しつつ風洞実験を行うことが可能である。これも各種の実験に広く利用された[38~42]。

航空機，特に V/STOL 機の離着陸時の特性を調べるには，地面を模擬する（ハ）ムービングベルト装置[43]が必要である。これを実用化し，実際の研究に利用した[37,38]。そのほか，（ニ）動安定微係数測定装置[44,45]，（ホ）（プロペラまたはヘリコプター・ローター単体試験のための）ローター試験装置などが実用化され，また40年度には従来の（静的量）データ処理装置の能力を補うための（ヘ）動的データ処理装置[46]が追加され，大量のデータの高速処理に貢献している。なおこの装置は気流を広範囲にトラバースして風速，風向を測定する実験において，自動計測に利用された[36,45]。

なお，当風洞の補助的設備として（ト）1 m×0.1 m 測定部の煙風洞[47]を製作し，流れの可視化技術を発展させた。これは高揚力装置や，翼面上のバブルの研究に利用された。

（5） 突風風洞

航空機の突風応答，突風荷重の研究用設備である突風風洞（昭和47年3月完成）は，風洞内で周期的突風，ランダム波状突風を発生できることが要求されていた。これを風洞測定部上流に設け，迎角の変化する可動翼列によって実現することを計画し，それによって気流方向および上下方向に振幅および波長が一様な上下突風速度が発生できるか，また翼列を構成する翼の弦長，翼間隔はどれ位が適当かなどが検討された[48]。検討の結果，翼列の翼間隔 155 mm，翼弦長 200 mm，動作条件として一様流の風速 3～30 m/s，可動翼列の加振振動数 0～20 Hz，可動翼列の縦揺れ角 0～±0.15 rad 等が決定された。

本風洞は，完成後特に調整，改造をしていないが風洞特性試験[49]の結果から，普通風洞としての乱れ度は小さく，風速分布は一様で，静圧勾配も余り無い，非常に良好な風洞と考えられ，所期通りの性能を発揮している。

突風気流については，翼列を正弦波，三角波，矩形波，ランダム波状に変え，しかもその周波数を 0～20 Hz で振らせた場合，発生する上下突風の波形，振幅，周波数などを測定部の各位置について測定した[50]。突風気流は，油圧制御により駆動される翼列の動きに良く追随しており，一様性も得られていて，計画時の検討が正しかったこと，今後実施される突風実験に支障が無いことが確認された。

これ等の試験の後，当所の実験機クイーンエアの力学的相似模型（縮尺1/10）による突風応答実験，突風応答空気力の測定が行われた。これの詳

細については 2.4.3 項で述べる。

そのほか，突風風洞試験法の研究の一環として，正弦的に変動する突風気流中に置かれた円柱，角柱のまわりの圧力分布の測定，あるいは翼面上の流れを測定し，wake の発達過程を調べるなど，この種の基礎的研究における測定技術上の問題点を解決するとともに，非定常空気力発生の機構の解明が進められた。

（6） その他；高レイノルズ数試験

特殊な風洞設備における実験技術については 2.1.2 以降の記述の中にも述べられている。ここでは当所で行ったレイノルズ数を高める努力について一言する。

航空機の設計においてはしばしば限界までの性能追求がなされるから，その試験研究設備たる風洞としても実機の空気力学的条件をよくシミュレートし，精度の高いデータを供給できるものでなければならない。従来マッハ数については実機と同じ条件で実験する慣例であるが，レイノルズ数については実機より 1〜2 桁低い値で試験されてきた。しかしこのレイノルズ数の相違のもたらす影響が航空機設計者の重要な関心事となってきている。

特に遷音速領域では，1960年代の後半から，飛行試験と風洞試験との結果の対比から，既存の世界各国の主要風洞において実現されるレイノルズ数範囲では実機性能推算がほとんど不可能であることが認識されるようになってきた。よってその対策を樹てることが最も重要な研究課題の一つである。

（a） 吹出式二次元風洞

昭和48年度より予算が認められ，現在（50年）建設途上にある。これは 1 m×0.3 m の縦溝壁測定部をもつ遷音速風洞で，20気圧の高圧貯気を利用し，マッハ 1.2 までの風速で数秒の計測時間が得られる。遷音速翼型の試験を主要目的とし，翼弦長 0.2 m の模型で 4×10^7 のレイノルズ数を得る。これは二次元試験に関する限りにおいては実機性能予測のため必要な最低レイノルズ数として世界的に認められている数値である。与圧起動方式，側壁からの境界層吸取りなどの新しい技術的問題があり，設計および予備実験を通じ既にその究明が行われつつある。

（b） ルートヴィーク管

一方，全機（三次元）試験を実機に近いレイノルズ数で行いうる風洞は，従来の慣例的な風洞形式では莫大な建設経費を要する。よって欧米諸国ではもっと経費のかからない高レイノルズ数風洞の形式が探索されてきた。ルートヴィーク管はその有力候補の一つである。当所においては昭和46年度よりルートヴィーク管の特性の研究を開始した[51]。当時ルートヴィーク管に関するデータは国内では皆無であったので，まず測定部直径 100 mm の小型ルートヴィーク管を試作し，測定可能時間や気流の定常性等のデータを得るとともに，短時間実験技術の習得に資した。その後さらに測定部断面 360 mm×120 mm の二次元ルートヴィーク管を試作し，これでは風洞特性のみならず，実際に二次元翼の圧力分布試験を行った。遷音速翼型を試験し，2 m 遷音速風洞の 2.7 倍程度のレイノルズ数での実験結果を得た。（図 2.1.5 参照）

文　献

1) TR-25, 2) TM-35, TM-43, 3) TM-31, 4) TR-353, 5) Murasaki; Trans. Japan Soc. Aeron. Space Sci., **4**-5 (1961) 29, 6) TR-252T, 7) 重見ほか；航空学誌 **19**-206 (昭46) 99, 8) TR-29, 9) TR-26, 10) TM-19, 11) TM-60, 12) TM-20, 13) TM-38, 14) TM-134, 15) TM-124, 16) TM-125, 17) TM-81, 18) TM-51, 19) TM-210, 20) TM-106, 21) TR-116, 22) TR-52, 23) TM-48, 24) TR-53, 25) TR-129, 26) TM-37, 27) TM-34, 28) TM-112, 29) TM-155, 30) TM-192, 31) 平木ほか；航空学誌 **19**-206 (昭46) 120, 32) TM-160, 33) 重見ほか；航空学誌 **15**-167 (昭42) 408, 34) TM-237, 35) 広岡；風洞研究会議前刷 (昭47/11), 36) TR-343, 37) TR-294, 38) TM-154, 39) TR-201, 40) TM-153, 41) TM-88, 42) TM-107, 43) 広岡ほか；航空学誌 **19**-206 (昭46) 94, 44) TM-178, 45) TM-173, 46) TM-236, 47) TM-197, 48) TR-373, 49) TR-335, 50) TM-239, 51) 高島；航空学誌 **20**-220 (昭47) 251

2.1.2 二次元翼

二次元翼，すなわち翼断面形状に関する研究は，航空機が低速であった時代もっとも活発な分野であったにもかかわらず，1940年代の層流翼以後，新翼型の開発は一時停滞する時代があった。それは翼の性能に対する空気圧縮性の影響，特に衝撃波現象がきわめて複雑で，それを的確に翼断面形状に結びつけることができなかったためである。二次元翼の研究が現在の盛況をとり戻したのは1960年代後半に至ってからで，それまでは二次元，三次元を問わず高速気流の現象的考察が理論，実験の両面から行われた。

（1） 遷音速小じょう乱理論と初期の実験的研究

当所の空気力学的研究がいとぐちについた1950年代末から1960年代初めに，世界においては小じょう乱方程式が線型で書ける範囲の純亜音速，純超音速領域では数学的手段がよく開拓され，いくらか一般的な境界条件のもとに解が得られ，技術的情報が困難なく得られていた。一方，遷音速領域についても小じょう乱方程式（非線型）が導き出され，遷音速気流に対する一般的情報を与えてはいたが，数学的困難のためその応用は僅かな特殊の流れのみに限られていた。よってこれを発展させて実用的な場合に対する近似解を得ようとする気運にあった。当所においてまず進められたのはこの分野の研究である。

遷音速小じょう乱方程式は，物理空間 (x,y,z) で，じょう乱ポテンシャル Φ を用いて

$$\Phi_{yy}+\Phi_{zz}=(M_\infty^2-1)\Phi_{xx}+(\gamma-1)M_\infty^2\Phi_x\Phi_{xx} \qquad \cdots\cdots(1)$$

と書くことができる（M_∞ は一様流マッハ数，γ は比熱の比）。いま右辺最後の項，すなわち非線型項中の Φ_{xx} を定数と見なして $(\gamma-1)M_\infty^2\Phi_{xx}\equiv K$（定数）と置けば方程式を線型にすることができる（Oswatitsch や Maeder の線型化法）。その線型化された方程式を解いて得られる形式解を $\varphi(x,y,z;K)$ とし，原方程式（1）の解 Φ とその φ とのずれを補正項 $g(x,y,z;K)$ であらわすと，g についての非線型微分方程式

$$g_{yy}+g_{zz}=\frac{\partial}{\partial x}[\{(M_\infty^2-1)+(\gamma+1)M_\infty^2\varphi_x\}g_x+(\gamma+1)M_\infty^2g_x^2/2]+\{(\gamma+1)M_\infty^2\varphi_{xx}-K\}\varphi_x \qquad \cdots\cdots(2)$$

を得る。ここで，じょう乱の大きさの程度を τ とすれば，(2) 式左辺は $O(\tau^3)$ であることが示されるから，これらの項を無視して，右辺＝0 を g につき求積法で解くものである。これを非線型補正理論と称している。この方法は従来の線型化法に比し，合理的な条件を設けて K の値をあいまいさなく決定できる点で優れており，Spreiter の局所線型化法と類似する結果を得るが，衝撃波様の不連続が得られる点に興味がある。なおこの理論は円弧翼，波形の壁近辺の流れに適用され，また揚力をもつ翼や非定常の場合にも拡張された[1]。

これら初期の理論的研究と併行して，翼まわりの遷音速流の実験的研究も行われた。特に，衝撃波のふるまいの最も予想し難いものが操縦面に現われ，しばしば舵効きの逆転を起すことが報じられていたので，これらの実験に用いた翼模型にはすべて操縦面をつけ，操舵時の気流状態をもあわせ調べた。実験の一つ[2]は，NACA 6-シリーズ翼型につき小風胴において干渉計による気流の定量測定を行い，翼面上圧力分布および C_L, $C_{L\alpha}$, $C_{L\delta}$ を求めたものである。その二[3]は建設完了した 2 m 遷音速風胴を用いて，NACA 0011-64 およびその改良断面形につき詳細な圧力分布測定を行ったもので，別途小風胴でも同じ断面形の試験を行い，結果を比較した。これらの実験により舵効き逆転の原因と機構はほぼ明らかとなった。なお同断面をもつ後退翼半模型を 2 m 遷音速風胴で実験し，三次元効果をもあわせ調べた。これは後退角 35° のもので，のちに国内で試作機を設計するさい，衝撃波発生に対する後退角の影響の程度を推定する資料となった。

（2） 遷音速翼型の研究

1960年代初頭に Pearcey がピーキー翼の構想を発表してより，世界の大勢は一変して再び翼断面形の研究が脚光を浴びるようになった。すなわ

ち，衝撃波による抵抗増加のなるべく小さい翼型を積極的に探究しようという動きになったが，これは魅力ある発展であり新しい技術的 break through であるので当所においてもその研究を開始することとした。

Pearcey により，前縁近くに速度ピークを（低速で）もつ翼型が遷音速では等エントロピー的圧縮によって衝撃波を抑制する傾向をもつことが伝えられているから，前縁近傍の翼面曲率分布を適当に与えたり，非圧縮流の逆解法を利用したりしてそのような翼型をいくつか設計した。これらを小風胴で実験して，その中のあるものは衝撃波の発生がおそく，遷音速翼型として好ましい特性を示すことを確認した（その例はたとえば文献4参照)。またそのうちあるもの(図 2.1.3) は，当時国内で開発中であった航空機の翼設計に関連して航空機メーカーの手により三次元翼にまとめられ，胴体を付して2m遷音速風胴で全機特性試験が行われた。その結果，遷音速特性に関する限りこの翼は他の慣用されてきた翼よりも優れたものであることが確認された。

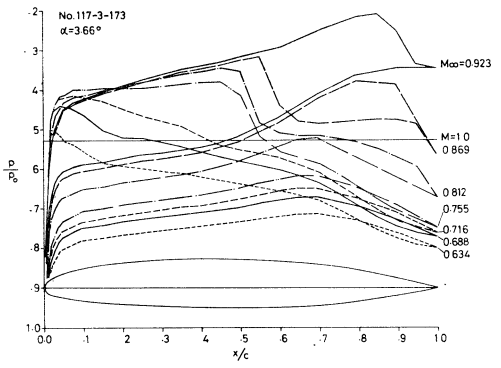


図 2.1.3 117-3-173 翼型

このように各種の手法により遷音速翼型が多数設計され試験されたが，その後特にその抵抗発散マッハ数を高めるための努力がなされた[5]。既知の風胴実験データより翼型の抵抗発散時における圧力分布の好ましい形態を設定して，これと類似の分布をとるよう新しい翼型を設計するもので(図 2.1.4)，このような努力を積み重ねることにより従来の翼型に比し，抵抗発散マッハ数にして約 0.08 高いものが得られた。

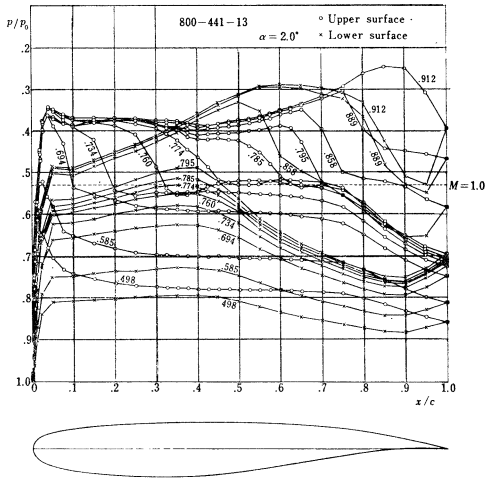


図 2.1.4 800-441-13 翼型

これら実験を主体とする研究と併行して理論的研究も行われた。ピーキー翼の概念が示唆する“衝撃波なし”の流れは，衝撃波を含む流れに比べ理論的取扱いがむしろ容易である。既に1940年代に Lighthill らはホドグラフ法を用いて円柱状物体まわりの遷音速流の厳密解を求めているが，Nieuwland はそれを楕円柱まわりの流れに拡張し，これを基として翼型まわりの流れを得る手段を開発した。彼は1967年には対称翼型(揚力なし)については数多くの，厳密解による“衝撃波なし”の形状を既に計算し，また揚力をもつ翼型についてもその理論を展開中であった。

当所においてはこれと独立に，昭和42年から揚力をもつ翼型のホドグラフ法理論を新たな出発点より検討した[6]。ホドグラフ法は，独立変数として物理面座標 (x, y) の代りに速度 $qe^{i\theta}$ に関連する量，たとえば (q, θ)，を選ぶことにより線型化された圧縮流基礎方程式（未知数はたとえば流れ関数 Ψ）を用いるもので，まず適当な非圧縮流を原型として出発し，これを圧縮性流れに“変換”して物体まわりの遷音速流を得るものである。

Nieuwland の方法が原型として楕円柱まわりの非圧縮流を選び，これに固執したため，特に揚力をもつ流れの場合いたずらに式を複雑にし，計算時間を要するものとなったのにかんがみ，当所の方法では原型をなす流れの関数形を二分割することにより過程の簡単化を図った。その第一のものは特異解とでも称すべきもので，揚力をもつ物体まわりの流れがホドグラフ (q,θ) 面で持つべき本質的な特異性をすべて具備する解で，最も簡単な（揚力をもつ）円柱まわりの流れを用いた。（実はこれは Lighthill らが昔求めた解である。）しかしこれは第二の正常解によって補完される。正常解は流れの本質的特徴を代表しないが，最終的に得られる翼型形状が希望する条件（たとえば厚み比）を具現するよう特に附加する解で，いまの場合，原型として円柱および楕円柱まわりの揚力なしの流れを選び，この二つを組合せ有害な特異性を消去したものとなっている。特異解と正常解とを加え合わせると（基礎方程式が線型であるためこれが可能），ちょうど揚力をもつ楕円から出発した Nieuwland の解と同じように，揚力に伴う流れの特異性を具備し，かつ指定した厚み比をもつ翼型まわりの流れを求めることができる。しかも Nieuwland の方法に比べ計算の手数は約10分の1であり，得られる翼型もより普遍性のあるものであることがわかった。上記の理論により多数の遷音速翼型が設計されたが，そのうち数種は遷音速風胴で実験され，ほぼ理論通りの，“衝撃波なし”に近い圧力分布が得られた[7]。その一例を図 2.1.5, 2.1.6 に示す。

ホドグラフ法による厳密解法，すなわち Nieuwland および当所の方法，さらにその後発表された Garabedian と Korn の半数値的解法は，計算法の若干の差によりそれぞれ異る特徴をもつ翼型を生み出してはいるが，現在のところ解法の基礎として選ぶ原型の数式に制約されて，限られた family 内の翼型を与えるに止っている。充分広範囲の“衝撃なし”翼型を得るためには family を拡張する努力が必要であろう。さらに，これらホドグラフ法により究明される翼型の性能は“衝撃なし”の設計点に限られていて，設計点外（一般に衝撃波を発生する）ではもはやその性能を予言することはできない。この点にかんがみ，数値的方法を含めて，一般性のある直接解法（Direct method）があわせ探索された。

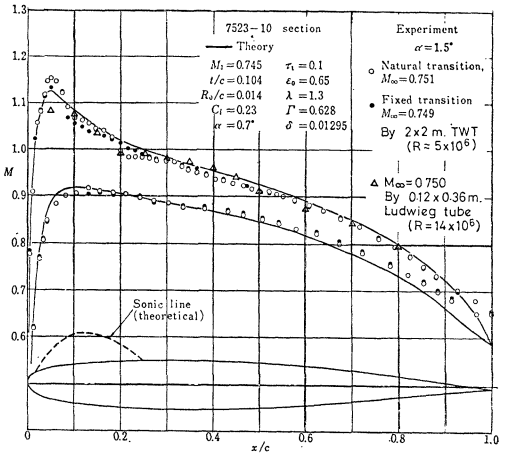


図 2.1.5 7523-10 翼型

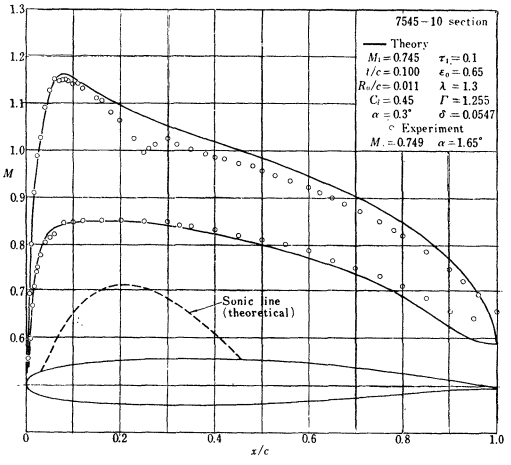


図 2.1.6 7545-10 翼型

一つの試み[8]は method of integral relations を利用するもので，原方程式を流線座標系で記述したのち，与えられた翼型まわりの流れをやはり特異解と正常解とに分割し，特異解としてはジュコフスキー翼まわりの非圧縮流を用いる。これを引

き去ったあとの正常解には前縁における特異性がなくなるから，これを単位円内に変換（物理面無限遠点が円の中心，翼面が円周に対応）し，Dorodnitsyn らによる method of integral relations で数値的に積分する。すなわち，円内領域をいくつかの同心円周で strip に分け，未知変数（速度に対応するもの）の径方向の変化については分割円周上でのその値を荷重平均することにより代表させ，原方程式を周方向のみに関する常微分方程式とした上で Runge-Kutta の方法により求積するものである（逆解法も可能）。Strip の分割を多くすれば精度は向上するが，計算手数が加速的に増すところに難点があった。しかしその後 quasi-linearization の手法を用い分割を任意に増加できることを（逆解法の場合につき）示した[9]。

緩和法を用いて翼型まわりの遷音速流を解くことは1940年代に既に Emmons が試みている（ただし精度についてははなはだ疑問）ことであり，当所においても上記諸研究と並んで検討を行った。非圧縮流ないし純亜音速流についてはこれは困難なく実行でき，副産物としてフラップ，スラット等，翼型が複数要素より構成される場合の流れを解く計算法を得た[10]が，混合流については大きな成果を挙げていない。しかしその後 Magnus-Yoshihara や Murman-Cole らによる差分法が現われ，世界の大勢はこの面で急速に進展しているように見える。これら direct method は前述のように衝撃波を含む流れをも取扱い得るから，電子計算機の能力増大にかんがみ，将来努力を傾注すべき分野の一つと考えられる。

（3） その他の研究

前項に述べた遷音速翼型の設計法，計算法はすべて非粘性としての取扱いであったが，翼型の特性の考察をさらに進めるには粘性の考慮，具体的には境界層の計算を欠くことができない。実用的な境界層計算法としては，既存の境界層理論を組合わせることにより非圧縮[11]，および圧縮性流れ[12]について精度のよいものが得られていた（2.1.8 参照）ので，これの遷音速翼型への応用を試みた。まず翼型まわりの非圧縮性圧力分布に圧縮性修正係数（第三次近似理論に相当する）を適用して圧縮性圧力分布を導き，これに上記の境界層計算法を組合わせ，粘性を含む場合の翼型圧力分布が得られた[13]。(2) 項記載の厳密解による翼型につきこの計算を行い，subcritical での実験結果と比較した。実験結果には風洞壁の影響が含まれるが，これを適当な手段で評価，除去すれば妥当な一致が見られることを示した（図 2.1.7）。

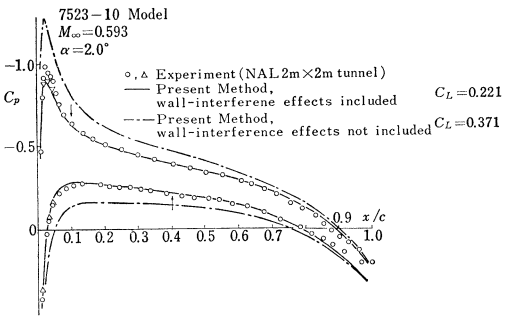


図 2.1.7 粘性を含めた計算と実験との比較（矢印は指定された遷移点），7523-10 翼型

遷音速翼の問題以外に，V/STOL 機などに関連して低速の二次元翼問題がある。高揚力装置については煙風洞，大型低速風洞でいくらか試験が行われ，また理論的な面からはジェット・フラップに対する寄与がなされた。すなわち，翼型の後縁からジェットを吹出す場合，翼まわりの流れおよび翼特性を求めるためには従来は Spence 等による薄翼理論式の取扱いしかなかった。より精度の高い等角写像法でこれを解くにはジェットを含めるところに困難がある。よってジェットを孤立した渦の系列で置き換え（これを無限に密におけば連続したジェットになる），等角写像の中に織り込み，翼型まわりの非圧縮流圧力分布を得る方法を得た[14]。

また，風洞実験ではしばしば実機よりはるかに低いレイノルズ数で得られたデータより実機の性能推定を余儀なくされる。しかし，たとえば翼断面の（低速）最大揚力係数 $C_{L\max}$ はレイノルズ

数（および気流の乱れ）により顕著な変化をし，その一般的ふるまいはよく知られていない。抵抗の変化からの類推から，それはあるレイノルズ数で極大をもつであろうとの推定により，それを確めるための実験を小風洞を用いて行った[15]。

翼が失速（剝離）を起す以前の段階で，翼型形状および迎角により，長短のバブルが翼面に発生し，これが前縁失速や最大揚力係数を支配することが分っている。特に近時ピーキー翼のように翼面上逆圧力勾配の大きい翼が開発されるようになり，その低速時の失速特性が問題となるため，バブルの機構と発生条件を調べる必要は一層高まってきた。よって翼面上の境界層およびバブルの研究を開始し，これに関連して乱流頻度計の開発[16]も行われた。

文　献

1) Hosokawa; J. Phys. Soc. Japan, **15**-1 (1960); 同上, **15**-11 (1960); 同上 **16**-3 (1961); Proc. 10th JNCAM (1960); J. Aero. Sci. **28**-7 (1961); 同上 **29**-5 (1962); 同上 **29**-11 (1962); Quart. Appl. Math. **22**-2 (1962); Symposium Transsonicum, Proc. IUTAM Symp. Aachen (1962); TR-9, TM-5, 2) TR-21; Kamiya; Proc. 11th JNCAM (1961); Kamiya; Proc. 12th JNCAM (1962), 3) TR-106, 4) 佐藤; 航空学誌 **18**-201 (昭45), 5) TR-299, 6) Takanashi; Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci. **16**-34 (1973); TR-383, 7) Shigemi; ICAS Paper No. **74**-12 (1974), 8) TR-220T, 9) Sato; AIAA J. **11**-1 (1973), 10) TR-309, 11) TR-198, 12) TR-253, 13) TR-248, 14) Sato; AIAA J. **11**-7 (1973), 15) TR-396, 16) TR-322

2.1.3　三次元特性

（1）超音速空力特性

三次元翼および全機空力特性に関する研究活動は，1m×1m 超音速風洞が完成した昭和36年ごろから活発になったが，この分野で，始めに研究テーマとして選ばれたものの一つは，超音速における三次元翼特性の理論計算および風洞試験によるその精度の検討であった。これは，航空技術審議会の第1号答申（昭和30年）および第5号答申（昭和36年）において，重要研究目標の一つとして，小型超音速機をわが国でも製作できるようにするための研究を行うことが挙げられたのに応えようとするもので，目標は L/D（揚力対抵抗比）の出来るだけ大きな翼を構成するための設計方針を確立することであった。この目標の下に具体的に取扱われた研究内容は，超音速線形理論およびスレンダボディ理論に基く主翼空力特性の理論解析，超音速における動安定の問題，先尾翼形式における前・後翼空力干渉の解析，遷・超音速面積法則の実験的検討，などである。

主翼空力特性解析では，抵抗を最小にするような翼の形状を定めることが考察され，デルタ翼の与えられた翼厚分布に基づく翼上の圧力分布の計算から出発して，デルタ以外の平面形の場合へのその拡張，キャンバ分布とそれに基づく圧力分布との間の対応の考察，これら圧力分布の計算値やそれから得られる揚力，抵抗などの理論値と風洞試験による実測値との比較などを経て，変分法の応用による抵抗極小となるような翼厚分布およびキャンバ分布の決定にまで進んだ[1]。また，超音速機の全機空力特性考察の一環として，線形理論による操縦面空力特性の解析[2]や，垂直尾翼に双翼形式を採用した場合にそれが主翼空力特性に与える影響を調べる目的で，スレンダボディ理論を用いた翼端板効果の解析が行われた[3]。

超音速機では，主翼空力特性の面から先尾翼（canard wing）配置が一つの有力な形式と考えられたので，この配置の利害得失を前・後翼空力干渉の観点から検討することも行われた。

「与えられた物体の造波抵抗は，それと等価な断面積分布をもつ回転対称体の造波抵抗に等しい」という所謂面積法則（area rule）は，複雑な形状をもつ物体の抵抗を検討する場合に有力な手段を与えるが，流体の粘性および擾乱の非線形性を省略した理論に立脚するこの法則が，現実の流れの中で，どの程度の精度で成立するかを予め検討しておく必要が認められる。2m×2m 遷音速風洞において，一連の翼胴結合体模型の抵抗特性を測定した結果によれば，面積法則によって胴体を

くびらせた場合，設計マッハ数の近くでは確かに抵抗特性の改善がもたらされるが，一方において亜音速における抵抗値の増加があり，また，遷・超音速における(亜音速抵抗値からの)抵抗増加量は，設計マッハ数の近傍でも，等価回転対称体のそれの5倍にも達することがわかり，抵抗に関しては，少くとも定量的な面では，粘性および非線形性の影響の極めて大きいことが実感された。

図2.1.8はその実験結果の一例で，零揚力抵抗係数C_{D0}のマッハ数に対する変化を示したものである。Aは面積法則による取扱いをしていない物体，Bは基準にとった Sears-Haack body（模型支持に必要な底面積を与えるため中途で打切ってある），CとDは，軸対称体Bに，Aのと同じ翼を取付けて，胴体を面積法則により処理したもので，CはM_∞=1.0，DはM_∞=1.4がそれぞれ設計マッハ数である。

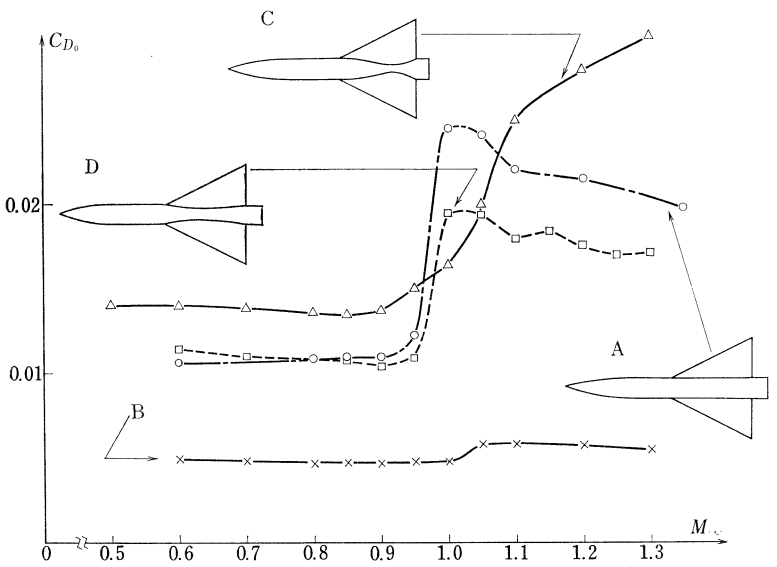


図 2.1.8 面積法則の実験的検討

以上のような超音速における三次元翼および全機特性の研究は，国内における亜音速輸送機開発計画の進展に伴う研究目標の移行のため，昭和43年度をもって打切りとなった。

（2） 亜音速空力特性

すでに昭和30年の航技審第1号答申の中でジェット輸送機製作のための研究が重点目標の一つに挙げられていたが，昭和40年代に入って具体化した中型輸送機 CX および次期民間輸送機 YX の開発の動きは，亜音速における三次元翼特性を，緊急を要する研究テーマの一つとして浮び上らせた。この面では，すでに39年度から後退翼の空力特性を対象として具体的な研究が着手され，まず亜音速薄翼理論に基づいて，望ましい特性をもつように翼の形状を決定する方法の探求が始められた。

高亜音速から遷音速にかけて発生する航空機空力特性の悪化（抵抗の急増，揚力の減少，縦揺れモーメントの急激な変化，バフェット現象など）は衝撃波の発生とその成長が主因であるから，衝撃波を弱めることが基本対策となる。翼に後退角を与えることはその手段の一つであるが，有効なのは翼上の等圧線が後退角をもつことであって，これを確保するためには，平面形のみならず翼断面形に対する配慮が必要となる。これは，理論的には翼上の圧力分布が与えられた場合に翼断面形を如何に求めるかという問題に帰着し，薄翼理論の範囲内でこれに対する解答を見出すことはそれ程困難ではない[4,5]。しかしながら，高亜音速から遷音速にかけての領域は擾乱の非線形性が卓越することを特徴とするものであり，薄翼理論による取扱いの限界は間もなく明らかとなった[6]。この限界を越えるためには薄翼理論の根底にある二つの大きな近似を取除き，第一に境界条件を仮想の平面の上ではなく，現実の物体表面上で考察すること，第二には，擾乱の非線形項の寄与をも考慮して，流体

の圧縮性効果をより高い精度で評価すること，によって流れ場計算法の精密化を図る必要がある。まず境界条件の取扱いを厳密化する方向に進むことにし，昭和44年度から非粘性・非圧縮性流れの場合について，物体表面上に湧出し(source)や二重湧出し（doublet）を分布させて流れ場を表現する所謂 method of surface distribution of singularities に基づく定式化を用いて，翼，さらには全機形態のまわりの流れ場を精度よく計算する方法の開発に取組んできた[7]。この作業は現在も継続されており，その他に，上記第二の圧縮性効果評価法の問題，さらにまた，三次元境界層特性解析を含む粘性効果評価の問題が今後に残された大きなテーマである。

上記の主として理論的な探求と併行して，主として実用的見地から遷音速三次元翼の実験的研究がなされた。主目的は，2.1.2 項記載のごとく“新技術による”翼型の開発が目ざましく行われており，それによりピーキーな圧力分布，rear loading など翼型に新しい形態が持込まれつつあるので，このような構想を織り込んだ三次元翼型が果して優れた遷音速特性，たとえば高い抵抗発散マッハ数（M_{DD}）を示すかどうかを確めるところにある。ある典型的な後退角をえらび前述のように翼上の等圧線（等マッハ線）の後退角が幾何学的後退角と一致することを目標として，新翼型を用い三次元翼模型を設計した。実験の結果は，等マッハ線を幾何学的後退角に合致するように努めても翼端部の衝撃波が他の部分のそれに比して強くなりがちで，M_{DD} は必ずしも翼幅方向に一定にはならないこと，それを一定にするためには捩り下げを大きくする必要のあることが分った。しかし新翼型を用いることにより，適当な捩り下げを与えて，従来の roof top 翼よりも M_{DD} が 0.04 程度高い翼を得ることができた。

（3） 剝離渦

三次元翼を特徴づける最大のものは翼端渦である。特に航空機の高速化につれ，後退角や小アスペクト比のために益々この翼端渦の影響が増大する。離着陸時には尾翼位置における，主翼の渦による誘導速度場が問題となる。また混雑した飛行場では，先行する飛行機の後流は後続機にとって危険なものとなる。よってこのような翼端渦の振舞いと，その航空機飛行性能に及ぼす影響を研究する必要があった。

翼端渦としては，最も三次元性の強い，三角翼前縁からの剝離によって生ずる渦（図 2.1.9）をまず研究の対象とした。この渦の存在する流れ場においては速度勾配や圧力勾配が大きく，また乱れ自体の場所的変化も大きいので，できる限り小さな探子で測定する必要があった。そのためこの研究を始めるに当っては測定器具の開発から始めなければならなかった。測定法としては熱線を一軸まわりに回転させ，熱線からの出力信号と熱線端子の回転角から，三次元の平均速度ベクトルと乱流応力の6個の成分とを求める方法[8]を開発した。実際にこの装置を試作し，良好な性能を備えていることが分った。

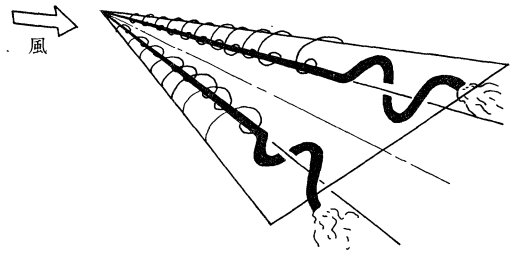


図 2.1.9 三角翼前縁剝離渦とその Breakdown

昭和44～46年度にかけて，この装置を用いて後退角 60°，65°，70° の三角翼模型の作る前縁剝離渦の速度場の測定を行った。渦が発達し，下流のある点で Breakdown を起し，そして非常に乱れの多い流れ場へと変化してゆく過程での，中心速度の変化と平均速度分布，乱れの分布などを測定した。その結果，測定値の整理に当ってはあるパラメーターで整理するのが便利であることが示された[9]。

48～49 年度には，渦の発達と Breakdown の位置を理論的に予測するために，差分法による数値

計算を行った。このさい乱流の項は最も簡単な渦粘性のモデルにより代表させた。ポテンシャル流の流れ方向に圧力勾配のあるとき，計算された渦の Breakdown 位置は実験結果とほぼ一致している。その Breakdown 位置は，中心軸上での総圧が極小となる位置，または軸速度分布が中心軸上で上に凸から下に凸に変化する位置として決定できることが分った。

この間，計測およびデータ処理法は逐次改良された。この種の実験では得られるデータが膨大な量になるから，その処理には電子計算機を要するが，初期には測定されたアナログ量をデジタルに変換するには測定者の目にたよっていた。この過程の簡単化は，熱線からの信号や熱線端子の回転角をアナログテープに記録し，後にアナログデータ処理装置によりAD変換することによりまず達成された。また流れ場の測定には熱線探子を回転させ，かつ三次元空間内をトラバースさせなければならない。この過程は相当に時間を要するから，短時間に大量のデータを得るためには小型電子計算機を熱線の回転およびトラバース装置に直結させ，すべての機器の制御をプログラム化して行わなければならない。同時にデータの収録，AD変換，データ解析をもオンライン化し，三次元平均速度スペクトルと乱流応力とが自動的に求められるような方式を進めつつある。

（4） 湾曲したジェットの発達とその誘導場

特異な三次元問題として，一般流中の物体よりジェットを噴出するさいの流れ場の問題がある。Powered lift はその典型的な具体例である。このジェット流と翼との相互干渉を主眼として，湾曲したジェット流の発達機構と，その誘導場の研究を行った。

無限幅のジェット・フラップのように，ジェット層が二次元的に湾曲した場合は（その非粘性的モデルによる取扱いについては 2.1.2 (3) 参照），流線の湾曲のためジェット層内の流体に遠心力が作用するため，垂直方向の乱流輸送に変化が起る。すなわち，凸側で乱流輸送が強まり，凹側で弱まる。その結果，乱流せん断応力 τ は

$$\tau=\rho\chi U_0 b\left(\frac{\partial U}{\partial y}-CKU\right)$$

のように表現できる。ここで右辺の括弧内の第2項が曲率効果を表わす項で，K がジェット層の曲率，U は局所軸方向速度，C は実験常数である。この C の値は幾つかのジェットの形態によって相違するかのように見えるが，相似解を用いて二，三の代表的ジェット形態についての実験データを解析した結果，C は吹出口付近の非平衡域では10程度の値をとる可能性があるが，下流の平衡域では，いずれの場合も3程度に落着くことがわかった。このような項で代表される乱流せん断応力の非対称性が現れる以外は，湾曲二次元ジェットは真直ぐなジェットとほとんど変りない特性をもつ[10,11]。

しかるに，ジェットの幅が有限になると顕著な三次元効果が現われ，ジェットの湾曲と発達の機構は一変する。特徴的な場合として軸対称ジェット流の湾曲を調べてみると，風下側（凹側）に左右一対の渦が発生する。この渦が誘導する流れが，ジェットと一様流の間の乱流混合を一層強める働きをしていることが確認された[12]。このような軸方向の渦度は，剛な揚力体との類似から，ジェット流管に作用する空気力に関係づけられる。逆に，この空気力は渦動運動によって強化されたエントレンメントにより誘導される流管表面の圧力分布から決定される。このような，渦とエントレンメントの相互作用を表現するため，エントレンメントの強さ E を

$$E=E_1\rho r\left(\frac{r_0}{r}\right)^2\frac{U_{j0}}{U_j}(U_j-U_1\cos\theta)+E_2\frac{\rho\mu}{r}$$

の形に与える。ここで U_1 は一様流速度，U_j はジェット流管内の速度，r は局所流管半径，θ はジェットの局所傾角，μ は一対の渦に等価な渦ダブレットのモーメントである。右辺の第2項が湾曲したジェット流に特有な渦動部分を表わす項である。E_1 と E_2 は実験パラメータで，流管の幾何学的特性（すなわち湾曲径路と断面の変化）を

最もよく説明できるように決定される。

このエントレンメント関係を用いて，ジェット流管の質量と運動量の収支方程式を立てると，流管の幾何形状と渦ダブレットのモーメントμを計算する連立方程式を得る。

ジェット流と一様流の相互作用の結果発生する誘導速度場は，上述の渦ダブレットの誘導するポテンシャル流として定式化される。μを前項の方法で計算し，これを使って誘導速度場を比較的精度よく推定することができる。図 2.1.10 は原点($y=0, z=0$) から垂直下向きに吹き出した，速度$U_{j0}/U_1=6$ のジェット流によって，$x=10d$ 下流の鉛直面内に誘導された吹き下し角の推定値（左半）と実測値（右半）とを対比したものである[13~15]。

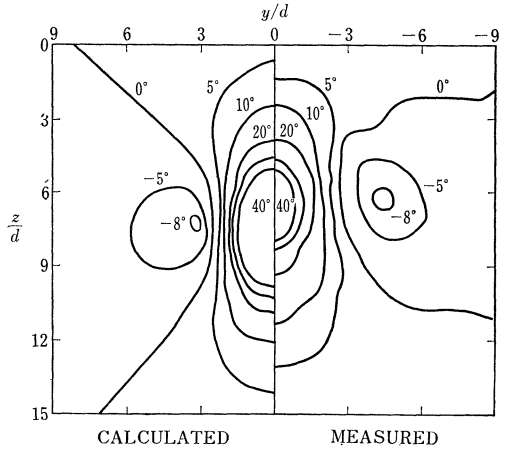


図 2.1.10 ジェットの誘導速度場の計算値と実測値の比較（吹下し角）
鉛直面 $x/d=10$; $U_{j1}/U_0=6$

文　献

1) Kawasaki; AIAA J. **5**-3 (1967) 439, 2) TR-43, 3) TR-62, 4) TR-94, 5) TR-104, 6) TR-339, 7) TR-240T, 8) TR-242, 9) 林ほか; 航空学誌 **20**-226 (昭 47) 623, 10) TR-156, 11) Endo; NASA TTF-12, 274 (1968), 12) TR-216, 13) TR-343, 14) Endo; Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci. **17**-36 (1974), 15) 遠藤; 航空学誌 **22**-248 (昭 49) 464

2.1.4 非定常空気力学

非定常空気力学の研究は定常な場合に比べて実験方法に困難な問題が多く，理論的にも取扱いが複雑となり，その発展はかなり遅れていた。しかし，最近，航空機やロケットの性能が著しく向上し，信頼性，安全性が強く要求されるにつれ非定常空気力学の重要性が認識され，多くの問題点が指摘されるとともに，その解決が急がれるようになった。

当所においては，航空機やロケットの安定性，操縦性をはじめ誘導制御，突風応答あるいは内部流等の問題に関連して，比較的早くから非定常空気力学の研究が行われてきた。ここでは非定常空気力学の範囲を非定常流の基礎研究と，航空機やロケットに作用する動的空気力を表現する動安定微係数を風洞あるいは飛行試験で測定する方法の研究とに限定して述べる。

（1） 基礎研究

まず，基礎研究では低速（非圧縮性流れ）と高速（遷音速，超音速，極超音速）の各領域について理論，実験両面にわたって研究が行われた。低速の実験的研究では一様流が正弦波で変動する流れに平板，二次元翼，円柱，半楕円柱をおき，物体に作用する非定常な力，表面上の圧力変動，伴流の構造などが調べられた。

（a） 平板の場合は粘性抵抗や層流から乱流への遷移に対する非定常性の効果を明らかにする目的で行われた。

（b） 二次元翼の実験は航空機の離着陸時，とくに V/STOL 機の遷移飛行時のごとく急激な加，減速が行われるとき翼に作用する空気力を研究するために行われた。これは風洞測定部に周期的非定常流を発生させ，そのとき翼に作用する揚力と抗力をフーリエ解析し，変動成分の位相遅れと振幅の無次元振動数に対する関係を調べたものである。

（c） 円柱および半楕円柱の実験はロケット発射時の横風や航空機胴体に対する空気力の非定常効果を明らかにしようとするもので，円柱の場

合，前項と同じ風胴を用いて，亜臨界レイノルズ数領域において一様流平均風速がある振幅と周期を以て正弦的に変動する流れの中に模型をおき，揚力と抗力を測定した。抗力から準定常成分を差引いた，加速流による非定常成分は加速と減速でループを描き，ループの大きさは振動数の増大とともに大きくなった。また，揚力の変動はカルマン渦の周期と一致し，その大きさは定常流の場合の変動値（カルマン渦に基づく）の２倍にも達した[1]。つぎに剝離点が固定された半楕円柱については底面圧力，揚力，抗力および渦の周波数が測定され，それぞれ底面圧力係数，揚力係数，抗力係数の振動数に対する主流の非定常効果が明らかにされた。

これら一連の研究を行うには非定常気流を造りだす特殊の風胴が必要である。よって風胴測定部で歪の少い，正弦的に変動する一様流をうるための気流制御の方法の研究が予め行われた。気流制御弁を測定部下流に設け，集合胴を大気解放とする方式をとり，風胴動特性の解析により非線形な特性を制御弁に与えることにより 5Hz まで良好な波形をえた[2]。また，測定精度も小型圧力変換器の開発[3]や熱線風速計の進歩によって著しく改善された。

次に高速における非定常流の諸研究について述べる。遷音速領域では定常な遷音速流は非線形効果が著しく，従来から大きな問題となっているが，非定常の場合，無次元振動数が大きくなると非定常効果が非線形効果より卓越し，線形理論と実験結果がむしろよく一致することがわかっている。非定常二次元翼に対する理論解析においてはこの点に着目し，振動数が十分大きい場合には線形理論の解に漸近し，一方振動数の小さい場合には定常解に漸近するような解を設定し，非線形項の代りに線形補正項を導入して近似的に解く解析法を得た[4]。この方法によりこれまで困難であった翼の厚みの影響を考慮することができたが，遷音速領域におけるマッハ数に対する激しい空力微係数の変化を説明するにはいたらなかった。

一方，実験的な研究では二次元翼をあるピッチ軸でバネを通じて支持し，縦揺れ振動させた後，振動の自由減衰から空力微係数を求める自由振動法を確立した。まず，超音速流中で円弧平板翼，対称菱形翼について厚み比，ピッチ軸を変えて動安定微係数を測定し，これまでの理論と比較してよい結果をえた[5,6]。さらに，この実験は新たに試作されたダンピングメータ[7]によって測定装置に改良を加え，円錐体や三角翼について遷音速流および超音速流中で行われ，マッハ数に対して非常に精密な測定値をうることができ，遷音速流中での動安定微係数の微細な構造を明らかにすることができた[8]。さらに，極超音速風胴に使用される加振器も製作され，鈍頭円錐体の鈍頭度をかえて動安定微係数の測定を行い，良好なデータをえた。また，２m×２m 遷音速風胴を利用して，同種の実験を行う段階に至っている。

非定常流の研究は物体に作用する全体的な空気力だけでは十分でない。翼型の研究において圧力分布が重要な意味をもつと同様に，動安定微係数においてもその特性を理解する上には局所的な圧力変動の知識が必要である。このため振動二次元翼面上の変動圧力分布の測定がパイロット遷音速風胴を用いて行われた。翼の中に埋込まれた多数の小型圧力変換器を翼面上の圧力孔に細溝で接続し圧力変動を測定した。変換器からの変動圧力分布の同時記録を行い，振動翼面上で（イ）衝撃波と境界層の干渉による衝撃波の運動の遅れと，（ロ）衝撃波による境界層の剝離の影響とが複雑に関係していることが観測された（図 2.1.11）。また，理論解析より求められる変動圧力分布と実験結果との比較も行われ，その相違点を明らかにするとともに，高調波成分の解析を行って非線形効果を調べた[9]。

つぎに，実用的な問題として，従来複雑な形状の動安定微係数を推定する場合には，各要素の係数値を干渉効果を考えないで加えあわせるか，あるいは粗い経験式による補正が行われている。これをより厳密に評価するため翼胴体結合体につい

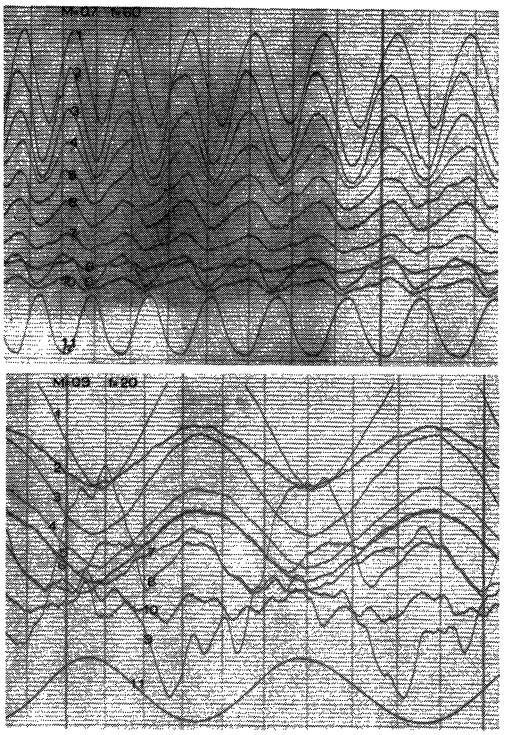


図 2.1.11 振動二次元翼の表面圧力変動のオッシログラム，マッハ 0.7 と 0.9 のときの比較（1～10：前縁より等間隔，11：ピッチ角）

て実験と理論解析が行われた。遷音速流中で自由振動法により，互に大きさの異なる翼と胴体を単独に動安定微係数を測定したものと，翼胴体を結合して測定したものから干渉量が求められ，非定常揚力面理論やその他の方法による結果と比較された。

風胴を用いて非定常実験を行う場合，当然，境界干渉による影響が現われる。この評価方法の一つの試みとしてポテンシャル流れによる仮想質量の境界干渉の計算が行われた。これは円筒内の任意の場所に軸方向，半径方向に向きをもったダブレットをおき，これに速さの異なる一様流を加えあわせてそれぞれの閉曲面を求め，閉曲面の仮想質量を境界の異なる場合について計算した。この方法により，この加速度運動による力をスティフネス係数で示し，干渉量を境界のない場合と比較して求めることができた[10]。

（2） 実用的動安定微係数計測法

大型の風胴において，各種の航空機や飛しょう体の実用的試験を行うとき動安定微係数をもいわばルーティン試験として行いうるよう，汎用的設備を開発しておくことが望ましい。基礎研究的動的試験が主として小型風胴で自由振動法を用いて半割模型の縦揺れ（Y軸まわりの運動）動安定微係数の測定を行うことにより進められたのに対し，大型風胴では，全機模型について縦揺れ，偏揺れ（Z 軸まわりの運動），横揺れ（X 軸まわりの運動）の各種安定微係数の測定が必要となる。また，迎角をある程度とった状態での動安定微係数を知る必要も生じる。このような広い試験範囲を満足させる方法として微小振幅の強制振動法が大型各風胴で採用された。

まず，昭和36,37年度に動安定微係数測定法の特別研究が始まり，国外資料の詳細な調査の後，2 m×2 m 遷音速風胴用の動安定微係数測定装置が設計，試作された。これは2自由度の強制振動法によって縦揺れおよび偏揺れ動安定微係数を測定できるもので，通常行われる1自由度の試験法とは異なり，加速度微係数 $C_{m\dot{\alpha}}$, $C_{n\dot{\beta}}$ 等を角速度微係数 C_{mq}, C_{nr} 等から分離して測定することが可能な方式であった。また，横揺れ動安定微係数は静的六分力天秤を用いた強制回転法で求められるようになっており（図 2.1.12），航空機，ロケットの各運動方向の動安定微係数測定が遷音速領域で試みられた[11]。この測定装置の模型加振法，測定法等は他の風胴で採用されている1自由度での測定装置の場合に比べて複雑なものであり，とくに模型加振のための高度な油圧制御技術が必要なものであった[12,13]。

一方，実験時間の短い 1 m×1 m 吹出式超音速風胴では40年度から動安定試験法が調べられ，運転秒時の制約に対処して，より簡単な，模型の電気的加振機構，動的天秤，測定法等が研究された[14]。若干の予備試験の後，42年度に1自由度の動安定微係数測定装置が吹出式超音速風胴に設置され，種々の模型の各方向動安定微係数が超音速

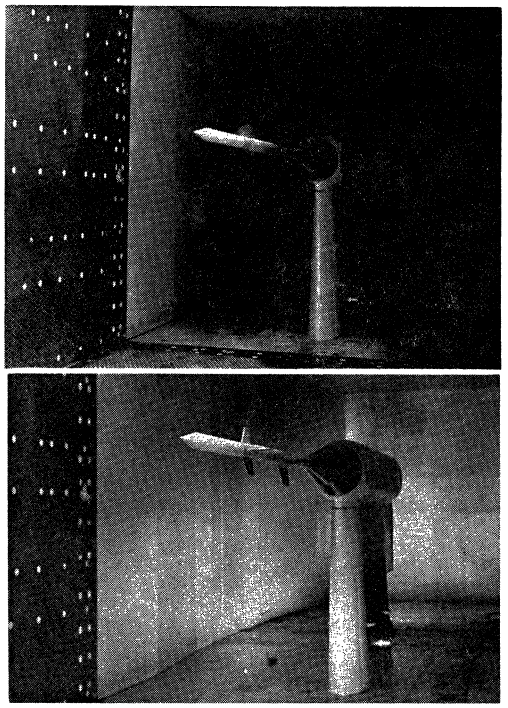


図 2.1.12 遷音速風洞における横ゆれ動安定微係数の測定（上は廻転中，下は静止したところ）

領域で測定可能となった[15]。この風洞で採用された方式のうち縦ゆれ，偏ゆれ微係数の測定法については，先の遷音速風洞で用いられたものよりも簡単かつ取扱容易であり，また通常の動安定試験では必ずしも C_{mq} と $C_{m\dot{\alpha}}$ とを分離して測定する必要はないから，充分実用的な要求に応えうるものである。よってこの簡単な方式を遷音速風洞でも使用できるようにし，同風洞でも現在は主としてこの方式で試験を行っている。実験結果もいくつか報告されている[16,17]。

5.5 m×6.5 m 大型低速風洞では41年度に模型の強制加振機構が設置され，計測制御機器を整備した後，実際の航空機（FA 200 改）の軽量模型について各運動方向の動安定微係数を測定した[18]。この風洞での加振機構は1自由度であるが，空気力を測定する動的天秤は二分力であり，横ゆれによる偏ゆれモーメント微係数（アドバース・ヨー，C_{np}）または偏ゆれによる横ゆれモーメント微係数（C_{lr}）等，干渉による微係数（cross derivatives）も測定できるようになっている[19]。

以上のように各風洞でそれぞれ風洞の特色に応じた動的空気力の測定，すなわち動安定微係数測定の方法が探究されてきたが，これらはすべて強制振動法である。一般に，自由振動法では模型にある力または初期変位を与えて急に解放し，その後の模型の運動（変位）を測定，解析して動安定微係数を求めるのに対し，強制振動法では模型に強制的に運動(変位)を与えて，その運動によって生ずる動的空気力を測定して動安定微係数を求める。したがって後者の場合，動的天秤の出力信号には動的空気力成分のほかに常に模型の慣性力，静的空気力を含み，通常それらの方がずっと大きい。よって慣性力，静的空気力の与える影響は重要で，動安定微係数の測定精度を悪化させる傾向にある．この影響を軽減させるよう測定法の改良も研究され，慣性力の除去法[13]や静的空気力の影響の考察[16]等が報告されている。また縦（偏）ゆれ試験用の加振機構およびその際の振動データ測定処理法よりも横ゆれ試験用のそれらの方が信頼度の高いことから，横ゆれ試験用の強制回転機構と静的六分力天秤を曲りスティングと併用して縦および偏ゆれ動安定微係数を求める方法も考察された[20]。

（3） 飛行試験

風洞実験では測定部内の空間的制約および壁干渉，模型支持の必要性など実機の飛行状態を模擬するに当ってさまざまの障害があり，特に動的試験においてそれが著しい。よってこれを補うものとして（模型の）飛しょう試験技術を確立しておくことが望ましい。そのための第一歩として自由飛行模型（FFM-10）試験が昭和42年度から計画され[21~25]，44年11月に実施された。デルタ翼の遷・超音速における動安定微係数測定を直接目的とし，模型は頂角 20° の円錐頭部をもつ直径 100 mm の円筒形胴体にデルタ平面形の主翼と垂直尾翼の取付けられた全長 1.8 m，全幅 0.7 m のものである。ロケット推進により地上から発射さ

れて約10秒間飛しょうし，最高速度マッハ 1.1 に達した。飛しょう中に小型じょう乱用ロケットで機体に縦ゆれ，または偏ゆれのじょう乱を与え，その運動をテレメーターおよび光学観測で追跡し，そのデータを解析して静的・動的空力微係数を得た[17,26]。これは動安定微係数測定法としては一種の自由振動法に当るものである。

なお，小型ロケット NAL-7 飛しょう試験 (2.1.5 参照) においても，そのあるものは動安定微係数測定を目的とした。よって NAL-7 については以上に述べたすべての試験法，すなわち風胴での通常の縦ゆれ動安定微係数測定（1自由度)，強制回転法による縦ゆれおよび横ゆれ微係数測定，飛しょう試験による縦ゆれ微係数測定（昭和45年度）が行われ，測定値を互いに比較し，よい結果を得ている[27]。

文　献

1) TR-63, 2) 遠藤; 航空学誌 **14**-150 (昭 41), 3) TM-108, 4) TR-27, 5) TR-57, 6) TR-57T, 7) TM-168, 8) TR-172, 9) 河野ほか; 航空学誌 **19**-206 (昭 46), 10) TR-223, 11) TR-93, 12) 小橋ほか; 航空学誌 **13**-138 (昭 40), 13) TM-174, 14) TM-106, 15) TR-244, 16) 高島; 航空学誌 **19**-215, (昭 46), 17) TR-237, 18) TM-173, 19) TM-178. 20) TR-196, 21) TR-210, 22) TR-228, 23) TM-223, 24) TM-188, 25) TM-205, 26) 河崎ほか; 航空学誌 **19**-215 (昭 46), 27) TM-221

2.1.5　ロケットの空力特性

ロケットはその着想は古いが，実用化の歴史は航空機に比べ新しく，またその性格上空気力によりその重量を保持する必要がなく，mission も簡単であったため，空気力学面での体系的な研究はあまり行われていなかった。しかしその性能が向上し，飛しょうマッハ数が高まり，かつ精密な飛しょうの制御が要求されるようになると，その空力性能についての研究が不可欠となってきた。

ロケットの空気力学として考えねばならぬ分野は広い範囲にわたるが，本項では主に飛しょう時に機体外面に働く空気力に関する問題に限り，その他のロケットモーター・ノズル内の流動や，二次噴射，あるいはイオンエンジンなどは，別項に述べる。また外側流についても，稀薄気体中の問題や，極超音速における空力加熱については，別に独立した項目 (2.1.6 および 2.1.7) があるのでその方にゆずる。さらにロケット空力性能は 2.7.4 (ロケット風胴試験) と密接な関係がある。ロケット全機の風胴試験 (そのうちには初期に行ったカッパ・シリーズや NAL シリーズの試験をも含む) については 2.7.4 に一括記載し，本項ではより基礎的な実験，それに理論研究，飛しょう試験等を加えて，ロケット空力問題研究のあとをたどるものである。

初期においてはわが国のロケットは有翼の単段—2段程度の観測ロケットがその中心であって，空力的には上昇性能を支配する抵抗値と，高マッハ数における安定翼の効きの低下に伴う静安定の減少とが中心問題であった。この問題に対する系統的なデータを揃えるために，入手可能な風胴試験結果の収集とともに，若干の風胴試験を行った。一方理論的な性能推定は，風胴試験結果の判定のほか，実機の初期設計の段階に特に必要であるため，従来発表された各種推算法を検討し，使用に便利な形にまとめる作業が行われた[1]。これによる推算結果は我々の風胴試験結果ともよい一致を示した[2]。

これに続いて，理論的および基礎的研究としては，機体各構成要素についての空力的検討が，特に超音速領域で進められた。まず頭部の抵抗減少に関して，与えられた条件の下で極少抵抗形状を求める問題，抵抗減少のため先端から細長い突起——スパイクを出す方法等が研究された[3]。理論推定の困難であった円筒状胴体上の垂直力分布，ボートテイルやフレヤーの抵抗・安定性への影響等を推定するためには，円筒状胴体表面近傍で三次元方程式を二次元化する方法が考案され，実例が計算された[4~9]。

尾部については，高マッハ時に有効な安定維持法について研究が進められた。前縁の耐熱も考慮してアスペクト比の小さい翼がとりあげられ，これは NAL-16 に採用されたが[10]，一方厚いくさび翼が高マッハ時に有効であることから，この系

統についても試験のうえNAL-25・31のサステナ翼に用いることになった[11]。

さらに高いマッハ数範囲で安定を保つためには，通常サイズの尾翼では困難なことが明らかになり，このため胴体後端をスカート状に拡大して安定をたもつフレヤー方式が検討された。理論面の考察からその効率はなるべく長い，開き角のゆるやかなものが良いことが分った[5]。その結果，一，二段の断面積比が大きいためフレヤーに適しているNAL-16・31に採用することが考えられたが，フレヤーについては底面抵抗その他風胴試験だけでは推定できない点も多かったので，前記NAL-7小型ロケット2機にまずこのフレヤーを附して40年9月道川海岸で発射試験を行った。その結果は充分安定な飛しょうを示したので，16・31に採用することに決定された[12]。

他方ようやくロケットの制御が問題となり始め，これに伴なって動的特性推定の要求が高まってきたが，風胴内の動的試験については，その信頼性が不明であったので，実際に飛しょう時の動特性を計測する計画が立てられた。すでに実績のあるNAL-7に小型テレメータ装置の搭載が可能となったので，45年度種子島での打上げにおいて飛しょう中に横方向に補助の小型ロケットを作動させ，これによりひきおこされる運動を加速度計によって計測，送信させ，貴重なデータを得ることに成功し，また風胴試験の信頼性の保証も得られた[13]。(2.1.4 (3) 参照)

当時は将来の大型ロケットの制御方式についても，ジンバル，二次噴射，サイドジェットのほか，ジェットベーンや尾翼翼端の操舵方式も真剣に考慮されていた。宇宙開発推進本部で開発を進めていた2段ロケットLSCについては，数年にわたって受託試験の形でその試験が各風胴で行われたが，その一部として翼端操舵のテストも行い，動的試験もふくめてかなりのデータが得られた。しかしロケットのように速度範囲が広く，特に空力性能の変化のはげしい遷音速域を通過する範囲でこのような操舵を行うことは多くの困難を伴なうことが判明し，実機への採用は見合された。

44年度宇宙開発推進本部は宇宙開発事業団となり，所内ではロケット部が宇宙研究グループに改組されたが，当所としての小型ロケット開発はこのころで一段落し，研究対象のロケットも，次第に人工衛星打上げクラスのものが中心となってきた。この種の大型ロケットの特徴の一つとして，耐熱性のある，にぶい先端部に高速気流のあたる問題は，理論的にも極めて興味のある問題で，すでに多くの研究者により扱われていた。我々の研究対象としては，多くの場合簡単なニュートン流近似で事足りる先端部そのものの研究よりも，にぶい先端部が全機の空力特性におよぼす効果に重点をおいてしらべることとした。まず先端のにぶい円筒状胴体まわりの超音速流れ場を明らかにし[14]，そこにつけられたフレヤー，ボートテイル，翼等への影響を，理論・実験両面から追求した[15~17]。

我々のとりあげた大型ロケットのもう一つの空力問題として，胴体相互間の干渉の問題があった。ロケットの高性能化のため，複数のモーターを組み合わせるいわゆるクラスタータイプの場合のように，円筒状胴体を何本かまとめた形については従来の軸対称物体としての取扱いが適用できない。また補助ブースタが胴体近傍につけられたときの流れ場も，過去の航空機の空気力学にはあまりみられない問題である。これについては一つの解法を見出した[18]が，以後も引きつづき実験を併行させながら研究がつづけられている。またにぶい先端部どうしの干渉についても実験と解析が行われた[19]。

このころ急に実用面から提起された問題は制御用サイドジェットの機体との干渉であった。飛しょうマッハ数の影響の大きい翼端操舵に比し安定した制御が可能と思われていたサイドジェット制御が，実際の飛しょう時に予期の出力が得られないという現象である[20]。このため風胴通風中に模型からジェットを吹かせ，その効果を調べる実験が計画された。結果としてある程度以上の風速で

は，尾翼上流におかれたジェットは尾翼に重大な干渉を起し，時にはこの制御力を失うことが確認された（図 2.1.13）。しかしこの現象を示す流れの場のくわしい解明はまだ宿題であって，研究はその後も継続されている。

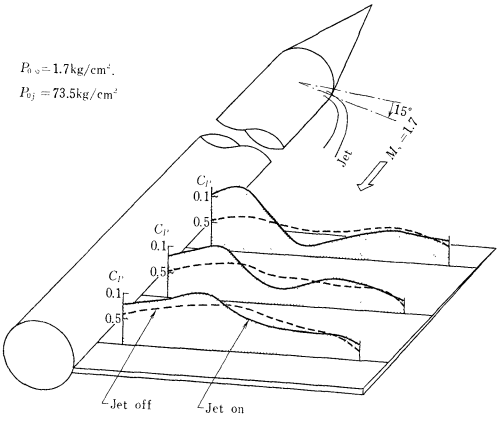
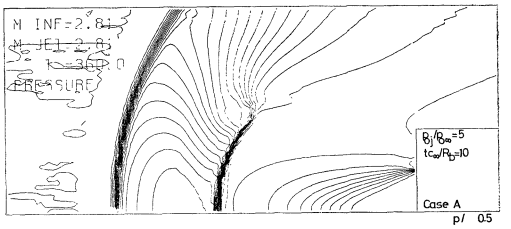


図 2.1.13 サイドジェットの翼面上圧力分布への影響

このような一様流中に噴出するジェットの問題は，理論的には極めて難しい対象であるが，ただ主流と同軸上で逆方向に噴出するジェットに関しては，軸対称問題としてやや取扱いが容易となる。新しく開発されてきた計算技術を用いる計算機実験としてこの問題がとりあげられ，興味ある現象が見出されたが，これは実際の風洞試験からも裏づけられた[21]（図 2.1.14）。この計算技術は流れ場の解明の有力手段としてより広い問題への応用が進められており，計算機の発達とともに風洞試験と並ぶ将来有望な技術に発展しつつある[22]。

45,6年頃より宇宙開発事業団の開発も一層活発となり，試験用ロケット，Nロケット等の風洞試験が，受託あるいは共同研究として行われた。またこのころ，宇宙研究グループでは次期の衛星打上げロケット検討のシステム・スタディを開始し，空力面では予想される形状について各種の風洞試験を行ったが[23]，その胴体形状が尾部が左右に拡った非軸対称形であったため，前記の補助ブースタの空力問題から，さらに一般の非軸対称胴体問題へと発展させることが必要となってきた。



逆噴射ロケットの計算例

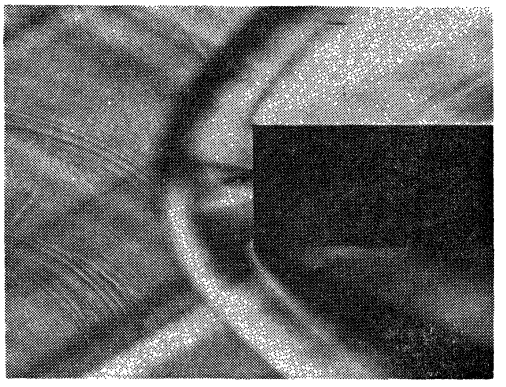


図 2.1.14 逆噴射ロケット実験（シュリーレン写真）

さらに当時世界的協力で研究の始められたスペース・シャトルは，ロケットの空気力学に多くの新しい問題をもたらした。ある意味ではロケットの空気力学と航空機の空気力学との再結合が必要となっており，また有翼飛しょう体の再突入問題として，特に空力加熱面で多くの難問を提出した。

これらの情勢に応じて，にぶい先端部に対する研究も，軸対称形状よりさらに一般的な形状や，あるいは大迎角におかれた状態についての，より複雑な問題の研究にうつりつつある（図2.1.15）。

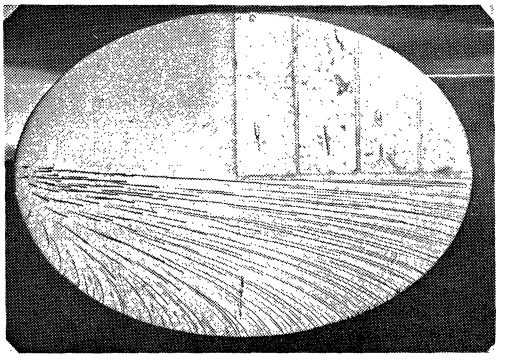


図 2.1.15 鈍頭物体のオイルフロウ試験

イノルズ数の値にも依存することを示した。

一般に極超音速流では，低超音速流と対比し，衝撃波が物体壁に近づくので，境界層との干渉効果が無視できなくなる。その様相は最も基本的な平板上の流れについて図2.1.16 に模型的に示されている。衝撃波と境界層との干渉にさらに気流の稀薄度がからむため，物体表面上の流れは通常気流方向にさまざまの領域に分割して考えられ，これらを統一して理論的に扱うことは困難である。衝撃風洞でこの平板を実験した結果を図2.1.17 に示す。実験はマッハ数 6.5，単位レイノルズ数 2,000，1,000 で行い，電子線密度測定法（吸収法）により測定した密度より圧力分布を導いた。（そのさい気流温度には物体壁温度を用いた。）温度補正した極超音速干渉パラメータ $\bar{\chi}$ を用いてデータを整理してある。当時，南カリフォルニア大学およびカリフォルニア大学バークレイ

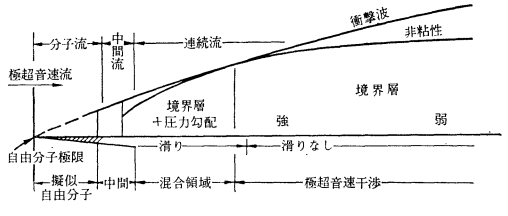


図 2.1.16 平板上の稀薄極超音速流の区分

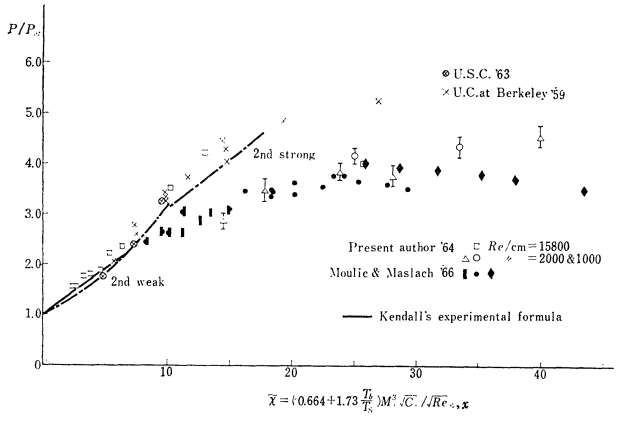


図 2.1.17 温度補正した極超音速干渉パラメータ $\bar{\chi}$ と平板上の誘導圧力との関係

T_0：よどみ点温度，T_b：模型表面温度，$\sqrt{C_\infty}\simeq 1$，添字 ∞ は自由流をあらわし，x は平板上先端より距離 x なる点の値を示す。

での結果がすでに発表され（図 2.1.17 中 USC '63，UC at Berkeley '59），マッハ数が $M_\infty=6$～8 程度では稀薄化の影響はあまり大きくないものと考えられていたが，当所の結果はその影響の大きいことを示した。しかし，同上バークレイの低密度風洞で圧力孔を改良した後の再実験結果（Moulic & Maslach '66）は当所の実験結果とよく一致し，本実験結果の信頼性が確認された[11,12,15]。

電子線密度測定法を，電子線で励起した空気の発光（窒素分子の発光）から空気密度を決定する螢光法に拡張し，さらに低密度領域における極超音速流（マッハ数 7.35，クヌーセン数 0.25）の実験を始めて行い，モンテカルロ法による流れの数値計算結果と比較した[14~16]。

（b） 中型衝撃風洞による研究

さらに，昭和42年度には広いマッハ数，レイノルズ数におけるロケットの空力特性を調べるために，軽量ピストンを使用するガン・タンネル方式で作動できる中型衝撃風洞を新設した。続いて，模型に働く空気力を測定するための高感度の三分力天秤を試作し，従来の機械的ダンパの代わりに，電気的フィルタ回路を併用して振動を除去した。かくしてロケット頭部に使用されている鈍頭円錐（半頂角 12.5°，16° および 20°，頭・底部断面径比 0，0.1，0.2，0.3 および 0.5）の系統的実験を行った。この一連の鈍頭円錐の抗力係数の実験値の勾配から，極超音速における爆風アナロジによって，一つの鈍頭円錐の圧力係数が求められる（図 2.1.18）[7,17,18]。

平板のバック・ステップ後方の熱伝達分布には，超音速流の場合と同様に，極超音速流の場合にもある条件でピーク値が存在することを実験的に確かめた。また，そのピーク値の存在する範囲は $x/h\sqrt{Re_{\infty x}}\leq 0.03$（$h$，ステップ高さ）であることを明らかにした[19,20]。

（2） プラズマ風洞による研究

極超音速飛行の特殊な例として人工衛

2.1.20）が現われることを示した。この模様の発生機構は，よどみ点から外側に向って気流の応力によって溶融金属流が加速され，流量のアンバランスから表面に不安定状態があらわれるためであり，よどみ点を中心に円周方向に波形が生じ，その結果中心から放射状の模様が形成されることを理論的に示した[28]。

（c） アブレーション

このような非常に大きい空力加熱から機体を保護するために，種々の熱しゃへい材料の研究が各国で盛んに行われたが，グラファイトとテフロンにつき高エンタルピ流と材料の表面現象との相互干渉を調べた当所の研究[29]について述べる。

（i） グラファイト

まずグラファイト円柱を高温空気流中に平行に置き，頭部の表面温度と熱伝達の時間的変化を調べた。この結果，表面温度が約 200°C になるとグラファイトの燃焼により熱伝達は急増するが，500°C 以上ではむしろ減少した。これは 500°C を境に，表面燃焼がいわゆる反応率支配領域から拡散率支配領域に移行するためと解釈される[30]。その後，表面近傍の発光気流の分光分析を行い，CN が燃焼とともに急増し衝撃波近傍まで達していることから，空気に比し比熱の大きい低温燃焼気体が，事実高温境界層中を拡散していることが実証された[31]。これらの事実よりグラファイトの熱しゃへい効果は材料の熱容量の大きいことと，上記の拡散によるものと結論される。

（ii） テフロン

一般に飛しょう体で熱しゃへいが問題となる飛行状態では空気がいまだ稀薄で，気流は物体を加熱した後もなお解離状態を持続していることが多い。しかし金属表面のように触媒性があると解離分子を再結合させ，そのさい放出する熱が再び物体表面の加熱に貢献し，それが全熱伝達の半ばに達することもある。よって熱防御材としては表面触媒性の小さいことが望ましい。

プラスチック材の表面触媒性が不明であったため，テフロンをその一例に取上げ，これを解離窒素流中に置いてその熱伝達を測定したところ，アブレートしていないテフロン表面では，再結合加熱がほとんどないことが分った[32]。またテフロンは通常昇華物質とみなされるが，約 320°C で溶融し，その熱伝導率が固体の約半分に低下すること，およびアブレートしている表面に生ずる溶融層の存在が，非定常アブレーションの解析に本質的役割をはたすことを，実験と数値解析の比較から示した[33]。

特に定常アブレーションの場合について，固体層と溶融層の２層に対する一次元熱伝導方程式を解き，アブレーション速度と表面温度および熱伝達の関係を与えた。この関係をテフロンの定常アブレーション実験の結果と比較し良い一致を得た。また，この実験によって，テフロンの加熱しゃへい効果は，アブレーション速度が小さい時は吹き出しを考慮した境界層理論，大きい時には Shock Layer 理論によって説明されること，およびアブレートしている表面においても，解離再結合に対する触媒性は殆んどないことを示した[34]。

（３） 極超音速風胴による研究

空力特性の全機的考察は，極超音速風胴(3.1,2.1.1参照(の本格的稼動によって実験的に可能となった。まず，マッハ数7.1で種々のレイノルズ数において，ロケットの頭部形状を円錐，鈍頭円錐，および球と変化させ，フレア角度を変えた場合の空力特性，フレア前方の剝離の状態を詳しく調べた[35]。

従来の人工衛星は無揚力再突入を行うため，空力加熱による損耗が大きく，再使用不能となる。そこで，揚力をもった再突入飛しょう体（スペースシャトル）によって，再突入時の極度の空力加熱をさけ，再使用可能にする計画が，米国を中心に各国で検討された。これに関連して，迎角をもった物体の空力加熱の研究が行われた。まず20度までの迎角を取った半球―円柱物体の熱伝達分布の測定を行い，次いで迎角をもった軸対称鈍頭物体の熱伝達分布を，そのよどみ線上での曲率と，円周方向角度で簡単に与える関係式を与え，先の半球―円柱物体の実験値との良い一致を得た。こ

の関係式は，ニュートン流圧力分布の仮定，および加熱量最小形状の理論と結合されて，垂直平板翼をもった半球—円柱表面上の総加熱量の時間積分が最小になるような大気圏再突入飛しょう経路を計算するのに応用された[36]。

これに続いて，有迎角物体の風下側での異常な熱伝達の増加が実験的に示された。球形頭部をもった円錐（半頂角 15°）を迎角 5°～20° として，表面圧力，熱伝達，およびオイル流（図 2.1.21）による表面限界流線の測定を行った。気流は風上側よどみ線から風下側に回り込み，迎角10° 以上では，風下に向かって圧力が逆上昇して横断流剝離が生じ，剝離域の中心に加熱の極大値が生ずることが示された。限界流線の測定から，剝離域内では主流方向の逆流がなく，横断流速度成分のみが逆流することが分り，したがって，この背面剝離は自由渦層型三次元剝離であることが示され，剝離の criterion が与えられた[35]。

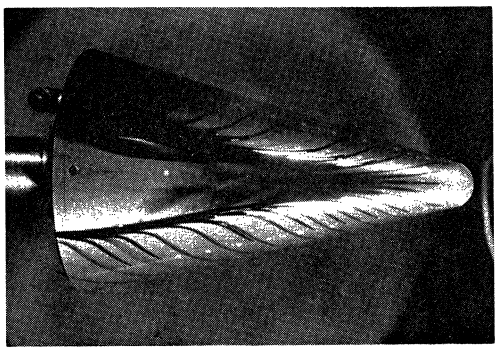


図 2.1.21 有迎角鈍頭円錐の背面に生ずる剝離：半頂角15度，迎角15度，頭部球半径 1.5 cm でのオイル流

（4） その他

これらのよどみ点での加熱の問題から進んで，研究の対象は飛しょう体の全体的空力加熱の問題に移った。まず，飛しょう体全表面にわたっての加熱の総和が最小になる形状の決定が試みられた。良く知られた Lees の軸対称物体への空力加熱の解析解を，全表面にわたって積分し，これが最小になる形状を変分解析を用いて決定した。[全体積/底面直径] を与えると，最適形状は円錐となり，[長さ/底面直径]を与えると，平面頭部に長さの n 乗で半径が変化する側面（n は fineness ratio に依存し，3/5～1/2 の値をとる）を接続した形状になる[37]。この熱伝達最小物体に対して，空気抵抗最小形状は $n=3/4$ 物体であることは良く知られているが，3/4 乗物体の極超音速での抵抗，境界層を通じての圧力と速度分布の詳細な測定をも行った[38]。

以上に述べた極超音速飛しょう体の基本形状の空力特性，熱特性の研究と併行して，マッハ数5の 15×15 cm 吹出式高マッハ数風胴による各種予備実験が行われ[39,40]，50 cm 極超音速風胴における飛しょう体の空力特性の研究[41]および吹出しによる飛しょう体頭部の熱防御の研究[42]が行われている。

文　献

1) 和田；真空協会誌 **3**-5 (昭 34) 165, 2) TR-17, 細川ほか；ロケット研究ノート 33 (昭 35) 61, 3) 和田；航空学誌 **11**-117 (昭 38) 28, 4) 和田ほか；ロケット研究ノート 33 (昭 35) 58, 5) 和田ほか；航空学誌 **9**-85 (昭36), 6) 松崎ほか；JJAP, **1**-1 (1962), 7) Wada ほか；Proc. 9th ISTS (1971) 301, 8) TR-37, 9) Wada ほか；Proc. 5th ISTS (1963), 251, 10) TR-36, 11) TM-57, 12) Wada; Rarefied Gas Dynamics, Proc. 4th Int. Symp. (1964) 535, 13) 和田；航空学誌, **13**-139 (昭 40) 270, 14) TR-157, 15) Wada ほか；Proc. 6th ISTS (1965) 141, 16) Wada; Rarefied Gas Dynamics, Proc. 5th Int. Symp. (1966) 1193, 17) TR-280, 18) TM-238, 19) Wada ほか；Heat Transfer, Japanese Research **2**-2 (1973) 39, 20) Wada ほか；Proc. 10th ISTS (1973) 425, 21) TR-67, 22) 平木ほか；航空学誌 **13**-140 (昭 40) 313, 23) TM-98, 24) 相原ほか；航空学誌 **16**-178 (昭 43) 371, 25) TR-307, 26) Aihara ほか；Proc. 14th JNCAM (1964) 175, 27) 相原ほか；航空学誌 **17**-188 (昭 40) 338, 28) TR-73, 29) Aihara ほか；Proc. 7th ISTS (1967) 303, 30) TR-162, 31) TR-149, 32) TR-133, 33) TR-179, 34) TR-167, 35) Nomura ほか；Proc. 10th ISTS (1973) 443, 36) Kondo ほか；8th ICAS **72**-27 (1972), 37) TR-151, 38) Nagasu; Proc. 14th JNCAM (1964) 169, 39) TM-1, 40) TM-97, 41) 航技研公開研発 (昭 47), 42) TR-224

2.1.7 稀薄気流・反応性気流

人工衛星の出現以来，わが国においても宇宙開発の気運は次第に高まり，超高層，超高速飛行の空気力学の解明が要求された。ここでは稀薄気流，反応性気流などの，いわゆる実在気体効果を伴う流れの基礎的，先行的研究について述べる。

（1） 稀薄気流

人工衛星やロケット等が超高層を飛行するときは大気が稀薄であるため連続流とは異った性質が現われる。特に気体がやや稀薄になった領域（遷移流領域）の問題は複雑でまだ充分な解明がなされていない。

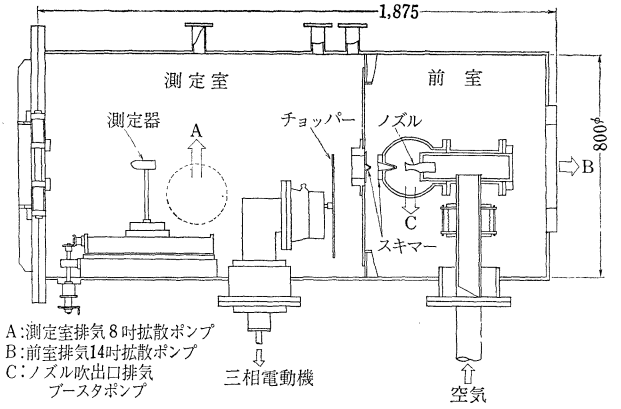


図 2.1.22 分子線装置

（a） 旋回腕装置：遷移流領域の実験のための装置として，真空槽内で模型をとりつけた腕を回転させる旋回腕装置[1]を設計製作し，これを用いて遷移流領域でのオリフィス型圧力管の研究[2]，物体抵抗測定の研究[3]等を行った。オリフィス型圧力管は気流が十分稀薄になった自由分子流領域で速度比を測定する圧力管であるが，これを遷移流領域においても使用できるように理論を拡張し実験で確かめたものが前者である。また後者においては抵抗測定の結果を在来の風洞実験と比較し，旋回腕装置でも抵抗測定が可能なことを示した。

（b） 分子線装置：自由分子流領域における問題としては表面干渉の現象がある。これは自由運動する気体分子が固体表面と衝突するとき，固体表面にどれだけ運動量やエネルギーを伝えるかを明らかにする問題で，人工衛星の高空での抵抗や熱伝達を解明する基礎となるものである。昭和45年以降分子線装置（図 2.1.22）を設計製作し，これを用いて研究を続けた。分子線装置は真空槽（背圧 10^{-7} Torr 以下）の中に線状の非常に細い気流（断面積 1 mm² 以下）を発生させる装置で，この気流（分子線と呼ぶ）を固体表面に当てて衝突のありさまを調べるものである。現在までに衝突した気体分子がどのように散乱するかその分布の測定を主として行った。

（c） 理論的研究：稀薄効果の解明に有力な手段であるモンテカルロ・シミュレーションにより非定常稀薄気流の研究を行った。混合気体における物体の擾乱の緩和過程[4~6]，および大気圏再突入における平板先端付近の非定常稀薄流れ[7,8]，の研究により，物体の受ける非定常な抵抗，熱伝達等を解明した。

さらに，（熱力学的）非平衡気流の基礎理論を汎関数を用いて新しく建てようとする試み[9]もなされた。この方法は乱流の解析とも共通するもので，在来の気体運動論よりも厳密な形の解が期待できるものである。

（2） 反応性気流

（a） 化学反応性：極超高速飛行体まわりの流れでは，物体前方の強い衝撃波による圧縮および境界層内の澱み効果のため気体は高温となり，流れを構成する分子の内部自由度の励起や，さらに分子の解離，電離を起し，流れは化学反応性を示すようになる。図 2.1.23 は高度 50 km をマッハ数 5～30 で飛行する場合に発生する衝撃波の後方の流れ内の分子の密度分布を，衝撃波が垂直で，流れは化学平衡を保つとして計算した結果を示す。図から，マッハ数 10 で酸素が，20 を超えると窒素が解離し，さらに電離も認められることが分る。

このような流れの研究は従来の低温の実験設備

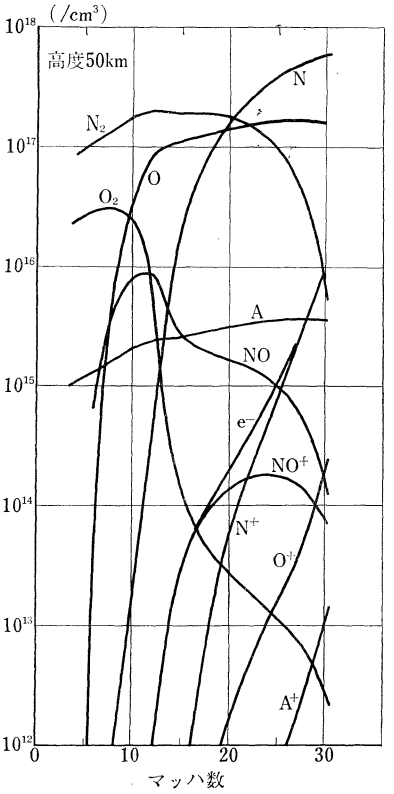


図 2.1.23 強い垂直衝撃波後方の粒子密度分布

では不可能であるため，次の (b) (c) 項に述べる実験設備を製作した。

（b） 電磁衝撃波管による研究：マッハ数 7～30 における強い衝撃波の実験室でのシミュレーションは通常の圧力差で作動する衝撃波管では困難であるが，電磁衝撃波管で行うことができる。試作された電磁衝撃波管[10]により，このようなマッハ数での強い垂直衝撃波の発生機構[11]，衝撃波後方の流れ等の実験的研究や，球や円柱まわりの強い発光を伴う高温流れの定性的観測[12]を行った。

（c） イオンエンジン内の流れ：イオンエンジン内の流れについては電離気体力学的理論研究のほか，90 cm 環境装置（図2.1.24）による実験的研究を行っている。環境装置は超高真空のタンク内で電子衝撃または高周波加熱により電離気体をつくり，これを吹出して諸測定を行うものである。

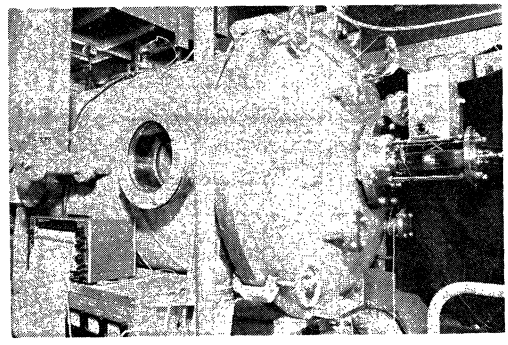


図 2.1.24 90 cm 環境装置

（d） 化学非平衡効果：反応性流れの研究で特に問題とする必要のあるのは化学非平衡効果の強い場合である。高温高速の流れがある代表的長さを通過するに要する時間が，流れを構成する分子の間の化学反応に要する時間と比較して，充分長いときは化学的平衡を保つ状態変化と見なせるし，充分短いときは化学反応を無視できるのに対し，これらが同程度の大きさであると流れは化学的に非平衡であり，どちらの極限とも異った複雑な様相を呈する。

連続流については，強い衝撃波後方の流れ[13]や，風胴やロケット・ノズル内の膨張流[14]など具体的な流れにつき化学的非平衡効果が理論的に調べられている。今後は鈍頭物体や，より複雑な系の極超高速反応性流れが主要な課題となろう。

さらに稀薄な反応性気流の解明のためには，半古典的ボルツマン方程式に対するモンテカルロ・シミュレーション法を開発し，これを用いて分子振動の励起[15]および化学反応[16,17]の緩和過程を調べ，反応性気体における非平衡現象を解明した。

電離層内を物体が飛行する際などに現われる電離稀薄気流も重要な問題である。完全電離気体における緩和現象[18]の研究，およびモンテカルロ・シミュレーションによる解法を試みた。

文　献

1) 恩地；航空学誌 **13**-139 (昭40) 273, 2) TR-136,

3) TR-191, 4) Koura, Rarefied Gas Dynamics, Proc 7th Int Symp (1970), 5) TR-192T, 6) Koura, Phys Fluids **13** (1970) 1457, 7) TR-289T, 8) Koura, Proc 10th ISTS (1973), 9) TR-103T, 10) TR-107, 11) TR-135, 12) TR-153, 13) TR-407, 14) TR-397, 15) Koura, Rarefied Gas Dynamics, Proc 8th Int Symp (1972), 16) Koura, J Chem Phys **57** (1973) 691, 17) Koura, Rarefied Gas Dynamics, Proc 9th Int Symp (1974), 18) Koura, Phys Fluids, **14** (1971) 435

2.1.8 境界層・乱流・空力騒音

（1） 境界層

境界層は空気力学の基本的な問題の一つであり，その研究対象も基礎から応用への多岐に亘る。当研究所では必要に応じ各方面よりのアプローチをなしてきたが，特に高速の気流におけるその振舞いとそれにともなう空力加熱の問題を解明することがその一つの流れといえよう。

（a） 層流境界層

境界層内の速度分布に及ぼす壁の曲率の影響を明らかにするための理論的研究が行われ，表面摩擦応力が凸面で減り，凹面で増すことを解明した[1]。

また，飛しょう体の大気再突入の問題に関連してよどみ点近傍の非定常粘性流が扱われている[2~4]。

境界層方程式の解法の精度を確める目的で，主流速度が xe^{ax} に比例する場合が扱われた[5]。級数展開法では精度が不十分となるはく離点の近くでの解が，差分法によれば正確に求められることがわかった。

（b） 境界層の遷移

航空機の外面では，抵抗減少の上から境界層をできるだけ長く層流に保つことが望ましいが，表面の粗さが大きいと，乱流への遷移が早まる。他方風洞実験のレイノルズ数は実機に比べて小さく，遷移がおくれるので，模型表面に粗さをつけて境界層を人為的に遷移させている。これらの粗さの超音速における影響を明らかにするために，単一粗さをつけた円錐模型について，遷移点を瞬間シュリーレン写真，表面ピトー法，陶土による方法等で判定する実験が行われ，粗さ位置で遷移を起こすに必要な最小の粗さが低速の場合に比べてはるかに大きく，境界層排除厚の5倍程度であることがわかった[6]。

なお境界層の遷移点を観察するために，液晶，サーミスタ，マイクロフォン，高温薄膜を使用する方法が検討されている[7]。

（c） 乱流境界層

乱流境界層の実用計算に関して従来の方法が再検討され，一つの近似解法が提案されている[8]。

圧力勾配のない超音速乱流境界層について摩擦係数を求めるための実験が行われ，超音速においても壁法則が成立していることがわかった。さらにスロットからの吹出しがある場合についても，壁法則を利用して速度分布から表面摩擦を求めることができた[9,10]。吹出しによって表面摩擦は減少する。

（d） 境界層理論の応用

当所における二次元翼型の開発研究に歩調をあわせて，翼面上の境界層やその下流の伴流の振舞いを理論的に予測し，翼型の空力性能を計算する方法が開発された。非圧縮流と圧縮流における翼型抗力の計算法は，実用上非常に有効であることがわかった[11~13]。

また非圧縮の対称乱流伴流の新しい計算法も発展させられた[14]。ひき続きさらに複雑な粘性流の現象の翼型空力性能に及ぼす影響の研究が進められている。

極超音速風洞の建設にともなって，そのノズルの設計における境界層補正の方法が検討され，考慮すべきいくつかの点が指摘された[15]。

（e） 空力加熱

空力加熱の問題は本質的に境界層の問題である。

非定常な軸対称温度境界層について，速度分布と温度分布がともに相似な場合と主流が減速流の場合が計算された[16]。

また二次元のよどみ点において気流の温度が瞬間的に変化する場合が研究され，準定常を仮定し

た従来の実験法の正しさが確められた[17]。

さらに平板上の超音速乱流境界層について非定常表面温度を測定し，物体内部の流れ方向の熱伝導を考慮した理論と比較してよい一致をえている[18]。

超音速流中の平板について後向きステップからの吹出しによる熱伝達と表面摩擦の減少を評価するための実験や，極超音速における楕円錐の表面温度を相変化塗料や色変化塗料によって測定し，それから表面の熱伝達率を求める実験も行われている。

（f） 境界層と衝撃波の干渉

高速流中で発生する衝撃波が物体表面の境界層と当たるところでは，相互に干渉して，流れが複雑になる。この現象を研究するために平板上の乱流境界層に種々の強さの衝撃波を当てる実験が行われ，衝撃波が強い場合には境界層がはく離すること，そのような強い衝撃波との干渉域では境界層近似が成立しないこと，衝撃波の当たるかなり前方から圧力の上昇があることがわかった[19]。

（g） 境界層の実験法

境界層内の速度分布の測定におけるピトー管の大きさの影響を知るために，種々の大きさのピトー管で平板および円錐上の境界層の速度分布を測定した[20]。その結果，えられる境界層の厚さがピトー管の太さによってわずかに異なること，ピトー管の太さは測定される境界層の厚さの1/3以下であることが望ましいことがわかった。

なお境界層の遷移の研究で使用される熱線風速計[21]や，熱線風速計の出力を電気的に処理する乱流頻度計[22]の試作も行われている。

（2） 乱　流

（a） 層流安定理論

境界層が層流であるか乱流であるかは飛しょう体の空力性能に大きな差を生じる。したがって層流から乱流への遷移の機構を明らかにし，遷移点の正確な予測を行なうことは実用上きわめて重要である。

遷移の第一段階は流れの中に発生した微小攪乱の増幅から始まる。この微小攪乱の安定性を調べる理論はほぼ確立されていて，線型安定理論と呼ばれている。線型安定理論の応用として，実用上重要である非定常境界層の安定を調べる研究[23]，およびその実験的検証[24]が行われた。また，任意の速度分布に対して線型安定性を調べるための新しい数値計算法が開発され，電子計算機用のプログラムが製作された[25]。

遷移の第二段階では微小攪乱が発達して有限な振幅を持つ二次元波動が現われる。このような有限波動の振舞いを調べるために，平行流における有限攪乱の安定性についての理論的研究[26]およびその平板境界層に対する応用[27]等の研究が行われた。とくに後者は境界層の遷移現象に関する今後の研究に対してきわめて有意義ないとぐちを与えるものである。

（b） 乱流の統計理論

乱流の統計理論は流れが乱流へ遷移した後の乱流固有の力学法則を調べることを目的とするが，その最も一般的な手法は，確率変数と仮定した流れの速度場の確率分布関数にもとづく理論で，その基礎は Hopf によって与えられた。Hopf によって導かれた統計理論の基礎となる Hopf 方程式の一般解が，汎関数積分を含む形で表現されることが指摘された[28,29]。また，乱流の理論的モデルとして偶然外力場を含む流れの場合に Hopf の理論が拡張され，基礎となる方程式とともにその解の積分表現が与えられた[30]。一方，これらの一般解に含まれる汎関数積分がモンテカルロ法で計算できることが示され，乱流の初期値問題への応用として，乱流の Burgers モデルの場合の数値解が計算された[31]。これは新しい数値計算法の一つの方向を示すものである。

（3） 空力騒音

空力騒音の研究は基礎的研究に限定され，現象の物理的解明に重点がおかれた。

（a） ジェット・ノイズ

ジェット・ノズルを二重化し，ノズル出口付近の急激な平均速度勾配を緩和し，流れの特性や騒

音に対する効果を実験的に調べた[32]。この結果，音響的に最適なバイパス質量比をうることができ，最大約 4 db の騒音の減少がえられた。

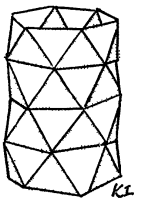
（b） ソニック・ブーム

波管追跡法によって，大気の温度勾配と風の影響によるソニック・ブームの地上到達範囲の変化を調べた。また，ソニック・ブームの圧力波形の大気乱流による変形を調べるため，円柱後流中に超音波を通過させ，その散乱スペクトルを測定し，特定の渦モデルによるライトヒルの理論と比較した。この結果を用いて大気乱流中の大きな渦によるソニック・ブームのピーキイな波形を明らかにした[33]。

文　献

1) TR-48, 2) 林，第 17 回物理学会（昭 37），3) Hayasi, 4th ISTS (1962), 4) 林，第7回応数力学講演会（昭 37），5) Hayasi ほか，Phys Fluids **12**-12 (1972) II-283, 6) 長洲，第 11 回航空学会（昭 39），7) TR-353, 8) TR-219, 9) 長洲，第 1 回航空学会（昭 45），10) 長洲ほか，第3回流力講演会（昭 46），11) TR-198, 12) TR-253, 13) 石田，航空学誌 **19**-213 (昭 46) 445, 14) TR-292, 15) TM-34, 16) 林，第16回物理学会（昭 36），17) Inouye ほか，J. Phys. Soc. Japan **27**-3 (1969) 771, 18) 近藤ほか，航空学誌 **15**-159 (昭 42) 105, 19) TR-13, 20) TM-82, 21) TM-33, 22) TR-322, 23) TR-42, 24) TR-65, 25) TR-331, 26) TR-332, 27) TR-333, 28) TR-75, 29) TR-103T, 30) Hosokowa, J Phys. Soc Japan **25**-1 (1968) 271, 31) Hosokawa ほか，Phys. Fluids **13**-7 (1970) 1683, 32) TR-212, 33) TR-334

2.2 機　　体



航空機の構造および強度に関する研究，試験および調査は当所の創設以来，機体部が担当して行っており，昭和38年度にロケットに関する研究分野が加わって今日に至っている。この間に，39年度に機体部は機体第一部と機体第二部に分れ，前者が機体および装備の研究・試験を，後者が機体の部分構造と部材の研究・試験をそれぞれ分担することとなった。また，38年度に飛行試験に関する研究を機体部において，39年度に V/STOL 機に関する研究を機体第一部において始めたが，飛行実験部が39年度に，新型航空機部が42年度に新設されて，それぞれの研究が移管された。

試験設備は，39年度までにほとんど設置されて，43年度にロケット振動試験設備が，48年度に音響疲労試験設備が追加された。また研究員の増員は，試験設備の完成と相俟って，39年頃までに充足されてきた。

研究業務は，まず試験設備に関連した研究が始められ，試験設備の完成とともに当時わが国において開発中の実機構造の静強度および疲労強度の試験が活発に行われた。35年頃より航空機構造に関連した研究が，38年頃よりロケット機体構造に関する研究が逐次計画，遂行されてきた。当所第2次計画が終了した42年頃には，研究，試験などの態勢が整い，以降は逐年内外の諸情勢を考慮して作製される研究計画にしたがって，航空機およびロケット機体の設計，開発ならびに安全性向上のための資料を整えるために，基礎より応用までの広い分野にわたっての研究を進めている。

機体の研究の大要は下記のとおりである。

構造強度

航空機およびロケット機体は複雑な補強薄板構造であるので，板，はり，殻の基本部材およびそれらの結合体について，材料の非線型および構造の大変形を含む広い分野の静強度，座屈，振動および動的応答の研究，またこれらに関連した材料特性，構造の最適設計，および塑性設計解析法の研究，複合材構造および粘弾性体の強度の研究などを行っている。

荷重

航空機の突風と地上走行に基因する動的荷重，飛行荷重資料の解析の確立，ロケットの大気中の飛しょう時の外乱による動的応答と荷重の研究を進めている。

疲労強度

実機の疲労強度・試験の重要性の認識と同時に，疲労強度の基礎的研究，孔およびき裂の解析，疲労き裂の発生，部材の疲労寿命の統計的研究が進められており，48年から音響疲労の研究が試験装置の完成とともに始められた。

実機強度

コメット旅客機の墜落事故を契機として実機の疲労試験による強度確認の重要性が認識されたので，中型輸送機 YS-11 の開発に対応して，実機の疲労試験装置の整備を行って，YS-11 原型機と改造型機およびその他の国産航空機の実機構造の疲労試験および静強度試験を36年から47年の長期にわたって行い，構造の安全性の確認を行った。また，これらの実機の強度試験に関連して，構造の信頼性および寿命安全率の理論的研究や，実機構造と材料の疲労強度の関係の研究も行われた。また，実機強度に関して，FRP 構造要素，航空機構造の結合方法，接着構造，フエール・セーフ構造等についての基礎的研究も行われた。

空力弾性

33年度に遷音速フラッタ試験設備が完成して，主にフラッタに重点を置いて研究が進められている。遷超音速におけるフラッタ特性，操縦翼面のバズ，失速フラッタ，フラッタ解析法，超音速パネル・フラッタ，T形尾翼のフラッタ，遷音速非定常翼空気力について理論および実験により研究が進められ，わが国で開発された航空機およびロケットに対する資料の提供や開発に関連する試験を行って大いに寄与している。

高温強度

空力加熱を受ける航空機およびロケット機体の構造の諸問題について，熱弾性試験法，温度熱量の測定，機体構造の温度分布，断熱材の熱特性，ひずみゲージによる高温ひずみ測定，高温クリープ，熱疲労に関連した理論および熱弾性試験装置等を用いた実験による研究を行った。

2.2.1 構造強度

航空機およびロケット機体は，複雑な補強薄板構造であるため，板，はり，型材，シェルなどの基本強度部材およびその結合体に関して試験・研究を行い，機体の設計・開発ならびに安全性の向上のための資料を整えている。

(1) 静強度および座屈

(a) 基本部材および薄板構造

板，はり，型材などの基本的な強度部材の静強度に関する基礎的な研究のうち，板では，直線変厚の一般台形板についてエネルギー法を用いた式を誘導し，項数の少ない試験関数を用いて板のたわみおよび応力を求め実験値と比較し各種形状の資料を求めた[1]。また矩形板の弾性座屈に関する理論的研究をおこなった[2]。

はりの問題では大変形の非線型問題について有限要素法を応用し良好な結果を得る[3]とともに，座屈後の問題[4]や初期曲率，捩率をもったものの変形についても研究した[5,6]。補強パネルの圧縮強度では計算の手続きを簡略化した手法で実用的な最高荷重を求め実験値と比較してその実用性を確認した[7,8]。また等分布荷重がかかっているパネルの圧縮強度の近似解も求めた。塑性設計法による骨組構造物の強度計算も行った[9,10]。

有孔板の形状係数および応力分布に関しては，光弾性実験と弾性論による理論解との比較検討および，大型試験片による実験と理論との比較を行った。また，比較的小さなひずみから塑性域に至る広範囲のひずみを測定し得る高感度の光弾性被膜法の開発に成功し，有孔アルミニウム合金板のひずみおよび応力集中係数の測定[11]，固体推進薬のひずみ測定[12]およびその粘弾性挙動を含む材料特性の測定[13]などに応用した。モアレ法に関しては，東北大学において開発された電気光学的方法による精密な耐熱モアレ格子の製作法および特殊な光学系による撮影技術を応用し，数種類の金属材料について耐熱格子を製作することに成功[24]，航空機用金属材料の高温特性を求める実験を進めている。

形状が複雑な主翼，胴体などの構造模型については，有限要素法（変位法[15]および応力法[16]）によるたわみおよび応力解析を試みて，要素分割の方法，構造剛性方程式の取扱いおよび構造分割の方法などを検討するとともに，電子計算機による計算値と理論値・実験値との比較を行なった。この解析法は，工学的見地から，きわめて有力な方法であることが確かめられ，構造物の形状，境界条件，材料特性など，各種の解析の基礎となる条件に対して汎用性があるため，その後多くの構造強度問題に応用された。すなわち，軸対称かくの解析によって圧力容器などの強度について検討[17]し，有力な設計の方法を提示したほか，き裂のある補強平板について応力拡大係数の計算[18]を行い，疲労き裂進展の挙動との関係を明らかにした。また固体ロケット燃料のような充填粒子を含むゴム質材料の力学的挙動を明らかにし[57]，弾性体としての破損条件を確立[19]した。さらに，異方性複合材としての FRP 円筒の強度解析[20]を行って，種々のフィラメント巻き角度の影響を検討した。箱型直線翼[21]，テーパ翼[22]など，実際の航空機構造あるいはそれに近い構造体についても応力

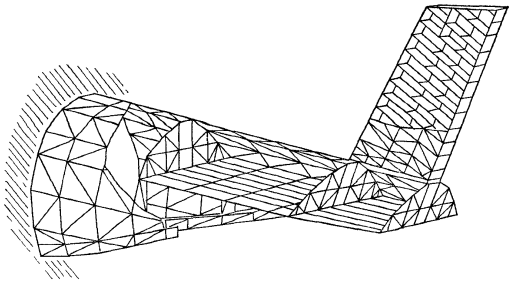


図 2.2.1 モデル化した航空機構造

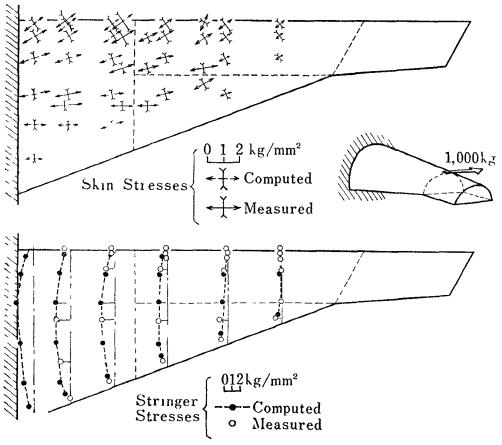


図 2.2.2 応力解析結果

解析を行って，有限要素法を大規模な構造体に適用するのに必要な，計算の効率化と高精度化について検討し信頼できる結果を得た[23]（図 2.2.1 および図 2.2.2)。なお，この種の複雑な構造模型のひずみを計測する場合，計測値を効率よく処理することが必要であるので，計測したひずみ量をデジタル量に変換して自動的に処理する方法を開発した[24]。

有限要素法による構造解析法が確立されるのにともない，その応用の一つとして，構造軽量化の研究を行い，最大傾斜法，ラグランジュ乗数法などによる箱型はりおよびトラス構造の最小重量化問題[25]，形状最適化問題[26]について論じ，最適解への収束性および，実際的構造物への適用性を明らかにした。非線形問題に関しても，ガラーキン法を適用したはりのエラスチカの解析[28]，移動座標系を使用した増分法による，軸力を受けるはりの大変形，アーチの飛び移り現象および正方形材の座屈後の挙動解析[28]，ならびに薄肉円筒殻の座屈前変形の解析[29]などを行った。また，L 型および Z 型断面材の圧縮強度に関しても，系統的かつ精密な実験[30]を行った。さらに弾塑性大変形解析の効率化を図るために帯板要素による解析手法を開発し，これを用いた結果と，上記の実験結果との比較検討を行った。

(b) シェル・膜構造

シェル・膜に関する構造の研究については，まずその現状を調査し[31,32]，いくつかの線形理論の精度および長短を比較検討するとともに，長い円筒シェルのはり様曲げ変形および振動解析への適用を論じた[33]。このような円筒シェルの変形に対しては，シェル中央面に立てた法線まわりのモーメントのつり合いを厳密に満足させることが重要であることおよび従来の 8 階微分方程式は 4 階のものでおきかえられることを明らかにした[34]。非線形理論についても，球形シェルの座屈解析を中心に統一的な解釈を試みるとともに，座屈荷重におよぼす初期不整の影響を論じた[35]。また，部分球形シェルの境界近傍において縁座屈の生じる可能性を影響係数の特異点と関連して指摘した[36]。大変形問題の一つとして，ゴム質空気円筒膜のはり様曲げ変形の非線形解析を行い，しわの発生まで考慮した曲げ剛性を求め，空気円筒膜がしわ発生後も十分に荷重支持能力を保持することを明らかにした[37,38]。シェルの非線形問題を解くための数値計算法として，フーリエ級数展開による方法を提案し，座屈問題に適用した[39]。また，捩りと圧縮のかかる短かい円筒の強度の推定や，有孔円筒の座屈強度[40]，部分的に荷重のかかる円筒の応力と変形[41]，振動[42]の問題もプロジェクト研究に関連して多くの設計資料を得た。円錐シェルの振動および補強のある円筒の振動なども，有限要素法による研究が進められている。

(c) 複合材等

複合材についても，将来のロケット，航空機構造の軽量化の目的から研究を進めている。フィラ

メントワインデング（FW）構造の曲げ，圧縮，引張，捩りなどの静的強度特性を検討するため，グループ研究[20]を行い，ついで，端面一体巻のFW容器内圧試験および，内圧による低サイクルの疲労試験[43]を行い，この種容器の成形法，FWチャンバーの設計資料を得た。これらの成果はロケット構造に応用され，NAL-7PFRPロケットの強度，燃焼試験を行いロケット設計の有用な資料を提供した。トーチバーナー法による耐熱材の基礎研究[44,45]と，その応用としてロケットノズル軽量化のためFRPノズルの研究[46,47]を行い，各種カーボン繊維，樹脂などの選定，熱分析試験，NAL-7および16型ロケットの燃焼試験を行い，FRPノズルの設計および成形法について資料を得た。44年からは，高弾性，高強度のカーボン複合材の引張り，圧縮，曲げ，せん断など，静強度に関する研究を[48]行った。さらに，カーボン複合材およびガラスとの混合複合材（Hybrid Composite）などの曲げ疲労試験を行い，複合材の疲労強度[49,50]を求め，その試験法を確立するとともに，構造設計に有用な資料を得た。また，有機合成繊維KEVLAR複合材の静強度，疲労[51,52]の研究を行い，さらにこれら複合材による航空機およびロケット機体の最適構造問題，FRPのハニカム，接着構造，鋲接手構造などの複合材構造要素の研究も行っている。

固体推進薬なども，ゴム質材料のマトリックスと充塡粒子からなる複合材料として，巨視的および充塡粒子近傍の微視的な力学的挙動について，多軸応力下における大変形挙動を含めて究明する必要がある。そこで，まず，巨視的挙動を決定する重要なパラメータの一つであるポアソン比を正確に推定するために，写真法による実験および有限要素法（要素マトリックスはHermannの変分原理によった）解析との比較を行った。この結果，固体推進薬のポアソン比としては，0.47程度が適当で，従来のように0.5として非圧縮性を仮定することが正しくないことを明らかにした[53~56]。

微視的応力状態については，多軸応力状態における破損則を確立するために，固体推進薬薄板試験片のバルジ変形破壊実験を行い，最大平均応力値を求めた[57]。さらに，単一充塡球と無限弾性体からなる複合弾性体についても，破損則を確立した[58~60]。また，任意だ円体充塡物に対するEshelbyの解との関連を明確にした[61]。ゴム質材料自体の挙動については，ゴム膜の二軸応力状態をともなう大変形を近似的に解析する方法を論じ，線形構成方程式を導いて[62]，その材料特性を実験的に決定する方法を提案した[63]。

（2） 振動および動的応答

(a) はり，板および薄板構造の振動

はり，板およびそれらの結合した系の振動および動的応答に関する研究では，静的な問題で取り扱った対象と同様に，はり，板，円筒などのような単純な部材と，これらの結合体としての全機模型の振動特性の研究を系統的に進めるとともに，国産航空機およびロケット開発に関連して必要となった研究項目についても取り上げた。

振動解析法ではガラーキン法，レーレーリッツ法などによる数値解析を行ったが，近年は有限要素法による解析法の研究も進められ，各種形状および境界条件の系の特性を実験と比較検討しつつ，これらの振動特性を求め，設計段階における実機部材特性の推定に有効な方法を開発している。

例えば，断面の中実のはり[64]および断面がコの字型のように薄肉で開いた断面（薄肉開断面）はりの振動特性[65]および外力に対する応答の解析では，変断面で剪断変形ならびに回転慣性を考慮した方法により，実機の翼の解析に応用できる理論を導き[66]，代表的なジェット輸送機の固有振動数を求めた。一般の薄肉開断面はりでは，曲げと捩りとが影響しあって連成振動を生じるが，この系に強制外力がかかったときの応答などを求めた[67]。

また，熱応力を受ける薄翼は剛性が低下し，翼の安定とその微小捩り振動に影響するが，この問題についても研究された[68]。

板の振動では，変厚板の片持および全辺自由の振動解析法を一般的な台形板についてみちびき，

例えば，アスペクト比の小さい航空機翼を板と考え，この板の後退角とアスペクト比とをパラメータとした式をみちびき，各種の板の固有振動数と振動モードを数値解析によって求めるとともに実験値と比較し，この種の板の固有振動に関する基礎資料を提出した[69,70]。

実際の構造要素として用いられる板は，固定，単純支持，自由の三種の境界条件に限っても幾何学的に単純な境界条件でなくて部分的に複雑な拘束の入った境界条件であると考えられる。このような条件をエネルギー法で解く場合，ラグランジュの乗数法を用いると各種の境界条件を容易に入れられるので，この方法を用いて，矩形板の数点を固定または単純支持した場合[71,72]および二つの板の結合系などの解析に応用，比較的項数の少ない試験関数によって求められた解を実験値と比較して，その解法が有効であることを確認した[73]。

また，エネルギー法を用いる場合には，試験関数のとり方などや，求めた解がどの程度物理的な現象を表わすものであるかなど注意すべき点があるが，これらの問題を数値的に吟味した[74]。

これらの方法を拡張し，結合はりの振動特性の解析と実験，補強材で囲まれた航空機パネルのような局部的な系の振動に関連する有孔板[77]や連続板の振動解析[78]などを行った。連続板の振動では中間支持はり部が振動数にどのような影響を及ぼすものであるか吟味した。

T型尾翼に関連した変厚板を二つ直交してT型に結合した系や，片持平板の固定辺が弾性支持となった場合に弾性支持によって振動数がどのように低下するかなどの定量的な数値解析と実験[79]とを行った。

実機構造に近い変厚構造三角翼と胴体との結合した系および比較的アスペクト比が大きく後退角をもった変厚構造翼と胴体との結合した系（図2.2.3）が空中に浮いているときの固有振動数および振動モードの数値解析と実測値とを比較し（図2.2.4），低次の振動においては，エネルギー法による解法で推定してもかなり有効な資料が得られ

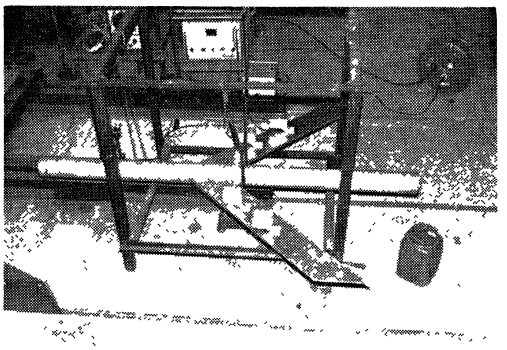
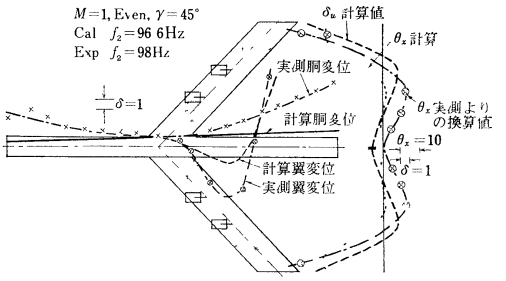


図 2.2.3 航空機模型の振動試験



重量	Body	: 3.0 kg
	Two Wings	: 3.45 kg
	Four Engines	; 2.8 kg
	Total	9.8 kg

図 2.2.4 Engine 付模型の振動数と振動モードの計算値と実測値第二モードの例（対称振動）

ることを示した[80~84]。

(b) 動的応答

構造物の動的応答に関しては，境界層，内圧変動，ジェット騒音，突風など，ランダムな荷重に対する構造モデルの応答解析を行い，航空機機体の位置により応答スペクトルの形状レベルが異なることを定量的に求めた[85~88]。

単一外力に対する航空機模型の動的応答の解析例を求め航空機飛行中の動的応答の解析のための基礎資料や，模型後端を固定した条件でのこの系の外力に対する応答なども求めた[89]。

また，航空機パネルの応答に関しては，外板などの大振幅振動について，この外板に引張りまたは圧縮力がかかった場合には，この面内力によって振動数が変化するが，このときの非線型的な影

響が，どの程度生じるものか吟味した数値解析[89]や，円筒タンクのスロッシングについて力学的に等価なモデルによる液体部分の慣性モーメントの推定実験を行い，バッフル板の幅および間隔が液体慣性モーメントにおよぼす影響を調べた。同時にピッチングのモーメント応答実験によって，測定された数値が妥当性のある値であることを確認した[90]。

同じく円筒タンクについて多重バッフル板のスロッシング減衰効果の実験的研究などもロケットの開発研究に関連して行い，多重バッフル板の減衰効果は個々のバッフル板が単独に存在するときに示す減衰効果の算術和より小さく，液面に近いものほどその傾向の著しいことを明らかにした[91]。

以上のほか設計上重要な安定問題の例として次のような研究を行なった。

二本の柱をバネで結合した系が周期的に変動する軸力をうける場合，この周期的軸外力と系の横固有振動数とがある関係になるとこの系は力学的に不安定になり横振幅が大きくなる（パラメトリック共振）現象を調べるため，この系のバネ定数とパラメトリック共振の発生領域の関係について近似解析を行い，実験との比較により，その解析法が有効であることを示した[92]。

（3） 防　　氷

航空機装備関係の研究として，防氷に関する研究も行った。航空機の防除氷装置の試験を行う場合には，氷結気象状況のうち重要な雲水量ならびに雲粒直径を測定する装置が必要で，後者について測定器を試作，その性能に関係した種々の予備研究を行い更に，機上で実用し得る装置を開発した[93]。本装置を用い，YS-11 の防氷装置の試験に協力し，耐空性審査に必要なデータを求めるのに役立った。着氷性雲の統計的資料は，海外，特に米国に多く，わが国の審査基準はこれによっているため，気象的に異なるわが国の着氷性雲の資料を飛行実験によって得て，これらを比較検討した[94]。

（4） 其　の　他

(1)～(3) 項で述べた研究成果はプロジェクト関連研究（2. 7. 5 参照）に生かされ，例えばロケット分離試験模型の有限要素法による振動解析を行い，実測値と比較してよい一致をみた[95]。

また実機ロケットを分岐系と考えた系についての横振動解析法を開発し，全体的な振動の他にこれら分岐系の連成で生じる局部的な振動特性を推定する[96]とともに，ポゴに関する一次元モデルの解析法を完成し実機に適用し，この解法の妥当性を吟味した[97]。さらに自由飛行模型（FFM-10）の構造強度解析[98,99]などに大いに役立った。

同様 (1)～(3) 項目の研究は航空機関係においても，国産 YS-11 等の開発に関連して，それらの主要強度部材，結合部，部分構造などの静強度試験が数多く行われ[100]，プロジェクト関連研究に生かされた。

文　　献

1) TR-138, 2) 川井; Proc. 9th JNCAM (1959) 35, 3) TR-250, 4) TR-246, 5) 川井; J-U.S. Seminar on Matrix Method of Struct. Analy, Design (1969) J2-4, 6) 築地，17 回応力連合講演会（昭 42) 31, 7) TR-32, 8) TR-132, 9) 川井;「塑性設計法」（昭 35) 森北出版, 10) 川井ほか; 造船協論集 No. 119(昭41)221, 11) TR-279, 12) TR-261, 13) 越出; プラスチックス **25**-2（昭 49) 75, 14) TR-336, 15) TR-165, 16) TR-141, 17) 三本木ほか，機械学会46期全国大会講演会（昭 43) 97, 18) 野原; 機械学会52期全国大会講演会（昭 49) 285, 19) TR-311, 20) TM-133, 21) TR-195, 22) Oden ほか; Adv. Computational Methods in Struct. Mech. Design (1972) 727, 23) 三本木; 鋼構造協会3回大会論集（昭44) 134, 24) TR-195, 25) 川島;宇宙航行の力学シンポ（昭 45) 42, 26) TR-388T, 27) Tada ほか; Int. J. Numerical Methods in Engng. **2** (1970) 229, 28) 三本木，鋼構造協会 5 回大会論文集（昭 46) 186, 29) Oden ほか; Adv. Computational Methods in Struct. Mech. Design (1972) 107, 30) TM-252, 31) 古賀，機械工学年鑑（昭 49) 34, 32) Koga, Lockheed Palo Alto Research Laboratory Seminar (1973), 33) TR-330 T, 34) Koga; JSME-ASME West Applied Mechanics Conf. (1975) 223, 35) 古賀; 機械学会シンポ特別講演 No. 740-8 (1974) 71, 36) Koga; AIAA, J. **9**-9 (1971) 1860, 37) Koga, AIAA, J. **10**-11 (1972) 1485, 38) Koga; Theor. Appl. Mech. **22** (1974) 299, 39) Koga; AIAA Papar (1970), No. 70-102, 40) TR-270, 41) 戸田;

機械学論 **36**-289 (昭 45) 1436, 42) TM-73, 43) TM-143, 44) TR-145, 45) 古田，航空学誌 **17**-182 (昭 44), 46) 古田；「高分子の耐熱性」(昭 45) 379, 47) 古田，工業材料 **19**-1 (昭 46) 15, 48) TM-241, 49) TR-366, 50) 古田；工業材料 **22**-2 (昭 49) 101, 51) 古田ほか；宇宙航空材料シンポ (昭49) 20, 52) 古田ほか；複合材料シンポ (昭 49) 47, 53) 大竹ほか；3 回宇宙材料シンポ (1973) 30, 54) TM-245, 55) 大竹；4 回宇宙材料シンポ (1974) 9, 56) 大竹；材料の力学的挙動に関するシンポ (1974) 75, 57) 大竹；日科技連複合材研究会 (1974)，6 CM 研 No. 15, 58) TR-311, 59) 遠藤ほか，FUKUGO ZAIRYO KENKYU **3**-2 (1974) 26, 60) 遠藤ほか；機械学会講論 730-13 (昭 48) 81, 61) 遠藤ほか；JSME-ASME West Applied Mechanics Conf. (1975) 35, 62) TR-236 T, 63) Koga；Proc. 1974 Symp. Mech. Behr. Mat., (1974) 335, 64) TR-22, 65) TR-12, 66) TR-46, 67) 川井ほか；Proc. 10 th JNCAM (1960) 411, 68) TR-31, 69) TR-30, 70) TR-60, 71) TR-80, 72) TR-182, 73) TR-159, 74) TR-66, 75) TM-103, 76) TR-271, 77) TM-89, 78) TR-328, 79) TM-102, 80) TR-137, 81) TR-160, 82) TR-291, 83) TR-363, 84) TR-88, 85) TR-207, 86) TM-162, 87) 藤森ほか；AIAA, J. **11**-3 (1973) 334, 88) TR-350, 89) TR-79, 90) 田寺；12回宇宙技術講演会 (昭44) 5, 91) 田寺；宇宙航行の力学シンポ (昭 45) 95, 92) TR-257, 93) TM-42, 94) TR-101, 95) TR-325, 96) 田寺；17回宇宙技術講演会 (昭 48) 71, 97) 田寺；17 回宇宙技術講演会 (昭48) 75, 98) TM-223, 99) TR-237, 100) TM-3

2.2.2 荷　　重

航空機およびロケットの荷重に関しては以下の研究が行われた。

(1) 航空機の動的荷重の研究

(a) 突風および突風荷重

航空機の設計において疲労強度を考える場合，種々の繰返し荷重のうちで，突風荷重は，輸送機の場合その寿命に対してもっとも大きな影響をおよぼし，他の機種においても重要な因子の一つである。わが国において得られている突風の資料は非常に少なく，周波数を考慮しているものは皆無である。そこで突風荷重の周波数解析を目的として手始めに，ヘリコプタ「シコルスキー，S-55C 型」の振動特性を各種飛行状態において記録解析し[1]，データ処理法，計算法を確立した。次に実験用航空機「クイーンエア」を使用して，機体重心位置に取り付けた加速度計によって上下突風に対する機体の上下加速度応答を連続に測定記録し，パワースペクトル計算等によって解析し，従来の突風に対する仮説あるいは実験結果を確認し補足するとともに，高度による突風の強さの変化の傾向を得ることができた[2]。さらに突風と機体が受ける突風荷重との相関をより詳細に研究するために，クロススペクトルによる計算方法を確立するとともに，実験用航空機に迎え角計，ピッチレイトジャイロおよび上下加速度計を取り付けて飛行実験を行い，通常の穏やかな天候における上下突風と機体運動の相関を明らかにした[3]。また航空機に加わる上下方向の突風荷重を一つの非定常不規則過程として，航空機の応答（変位・速度・加速度・翼の断面に働くせん断力・曲げモーメント）を時間とともに変る変化スペクトル（Evolutionary Spectra）で表わす方法を提案した[4]。従来の定常過程モデルとしての解析も特別な場合として含まれる。

さらに乱気流の形態とその設計上の対策に関する問題を研究[5]するとともに，山脈の風上や風下に生じる乱気流の様相を明らかにして，乱気流の存在を予知する方法を確立するための資料提供を目的として，国内航空路のうちで比較的強い乱気流に遭遇することが多いといわれている鈴鹿山脈を横断する航空路（Green 4）付近と東北地方太平洋沿岸航空路（Amber 7）の福島県平市付近の乱気流を気象研究所と共同で実験用航空機を用いて計測し解析した[6,7]。

乱気流の翼幅方向分布の機体におよぼす影響を検討するために実験用航空機を用いて，その両翼端および機首の 3 点に取り付けた迎え角計によって，乱気流の上下速度成分を同時に連続記録し，これを解析した。その結果乱気流の翼幅方向の分布，進行方向の分布との関連等の資料を得た[8]。

第 8 回 ICAO の耐空性委員会において，突風の PSD 法（不規則な連続突風に対する航空機構造の強度計算法）について，協力が要望されたが，これに応じて日本航空機製造（株）と共同で

YS-11 の突風強度計算を PSD 法で行い，従来の孤立突風に対する強度計算の結果と比較検討し，突風の PSD 法および現在の突風強度規定に含まれる問題点等を明らかにした[9,10]。

(b) 地上走行荷重

航空機の地上走行中の荷重は，着陸荷重も含めて，機体の疲労強度に重要な影響をおよぼす荷重の一つである。地上走行荷重は，機体の脚まわりの構造，走行速度，滑走路の状況等に依存するので，その特性を明らかにするために，実験用航空機のオレオ下および機体重心位置に取り付けた加速度計によって滑走路（岐阜飛行場）走行中の機体の運動を測定し，滑走路凹凸に対する機体振動のクロススペクトル解析を行って，滑走速度とオレオの働きおよびそれに伴う機体運動の関係を定量的に解析検討した[11]。

(c) 飛行荷重資料収集および解析法の研究

航空機構造の設計，製作，試験に際して必要な，荷重の予測，構造法，材料，工作法等の技術の中で，荷重予測技術は特に立遅れており，航空機の運航中における荷重を計測・記録し，これを解析して，航空機の設計・製作・試験および安全運航上に必要な荷重の情報を提供する必要がある。そこで定期航空路を運航中の航空機から必要な荷重資料を収集する方法の調査を行い，計測記録した資料を処理するための各種ひん度計数法の比較検討を行った[12]。さらに解析用ソフトウエアを開発して一部資料の解析を行った。

(2) ロケットの動的応答と荷重

ロケットの動的応答と荷重，特に，大気中の飛しょう時の研究が着手されている。まず，米国等で現在設計時に普通に用いられている確率的なものを含む合成図を考慮したコンピューター計算を，制御されたロケットについて，わが国でも行えるようにし，機体の曲げ振動およびスロッシングの影響等の一例を示した[13]。つぎに，研究を進めて行く上で基本となるロケットの動力学運動方程式を質量変化も含めて詳細に導入し，現在用いられている種々の基礎方程式間の相違の理解に役立せた[14,15]。

文　献

1) TM-18, 2) TR-58, 3) TR-89, 4) Fujimori ほか; AIAAJ, **11**-3 (1973) 334, 5) 竹内ほか; 航空学誌, **16**-173) 191, 6) TR-180, 7) TR-222, 8) TR-346, 9) 竹内ほか; 航空学誌, **18**-200 (昭 45) 355, 10) TR-233, 11) TM-85, 12) 山根ほか; 16回構造強度講演会 (昭 49) 167, 13) 田寺ほか; 17 回宇宙科学技術講演会 (昭48) 71, 14) 田寺; 航空学誌, **21**-237 (昭48) 580, 15) TR-377

2.2.3 疲労強度

二次元弾性問題としての孔およびき裂の研究，疲労き裂の発生・停留・進展に関する研究，疲労試験結果の統計的処理に関する研究，音響疲労に関する研究等について解析と実験を行い，また，実機構造部材について各種疲労試験を行った。

(1) 孔およびき裂の解析

複素応力ポテンシャルを Laurent 級数展開し，その係数を板の外周および孔縁またはき裂縁の境界条件から決定して，近似正方形孔[1] または任意の形の孔を有する帯板[2] および円孔列を有する無限板[3] ならびにき裂を有する補強帯板[4] (図2.2.5) の応力集中の研究を行った。また，直線き裂群[5] と円形充填物または円孔群[6] (図 2.2.6) を持つ無限板が遠方に任意の 2 軸引張り，せん断，面内曲げを受ける場合の摂動法による一般解法を提案した。そして荷重条件およびき裂の形状を与えれば直ちに各き裂先端における応力拡大係数が求められる FORTRAN 計算プログラムを作製して，典型的な例に対する数値結果を与えた。さらに航空機や船舶などにおけるき裂の進展阻止のための重要な設計資料となる板厚と剛性の異なる境界に近

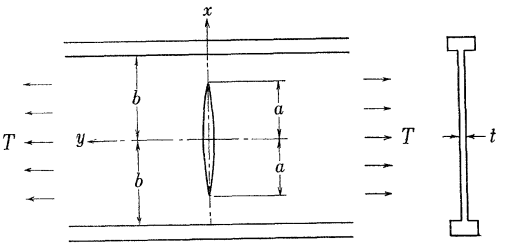


図 2.2.5 側縁が補強された中央き裂帯板

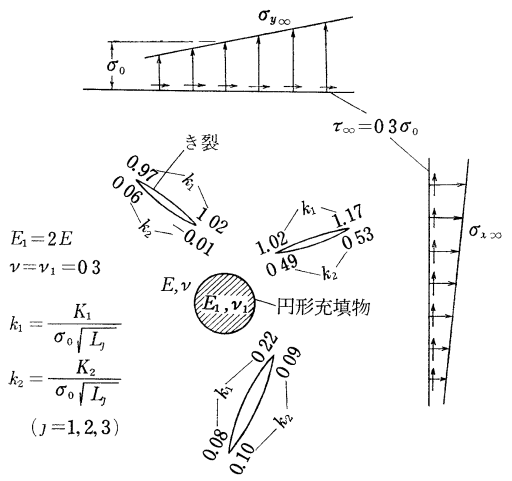


図 2.2.6 直線き裂群と円形充填物をもつ無限板

づくき裂および孔に近づくき裂の応力拡大係数を与えた[7]。また，その側縁がストリンガーで補強された中央き裂帯板（図 2.2.5）の引張りに対する応力拡大係数の解析を行い，ストリンガーによるき裂先端部での応力軽減効果について考察した[8]。

板の外周を分割し，各区間における合力に基づいた区間分割法による弾性応力解析として，中央にき裂をもつ長方形板が端面の 4 点に対称な集中荷重を受ける場合について応力拡大係数の解析を行い，応用例として端面に任意の荷重を受ける中央き裂帯板の応力拡大係数を求めた[9]。同じ方法

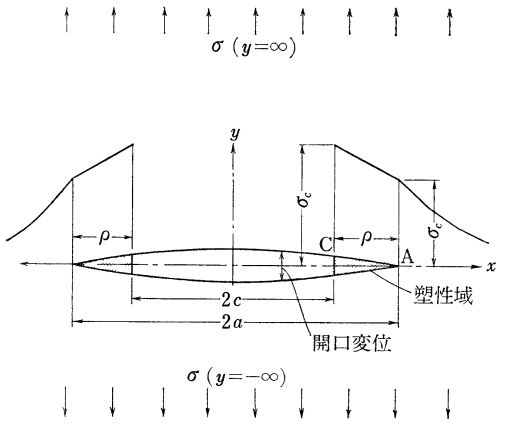


図 2.2.7 き裂近傍の応力分布

によって，内部き裂をもつ回転円板の応力拡大係数の解析[10]および種々の境界条件のもとでの内部き裂板の応力拡大係数におよぼす板幅と長さの効果についての解析[11]を行った。

き裂の弾塑性解析として，一様引張りを受ける無限板のき裂について，材料の加工硬化性を考慮するために，き裂先端の塑性域内の応力分布がき裂先端からの距離の線形関数で表わされる場合（図 2.2.7）について解析を行い，遠方での一様引張応力とき裂先端の塑性域の大きさの関係および開口変位を求めた[12]。また，境界選点法により，板の形状と荷重条件が 2 軸対称であるき裂を有する板の弾塑性解析を行い，応用例として，種々の境界条件のもとでの長方形板，八角形板および 1 列または無限列の周期き裂をもつ板についての数値結果を得た[13]。

（2） 疲労き裂の発生，停留および進展に関する研究

疲労き裂の発生，停留および進展に寄与する切欠き底またはき裂先端部の微少領域における繰返しの塑性変形の効果を調べるために，まず塑性変形の繰返しによる疲労試験を行い，ひずみの変化および塑性ひずみ振幅と寿命との関係など理論の基礎となる実験事実を明らかにし，ついでき裂先端部における応力とひずみの状態について考察を加え，疲労き裂の発生，停留および進展の諸現象を統一的に説明できる理論を提案し，それが実験結果とよく一致することを示した[14]。

航空機用材料として用いられる 2 種類のアルミニウム合金，(2024–T 4, 7075–T 6)，2 種類の耐熱合金（17–7 PH ステンレス鋼，6 Al–4V–Ti チタン合金）および汎用の 18–8 ステンレス鋼の板材について疲労き裂進展試験を行い，その結果から応力比（最小応力と最大応力の比）を考慮した疲労き裂進展式に，疲労荷重下における破壊じん性値の項を導入して，従来の疲労き裂進展よりも改善された式を提案し，これが他の研究者たちが行った実験結果ともよく一致することを確かめた[15]。

航空機の主翼において，運用中の早期に発生する疲労被害の主なものは，主翼下面の点検孔の蓋板取付ねじ孔から発生する疲労き裂である。そこで，主翼下面の点検孔部を模した供試体について疲労試験を行い，疲労寿命および疲労き裂の進展挙動について考察した[16,17]。また，斜めの切欠きから発生したき裂[18]（図 2.2.8）および平行食い違いき裂[19]の進展挙動についての実験的研究を行った。このほか，飛行中に負荷される荷重による使用前歴が疲労寿命におよぼす影響[20]や応力集中が疲労寿命におよぼす効果[21]を調べるための実験的研究ならびにフィラメント・ワィンデング容器の疲労強度[22]およびカーボン複合材の室温または120°C での曲げ疲労強度[23]についての実験的研究を行った。

（3） 疲労寿命の統計的研究

2024–T 4 アルミニウム合金の平滑丸棒試験片について回転曲げ疲労試験を行い，疲労寿命のばらつきと分布形についての資料を与えた[24]。また，2024–T 4 および 7075–T 6 有孔平板の平面曲げ疲労試験結果および 2024–T 4 平滑丸棒の軸荷重疲労試験結果を統計的に解析して，前者においては応力振幅および板厚が大なるほど疲労寿命は低下すること，後者においては応力比が小さくなるにつれて最大応力で表わした時間強度は低下することを明らかにした[25]。

疲労寿命のばらきつの分布形として Weibull 分布，正規分布および対数正規分布の3種類を考え，疲労過程における損傷度との関連を考慮して，Miner の線形累積損傷則が統計的平均として成立するための条件を導びいた。また，この条件が成立しない場合，破断までの平均累積損傷比は損傷曲線の相違によって大きく影響され，疲労寿命のばらつきによる影響は比較的小さいこと，また，それらの相乗効果としても影響を受けることを明らかにした[26]。さらに，疲労寿命のばらつきに寄与すると考えられる因子の効果すべてを総合したものを設定応力の誤差に換算し，この誤差と設定応力の和を換算応力とした。この考えを基礎として，まず，2024–T 4 アルミニウム合金の平滑材および切欠き材についての疲労試験結果から中央値 S–N（負荷応力と寿命）曲線を決定し，次に，中央値 S–N 曲線と寿命分布から各々の寿命に対応する換算応力を求め，換算応力分布，中央値 S–N 曲線および疲労寿命分布について考察し，その結果，換算応力分布は正規分布に近く，疲労寿命分布は中央値 S–N 曲線がほぼ直線とみなせる範囲では対数正規分布となり，勾配の大きく変化している応力の低い領域に入ると対数正規分布から離れる傾向があることなどを明らかにした[27~29]。また，一定応力振幅による疲労寿命のばらつきが処女材の強度のばらつきによると考え，破壊確率を導入した P–S–N 曲線を基礎とし，応力の干渉効果は無視して信頼度の低下のみを応力に依存させるとして数値実験を行い，ランダムまたはプログラム荷重を受ける単一部材の信頼度を推定した[30]。

（4） 音響疲労の研究

昭和48年度に音響疲労試験装置が完成し，それ以来，装置の性能確認試験ならびに試験法および解析法を確立するための試験をアルミニウム合金パネル供試体について行ってきた。これらの試験

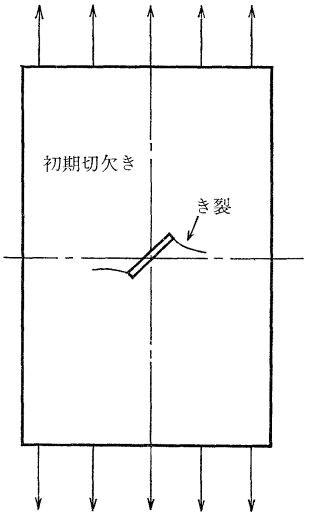


図 2.2.8 斜めの切欠きから発生したき裂

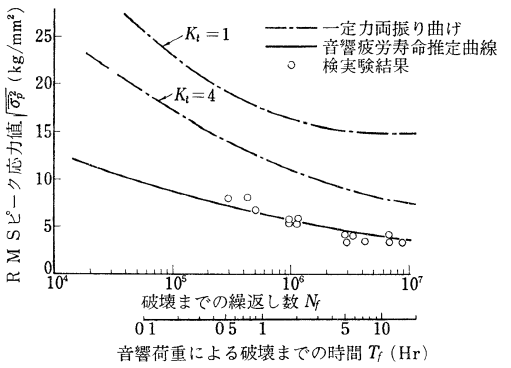


図 2.2.9 音響荷重によるパネルの推定 S-N 曲線

結果から，装置の供試体取付部での音場の特性，パネル供試体の音響荷重に対するひずみ応答および負荷音圧スペクトルと疲労寿命との関係についての資料を得た。また，一定応力振幅疲労試験の S-N 曲線から Miner の線形累積損傷則を用いて，音響荷重下のパネルの疲労寿命を推定し，これが実験結果とよく一致することを示した(図2.2.9)。また，騒音を受ける板についての非線形解析を行い，板の振動ひずみの計算法を開発した[31]。

文　献

1) 石田；機機学論，**25**-159 (昭 34) 1110, 2) Ishida ほか；Proc. 9th. JNCAM, (1959) 51, 3) 石田；機械学論，**25**-159 (昭 34) 1118, 4) 石田ほか；航空学誌，**10**-100, (昭 37) 141, 5) 石田；機械学論，**35**-277 (昭 44) 1815, 6) 石田；機講論，204 (昭 44) 93, 7) Isida, Engng. Fracture Mech., **2** (1970) 61, 8) Isida, Engng. Fracture Mech., **5**-3 (1973) 647, 9) 石田；材料強度講論，(昭 48) 5, 10) 石田ほか；材料強度講論，(昭 48) 1, 11) Isida; Int. J. Fracture Mech., **7**-3, (1971) 301, 12) TR-293, 13) Isida; Int. Conf. on Mech. Behavior of Material. **1** (1972) 394, 14) TR-28, 15) 石田ほか；機械学論，**40**-332 (昭 49) 897, 16) TM-63, 17) TM-127, 18) Iida; Trans. of ASME, J. Basic Engng. **91**-4 (1969) 764, 19) 飯田ほか；機講論，720-9 (昭 47) 93, 20) TM-8, 21) TM-64, 22) TM-143, 23) TR-366, 24) TM-56, 25) TM-96, 26) TR-370, 27) 下河ほか；機講論，730-12 (昭 48) 169, 28) TR-360, 29) 下河ほか；機講論，740-10 (昭 49) 249, 30) 下河ほか；16回材料研究連合会講論，(昭 47) 101, 31) 藤森ほか；16回講造強度構論，(昭 49) 95

2.2.4 実 機 強 度

航空機およびロケット，機体の実際の強度を検討するために，実物機体による，いわゆる実機試験およびそれに関連する研究を行った。また，特に疲労強度に関して，試験結果の評価および，それに基く構造信頼性の検討などを含む先行的あるいは基礎的研究についても，種々の角度から取り組んでいる。

(1) 実機疲労試験と設備

英国製ジェット輸送機（コメット）が就航後間もなく，相ついで空中分解したのは，昭和29年すなわち，いまから20年程前のことである。事故原因は，地一空一地の運航サイクルにともなって胴体内部が繰返し与圧されたための疲労である。この事故を契機として，実機の疲労試験による強度確認が重要視されることとなった。

当研究所においても，32年度，繰返し荷重装置準備室を設け，この問題に関連する予備的な試験および研究を行った[1]。さらに，34年日本航空機製造㈱が設立され，わが国では戦後初の国産中型輸送機 YS-11 の設計が開始されたのに対応して，この実機強度試験を担当し得る規模と性能を有する試験装置の開発を行い[2,3]，36年度には，主翼繰返し荷重試験装置，胴体内圧繰返し荷重試験装置および油圧荷重分布装置を，調布分室に設置した。

(2) YS-11 原型機および改造型機の実機強度試験

YS-11 機の供試用機体は製造後直ちに当研究所に搬入され，実機疲労試験が開始された。試験方式は，主翼[4]については突風・操舵などに対応する繰返し荷重を考慮した荷重パターンを，翼長方向に配置した16本の油圧ジャッキにより負荷し，胴体[5]については，胴体与圧および，代表突風に対応する胴体慣性力を考慮した荷重パターンを，水圧および油圧ジャッキにより繰返し負荷するものとした。実機疲労試験は，主翼については約1.5年，胴体については約2.5年を要し，セーフライフ性，フェールセーフ性が十分であると確

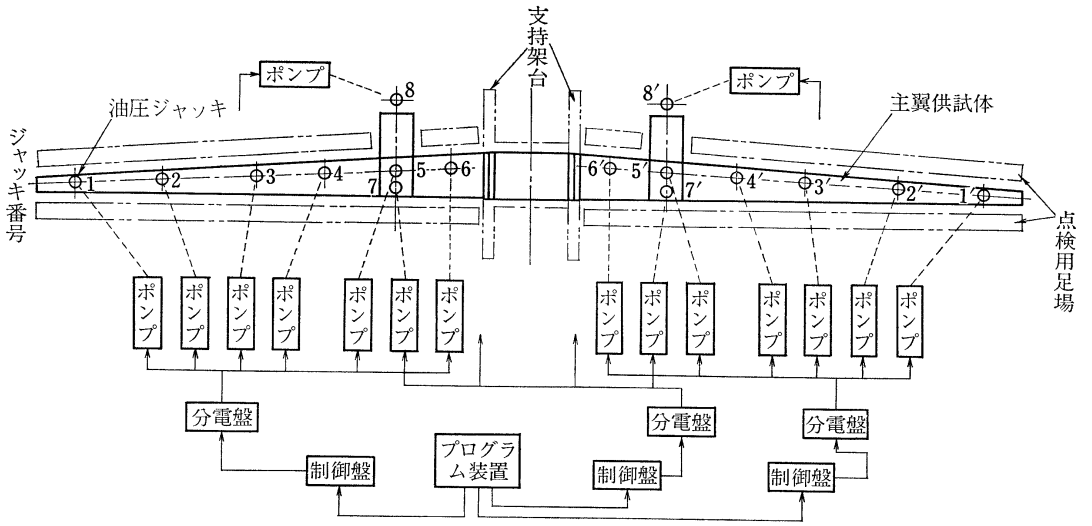


図 2.2.10 主 翼 疲 労 試 験 配 置 図

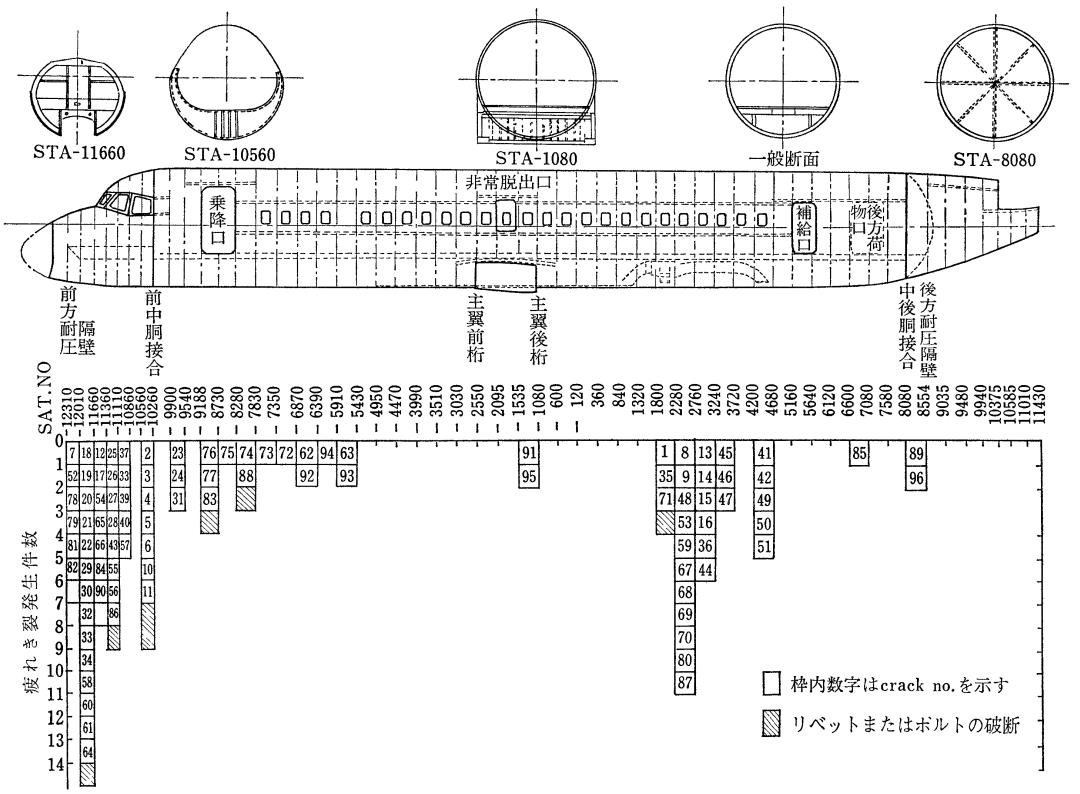


図 2.2.11 胴体疲労試験における疲労き裂の分布

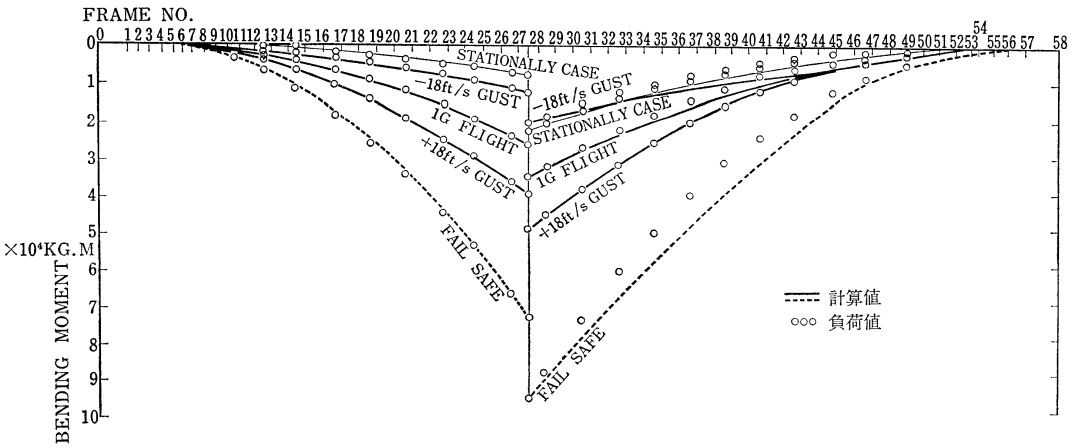


図 2.2.12 胴体の曲げモーメント

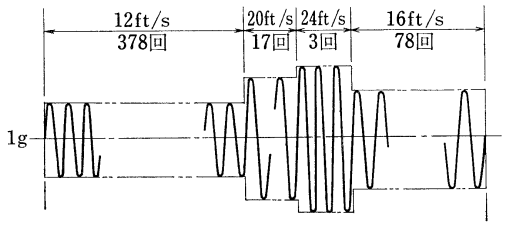


図 2.2.13 繰返し荷重のパターン（100飛行時間相当）

認された[6,7]。その間，種々の疲労き裂が，主翼および胴体各部に発生・伝ぱしたので，その結果に基づく設計変更などの対策が，生産機に対してもとられた。主脚，前脚についても同様な繰返し荷重試験が行われた。

YS-11 機は，その後，数種の改造機種が設計・生産されているが，改造の態様に応じて，全体的

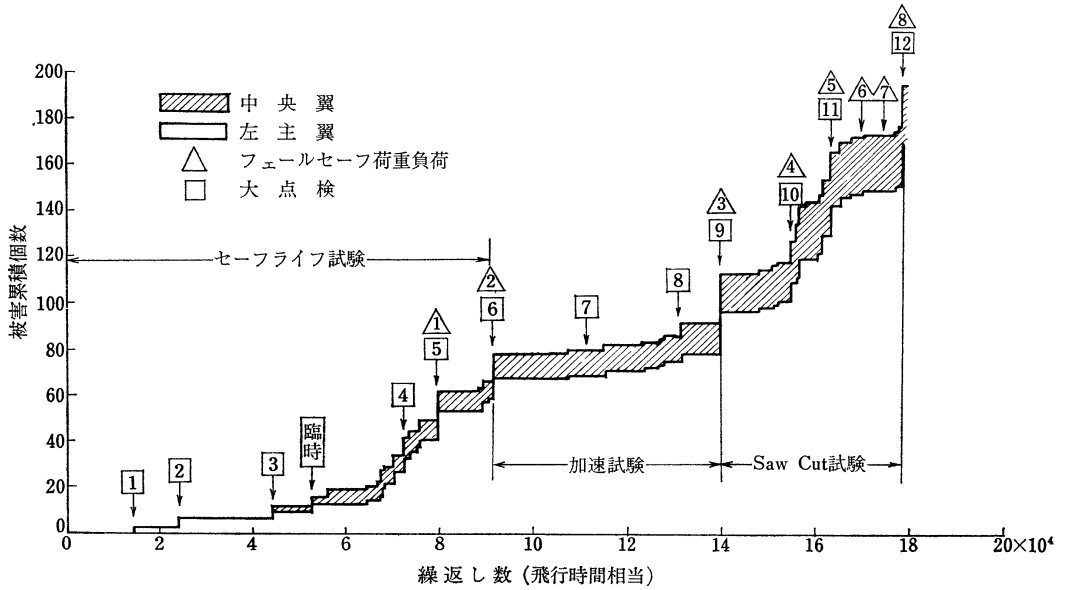


図 2.2.14 主翼の被害累積個数

なあるいは部分的な実機試験が，いくつか追加された[8~12]。YS-11 機に関して，当研究所が協力した実機試験は，項目および実施年度をまとめると，つぎのようになる。

YS-11 全機静強度試験（昭36～39）
YS-11 主翼疲労試験　（昭37～38）
YS-11 胴体疲労試験　（昭37～39）
YS-11 前脚疲労試験　（昭38～39）
YS-11 主脚疲労試験　（昭38～39）
YS-11 鳥衝突試験　　（昭38）
YS-11 部分胴体疲労試験（昭39～40）
YS-11 A-300 部分胴体疲労試験（昭42～44）
YS-11 500/600 主翼疲労試験（昭45～47）

なお，これらの試験の内容および結果については，個々に，詳細な報告がなされているが，さらに，全体的な検討がなされ[13~19]，国内，国外における研究会議に報告され，その後の実機試験のために有用な資料となった。

（3） 実機強度に関する基礎的研究

実機強度の試験・研究に関連するものとして，そのほかにも，いくつかの項目について，基礎的研究が行われている。

実機の疲労強度と，材料の疲労強度を関連づけて，実機試験の方法および評価の方法を確立するために，部材寿命と構造物寿命の統計的方法による比較研究[20]を行ない，さらに，疲労試験法の検討[21]，補強された薄板の疲労寿命におよぼす応力拡大係数の影響[22]について研究した。

最近の航空機体およびロケット機体には，各種 FRP を主構造要素あるいは補助的構造要素として用いる例が多くなっているため，この場合の金属要素との結合部における強度，結合金具そのものの強度などの研究や[24]，航空機体などに特有の構造結合方法[23]についての研究が必要となる。このため，大型航空機の翼胴結合金具の結合ボルト貫通孔付近の詳細形状と疲労特性との関係を，疲労試験によって明らかにした。また，高強度エポキシ系接着剤のみによって接着結合した胴体構造（補強円筒）について疲労試験[25]を行い，さらに，また，接着補強した板の座屈試験[26]などを行って，これら接着構造の静的強度ならびに疲労強度の特性を従来のリベット結合構造の強度特性と比較検討した。

構造の一部分が破損しても，全体としてはまだ安全な構造，すなわち，フェールセーフ構造に関する研究も，航空機などの安全性にかかわる重要な項目である。このための理論的研究が，いくつか試みられた[27]。また，構造体内部における内力の分配様式，応力分布などが，これと深く関わるので，有限要素法によって胴体構造および主翼構造の応力を解析[28,29]し，実験と比較する研究も行った。

航空機体が受ける荷重は，その大きさ，順序などがかなり不規則であり，機体の疲労強さおよびフェールセーフ性に大きな影響がある[30]。この問題についても意欲的に取組んでおり，重畳波荷重と疲労強さ[31]，疲労き裂伝ぱ[32]およびフェールセーフ性などの関係について研究した。また，疲労き裂の伝ぱに対して，過大荷重がどのような影響を有するかの研究[33,34]，荷重の不規則性と実荷重との対応についての研究なども行っている。

（4） 構造の信頼性および寿命安定率[35~41]

航空機および飛しょう体の構造の信頼性については，その強度安全率のみを考える従来の方法では十分に評価することはできない。とくに，構造の疲労の問題に対しては，このことは明らかであり，構造要素の強度的特性およびそれに負荷される荷重のバラツキを，確率に基づいて取り扱う方法を導入することが必要である。また，航空機は，一般に，数百機の生産機の中から供試用機体1～2 機を用いて強度試験を行い，それによって生産機全機の安全性を保証しなければならない。

このため，航空機体の強度と安全率，疲労寿命の安全率（ばらつき係数），構造の信頼性などについて統計的方法にもとづく理論的研究を行っている[40]。また，これに基づいて YS-11 実機疲労試験の計画と試験結果の評価がなされた。

（5） プロジェクト研究に関連した実機強度試

験[41~44]

V/STOL 機，フライングテストベッド (FTB) およびロケットなど，当研究所の総合研究プロジェクトによる開発研究のほか，宇宙開発事業団による各種ロケット機体の開発研究が種々行われているが，これらの開発プロジェクト等に関連した実機強度試験として，以下のような項目を担当した。

USTOL 機の高揚力装置機構の研究 (昭41)
FTB 試作研究 (昭40)
NAL-25・31 の剛性試験 (昭42)
ロケット結合部に関する分離試験 (昭44)

(6) 航空機事故調査への協力

わが国でも，いくつかの大きな航空機事故が発生し，下記のものについては政府によって事故調査委員会が設けられた。これらの事故原因究明のため機体の強度に関し，その都度，機体の破損状況，破片の破断状態の調査などについて協力した[45]。

年	航空会社	機種	事故現場
昭和 41	全日空	B 727	羽田沖
〃 41	CPAL	DC 8	羽田空港
〃 41	BOAC	B 707	富士山麓
〃 41	全日空	YS-11	松山沖
〃 46	東亜国内	YS-11	横津岳
〃 46	全日空	B 727	雫石町

(7) YS-11 以外の実機強度試験

当研究所では，YS-11 以外の国産小型機についても実機強度試験を実施し，主として，疲労に対する問題の解明に当った。試験項目および年度は，つぎの通りである。

MU-2D 型機 主翼疲労試験 (昭39～40)
MU-2 型機 全機静強度試験 (昭39～40)
N-62 軽飛行機主翼破壊試験 (昭38)
P-2J 主翼結合部部分疲労試験 (昭43)
P-2J 主脚支持構造荷重試験 (昭43)
ボーイング747搭載ギャレーの強度試験 (昭48)

文 献

1) TR-8, 2) TR-33, 3) TR-40, 4) TM-21, 5) TM-40, 6) TM-45, 7) TM-66, 8) TR-241, 9) TM-67, 10) TM-167, 11) TM-222, 12) TM-246, 13) 上山；材料試験 **8**-72 (昭 37) 273, 14) 上山ほか；航空学誌 **11**-111 (昭 38) 111, 15) 上山；機械学誌 **67**-543 (昭 39) **598**, 16) 竹内；金属材料 **4**-4 (昭 39), 30, 17) 上山ほか；Exp. Mech. **6**-4 (1966) 194, 18) 竹内ほか；溶接学誌 **37**-5 (昭 43) 501, 19) 竹内，機械学誌 **73**-621 (昭 45) 1434, 20) 石田，航空学誌 **10**-96 (昭 37) 8, 21) TM-7, 22) 野原ほか；航空学・年会 (15 回) (昭 43), 23) TM-208, 24) TM-46, 25) 熊倉；プラスチック・マテリアル **13**-8 (昭 47) 75, 26) 熊倉；日科技連複合材料研究会 (昭48) 5 CM 研資 No 13, 27) 上山；航空学誌 **7**-69 (昭34) 273, 28) TR-141, 29) TR-195, 30) 上山ほか；材料研究連合講演会 (昭 44) 127, 31) 竹内ほか；機械学会全国大会講演会 No 141 (昭 43) 233, 32) 野原；機械学会 52 期学術講演会 No 740-10 (昭 49) 235, 33) 野原ほか；機械学会通常総会講演会 (昭 43) 101, 34) TM-139, 35) 上山，航空学誌 **6**-58 (昭 33) 309, 36) 上山；航空学誌 **9**-88 (昭 36) 141, 37) 上山；航空学誌 13-129 (昭 39) 341, 38) 上山；航空学誌 **19**-204 (昭 46) 8, 39) 上山；航空宇宙技術講演会論文集 (昭 47) 36, 40) 上山；Seminar on Reliability Approach in Structural Engineer (昭 49) 41, 41) 上山；航空学誌 **5**-38 (昭 32) 71, 42) 上山ほか；航空学誌 **14**-153 (昭 41) 363, 43) TR-325, 44) TM-136, 45) TM-126

2.2.5 空力弾性

空力弾性の研究は実験設備の建設，整備に始まり，初期には実験的研究が主であったが，最近ではむしろ理論的研究が主となっている。以下では主要な研究あるいは業務について着手年代順に述べる。

(1) 遷音速フラッタ試験設備の建設，整備

昭和32年に遷音速フラッタ試験設備の建設に着手し，34年には一応の完成を見て通風を行った。これは遷音速域におけるフラッタ模型試験を行うことを主目的とした吹出間けつ風胴で測定部は 60 cm×60 cm である[1] (詳細は 3.2 参照)。運転開始時の衝撃波を避け，またフラッタが発生したとき模型を破壊から守るため，空気圧によって模型を高速度で測定部内に出入することができるようになっている。その他ストレン・ゲージ式六分

力天秤，片持模型用三分力天秤，シュリーレン装置，磁気記録機などを備えている。

完成後整備運転を行うと同時に，測定部の圧力分布，気流の一様性，風胴壁の干渉，圧力制御特性など風胴特性の検定試験を実施して実用に供し得る状態に整備した。また，昭和36年度には運転自動化のために圧力制御系統，計測系統，集合胴の改造を行うことによって，測定部の総圧とマッハ数の掃引が可能となり，総圧の設定範囲が拡大し，また設定精度と調圧精度が共に向上し，計測装置の自動化が完成された。その結果フラッタ試験の能率と精度が改善された。また37年には性能向上のために測定部の改修を行い，マッハ数1.3，1.4，1.5 の交換ノズルを製作した。その結果測定部マッハ数が従来 0.8～1.2 の範囲であったのが0.5～1.5となり，吹出式超音速風胴と併用すると亜音速域から超音速域まで連続したフラッタ試験が可能となった[2~4]。

49年には風胴運転時に発生する騒音による周辺の民家への影響を軽減するため消音塔の減音効果を増すための改修工事を行った。

（2） 遷超音速におけるフラッタ試験

主として遷音速フラッタ試験設備を使用し，また時には 1 m×1 m の吹出式超音速風胴を併用して多数のフラッタ試験を行った。これは(イ)簡単な形状をもつ航空機主翼あるいは尾翼模型を使用してパラメータ変化の影響を調べる trend study，(ロ)開発中のロケット安定翼のフラッタ試験に大別される。

(a) Trend study

主として開発中の航空機の翼に近似した形状を持つ一連の模型についてフラッタ試験を行って設計資料を提供することを目的としており，38年以降現在まで継続して行っている。主なシリーズとしては

（i） 後退角 45°，翼面アスペクト比 4.0，テーパ比 0.4，0.6，0.8，1.0 の翼のマッハ数 0.87～1.20 における試験[5~8]，

(ii) 翼面アスペクト比 1.0，テーパ比 0.63 の薄い平板翼の超音速フラッタ試験。マッハ数1.52～4.14でピストン理論および準定常 2 次理論による計算も行って比較した[9]，

(iii) 後退角 20°，翼面アスペクト比 4.0，テーパ比 0.4 の平板翼においてエンジン・ポッド型の集中質量の位置を翼弦方向および上下方向に変化させた。マッハ数 0.76～0.96[10~12]，

(iv) 前縁と後縁の後退角がそれぞれ 42.5° および 10°，翼面アスペクト比 1.34，テーパ比 0.34 の薄い平板翼の遷超音試験 (M＝0.76～2.0)[13]およびこれと同じ翼において翼端質量の前後位置の影響を調べた遷音速試験 (M＝0.8～1.2)[14]。

（v） 前縁および後縁の後退角がそれぞれ 42.5° および 10°，翼面アスペクト比 1.40，テーパ比 0.318，翼型 NACA 65 A 0004 および 8，翼根中心点を固定し翼端前縁付近に集中質量をもつ尾翼の試験 (M＝0.914～1.12) および同じ尾翼に後部胴体上下曲げと翼根中心まわりの回転の自由度を与え，集中質量の有無の影響を調べる試験，

(vi) 後退角 20°，翼面アスペクト比 4，テーパ比 0.4，翼型 NACA 65 A 0012，M＝0.76～0.98 の試験で，先に行った同一平面形の平板翼との比較（集中質量がある場合およびない場合）[15] などである。

このほか受託試験としてジェット中間練習機主翼(昭35)，中型輸送機主翼および尾翼(昭34)，超音速高等練習機主翼(昭43，47)，支援戦斗機主翼(昭48)等の相似模型によるフラッタ試験も行なった。

(b) ロケット安定翼のフラッタ試験

航技研開発のロケット HM-16[16]，NAL-16，NAL-16 H，NAL-25・31，NAL-16・TR，NAL-35・DT，宇宙開発推進本部開発のLS-B，SB-II，SC，LS-C，S-BIIA，S-CII 等多数で，いずれも遷超音速領域でフラッタを起こさないことを確認した。

（3） 操縦面のバズの研究

操縦面のバズは遷音速域で操縦面，中でも主として補助翼に発生する 1 自由度のフラッタであ

る。衝撃波の存在によって操縦面のヒンジ・モーメントの減衰項の係数が負になるわけであるが，それ以上の詳細な発生機構は明らかでなかった。これを明らかにするための実験的研究を昭和37年から40年にかけて行った。翼と操縦面からなる二次元模型を用い，バズ発生時の衝撃波の動き，流れの模様をシュリーレン法で観察し，これを高速度カメラで撮影した。これは特にバズが成長してリミット・サイクルになる以前の成長過程に重点を置いて調べた。また光学的観測の結果およびポテンシャル流理論との関連を調べるため操縦面が振動しているときのヒンジ・モーメントを減衰振動法によって測定した。これらの測定およびバスに対する無次元振動数とレイノルズ数の影響を調べることによって，衝撃波背後のはく離した流れがバズの発生に寄与していることを明らかにした。これらの実験的事実を基礎として亜音速域において衝撃波が存在するときの振動翼の圧力分布を予知する半経験的な方法とバズ発生の機構の一つの可能なモデルを提案した[17~20]。また開発中の中型輸送機の補助翼に対し，二次元模型による振動ヒンジ・モーメントの測定を行ってバズ・ダンパー設計のための資料を提供した。

バズの研究と平行して遷音速においてピッチング振動する二次元翼の揚力とモーメントの測定を行い，この領域における振動空気力のデータを提供するとともに現象に対する理解を深めた[21]。低超音速においてポテンシャル流理論によって予言されている1自由度フラッタが起こることも確認した。

（4） 失速フラッタに関する研究

失速フラッタは流れがはく離することによって生ずる非線形の負減衰力が原因となって起こる1自由度フラッタで，ヘリコプタ・ローター，プロペラ，軸流圧縮機のブレードなどに発生する。このフラッタにおいて本質的な役割を演ずる，はく離のあるときの非定常空気力に関する理論的および実験的研究を昭和41年から44年にかけて行った。

理論面においては大迎角で振動する翼に働く空気力を記述する半実験式を提案し，過去に行われた測定結果を定性的に説明することができた[22]。

いっぽう実験面においてはまず大迎角で振動している翼のまわりの流れ場を熱線法によって可視化し，それを高速度カメラで記録して，特に翼に作用する非定常空気力と密接な関係にある翼面上のはく離域の振舞を解析した[23]。またこの実験に採用したNACA 0012翼型の低レイノルズ数における失速特性を調べるため，翼面上の定常圧力分布の測定および，気流子あるいは油膜模様法による翼表面上の流れの観察を行った[24]。次に振動する翼の翼面上の幾つかの点における圧力変動を測定し，先に行った流れ場の観察によって明らかになった翼面上のはく離域の振舞と圧力変動とが密接に対応していることを示した[25]。さらに迎角を急激に増加させた場合に起こる失速の遅れ現象において重要な役割を果たしているはく離泡（失速以前に翼面上に形成される局所的にはく離した領域）の振舞を明らかにし，動的失速の遅れ現象の機構を解明するための一つの手がかりを与えた[26]。

（5） フラッタ解析法の研究

フラッタの解析は一般に膨大な労力を必要とするため従来はいかに少ない労力でこれを行うかに重点が置かれ，したがってレーリー・リッツ型の解析法を用いてほとんどの場合2自由度の計算ですませることが多かった。しかし電子計算機の普及によって労力の面の制限は大いに緩和され，精度の面に重点を置き得る情況になった。そこで42年から43年にかけて，レーリー・リッツ型の解析法にとらわれず従来提案されたかもしくは考え得る種々の方法につき再検討を行った[27]。すなわち曲げと捩りを許された片持翼について，微分方程式，積分方程式，エネルギーの原理の3種類の基礎方程式が互に等価であることを示し，これらから導かれる種々の近似解法，レーリー・リッツ法，変形レーリー・リッツ法，ガラーキン法，離散質量法，内挿マトリックス法の関係を明らかに

した。さらに集中質量を有する一様断面翼を例にとって，これらの方法の精度や収束性を数値的に比較検討した。その結果レーリー・リッツ法などのエネルギーの原理に基づく方法は集中質量のない場合には少い自由度で極めてよい精度を与えるが，集中質量のある場合にはこの特徴がやや失われるのに反し，離散質量法は集中質量の有無によってあまり左右されないことがわかった。またフラッタ解析に必要な複素非対称マトリックスの固有値の計算法，テオドルセン関数の近似式を提案した。

また43年から44年にかけて有限要素法の手法を取入れ，主翼に吊下げられたエンジンのパイロンの撓み性，剛体として胴体が動く影響を考慮したフラッタ計算法を開発し，パイロンの撓み性がフラッタ速度に大きい影響を及ぼすことを明らかにした。この計算法を用いて計画中の輸送機主翼のフラッタ計算を種々の場合について行ったほか，後に開発された超音速機主翼のフラッタ計算にも役立てた。

精度のよいフラッタ計算を行うためには空気力も従来のようにストリップ理論ではなく，非定常揚力面理論から求める必要がある。これは一般に特異核をもつ2変数の積分方程式を数値的に解くことになり，やはり膨大な計算量を必要とする。これまで提案されているいくつかの方法を検討し，この中 NASA で開発された方法を用い種々の場合の計算を行ってこの方法に対する経験を得た。

フラッタ解析は航空機開発におけるデザイン・サイクルの中の一つの重要な過程であるので，その研究をより多くの力を集めて行うため，またその成果をよりよく各方面に浸透させる目的で49年空力弾性研究会を発足させた。これは航技研が中心となり主要な航空機会社のほか少数の大学，研究所が参加しており，完備したフラッタ解析法を共同で開発することを当面の目標としている。

（6） 超音速パネル・フラッタの研究

通常のフラッタが航空機の主翼や尾翼あるいは航空機全体の不安定振動として発生するのに対して，パネル・フラッタは航空機やロケットの外板の局部振動として発生し，通常超音速域のみで起こるのが特徴で，疲労破壊の原因となる。44年から48年にかけてこの問題を取り上げ，これは次の三つの研究に大別される。

(a) 平板，円筒殻，曲面板の固有振動特性におよぼす面内境界条件の影響[28]。

これは主として曲面板のパネル・フラッタの研究の準備段階として行った。ライスナーの薄肉の浅い殻の方程式に基礎をおき，ガラーキン法によって近似的に解くことによって一方向のみに曲率をもつ曲面板の固有振動特性を調べた。種々の縦横比，種々の曲率半径に対して解析した結果，面内界境条件は固有振動数に大きい影響をもつことが明らかになった。また同様な方法によって平板の非線形振動および円筒殻の振動の解析を行うことができることを示した。

(b) 振動する円筒殻に作用する超音速空気力の研究[29]

円筒殻のパネル・フラッタの解析には従来ピストン理論もしくは二次元の準定常理論による空気力を使用するのが常であった。これは専らこれらの理論が簡単であることと，振動する円筒殻のために作られた空気力学理論がなかったためである。そこで線形化された三次元超音速非定常流れの基礎方程式から出発して出来得る限り精密な空気力学理論を展開した。その結果二次元準定常理論による一般力学は新しい理論との間に大きな差があり，円筒殻のパネル・フラッタ解析には明らかに不適であることが示された。

(c) 曲面板の振動とパネル・フラッタの研究[30,31]

航空機の外板のほとんどは曲率半径の大きい曲面板からなっており，パネル・フラッタの検討においても平板あるいは円筒殻のような理想化された形態についての検討だけでは十分でないことは明らかである。そこで先に展開した曲面板の固有振動特性の研究の手法を用いて振動特性を一層詳

しく調べるとともに，この手法を拡張して流れに垂直な方向にのみ曲率を持つ浅い曲面板のパネル・フラッタ限界を解析して，これにおよぼす面内境界条件と，パネルの形状の影響について調べ，パネルフラッタ防止のために望ましい条件を明らかにした。

（7） T型尾翼フラッタの研究

T型尾翼における垂直尾翼の曲げ捩りフラッタ速度が図(2.2.15)に示すように水平尾翼の迎角が増すとともに減少することを知ったのは38年頃，国産飛行艇のフラッタ試験においてであった。この現象が英国では既に経験済で，Handley Page "Victor" の試験飛行中の事故の原因をなしており，水平尾翼の上反角効果に基づくといわれていることを知ったのは後のことである。その後43年にこれを確認するため簡単なT型尾翼のモデルを用い，上反角効果に相当する空気力は安定微係数の形で加えて計算を行い，実験で見られたものと同じ傾向の計算結果が得られた[32]。

T型尾翼のフラッタ速度をより正確に計算するには上反角効果に相当する空気力，すなわち水平尾翼が迎角をもって偏揺れ振動するときに生ずる逆対称な揚力分布を知る必要があるが，このような振動翼理論はもちろんのこと実験データも従来皆無といってよい。44年からまず実験的にこの空気力を測定することから始めた[33]。すなわち矩形翼，後退翼，上反角をもつ矩形翼の3種の水平尾翼を風胴内で偏揺れ振動させ，垂直尾翼があるときおよびないときの，水平尾翼の横揺れモーメントを測定した。測定結果の中で注目すべき事実は，従来上反角効果を持たないと思われていた矩形翼においても迎角のあるときかなり大きい上反角効果が存在するということである。

実験と平行して理論的研究も進めた[34~37]。水平尾翼とともに回転振動する座標系を用いて境界条件を考察することにより，問題にしている逆対称揚力は二次の微小量であることがわかった。そこで非線形の基礎方程式から出発し，摂動法によって二次のオーダまで取った揚力面理論を展開した。渦理論によって諸項の物理的意味を明らかにすると共に，二次のオーダの対称揚力の中の大きい部分が一次のオーダの対称揚力の渦分布によって定まることを見出した。またより実際的な理論として圧力差を未知関数とする理論を展開した。圧縮流れの場合には体積積分を含む式となるので，揚力面理論の積分方程式としては非圧縮流れの場合のみを導出した。二次のオーダの積分方程式は一次のオーダの揚力分布による誘導速度を含むので甚だ複雑となる。このような積分方程式を数値的に解くことにより先に行った実験結果とよく一致する結果を得た。

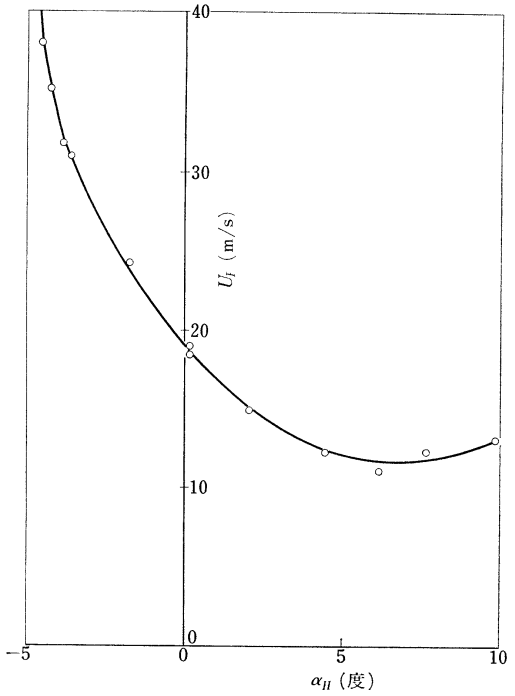


図 2.2.15 T型尾翼フラッタ速度の実験例

さらに49年にはこの理論をフラッタ解析に応用するため，T型尾翼のフラッタ実験を行い，実験と比較する計算を進めている。

（8） 遷音速非定常翼理論の研究

遷音速域でのフラッタ速度を理論的に求めるため，この領域での非定常翼理論を確立することは重要な課題であるが，流れの非線形性が強いため

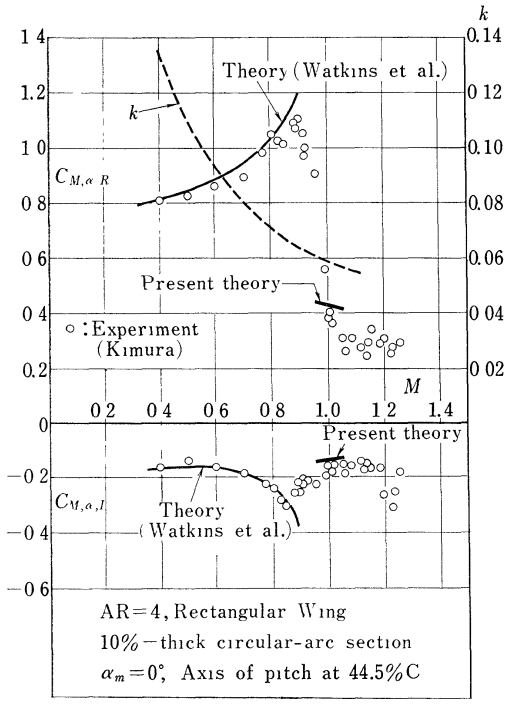


図 2.2.16 近似理論による結果の一例

未解決の問題として残されている。マッハ数が1に近く，無次元振動数が大きいという仮定の下に線形化した理論では効力が期待できない。そこで昭和47年から無次元振動数が大きいという仮定を取除いた非線形近似理論を発展させた[38]。その基本的な考え方は翼の振動に基づく速度ポテンシャルの非定常成分を，非線形で既知の定常成分からの摂動と考えて得られる線形変数係数の偏微分方程式を基礎として，それを Spreiter-Alksne の局所線形化法と類似の考え方を用いて近似的に解くことである。この場合，既知の定常成分は non-lifting で，実験結果などを用いることにする。まず二次元円弧翼に対する理論を導き，無次元振動数の大きくない範囲で翼厚の効果が著しいことなどを示した。つぎにこれを三次元の場合に拡張し，円弧翼型を持った矩形翼について定常および非定常の空気力を計算して線形理論あるいは実験値と比較した結果，アスペクト比の比較的小さい翼においても，無次元振動数が大きくない範囲で翼厚の影響が大きいことなどが明らかになった。また過去に得られた多くの実験値と本理論による計算値はよく一致した。一例としてピッチング振動する矩形翼のピッチング・モーメント係数の比較を図2.2.16に示す。

さらに49年から亜音速側でマッハ数のより広い範囲に適用できる理論の展開を進めている。

文　献

1) TR-5, 2) TM-16, 3) TM-26, 4) TR-61, 5) 6) TR-98, 7) 中井ほか；航空学誌，**14**-145 (昭 41) 40, 8) Nakai, Proc. 14th JNCAM (1965) 228, 9) TR-125T, 10) TR-226, 11) 中井ほか；航空学誌，**18**-194 (昭 45) 93, 12) 中井ほか；航空学誌，**18**-200 (昭 45) 333, 13) TR-288, 14) TR-314, 15) TR-361, 16) TM-15, 17) TR-72, 18) Nakamura ほか；J. Aircraft, **3**-5 (1966) 405, 19) Nakamura, J. Aircraft, 5-2 (1968) 118, 20) TR-155, 21) TR-56, 22) TR-122, 23) TR-148, 24) TR-175, 25) TR-181, 26) Isogai, MIT ASRL TR 130-2 (1970), 27) TM-151, 28) Matsuzaki, Int. J. Solids Struct., **7**-11 (1971) 1555, 29) Matsuzaki ほか；AIAA J., **9**-12 (1971) 2358, 30) Matsuzaki; AIAA J., 11-6 (1973) 771, 31) TR-315T, 32) 鷲津ほか，航空学誌，**18**-200 (昭45), 327, 33) TR-324, 34) Ichikawa ほか，Trans. Japan Soc. Aeron. Space Sci., **16**-33 (1973) 173, 35) Ichikawa ほか；Trans. Japan Soc. Aeron. Space Sci., **16**-34 (1973) 209, 36) Isogai ほか，AIAA J., **11**-5 (1973) 599, 37) Isogai, AIAA J., **12**-1 (1974) 28, 38) TR-368T

2.2.6 高　温　強　度

空力加熱を受ける超音速機体の構造強度の設計に資するため，次の各部門にわたって研究を行った。

(1)　熱弾性問題と熱弾性試験法

空力加熱を受ける構造強度上の諸問題を研究するためには，まず構成部材の高温における材料諸特性を明らかにする研究が必要であると同時に，機体が空力加熱を受ける時の非定常な温度場における熱応力，たわみ，挫屈，剛性低下および振動形態[1]などの熱弾性問題を研究することが必要である。このため熱弾性問題研究を目的として空力加熱を地上で再現する熱弾性試験装置を設計・試作した[2]。装置は加熱と同時に荷重を加えうるよ

う設計され，荷重と熱負荷を与えた状態で機体各部の温度，ひずみ，変位を計測できるようになっている。(仕様は3.2(11) 参照) 熱弾性装置を用いて試験を行うには赤外線ランプによる輻射加熱下での温度・熱量の測定が必須であり (2.2.6(2) 参照)，また加熱によって機体内に発生する熱応力を求めるためには高温ひずみ測定技術も確立する必要がある(2.2.6 (3) 参照)。さらに供試体の形状，空力加熱の状態などに応じたランプ群の配列方式，配線方式や加熱の状態に則したランプの冷却法の採用など数多くの実験上の経験の積重ねが必要であった。

(2) 温度・熱量の測定法，機体内の温度分布の算出および断熱材の熱特性

熱弾性装置による実験での温度と熱量の制御と計測を正確に行う目的で研究は始められた。まず，輻射加熱を受ける金属表面での温度測定の検討が行われ，熱電対の取付法とその測定誤差について知見を得た[3]。ほぼ時を同じくして小型で簡便な輻射熱量計の製作を目的として，その試作と較正を行い，これを実用化した[4]。また，これらの研究の応用としてロケット用断熱材の断熱特性を求める実験[5] および金属表面に断熱材がコーティングされたままの状態でその特性を求める方法を考えた[6]。さらに，コーティング断熱材のアナログシミュレーション，輻射加熱による強化プラスチックの熱的物性値の新らしい測定法の一つを確立した[7,8]。一方，ロケットノズル用超高温耐熱材料に関しても研究が進められた[9~11]。また，ロケットを全プラスチック化する研究の一環としてFRPノーズコーンの熱特性が実験的に求められ[12]，同時に全プラスチックロケットNAL-7Pの強度と燃焼試験が行われた[13]。さらに，ロケット機体が空力加熱を受ける場合の温度変化[14] (図2.2.17) および空力加熱による薄肉機体外板の温度上昇が解析された。

(3) ひずみゲージによる高温ひずみ測定

熱ひずみの測定法は数多くあるが，機体への適用を考慮してひずみゲージを用いる方法を選定し

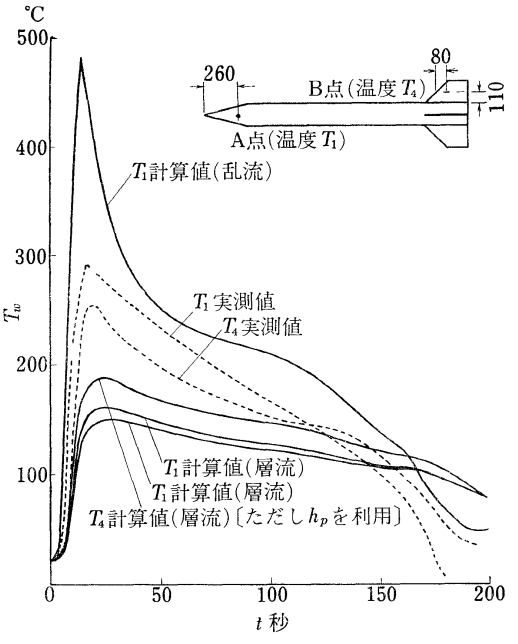


図 2.2.17 ノーズ・コーンおよび翼の温度上昇

た。まず，ひずみゲージの高温における測定値が常温における測定値とは著るしく異なることから，高温ひずみ測定値の解析を行い[15]，同時に国産高温ひずみゲージの評価試験を行ってその高温特性を明らかにし[16]，高温ひずみゲージの具備すべき条件と測定上留意すべき点を明らかにした[17]。さらに，測定精度を向上させるために解決せねばならぬ問題点を指摘し[18]，これらを全面的に解決する方法の一つとしてシム付ゲージ法を考案した[19,20]。この方法を用いて内面加熱を受ける中空円筒の熱ひずみ測定を行い[21]，本方法の有用性と先に挙げた問題点を解決することが高温ひずみ測定上必須であることを立証した[22]。さらにロケットなどで推薬，燃料などが既に充塡されている状態での高温ひずみ測定法として，常温硬化型接着剤を用いてゲージを接着して温度変動下のひずみ測定を行う方法についても検討した[23]。また，全プラスチックロケットの強度試験を行うため，プラスチックなどの熱の不良導体に接着されたゲージの挙動を解析し，その測定法を確立し

た[24]。高温ひずみ測定技術の応用として，JCR型ロケット二次噴射制御装置地上燃焼試験に参加し，ロケットノズル外壁の温度とひずみの測定を行った。また，この目的のためにいわゆる3枚組ゲージの測定精度を検討する評価試験を行い，温度特性の均一性を増すことにより所要の目的を達しうることを見出した[25]。

(4) 高温クリープ

航空機，ロケットなどの構造材料として用いられる2024-T3アルミ合金，チタンなどのクリープデータの集積を目的として引張りおよび捩りクリープの実験を行った。その後，人工衛星に使用する目的でベリリウム鋼について一連の試験を行い，その強度とクリープ特性とを求めた。

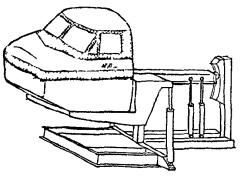
(5) 熱　疲　労

熱疲労の研究の第一歩として疲労のメカニズムの解明を目的とし，疲労き裂の進展について研究した[26]。その後，航空機の主要な疲労挙動として低サイクル疲労に着目し[27]，アルミ合金，軟鋼の低サイクル疲労試験を行い[28]，さらに薄肉パイプの捩りによる疲労試験を行い[29]，疲労き裂の進展および低サイクル疲労に関して貴重な知見を得た。

文　献

1) TR-31, 2) 竹中; 航空学誌, **12**-121 (昭39) 37, 3) 竹中ほか; 機学講論, 122 (昭39) 91, 4) TR-41, 5) TM-12, 6) 竹中ほか; 航空学誌, **13**-135 (昭40) 108, 7) TR-150, 8) 竹中ほか; 強化プラスチック, **14**-4, 5 (昭43) 191, 9) TR-145, 10) TM-165, 11) 古田ほか; 航空学誌, **17**-182 (昭44) 126, 12) TR-185, 13) TM-122, 14) 竹中ほか; 航空学誌, **15**-159 (昭42) 136, 15) TR-6, 16) TM-62, 7) 竹中ほか; 機械学誌, **68**-562 (昭40) 1573, 18) 江川; 溶接学誌, **40**-3 (昭46) 20, 19) 江川; Proc. 26th Annual ISA Conf., **71**-619 (1971) 619, 20) 江川, 非破壊検査, **21**-12 (昭47) 740, 21) 竹中ほか, 非破壊検査, **19**-10 (昭45) 509, 22) 江川; 機械の研究, **26**-3 (昭49) 399, 23) 江川; 機学講論, **740**-11 (昭49) 79, 24) 竹中ほか, 非破壊検査, **17**-9 (昭43) 373, 25) 江川; 機学講論, 第50期 (昭47) 149, 26) TR-28, 27) 竹中; 機械学論, **26**-161 (昭35) 102, 28) 竹中ほか; 機学講論, 第43期 (昭40) 29) 竹中ほか; 構造軽量化シンポ講論, 8回 (昭42) 45

2.3 計 測 制 御



当所における計測制御に関する分野の研究は当然のことながら，航空技術および宇宙技術に関連のある研究課題について進められてきた。この分野の研究は，その組織の発足が他分野に比べて遅れ，計測工務部が昭和34年に発足した。研究設備の整備も主要設備の汎用飛行シミュレータが昭和38年に完成し，この頃より本格的な研究活動に入った。初期は航空技術に関連のある研究を進めたが，40年頃より宇宙技術に関連する研究をもあわせ進めた。また計画研究を目標にした新型航空機研究グループおよび宇宙研究グループの発足にともない，システム的な研究はこの組織に引きつがれ，基礎的，共通的な研究は計測部で行われている。

計測制御の研究は自動制御，計測，情報処理，機器，人間工学，シミュレーション技術および数値計算法の分野で研究が進められてきた。

自動制御の研究では，航空機の自動飛行制御方式，自動着陸に関する研究，ロケットおよび人工衛星の姿勢制御の研究などが進められたが，このうち自動着陸方式および装置の試作研究に重点をおき進めてきた。

計測の研究では，初期は航空機に関連のあるテレメータ，気流方向検出器など各種検出器の研究が進められたが41年以降はロケット搭載用地磁気型姿勢計，アンテナの研究，軌道推定の研究など主として宇宙計測の研究が進められた。

情報処理の研究では，飛しょう体などの計測制御に関連した高速データ処理方式の研究，宇宙開発推進本部と協力して人工衛星追跡データ処理方式の研究，計算機の利用技術としての図形処理の基礎研究を進めた。

機器の研究では機器の環境試験法の研究に着手し，40年以降は宇宙関係の研究すなわち積分ジャイロ，加速度計など誘導制御用センサの高積度化の研究に重点をおいて進め，最近はこれらの成果を総合化して慣性航法装置の試作研究を進めている。

人間工学の研究では航空機の操縦に関する人間工学的研究を進めているが，パイロットの手動制御特性のモデル化の研究といったマン・マシンの基礎的研究と応用研究として，ジェット輸送機運航の安全性向上の研究を行いつつある。

シミュレーション技術に関する研究は航空機またはロケットの飛行運動を計算機のみまたは模擬操縦席装置，模擬視界装置およびフライト・テーブルを併用し模擬する技術を研究することで，初期は汎用飛行シミュレータ設備建設のための調査研究が主体であった。じ後 YS-11，STOL 飛行艇，中型ジェット輸送機の受託研究に関連して，シミュレーション技術の向上と確立を図った。また，ロケットの誘導制御のシミュレーションに関連し，当所大型計算機とシミュレータを結合し，ハイブリッド・シミュレーションを試み成功した。

数値計算法の研究については，航空宇宙技術の理論的研究における計算機利用分野で生起する数値計算法の研究課題，すなわち主として偏微分方程式，微分方程式，連立一次方程式の数値計算法，非線形双曲型方程式の解，圧縮性流れの数値計算法等の研究を進めた。研究の主要設備である電子計算機も初期は Dataron 205 中型計算機であったが42年からこの数百倍の能力のある HITAC 5020 大型計算機，また50年２月からはこれの約10倍の

能力の FACOM 230–75 と飛躍的に能力が増え，これに対応して研究内容も変りつつある。

以下これらの研究分野での研究状況について述べる。

2.3.1 自 動 制 御

自動制御は，航空の分野においても，宇宙技術の分野においても，年々，益々重要なものになってきている。当所における自動制御に関する研究は，昭和38年に汎用飛行シミュレータが完成した時点より，本格的に始まったといってよい。その後，V/STOL 機の研究，ロケット，人工衛星の研究が重点的に取り上げられるとともに，その分野での活動が活発になってきた。初期には，シミュレーションによる自動制御，誘導方式の研究に重点が置かれてきたが，シミュレーション研究が発展するとともに，ハードウェアの研究も行われ始めた。また，昭和40年前後より制御理論の研究および応用研究が時代の流れを反映して盛んになってきている。41年に相ついで生じたジェット輸送機の事故を契機として自動着陸の研究が特別研究として取り上げられた点も見逃すことはできない。42年，新型航空機部が新設されるとともに，システムとしての V/STOL 機の制御の研究が行われるようになった。また，ロケット，人工衛星の誘導制御に関するシステム的研究は，44年に宇宙グループの新設とともに引つづき行われるようになった。

本項では，主として当所で行われてきた航空機，ロケットおよび人工衛星の自動制御に関する研究について述べる。

（1） 航空機の自動飛行制御に関する研究

近年，世界各国において研究開発が盛んに行われている V/STOL 機は，一般に普通の航空機に比べて安定操縦性が悪く，適当な自動飛行制御装置を搭載することが不可欠である。

このような自動飛行制御方式に関する研究として，シミュレーションによる V/STOL 機の制御に関する研究，航技研フライング・テスト・ベッド (FTB) の自動安定装置に関する研究，および航空機の自動化を含む自動飛行制御および最新の航空電子装置の調査研究を行ってきている。

（a） シミュレーションによる V/STOL 機の制御に関する研究

（i） STOL 機の自動安定装置に関する研究

STOL 機の縦の飛行性を改善するための自動安定装置の理論解析およびシミュレーション解析を行い，STOL 機の縦の飛行性の問題点を明らかにしたほか，広い飛行領域にわたって有効かつ実現可能なプログラム適応系，トルクバランス型適応系による自動安定装置を提案した[1]。

（ii） VTOL 機の自動安定装置に関する研究

VTOL 機のホバリング状態を物理的に模擬する動的模擬模型を製作し実験した結果，安定操縦性が優れ，かつコントロール・パワー最小の非線型制御システムを得た。しかし，この制御はやや複雑な系のため，VTOL 機用には現時点では適さず，人工衛星の姿勢制御技術の応用に引きつがれている[2,3]。

(iii) 適応制御系に関する研究

V/STOL 機は速度の変化とともに安定操縦性が大幅に変化するが，安定操縦性が常に一定であることが理想である。このような制御を行う制御系として適応系がある。

モデル規範型適応系についてシミュレーション解析を行い，STOL 機の制御に応用してみた。解析結果は適応性は優れているが，回路がやや複雑で，アナログ回路による現時点の自動安定装置の技術では実現が困難である。そこで，適応系ではないが適応性のあるモデル規範型制御系とリアプノフ法によるモデル規範型適応系を組み合せることによって回路を簡単化し，満足な性能のものを得ることができた[4]。

（b） FTB の自動安定装置に関する研究

本研究は，FTB を試作するまでの先行研究として行われたものである。その後の研究は 2.6 節を参照されたい。

（i） 可動アイアンバードによる研究

一軸の可動アイアンバードを製作し，パイロッ

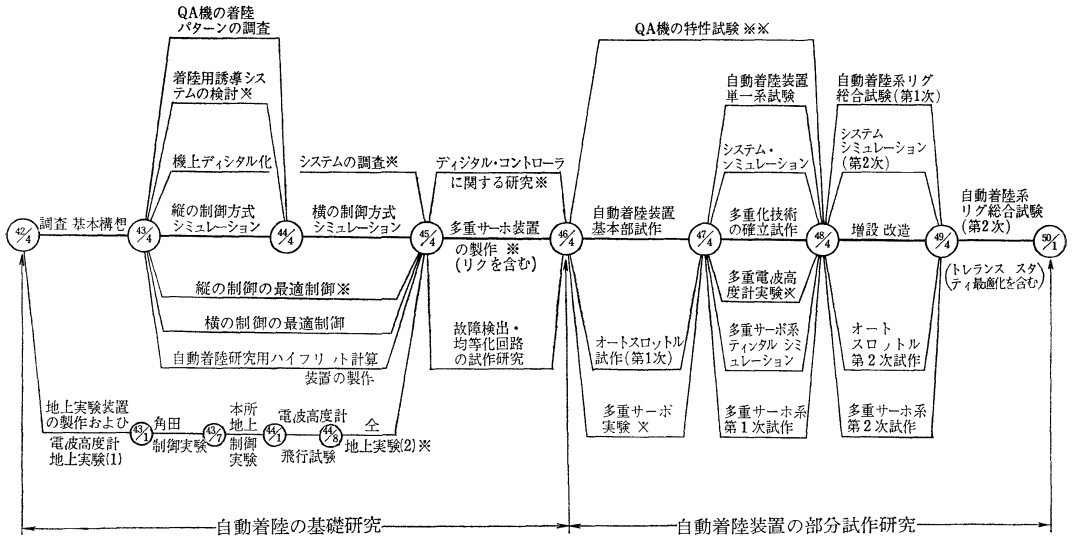


図 2.3.1 自動着陸に関する研究 PERT

トによる操縦上の問題点，自動安定装置のシミュレータ実験が行われ，FTB の設計上の資料を得た[5~7]。

（ii） 航技研 FTB の自動安定装置のシミュレーション研究

FTB に適した自動安定装置のシステムを求めるため，シミュレーションにより，高度制御システム，姿勢制御システム，運用上の問題点等の検討が行われ，設計上の基礎資料を得た[8~10]。

（c） 航空機の自動化および電子技術に関する調査研究

航空機の自動飛行制御方式の調査[11]，航空機の自動化の動向調査および検討[12,13]，衝突防止装置およびエリア・ナビゲーション等に関する調査研究を行った[33]。

その他，将来のデジタル制御化の動向を考えて，ピストン・アダー形のデジタル・サーボ機構の研究を行ってきている。

（2） 航空機の自動着陸に関する研究

通常，航空機は高度 200 ft 以下では，パイロット操縦による有視界飛行で着陸が行われている。着陸時の事故は全民間輸送機の事故の40%，全損事故に至っては約70%を占めており，着陸時の安全性の改善が極めて重要である。

本研究は昭和41年にわが国で発生した大型機の着陸連続事故を契機として，特別研究に採り上げられたものである[14,15]。研究は，自動着陸技術の開発を目標とし，自動着陸方式の研究，自動着陸装置の高信頼化技術の研究，自動着陸装置の部分試作研究と進めてきた。研究の全貌を図 2.3.1 に PERT 図として示す。

（a） 自動着陸方式に関する研究

（i） 自動着陸の縦および横の制御方式について，シミュレーション研究および最適制御理論による検討を行い，自動着陸方式および設計法を確立した[16]。

（ii） 飛行試験による着陸パターンの調査を行い，自動着陸の制御則を見い出し，自動着陸装置の試作に応用した。

(iii) 自動着陸を含む制御のデジタル化の動向調査とデジタル・コントローラの実験研究を行い，これらに関する基礎設計資料を得た[17]。

（iv） 各種の電波誘導システムの基本性能を検討し，自動着陸に最適なシステムおよび新しい概念の多重化システムを考案した[18]。

（v） 自動着陸における主要センサである電波

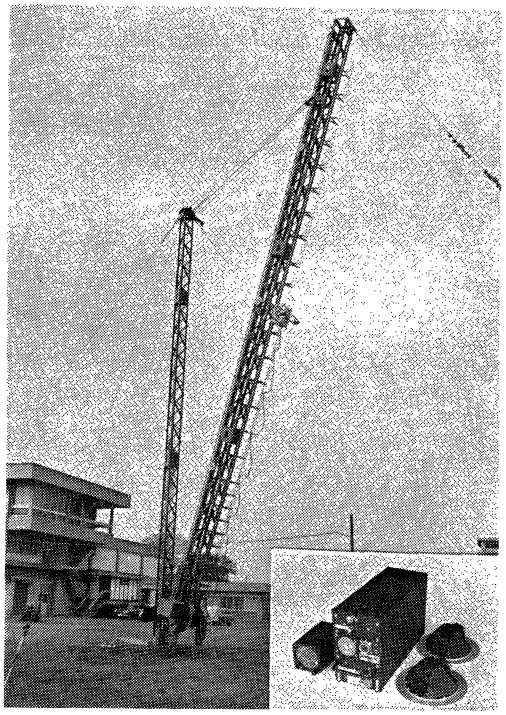


図 2.3.2 電波高度計と自動着陸地上実験装置

高度計について，FM，パルスの2方式の地上および飛行試験を行い，性能比較および運用上の資料を得た[19]。

さらに，電波高度計を含む自動引起し制御実験（図2.3.2参照）を行い，問題点を明らかにした。問題点は電波高度計のノイズで，加速度計を併用することによってノイズの軽減ができることを確かめ，自動着陸装置の試作にあたり，これを採用して好成績をおさめることができた。なお，制御実験としては，実物のリフトエンジンを含む実験も行い，V/STOL 機の制御上の問題点，設計資料を得た。

（b） 高信頼化技術に関する研究

（i） 多重サーボ系を中心とした多重オートパイロットを試作し，実機の操縦系統と同じテストリグに装着し，多重サーボ系の基本特性に関する実験を行い，多重サーボ系に関する設計資料を得た[20,21]。

（ii） 多重系の基本電子回路として，中間値回路，平均値回路，均等化回路，故障検出回路を試作実験し，改良を加え，自動着陸装置の試作に採用した。

（iii） 多重サーボ系のシミュレーション研究を行い，多重サーボ系の解析法および設計法を確立した。

（iv） 電波高度計を多重系として用いる際の問題点を明らかにするために，2重系および3重系の電波高度計の実験を行い，問題点，性能，実機搭載の方法についての資料を得た。

（c） 自動着陸装置の部分試作研究

従来までに行ってきた研究成果をもとにして，自動着陸の CAT–III の技術を確立するために，自動着陸の縦の制御の部分試作を行った。基本システムのブロック図を図 2.3.3 に，全構成を図 2.3.4 に示す。

本試作研究によって得られた成果の主要点は，

（i） 基本的オートパイロットを含む縦の自動着陸システムは CAT–III（三重系構成）のものが実用可能のものとしてまとまった。

（ii） 特に，自動着陸の全体システムの基本となる信頼性技術については，多重サーボ系，多重化電子回路ともに完成をみた。

(iii) オートスロットル・システム（1重系）として実用に供することのできるものがまとまっ

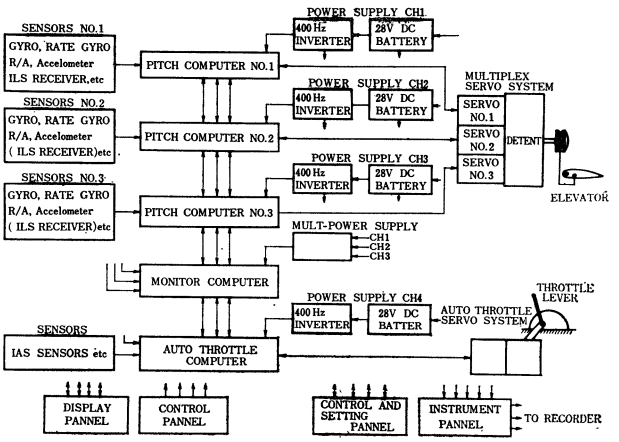


図 2.3.3 試作自動着陸装置の構成図

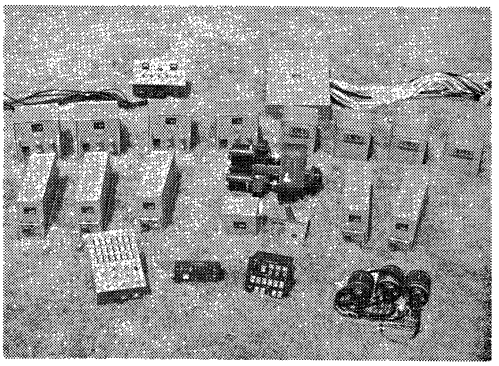


図 2.3.4 試作自動着陸装置の構成

た。

（iv） 新しいソフト・ランド技術として，可変時定数方式を考案して採用し，有効であることを確かめた。

（v） その他，本試作研究において，実験機による飛行試験を行い，空力微係数および地面効果について調べ，その結果を設計時および地上試験時にも用い，十分な評価試験を行うことができた[34]。自動着陸装置の地上リグ試験の模様を図2.3.5に示す。

（3） ロケットおよび人工衛星の誘導制御に関する研究

本研究については，その大部分が2.7節で書かれているので，本項では項目だけあげるにとどめ，当該項を参照されたい。

（a） ロケットの誘導制御に関する研究

（i） ロケットの誘導法に関する研究（2.7.3

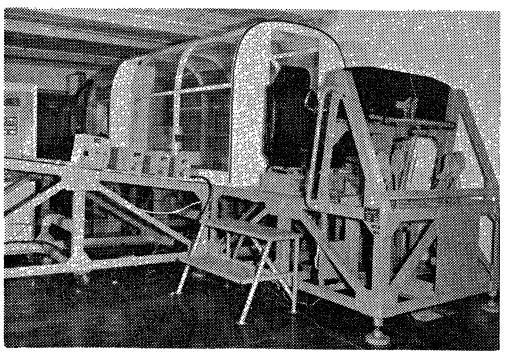


図 2.3.5 自動着陸地上実験用テストリグ

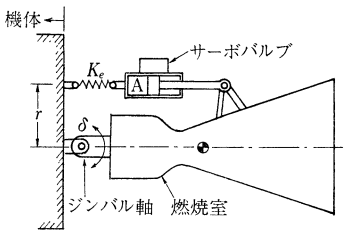


図 2.3.6 ジンバル・エンジン

(1) 参照）

（ii） ロケットの姿勢制御用油圧サーボ装置の研究（2.7.3 (2) 項参照）

液体ロケットの姿勢制御は，主として図 2.3.6 のようなジンバルエンジンより行われる。

ここで問題になる点はエンジンおよびその支持機構の剛性が弱いことから来るエンジン振れ角の共振と，油圧サーボ装置の非線型流量特性から生ずる応答特性の劣化である。前者の防止方法として圧力帰還（PF）と動圧帰還（DPF）補償法が考案されているが，その技術的研究はなかった。本研究ではこれらの補償法に制御理論的解析を加えて，設計に必要な諸定数の決定法を与えた。さらに PF，DPF 補償法の欠陥である静的外乱力によるエンジン振れ角の誤差を解消し得る改良形動圧帰還（IDPF）補償法を考案し，その設計法を確立した。この結果に基づいて実際に油圧補償回路を設計試作し，共振負荷の高精度の位置制御実験を行って理論を実証した[22~24]。

後者の問題について，バルブ流量特性を考慮した油圧サーボ系の数学的モデルを提案し，それによりジンバルエンジンのような大きな慣性負荷を有する系の位置制御の計算機によるシミュレーションを行った。一方，このような慣性負荷をもつ油圧サーボ実験装置を製作して実験を行い，シミュレーション結果と比較することにより数学モデルの正しさを実証し，バルブの非線型流量特性の制御性への影響を明らかにした[25]。

(iii) ロケットの姿勢制御に関する研究（2.7.3 (2) 参照）

（b） 人工衛星の姿勢制御に関する研究（2.7.6

(2) 参照)

(4) 制御理論およびその応用に関する研究

最適制御理論の発達にともない，制御システムの設計理論およびその応用に関する研究が行われてきている。

(a) 線形最適レギュレータに関する研究

線形最適レギュレータ理論は，古典的手法にくらべて，より合理的，組織的な設計法であるといえるが，評価関数の重みマトリックスの選択に問題がある。

この問題に対して，制御時間に制限のある場合について，時間変化の最適重み選択法を開発した[26]。これは，自動着陸のような，ある種の終端制御に極めて有効である。さらに，より広い応用範囲をもつ，制御時間無限の場合について，最適重み選択法およびそのプログラムを開発した[27~29]。このようにして得られる最適線形系は常に状態量フィードバック系となる。そのような系の実現は状態量を完全に知ることができないという意味で困難である。そのため，Luenberger の観測器の研究に着手し，一ケの任意のパラメータ（安定度と推定誤差）を除いて，観測器の一意的設計法を開発した[30]。

(b) 遅れを伴う系の最適制御理論に関する研究

宇宙飛行体を遠隔制御するためには，遅れを伴う制御系に関する研究が必要となる。そのもっとも基本的な問題である最適解の存在と一意性について，従来の研究も含めた一般化した定理を得た[31]。この最適解の解法として，有次元の非線形計画法による理論の確立をはかりつつある。

その他，確率的手法からフィードバックを決定する問題の調査研究を進めている。

(c) 航空機の制御への応用

レギュレータ問題，トラッキング問題，モデル追従問題など，線形最適制御理論による自動飛行制御システムの設計法等を調査し，制御目標値とともにモデルの動特性を評価関数に含める設計法について検討した。さらに，モデルを含むトラッキング問題の定式化を行い，これを VTOL 機の自動着陸システムの設計に応用した[32]。

最適制御理論による自動着陸システムの設計法として，評価関数に望ましい着陸経路との差を最小にとる方式について検討を行った。検討は，固定利得，可変利得，繰返し利得の3種の系についてシミュレーションによる検討を行い，繰返し利得系が外乱に対して適応性があり，将来のシステムとして有望であることがわかった[16]。

文　献

1) TR-170, 2) TR-121, 3) TR-142, 4) 堀川ほか；アナログ技研会資料，**12**-8 (昭 44) 13 5) TM-71, 6) TM-118, 7) TM-159, 8) TR-114, 9) TR-120, 10) TR-200, 11) 堀川ほか；制御工学，**11**-9 (昭 42) 453, 12) 堀川；機械の研究，**24**-4 (昭 47) 519, 13) 堀川；機械の研究，**24**-5 (昭 47) 649, 14) 堀川；人間工学，**6**-3 (昭 45) 157, 15) 堀川；日本の科学と技術，13-11 (昭 47) 13, 16) TR-312, 17) TM-204, 18) TM-258, 19) TR-235, 20) TM-248, 21) TM-250, 22) TR-166, 23) TR-213, 24) TR-303, 25) TR-193, 26) TR-178, 27) Kawahata; Princeton Rep., 985-T (1971), 28) Kawahata; Princeton Rep., 1086-T (1973), 29) Kawahata etc; Princeton Rep., 1145 (1974), 30) TR-381, 31) TR-357, 32) Mori; CAL Rep., CAL-R-183 (1971), 33) 渡辺ほか；計測制御誌，**14**-5 (昭 50) 420, 34) TR-406

2.3.2 計　測

計測に関する研究は，昭和41年度以前においては主として航空技術に関連する計測技術の研究が中心となった。当時航空機の飛行試験においては計測項目が増大し，新しいテレメータ計測技術の導入が求められていた。また航空機の研究開発に欠くことのできない歪計測も当時はまだ未解決の部分が多く，その研究が要望されていた。一方 V/STOL 機の研究においては，低速飛行時における安定性の保持に大きな問題があり，このため早急に気流方向検出器の研究開発をする必要があった。

当研究所の小型ロケット実験が進行するにつれ，計測に関する研究も宇宙に向けられ，42年度以降には宇宙計測技術の研究が中心となった。は

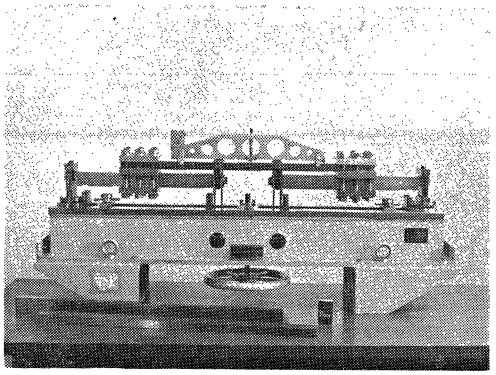


図 2.3.7 歪ゲージ較正試験機

じめは小型ロケットに焦点があてられ，当時要望の強かった簡便な姿勢計の開発および小型軽量化を計ったVHF帯アンテナの研究が行われた。その後研究の中心は大型ロケットおよび人工衛星へと移り，特にこれらの計測において欠くことのできない観測系の研究および軌道推定の研究へと発展してきた。

（1） テレメータ計測の研究

航空・宇宙分野におけるテレメータ計測の将来性を考慮し，昭和36年にこの研究が始められた。はじめに当時問題であったFMテレメータの副搬送波発振器の安定性，入力感度および直線性等に関し研究を行った。その後これらの研究をもとにして36年度に航空機用10チャンネルFMテレメータ装置を試作し，これを用いて種々の実験を行うとともに，これと平行してFM多重テレメータの動特性について理論的検討を加え，テレメータの設計に必要な参考資料を得た[1]。

またテレメータ計測の応用として，ロケットから発射されるテレメータ電波の偏波面がロケットのスピンにともなって回転することに着目し，これを利用して NAL-16 ロケットのスピンを計測した結果，良好な結果を得た[2]。

（2） ストレーンゲージの研究

昭和36～37年頃市販ゲージの特性については精度の良い測定データが無く，不明な点が多かった。特に重要な因子であるゲージ率については精度良い検定法も確立されていない状況であったため，特性解明の第一歩として図2.3.7のような高精度の歪ゲージ較正試験機を37年度に試作した。これは歪範囲： 0～1,500 μ strain，精度： ±0.1%，安定性： ±0.05% のものである。また同時に歪計測に必要な力基準機として荷重試験機，捩り試験機を37～38年度にかけて整備した。またこれ等を用い当時市販の代表的な国産ワイヤ・ストレーンゲージのゲージ率[3]，温度，疲労，破壊限度等の特性に関する測定を行い，国産ゲージの技術レベルに関する評価を行った[4]。さらに当時ようやく実用化され始めた半導体歪ゲージの特性に関する研究も行い，その特性を利用した小型高感度加速度計の試作等を進め，加速度計の開発に有用な技術的資料を得た[5,6]。

（3） 気流方向検出器の研究

低速飛行時の機体に当る突風や機体の横すべりによって生じる気流方向の急激な変化を速やかに検出し，機体の運動にその影響が現れる以前に適切な制御を行うことは，V/STOL 機にとって重要なことである。流れの向きに自由に従うベーン（風見）の回転角から気流方向を求める方式は原理，機構が簡単で，マッハ数やレイノルズ数に本質的に無関係であるという大きな利点があることから，昭和37年度からその検討と改良のための研究を開始した。主目的は比較的低速時におけるセンサの応答性を良くすることである。理論的解析に基いて各種のベーンを試作し，図2.3.8のよう

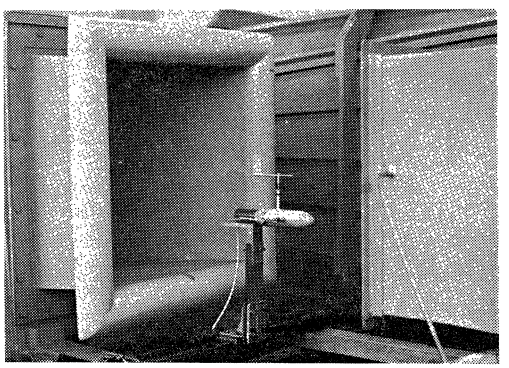


図 2.3.8 風胴と実験中のベーン型検出器

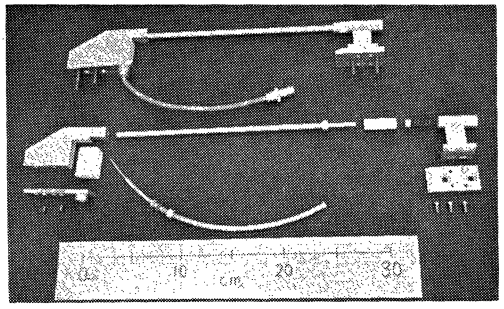


図 2.3.9 ロケット搭載用試作アンテナ

な小型風胴によって実験した結果，気流速度 20 m/s で減衰時定数 0.062 秒，最大応答周波数 4.8 Hz のセンサを得ることができた[7]。この性能は V/STOL 機の安定制御用センサとして大いに期待のもてるものである。

（4） 地磁気式姿勢計の研究

ロケットの飛しょう時の姿勢は，飛しょう実験において最も求めたい測定項目の一つである。飛しょう体の姿勢の検出器として最も普通なものはジャイロスコープであって，きわめて精度の高いものが得られる。しかしこれは構成が複雑で寸法重量とも大きく，価格もかなり高価である。そこで小型ロケットにも搭載できる程度に小型軽量で，かつなるべく簡易に姿勢が測定できるものとして半導体ホール素子を用いた地磁気検出器を試作試験した結果，実用上十分な性能を有することが明らかになった[8]。そこでこの検出器を3軸上に配置した小型ロケット搭載用地磁気式姿勢計を試作し，宇宙開発事業団の小型ロケットにより飛しょう実験を行った結果，良好な結果を得た。

（5） ロケット搭載用アンテナの研究

小型ロケット搭載用 VHF 帯アンテナにおいて，小型軽量化に適した伝送線路型アンテナを取り上げ基礎研究を行った。はじめは主に理論計算と実験結果との比較検討を行い，アンテナ形状とアンテナ諸特性との関係を明らかにした[9]。その後これらの研究結果をもとにして図 2.3.9 のような小型軽量化と耐環境特性を考慮したアンテナを実用試作した。このアンテナはアンテナ素子の一端を短絡し他端に可変コンデンサを挿入したもので，アンテナの全長がおよそ0.19波長のものである。試作アンテナを宇宙開発事業団の小型ロケットに搭載し飛しょう実験を行った結果，良好な結果を得た[10]。

（6） 軌道推定に関する研究

宇宙船を正確に誘導したり，人工衛星を目的軌道に正確に投入したり，あるいは軌道保持を行ったりするためには，軌道に関する情報をできるだけ正確に把握しておく必要がある。軌道の状態を知るためには観測を行い宇宙飛行体の位置および速度等に関する情報を集めるわけであるが，観測データは不規則ノイズに汚されているので，観測データを処理して最も確からしい状態量を推定することが問題になる。

当研究所においては，Kalman-Bucy フィルタをストラップダウン方式の慣性航法システムに適用して，慣性機器誤差，軌道誤差，追跡ステーションの位置誤差，誘導システムおよびレーダーシステムの誤差等を推定評価する Post-flght analysis の方式の確立を目的として研究を行っている。

飛しょう後の誤差解析としては，飛行中に得られた観測データに基づいて，軌道を再構成し，慣性機器の作動状況のチェック，未知パラメータの推定，および将来のミッションアナリシスのための統計的データの収集などを行うのであるが，必ずしも実時間で処理する必要はないので，できるだけ現実に近いモデルが採用されるため，未知パラメータの数も増え，推定すべき状態変数の数も著しく増加する。ここでは，モデル化の誤差をいかにして小さくするかという点と，システムの未知の要素をパラメータ推定という形で，どの程度まで確からしく同定できるかという点が問題となる[11]。誘導誤差の解析には，テレメータによって伝送される慣性機器データ，レーダー追跡情報および基準軌道のデータを利用するが，ここでは，計算機内で，擬似観測データを生成して，デジタル・シミュレーションによって問題点を検討し，慣性機器の誤差評価とともに，追跡ステーション

の位置誤差も推定評価できることを確認し，フィルタの他にスムーザーをつけ加えることにより軌道誤差に関する推定精度を改良しうることを明らかにした[12]。また，レーダーの観測雑音として有色雑音を含んだ場合も検討した。さらに，推定の結果，不確定度がほとんど減少しないような未知パラメータは推定すべき変数からはずすが，このようなパラメータのアプリオリな統計量を積極的に考慮に入れた実用的なフィルタのアルゴリズムを導いた[13,14]。現在，推定理論の応用分野を拡げる努力とともに，将来の宇宙航行の分野の研究を目的として，高精度の多目的軌道シミュレーションプログラムを作製中である。

（7） 最適観測系の研究

ものごとの状態を知るには観測が必要である。観測系には航空管制システム，気象観測システム，人工衛星追跡システム[15,16]等種々のものがあるが，この様な観測系を作る際には「観測所をどう配置したらよいか」，「観測所にはどのような観測機器を配置したらよいか」等の問題が起ってくる。これは言い換えれば「最適の観測系とは何か」ということであり，本研究の課題である。

今迄の研究で観測系の評価は統計学でいうところの一般化分散の大小によって測らなければならないことが数学的に証明できた[17,18]。この評価基準を人工衛星観測システム，位置測定システム等に適用し，最適な観測所の配置方法，最適な測定の仕方等が明らかにされてきている[17,18]。

文　献

1) TR-124, 2) TM-77, 3) TM-41, 4) 田畑ほか；非破壊検査，**14**-1（昭 40）15, 5) 田畑ほか；非破壊検査，**17**-10（昭 43）426, 6) TR-146, 7) TM-119, 8) TR-187, 9) TR-186, 10) TM-267, 11) 志甫ほか；航空学誌，**20**-216 (1972) 28, 12) TR-302, 13) TM-266, 14) 村田；システムと制御，15) TR-168, 16) Saito ほか；Proc. 8th ISTS, (1969) 785, 17) 木村；統計学誌，**2**-1 (1971) 19-26, 18) TR-301

2.3.3 情報処理

情報処理とは，物理実験研究における測定データの収集からこれを処理し最終結果を得るまでに用いられる処理機械および処理技術であると定義できる。したがってデータ処理とも同義語と考えられる。

航技研では創立当初より風洞をはじめとする各種大型試験研究設備が順次整備され，ついで航空機の飛行試験，エンジン燃焼実験などが開始されて来た。これらの実験装置は全て大型化，高度化，複雑化しており，実験中に収集されるデータ量は膨大なものとなるため，計算機を利用した高速，自動化データ処理システムの研究開発がまず最初に行われてきた。

ついで本格化する宇宙開発，航空技術の高度化の要請を背景にして，人工衛星追跡データ処理方式の開発，実用化研究，飛しょう体などの計測制御に関連した高速データ処理方式の研究，また計算機の新しい利用技術としての図形処理ソフトに関する基礎研究などがこれまでに行われてきた。

（1） 実験データ処理方式に関する研究・調査

まず遷音速風洞および吹出式超音速風洞などの実験データを処理することを目的としてDatatron 205 型電子計算機を中心とする計算処理システムの計画・設計を行い昭和35，36年度にわたって完成した。前者にはオンライン実時間処理方式を，後者にはアナログ磁気テープ上に記録された実験データを 1 KHZ 以下で任意にサンプリングし数値化して計算機用デジタル MT に集録する方式を採用したが，いずれも国内で最初に設置されたデータ処理システムである[1~5]。後者の磁気テープデータ処理装置については，構成各部の諸特性とデータ処理方式の精度を明確にし，この種のデータ処理方式の設計資料を得る研究を進めた[2]。

38年より，航空機やロケットの飛行試験データの高精度収集を目的とし，機上デジタルデータ収集，処理方式の主要構成要素の一つである搭載型エンコーダの超小形化に関する試作研究を進めた。当時は電子部品としてはデジタル半導体 IC の試作がわが国でも始まった初期にあたり，国産

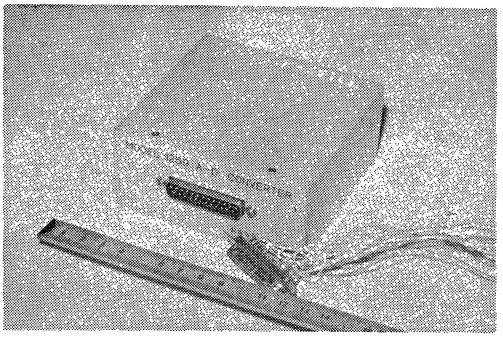


図 2.3.10 超小型エンコーダ

IC の応用研究の先駆であった。国産の DTL 型 IC を用いて，制御部の論理設計技術の確立，D–A 変換部の高精度化，小型化および電子部品の高密度実装化，耐環境特性の改善などの検討を行い，機上用超小型エンコーダの試作に国内で初めて成功し，飛行試験などにおけるデジタルデータ収集方式すなわち PCM 方式，実用化の機運を盛り上げた[5~7]（図 2.3.10）。

その後本格化する宇宙開発，また益々高度化する航空技術の要請を背景に高速計算機 HITAC 5020 システムが導入されたのに伴い，43 年には「高速電子計算機用磁気テープデータ処理装置」が完成し，新しい処理要求に応ずることとなった。本装置は高速計算機システムの副計算機部に高速 A–D 変換装置を接続した形式のもので，サンプリング速度は 10 KHZ と高速化した。

しかし高速計算機システムも当所における航空，宇宙技術の研究内容の高度化，多様化に伴なって数値計算，データ処理への利用は急激に拡大し，相対的に処理能力の低下を来たした。そこでさらに高性能な大型電子計算機設備が50年２月に完成した。本設備は中央計算機システムと，データ処理システムに分けられる。後者は所内における風胴試験，飛行試験などの計測データの集録および処理に用いられるものであるが，その構成としてはデータの集録および前処理が可能なミニコンベースのデータ処理端末を各実験サイトに配置し，それぞれを通信回線または高速チャンネルアダプタ経由で，中央計算機と結合しデータを転送しうる構造をとり，データ解析，保管には中央機側の資源を有効に活用すること，およびデータ処理システムとしての能力の柔軟性，操作性および経済性などを重視して計画し設計した(3.8参照)。

（２） 人工衛星トラッキングの計算処理方式の研究

角度測定・ドップラ周波数測定併用のトラッキングは東京大学および電波研究所において開発されてきたものであるが，業務として国産人工衛星の追跡を行うためには更に技術的改良改善のための資料を得ることが緊急に要請されたので，41年度特別研究促進調整費による実験から本研究が開始された。当所では実験グループの一員として計算処理方式の研究に従事し，さらにこの実験によって指摘された計算処理上の改善についても研究を進めた。すなわち観測値に生ずる欠測値の推定のための観測データの前処理方式，角度データからの軌道決定計算の手法，ドップラ周波数による軌道改良の収束性および地球の扁平，大気抵抗，太陽の輻射圧による摂動の影響の検討を行い，本トラッキング方式の実用化へ大きく貢献する資料を得た。そして観測データの入力から予報データの出力まで人手を介さずに連続的に処理する追跡一貫処理システムの開発を行った[8]。その後44年より本研究および業務は宇宙開発事業団に引き継がれ今日まで科学衛星のトラッキングに実用化されている。

（３） 計測制御に関連した高速デジタル/ハイブリッドデータ処理方式の研究

43年頃より半導体 IC の実用期をむかえ，情報処理システムの中心となる計算機もミニコンやハイブリッド計算機が利用できる状況になったこと，および宇宙開発計画の着実な進展などにより情報処理の研究も質的発展を遂げた。すなわち飛しょう体の計測制御に関連する各種データのデジタル/ハイブリッド計算処理方式などに関する研究へと拡がって行った。

ロケットや人工衛星の指令系は，万一の場合緊

急破かい信号として絶対にミスが許されないなど極めて信頼性の高い符号化方式が必要となる。この指令形式として M 系列符号を用いた場合の受信処理方式および受信誤り率の実験的ならびに理論的研究が行われた。誤り率の理論的検討では，従来 white gaussian noise の場合しか計算されていなかったが，これを Band limited gaussian noise の場合にまで拡張したもので本符号方式の実用面での有益な資料が得られた[9]。

45年頃より高速ハイブリッド計算処理方式およびその応用に関する研究にも着手した。これは飛しょう体の誘導・制御系などを不規則過程として取り扱う場合における高速シミュレーション方式および各種ランダムパラメータの推定問題などへの応用を目的としている。まず小型高速アナログ計算機と大型デジタル計算機とを結合した予備高速ハイブリッドシステムを完成し，あわせてハイブリッドシステムソフトの性能向上をはかり高速性と汎用性を具備させた（図 2.3.11，表 2.3.1）。次に本システムを用いて，二次線形系に含まれる未知パラメータの同定実験などにより処理速度や精度ならびに機能を評価し純デジタル計算機に比し10～100倍の処理能力を有することが確認できた[10,11]。ついで飛しょう体の軌道最適化問題へ応用し，これをパラメータ最適化問題に置換して高速に解く方式を提案するなどハイブリッド計算処理方式に関する有用な技術資料を収集した。

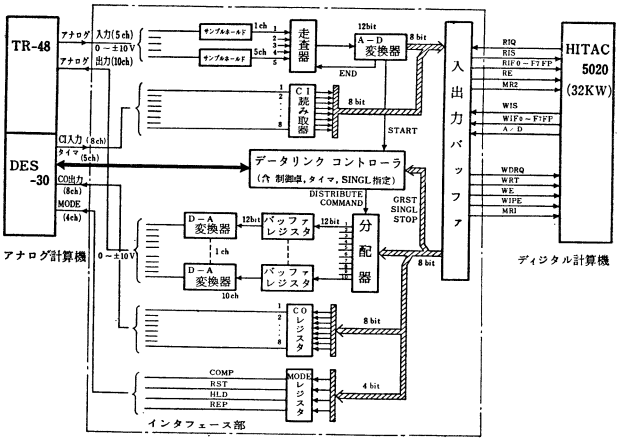


図 2.3.11 高速ハイブリッド計算機システムとインタフェース部

表 2.3.1 アナコンおよびインタフェースの要素数と性能

	構成要素	数量	性能
アナコン（TR－48／DES－30）	演算増幅器	48台	125 KHz，±0.1%/1 KHz
	積分器	16台	20 μV
	乗算器	7台	250 KHz，±0.3%
	関数発生器	6台	125 KHz，±0.5%
	コンパレータ	4台	±1 mV, 7.5 μsec
	その他		リミッタ(4)，スイッチ(5)
	フリップフロップ	32個	1 MHZ，30 nsec
	アンドゲート	48個	30 nsec，NOT 出力
	その他		カウンタ(2)，可変タイマ(4)，論理微分器(4)
インタフェース	A D 系	5 ch	TRH，SCAN つき ±0.2%，96 μsec/ch*
	D A 系	10 ch	BUFFER レジスタつき ±0.1%，78μsec/ch*
	C I	8 ch	42 μsec/ch
	C O	8 ch	28 μsec/ch
	モード制御	4 ch	120 μsec/ch

注）*…浮動小数点処理

計算機システムソフトの開発研究は，システムの性能向上をはかるうえで重要な課題である。

ロケットの慣性誘導方式の研究が実質的に開始した47年より，搭載計算機システムによる慣性センサデータの実時間処理方式の研究を分担して行ってきた。ここではストラップダウン航法系における慣性座標基準の確立のための座標変換計算方式の高速化，簡易化が主要課題である。

まず各種座標変換計算方式に関する計算アルゴリズム，計算速度および計算精度の理論的検討ならびに数値実験を行ない Euler パラメータ法や Gibbs ベクトル法の有用性を明確にし，さらに Non commutativity Error の補正式の導出および

3 パラメータ方式高速座標変換アルゴリズムの開発などの研究を行った[12]。

続いて地上型ミニコン (FACOM U-200) を中心に構成した座標変換解析予備試験装置の試作および同用リアルタイム処理ソフトウエアを作成し，ストラップダウン慣性航法システムの実時間処理の予備実験に成功した[13]。現在はさらに搭載型センサ機器と接続してのハイブリッド慣性航法シミュレーションによる評価実験を進めている。

(4) 図形処理および自動設計に関する基礎研究

高速計算機システム HITAC 5020 に附設されたストレージ型 CRT とランドタブレットよりなる簡易図形入出力装置を用い，図形処理技術を中心とした計算機の新しい利用技術の研究が43年頃より行われてきた。まずデータ処理結果の解析・検討・整理などに有効な図式化を目的とし，二変数関数 $Z=f(x, y)$ を図式化する方法として等高線をかかせる実用化プログラムを作成した[14]。これは所内外で広く利用された。

ついで設計問題に計算機を利用する，いわゆる自動設計技術 (CAD) に関する基本概念や問題点を把握するため，図形入出力装置を用いた電気回路解析プログラムを作成した。本プログラムを用いれば解析したい電気回路図を CRT 上に描くことにより回路データが計算機に入力され，直ちに回路の定常状態解析が行なわれその結果は CRT 上に再び表示することができる[15]。

CAD のもう一つの応用分野として，設計された情報処理機械が論理設計通り正常に動作することを計算機でシミュレートする技術も重要である。満足な結果が得られるまで設計変更，シミュレーションの操作が繰返され設計が完了する。このような論理回路シミュレータに関し研究を進め，ゲートやフリップフロップなどの基本素子のみならず，MSI LSI 化された機能素子およびこれらの伝ぱん遅延時間の影響をも考慮した論理回路シミュレータを作成しその有効性を明らかにした[16]。

その他の新しい利用技術の研究として，音データの計算機への入出力符号化方式や画像データ処理システムに関する研究や調査が行われている。

文　献

1) 樋口；航空学誌，**9**-90 (昭 36) 18, 2) TR-59 3) 田畑ほか；NEC, 59 (昭 38) 50, 4) TM-60, 5) 樋口ほか；計測制御学誌，7-5 (昭 43) 327, 6) 興石ほか；内燃機関，7-78 (昭 43) 41, 7) TM-157, 8) TR-168, 9) Koshiishi ほか；Proc. of IFAC 6th Symp. Automatic Control in Space Aug. 1974, 10) Naka; Univ. of Arizona CSRL Memo, No 197, Jan. 1970, 11) 中ほか；10回 SICE (昭 46) 201, 12) 中ほか；電気学会全国大会論文集 (昭 48) 1809, 13) 中ほか；18回宇技連大会論文集 (昭 49) 101, 14) TM-198, 15) TR-365, 16) TR-391

2.3.4 機　　器

機器の研究については，昭和37年より機器環境試験設備の整備に関連して，機器の環境試験法に関する研究に着手した。38年度から宇宙技術に関する研究を始めた。すなわち，ロケットの誘導制御に必要な浮動型積分ジャイロおよびドライジャイロとしての回転振動型ジャイロの研究を進めた。一方，誘導用加速度計の試作研究に41年度から着手し，上記ジャイロの研究と並行して進めた。以上の誘導用センサ系の研究成果を総合化し，ストラップダウン方式座標基準系の高精度化について，実時間評価実験を含めた研究を進めている。

(1) 機器の環境試験法に関する研究

環境試験法の確立ならびに環境時における機器の作動特性を解析することを目的として，環境試験装置（高周波振動試験機，落下衝撃試験機，加速度試験機，高度・温度・湿度試験槽）の特性試験を行い，機器の研究に用いる性能資料を作成した。同時に，種々の環境下における機器の動作特性ならびに信頼度の解析を目的として，環境試験法を確立した[1]。

(2) ジャイロ機器に関する研究

飛しょう体姿勢制御用ジャイロの特性解析を目的として，フリージャイロおよびレートジャイロの高精度な静特性解析装置を整備した。特にマイ

表 2.3.2 積分ジャイロの性能

項　　目	性　　能
角　運　動　量	1×10^5 gr-cm^2/sec
ジンバル自由度	±1.5°
ジャイロ・ゲイン	0.3
信号発生器感度	4～5 mV/mR; 12.8 KHz
トルキング・トルカー	
スケールファクタ	790°/h/mA
制　御　電　流	100 mA
加速度2乗比例ドリフト	0.2°/h/g^2
ヌルスタビリティ	0.2°/h
加速度比例ドリフトスタビリティ	0.47°/h/grms.
エラスティック・レストレント	0.07°/h/mR

クロ・レートジャイロの動特性を調べるために，周波数応答法による動特性解析装置を完成した。これらの特性解析装置は，現在製作されているマイクロ・レートジャイロの開発段階に広く用いられたものである。

積分ジャイロに関しては，宇宙開発推進本部(現宇宙開発事業団)と協同し，ロケットの誘導制御に供する目的でストラップ・ダウン方式用広角度積分ジャイロの研究開発に着手した。第1次試作では，プロトタイプとして，ジンバル・ゲイン1.0を標準型とし，広角度化の問題点を明確化することを目的とした。第2次試作では，広角度化に必要な高粘性抵抗ダンパー（オリフィスダンパー）および加速度による誤差（ドリフトレート）の低減化に必要なフロート・ジンバルの不平衡質量の微調整を容易にするマイクロバランスパンの試作を試めた。第3次試作では，形状効果に起因するオリフィスダンパーの直線性の向上および高精度指令トルキング用の永久磁石・可動コイル型トルカーの試作を行った。以上のほか，試作全期間を通して，デュアルシンの直線性の向上と磁気的反力およびヒステリシスの低減化，フレックス・リードワイヤーの材質，形状等によるエラスティック・レストレント係数の低減化の研究を行い，所期の目的を達成した[2]。

さらにストラップダウン方式慣性航法系の構成を目的として，デジタル・トルク・リバランス制御方式を実用化ために高周波励磁(400 Hzを14.4 kHzとする）用デュアルシンの試作，パルス・トルキング（7.2 kHz）用トルカーの改良を行った。最近，ストラップダウン方式座標基準系（ジャイロ・パッケージ）の構成用として，スピン軸およびスピン軸受の剛性化の改良を行い，表2.3.2に示す性能を得た。図 2.3.12 はその外観写真を示す。以上の積分ジャイロの試作研究と並行して微小回転角のデジタル計測[3]について研究を行うとともに，振動加速度によるジンバル系の不等弾性効果（加速度誤差）の性格を理論的かつ実験的に解明した[4]。

さらに，これらの研究と並行して回転振動型ジャイロの研究を進めた。本ジャイロの特徴は，入力角速度の大きさと方向に対応して振幅と位相をもった振動トルクが出力として得られるので，飛しょう体のゆっくりと変化する加速度に基く誤差を除去することができ，かつジンバル支持軸にねじれ弾性軸を使うことによって固体摩擦に基く誤差を低減することができる。このジャイロの運動方程式[5]を導き，静特性，動特性を理論的に明らかにするとともに，回転振動型レートジャイロ[6]および二自由度回転振動ジャイロ[7]（変位ジャイロとして使える）を数度にわたって研究試作し，それらの特性を実験的に解明した。また，この試作研究において，その主要構成部分，すなわち，

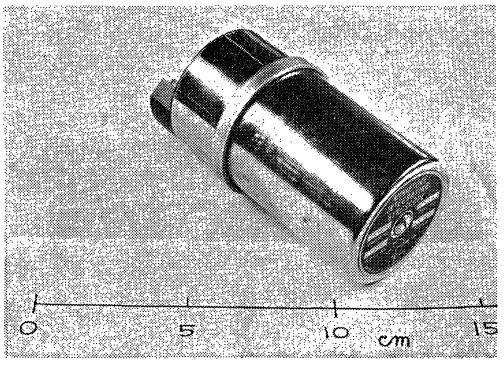


図 2.3.12 積分ジャイロ

表 2.3.3 試作加速度計諸元

項目	単位	浮動振子型(一次試作)	浮動振子型(二次試作)	フレキシア・ヒンジッド型	磁力支持型
測定範囲	g	±4	±12	±30	±15
分解能	g	1×10^{-3}	2×10^{-5}	1×10^{-6}	3.3×10^{-3}
*直線性(%) または**誤差係数	(g/g^2)	*0.025	*0.020	**1.9×10^{-5}	**7.9×10^{-5}
ペンデュラスティィ	gr·cm	5.02	1.04	2.6	0.98
振子の慣性能率	gr·cm	57.8	37.8	7.0	71.3
SG励磁周波数	Hz	400	12000	25600	12000
SGの感度	mV/mRad	5.05	9.91	35	19
TGの感度	dyn·cm/mA	541	141	800	118+92
外形寸法	mm	72φ×104	62φ×65	50.8φ×48	56φ×80
重量	gr	654	480	230	425

ジャイロモータに関する研究[8~10]を行った。そのなかで，ドラグカップ型ジャイロモータの同期化制御の研究[11]およびスピン軸受にプラスチックを利用した動圧空気軸受の研究試作により二自由度回転振動型ジャイロの小型長寿命化に成功した。

(3) 加速度計に関する研究

人工衛星の打上げにおける飛しょう体の誘導に用いられる加速度計は，周波数範囲 DC より約 10 Hz 以上で高分解能かつ広範囲な加速度を検出する必要がある。要求性能は飛しょう体の大きさ，ミッションなどにより異なるが，加速度範囲

図 2.3.13 浮動振子型加速度計

±10 G (G; 重力加速度) 以上，分解能 1×10^{-5}G を目標として，アナログトルク零位平衡方式の浮動振子型加速度計の研究試作を行った。第1次試作[12]では，十分な性能は得られなかったが，試作結果から問題点を明確化することができた。第2次試作[13]では，直線性および動特性の向上，検出範囲の拡大化等に関する問題点を解決し，表2.3.3に示す性能を得た。図 2.3.13 は，右側が第1次試作，左側が第2次試作の外観写真を示す。

慣性航法系において，速度および距離は加速度計の出力を積分演算して得られるので，この積分の精度の向上が要求される。そこで上記の加速度計をデルタ変調によるデジタル・トルク零位平衡方式（パルスリバランス方式）で用いることによって出力[14,15]をデジタル化するパルスリバランス方式の研究を行い，速度・距離検出系の問題点を明確化した。

また回転振動型ジャイロの研究成果を基に，不釣合質量と遠心力振子とをジンバル構造で支持し，回転させ，回転軸方向の加速度をジンバル支持部の振れ振動の振幅として検出する回転振動型加速度計[16]の考案試作を行った。さらに，動圧空気軸を利用した直線変位型サーボ加速度計を考案

し，試作研究中である。本加速度計は，クロスカップリング誤差および固体摩擦項による誤差の低減を目的としたものである。

（4） 誘導用センサ系に関する研究

ストラップダウン慣性航法系に用いる積分ジャイロは，入力角速度の大小にかかわらずジャイロ入力軸とジャイロを取付けた機体軸(入力基準軸)のなす角が 10^{-5} rad 以内であり，かつ最大入力角速度が 15°/s 程度になることが要求される。このため積分ジャイロにも前記のデジタル・トルク零位平衡方式の適要が必要となる。そこで三位置の非線形要素を含むデルタ変調による制御系を設計し，積分ジャイロとの適合性についての研究(特別研究)を進めた。その結果，系の安定度が 10^{-4} のオーダであるデジタル・トルク・リバランス方式の積分ジャイロ[17]が得られた。

先の浮動振子型加速度計を用いたデジタル・トルク零位平衡方式の研究において系全体の問題点が明らかになったが，さらに速度・距離検出系の高精度化について検討した結果，加速度計の性能として分解能が 10^{-6} g のオーダでかつ最大入力が ±20g 以上であること，しかも出力軸まわりの慣性能率が小さくかつ時定数が小さいこと等の条件が必要となった。よってそれらの条件に適合するヒンジッド・ペンデュラム型加速度計，デジタル・トルク零位平衡制御回路(二位置方式)および矩形方式のデジタル積分器の研究試作を行った。その結果，表 2.3.3 に示す性能でかつ図 2.3.14 に示す小型のヒンジド・ペンデュラム型加速度計[18]を得た。この速度計とデジタル・トルク零位平衡制御回路とを結合して，系の安定度 4.9×10^{-5} g (デジタル方式)，リバランスモードにおける最大誤差 16 cm/sec の性能が得られた。また距離算出における積分刻み誤差は，800 Hz の刻みに対して 1.2×10^{-5} であった。本研究によって速度・距離検出系の高精度化が確立した。

浮動型センサ（積分ジャイロ，加速度計）の出力軸は，工作精度の高い宝石・尖軸受を用いているが，この回転部には必ずガタがある。また，浮動型とはいえ，この軸受に多少の負荷が加わり，これがランダム誤差の原因となり，性能向上を妨げる要因となる。そこでこの出力軸を無接触で拘束する自己制御八極磁力支持軸受の研究を進め，その磁気軸受の諸定数を決定するための理論式[19,20]を導き，高精度実験により設計法を確立した[21,22]。さらにこれを浮動振子型加速度計に適用した結果，表 2.3.3 に示すごとく分解能が約二桁も向上した。現在，各種外乱による磁気軸受の効果について研究を進めている。

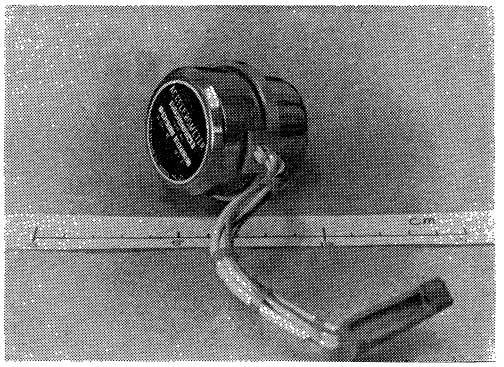


図 2.3.14 ヒンジド・ペンデュラム型加速計

（5） 慣性航法系に関する研究[23,24]

センサ誤差係数と飛しょう経路誤差の関係を誤差マトリックスの方法を用いて解析し，飛しょう経路誤差から逆にセンサの要求精度を決定する手法[25]を研究した。さらに研究を進め，α 誘導をモデルとして，誘導系を含んだ総合シミュレーション[26]によりセンサ系の評価を行い先の手法の妥当性を明らかにした。

これまで，誘導誤差の固有誤差および飛しょう体の運動（角運動または加速度）に影響される誤差の低減化の研究を進め，ほぼ所期の目的を達成したが，センサ系には多少の誤差が残る。この誤差が航法装置の計算系の誤差と結合し，航法系の精度を低下させる。よって，これら誤差の補正技術の確立をはかるため，大型電子計算機を用いてシミュレーション研究を進めるとともに，先に述べたパルスリバランス積分ジャイロを座標系に組込み（ストラップダウン・ジャイロパッケージ）

小型計算機と結合し，実時間による誤差補正技術の評価実験を進めつつある。

文　献

1) TM-99, 2) TR-349, 3) TR-127, 4) TR-188, TR-188T, 5) TR-337, 6) TR-259, 7) TR-290, 8) TR-340, 9) 山田；計測自動制御学会論文集 **8**-2（昭47）132, 10) 山田；計測自動制御学会論文集 **10**-3（昭49）333, 11) TR-304, 12) TM-147, 13) TR-230, 14) 鈴木ほか；精密機械 **40**-7（昭49）41, 15) TR-386, 16) TR-342, 17) 大月ほか；15回宇宙科学技術講演会講演集（昭47）29, 18) Suzuki ほか；Bulletin of the Japan Society of Precision Engineering **8**-4 (1974), 19) TR-338, 20) 滝沢ほか；精密機械 **40**-7（昭49）15, 21) TR-393 22) 滝沢ほか；精密機械第41巻以下未定, 23) 鈴木ほか；計測技術 1974-5（昭47）44, 24) 大月ほか；計測技術 1974-7（昭47）48, 25) TM-225, 26) 新宮ほか；16回宇宙科学技術連合講演会講演集（昭47）13

2.3.5 人　間　工　学

当所設立以来の準備期間を経て，昭和35年に人間工学研究室が設置され，具体的に研究成果が出始めたのは世界の航空路に大型ジェット輸送機が就航して間もない時期に当る。当時航空機に関する人間工学的課題は第二次大戦までのそれとは質的に異なるものになっていた。従前の研究課題は航空機に人間を適合させるため医学や心理学の側からの（イ）パイロットの選抜・訓練の課題，（ロ）新しい作業環境としての航空環境内に存在する有害要因の解明とその除去方策の樹立に関する課題等であった。それに反して当所におけるヒューマン・ファクターの研究方針は機械としての航空機の諸特性を人間の諸特性に適合せしめようとする試み，またそのための人間の諸特性の解明へと研究の重点を移し，システム全体としての望ましいマン―マシンの適合関係を明らかにする事が基本方針となった[1]。

その後今日までの十数年間，3.5 節に述べる汎用飛行シミュレータ設備，VTOL 機操縦研究設備の建設作業を手始めとして，「操縦に関する人間工学的研究」を通じて，従来ともすると対症療法的手段として動員され勝ちであった航空の領域における人間工学の研究を真に工学の基盤の上に定着させる上で一応の成果をみたと考えている。以下にその研究活動を振り返り，その流れを重点的に述べる。

（1）　航空計器読取りに関する研究[2]

航空機―パイロット系のインターフェースとしての航空計器の読み易さ（legibility）は運航の安全の観点から極めて重要であり，読み易い（速く正確に読み取れる）ダイアル・デザインの要因を明らかにする必要がある。この課題を解明するために眼球運動を測度として各種航空機に現用されている高度計および各種ダイアル・デザインの特徴を強調した計器の評価を行った。読み取りの速さ，正確さはそれぞれ眼球の凝視頻度と相関が高く，眼球運動の諸測度がダイアル・デザインを量的に評価する上で有用であるばかりでなく，眼球運動のパターンから読み取り過程の解析にも役立つ事を明らかにした。現在広く採用されている飛行計器の T 型配列もパイロットの眼球走査軌跡の知見に基づいて標準化されたものであるが，新しい視覚的情報呈示メディアの設計に当り，眼球運動による評価は有効であることが認められた。

（2）　パイロットの作業負担に関する研究

人間―機械系の設計に際して，表示装置なり操縦装置の優劣・得失を何によって評価するかは人間工学的研究の重要な課題である。普通はミッション・パーフォーマンスを測度とするが，操縦するパイロットの努力，言い換えると人間に課された作業負担をあわせ用いる必要がある。航空機の操縦のように目に見えない情報処理作業の占める割合いの大きい作業では特にそうである。

そのような精神作業の測度として心拍数，呼吸数，精神電気反射（PGR）を採り上げ，当所実験用航空機を用いて9名のパイロットについて離着陸，一発停止を含む一般的飛行課目に関して上記心身反応の測定を行い，各飛行課目に対するパイロットの主観的緊張度（一対比較尺度構成法による）との相関を求めたところ，図 2.3.15 に示すように心拍数の変化は主観的作業負担とよく一致

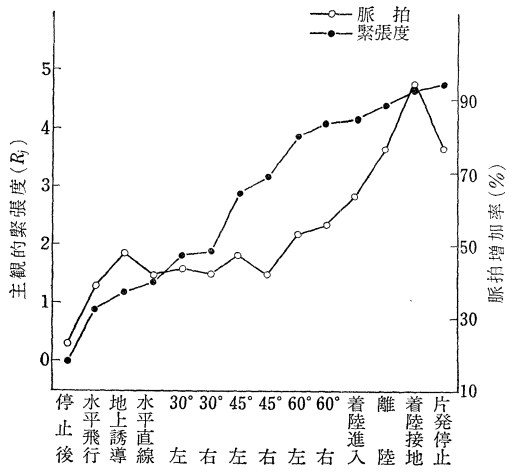


図 2.3.15 正操縦士脈拍増加率と緊張度の比較

し，優れた測度であること，また離着陸や一発停止時には，安静時に比して心拍数が 70～90% 増加し，本実験が小型機でかつ比較的交通量の少ない空港周辺で行われたにもかかわらず強度の緊張を強いられていることが明らかにされた[3]。

さらに操縦中の心身反応の研究を進め，機上用連続最高血圧測定装置を試作して同様の飛行実験を行った。その結果（イ）飛行課目に対する最高血圧と心拍数の増加は極めてよく一致すること，（ロ）精神的緊張と最高血圧の変動が一致すること等がわかった。また脳波（EEG）の利用に着目し，実験室内での精神作業中（暗算，空間把握等）の脳波を測定しそのパワー・スペクトラム分析を行った。その結果精神作業中に β 波（約 20 Hz）のみならず α 波（約 10 Hz）もみられること，3～4 Hz 前後の徐波と思われる低周波成分が前頭部に優位に現われる結果を得ている。一般に脳波は精神作業の場である大脳皮質の微少電位変化の集約されたものであり，精神的作業負担の最も直接的な測度として将来の有用性が期待できるが，反面誘導された脳波には眼球運動，脈拍，呼吸等による電位変化が混入していることも考えられるので，目下実験条件をより厳密にして，これらの要因を除いて分析検討を進めている。

（3） パイロットの手動制御性のモデル化の研究

パイロットの操縦作業を大別すると一つは運航管理者として注意，判断，推理，決定等の情報処理機能が優位となる側面であり，他の一つはオペレータとして飛行運動を手動で制御する手動制御機能の側面である。人間―機械系の適正化に当り設計に役立つモデルを得るためには両者の側面を総合したモデル構成が必要となる。人間オペレータの伝達特性 H(s) は，入出力 i，o の関係から $H(s)=I(s)/O(s)$ の形で，遅れをともなう擬似線形モデルとして表現できる。しかし実際のパイロットの操縦のより厳密なモデル構成のためには人間の持つ多くの非線形特性（入力受容閾値，サンプリング特性，注意配分，制御ロジック，効果器骨―筋肉特性，レムナント等）を逐次明らかにする必要がある。そのような観点からこれまでにシミュレータ実験，アイアンバード実験により以下に関する実験的検討を進めてきた。

（イ） 不安定系の手動制御限界およびその特性[4]

（ロ） 手動制御における Motion Cues の効果

（ハ） 手動制御における適応性

（ニ） 入力信号のサンプリング特性[5]

（ホ） 手動制御における骨―筋肉系の特性

（ヘ） 注意分割事態での情報処理能力

上記諸実験で得られた知見を用いて，操縦中のパイロットの行動をハイブリッド・システムでシミュレートするアプローチを進めている。

（4） 大型ジェット輸送機運航の安全性に関する研究

昭和41年は本邦で航空機事故が続発し，航空の安全に対する研究が強く要請された年である。この要請を受けて人間工学の面で安全運航の向上に資すべく，41年度特別研究促進調整費およびそれに続く特別研究によって以下の 2 点に重点を置き研究を進めてきた。

（a） ジェット輸送機の操縦のタスク・アナリシス[6]

大型ジェット輸送機のように制御対象が複雑なものの場合には，個々の問題点ないし課題は全

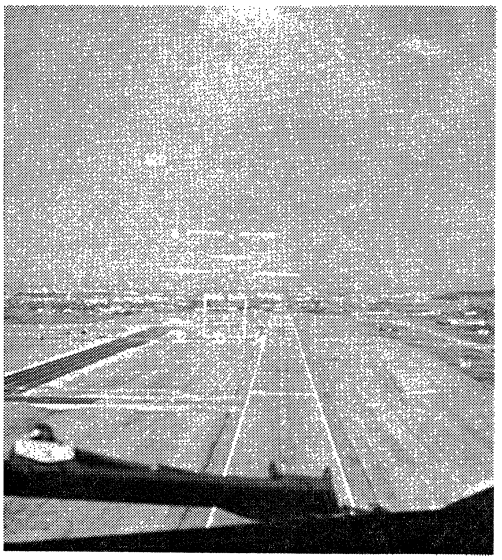


図 2.3.16 進入時の HUD 表示パターン

体との関連で考えないと真の問題の所在があいまいになり，正しい解決の方策が見失なわれ勝ちになる。したがって航空機—パイロット系の行動を体系的に把握し客観的に記述することがまず必要となる。このような観点から，運輸省航空局，日本航空（株）の協力を得て DC-8 型機を対象として正常離着陸時の正副パイロットの作業分析を行った。（イ）査察パイロット，正副パイロットおよび訓練教官の面接調査，（ロ）実機およびシミュレータによる撮影機，録音機を用いた操縦動作の分析の結果から，パイロットの機能は人間の情報処理能力ないしは四肢の構造からみてまことに限界に近い使用状態であることを明らかにし，下記の課題に関してさらに多方面から検討を行う必要を指摘した。

（イ） 情報の統合表示
（ロ） 操作機器の簡略化
（ハ） 乗員間のタスク配分の再検討
（ニ） 航空機のパーフォーマンスと操縦の総合監視システムの必要性
（ホ） 操縦環境の改善
（b） 総合表示表の研究

前項で指摘した情報の統合化は，従来の航空機用の個別計器が自機の運動を個々のベクトルとして表示するのに対して，自機の運動を直観的・全体的に把握するのを容易にしかつ錯覚・誤操作を防止することをねらって操縦に必要な情報を統合し，パターンとして表示しようとするものである。着想としては古くから考えられていたが，計算機技術と高輝度 CRT の開発にともない英仏米の各国で争って開発試験研究が進められるようになった EADI, HSDI, MFD, HUD 等と呼ばれる統合計器がこれに当る。

当所でも統合計器の一例としてヘッド・アップ・ディスプレイ (HUD) を採り上げ，これを試作して，実験機評価試験を行って良好な成績を納め，統合表示法の研究の進め方に関して将来の見通しを得た。

試作 HUD は図 2.3.16 に示すように，コックピット風防位置に取り付けたハーフ・ミラーに，飛行データを計算機で処理して高輝度 CRT に描いた統合表示パターンをレンズ系により無限遠方に焦点を結ぶよう投映する表示システムである。したがってパイロットは表示パターンから容易に自機の運動を把握できるとともに，ハーフ・ミラーを通して，眼球の焦点を変えることなく外部視界からの情報を取得できるという利点をもっている。

この HUD を YS-11 機に搭載して進入・着陸段階の飛行試験でその有効性を評価した所，パイロットの習慣干渉は少なく，HUD への慣熟も短時間で可能であり，パイロットの情報取得も個別計器に較べて格段に容易になることが明らかになった。

今後さらに航空統合表示法の研究を推し進め，単に飛行情報のみでなく航法情報，飛行データ，警報，操作手順のチェック・リスト等も含めて必要な情報を，必要に応じて呈示できる多用途統合表示の研究を進めて行く計画である。

文　献

1) 高木ほか；人間工学，**6**-3（昭 45）111，2) TR-

99, 3) TR-105, 4) TR-367, 5) TM-255, 6) TR-215, 7) 百名；システムと制御，**15**-1（昭 46）61

2.3.6 シミュレーション技術

わが国における航空工業は，戦後10年間の空白時代があり，その間に世界における航空技術は長足の進歩を遂げており，シミュレータも利用され始めていた。日本の航空再開と同時に，航空技術審議会第1号答申において，シミュレータの必要性が強調され，それにもとづき，昭和34年からシミュレータおよびシミュレーション技術の研究が開始され，36年から本格的な汎用飛行シミュレータの計画が予算化とともに実行に移され，38年7月完成をみた。41年には離着陸用模擬視界装置も完成し，航空機の設計開発および各種の研究に用いられてきた，また，47年度よりシミュレータ用計算機の老朽化により，その近代化計画も進められ，新しいシミュレータ用計算機システムも50年2月末完成し，より幅の広いシミュレーションが行えるようになった。これらのシミュレーション技術の研究としては，下記の内容のものが行われた。

（1） 研究開発用フライト・シミュレータに関する研究

航空機およびロケットの研究開発用のフライト・シミュレータは，わが国でまったく経験のない装置であるので，開発に先立ち，問題点となる可能性のあるものについて予備実験を行った。その主なものは，（イ） 航空機等の飛行運動を模擬する計算機方式の検討，（ロ） フライト・テーブル模型製作によるフライト・テーブルの方式の検討，（ハ） 電気サーボ式座標変換計算機の試作による座標変換計算方式の検討，（ニ） 模擬視界装置の映写方式の予備実験等を行った。

36年，汎用飛行シミュレータ設備の予算化で，上記の予備実験成果を生かすとともに，より詳細な設計研究を行った。その主なものは，（イ）航空機動特性模擬装置の規模決定のための OR，（ロ）フライトテーブル装置の性能および制御方式の検討，（ハ） 模擬操縦席の可動方式，計器方式，模擬視界方式，操舵力模擬負荷装置の方式検討等である。38年7月末，本設備は完成した[1~12]。その後，VTOL 機の研究の必要性より，離着陸用模擬視界装置の検討を行い，40年度に予算化とともに詳細設計を行い，41年度に完成した[13~15]。(3.5.1 および 3.5.2 参照)

（2） フライト・シミュレーション試験技術に関する研究

本研究はシミュレーション技術と試験法を確立するために行われた。

（a） シミュレーション技術としては，飛行運動のシミュレーションの方法，操縦系統のシミュレーションの方法，可動模擬操縦席と模擬視界駆動のためのシミュレーションの方法について実験研究を行い，シミュレーション技術を確立した。この成果は，中型輸送機，中型ジェット輸送機，対潜飛行艇，水陸両用救難機の設計開発に応用されたほか，各種の応用研究に用いられている[16~21]。

（b） 航空機のシミュレーション試験法の確立

本研究としては，シミュレータ試験の手順，評価法，データ解析法の確立をはかるために，主として受託試験研究を中心として行い，受託試験に反映させた[17~20]。

（c） その他，シミュレータ要素として，油圧模擬負荷に関する研究を，40～45年にかけて行い，油圧模擬負荷装置の問題点を理論的実験的に明らかにした。さらに，自動着陸研究用のハイブリッド計算機の計画を昭和43，44年の2年度で行い，以後，自動着陸のシミュレーションに用いている。(2.3.1 (2) 参照)

（3） ロケットの誘導制御のハイブリッド・シミュレーションに関する研究

誘導制御系まで含んだロケットの運動は，姿勢制御系のような非常に速い計算を要する部分と，誘導を含んだ軌道計算のように比較的ゆっくりした計算でよい部分とがある。前者をアナログ計算機で，後者をデジタル計算機で計算し，両者を A-D，D-A 変換器で結ぶという所謂ハイブリッド・シミュレーションは世界各国で行われていた

が，わが国では一般的な大型ロケットを対象としては本研究が始めてのものであった。計算システムとしては汎用飛行シミュレータ（3.5.1 参照）と大型電子計算機とを結合したものであった。シミュレーションの実例計算には科学衛星打上げに用いられているスカウト型ロケットをとりあげた。プログラムをアセンブラで書き，アナログ部とデジタル部の受け渡しに工夫を加える（例えば径路角を通じて結合するなど）ことにより実時間計算が可能になった。また，アナログ部のスケーリング誤差，A-D 変換における量子化誤差，デジタル計算部における時間きざみなどが，シミュレーション精度に及ぼす影響について有用な資料を得ることができた[18,19]。

（4） シミュレータ用計算機システムに関する研究

汎用飛行シミュレータ用計算機システムの老朽化により，本計算機システムの近代化計画として，従来のアナログシステムよりも，より高精度かつ幅の広いシミュレーションの可能な計算機システムの計画を47年度より行った。システムの基本要求事項として，使用目的，必要性能，必要機能等の検討を行った。その主な事項は，（イ）シミュレーション模擬演算能力が従来のアナログ方式に比べて 4～5 倍の能力を有すること，この点より，アナログ方式は不適当で，デジタル方式を採る必要がある。（ロ） 将来の航空機システムすなわち航空機の自動化システムの研究に使用できること。（ハ）シミュレータとして模擬操縦席は5～6自由度可動ができること。（ニ）多目的同時使用が可能で，取り扱い易さ，安全性，稼動率の点で高能率システムであること等である。これらの検討をもとにして，さらに詳細検討を行った。単一計算機方式とマルチコンピュータ方式について，基本要求事項，シミュレーション・ミックス，コストパーフォンマンス等を検討し，5 台のミニコンによるマルチ・コンピュータ方式を採ることとした。これは世界的にみても初めての試みである。その後，ハードウェア構成，詳細設計，ソフトウェアの設計を行い，50年2月末，本システムは完成し，50年度より本格的な運用に入った。（3.5.3 参照）

（5） シミュレーションによる応用研究

研究開発用フライト・シミュレータを用いて行ってきた応用研究は昭和38年から現在まで非常に広範囲にわたり，自動飛行制御，自動着陸，FTB，エンジン制御，操縦士の人間工学的研究がある。（2.3.1 (1)，(2) および 2.3.5 参照）

文　献

1) TR-70, 2) 松浦；航空学誌，**11**-109（昭 38）43, 3) 松浦，アナログ技研会資料，**3**-4（昭 38）7, 4) 松浦ほか；航医心学誌，**1**-2（昭 39）67, 5) 松浦ほか；計測と制御，**4**-7（昭 40）456, 6) 池谷ほか；日立評論，**47**-7（昭 40）1257, 7) 池谷；電気学誌，**86**-928（昭 41）5, 8) 樋口ほか；機械学誌，**69**-569（昭 41）689, 9) 堀川；アナログ技研会資料，**3**-4（昭 38）21, 10) 堀川，油圧化設計，**5**-7（昭 42）36, 11) 百名；人間工学，**4**-3（昭 43）198, 12) 百名，オートメーション，**15**-7（昭 45）17, 13) 百名ほか；テレビジョン学誌，**21**-3（昭 42）161, 14) 百名；照明学誌，**51**-11（昭 42）659, 15) TR-169, 16) TM-78, 17) TM-86, 18) TM-87, 19) TM-201, 20) TM-215, 21) 百名；人間工学，**3**-3（昭42）243, 22) TR-189, 23) Higuchi ほか；Proc. 8th ISTS (1969) 839

2.3.7 数値計算法

数値計算法の研究が数学的研究の一分野として明確に意識され，その系統的な研究の必要性が認識されたのは比較的近年のことであり，その歴史は高々30年程度にしかすぎないが，電子計算機の発達とその利用分野の急速な拡大に刺激されてその研究は世界的な規模で量質ともに急速な発展を遂げ，現在では数学的研究の数多い分野のうち最も研究論文の多い分野の一つに数えられるに至っている。当所においても数値計算法の研究は昭和35年に計数型電子計算機設備 Datatron 205 が設置された年に始められた。本項ではそれ以来のこの研究分野におけるあゆみについて述べるが，その前にここで数値計算法の研究といった場合，それがどんな内容をもち，どのような研究態度でそれに対処してきたかについて述べておくことにす

る。というのは数値計算法の研究の歴史が浅いことおよびその利用分野が多岐に亘っていることからその研究内容および方法について一致した見解があるわけでなく，その内容と方法については各人各様の見解があるといった状況が存在するからである。一つの見解は“数値解析は関数解析の一分野である”とする。この見解によれば数値解析は近似解の構成法とその近似理論に限定されることになり，実際計算における難易は無視される。

別の見解は“数値解析とは決定された一つの近似方式を現実に存在する計算機で如何にして有効に解くかということと，得られた数値解と近似式の解との近さを論ずることである”とする。この見解によれば得られた数値解と問題の真の解との関係についての研究は数値解析の守備範囲から脱落することになる。また数学以外の分野の研究者は数値計算法の研究は具体的問題を実際にとく際，常に生ずる雑多な計算技術的な問題の解決からプログラム技術の問題までを含むべきであると考えている。我々は航空宇宙技術の研究において計算機が空気力学および構造力学の研究分野で広く利用されている状況と，これらの内容が数学的には微分方程式の初期値問題，境界値問題の計算に帰着されることおよび微分方程式の計算法の研究がこれらの分野以外にも広く応用できることを考慮して，主たる研究対象として，種々の微分方程式の数値計算法を選びだし，これらの方程式の近似解の構成法，近似理論および近似方程式の解法についての研究を進め，また近似方程式の計算法に関連して連立代数方程式の数値計算法の研究もあわせ行ってきた。そしてプログラム技術，計算技術の問題に関しては問題が一般性を失なわない場合に限りこれをとりあげて研究を行ってきた。

記述の便宜のため研究期間を第一期と第二期にわけることにする。

第一期　昭和35年度～41年度

（1）　偏微分方程式の初期値問題および初期値境界値問題の研究

これらの問題に対する差分法および特性曲線法の研究を行った。差分法の研究は当時わが国において余り例がなく，そのため最も典型的な定数係数放物型方程式に差分法を適用した場合の誤差伝播の安定性の問題，近似方程式を反復法を用いて解いた場合の収束の問題について判定条件を与え，変数係数を含めた偏微分方程式に対する高精度差分法の一般的構成法を与えた。これらの理論的結果は数値実験により確かめられた[1]。次により一般的な放物型，双曲型の方程式に対する2段階および3段階の差分法を各種構成し，それぞれの差分法が収束するための条件が差分法から導びかれた代数方程式の根の絶対値の大小に依存して定まることを示した[2]。この二つの研究により航空宇宙技術の研究において生ずる具体的な偏微分方程式の初期値問題等に差分法を適用する場合に生ずる種々の実際的問題点の解決法が与えられた。またこれらの典型的な問題の研究に平行して電磁流体力学的衝撃波の発生問題に差分法を適用し，得られた数値解の検討から複雑な問題に対しても差分法は解を得るための有効な手段であることを実証した[3]。

特性曲線法による数値計算法は通常の差分法と異なりその適用は双曲型の方程式に限られるが，航空宇宙技術の研究においては圧縮性流体の非性常流および圧縮性流体の超音速定常流がこの型の方程式により記述されるために重要である。特性曲線法に関する研究において最も一般的な二次元準線型双曲型方程式を対象として三つの型の特性曲線法を構成し，真の解に対する特性曲線法の解の近似度を証明し，同時に局所的ではあるが近似解の収束を証明した[4]。また二元連立準線型双曲型方程式に対しては従来使用されていたものよりも高精度な特性曲線法を構成し，その高精度性を超音速流の具体的計算により示した[5]。この研究は Divergent-Nozzle をもつ極超音速衝撃波管の衝撃波を含む流れの計算に用いられている。

（2）　微分方程式の境界値問題の数値計算法の研究

境界値問題の数値計算法としては主としてモン

テカルロ法，境界収縮法，ガラーキン法について研究した。モンテカルロ法は微分方程式より近似差分方程式を作り，これを満足する確率模型を作成し，それに基づいてランダムウォークを行い解を求めるものであるが，これを線型楕円型方程式のデイリクレ問題，ノイマン問題，二元連立偏微分方程式に適用し，当時の計算機の速度から考えるとかなり良好な結果を得た[7]。

境界収縮法は偏微分方程式の論じられている領域を円または球に写像し，これを同心円または同心球をもちいた格子点でおおい，近似差分方程式を構成し，これから変換作用素を作り，それにより解を境界から逐次内部へと前進的に計算してゆく方法であるが，この方法の特徴は計算速度と記憶容量が節約できるところにある。この方法の安定性に関する条件を求め，その結果を種々の線型楕円型方程式のデイリクレ問題，ノイマン問題およびロビン問題に適用してこの方法の有効性を示した[8]。ガラーキン法に関する研究は当時機体部と共同で行った変断面梁の曲げ自由振動[9]，平板翼の振動[10]，熱応力を受ける薄翼の安定とその微小捩り振動[11]，変厚平板翼の振動[12]，翼の固有振動数[13]，平板翼の撓み[14]等に関する研究の中でその数学的基礎づけの必要性が認識されることにより行われた。この研究においては線型楕円型方程式および線型放物型方程式をヒルベルト空間における作用素方程式として抽象化し，そこでガラーキン法の収束の証明を関数解析的手法に基いて行った[15]。ガラーキン法に関する研究と並行して機体部との共同研究は特殊な固有値問題$(\Sigma\lambda^k A_k)x=0$の有効な計算法を開発する必要性を生みだした。この問題は問題をいくつかの場合に分類し，その分類にしたがって問題を変形し，これに拡張された power 法を適用することにより解決された[16]。以上のべたものはすべて偏微分方程式に関するものであるが常微分方程式に対してもブラジウス型方程式の両側無限遠境界値問題の緩和法による数値計算法の研究が行われた[17]。

（3） 連立一次方程式の数値計算法の研究とサブルーチンライブラリーの開発

種々の関数方程式を電子計算機で解く場合，計算する近似方程式は連立一次方程式に帰着することがしばしばであって，そのためにこの方程式の数値計算法の研究はかかせないものとなっている。直接法で連立一次方程式を解く場合，その数値的安定性は行列の条件数に決定的に依存することが指摘されている。このことの重要性にかんがみ種々のベクトルノルムとそれに従属する行列ノルムに関して行列の条件数に関するこれまでの研究を整理し，条件数と各種線型計算法，射影計算法の安定性との関連を研究した[18]。

第一期を通じて開発された計算法のいくつかはサブルーチンライブラリとしてまとめられ[19]，Datatron 205 用に開発されたアルゴール 58 によるサブルーチンもライブラリとしてまとめられた[20]。

第二期　昭和42年度～現在

昭和42年２月それまでの Datatron 205 に替ってHITAC 5020 システムが中央計算機システムとして導入された。これにより計算機の能力は数百倍となった。したがって数値計算法の研究も第一期の比較的単純なモデル問題から複雑なモデル問題を対象とするようになり，問題の複雑さは計算の大規模化を生みだす一方，計算法の見とおしをつけるために問題の解の性質に関する研究の必要性が生じてきた。

（4） 非線型双曲型方程式の解の研究

圧縮性流体の運動を記述する非線型双曲型方程式の大域的な解の性質については多次元問題および多元連立（三元以上）問題が未解決であって，この様な問題を安心のできる数学的基礎にたって計算するためには解の存在，一意性，連続依存性および近似理論など理論的問題の解決が望まれているが，十分に一般的な多次元単独非線型双曲型方程式の初期値問題の弱い解の存在を，適切に構成された差分法の極限として証明することができた[21]。この研究は最近急速に発展しつつある非線型半群を武器とする研究に引きつがれ非線型半群

に対する収束理論を発展させることにより十分満足できる結果を生みだした[22]。この理論によればこの問題の解は或る差分法の極限として定義され，一意的に存在してエントロピー条件を満足することになる。この研究によって多次元圧縮性流体の数値計算法は以前に比較してより明確な基礎の上に研究ができる様になった。

（5） 差分法の近似理論

偏微分方程式の初期値問題と差分法の関係は問題が適切でありかつ方程式が定数係数の場合はLaxの等価定理により明らかにされている。問題が非線型の場合この定理に対応する理論は本質的には手がつけられていなかったが解が一意的である場合，一つの初期条件に対して安定な差分法が存在すればLaxの等価定理と同様な定理が非線型初期値問題に対しても証明できることを示し[23]，非線型問題に対する差分法の近似理論を発展させた。差分法の近似理論の拡張は線型初期値問題に対しても行われ，線型半群の近似理論を従来までの理論より一段と広い視野のもとで発展させる中でLaxの理論の適用範囲よりもはるかに広い範囲の初期値問題に対して差分法の近似理論を証明し，同時に差分法のsemi-discrete近似と初期値問題の適切さとの間の関係を明確なものとした。

（6） 圧縮流の数値計算法の研究

電子計算機の高速化，大型化により圧縮性流れの差分法による計算も一次元の単純モデルから多次元モデルを対象とした計算に移行しつつあるが，これらの計算にしばしば用いられるLax-Wendroff型および変形Lax-Wendroff型差分法と衝撃波の前後における数値的不安定性を制御するための人工粘性項の分析を行い，さらにこれら差分法と人工粘性項を用いて得られる数値解の性質の解明を行った[25]。また二次元非定常ノズル流に対してLax-Wendroff法，Lax-Friedrichs法，Rusanov法等の差分法を理論的，数値実験的に比較検討し，その結果により境界点附近でLax-Fridrichs法を用い内点でLax-Wendroff法を用いることによりノズル外部領域を含めたスロート下流領域全体の数値計算を行いノズル出口下流領域における自由噴射流の四つのパターン；強い衝撃波，マッハ反射，反射，膨張波を数値解として捉えることに成功した[26]。

（7） 粘性圧縮流の数値計算法の研究

空気力学の運動方程式の理論的解明は通常圧縮性または粘性あるいは両方を無視して行われるが衝撃波の構造とか衝撃波と境界層の干渉といった問題の解明のためにはこの両者はともに無視できないのでNavier-stokes方程式の数値計算法の研究が必要となる。この方程式に差分法を適用した場合，差分法は双曲型差分方程式と放物型差分方程式の両方の性質をもち，計算の数値的安定条件として両方の安定条件が結合された形で現われることが予想できるが，これを各種の差分法に対して理論的，数値実験的に確かめ，安定条件に関して有利な非対称型の差分法を示した[27,28]。そこで得られた結果は具体的問題に適用するために二次元非定常流に対しても再確認され，各種差分法のもつ特性とそれにより得られる数値解の性質が明らかにされた。以上の結果をふまえて衝撃波管の流れおよび衝撃波管の中におかれた半無限平板の周りの流れの計算が行われ[28]衝撃波と境界層の干渉問題等に差分法による数値計算法が有効であることが示された。

（8） その他の偏微分方程式に対する差分法の研究

弾性体のまげ振動の4階偏微分方程式の初期値境界値問題にいくつかの差分法を適用した場合，その差分法の解に関するエネルギー不等式を証明し，解の安定性，収束についての条件を定めた[29]。また境界層の方程式を含む非線型放物型方程式に対する差分法の収束，誤差の評価を南雲—Westphalの補題の拡張を証明することにより示した[30]。

（9） 行列計算に関する研究

差分法，有限要素法等discrete methodを用いて計算を行う場合に零要素の多い行列がしばしば現われるが，このような行列の最小固有値を計算するのに有利な反復法を開発した[31]。この解法は

行列が正値の場合には計算時間の点で有利である。また，係数行列に零要素の多い大規模な連立一次方程式の計算のために外部記憶装置を使う場合のデータ配置等のプログラム技術について研究した[32]。

(10) サブルーチンおよびソフトウェアの開発

第二期に開発されたサブルーチンのいくつかをライブラリーとしてまとめた[32,33]。また二次元的計算結果を X-Y プロッターに出力するソフトウェア[34]および自動制御系の動特性模擬のためのソフトウェアを開発した[35]。

文　献

1) TR-16, 2) TR-54, 3) Miyoshi ほか; Proc. 13ch JNCAM, (1963) 195, 4) TR-78, 5) Miyoshi; Proc. 14th JNCAM (1964) 214, 6) TR-37T, 7) TR-23, 8) TR-50, 9) TR-22, 10) TR-30, 11) TR-31, 12) TR-60, 13) TR-46, 14) TR-66, 15) TR-77, 16) TR-45, 17) TR-20, 18) TM-53, 19) TM-2, 20) TM-25, 21) TR-119, 22) TR-318T, 23) TR-158, 24) TR-269T, 25) TR-217, 26) TR-205, 27) TR-174, 28) TR-310, 29) TR-119, 30) TM-105, 31) TM-132, 32) TM-121, 33) TM-191, 34) TM-198, 35) TM-156

2.4 飛 行 力 学

航空機の飛行力学は性能，安定性，操縦性，運動性，空力弾性等から構成されるが，近年機体とパイロットの相互作用に重きをおく立場から，安定性，操縦性に加えて，パイロットの特性，操縦装置の特性，大気の乱れ，緊急時の操作特性などを総合的に把握するいわゆる飛行性に関する研究が世界的な動向として進められてきた。当所においても創立以来約10年間にわたって行われた風胴実験による安定微係数の研究（2.1 参照）に加えて，飛行性に関する研究が続けられている。

本節では，飛行性，突風応答，乗り心地，その他に関連した研究にふれる。

具体的な研究の流れを項を追ってながめて見よう。航空技術審議会第6号答申（昭和40年5月）に基づいて V/STOL 技術の研究が組織化され，VTOL 機についてはフライングテストベッド (FTB) の試作および飛行実験，STOL 機については小型機の STOL 化改造および飛行実験，さらに双発 STOL 機の開発計画に関連した飛行性の研究が進められた。（一部は 2.6 参照）

これらの研究と並行して，航空機の操縦性を人間の動作特性と結びつけて，いわゆる人間―機械系の問題として取扱う一連の基礎研究が続行された。航空機の飛行性の研究を目途として当所所有の双発実験機ビーチクラフト65型機を VSA 化（可変安定機化）したのもこの流れにそったものである。

一方，操縦安定性の一面として取扱われた突風応答の問題も突風風胴の建設に伴って突風モデルの解明，突風軽減システムの研究へと進んできている。

さらに飛行性から乗り心地特性へとの流れに呼応して航空機の乗り心地の研究もその緒についた。

以下現在まで，行われてきた研究の内容を上述の流れにしたがって，STOL 機，航空機の操縦性，突風応答，乗り心地および性能に大別して述べる。性能の項には飛行実験による研究の一部として，失速，ピトー管の位置誤差および特別研究促進調整費により行われた異常気象の研究について述べる。なお，VTOL 機の安定操縦性については 2.6 節にゆずる。

2.4.1 STOL 機の飛行力学

（1） STOL 機の横方向操縦性

飛行機の運動特性は，速度が遅くなるにつれて，空気力が小さくなり慣性力の効果が大きくなって，慣性力だけの運動特性に近づくと考えられる。普通の型式の飛行機では，無次元安定微係数 C_{lr}（偏揺れによる横揺れモーメント係数）と C_{np}（横揺れによる偏揺れモーメント係数）が揚力係数 C_L に比例するので，低速の極限に近づく過程で，特異な運動特性を示すことが考えられる。そこで STOL 機のように，速度が非常に遅くなった時，飛行機はどのような横方向の運動特性を示すかを明らかにした。

速度が小さくなって，揚力係数 C_L が大きくなると，ダッチロールモードの周期は $C_L \cong 2.0$ に達するまでは長くなり，それ以上では短くなる。また補助翼のステップ操舵に対する応答は，C_L が大きくなるにつれて，横揺れは振動的になり，逆向き偏揺れ（アドバースヨー）が大きくなり，大きな横滑り角を生ずるようになる[1]。

（2） 種々の STOL 機の飛行実験

STOL 機ヘリオクーリエ，ドルニエ Do 28，ピ

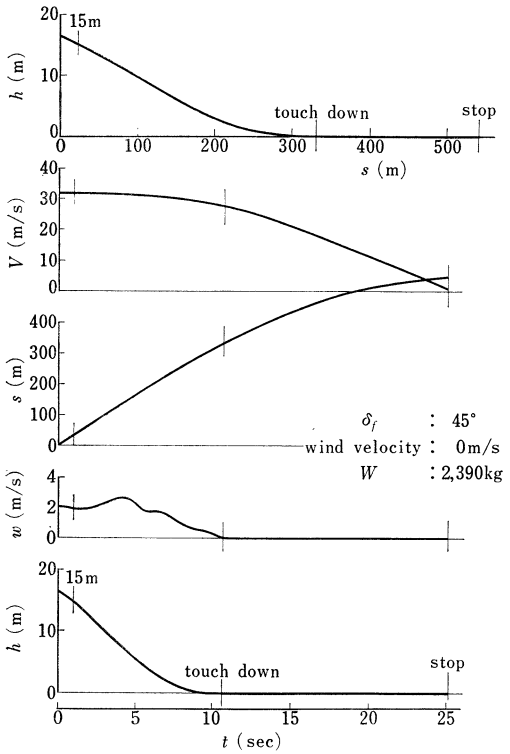


図 2.4.1(a) ドルニエ Do 28 の実験結果

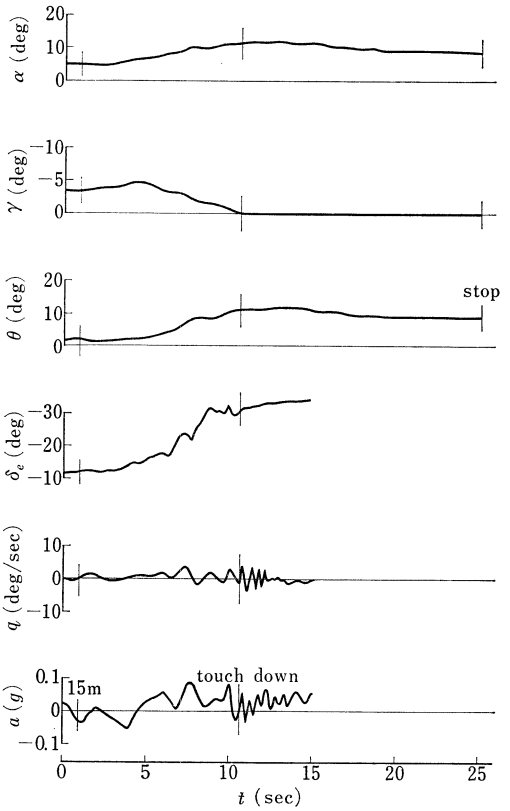


図 2.4.1(b) ドルニエ Do28 の実験結果

ラタスポータの3機について，STOLオペレーション時のパターンを離着陸カメラで撮影し，その結果を解析して，STOL オペレーション時の問題点を追求した。結果の一例を図 2.4.1 に示す。解析の結果次のようなことがわかった。

STOL オペレーションにおいてはパイロットは運用包囲線のバックサイドを用いており，速度不安定と低速時の横のコントロールパワ不足とが相まって操縦の難しさを招いている。通常の運航における着陸操作は，径路角，速度などにかなりの余裕をもって行われる[2]。

（3） 小型単発 STOL 実験機

小型 STOL 機の安定操縦性，特に離着陸運用時における性能および諸特性の資料を得るため40年度末に小型単発機を実験機用に若干改修した“FA 200 改” 型機を購入した。41 年度からほぼ一年間 STOL 化改造の資料を得るため，高揚力装置の二次元実験を含む三次元風胴試験を行ったのち改造に着手した。

一方，飛行実験は原型機の基本的な飛行性能，飛行特性，特に離着陸特性を知ることに主眼を置いた。また，搭載用計測システムの小型軽量化の必要性が高まり，このための資料を得た。

43 年度からは STOL 化された実験機 “FA-200 XS” (図 2.4.2) の実験に入った。STOL 化改造ならびに附帯工事の主な点を列記すれば，(イ) 主翼前縁の フルスパン固定スラット，(ロ) フラップ，エルロン前縁の分布吸込式境界層制御 (BLC) (吸込系統を図 2.4.3 に示す)，(ハ) エルロンのフラッペロン化，(ニ) BLC 用エンジンおよびその制御系の後部座席位置への搭載，(ホ)計測機器搭載のため副操縦装置の撤去等である。さらに，計測機器を小型軽量化し，テレメー

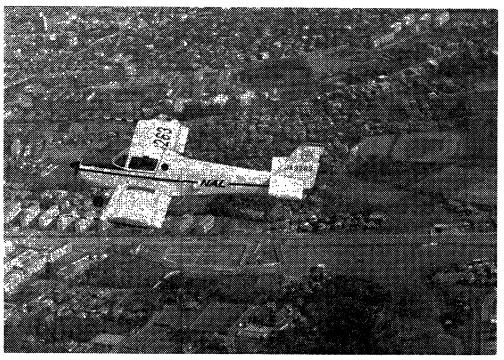


図 2.4.2 FA-200 XS 機

タにより地上でデータの記録をした。FA-200XSによる一連の基本性能および飛行特性実験を終えて，45年夏，福井空港で離着陸実験を行った。その後，主翼固定スラットを外し，失速実験等を行い BLC の効果を調べた。

以上で単発 STOL 実験機による STOL 形態を主とする実験は47年度に終了した。BLC による揚力増加は当初期待したほど得られなかったが，主翼スラットによる効果は大きく，低速，高迎角時の安定操縦特性の資料を得た。実際の着陸では胴体形状による着地姿勢の制限から最大迎角が押えられ，スラットによる揚力を十分使用できなかった

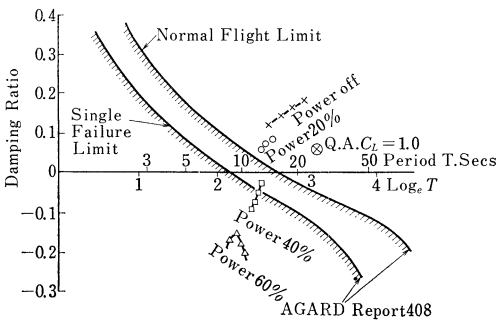


図 2.4.4 フゴイドモードの特性

が，STOL 運用に関する貴重な資料を得た。なお実験機は48年度に BLC 用エンジンを撤去し，副操縦装置も復元，現在航空機の乗り心地の研究と失速々度の研究のために使用している[3~5]。

（4） 双発プロペラ STOL 機の安定操縦性

当所で計画された双発 STOL 機について検討を行った。この STOL 機の詳細については 2.6 節にゆずるが，プラペラの後流効果および強力なフラップの効果を利用した STOL 機である。したがって，低速飛行時に生ずる安定操縦性の劣化のみならず，前述のプロペラ効果，フラップ効果のため，安定操縦性に種々の特徴ある影響を及ぼすと考えられたのでそれを明らかにした。

縦安定への効果は次のとおりである。プロペラ後流の影響で，吹き下ろし効果が大きく，安定微

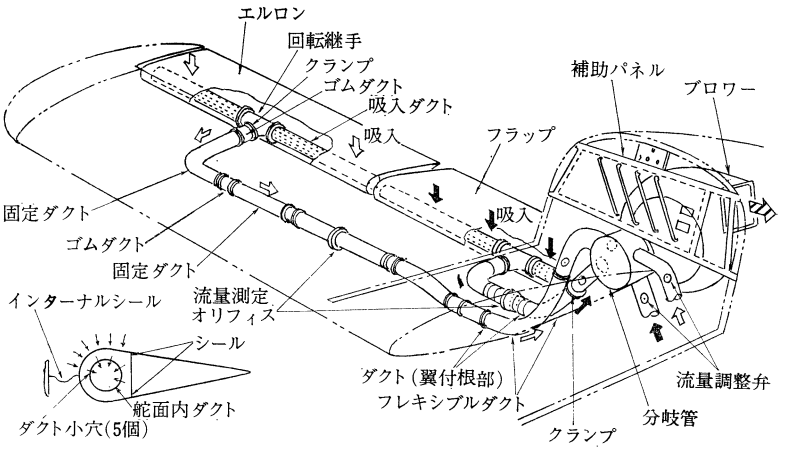
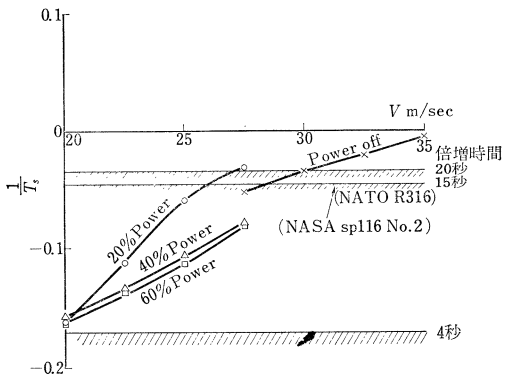


図 2.4.3 吸 込 系 統

係数 M_α（迎え角変化による縦揺れモーメント）が小さくなり，プロペラの影響のため安定微係数 Mu（速度変化による縦揺れモーメント）が大きくなる。これらのことが影響して，フゴイドモードの振動数が大きく，安定が悪くなる(図2.4.4)。また，突風に対する応答特性が悪くなる。

横方向安定では次のような多くの問題点を明らかにすることができた。強力なフラップを装備しているため安定微係数 N_r（偏揺れの減衰モーメント）が大きくなり，ダッチロールモードの安定



Fs: Spiral Mode の時定数（秒）

図 2.4.5 スパイラルモードの特性

は良くなるが，プロペラ後流の影響で安定微係数 L_β（横辷りによる横揺れモーメント）が小さくなり，低速における安定微係数 L_r（偏揺れによる横揺れモーメント）の増大と相まってスパイラルモードの特性を悪くする（図 2.4.5）。また，低速であることにより安定微係数 Y_ϕ（横揺れ角による横力），N_p（横揺れによる偏揺れモーメント）が小さいため，sideslip excursion 特性がかなり悪い[6]。

文　献

1) 航空学誌**14**, 145 (昭41), 2) TM-146, 3) TR-229, 4) TM-202, 5) TM-264, 6) TR-163

2.4.2 航空機の安定性，操縦性

（1） 人間の静的不安定系制御

ヘリコプタあるいは VTOL 機には，安定操縦性に関して機体自体の安定度が負になる飛行状態がある。したがって，このような航空機を操縦するパイロットに要求される能力は，通常の安定な性質をもつ航空機の場合とは，本質的に異ったものである。人間が簡単な静的不安定一次系を制御する場合を例にとって，そのような場合人間は如何なる能力を発揮するかを，理論解析およびシミュレータ実験で検討を行い，次のことがわかった。

静的不安定系の制御が可能なのは，人間が比例操作を意図した場合のみであり微分操作，あるいは積分操作によって制御することは不可能である。また，被制御系の特性が与えられた時，系を安定に制御し得る人間のゲインの大きさには上下限がある。さらに，実験結果によれば，操縦者が制御することができる静的不安定系の限界は，倍増時間で 0.173 秒であった[1]。

（2） 縦の飛行性基準

航空機が備えるべき望ましい安定操縦特性を規定する飛行性基準では，航空機の固有運動，云い換えると安定特性によって論議されることが多く，操縦の面から検討されることが比較的少なかった。従来，縦の短周期運動特性を規定する量として，その系の動安定特性を示すパラメータである，固有振動数（$f_n=\omega_n/2\pi$）と減衰係数（ζ）が用いられていることはこのことを如実に示している。そこで，これらの量に代って操縦に直接結びついた量によって，縦の短周期運動特性を規定しようと試みた。すなわち，ステップ操舵によって得られる応答の最終静定値の 70% に至るまでの時間 T_R と機体に状態変化を与える時のあて舵（前半の正方向の操舵の後に系を静定するためにとる負方向の舵）に比例する量として $\frac{1}{\tau}=2\zeta\omega_n$ という量を用いて基準の試案を作った[2]。

（3） 航空機の横方向操縦性と人間の動特性

航空機の操縦性の検討は，通常パイロットにシミュレータ試験を行わせ，所見を求めることによって行われてきた。このような検討法はパイロットの所見にたよっているので，その主観にかたより，一般性に欠ける面を持ち易い。

そこで，客観的検討方法として，パイロットの動作特性を伝達関数で表わし，パイロットの動作を含んだ機体の運動特性を検討する方法が考えられる。これを行うには，パイロットの特性を表わす伝達関数が必要となるので，航空機の横操縦を行う時のパイロットの伝達関数をシミュレータ実験によって求めた。

得られた伝達関数は次のような特性を示した。伝達関数は所謂クロスオーバモデルに非常に類似

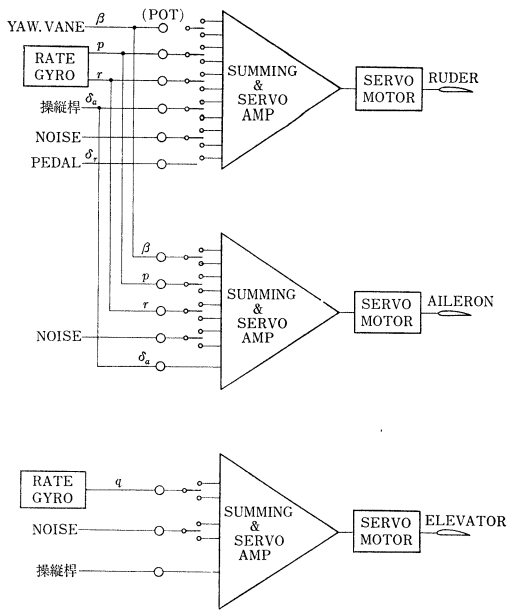


図 2.4.6 V.S.A. 装置のフィードバック量のブロック線図

し，クロスオーバ周波数は $L_{\delta a}$（補助翼舵角による横揺れモーメント）の増加と共にやや増加する傾向を示したが，ほぼ 0.2～0.6 rad/s の間にあり，位相余有はほぼ 0.8 rad であった[3]。

一方，航空機の飛行性基準は，米国において，MIL-F 8785 B が作成され，かなりの進展がみられたもののまだ完全なものとは云い難く，特に横方向のロールヨー連成の問題については検討すべき点が残されている。そこで STOL 機のように，ロールヨー連成度の大きい飛行機が乱れた気流中を飛行する場合の操縦の限界点を求め，その付近で生ずる操縦の困難さの原因を理論解析および飛行実験により探究した。飛行実験は当所所有のクイーンエア機を可変安定化して用い，乱気流中の飛行を模擬し，種々のロールヨーの連成度を飛行機に持たせて，パイロットに操縦性の検討を行わせた。クイーンエア機の可変安定化は次のようにして行った。クイーンエア機の各舵にサーボ電動機を取付けてあり，各舵が電気信号で動く。機体の種々の状態量の変化は電気量に変換され，ポテンショメータで適当な大きさにして，サーボ電動機にフィードバックされる。サーボ電動機はこのような入力に応じて舵を動かして機体にモーメントを与え，機体の運動特性，操舵応答特性を変化させる。フィードバックされる機体の状態量のブロック図を図 2.4.6 に示す。操縦系統は，パイロットの操舵量を電気量に変換し，サーボ電動機を通して各舵を動かすようになっている。そのため本来の操縦桿を取り外し，図 2.4.7 に示すような操縦桿をコパイロット側の床面に取り付けた。理論解析は，パイロットの特性を伝達関数の形で表わし，パイロット＋飛行機の示す特性を得る方法で行った。すなわち，飛行実験データからパイロットの操縦特性を伝達関数の形で求め，パイロットの操縦を含んだ機体の運動方程式を作り，その方程式により外乱に対する応答を計算し，ロールヨー連成度が応答特性にどのように影

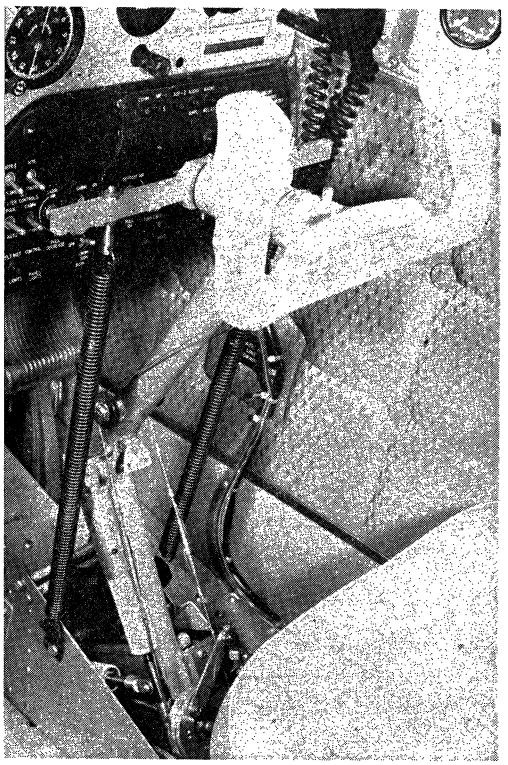


図 2.4.7 V.S.A 装置の操縦桿

響するかを明らかにした。

（4） 飛行試験データより安定微係数を求める方法

航空機のオートパイロットの設計あるいは安定操縦性の研究には，その航空機の安定微係数を知ることが必要である。理論的にあるいは風胴実験でこれらを求めることも可能であるが，その妥当性を確かめる意味からも最終的に実機の飛行実験による値が欲しい。この方法について多くの報告が発表されてきたがまだ完全なものはない。

そこで，次のような方法で微係数を求めようと試みた[4]。ある微係数を仮定した運動方程式に飛行実験と同じ操舵入力を加えてレポンスを計算する。そのレポンスと飛行実験のレポンスとの差に基づく評価関数を小さくする方向へ最大傾斜法の概念を応用して安定微係数を動かす。この手順を繰り返して，評価関数極小になった時その航空機の安定微係数とするという方法である。この方法で安定微係数の多くを精度よく求められることはわかったが，更によい結果を得る為には，飛行実験データ中の情報量を増すこと，評価関数への感度を増す工夫が必要と思われる。

文　献

1) TR-51, 2) TR-95, 3) TR-206, 4) TR-356

2.4.3 突風応答

突風応答の研究の流れは，操縦安定性，特に自動安定操縦装置の開発と密接な航空機運動力学の研究と構造強度設計のための突風荷重の研究に大別することもできる。当所における突風応答の研究も前記の分野に亘って行われてきた。構造強度的観点に立つものについては 2.2 節において述べる。本項においては運動力学的見地に立つ研究に限定して経過と概要を述べる。

当所における突風応答の研究は，最近まで研究項目または研究室として陽に掲げられることがなく，新型航空機部に突風々胴設備（2.1 および 3.1参照）が設けられ，初めて突風応答の研究が項目として取り上げられた。突風々胴に関連する突風応答研究計画の由来は 2.1 節または 3.1 節で述べられているのではぶく。昭和38年度，飛行実験部が新設され，以降，双発実験機の購入（3.7 参照），シミュレータ（3.5 参照），大型電子計算機（3.8 参照）等の利用により，安定操縦性研究の一面として，横突風応答に関する飛行実験，航空機の突風応答のスペクトル解析，横突風とパイロットの操縦の関係，航空機の突風応答と操縦等の研究が行われ，横突風に対する航空機の応答の研究として報告されている[1]。この一連の研究はわが国において数理統計手法を実験機によるランダム実験記録に適用するのに成功した先例といえる。

安定操縦性に関する研究でもしばしば突風が入力として用いられ，それに対する双発プロペラ STOL 機の縦の突風応答[2]，横操縦を行う人間の動特性についてのシミュレータ実験[3]（内容については前項参照）が報告されている。突風々胴完成以後は新型航空機部（後に新型航空機研究グループと改称）で突風応答に関係したテーマが取り上げられ，前記の流れを受けついでいる。この研究の要点は突風々胴で作られる既知の気流を用いて突風応答の種々の問題を風胴実験規模で行おうとするものである。このため突風々胴の気流特性の把握[4,5]，半自由飛行可能風胴模型の製作と実験を実施し，続いて解析上の重要パラメータである非定常空気力の実験を行いつつある。

最初の半自由飛行模型として，風胴測定部中央のガイドレールに沿った上下動，縦揺れが可能な全機模型（口絵写真参照）を製作し，予備的実験を行った。[6,7] この実験を通じて力学的相似則を満たす超軽量模型システムの製作，超小型テレメータ装置，種々の突風波形についての計測と解析等に成功し，突風々胴での突風応答シミュレーションの可能性を明らかにすることができた。第 2 段階としては基本的要素である非定常空気力，特に全機模型の主翼，尾翼，胴体の相互干渉，上下動，縦揺れによる空気力を明らかにし[8]，いわゆる実機の突風応答の数学的モデルに関する問題点の解明を目標としている。そのほか，突風応答揚

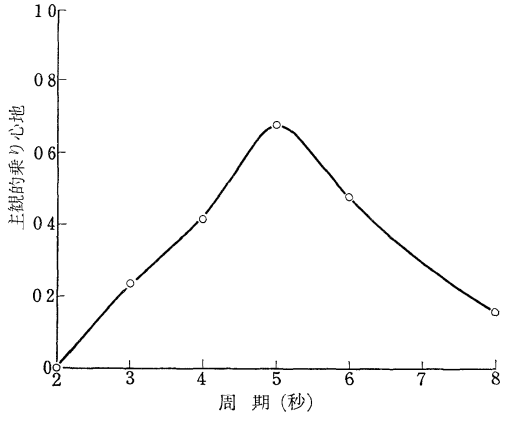


図 2.4.8 動揺乗り心地曲線（上・下）

力面理論，突風軽減システムの研究があり，これらの研究を実験的に調べることが可能なシステムを有する風胴模型シミュレーション等を次の目標としている。

文　献

1) 統数研年報Ⅲ, 6, (1964), 2) TR-163, 3) TR-206, 4) TR-335, 5) TR-239, 6) TM-240, 7) TM-261, 8) TR-399

2.4.4 航空機の乗り心地

我々が空を飛ぶ場合には，スピード，気圧の低下，上下，前後，左右の振動，動揺等他の交通機関の場合と様相を異にする環境におかれる。航空機に乗る人が最も気になるものの一つに上述の原因による飛行機酔い（空酔い）がある。一般に乗り物酔いの直接の原因は，身体に与えられる振動や動揺である。身体の動揺は，内耳の平衡器管を刺激し，そこで起った興奮は上行して脳の自律神経中枢を刺激する。したがって動揺が強かったり，繰り返したりすると，自律神経は異常に興奮したり，バランスを乱したりする。乗り物酔いはこのようにして起るものであるといわれている。我々は，航空機の乗り心地に関する研究の手始めとして，航空機の動揺乗り心地に関する実験を行った。乗り心地を支配する数多くの要因の一つである機械的な動きを周期の長さによって分類し，1 秒以下のものを振動，それより長い周期のものを動揺と呼ぶ。この実験は動揺のカテゴリに入る 1 秒以上の長い周期をもって航空機の上下運動によって発生する不快感について検討したもので，実験によって得られた，周期と乗り心地の関係曲線を紹介する。

VSA 化された当所の実験機クィーンエア-65 型機に所定の大きさの加速度，周期をもつ上下動揺運動を起させ，搭乗した被験者の報告を解析した。定量的に測り難い感情値とか美的価値，或いは，好き嫌いなどの度合を決める場合に用いる，心理学的尺度の定め方の一つである，一対比較法によって周期の異なる 6 種の上下動揺運動の不快感の程度を尺度化した。

発生させた動揺周期は 2, 3, 4, 5, 6, 8 秒で上下加速度は ±0.2 g に設定した。

実験結果は，全被験者10名の平均について整理解析したものを示す。図 2.4.8 は，横軸を上下動揺運動の周期，縦軸を乗り心地の尺度値に取ったもので，全被験者の主観的な周期～乗り心地曲線の平均値と考えられる[1)]。

文　献

1) TM-181

2.4.5 性　能

（1） 飛行機の失速に関する研究

昭和37年に購入された実験機“クィーンエア”による飛行特性の本格的な実験は失速実験から始められた。昭和39年にかけて主に失速時の揚力係数とフラップ角の関係，パワーとの関係をしらべ，主翼上面に気流糸をはり失速時の剝離状況をカメラに収めた[1)]。失速実験はさらに 41 年度に購入された単発実験機“FA-200 改”を使用して「単発 STOL 実験機に関する研究」の一環として続けられた。その後機体改修のたびに失速実験が行われ，パワー効果，BLC 効果，スラット効果等が検討された。大きく分けて 3 回の失速実験が行われた。“FA-200 改”の失速実験，その機体を STOL 化した機体“FA-200 XS”の失速実験，

"FA-200XS" からスラットを除去した機体の失速実験である。

この実験を進めるにつれて，失速速度の計測方法，試験方法，解析方法に，いくつかの問題が出てきた。これに先だち46年 ICAO 耐空性委員会ワーキンググループで失速試験方法について討議されたことに関連して，48年から「失速に関する研究」が研究テーマとして取り上げられた。FA-200 XS" で検討してきた失速試験方法である FAR 方式と 1-g ブレーク方式について失速前後の主翼上面の剝離状況の比較を行った。この失速実験を大型ジェット輸送機 DC-8 でも行い，48年 ICAO 耐空性委員会第10回会議で報告された。現在，理論的解析についても検討を行っている[2,3]。

（2） 飛行機の対気速度計の位置誤差

飛行機の正確な対気速度を得ることの必要性は改めて云うに及ばない。航空機に装備されている対気速度計系統には幾つかの誤差が含まれるがそのうち最も扱いにくい誤差は位置誤差であろう。本研究は昭和38年から42年にわたって他の研究とも併行して行われた。位置誤差を知るためにはこの誤差の特性上飛行実験が有効な手段である。我々は6種の位置誤差試験法を用いて飛行実験を行い，各実験法の比較検討を行った。各方法共に一長一短があり，評価はむずかしいがデータの分散や，推定計測誤差の大きさ，実験の難易さ等から検討した結果，機体の影響のない距離まで離して曳航される円錐形抵抗体近くの静圧孔から静圧を検出し対気速度を知る方法，すなわち曳航静圧管による方法が最良であることがわかった。また，位置誤差の少ない速度計として実験機等に常装備している翼端ブームあるいはノーズブームによる速度計測の有効性も確認できた[4]。

（3） 異常航空気象と気圧高度計の精度

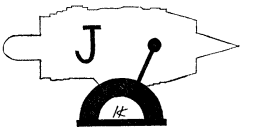
わが国の航空気象は，地形上その現象がきわめて複雑である。航空気象の調査資料から，ある種の上昇気流，もしくは下降気流を伴った大気中を航空機が飛行する場合，実高度と気圧高度計が示す高度との間に，ある程度の差があり得るという問題が示された。この現象を解明するため，45年度から2か年計画で特別研究促進調整費を得，運輸省気象研究所と共同でこの研究に着手した。

46年2月に南紀白浜空港で，47年2月に鈴鹿山系東方の伊勢湾上空でそれぞれ飛行実験を行った。高度が明らかな台地（滑走路）または水面上を飛行し，電波高度計から対地高度を測定し，気圧高度計からの高度と比較し，高度誤差を算出した。一方，機体に取付けられた迎角計および姿勢角計を使って上昇下降気流を計測し，これと高度誤差の相関をとり，相関関係を明らかにした。

文　献

1) TM-49, 2) AIRC-WP/515 (ICAO WORKING PAPER), 3) TM-278, 4) TR-298

2.5 ジェットエンジン



わが国のジェットエンジン技術を急速に発展させ，早期に世界の水準に到達させることを目標として，開所直後からジェットエンジン要素試験設備の整備を進めると共に，これと並行して基礎的研究を開始し，第1次6か年計画終了時には高速軸流圧縮機，高負荷燃焼器，遷音速タービン，高速高負荷軸受，軽量構造等の研究においてほぼ世界の水準に到達した。

次いでこの成果を基礎にして，超軽量リフトジェットエンジンの試作研究を開始し，VTOL機の揚力発生用エンジンJR 100を完成した。このエンジンを用いてVTOL機のエンジンによる高度制御システムの研究を進め，エンジン制御方式を完成し，JR 100 2基を搭載したフライングテストベッド（FTB）の自由飛行の完成に貢献した。

更に推力重量比の大きいJR 220の試作研究を進め，これと並行して，サイクル温度の上昇を計るための高温タービンの研究，複雑な制御を可能にするデジタルエンジン制御の研究，高圧力比ファンの研究，高圧高温燃焼器の研究，高圧力比軸流圧縮機の研究，エンジン構造，振動の研究などエンジン高性能化の基礎資料の集積に努めた。

これらの成果を昭和46年から開始された通商産業省工業技術院大型技術研究開発制度（大型プロジェクト）による高バイパス比ターボファンエンジンの開発に全面的に投入し，FJR 710 ターボファンエンジンを早期に完成させた。

これらジェットエンジンに関する研究成果は，高炉送風機，ウラン濃縮用UF6圧縮機，産業用・自動車用ガスタービン燃焼器，産業用ガスタービンの高温化，チタン合金翼，ガスタービンの電子制御，高速，高負荷高温軸受などとして広く一般産業に利用され，わが国産業の発展に寄与している。

2.5.1 軸流ファン・圧縮機

軸流ファン・圧縮機の研究は大別して，翼列の研究，単段軸流圧縮機および軸流ファンの研究，多段軸流圧縮機の研究があり，昭和31年以降引続き行われている。

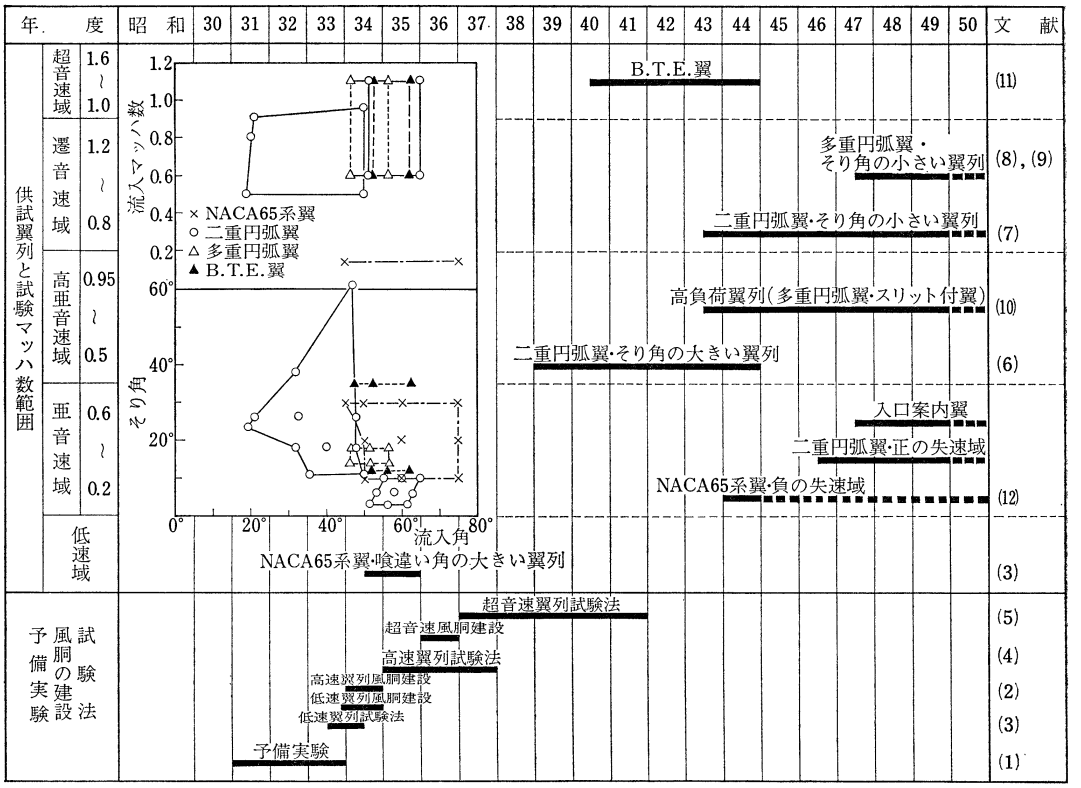
（1） 二次元翼列の研究

ファン・圧縮機の空力設計資料となる二次元翼列性能は翼列実験によって得られるが，当所設立の昭和30年当時は，二次元翼列試験法が確立されていなかった。このためまず予備実験を行い，ポーラスメタルを用いた翼列風胴側壁の境界層抽気により流れの二次元性を確保すること，翼枚数および翼模型の縦横比[1]などについて風胴設計の資料を得た。次いで風胴の建設を進め，33年から36年度において一応の完成をみて[2]，その後試験法の検討を行ないながら改良を重ねている（表2.5.1）。

喰違い角の大きい減速翼列を採用する場合がしばしばあるが（当所遷音速風胴主送風機，エンジン要素としての圧縮機前段など），従来の翼列性能資料はこのような範囲については不十分であった。そこでNACA 65系翼型を用いて低速翼列実験[3]を行った。その結果（イ） 二次元性を得るための試験法を確立した。（ロ） 喰違い角の大きい翼列の設計資料を得て，圧縮機への適用範囲を決定した。

ファン・圧縮機の高性能化により高速翼列性能が資料として求められるようになったが，高速・超音速翼列についてもまず試験法[4,5]を確立する必要があった。このために風胴完成後かなりの日時が費された。試作軽量エンジン，試作ファンエ

表 2.5.1 翼 列 の 研 究 経 過



ンジンに採用された翼配備などを主な対象として，高亜音速域から遷音速域における二重円弧翼の翼列実験[6,7]を行った。その結果（イ）設計資料となる翼列性能を得た，（ロ）NASA の設計法との比較・検討を行った。二重円弧翼についてはさらに充実した設計資料とするため実験を進めている。また高負荷にたえる翼列についての資料を得るため，多重円弧翼，スリット付翼などの翼列実験が進められており，その一部については報告[8~10]がある。

超音速域での翼列の作動状況をあきらかにするため試験法の研究[5]と併行して，ダクテッドファンなどに用いられる Shock-in-Rotor 型の Blunt-Trailing-Edge（BTE 型）動翼翼列の実験を行い翼列性能を得た。

多段高圧圧縮機の研究に関連して，従来と異なり設計点性能のみでなく，正あるいは負の失速域における翼列性能についてもより正確な資料が要求されるようになった。このため NACA 65 系翼型を用いて，大きな負の入射角における翼列実験を行い，翼列性能例[12]を得た。また現在ファンエンジンなどの高圧圧縮機に用いられる可変静翼に境界層制御を応用する実験を進めている。

（2） 軸流ファン・圧縮機の研究

ファン・圧縮機の三次元流れおよび空力設計に関する理論的研究，単段による試験研究，およびこれらの成果を応用した多段圧縮機の試験研究が行われ現在に至っている（表 2.5.2）。

（a） 単段軸流圧縮機の研究：ファンおよび多段軸流圧縮機の基礎的な設計資料を得るために単段軸流圧縮機による系統的な試験研究を行った（図 2.5.1）。

表 2.5.2 軸流ファン・圧縮機の研究経過

研究項目 ＼ 年度 昭和		33	34	35	36	37	38	39	40	41	42	43	44	45	46	47	48	49	50	文献
a	高速軸流圧縮機の研究	━	━	━	━	━	━	━	━	━	━	━								(13)(14)(15)(16)(17)
b	部分負荷特性の研究						━	━												(18)(19)
c	圧縮機の三次元流れの研究																			
	①作動円盤理論							━												(20)(21)
	②流線解析法									━	━									(22)
	③インレット・ディストーション(入口乱れ)											━								(31)
d	エネルギ損失の研究																			
	①壁面境界層												━	━						(32)
	②ダクト流れ															━	━	━		(33)(34)(35)
	③翼列設計への適用																━	━		(38)
	④後退翼列																	━		(37)
	大型エゼクタの研究						━	━												(39)
e	高圧力比多段軸流圧縮機の研究												━	━	━	━	━	━	━	(23)(24)(25)(26)
f	空力試験機																			
	①5段軸流圧縮機						━	━	━	━	━									(27)
	②6段軸流圧縮機											━	━							(28)(29)
	③フロント・ファン(一次)											━	━	━						(30)
	④フロント・ファン(二次)															━	━	━		(36)
	⑤ブースタ														━	━				
	⑥13段高圧圧縮機														━	━	━			
	⑦12段高圧圧縮機																━	━	━	

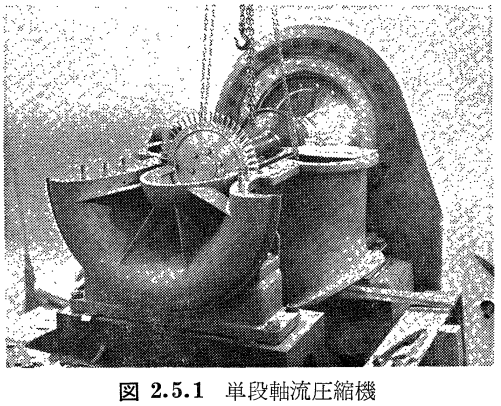


図 2.5.1 単段軸流圧縮機

(i) 翼型および翼列について検討し，翼列の作動範囲を基準とした翼型選定法を提案した[13]。

(ii) 高速軸流圧縮機に適する速度三角形および流れ様式について検討し，空力試験機による試験研究[14]を行った。二次元翼列の臨界マッハ数の 1.2 倍程度までは急激な性能低下はないことが明らかとなった。

(iii) 翼厚さの圧縮機性能におよぼす影響を調べる試験研究を行い，翼厚さとマッハ特性の関係が明らかとなり，高速では薄い翼のほうが良い結果を得ることが確認された。

(iv) NACA 65 系翼型を修正した近似的な二重円弧翼の流入マッハ数 1.5 までの回転翼列試験[16]を行い遷音速特性が得られ，高速での性

能改善が著しいことが明らかとなった。

（v） 二重円弧翼列の回転翼列試験[17]を行い低速より遷音速までの広範囲なマッハ特性が得られた。

これらの試験研究の結果は引続いて実施されたファンおよび多段軸流圧縮機の研究に際して基礎的な設計資料となった。

（b） 部分負荷特性の研究：電算機の出現により，圧縮機の設計点以外での作動状況をあらかじめ見積る可能性が出てきた。単段特性がすでに分っているとき多段化する場合の簡易計算法，翼を多数の断面に分割して各要素の性能をつみ重ねていく方法など主として多段圧縮機に重点をおいて研究した。計算結果と実験値（1,800 KW 空気源用5段，V/STOL エンジン用5段）の一致は良好であり，計算法を確立することができた[18,19]。

（c） 圧縮機の三次元流れの研究：作動流体の高速化に伴い，従来の作動円盤理論を修正して圧縮性流体への拡張を試みた[20,21]。次に述べる5段圧縮機の設計にはこの理論の概念を適用して設計を行った。さらに高速ファンの設計に直面して，流線法と名づける解析法の研究に移行した[22]。これは先の円盤モデルに対して，作動ダクト・モデルともいえるもので，翼面間を平均化した軸対称方程式に基づき翼による力を外力として考える。円盤モデルでは翼列の入口と出口だけで状態量を計算していたのに対し，流線法は翼列内に計算点を拡張できかつ，各流線を追跡しているので詳しい設計計算が得られる。実際の設計に応用し高性能のファンを得た。

（d） エネルギ損失の研究：作動円盤理論や流線法が非粘性理論に関する研究結果であり，エネルギ損失を経験的に見積っていたのに対し，粘性理論に基づく新しい設計法の確立を試みた。翼型や流路形状の他に，流量，翼列の流出角および周速が与えられれば，エネルギ損失を計算しかつ，機械の全ての点で流れ状態を知ることができる。実験値との一致は満足すべきものである。図 2.5.2 にファン動翼について計算値との比較を示す。

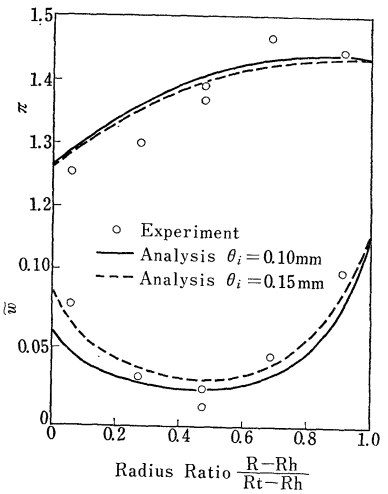


図 2.5.2 ファンエンジン動翼の圧力比 π と全圧損失係数 $\bar{\omega}$

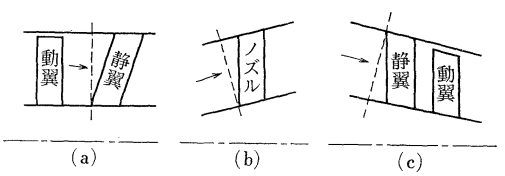


図 2.5.3 傾斜した翼列

図2.5.3のように翼列が前進または後退している形態がファンエンジンで必要になった。しかし，実際に作動させてみると内径または外径付近に極めて大きなエネルギ損失の発生をみた。これが壁面剝離に起因することを明らかにし，発生のメカニズムを解明した。

ファンエンジン系では流れ方向にわん曲した形態のダクトが必要になる。熱線風速計により乱流エネルギとせん断応力を測定し，エネルギ損失の発生と流れの状態を明確にし，ダクト設計の基礎理論を確立した。

（e） 高圧圧縮機の研究：，可変静翼および抽気を伴う高圧力比の多段軸流圧縮機の設計法[23,24]および off-design 特性[25,26]について研究を進め，ファンエンジン用高圧圧縮機の空力試験機を製作し試験研究を行い設計資料を集積した。これらの成果は通商産業省大型プロジェクト「航空機用ジ

ェットエンジン研究開発」の試作エンジン用高圧圧縮機に使用されている。また原子力研究所の要請により6フッ化ウラン用ガス圧縮機の研究開発に際し流体力学上の設計および性能解析を行い圧縮機の諸元を決定した。試験機は予想通りの性能を示し所期の目的を達成した。

（f） 設計試作した空力試験機

（i） 5段遷音速軸流圧縮機[27]

エンジン JR 200 用に設計したもので，運転試験結果による性能は次の通りである（図 2.5.4）。

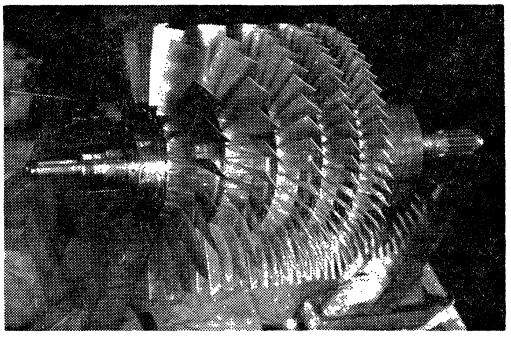


図 2.5.4 5段遷音速圧縮機

圧力比 3.8　流量 36 kg/s　効率 88%
ボス比 0.4　初段動翼マッハ数 1.0

（ii） 6段遷音速圧縮機[28,29]

上記の5段を一部改良し，最終段にもう一段加えて6段とした。試験結果は次の通りである。

圧力比 4.3　流量 36 kg/s　効率 89%
ボス比 0.4　初段動翼マッハ数 1.0

（iii） フロント・ファン[30]

ファン・エンジン用に設計したもので，第1次と第2次試作の運転結果による性能を次に示す（図 2.5.5）。

第1次圧力比 1.4　流量 104 kg/s　効率 85%
ボス比 0.4　動翼マッハ数 1.25
第2次圧力比 1.5　流量 104 kg/s　効率 85%
ボス比 0.4　動翼マッハ　1.32

（iv） 13段高圧圧縮機（図 2.5.6）

圧力比 11.8　流量 19 kg/s　断熱効率 84%
ボス比 0.57　動翼先端マッハ　0.86

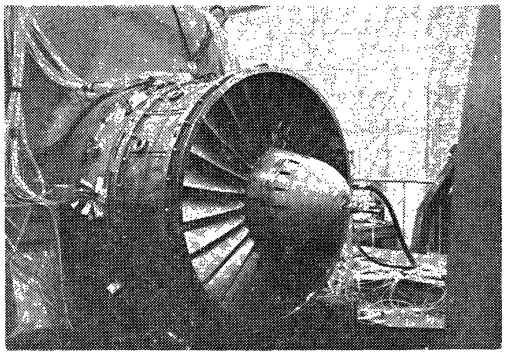


図 2.5.5 フロント・ファン

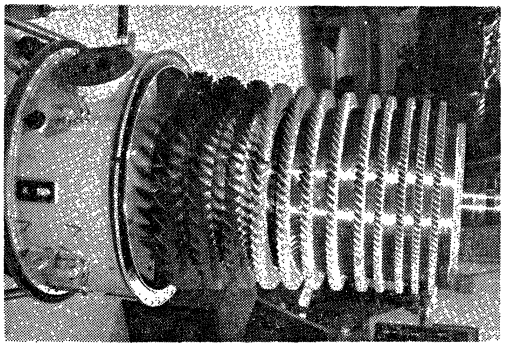


図 2.5.6 高圧圧縮機

可変静翼（入口案内翼，1～4 段静翼）

（v） 12段高圧圧縮機

圧力比 12.4　流量 19 kg/s　断熱効率 84%
ボス比 0.60　動翼先端マッハ数 0.95
可変静翼（入口案内翼，1～4 段静翼）

文　献

1) 宮地; 672回機講（昭 34），2) TR-24，3) TR-10，4) TR-44，5) TM-141，6) TR-152，7) TR-300，8) 坂口ほか; 14回航原講演会（昭 49），9) 坂口ほか; 15回航原講演会（昭 50），10) 近藤ほか; 機械学誌 **72**-609（昭 44）1333，11) TR-313，12) 蓑田ほか; 機械学誌 **74**-634（昭 46）1508，13) TR-34，14) TR-35，15) TR-49，16) TR-76，17) TR-134，18) TR-82，19) TR-86，20) TR-97，21) TR-112，22) TR-140，23) 大山ほか; 225回機講（昭 45），24) 大山ほか; 50期機講（昭 47），25) 大山ほか; 14回航原講（昭 49），26) 大山ほか; 15回航原講（昭 50），27) TM-114，28) 藤井; 内燃機関 **10** (1971) 95，29) 藤井ほか; JSME-6 (1971)，30) TR-267，268T，31)

藤井; Aero. Quart **19**-3 (1968) 284, 32) TR-277, 33) 藤井ほか; 14回航原講演会 (昭 49), 34) 藤井ほか; 14回航原講演会 (昭 49), 35) 藤井ほか; 15回航原講演会 (昭 49), 36) 藤井ほか; 15回航原講演会 (昭 49), 37) 藤井ほか; 15回航原講演会 (昭 49), 38) 藤井ほか; 52期機講 (昭 49), 39) TR-109

2.5.2 タ ー ビ ン

航技研での軸流タービンに関する研究[1]は，昭和30年に着手した試験設備の設計により開始された。その後34年度に低速翼列試験設備と高速翼列試験設備を，また35年度には軸流タービン試験設備を完成[2]し，“2段軸流タービン及び1段遷音速軸流タービンの研究”が行われた。これらの研究資料は，わが国で始めての航空エンジンのタービン要素試験であり当所で開発されたリフトジェットエンジン“JR 100”の設計資料として供された。その後ガスタービンエンジンの性能向上の観点から，タービン入口ガス温度の高温化の必要性が一層強くなり，35年頃からは航空機用エンジンのタービン部材の冷却が実用化されるに及んでわが国でもタービンの冷却技術の確立が急務となった。当研究所においても35年度よりタービン冷却に関する熱伝達の研究が開始され，43年度には高温タービン試験設備を完成し，特別研究費を得てタービン部材の空冷化を主とした“高温タービンの研究”に本格的に着手した。その後タービン翼の冷却に関する基礎的な問題の実験解析，二次元翼列による空冷翼の性能試験および実機大寸法のタービン要素試験機による実験等により総合的な研究[3,4]を進めてきた。この結果図2.5.7に示すように49年度には，タービン入口ガス温度1,250°Cの実現が可能となった。これらの成果により44年度に JR 220 系エンジンに日本で始めて空冷タービンノズル翼を適用してタービン入口ガス温度を約 100°C 高め，また46年度から始まった通商産業省大型プロジェクトの FJR 710 エンジンの高圧タービンにも適用されて，タービン入口ガス温度を 1,150°C にまで向上させ，燃料消費率の低減と推力の増大に大きく貢献した。現在まで同エンジンの高圧タービンの空冷に関しては，問題を起こすことなく順調に作動している。この他，航

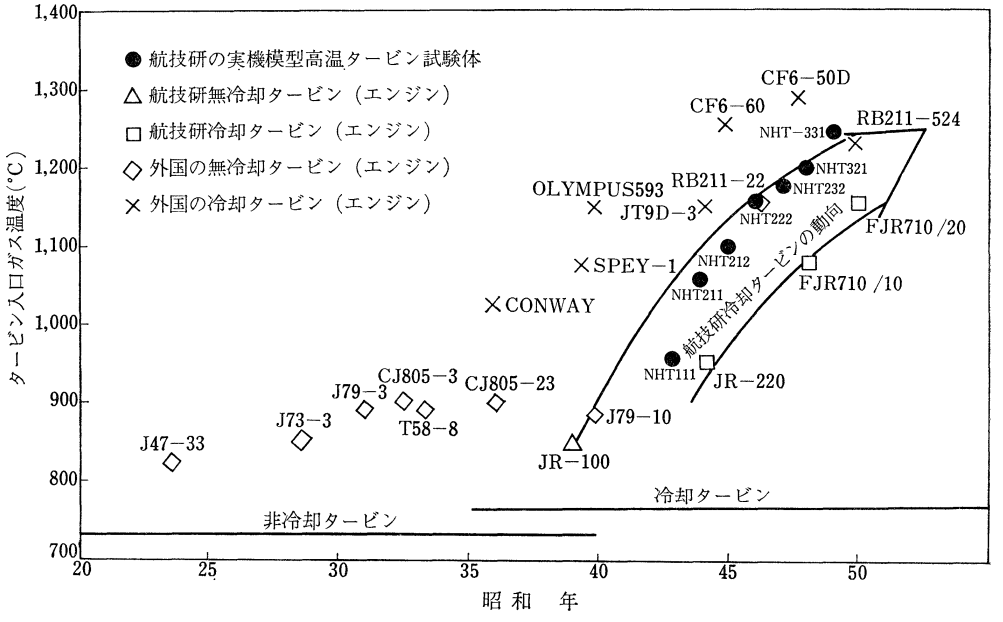


図 2.5.7 高温タービン研究の経過とタービン入口ガス温度の動向

空機用エンジンのタービン内部流動の試験のため，“多段軸流タービンの研究”を進めている。以下に，今までに行った主な研究テーマの概要を述べる。

（1） 軸流タービンの研究

2段軸流タービン空力試験機により，初段ノズル翼環状翼列試験[5]，単段タービン[6,7]および2段タービン試験を進め，内部流動，全体性能について詳細な測定を行って軸流タービンの空力性能の研究が途についた。引き続き高軸流速度の遷音速軸流タービン空力試験機を製作し実験を行った[8,9]。図2.5.8に試験機外観を示す。これらのタービンに用いられた翼型については，高速翼列風胴試験により高マッハ作動時の翼列性能[10~16]の確認を行った。図2.5.9は翼面上の衝撃波発生の状況を示すシュリーレン写真である。これらの成果はJR 100, 200 シリーズのリフトエンジンの他，FJR 710 ターボファンエンジンの空力設計に利用された。

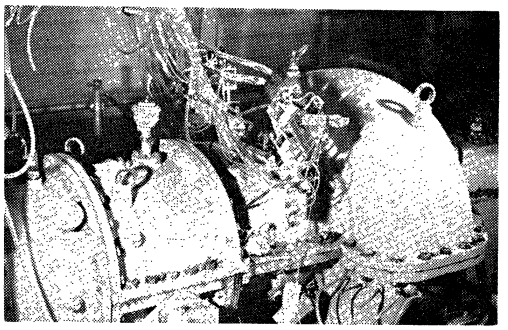


図 2.5.8 遷音速軸流タービン試験機

（2） 高温タービンの研究[17~19]

タービンの高温部材の空冷に関する基礎的研究から実機エンジンへの実用化迄の広い範囲にわたり研究を進めており，実機エンジンでの信頼性の確認も行われている。主要な研究項目は以下に列挙するとおりである。

（a） 基礎的研究（イ）タービンの空冷化とエンジン性能との関連についての解析[20]，（ロ）空冷タービンの空力設計法に関する研究[21]，（ハ）空冷タービン翼の構造に関する研究[22]，（ニ）空冷タービン翼のスパン方向温度分布と寿命との関係についての解析[23]，（ホ）冷却タービン翼の定常温度分布に関する研究[24,25]，（ヘ）冷却タービン翼の非定常熱応力の解析と応力低減に関する研究[26]（特許 1），（ト）空冷タービン動翼の遠心応力解析[27]——図 2.5.10 は三次元中空光弾性模型として製作に成功（特許 2）したタービン動翼の応力凍結法による光弾性写真の例である——（チ）タービン翼のフィルム冷却に関する実験，解析[28~32]——図 2.5.11 は，空冷タービン翼前縁部のフィルム冷却（特許 3）の可視化実験例である。

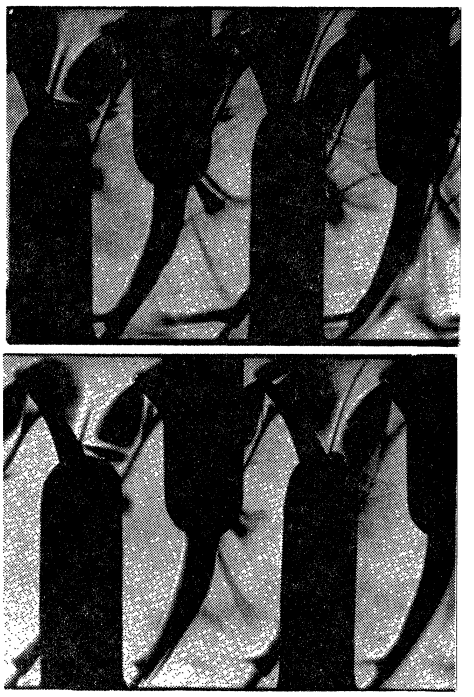


図 2.5.9 高亜音速タービン翼列のシュリーレン写真

（b） 低速および高速翼列風胴による二次元翼列実験[33,34]

タービン翼からの冷却空気吹き出しによる空力特性については，高速翼列風胴を用いて高亜音速領域までの実験解析[35~37]を続けており，他方図2.5.12に示す低速翼列風胴を用いて，低速時の空力性能とともに空冷翼の冷却性能の実験解析を続

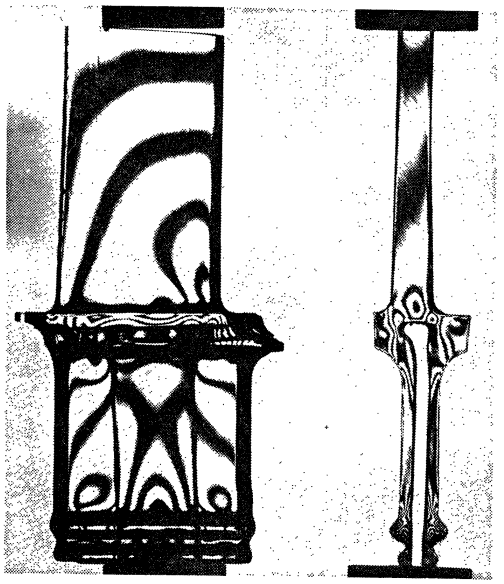


図 2.5.10 冷却タービン翼の三次元中空光弾性模型による干渉縞

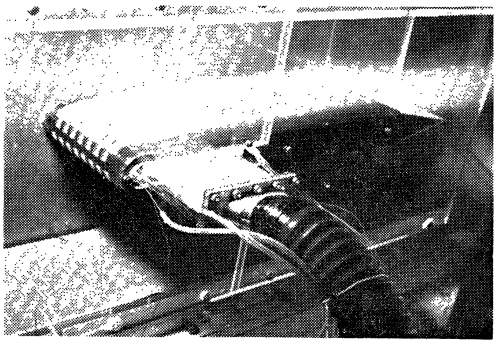


図 2.5.11 冷却タービン翼の前縁吹出し冷却の基礎実験

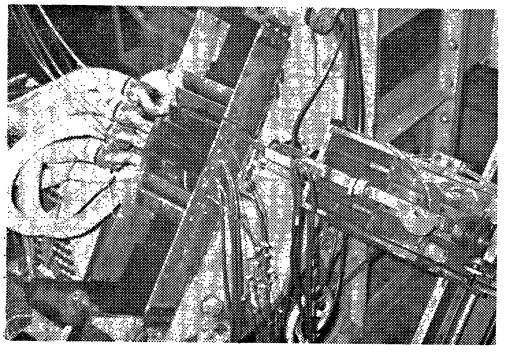


図 2.5.12 冷却タービンの二次元低速翼列

けている[38~41]。これらの研究成果は,「実機大寸法のタービン要素試験を行うにあたって空冷タービン翼設計の貴重な資料として活用されている。

（c） 実機大寸法のタービン要素試験機による研究[42~45]

航空機用ターボファンエンジンの高圧タービンは，高負荷および空冷による高温化の必要性とエンジン要素としての高性能化が要求されるため，空力試験機による詳細な性能解析[46,47]と，高温試験機による実機エンジンのシミュレーション試験[48~52]によってタービン要素の性能解析を続けてきた。図 2.5.13 は，アニュラ型燃焼器と1段空冷タービンを組み合わせた高温試験機の一例である。多くの基礎実験および解析の結果，高温試験機用として航技研で開発された空冷タービン翼は，図 2.5.14 に示すとおりである。これ等のうち冷却構造上最も改良されたタービンノズル翼および動翼（特許 5）のX線写真を図 2.5.15 に示す。なおタービン動翼にはいずれも延長翼根部を採用して，タービンディスクを低温に保つ事に成功している（特許 4)。図 2.5.16 はタービンディスクと空冷タービン動翼との組み付け状況を示す。高温試験機による実験に供されたタービンノズル翼と動翼の組み合わせは表 2.5.4 に示す通りである。

（3） 多段軸流タービンの研究[53]

ターボファンエンジンの低圧タービンとして設計された4段軸流タービンの空力性能試験が行われた。これはわが国で行われたタービン要素試験としては極めて希な多段タービン試験で，圧力比 5.0，10,500 KW 軸流圧縮機を空気源とするセミクローズドサイクルによって行われた。図2.5.17 に試験機断面図および実験結果の一部を示す。

文　献

1) 内燃機関 Vol. 11, No. 2 (1972), 2) TR-24, 3) 超高温研 Vol. 11, No. 2 (1974), 4) ガスタービン会議会報 Vol. 3, No. 8～10 (1975), 5)TR-69, 6) 昭 38 航技研公開研, 7) TR-273, 8) 730 回航空原動機講 (1965), 9) TR-272, 10) TM-36, 11) TM-91,

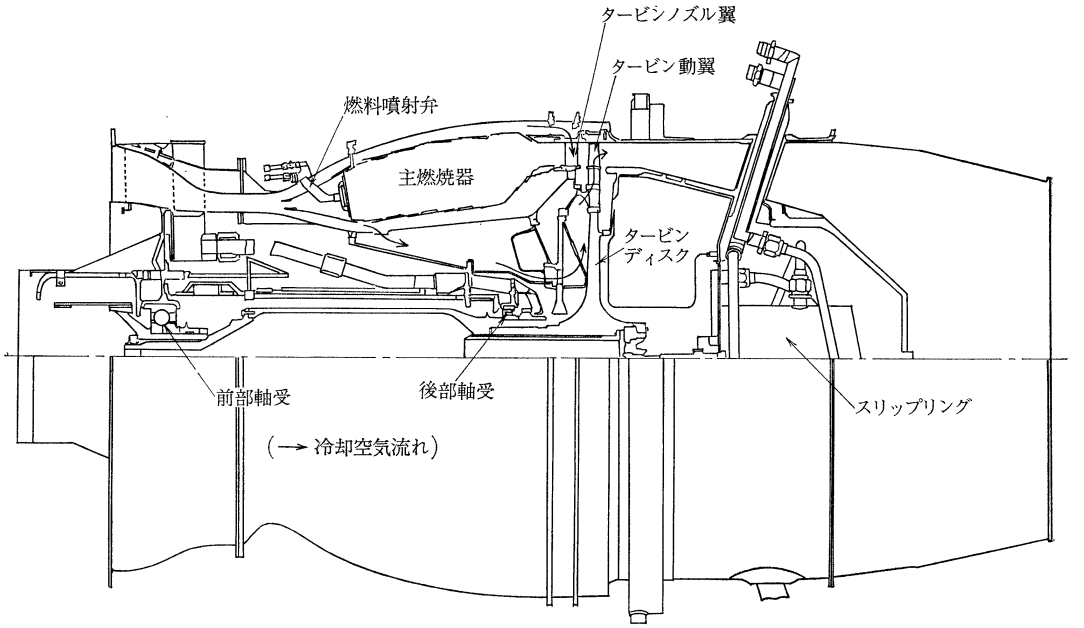


図 2.5.13 実機模型高温タービン試験機

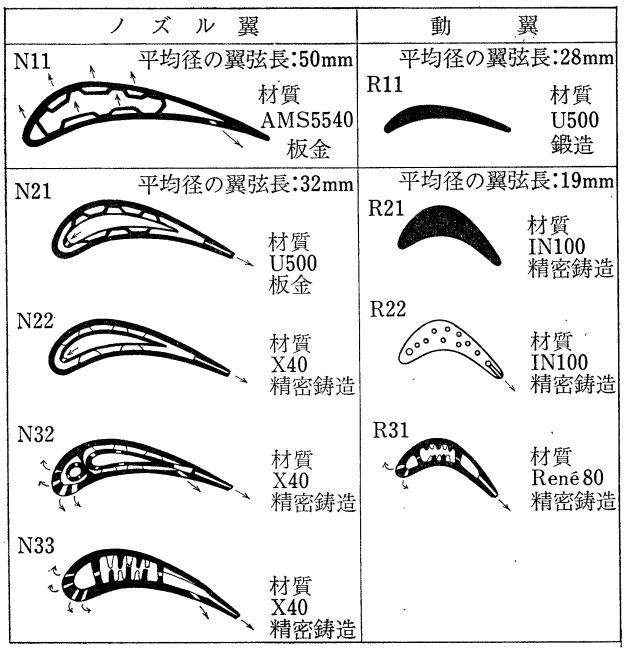


図 2.5.14 実機模型高温冷却タービン翼の構造

12) TM-131, 13) TR-84, 14) TR-108, 15) 718 回航空原動機講 (1964), 16) 730 回, 航空原動機講 (1965), 17) 昭 47 航技研公開研, 18) 第 1 回ガスタービン会議講 (1973), 19) ASME 74-GT-16 (1974), 20) 11 回航空原動機講 (1972), 21) 14 回航空原動機講 (1974), 22) 機学会佐世保講(1974), 23) 13 回航空原動機講 (1973), 24) TR-234, 25) TR-297, 26) TR-364, 27) 第 7 回応力シンポジウム (1975), 28) TM-195, 29) TR-371, 30) 13 回航空原動機講 (1973), 31) 15 回航空原動機講 (1975), 32) 流れ可視化シンポジウム (1974), 33) 昭 48 航技研公開研, 34) 第 2 回ガスタービン会議講 (昭 49), 35) 機学会 51 期秋期大会 (1973), 36) 機学会, 佐世保講 (1974), 37) 内燃機関講 (1974), 38) TR-231, 39) TR-232, 40) 14 回航空原動機講 (1974), 41) Tokyo Joint Int'l G.T. Conf. JSME-13 (1971), 42) TR-282, 43) 昭 44 航技研公開研, 44) 昭 49 航技研公開研, 45) ASME Paper 75-GT-116 (1975), 46) 12 回航空原動機講 (1972), 47) 機学会 51 期全国大会 (1974), 48) TR-321, 49) 13 回航空原動機講 (1973), 50) 14 回航空原動機講 (1974), 51) 昭 46 航技研公開研, 52) 機学会,

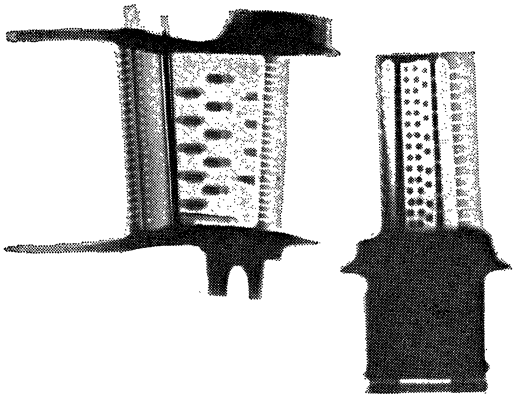


図 2.5.15 タービンノズル翼(N32) と動翼(R31) の X 線写真

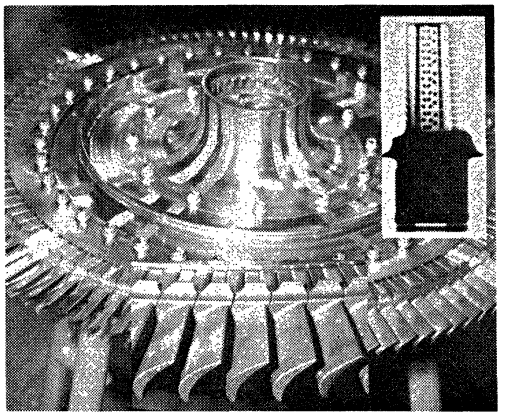


図 2.5.16 高温タービンロータおよび冷却動翼

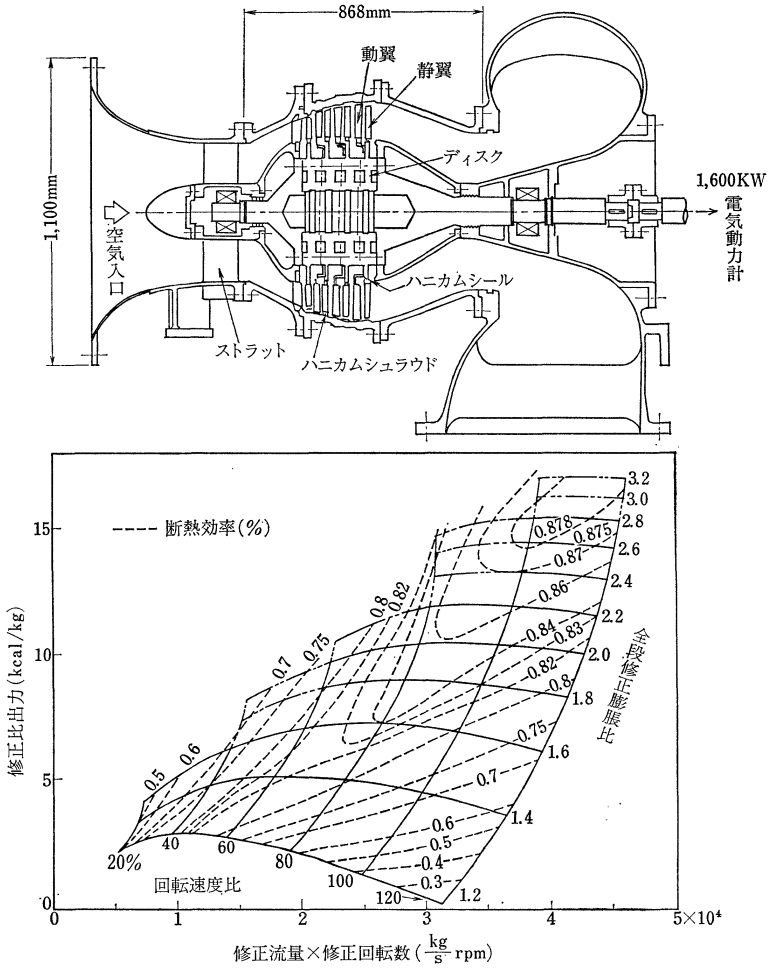


図 2.5.17 4段低圧タービン試験機と全体性能

表 2.5.3 タービンの研究経過

研究項目	研究期間（昭和年）30 35 40 45 50	文献	特許
(1) 軸流タービンの研究			
タービン翼二次元翼列の研究		(2), (10)～(16)	
高速軸流タービンの研究		(1), (2), (5)～(7)	
一段遷音速軸流タービンの研究		(1), (8), (9)	
(2) 高温タービンの研究			
総合的問題		(1),(3),(4),(17)～(19),(42),(43)	
冷却タービンの空力的問題		(20), (21)	
冷却タービンに関する熱伝達の研究		(28)～(32)	(3)
冷却タービン翼の非定常熱応力および寿命		(23), (26)	(1)
冷却タービン翼の開発		(22)	(4),(5)
冷却タービン翼の温度場の解析		(24), (25)	
冷却タービン翼の三次元光弾性応力解析		(27)	(2)
冷却タービン翼二次元翼列の研究		(33)～(41)	
冷却タービンの実機大の試験機による研究		(44)～(52)	
(3) 多段軸流タービンの研究		(53)	

特許 (1) 昭 47-044663, 米国 3836283, (2) 昭 49-103446, (3) 昭 49-029038, (4) 特許第 489680, 米国 3318573 (他英, 独, フランス, スイス特許), (5) 昭 48-039878

表 2.5.4 試験体適用翼の組合せ

試験体名称	タービン翼の組合せ	タービン入口温度
第1次 (NHT 111)	N11—R11	950℃
第2次 (NHT 211)	N21—R21	1050
第3次 (NHT 212)	N21—R22	1100
第4次 (NHT 222)	N22—R22	1150
第5次 (NHT 232)	N23—R22	1175
第6次 (NHT 321)	N32—R31	1200
第7次 (NHT 331)	N33—R31	1250

佐世保講 (1974), 53) 15 回航空原動機講 (1975)

2.5.3 燃焼器

ジェットエンジン燃焼器に関する研究は，缶形燃焼器試験設備の完成した昭和34年から本格的に着手した。34年度から49年度までの研究テーマを表2.5.5に示す。

(1) 高負荷燃焼器の研究

(a) 缶形燃焼器による研究

燃焼器の研究に用いる模型として，J33 エンジンの缶形燃焼器を取り上げ，これを模型化して実験した。図2.5.18に模型を示す。装置に取付けてあるダクトがケーシング，計測台上に立ててある長いライナが原型，短かいライナが高負荷形である。この実験から，ライナ長さを J33 のそれの 1/3 まで短縮しても，性能低下のないものが得られるという資料を得た[1]。この結果を用い，新らしく設計した燃焼器の実験では，最高燃焼負荷率

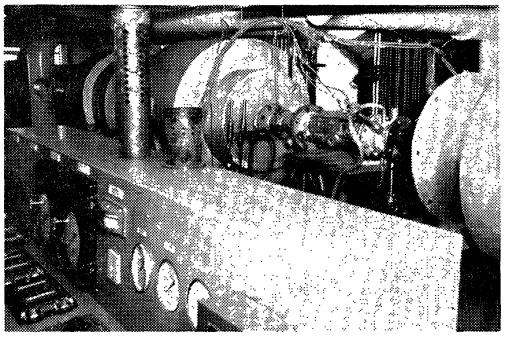


図 2.5.18 缶形燃焼器模型およびライナ

表 2.5.5 燃焼器関係の研究経過

研究テーマ（中項目）	年度 昭32 33 34 35 36 37 38 39 40 41 42 43 44 45 46 47 48 49 50	発表文献
ジェットエンジン燃焼器高々度性能の研究		文献 22)
ジェットエンジン燃焼器再着火の研究		
フレームホルダーの研究		
振動燃焼の研究		
ガス分析による燃焼器の性能測定の研究		文献 23)
高負荷燃焼器の研究		文献 1)～8), 10), 24), 25)
燃焼器要素の研究		文献 11)～16), 26)～30)
高温高負荷燃焼器の研究		文献 31)～33)
ジェットエンジン排気ガス制御の研究		文献 34)～36)
高圧燃焼器の研究		文献 17)～21), 37)～41)
ガス化方式燃焼器の研究		

1.8×10^8 kcal/m³·h を得た。これは，当時のジェットエンジン燃焼器の燃焼負荷率値の 4～5 倍にあたる。

（b） アニュラ形燃焼器による研究

JR エンジン試作研究計画に基づき，缶形高負荷燃焼器の資料を用いてアニュラ形高負荷燃焼器模型を試作した。燃焼器模型外観を図 2.5.19 に，試作ライナの例を図 2.5.20 に示す。各種のスワーラおよびライナ空気孔配置の組合せについて実験し，実用形において 1.9×10^8 kcal/m³·h·atm の燃焼負荷率を得た[2]。

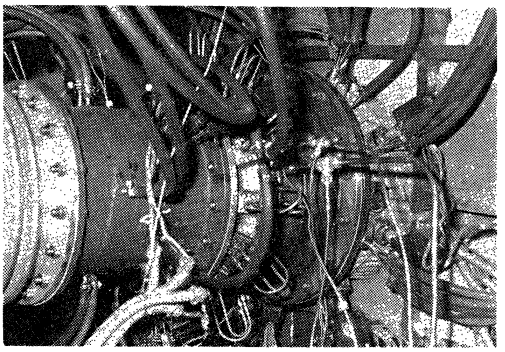


図 2.5.19 アニュラ形高負荷燃焼器模型（初期の小型のもの）

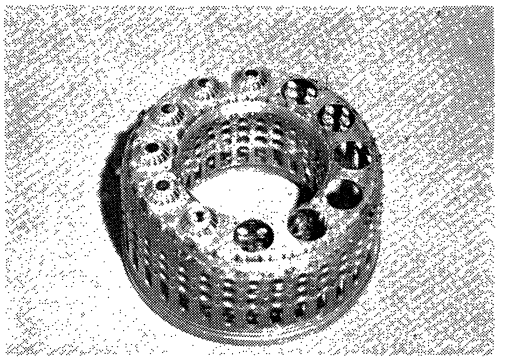


図 2.5.20 初期の小形アニュラ燃焼器ライナ模型

この結果をもとに JR 100 エンジンの燃焼器を設計し，燃焼実験を行った。図 2.5.21 は，燃焼実験の最終形で，このライナ空気孔配置の差異は，主に，出口温度分布の修正に基くものである[3,4]。

次に設計した JR 200 燃焼器は，はじめ JR 100 燃焼器の発展した形を考えた[5]が，のち，要素研究の成果を盛込んだ新らしいライナを設計し，この形でまとめた。図 2.5.22 にこれを示す[6]。

（2） 燃焼器に関する要素研究など

（a） 箱形燃焼器模型による研究

実験を容易にし，内部の燃焼状況の観察や測定

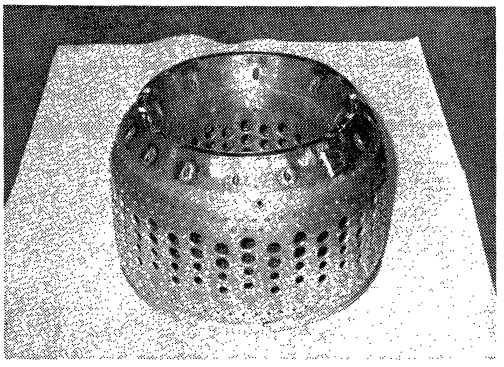


図 2.5.21 JR 100 燃焼器ライナ最終形

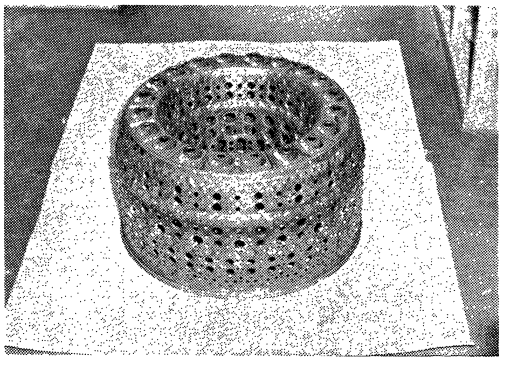


図 2.5.22 JR 200 最終型燃焼器ライナ模型（空気孔に各種の修正を行っている）

を有利にするため，アニュラ形を二次元化した箱形模型（図 2.5.23）の実験を行い燃焼器内部の流れ模様と諸性能との関連など，燃焼器内部の測定に基く性能改善の資料を得た[7,8]。

（b） スワーラの研究

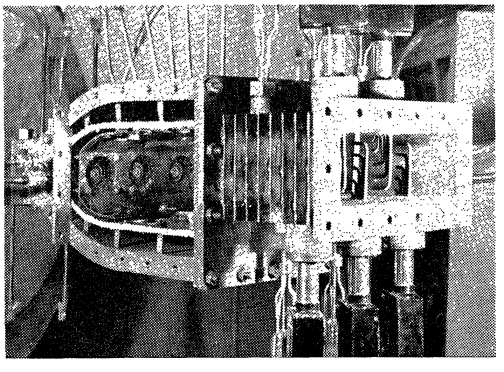


図 2.5.23 箱型燃焼器模型

スワーラの性能向上をはかるため，（イ）大気開放のプロパンガスによる保炎テスト（図 2.5.24），（ロ）液体燃料を用いた保炎テスト，（ハ）燃焼器の一次燃焼領域のみを取出した模型によるテストを行った。この結果得られた高性能スワーラ[9,10]を取付けたアニュラ形燃焼器の例を図 2.5.25 に示す。

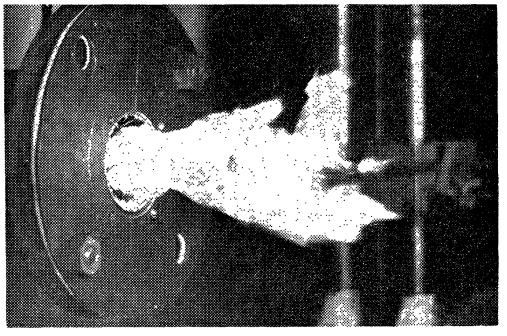


図 2.5.24 プロパンガスによる スワーラ保炎状況の観察

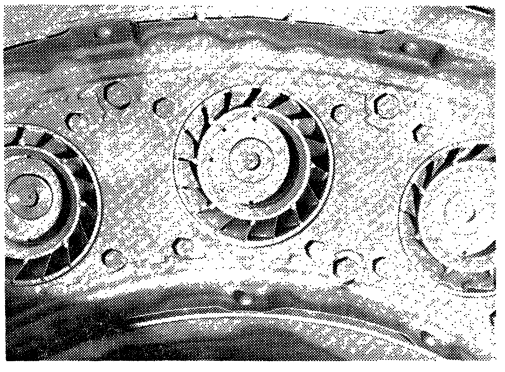


図 2.5.25 高性能スワーラの応用例（JR 100 燃焼器）

（c） 蒸発形燃料噴射弁の研究

この方式は，いくつかの利点をもちながら設計資料が少ないため，実用化がむずかしい。そこで燃料蒸発管に関する次の研究を行い，資料の充実をはかった。（イ）蒸発管内の空気-燃料二相流[11]，（ロ）管内の熱伝達[12]，（ハ）管内燃料の蒸発，微粒化特性[13]，（ニ）管の曲りの影響。これらの基礎的な資料から設計した実用形蒸発管の例を図2.5.26 に示す。

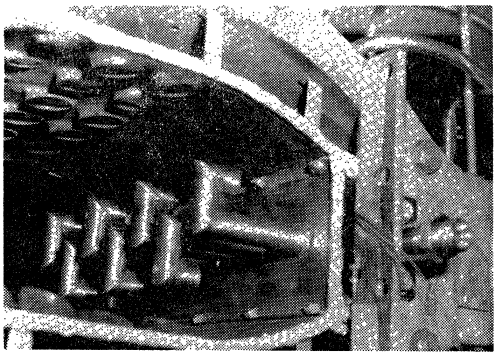


図 2.5.26 蒸発形燃料噴射弁をもつ箱形燃焼器模型

（d） ライナ空気孔模型による流れの研究

一様な主流中に空気噴流をあて，その貫通や混合の様子を調べた。はじめ単一孔で行い[14]，ついで2孔や3孔の組合せを実験し，理論的検討を行なった。

（3） 高圧燃焼器の研究

（a） 高圧雰囲気中における燃料噴霧の研究

高圧雰囲気中におけるうず巻噴射弁の噴霧のしぼみを調べ，このしぼみを防ぐ方法の一つにスワーラからの空気流を利用できることなどの資料を得た[17]。

（b） 箱形燃焼器模型による大気圧燃焼実験

高圧形燃焼器のライナ冷却空気量の燃焼性能に及ぼす影響，スワーラやライナ空気孔配置の効果などを調べた[18~21]。

図 2.5.27 は，ライナ模型の例である。

（c） セクタ燃焼器模型による高圧実験

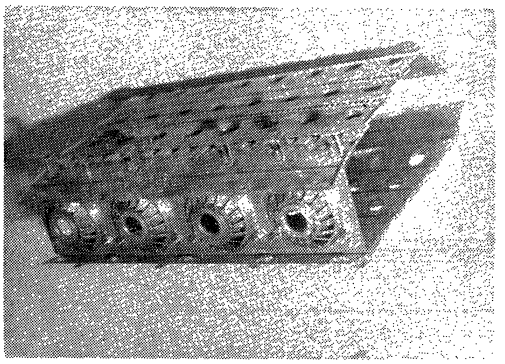


図 2.5.27 高圧形箱形燃焼器ライナ模型

高圧セクタ燃焼器試験装置を用い，セクタ（扇形分割）燃焼器模型の高圧燃焼試験を行っている。図 2.5.28 は，その概要である。

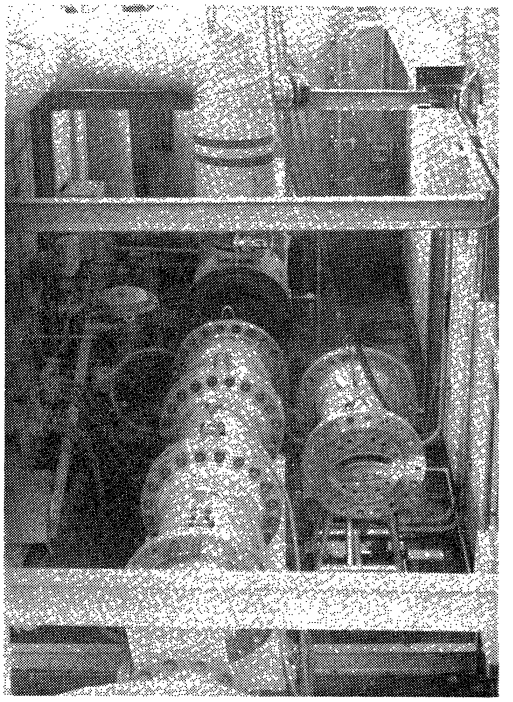


図 2.5.28 高圧セクタ燃焼器模型（横に取り外してあるダクト内に組込んである）

文　献

1) TR-39, 2) TM-44, 3) TM-68, 4) TM-129, 5) TM-93, 6) TM-128, 7) TR-118, 8) TR-126, 9) 日本国特許 No. 680586（昭 48），10) TR-143, 11) TM-115, 12) TM-189, 13) TM-161, 14) TM-116, 15) TR-227, 16) TR-369, 17) TM-253, 18) TM-228, 19) TM-260, 20) TM-265, 21) TM-269, 22) TR-204, 23) TM-69, 24) TM-70, 25) TM-170, 26) TR-376, 27) TM-166, 28) TM-169, 29) TM-180, 30) TM-184, 31) TR-208, 32) TM-158, 33) TM-193, 34) TM-230, 35) TM-273, 36) TM-274, 37) TR-296, 38) TR-327, 39) TR-374, 40) TM-242, 41) TM-254

2.5.4 エンジン制御

航技研において昭和38年より VTOL 機の研究が進められ，これに伴い高度制御の問題が提起さ

れ，エンジン制御との関連で研究を進めてゆくこととなり，ジェットエンジンによる高度制御の研究として特別研究のテーマに取り上げられた。

高度制御の研究を進める方法として，次の計画を立て実行に移した。

（イ） エンジン動特性の解析

（ロ） シミュレータによる高度制御システムの検討

（ハ） 高度制御試験設備による試験

これら一連の研究は38年に開始され，44年に予定通り完了した。この成果は同時に進行中のFTBによる VTOL の研究に活用された。

高度制御の研究においては，応答性の問題，安定性の問題に重点をおいてエンジンの制御の研究を進めていったが，その間，エンジンは，単軸から2軸，3軸のものの研究開発が進められ，これとともに制御装置との適合もきびしいものが要求されるようになった。このためエンジンをブラックボックスと考えて，制御するという考えを脱却し，エンジンの特性自体に立入って制御装置との適合の問題を考える問題にせまられてきた。

このような情勢からエンジン制御の研究は45年度から

（イ） エンジン動特性，シミュレーションの研究

（ロ） エンジン制御機器の研究

として研究を進め，46年デジタル計算機による実時間シミュレータを完成し，47年デジタル方式によるエンジン搭載型エンジン制御器の試作を行い，ついで，同装置による JR 100 エンジンの運転試験に成功した。続いて48年度に2軸エンジンのための制御装置の試作を行った。これらの制御器と実時間シミュレータの組合せにより，各種制御方式についての比較試験を行うことにより，エンジン制御の根本法則について，確然たる見通しを得ることができ，研究の目的はほぼ達成された。

航空機の安全性という面から考えると，エンジンの制御はまたサージングを避けるための加減速スケジュールの選定，過大回転の防止等，エンジンを安全に運転するための技術でもある。この研究を更に発展させ，振動，音響等による異常の検出を含めて，エンジンの運転中の異常を未然に検知する研究が，エンジン監視システムの研究として，49年度より開始され，振動による異常の検出の研究を中心として進行中である（表 2.5.6）。

（1） 高度制御の研究

高度制御の研究の第1段階として，制御対象であるエンジンの動特性をでき得る限り正確に求めることから着手した。ついでこの特性のシミュレーション法について検討を加え，関数発生器を利用した近似法により実用上，十分な精度で近似できることを確めた。

つづいて，アナログ計算機により，制御システムのシミュレーションスタディを行い，速度ならびに加速度フィードバックの値を適当に選ぶことにより安定に制御しうることが解り，その範囲を確定した。

高度制御の試験のため，41年3月角田支所に高さ約 40 m の高度制御試験設備を建設した。

この試験設備は，できうる限り実際の状況に近い条件で高度，速度，加速度センサ，制御器，エンジンを含めた制御システムの試験を行い得るもので，自由に上下できる台車に1台又は2台のエンジンを取付け，遠隔操作により，高度制御の実験を行ない得るようにしたものである（図 2.5.29）。

この試験は41年度から43年度まで，8回実施した（口絵写真参照）。その内容は表 2.5.7 に示すとおりである。

第8次の電波高度計を用いた自動高度制御の試験をもって試験は終了したが，制御システムのほか，エンジンの起動停止の問題，騒音，排気の再循環，排気の地表面にあたえる影響など貴重なデータが得られ，また FTB の手動による制御システムの試験もパイロットにより行われ，続いて行われた FTB の飛行試験に重要な役割をはたした。

またこの試験のためのエンジンの起動停止回数

表 2.5.6 エンジン制御の研究経過

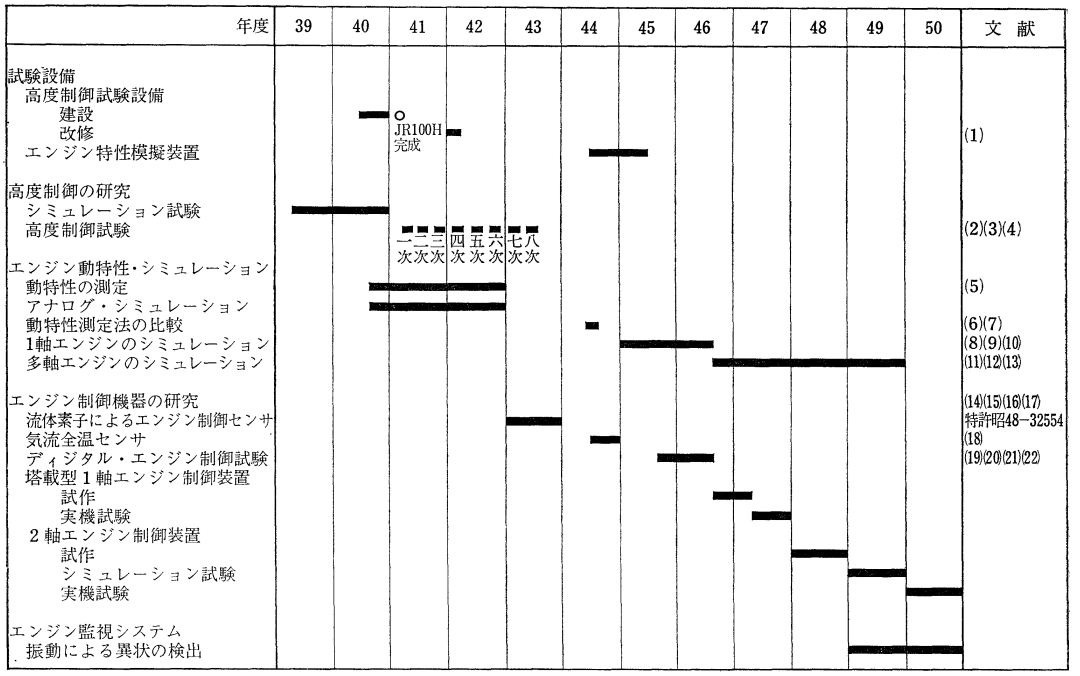


表 2.5.7 高度制御試験の試験経過と内容

年 月	試験名	内容	試験回数
41. 3	高度制御試験設備完成	角田支所に設置　全高 40m	
6	予備試験	ダミーエンジン使用，落下試験	
6	JR100H 製作完了	1号機6月末，完成　2号機7月末，完成	
8	第1次試験	JR100H 1台搭載　振動，入口空気温度測定手動による高度制御 10m 浮上	24
10	第2次試験	電気サーボ使用，自動高度制御，最大速度 2.5 m/s	12
42. 3	第3次試験	電気油圧サーボ使用，自動高度制御　FTBシステムによる自動高度制御	18
5	高度制御試験設備改修	JR100H 2台搭載	
6	第4次試験	2台エンジンの起動手順の確定，周辺温度分布測定，騒音測定	27
10	第5次試験	2台エンジンによる自動高度制御，磁気増幅器使用 最大速度 3.4 m/s	29
43. 2	第6次試験	FTBシステムによる手動高度制御，エンジン1台故障時の試験	36
6	第7次試験	FTBのための起動，運転手順の確認試験 気圧高度計による自動高度制御	22
10	第8次試験	電波高度計による自動高度制御	45

は213回，運転時間約50時間，その間エンジン本体のトラブルは皆無の成績で，エンジンの信頼性について確信をもつことができた。

(2) エンジンの動特性，シミュレーションの研究

エンジン制御について研究を進めていくためにも，エンジンの動特性はできる限り正確に求めておく必要がある。このため JR 100 を供試エンジ

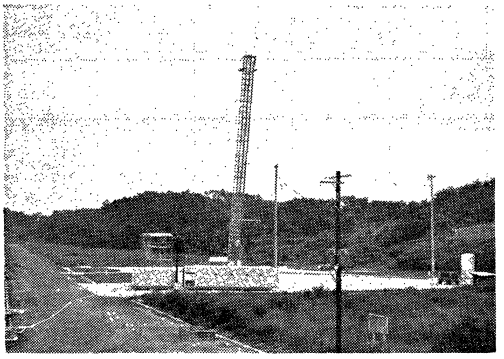


図 2.5.29 高度制御試験設備

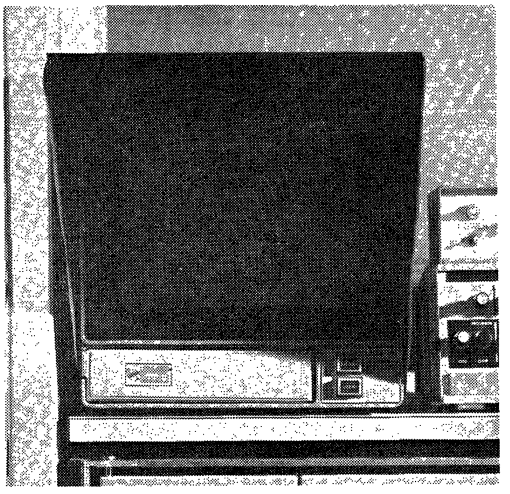


図 2.5.30 エンジン特性シミュレータ表示部

ンとし，動特性計測法の過渡応答法，周波数応答法，不規則信号法の比較試験を行った。この結果，不規則信号法がエンジンに損傷を与えることが少ないという点で優れており，精度も処理技術の改善により高くすることができる見通しを得た。

エンジンの制御器の設計，製作は，エンジン試作のスケジュールと並行して進めなければならない。このためエンジンの設計段階あるいは，要素試験段階で得られるデータを基にして，エンジン全体の特性を近似させる高精度のシミュレータが必要となる。また制御器の試験のために実時間で

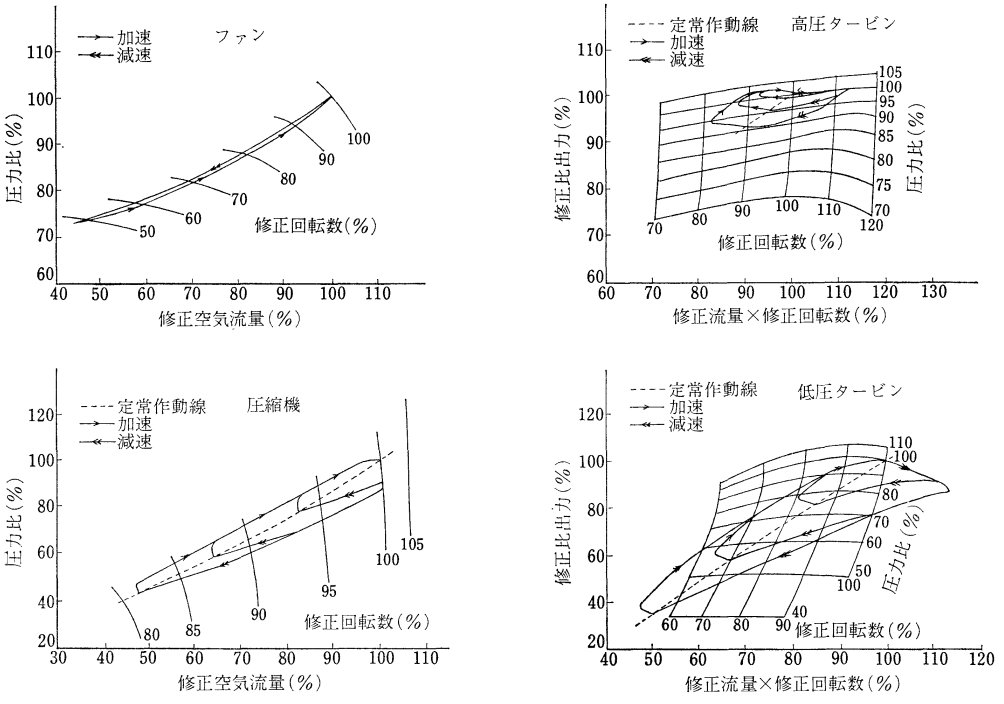


図 2.5.31 2軸エンジンの加減速経路

作動できなければならない。このような要求を満すため44年度より，デジタル方式によるシミュレーション方式の研究を進め，46年，1軸エンジンについて，48年，1軸から3軸までのすべてのガスタービンに適用できるシミュレーションプログラムを完成した。図2.5.30にシミュレータの表示部，図 2.5.31 にシミュレータにより求めた加減速径路の例を示す。

（3） エンジン制御機器の研究

エンジンの制御を行うためには，エンジンの周辺条件，エンジンの作動状態を検出する検出器が必要である。この研究の一環として，温度回復係数の高い気流全温度検出器の試作，流体素子方式による圧力不感型温度検出器の研究（昭和49年5月特許 48-32554）を行った。

エンジンの性能向上に伴い，制御装置の機能に対する要求はきびしいものとなってきており，従来の油圧機械方式ではその要求を満たすことが困難となってきた。このため，制御方式を自由に選択でき融通性に富む電子式燃料制御器の開発が各国において進められている。航技研でも，高度制御の研究において研究試作を行った電気-燃圧式の燃料制御器（図 2.5.32）を発展させ，デジタル方式により，加減速スケジュールを任意にかえ得る燃料制御器の試作を行った。図 2.5.33 はエンジン搭載を考慮した1軸エンジンのための制御器で，JR 100 を用いた実機試験を行い，その精度，融通性ともに従来の機器より優れていること

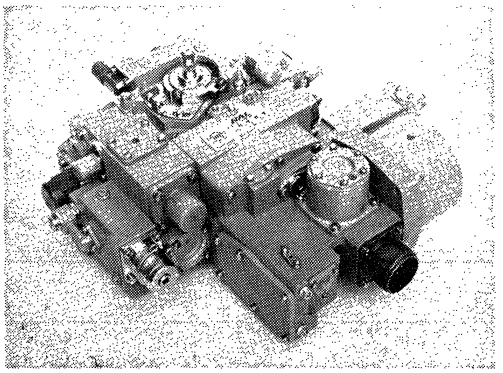


図 2.5.32 電気—燃圧式燃料制御器

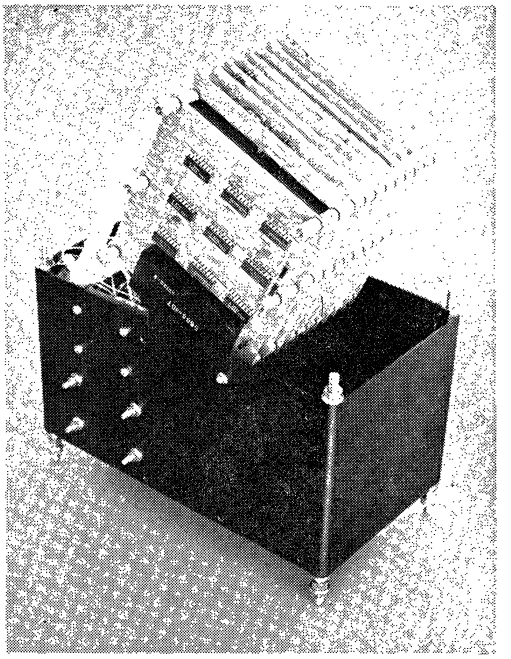


図 2.5.33 デジタル式燃料制御装置（1軸エンジン用）

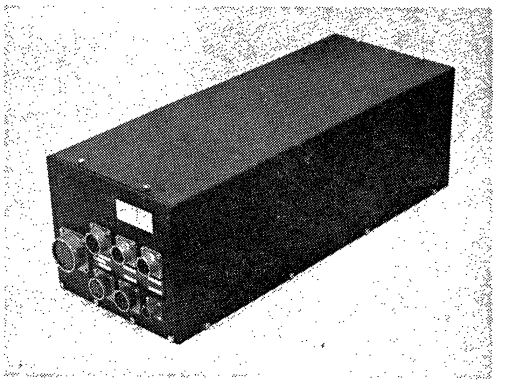


図 2.5.34 デジタル式燃料制御装置（2軸エンジン用）

を確認した。

この試作を更に発展させ，48年，内部に自己故障診断機能をもたせ，3重の演算機能を有する多軸エンジン制御装置の試作を完了し，50年に実機試験を行う予定になっている（図 2.5.34）。

文　献

1) TR-275, 2) 松木ほか；7回航原講演会（昭42），3) 鳥崎ほか；9 回航原講演会（昭 44），4) 松木ほか；内燃機関 **11**-125（昭 47）95, 5) 西尾ほか；8 回航原

講演会（昭 43），6) TR-238，7) 西尾ほか；10 回航原講演会（昭 45），8) TR-283，9) 西尾ほか；11 回航原講演会（昭 46），10) 西尾ほか；内燃機関 **11**-121（昭 47) 82，11) 西尾ほか；13 回航原講演会（昭 48），12) 杉山ほか；15 回航原講演会（昭 50），13) 西尾ほか；ASME paper 74-GT-19（昭 49），14) TR-265，15) 遠藤ほか；4 回純流体素子シンポ（昭 44），16) 杉山ほか；4 回純流体素子シンポ（昭 44），17) 西尾ほか；オートメーション **17**-10（昭 47) 107，18) TR-260，19) TR-281，20) 西尾ほか；12 回航原講演会（昭 47)，21) 西尾ほか；1 回ガスタービン会議講演会（昭 48)；22) 西尾ほか；内燃機関 **11**-122（昭 47) 85，23) 西尾；機械学会 321 講習会（昭 45)，24) 松木ほか；機械学誌 **70**-580（昭 42) 636，25) 西尾ほか；内燃機関 **11**-126（昭 47) 91，26) 西尾；エレクトロニクスダイジェスト（昭 44) 60，27) 西尾；エレクトロニクスダイジェスト（昭 46) 62，28) 西尾；エレクトロニクスダイジェスト（昭 46) 63，29) 西尾；エレクトロニクスダイジェスト（昭 40) 48

2.5.5 ジェットエンジンの構造

（1） エンジン部材の強度の研究

エンジン部材の強度に関する研究として，当所設立直後から内圧による円筒の強度および回転体の強度の研究が行われた。また，これらの基礎となる研究として塑性の研究が行われた。

塑性の研究としては，昭和32年度から34年度にわたり，新しい塑性理論，「塑性の三方向せん断理論」が樹立され[1,2]，この理論によって多くの実験事実が解明された。例えば次のような事実である。

（イ） 履歴曲線の形[3]

（ロ） 塑性変形による材料の異方性[4]

（ハ） 軟鋼の降伏点における変形とその後の塑性変形

（ニ） 中間主応力の塑性活動におよぼす影響[5]

（ホ） 応力状態と塑性変形の形[6]

特に履歴曲線の形に関しては，引張り，純粋せん断および両者の中間の応力状態のもとにおける実験が行われ，履歴環の形は従来考えられていたような円滑な曲線ではなく，折れ曲った曲線群であることが見出された。そして，上記の新塑性理論によってこの事実が説明できることが明らかにされた。

内圧による円筒の強度に関しては34年度に，種々の肉厚をもつ円筒に内圧を加える実験が行われ，応力分布が降伏点，塑性流動および破壊におよぼす影響が明らかにされた[7]。また，この実験結果について新しい塑性理論による解析が行われ，高圧容器を設計するための資料が得られた[8]。

ジェットエンジン用圧縮機あるいはタービンの翼車の回転強度に関する研究も設立直後から開始され，初期には基礎的な試験として，一様な厚さをもつ円板について回転による降伏ならびに破壊の実験が行われた[9~16]。これにつづいてボスをもつ円板[17]，外周に翼に相当する錘りを取り付けた円板，ディスクとスペーサから成る組立てロータなどについての実験が数多く行われ（図 2.5.35），翼車の設計のための基礎資料が得られた[18,19]。

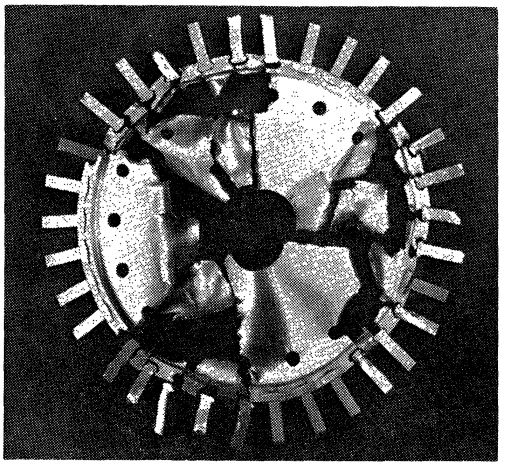


図 2.5.35 翼車の回転による破壊

40年度からピンジョイント型動翼植込部をもつディスクあるいは組立ロータのディスクのように多数の円孔をもつディスクについての研究が行われ，光弾性実験（図 2.5.36）および有限要素法により形状と応力分布の関係が明らかにされた[20]。

翼車の強度に関連して，40年度からピンジョイント型動翼植込部のディスク側および翼側の強度についての問題が発生した。これについて，実機の翼根部を模擬した金属製模型による強度試験，単純化された金属製模型による疲労試験，光弾性

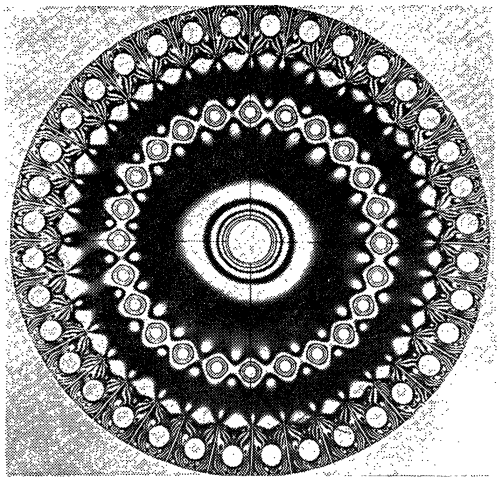


図 2.5.36 多数の円孔をもつディスクの遠心力による光弾性しま模様

実験および理論計算による応力分布の解析などが行われ，ピンとピン穴との間にすきまを与えられたピンジョイントの最適の形状を定める資料が得られた[21,22]。

エンジンの高温部々材の熱衝撃に関しては36年度から実験設備の計画が開始され，37年度に完成，38年度から39年度にわたって装置の調整と種々の材料についての試験が行われた。これによって種々の材料の熱衝撃に関する基礎的な資料が得られた[23]。

エンジン部材の疲労に関しては次のような研究が行われた。

（イ） アルミニウム合金の前歴が疲労寿命におよぼす影響[24]

（ロ） 疲労における寸法効果[25]

（ハ） 疲労における応中応力集中の影響[25]

（ニ） ピンとピン孔との間にすきまをもつピンジョイントの疲労強さ[22]

（ホ） 接着剤による接着接手の疲労強さ[26]

（ヘ） 疲労寿命推定方法（SN ゲージ，銅メッキ法）

（ト） 低サイクル疲労条件のもとでのき裂伝播特性

以上はエンジン部材に関する研究であるが，エンジン全体の構造の問題として，着陸時の衝撃，ロータの不つりあい力などによるケーシングおよびロータの変形あるいは振動の問題がある。これについては軸対称殻に非軸対称荷重が作用した場合の変形（図 2.5.37）を計算するプログラムが作成され[27]，実機の剛性の計算に応用された[28]。

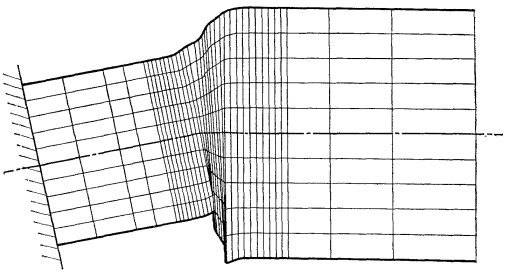


図 2.5.37 軸対称殻の変形

（2） エンジンに関連する振動問題の研究

エンジンに関連する振動問題としては圧縮機およびタービンの翼の振動，ロータの不つりあいに起因するエンジン全体の振動の二つが重要である。

これらの研究は当所設立より少しおくれて，昭和35年度から開始され，36年度までに試験設備の主要なものの整備が行われた。これに続いて当時製作が開始された国産ジェットエンジンＪ３のタービン動翼の振動試験が行われた[29]。その後，JR 系リフトジェットエンジンの翼など各種の軸流回転機械の翼について実験（図 2.5.38）と理論解析が行なわれ[30,31]，特殊な翼根部をもつ翼に関しても設計時に翼の振動特性を予測することができるようになった[32]。

また，翼の共振時の振動応力を減少させる翼根部の振動減衰作用について実験が行われ[33]，各種の形状，寸法の翼根部の振動減衰特性が求められた。

エンジン全体の振動の研究は翼の振動の研究よりおくれ，JR 系リフトジェットエンジンの試作研究にともなって開始された。まず，ジェットエンジンのような複雑な構造物の振動試験法（図 2.

表 2.5.8 構造，振動，軸受関係研究経過

研究項目 ＼ 年度	30	35	40	45	50	文　献
1　エンジン部材の強度						
1.1 塑性の研究						(1)～(6)
1.2 内圧による円筒の強度						(7), (8)
1.3 翼車の強度						
一様厚さの円板						(9)～(16)
ボスおよび翼付の円板						(17)～(19)
組立ロータ						(20)
1.4 熱衝撃						(23)
1.5 エンジン部材の疲労						
寸法効果、応力集中の影響						(24), (25)
疲労寿命推定法						
接着接手の疲労						(26)
1.6 ピンジョイント型動翼植込部						(20)～(22)
1.7 エンジンの殻構造						(27), (28)
2　エンジンに関する振動問題						
2.1 翼の振動とその防止						(29)～(34)
2.2 エンジンの振動とその防止						(35)～(38)
3　エンジンの潤滑						
3.1 境界潤滑						(39)～(46)
3.2 ころがり軸受の高速性能						(47)～(51)
3.3 ころがり軸受の寿命						(52)

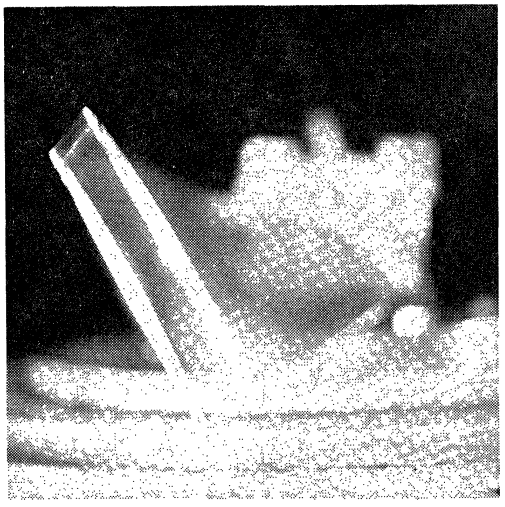


図 2.5.38 圧縮機の翼の振動試験

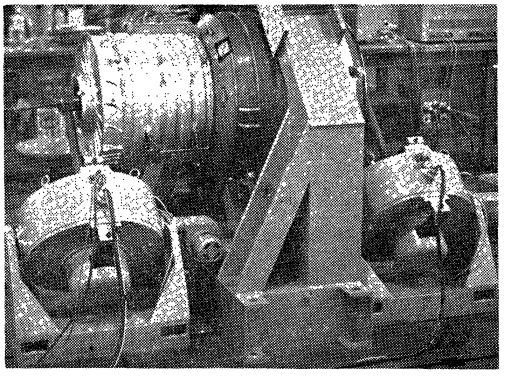


図 2.5.39 ジェットエンジンの振動試験

5.39) が確立され，JR 系エンジンの振動試験が行われた[35]。また，振動特性の理論解析も行われ，前述の軸対称殻の非軸対称荷重による変形の解析とあわせて，単軸ないし多軸エンジンの振動特性を設計時に予測できるようになった[36,37]。

また，エンジン全体の固有振動数とロータの回転数が一致することによる共振の際の振幅を減少

させるダンパ軸受の研究が行われ[38]，実機に有効に利用できることが明らかにされた。

（3） エンジンの潤滑に関する研究

潤滑に関する研究として，当所設立直後から昭和35年度にわたって軸受の焼付きを解明する基礎となる境界潤滑の研究が行われた。境界摩擦に及ぼすすべり速度[39~41]，高圧粘度[42]，表面あらさ[43,44]，吸着分子層[45,46]などの影響を明らかにし，その機構を解明した。

エンジン用高速ころがり軸受の研究に関しては，昭和36年度から実験設備の計画が開始され，37年度に完成した。38年度において JR 系リフトエンジンの潤滑について実験が行われ，潤滑方式として間けつジェット給油が適していることを明らかにし，実機と同一条件下で軸受の耐久試験を行い実用しうることを示した[47]。

またこれと平行して，ジェット潤滑下の高 dn 値における玉軸受の性能と限界速度を高めるための研究が行われた。高速における玉軸受の焼付きは，図 2.5.40 に示すように，いずれも給油ノズルと反対側の保持器の案内面とこれに対する軌道輪案内面に生じており，現在軸受の限界速度を左右しているのは保持器の潤滑問題であることを明らかにした[48]。このことから，限界速度を高めるためには保持器案内方式，形状，構造，軸受形式をどのようにすればよいか明らかにし，dn 値で 330×10^4 まで回転可能とした。さらに従来不明値であった高 dn 値における摩擦トルク，軸受温度上昇などの基本特性を求めて実験式を呈示し，高速ころがり軸受の設計基準を確立した[49,50]。なお高速ころがし軸受の潤滑法にはいま一つオイルミスト潤滑があるが，これは dn 値でせいぜい 200×10^4 までしか使用できないことを明らかにした[51]。

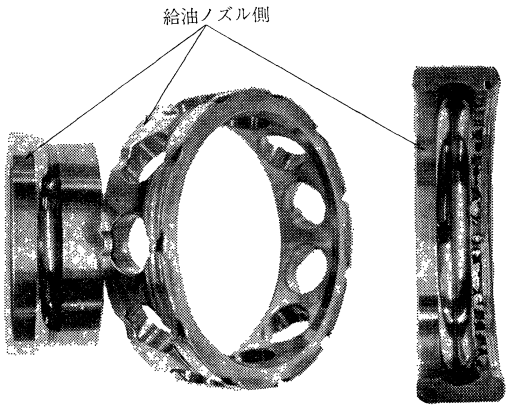


図 2.5.40 高 dn 値における玉軸受（#30 BNT）の焼付き（給油量 0.44 kg/min. スラスト荷重 50 kg で 90,000 rpm, dn 値で 270×10^4 で焼付き）

ころがり軸受の寿命に関しては，34年に日本学術振興会に転り軸受寿命第 126 委員会が設置され，当初からこれに参加して協同研究を行ってきた。標準ころがり軸受寿命試験機の研究，試作，同一ロット軸受による試験機の機差検定を行い，これにつづいて従来不明確であった寿命に影響する諸因子，とくに潤滑条件がどのような影響を与えるかを油の粘度，種類，速度，温度を変化して研究した[52]。

文　献

1) Nakanishi ほか; Bull. JSME **2**-6 (1959), 2) TR-71, TR-71T, 3) TR-90, 4) 中西ほか; 機械学論 **25**-155 (昭 34), 5) 中西ほか; 機械学論 **25**-155 (昭 34), Bull. JSME **3**-9 (1960), 6) 中西ほか; 機械学論 **26**-170 (昭 35), 7) 佐藤; 機械学論 **25**-151 (昭 34), Bull. JSME **2**-8 (1959), 8) 佐藤ほか; 機械学論 **26**-167 (昭 35), 9) 佐藤; 航空学誌 **10**-105 (昭 37), 10) TR-4, 11) TR-11, 12) TR-19, 13) TR-38, 14) TM-11, 15) TR-47, 16) TM-24, 17) TR-55, 18) 佐藤ほか; 機械学論 **32**-240 (昭 41), 19) 佐藤ほか; 機械学誌 **69**-575 (昭 42), 20) TR-247, 21) TR-183, 22) TR-214, 23) TM-54, 24) TM-8, 25) TM-64, 26) TM-208, 27) TR-262, 28) TR-329, 29) TM-94, 30) TM-65, 31) TM-95, 32) TR-176, 33) TM-74, 34) TR-218, 35) 宮地ほか; 13 回航原講演会, 36) 宮地ほか; 14 回航原講演会, 37) 宮地ほか; 2 回日本ガスタービン会議, 38) 宮地ほか; 15 回航原講演会, 39) 宮川; 潤滑 **1**-3 (昭 31) 146, 40) 宮川; 機械学論 **29**-199 (昭 38) 563, 41) Miyakawa; Bull. JSME **6**-24 (1963) 833, 42) 宮川ほか; 潤滑 **4**-1 (昭 34) 23, 43) 宮川; 機械学論 **29**-199 (昭 38) 572, 44) Miyakawa; Lub. Engg., **22**-3 (1966) 109, 45) 宮川; 機械学論 **29**-199 (昭 38) 583, 46) Miyakawa; Bull. JSME

6–24 (1963) 840, 47) 宮川ほか；機械学誌 **66**–538 (昭38) 1551, 48) 宮川ほか；東大宇宙研報告 **1**–3 (昭40), 344, 49) TR–284, 50) 宮川；機械学誌 **76**–650 (昭48) 252, 51) 宮川ほか；日本潤滑学会研究発表会 (昭48), 52) 委員会報告；機械学誌 **70**–576 (昭 42) 74；学振協力会報 18 (昭 48) 1

2.5.6 V/STOL 用リフトジェットエンジン

航空機の新型式で将来の発展が期待される V/STOL 機を実現するためには，その揚力発生のために軽量大推力のリフトジェットエンジンが基本的に必要である。この研究の第1歩として昭和38年より軽量エンジンの試作研究が開始され，JR 100 リフトエンジンが完成し，このエンジンによる高度制御の研究を終え，さらに FTB に装着して VTOL 機の離着陸，ホバリングの研究を行い，自由飛行に成功した。

この JR 100 リフトエンジンは，(イ) VTOL 機研究のための FTB による試験研究に使用出来るように早期に完成させること。(ロ) 本格的なリフトエンジンのための基礎となるものであることの2点を考慮し，推力重量比は10程度として，(イ) この時点までに各要素の基礎研究により得られていた成果を全面的に取入れ，(ロ) 国産し得る材料を用い，(ハ) 我が国で可能な加工法によることを基本とした。これらの条件を基礎として将来の VTOL 機の使用状況を想定して，垂直離着陸時の燃料消費量を含めた有効推力重量比を最大にするエンジンサイクル，構造の検討を行い，単軸2軸受の純ターボジェットエンジンとし，(イ) 短時間運転の多数回のくり返し可能で，(ロ) 加減速特性がすぐれ，(ハ) 姿勢制御用抽気が可能であるエンジンとして設計した[1~8]。

さらにリフトジェットエンジンの性能向上の研究は JR 200 系として，要素性能の向上による推力増加および軽量材料の使用による軽量化によって推力重量比15を目標に計画を進め，圧縮機，タ

表 2.5.9 リフトエンジンの研究開発経過

機種	年度 38	39	40	41	42	43	44	45	46	47	48	49	50	備考
JR一〇〇	JR 100	設計製作	性能運転		F型に改造	耐久運転								JR100原型試作エンジン 耐久運転
	JR100H−1		設計製作	高度制御の研究			(JR100H−1P) 横型耐久		エンジン消音の研究					高度制御の研究用 横型耐久 エンジン消音の研究
	JR100H−2		設計製作	耐久運転	高度制御の研究		エンジン制御の研究			(JR100H−2改) 推力増加型に改造		性能運転		高度制御の研究 エンジン制御の研究 推力増加試験研究
	JR100F−1			設計製作	FTB搭載試験						遷移飛行の研究			フライングテストヘット試験用
	JR100F−2			設計製作	FTB搭載試験				エンジン制御の研究		遷移飛行の研究			仝　上
JR二〇〇	JR 200		設計製作		性能運転									
	JR 220					設計製作		性能運転						

ービンの性能向上，チタン合金の大幅採用による重量軽減により JR 220 が完成し運転試験を終了した[9~15]。

現在なお VTOL 実験機に搭載するための研究として，(イ) 自動起動方式の研究，(ロ) タービン入口温度の向上による推力増加の研究を進めている。

この研究開発の経過を表2.5.9に示す。JR 100系は原形エンジン1台，高度制御の研究用 JR 100H型（抽気なし）2台，FTB 搭載用 JR 100F型（抽気あり）2台製作され，また JR 100H の1台は後に推進用横置型に改装されて，エンジン消音の研究に用いられた。尚 JR 200，JR 220 はそれぞれ1台製作された。

(1) 試作リフトエンジンの構造概要

JR 100 および JR 200 リフトジェットエンジンの仕様を表2.5.10に，また JR 100 の本体断面を図 2.5.41 に示す。またそれぞれの計画性能，主要部使用材料および各部重量を表2.5.11～2.5.13 に示す。

表 2.5.10 リフトエンジン構造仕様

エンジン型式	垂直型ターボジェット
圧縮機	6段軸流 (JR200 のみ5段軸流)
燃焼器	円環型直接噴霧式
タービン	1段軸流
軸受	2軸受（ボール，ローラ）
潤滑方式	間欠給油方式
起動方式	エア・インビンジメント方式

JR 100 エンジンの本体構造としては簡素化に重点を置いた。圧縮機の前部フレームは中空の入口案内翼を介してスラスト玉軸受を支持し，ロータはディスク形で各段ボルト締めの構造であり，ケーシングは二つ割れ構造である。燃焼器の外筒には抽気用フランジおよびエンジン支持部を設け，円環型ライナーは燃料マニホールド付きの燃料噴射弁を内装する形式である。タービンノズルは板金製中空ノズルでありタービン動翼は精密鍛造製で，延長根部方式を採用して翼植込部の温度を下げるようにし，タービンディスクはカービックカップリングで圧縮機軸と結合した。ころ軸受を支持する後部フレームも板金製で起動用空気吹付ノズルを設けた。

補機は軽量化のため，開放インペラ形燃料ポンプおよびカバナーをエンジン直結駆動とし，前部フレームのスピンナ内に取付け，燃料制御装置は圧縮機出口圧による加速制御を有するパワーコントロール方式とした。また潤滑油系統はオイルフラッシュ方式で小型タンクから圧縮機の出口

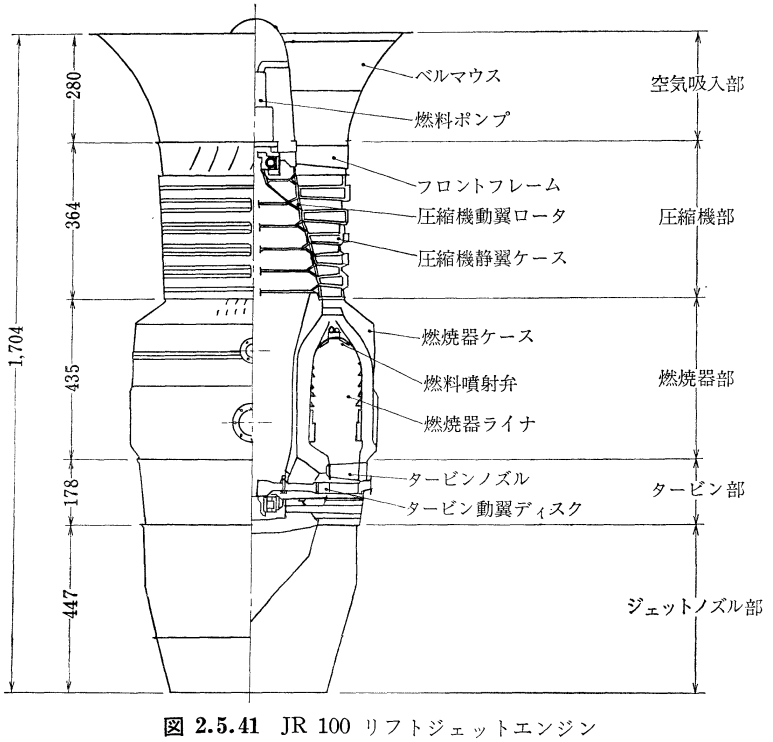


図 2.5.41 JR 100 リフトジェットエンジン

表 2.5.11 リフトエンジン計画性能

項目＼機種	JR100	JR200	JR220
主推力 kg			
抽気なし	1530	2100	2280
1.5 kg/sec 抽気時	1430	1820*	2180
燃料消費率 kg/kg·h			
抽気なし	1.15	1.15	1.15
1.5 kg/sec 抽気時	1.17	1.17	1.17
圧縮機			
段数	6	5	6
圧力比	3.9	4.0	4.4
空気流量 kg/sec	27.5	37.2	37.2
燃焼器			
最大断面風速 m/sec	31.1	36.0	33.8
全圧圧力損失	0.10	0.10	0.08
温度上昇 ℃	669	660	756
タービン			
最高入口温度 ℃	850	850	950
膨張比	2.0	2.08	2.1

* 3.0 kg/sec 抽気時

空気圧により間欠的に軸受に給油し，排油は自然排出とした。

JR 200 シリーズの構造は JR 100 に準ずるが，表 2.5.11～2.5.13 に示すように，JR 200 は使用材料の軽量化に重点を置くとともに空気流量の増加によって推力重量化の向上をねらい，

表 2.5.13 リフトエンジン重量 (kg)

名称＼機種		JR100	JR200	JR220
回転部	圧縮機部	41.9	22.1	42.0
	後部軸	7.0	4.0	4.0
	タービン	23.6	18.7	18.7
	計	72.5	44.8	64.7
静止部	圧縮機部	26.0	20.7	28.0
	燃焼器部	30.4	36.1	36.1
	タービン部	16.1	20.0	20.0
	その他	10.0	8.0	8.0
	計	82.5	84.8	92.1
本体重量合計		155.0	129.6	156.8

表 2.5.12 リフトエンジン主要部使用材料

名称＼機種		JR100	JR200	JR220
圧縮機回転部	動翼	AISI 403	1段 チタン合金 2～5段 アルミ合金	チタン合金
	ディスク	AISI 4340	1段 チタン合金 2～5段 アルミ合金	同上
	スペーサ	同上	1,2段 チタン合金 3,4段 アルミ合金	同上
	後部軸	同上	チタン合金	同上
圧縮機静止部	フロントフレーム	AISI 410	AISI 410	AISI 410
	静翼	AISI 403	1段 チタン合金 2～4段 アルミ合金	チタン合金
	ケーシング	A2P4T6	AZ92	AZ92
燃焼器	ケーシング	AISI 321	AISI 321	AISI 321
	ライナ	ハステロイX	ハステロイX	ハステロイX
タービン回転部	動翼	U 500	U 700	U 700
	ディスク	A 286	チタン合金	チタン合金
タービン静止部	ノズル	R 235	R 235	R 41
	ケーシング	AISI 321	AISI 321	AISI 321

JR 220 では疲労限の低いアルミ合金をすべてチタン合金とし，信頼性の向上をはかりその重量増加分をタービン入口温度の向上に伴う比推力の増大で補うとともに，圧縮機の圧力比を上げて燃焼器・タービン部の容積増大，すなわち重量の増加を押え，燃料消費率の悪化を防いだ。このためタービンノズルは内部冷却方式の板金製とした。

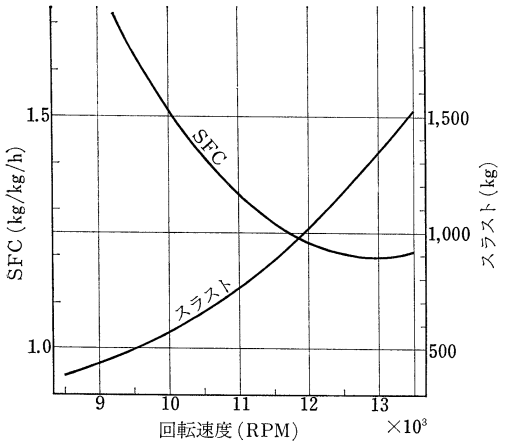


図 2.5.42 JR 100H 性能

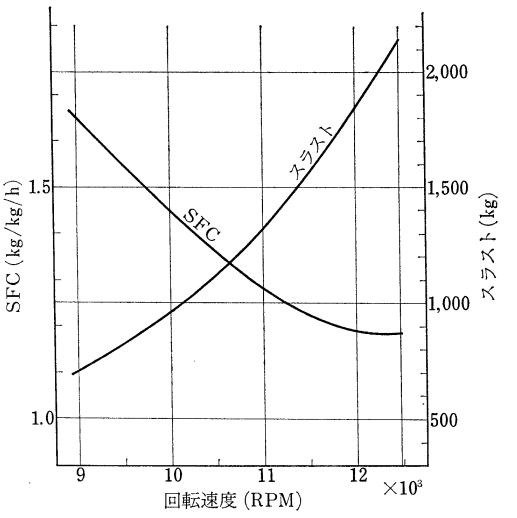


図 2.5.43 JR 220 性能

（2） 試作リフトエンジンの性能

JR 100 および JR 220 の地上静止状態の運転性能を図 2.5.42, 2.5.43 に示す。また特に JR 100 は FTB の自由飛行に当りその耐久性の確認運転を行い，最終的に 200 回の起動停止（延運転時間30時間）の耐久運転を完了することができた。この間，運転研究と並行して行った剛性試験，疲労試験などの結果を取入れて前部フレーム，後部フレーム，燃焼器外筒および燃焼器ライナーなど板金熔接構造部材の改善，タービンクリップの改良など種々の改善を行い，図 2.5.44 に示すように短期間に耐久性を向上することができた。

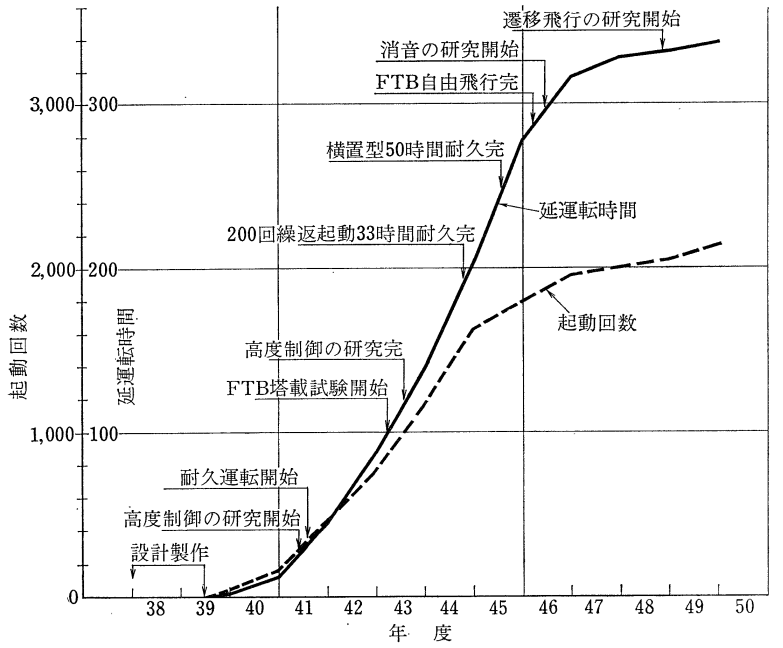


図 2.5.44 JR 100 運転研究経過

（3） VTOL 実験機用リフトエンジンの研究開発

VTOL 実験機に搭載するリフトエンジンとして，JR 100 リフトエンジンの推力増加（タービン入口温度を 850°C から 950°C に上げて推力を 5% 増加させる）の研究と，エンジン起動操作の簡素化のため，燃料ポンプ，燃料制御器の改造を行い，自動起動方式の開発，電気制御による推力制御などの研究を進めている。

文　献

1) TM-17, 2) 山内；6 回航原講演会（昭 41），3) 山内；航空学誌(14-153)，4) TM-92, 5) 松木ほか；機械学誌 (70-580)，6) 松木ほか；内燃機関 (42-11)，7) TM-113, 8) 鳥崎；生産技術（昭 44），9) 松木ほか；11 回航原講演会（昭 46），10) 鳥崎ほか；11 回航原講演会（昭 46），11) 松木ほか；ASME 71-GT-75 (46)，12) 松木ほか；Proc. of Tokyo Joint International G.T. Conf. (46)，13) 松木ほか；内燃機関（昭 46），14) 松木ほか；12 回航原講演会（昭 47），15) 松木ほか；内燃機関（昭 47）

2.5.7　推進用ターボファンエンジン

通商産業省大型プロジェクトに基づく航空機用ジェットエンジンの研究開発は昭和46年度から発足した[1~9]。この研究開発の目的は，わが国の国情に適したエンジンとして，頻繁な離着陸に耐え，騒音が低く，排気による大気汚染の少ない高性能ファンエンジンを開発することであり，官学民の協力体制によって推進し，その最終目標は推力 10～15 ton を有するファンエンジンの開発である。その第1期計画（昭和46年度から5か年）として推力 5 ton のエンジンの研究開発が進められている。この中間目標性能諸元を表 2.5.14 に示す。

（1）　研究開発状況

研究開発状況を表 2.5.15 に示す。当所は各要素の研究，運転研究をすべて担当し，また委託費によるエンジンの試作研究についても，その設計資料の提供，指導を行っている。

（a）　要素研究の概要

（i）　フロントファン

47年度に設計製作を終え，48年度にすべての試験を完了して，圧力比 1.5 の高性能ファンの設計資料を得た。

表 2.5.14　ファンエンジン中間目標性能諸元

項目		性能
地上静止	推力	5,000 kg
	燃料消費率	0.34 kg/kg/h
高度6,100メートル 飛行マッハ数 0.7	推力	1,700 kg
	燃料消費率	0.61 kg/kg/h
ファン圧力比		1.5
最高全圧力比		20
〃 タービン入口温度		1,150°C
バイパス比		6.5
騒音レベル		95EPNdB (80 ホンに相当) 以下
排気煙濃度		AIA25以下

(注)1. 騒音レベルについては本プロジェクトによって開発されるエンジン3基を搭載した航空機を想定し，米国連邦航空庁（FAA）が定めるFAR 36 (1969.12.1) の騒音規制による測定法に準拠した離陸時の測定地点において，この航空機の騒音について測定したものとして推定した値である。

2. 排気煙濃度については，米国航空工業会（AIA）の測定法によることを前提とする。

（ii）　高圧圧縮機

1次試作用高圧圧縮機の単独試験は48年度に完了し，さらに性能向上をねらった2次試作用高圧圧縮機は49年度に試験を完了した。さらに改良型の製作を進めている。

（iii）　燃焼器

46年度後半から円環型燃焼器の研究を進め，高温，高圧燃焼器として煙の少ない，排気のきれいな燃焼器の研究開発に努めている。

また高圧（10～30 気圧）での燃焼の研究装置として，セクタ型高圧燃焼試験装置を47年度に完成し，さらに48年度からアニュラ型高圧燃焼試験装置の建設に着手し製作中である。

（iv）　高圧タービン

2段高圧タービンの空力試験は47年度に完了し，高温試験の1次試験機（1080°C）は48年度に，2

表 2.5.15 FJR 710 ターボファンエンジンの研究開発経過

項目		46	47	48	49	50	備考
要素の研究	ファン		設計製作	試験			F−20
	高圧圧縮機	1次試作		試験			HC−10 13段
			2次試作		試験		HC−20 12段
					2次試作改	試験	HC−20改 12段
	燃焼器	常圧アニュラ型					30気圧 知時間型
			高圧セクタ試験装置		高圧セクタ試験		
				高圧アニュラ試験装置			15気圧 25kg/sec連続型
					高圧アニュラ試験		
	高圧タービン	2段高圧タービン空力試験					HT−10C
			1次試作	試験			HC−10H (1,080°C)
				2次試作	試験		HT−20H (1,150°C)
					高温耐久試験		HT−30H (〃)
	低圧タービン		4段低圧タービン空力試験				LT−10C
	補機		センサー制御器試作		総合試験		
	消音ナセル				消音ナセル製作	試験	
運転研究				1次製作	運転研究		依託費により3台製作
						2次試作運転研究	〃

次試験機（1150°C）は49年度にそれぞれ1段高温タービンとして試験を完了。さらにその性能向上型を49年度に製作を完了した。

（v） 低圧タービン

ファンを駆動する低圧タービンの単独試験として47年に試験機の製作を終え48年度にその試験をすべて完了した。

（vi） 補機

温度，圧力センサー，高圧圧縮機の可変静翼制御器，電気信号による燃料制御器および総合計算制御装置の製作を完了し，総合試験の準備に着手した。

（vii） 消音ナセル

1次試作ファンエンジンの騒音測定を行ないその解析結果によってファン騒音を吸音する吸入および出口消音ダクトの製作を完了した。

（b） 運転研究

委託費によって試作研究の進められた1次試作の FJR 710/10 ターボファンエンジン（口絵写真参照）は48年4月末1号機が完成，直ちに起動試験，着火試験，自立運転試験と順調に進行し，引続き同年8月末2号機，12月末3号機と試作を完了した。同年10月には設計推力を達成しさらに要素のマッチングをとるなど若干の改善を行って性能向上をはかり，また耐久性，信頼性の向上に努め[10,11]，また騒音測定・消音試験さらに排ガス分析および煙濃度測定を行うなど2次試作への設計資料を得た。2次試作による4号機の試作は50年2月に完了直ちに運転研究に着手した。

文 献

1) 森田；機械学講演会（昭 44），2) 森田；航空学，関西，中部支部秋期大会（昭 45），3) TR-317，4) TR-347，5) 森田；機械学論（昭 49），6) 機械振興協会，経済研究所報告（昭 45），7) 日本航空工業会報告

(昭 46), 8) 森田ほか; 内燃機関 (昭 47), 9) 鳥崎ほか; 13 回航原講 (昭 48), 10) 松木ほか; ASME 74-GT-39 (昭 49), 11) 松木ほか; SAE 740809 (昭 49), 12) 森田ほか; 航空学誌 (昭 49)

2.5.8 ジェットエンジンの低公害化

(1) ジェットエンジンの低騒音化の研究

航空機騒音が飛行場周辺の住民に及ぼす騒音公害が世界的な問題となっていることは周知の事実である。この問題の解決策として，飛行経路および運転方法の適切な選定や土地利用方法なども含まれるが，航空機騒音の主たる音源であるジェットエンジンの低騒音化を行うことが最も根本的な方策である。このジェットエンジンの音源を大別すると排気ジェットによるジェットノイズ，ファン，圧縮機，タービンなどの回転騒音および燃焼騒音であるが，今後の民間大型輸送機にはすべてターボファンエンジンが使用され，この場合特にファンの回転騒音がその主要音源となり，この低騒音化が緊急の研究課題となっている。

この回転機械騒音を低減する方法として，回転機械自身が発生する騒音を低くする方法と発生した音を，それが開口部から放射されるまでのダクト内で吸音する方法があり，この両方に対する研究を行うことでより静かなエンジンを作り出すことができる。このためまず後者の方法すなわちエンジン消音の研究に昭和46年度から着手し，リフトジェットエンジン JR 100 を横置き型に改修した JR 100H-1P の騒音測定を行い，その騒音特性を解析した。つぎにエンジンナセル内部に内張りする吸音パネルは，(イ) 表面に沿って高速の気流が存在する。(ロ) 大音圧で音の回転モードを含むという特別環境におかれるため JR 100H-1P 用の吸入および排気ダクトを孔あきハネカムの吸音パネルで試作し，その消音効果を確認するための実機試験を行い資料を得た[1~7]。

この結果，計算値や定在波音データを用いた計算値と比較し今後の研究に対する問題点が明らかとなり，47年度に流れのある場で大音圧を受ける吸音パネルの吸音効果を試験できる流路音響試験装置 (図 2.5.45) を設置し研究を開始した。さらに 48 年度には角田支所に半径 50 米の音響測定点をとり得るファンエンジン屋外運転装置を設置し，これによりエンジンの運転性能と音響特性を同時に測定して吸音処理の効果およびそのエンジン性能への影響が試験出来るようになった。これらの装置を用い，吸音パネルの基礎研究を進めると共に，2.5.7 項の大型プロジェクト制度によって試作研究を進めている FJR 710/10 ターボファンエンジンの音響特性試験を 49 年に開始した。図 2.5.46 は吸音パネルを内張りした吸入ダクトを取付けた同エンジンの運転状態で，その吸音ダクトの効果の一例を図 2.5.47 に示す。

今後の研究方針として，吸音材の吸音特性に及ぼす気流や大音圧の影響についての基礎研究を進

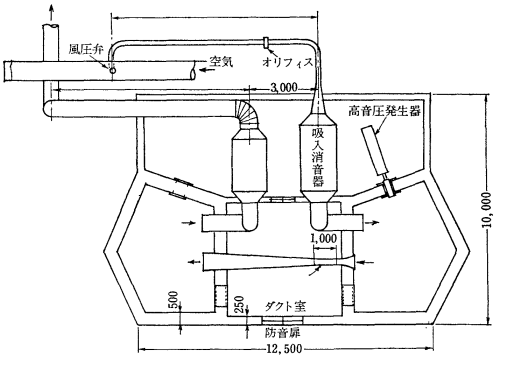


図 2.5.45 流路音響装置の構造

図 2.5.46 FJR 710/10 ファンエンジン騒音測定試験

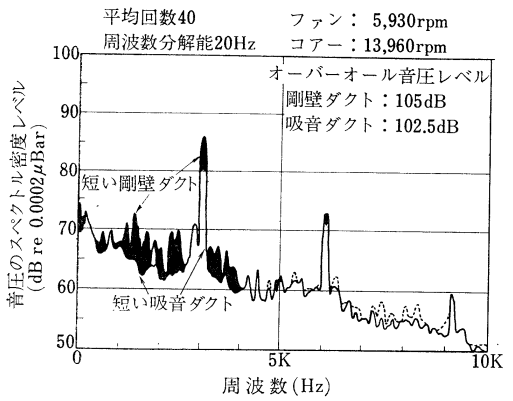


図 2.5.47 エンジン吸入側 45°, 50 m におけるスペクトル（3 kHz, 6 kHz, 9 kHz のピークはファン翼通過基本周波数の 1次, 2次および3次を示し，黒色部は吸入ダクトの壁面に吸音材を内張りしたときの減音量を示す。）

めると共に，耐久性のある吸音特性のすぐれた吸音パネルを開発し，より静かなジェットエンジンの開発に資料を提供してゆく。

（2） ジェットエンジンの低公害化（排気）

ジェットエンジン排気中の大気汚染成分として，窒素酸化物（NOx），煙，炭化水素（HC），一酸化炭素（CO）などがとりあげられ，排出低減化の研究が行われているが[8]，これらのうち，もっとも低減化のむずかしいと思われる NOx に注目し，当所で研究試作した JR 100 エンジン，通商産業省の大型プロジェクトとして試作した FJR 710 エンジンの排気中の NOx を測定し，また一方，ジェットエンジン燃焼器模型，さらに基礎的なバーナ模型について NOx の測定を行った[9~11]。各種の作動条件についての実験結果，NO, NO_2 の濃度比と NOx（[NOx]＝[NO]＋[NO_2]）とが関連をもち，NOx 低減化の一つの因子として NO/NOx 比があげられることを見出した[12]。

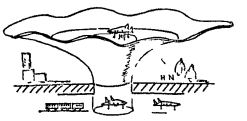
NOx 排出低減化対策には，燃焼器の構成要素がどのような影響を及ぼしているかを調べる必要があり，燃焼器内部の濃度分布を求めることが重要である。このため，燃焼器内部ガス分析装置を整備しアニュラ形燃焼器の分割模型についてガス分析を行った。この結果，保炎作用を行なう循環流領域内は，ほとんど NO のみで濃度が高く，二次空気の入った部分で急激に NO 濃度が減少し，NO_2 がでてくる，など興味深いデータが得られた[13]。

煙および HC 排出低減化に対しては，燃焼器の一次燃焼領域の空気導入法の調整，ライナ壁面冷却法の調整が有効なことが明らかとなり，具体的に各種の試みを実験し，資料を得ている。

文　献

1) 鳥崎ほか；12 回航原講演会（昭 47），2) 渡辺ほか；47年度春季音響学会（昭 47），3) TM-247, 4) 鳥崎ほか；13 回航原講演会（昭 48），5) 渡辺ほか；48年度春季音響学会（昭 48），6) TM-271, 7) 鳥崎ほか；2 回ガスタービン会議（昭 49），8) TM-230, 9) 13 回航原講演会（昭 48），10) TM-242, 11) TM-260, 12) 航技研研発（昭 48），13) 2 回ガスタービンセミナー資料集，日本ガスタービン会議（昭 50-1）

2.6 V/STOL 技術



当所では昭和37年度にはじまる第2次5か年計画において V/STOL 技術に関する研究を最重点研究の一つとして取り上げるという方針を定め，V/STOL 委員会（現在の航空機委員会）が中心となって長期研究計画が策定された。以後，この計画に沿って研究が進められてきたが，主要研究分野は STOL 技術研究，VTOL 技術研究およびヘリコプタ技術研究の三分野に大別される。

STOL技術については，近い将来にわが国においても STOL 性を備えた航空機の試作開発に着手するという見通しのもとに，離着陸距離 300 m 以下を目指す Ultra STOL 機（USTOL 機）を実現するための技術に研究の主力を向けてきた。すなわち，STOL に関する各種基礎研究のほかに，USTOL 機の代表的な二つの型式についての全機空力特性を解明するための研究，単発STOL実験機および可変安定実験機による STOL オペレーションの研究，および USTOL 性を実現するための高揚力装置の系統的研究を進め，USTOL 機の設計開発，運用に関する研究成果を積み重ねてきた。さらに最近になってジェット機の STOL 化の要望の高まりに応じて，ジェット排気を積極的に利用する Powered STOL 機の分野に研究を移行しつつある。

VTOL 技術については，実用化時期と考えられる昭和50年代の後半までにわが国における実用機開発の基盤となる技術を確立するという目標に向って，3段階の研究を進めてきた。第1段階としてはリフトエンジンをはじめとする重要コンポネントの研究試作，第2段階としては垂直離着陸技術研究のためのフライングテストベッド（FTB）の研究，および飛行実験を進めた。これらの研究成果を取り入れて昭和47年から第3段階研究として遷移飛行技術の研究に着手した。この研究は遷移飛行技術と併行して VTOL 飛行の自動化技術の研究をも進めようとするものであり，VTOL 実験機を試作し自動遷移飛行等の飛行実験を重ねて，遷移飛行を含む VTOL 機の運用上の問題点の解明と，実用機の設計開発のための資料を得ることを目的としたものである。

ヘリコプタ技術についてはその基礎となる空力特性，安定操縦性および運航上の問題についても未解決の研究課題が多く，当所における研究もロータの空気力学的研究と飛行の安全性向上に関連した安定操縦性の研究という基礎研究を中心として進められてきた。今後，ヘリコプタ輸送が本格化する機運にあり，またわが国におけるヘリコプタの設計開発も実現すると思われる情勢にあるので，ヘリコプタの風胴試験，飛行実験技術の確立のための研究も取り上げられつつある。

2.6.1 STOL

STOLに関する研究は，航空機の離着陸距離の短縮という具体的な技術目標が設定されるために，研究の内容，方法などにその特徴がかなり顕著にあらわれる。すなわち，基礎となる高揚力装置の開発，全機空力特性および安定操縦性等に関する諸問題の研究は勿論欠くことはできないが，さらにこれ等の特性が機体の設計および運用上の諸問題に深く関連しているので，STOLシステムとしての効果が常に総合的に問われることになる。この故に実験機の開発を想定した各種風胴試験あるいは技術確認のための各種飛行試験なども必要とされる。

当研究所において，STOLに関する総合的な検

討結果が発表されたのは昭和38年にさかのぼる。当時 STOL の対象機種としては一般にプロペラ機が想定されていて，強力な高揚力装置とプロペラ後流の利用とがその主流であった。この発表は NASA における各種の飛行試験結果を吟味して，STOL 機の技術上の問題点を指摘するとともに，STOL 機のあり方について最も基本的な指針を示したものである。

このような検討にひき続いて，所内に STOL 研究班が組織され，昭和40年以後数年にわたるプロペラ推進の USTOL 機に関する一連の研究が始められた。また，これと平行して，飛行実験部を主体とする STOL 機の操縦，運用などに関する諸研究が各種の実験機を用いて精力的に行われた。さらに先に述べた研究の性格上，多くの関連研究が実行され公表されているが，以下にそれらの大要を項目別に述べる。

（1） 強力なフラップによるプロペラ USTOL 機の空力特性の研究

プロペラ USTOL 機の研究を進めるにあたり，まず第一の型式として，低翼面荷重，高アスペクト比の翼に強力なメカニカル多段フラップを装備する機体が取り上げられた。当時，東京大学山名，中口両教授の協力のもとに双発の実験機を製作する構想が一時推進されたが，この型式はその実験機の原型として想定されていたものである。この機体の空力特性については，プロペラ付模型による風胴試験とそれに基づく解析検討が逐次行われた[1]。また，この試験結果を用いて，USTOL 機の安定操縦性に関する詳しい検討が行われ[2]，さらに模型実験による動安定微係数の測定が実行された[3]。このような USTOL 機の安定操縦性に関連する諸研究の詳細は，2.4 節で述べた。

（2） 後流偏向型プロペラ USTOL 機の空力特性の研究

前記の強力フラップ型式に対し，これに平行して第二の型式，すなわち翼面荷重を増加しプロペラ後流を極度に利用する後流偏向型が別に取り上げられ，双発形態のプロペラ付模型による一連の風胴試験とその検討解析が行われた[4~6]。実験は強力なプロペラ用電動機を用いて，推力係数 T_c =4 に達する広い範囲にわたっている。プロペラ STOL 機は，いずれもプロペラ後流の影響を受けて空力特性に非線型性が見られるが，後流偏向型ではこの傾向が著るしいことが実験結果から明らかにされた。このような非線型特性は，プロペラ後流と主翼との直接的干渉によるほか，後流を含む流場と機体との相互作用による効果が大きい。この効果を解明するには主翼後方から尾翼附近に致る流場の計測が必要であるので，当所で開発された自動追尾型の風向風速計[7] を用いての実験が大型低速風胴で行われた（図2.6.1）。大量のデータ処理の結果，非線型特性と流場の構造との相互関係が，かなり明らかとなった[8]（図2.6.2）。また主翼と後流の直接干渉については，別に原理的な研究が行われ[9]，上記測定結果との対応も示された。

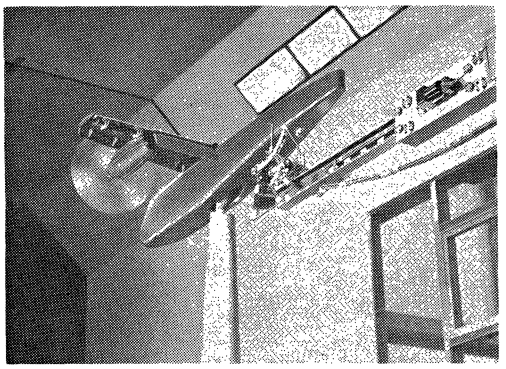


図 2.6.1 USTOL 機模型による後流計測（大型低速風胴）

（3） 飛行試験を含む STOL 関連の諸研究

STOL の研究には離着陸を含む運用上の諸問題が重要な要素となる。このため，STOL 研究の一環として単発 STOL 実験機 FA-200XS を用いた各種飛行試験が計画され実行に移された。この内容については2.4節に述べたが，STOL 関連の研究として経過の大要を記しておく。

この実験機は境界層吸込みによる高揚力装置を採用したが，機体の改造に先だって一連の風胴試

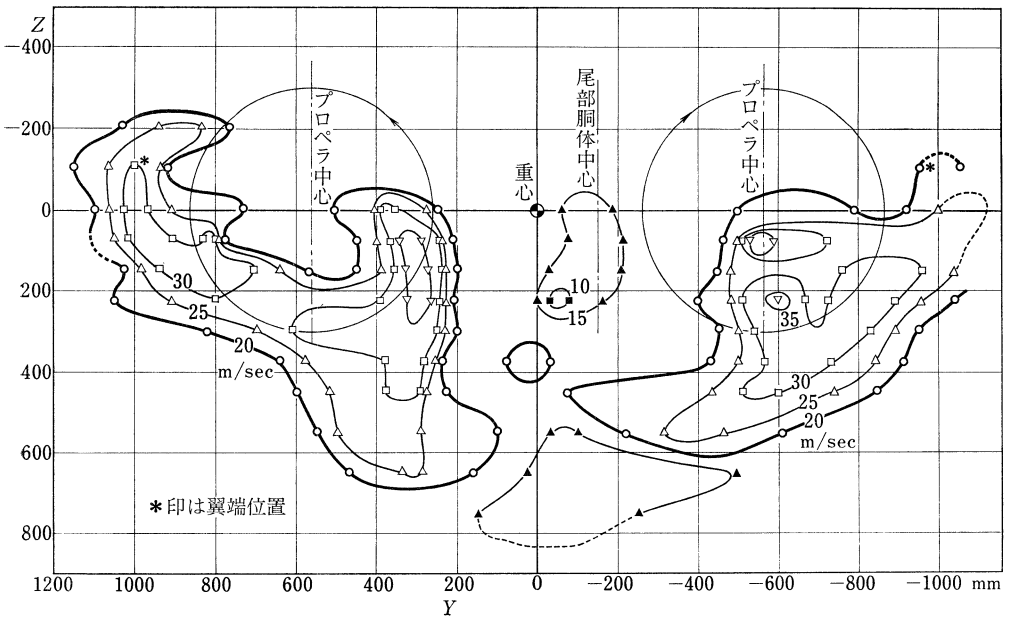


図 2.6.2 翼面通過後の後流速度分布の一例（主翼後方 1.4 m，横滑り角 6°，迎角 0°）

験が行われた。すなわち，二次元吸込翼試験，動力模型による全機特性試験[10,11]，地面効果試験[12]等である。実験機の内容は文献[13]に詳しい。FA-200XSの動安定微係数は大型低速風洞の専用測定装置により計測され，理論値と比較されたが[14]，理論と実験の一致はよい。飛行試験としてはFA-200機のほかに双発STOL機を用いた各種の飛行試験[15]等も行われている。

吸込みではなく，吹出しを用いた場合の空力特性については，同じFA-200機の模型を改造して，シュラウド吹出しの三次元ジェットフラップ効果および地面効果の風洞試験が行われ，成果をあげている[16]。ここでは三分力および尾翼吹下しに対する地面効果，ムービングベルトの実際的必要範囲等が論じられた。

以上のほかに，STOLの自動安定制御に関する理論的な研究[17]，あるいは当所の設備を用いたSTOL性を有する機体のシミュレーション試験[18]等の関連研究も多い。VTOLとの関連において，リフトジェットを併用したSTOL機の性能の検討も行われた[19]。対象は中型輸送機で，リフトジェットの干渉抵抗も考慮されている。STOL性の定義については常に議論があるが，これに対する新しい提案も行われ，統計的裏づけもあわせて試みられた[20]

（4） 高揚力装置および関連研究

高揚力装置は，STOLのみならず，すべての航空機に関連するが，STOL機では離着陸の低速時に特に強力なものを要求される。現在，最も普遍的なものはメカニカルの前縁スラットあるいは後縁フラップであって，その特性に関する資料は豊富である。しかし設計手段としてはまだ十分な方法は存在しない。このような状況のもとで，シングルスロットからトリプルスロットに至る約60形態でのフラップの揚力測定が一連の研究として行われた。これ等の結果を用い，揚力増加を次の3種の機構，すなわち，翼弦長延長効果，キャンバ効果，およびスロットによる境界層制御効果に分けて統計的処理と検討が行われた[21,22]。さらに揚力の最大可能値を探るべく，適当な仮定のもとに境界層の発達を吟味し，現在のメカニカルフラップが，かなり限界値に近い能力を有することが推論

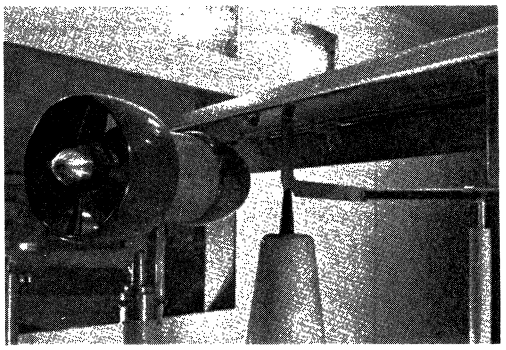


図 2.6.3 Externally Blown Flap の実験（突風風洞）

された[23]。

その後，高揚力装置のジェット機への適応にともない，Externally Blown Flap (EBF) あるいはオーグメンター翼のようなパワードリフト方式が注目されはじめた。このような情況に応じてEBFに関する研究が取り上げられ，この形態における翼面上の圧力分布測定が，当所の突風風洞において行われた（図2.6.3)。ここではEBFにおける圧力分布の特徴，翼とジェットの干渉効果等が明らかにされた。

最近，航空機の騒音に関する配慮が高まり Upper Surface Blowing 方式（USB）の高揚力装置が提案され多数の報告が見られるようになった。この方式に対する基礎的な研究は現在推進されつつある。また，循環制御翼のような特殊な着想に基づく高揚力装置に関しても，STOL 機への応用を目ざして調査[24]ならびに実験が進行中である。

以上，STOLおよび関連研究の当研究所における経過を概観した。STOL機は将来の交通システムの一環を担うものとして，各国で多数の開発計画が提案され，また一部はすでに進行中である。当所の過去の研究状況にも見られるように，研究すべき対象，内容等いずれも多彩であって，今後の有効な研究活動が望まれる。

文　献

1) TR-262, 2) TR-163, 3) TM-163, 4) TM-88, 5) TM-107, 6) 高木ほか；航空学誌，**15**-167（昭 42）398, 7) TM-172, 8) TR-197T, 9) TR-254, 10) TM-153, 11) TM-154, 12) TR-201, 13) TR-299, 14) TM-173, 15) TM-146, 16) TR-294, 17) TR-170, 18) TM-86, 19) TM-211, 20) TM-194, 21) TM-110, 22) TM-140, 23) TM-142, 24) 犬丸；航空学誌，**22**-248（昭 49）52

2.6.2 VTOL

将来実用化が期待される VTOL 機の型式には種々のものが考えられるが，当所の VTOL 技術に関する研究は高速 VTOL 機として最適の形態であるリフトエンジンで浮揚するジェットVTOL機に関する研究に主力を向けて進められてきた。研究の流れは図2.6.4に示される。以下に研究の概要（リフトエンジンに関する研究は2.5.6参照）

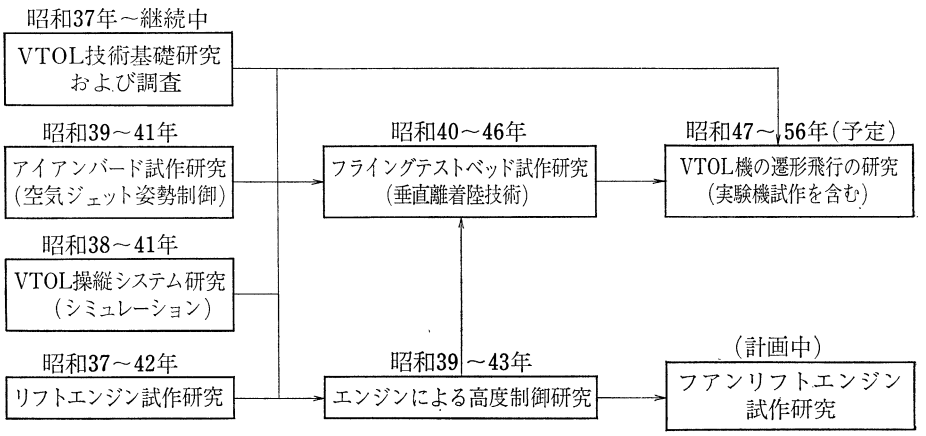


図 2.6.4 航技研における VTOL 技術研究の流れ

を述べる。

（1） 一般的研究

当所における VTOL 研究の本格的開始とも言えるものは，リフトエンジン試作研究，アイアンバード試作研究と併行して進められた VTOL 機の開発研究状況に関する総合的な調査研究であって，現状の把握と将来の見とおしに対する資料を得るためのものであった。ついで，VTOL 機の基本要素の一つである空気ジェットノズルについて，調査，試作，実験を含む研究[1] が行われ，また姿勢のオンオフ制御方式の研究のために動的模擬実験装置を用いての姿勢制御シミュレーション実験も行われた[2]。

その後，FTB 試作研究に先立っては，シミュレーション研究に重点をおき，垂直離着陸および空中ホバー時の安定操縦性向上を目指した高度制御システム[3,4]，姿勢制御システム[5] の構成ならびに伝達関数の決定に関する研究が進められ，またエンジンや制御システムの故障対策や，ジャイロモーメントによる運動の連成などに関する検討も行われた。さらに，VTOL 機操縦研究設備[6] も新設され，人間工学的問題を含むシミュレーション研究に利用され始めた。制御システムに関連しては，手動操縦系と自動安定系の混合が，しばしば重要な問題となるので，方式決定，多重化などに関する調査研究が進められ，また，リフトジェットエンジンの排気制御に関して，排気の方向を変えるための偏向ジェットパイプ模型実験[7] および排気中に置いた障害板による有効推力の制御に関する排気系障害板の模型実験[8] も行われた。

一方，VTOL 機の運航に関する各種の調査研究も進められてきた。VTOL 機は特に騒音問題を抜きに考えることはできないので，ジェット機の騒音の問題に関する総合的な調査研究が行われ，また経済性向上の見地から離着陸時の燃料消費量に関してリフトジェット VTOL 機の離陸経路と燃料消費量の関係[9] および着陸における水平減速と燃料消費量の関係[10] の検討が進められた。さらにリフトジェット VTOL 機では，リフトエンジンの吸排気が誘起する翼，地面との空力干渉，排気のエンジン特性への影響，などはかなり面倒な問題なので，これらに関する調査研究も行われた。一方，VTOL 機の飛行性基準は，飛行特性の基本として重要であるにもかかわらず，内容はかなり流動的なものとされているので，これを規定するために必要な資料を得るべく，調査研究を行った。

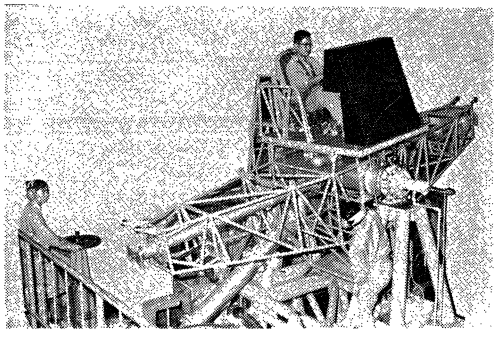


図 2.6.5 実験中のアイアンバード

（2） 可動アイアンバード試作研究

可動アイアンバード[11] は昭和39年度に試作され，43年3月まで実験研究に使用した後，FTB の試験装置として使用された。

可動アイアンバードは VTOL 機のホバー時における，ロールまたはピッチの空気ジェットによる姿勢制御に関する研究を実施するために製作された装置である。表 2.6.1 にその主な要目を図 2.6.5 にその外観を示す。

本装置は機体中央部の操縦席に乗った操縦者が

表 2.6.1 可動アイアンバード要目

機体全幅（または全長）:	約 5 m
可動部重量:	約 900 kg
慣性モーメント:	約 90 kgms^2
最大角加速度:	2 rad/s^2
最大回転角:	±30°
最大空気圧力:	2 kg/cm^2 ゲージ
〃 温度:	150℃
〃 流量:	2 kg/s
空気ジェット反力:	最大約 80 kg
乗員:	1名

操縦桿を操作することにより，または地上のアナログ計算機のプログラムにより，機体先端に取り付けられた音速空気ジェットノズルの開度を差動的に変えて，機体に回転モーメントを与え，機体姿勢の制御を行うことができ，操縦席を90°回転することによってロールまたはピッチの状態とすることができる。機体は鋼管骨組構造で，オイルベアリングによって支基に支えられ全高約4mとなる。操縦ならびに安定のために使用される空気は，地上の空気源より導かれ，ラビリンスを介して，機体中央を通る機上配管に至り，さらに機体端部の空気ジェットノズルに達している。この空気ジェットノズルは，内外筒よりなり，操縦桿から操縦索によって伝達される力によって内筒を回転して，ノズル面積を変更できるようにしてある。操縦系統には，レートジャイロ，サーボアクチュエータよりなる安定増大装置が組み込まれている。

このアイアンバードについて行った特性試験はつぎのとおりである。すなわち，最大設計荷重までの機体強度剛性試験，バネ振動法による慣性モーメント測定および回転減衰試験，オリフィス流量計およびロードセル使用による空気配管系特性試験，単体および機体装備状態での空気ジェットノズル特性試験，レートジャイロ部およびサーボアクチュエータ部の静的，動的特性試験，機体制御システムの伝達函数測定試験，操縦桿入力に対するステップ応答試験である。

また，このアイアンバードを用いて，つぎの三つの実験研究が進められた。第一は操縦桿の動きに比例する信号を操舵信号として重ね合わせることによって，アイアンバードの姿勢の安定性を増大できることを示した実験研究であり[12]，第二は遠隔繰返し入力操縦装置による姿勢角応答，模擬突風装置による突風応答および操縦士による操舵応答などの姿勢制御実験である[13]。第三は操縦士の心身反応と機体の制御特性との関連および操縦士の制御能力と機体の制御特性との適合などに関する人間工学的実験研究である。

これらの試作研究の成果は，つぎの FTB 試作

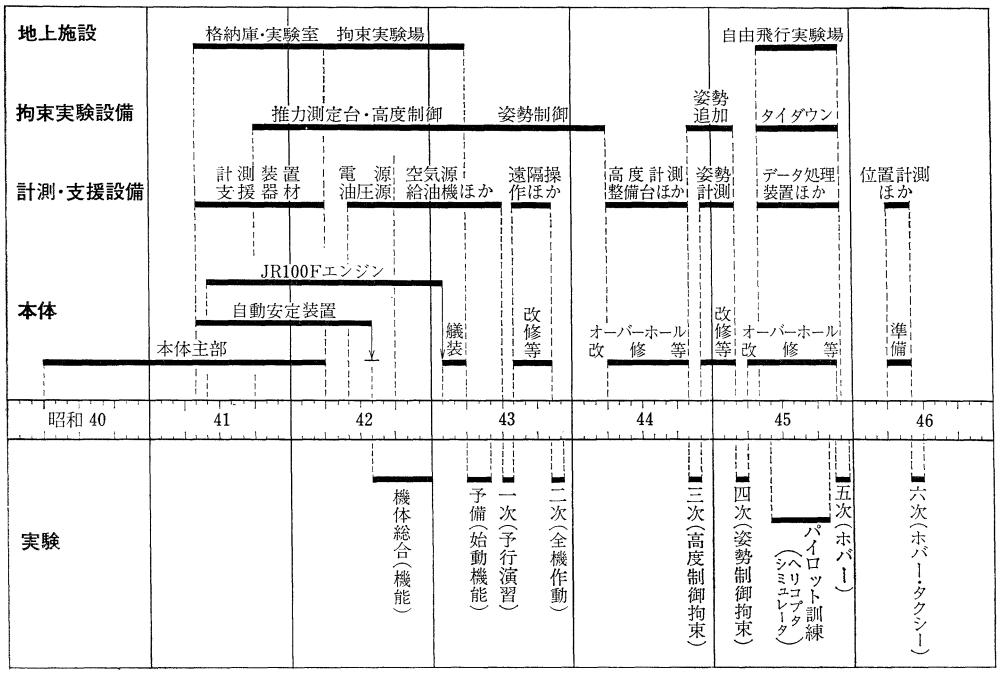


図 2.6.6 フライングテストベッド試作研究経過

表 2.6.2 フライングテストベッド要目

全長，全幅，全高:	10，7，3m
全備重量:	2050 kg
エンジン:	JR100F×2基
最大主推力:	1270 kg×2
最大抽気量:	1.8 kg/s
乗員:	1名
飛行時間:	約 10 min
安全高度:	4 m（車輪下）

研究に対して有効に利用された。

（3） フライングテストベッド試作研究

フライングテストベッド（FTB）試作研究は昭和40年春に始まり，46年夏に終了した。その経過は図2.6.6に示すとおりである。

FTBは，わが国でのはじめてのVTOL飛行を目指した研究機であり，垂直離着陸およびホバー時の飛行性の研究とともに，VTOL機を構成する各ハードウェアの設計製作に関する技術の獲得をも目標として計画されたものである（表 2.6.2）。

機体は図2.6.7に示すように十字平面形の鋼管骨組構造で前脚式3脚を有する。機体中央には前後にJR100Fリフトジェットエンジン2基を搭載し，左右に 300 l の円筒形燃料タンク各1個を配置した。エンジンの前方には電源，油圧源と操縦席を置き，後方には自動安定装置やテレメータを搭載した。機体先端には姿勢制御用空気ジェットノズルを合計4個装備した。計器板は警報灯およびエンジン計器を主体としたものである[14]。

この機体各部の飛行中の機能を要約するとつぎのとおりである。エンジン2基は推力を発生して浮揚力を与え，同時にエンジン圧縮機から取り出した抽気空気を空気タービンおよび空気ジェットノズルに供給する。空気タービンは発電機と油圧ポンプを駆動するが，これらが故障した場合は自動的にバッテリに切り換えられる。上昇下降は高度制御用操縦桿でエンジンスロットルを動かし，前後左右の傾きと移動は操縦桿で空気ジェットノズルの開度を変え，方向の変化はペダルで前後の空気ジェットノズルの噴射方向を変えることにより行われるが，いずれの系にも自動安定装置が組み込まれている。自動安定装置は運動検出器，計算器，サーボアクチュエータから構成され，それぞれ二つまたは三つ同じものを用意して故障時のバックアップ機能を与えている。エンジンや制御関連系統の故障は警報灯に自動的に表示されるので，パイロットは直ちに緊急時の対応操作を行うことができる。テレメータはFM-PM方式で28の信号を同時に送信できる。

本試作研究では，実験を系統的かつ安全に実施することが必要なので，計測・支援設備，拘束実験設備，地上施設などの付帯設備[15]にも力をそそいだ。

本研究では本体製作時，改修時および全機実験前調整時に，系統別機能試験を適宜行った。対象とした系統は，空気系統[16]，燃料系統[17]，自動安定装置[18,19]，脚[20]，テレメータ[21]，油圧系統[22]，機体強度剛性[23]，操縦系統[24]，全機振動[25]，電気系統[26]，空気タービン[27]の11である。

全機実験は機体総合および予備実験の後，第1次から第6次まで（角田支所）実施したが，以下その経過の概要を順序にしたがって述べる。

機体総合実験[28]では，まずエンジンを除いた機

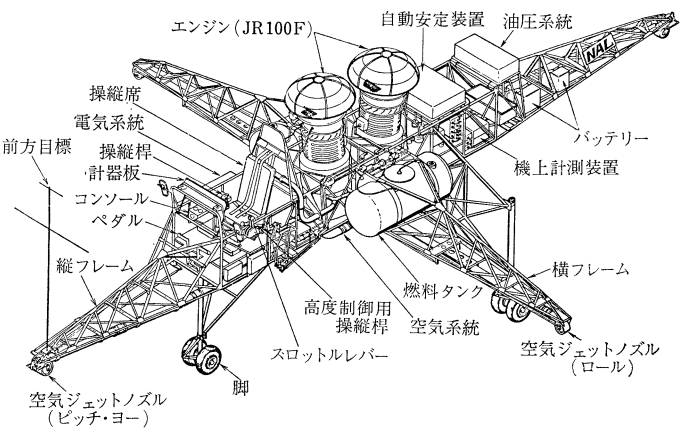


図 2.6.7 フライングテストベッド

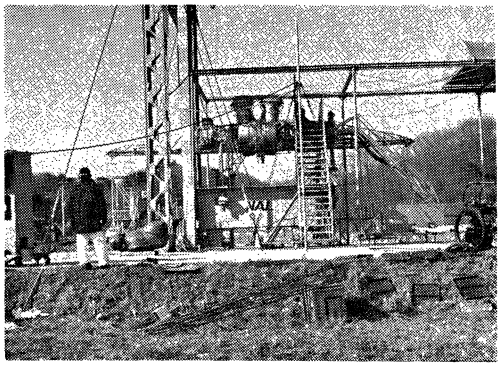


図 2.6.8 推力測定台上実験

体をアイアンバードに取り付けた状態で，地上から空気を送って，空気，操縦，自動安定，油圧，電気，計器，テレメータなどの系統の機能実験を総合的に行い，つぎにロールおよびピッチの姿勢制御実験を行った。その後，機体を地上に下ろして振動試験を実施した。

予備，第1次，第2次実験は一連の全機作動実験として実施した[35]．まず予備実験においてエンジン始動に関する諸データを得た。つぎに角田支所において機体を推力測定台（機体を台上に固定して，エンジン推力や制御モーメントなどの六分力を測定する装置）に取り付けた状態でリハーサルを行いこれを第1次実験とした（図2.6.8)。第2次実験では約 50 m の遠隔操作により，44 回の運転を行い，エンジンおよび関連系統の特性が良好であることを確認した。

第3次実験[30]では，機体は高さ 9m の架構内に

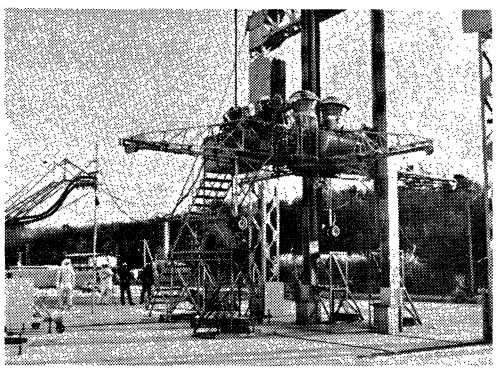


図 2.6.9 高度制御拘束実験

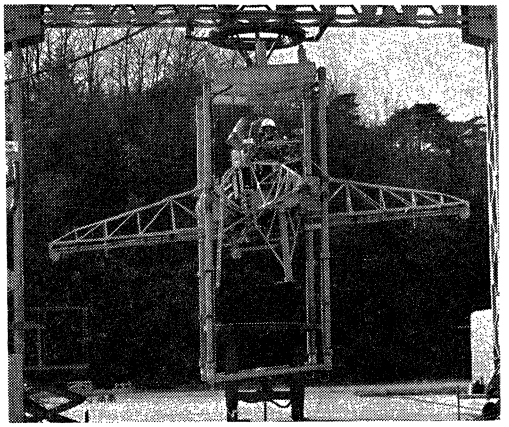


図 2.6.10 姿勢制御拘束実験

立てられた2本のレールに取り付けられ，高さ2m の台の上にセットされた（図2.6.9)。実験はまず遠隔および搭乗操作による全機運転をそれぞれ 10 回および 13 回行った後，搭乗員の操作により，上昇下降とホバーの実験を7回行い，速度約 0.6 m/s，高度約 1.7 m を記録し，良好な高度制御特性を有することを確認した。

第4次実験[31]では，機体は脚を取り外して，門型架構内のリンク機構の中に宙吊りにされた（図2.6.10)。実験は遠隔操作による機体固定状態での運転8回と姿勢角 4° 相当のステップ入力のロール，ピッチの姿勢制御実験4回，および搭乗員の操作による機体固定状態での運転9回とロール，ピッチ，ヨーの1軸まわりの姿勢制御実験8回を行った。実験の結果，ロール，ピッチ，ヨー

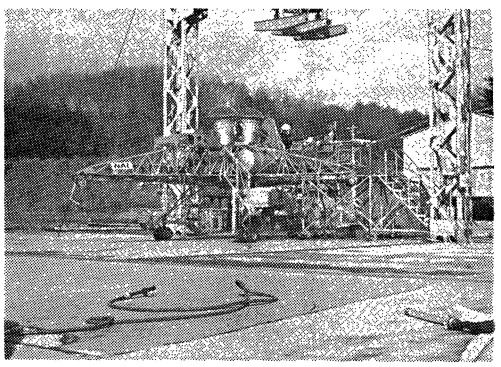


図 2.6.11 タイダウン実験

の姿勢制御特性が良好であることが確認された。

第5次実験[32]では，まず第4次実験と同様の機体状態で遠隔操作による機体固定状態での運転3回と2自由度でのロールとピッチのステップ応答実験5回および搭乗員の操作による2，3自由度の姿勢制御実験12回を行った。つぎに機体を地上にワイヤでタイダウンして搭乗員の操作による運転4回を行った（図 2.6.11）。最後に自由状態で地上運転2回と自由飛行5回を行った。初飛行は昭和45年12月15日である。最大高度 2.5 m，最大飛行時間 3 min 5 s を記録し，無風状態ではホバー中の機体の移動を ±0.1 m 以内に保ち得るという，良好な定点保持性が確認された。

第6次実験[33]では，機体をタイダウンした状態で，遠隔操作による運転6回と搭乗員の操作による運転4回を行った後，ホバータクシー実験を2名のパイロットによって5回ずつ，合計10回行った。この実験では，前後と左右の移動 10 m，90°，180°，および 270° の回頭，車輪下高度 4 m までの上昇，指定地着陸を行った。パイロットは本機の操縦が容易であり，最大風速 10 m/s を超える乱気流状態のもとでも，機体の位置変動を ±1 m 以内に抑えられることを示した（ホバー中の写真は巻頭）。

以上総合してパイロットは，本機の操縦性は，離着陸および高度保持に関してはヘリコプタと同等，姿勢制御に関してはヘリコプタより容易と評価した。

（4） 遷移飛行の研究

遷移飛行の研究は，昭和47年春から本格的に開始され，現在なお継続中である。

VTOL 機の遷移飛行では飛行速度が大幅に変化するので，飛行速度によって異った揚力発生方式，操縦方式，コントロールパワ発生方式をとることが必要となり，機体にこのような機能を持たせるためのハードウェアの開発や遷移飛行時の安定操縦性の解明などの研究課題の解決が要求される。

したがってこの遷移飛行の研究では，空力，制御，エンジン，機体構造などの多くの分野の関連研究をすすめるとともに，それらの成果を折り込んだ一つの機体を作り上げ，遷移飛行に関する諸問題を総合的に検討し，あわせて研究成果の実用化をはかることが望まれる。このような考え方のもとに，この特別研究は VTOL 実験機試作および同機による遷移飛行実験を最終目標とする47年～55年にわたる長期特別研究として発足した。

研究は，実験機を具体化するために必要な研究課題を取り上げて検討する方法をとっている。以下これらについて述べる。

空力特性に関しては，想定した実験機三面図に基づき，まず水平飛行時の形態を対象として突風風胴において六分力実験が行われた[34]。つぎに遷移飛行の状態の空力特性研究のために大型低速風胴においてモデルエンジンを組込んだ実験機模型を用いた風胴実験を行ってジェット干渉のメカニズムの研究を進めつつある（2.1.1 参照）[35]。

制御に関しては，機力操縦実験装置を製作して，VTOL 操縦システムの主要構成要素となる多重油圧サーボ系の実験的研究をすすめるとともに，制御システム全般の検討を行い，さらにシミュレーション研究により，遷移飛行時の制御特性に関する資料を得つつある。

エンジンおよび関連艤装システムに関しては，JR100 系統リフトエンジンの推力向上型，および自動起動システムの試作研究を進めつつある。リフトエンジンの空中における始動着火は，飛行速度等の飛行状態に大きく影響され，実験機のエンジン始動システムの選定をも左右するので，空中始動特性の解明は重要な問題となる。このためまず突風風胴における縮尺胴体模型による風胴実験，大型低速風胴における JR100H エンジン1基を組み込んだ模擬胴体を用いての風胴実験を行い，エンジンモータリング回転数などに対する飛行速度，迎角の影響，スクープなどの始動特性向上手段の効果を調べて，基礎資料を得た[36]。引続いて 49 年 3 月および 10 月には，角田支所において VTOL 動力装備実験が行われた。実験装置はエ

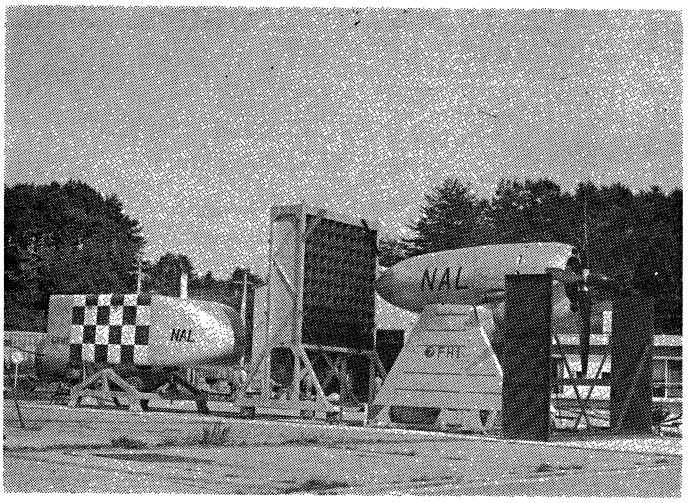


図 2.6.12 VTOL 動力装備実験

ンジン2基を組み込んだ模擬胴体，送風機，整流格子で構成され，空中始動状態を地上で模擬できるように計画されている。この実験でリフトエンジンの始動条件，飛行速度とエンジン吸気デストーションの関係等の多くの資料が得られたが，実験はさらに継続する予定である[87]（図2.6.12）。

一方，これらの研究と併行して，遷移飛行研究の核となる VTOL 実験機試作計画は，FTB 試作研究終了に引続いて着手され，基本計画に基づく概念設計も50年3月に完了した。想定される VTOL 実験機の諸元は次のとおりである（図2.6.13）。

全長 11.54 m，全幅 10.05 m，全高 4.32 m
全備重量 4,500 kg,
推進用エンジン: CJ 610-9 1基
リフトエンジン: JR 100V 4基
航続時間 48分，ホバー時間 7分

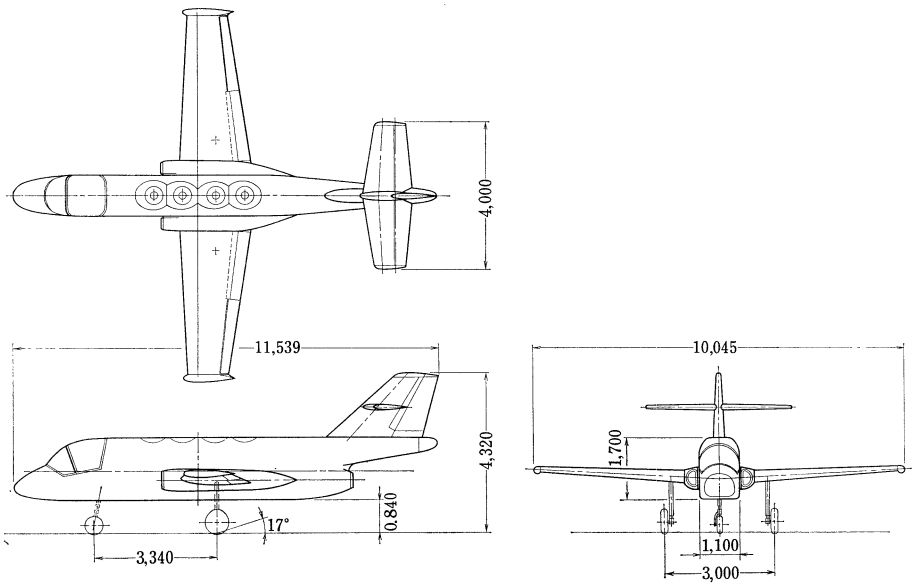


図 2.6.13 VTOL 実験機3面図

文　献

1) TR-123, 2) TR-142, 3) TR-114, 4) TR-200, 5) TR-120, 6) TR-169, 7) TR-209, 8) TM-182, 9) TM-111, 10) TM-150, 11) TM-71, 12) TM-118, 13) TM-159, 14) TR-154, 15) TR-306, 16) TM-213, 17) TM-214, 18) TM-217, 19) TM-218, 20) TM-219, 21) TM-220, 22) TM-224, 23) TM-226, 24) TM-227, 25) TM-231, 26) TM-232, 27) TM-233, 28) TR-276, 29) TR-319, 30) TR-358, 31) TR-402, 32) TR 予定, 33) TR 予定, 34) 航技研ニュース 180, 35) TR 予定, 36) 航技研ニュース 175, 37) 航技研ニュース 181

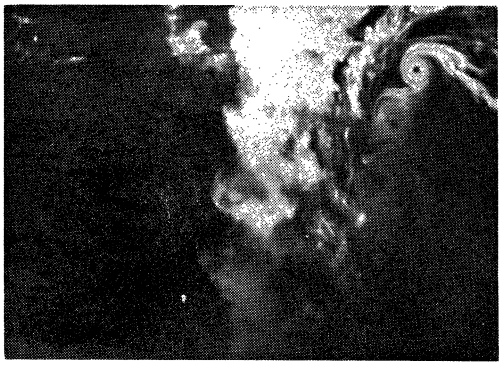
2.6.3 ヘリコプタ

1960年代以降，世界的に見てヘリコプタ技術の進歩は著しい。レシプロ発動機に代わるタービン発動機の登場を契機に，大型化，高速化，安定・操縦性および保守・安全性の向上，等を目指して次々に新技術が開発されてきた。搭載発動機の多発化，安定増大装置をはじめとする自動安定操縦装置の採用，リジッド・ロータの実用化，固定翼を有する複合式ヘリコプタの実現，複合材料のロータ・ブレードへの応用，等がこれらの代表例である。以下に述べる当所の研究活動の多くは，これら新技術の発達と関連した基礎的研究である。

前進飛行中のヘリコプタ・ロータは，ブレードの迎角及び動圧が周期的に変化するために，望ましくない加振源になっている。この加振力が大気の乱れと重畳して機体各部に生じさせる振動は，ロータ等のいわゆる動的要素の疲労寿命を決定し，時に超過禁止速度のような飛行性能さえ左右する。さらに胴体の弾性振動モードを刺激することにより，パイロットや乗客に不快な体感を与える。胴体各部の振動レベルを飛行試験によって測定するときの問題の一つは，得られた振動データから各加振源の効果を分析する手続きの煩雑さである。この点に関して，ロータ回転数のブレード整数倍，及びその調和周波数成分をそれ以下の低周波成分から分離し，各バンド毎のパワ・スペクトル解析を行う手法が研究され，実機の飛行試験に適用された[1]。ヘリコプタの振動解析のみならず，一般に複雑な周波数特性をもつデータの解析に有効である。

前記の理由によって，ロータに作用する空気力を精度よく算定することは極めて重要な問題であるため，米国等においても多くの研究が理論及び実験の両面からなされてきた。回転中のロータ・ブレードはその有効迎角，対気速度を時々刻々変えるから，それに働く空気力の解析は本質的に非定常空気力学の分野に属する。この問題に正面から取組んだ研究に一連の回転翼線型理論がある[2]。これは一般に斜め方向の一様流中におかれた回転翼に作用する振動空気力を，線型理論の範囲内で求めることを目的としたものである。まず適当な斜交曲線座標系をえらぶことにより，揚力面としての積分方程式が比較的簡単な形で誘導された[3]。次に，固定翼における Weissinger の理論と同程度の近似で得られる揚力線の積分方程式が導かれた[4]。更に積分方程式の核の特異性が明らかにされ，代表座標点法によって連立一次代数方程式の形で数値解が得られることが示された[5]。数値計算結果を NASA 等の実験結果と比較すると，非線型性が卓越する部分を除けば良好な一致が得られた。固定翼と異なり，回転翼の場合には後流中の渦面が必ずしも速かに遠方に流れ去らないため，誘導速度による後流渦面の変形を考慮しない線型理論の適用範囲にはある限界が存在するが，この点を考慮しても本理論は回転翼の空気力学に対して決定的な貢献をなしたものと言えよう。

同じくヘリコプタ・ロータの非定常空気力学に関する極めて重要な実験が東京大学と協同して行われた[6,7]。これは一般にボルテックスリング状態と呼ばれる現象に関するものである（図 2.6.14）。この現象は，ロータがその平均誘導速度と同程度の大きさをもつ逆方向の一様流中におかれたときに生じうるもので，後流中の渦度が一様流に妨げられて下流に流れ去ることができず，ロータ面付近に定常でない渦輪を作ることからその名がつけられている。実際面では，ヘリコプタ



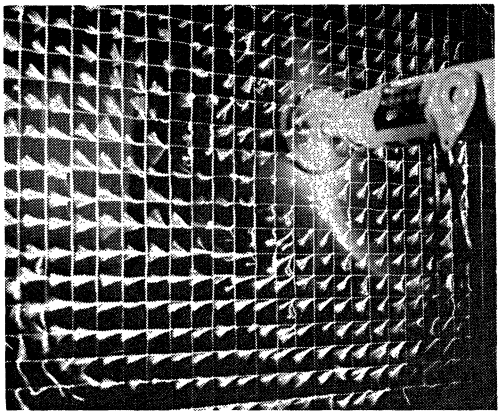
煙を使って見たロータ後流。撮映断面を次々と通過するブレードから発生した翼端渦層が観察される。

図 2.6.14 ホバーリングロータの翼端渦

が動力を使用しながらある降下速度の範囲に達した時に遭遇するほか，速い偏揺れ運動中のテール・ロータに発生することもある。いずれもヘリコプタの安全性と密接な関係をもつ問題であるにも拘らず，その非定常な性質は解明されていなかった。模型実験を行う時の困難の一つは，普通の風胴では模型ロータの平均誘導速度と同程度の安定した低速一様流が得られないことであった。この困難を克服するため，船舶試験用の水槽を利用することが考案された。水槽に沿って走る走行トラックに模型を載せ，推力およびトルクの同時計測が行われた。この結果，ボルテックス・リング状態は大きな変動推力で特徴づけられることが判明し，また単純モーメンタム理論との比較から，推力の発生に寄与しないパワ損失の程度が降下速度に応じて求められた。この結果は無次元表示されており，実機への応用に当っても従来存在しなかった定量的な資料を与えている。

同じ頃，ブレード構造の進歩に伴い，フラッピング・ヒンジを介することなく，ブレードをロータ・ハブに結合することによって空力的な制御モーメントを著しく増すリジッド・ロータが実用化されはじめた。このロータの縦または横揺れ運動に伴う減衰モーメントは，ロータ空気力学のみでなくブレードの動的な振舞いが関与するため，ブレードおよび結合部の剛性に複雑に依存する。ヘリコプタの安定操縦性についての関心からこの問題に対する研究が行われた。まずホバリング状態の模型ロータについて縦揺れ運動中の減衰モーメントの計測を行い，計算値と比較したところ相当な相違が系統的に発生し，従来の空気力算定法に問題点のあることが明らかにされた[8]。更にこの現象に関与する空気力発生のメカニズムについて検討がなされた結果，固定翼のフラッタで主要な役割を果す二次元非定常性の寄与は小さく，翼幅が有限なことによる効果と，縦又は横揺れをするロータに固有なブレードと翼端渦との干渉による非定常効果が重要であることが明らかになつた。前述の回転翼線型理論をこの問題に適するように変形した空力モデルを用いて減衰モーメントを算定したところ，実験と良い一致が得られた[9]。これらの研究はロータ・ブレードの振動問題に対してだけでなく，安定微係数の算定についても複雑な空気力学的取扱いを必要とする場合があることを示した。

ヘリコプタの性能，運航面に関してもいくつかの研究が行われている。その一つはダウン・ロードに関するものである[10]。通常のヘリコプタでは，胴体がロータの後流中にあり，そのために発生する空気抵抗が実効推力を減少させる。ホバー中ではこの損失は数%に達するのが普通であり，有償荷重に対するその割合は無視できない。船舶で実用化されているリアクション・ラダーの考え方に基づき，胴体形状を厚翼で近似し，いくつかの断面についての風胴試験が行われ，損失が小さくなるような胴体形状に関する資料が得られた。



模型ロータと地面板に置いた気流子
ロータピッチ角 $\theta_0=15°$
ロータ高度 H/D=0.5

図 2.6.15 地面効果内におけるロータ後流

地面効果内でホバーするロータについて種々の実験的研究が行われた[11]。ヘリコプタ・ロータが地面に近いとき，巨視的には推力の増大または必要馬力の減小という利点が生じ，実際にもこの現象を利用した離着陸操作が行われている。しかし微視的に見れば，ロータ後流が地面と干渉し，一種の非定常，不安定な現象を生むため，地面効果内でのホバリング中にはパイロットの操舵が困難になる等の問題がおこる。この問題はまず小型ヘリコプタを用いた飛行実験で確かめられ，次に地面板を有する模型ロータについて推力，トルク，誘導速度分布等の計測，およびブレード面上の剝離状況の観察によってその原因が追求された（図2.6.15)。この結果，誘導速度分布が地上高によって著しく変化すること，またロータからの吹下しと地面からの吹返しによって気流の停滞する領域が生じ，ある周期を以て変動すること等，地面効果内のロータに生ずる非定常な現象が捉えられた。

ヘリコプタ運航の面で重要な高度・速度限界を解析するための研究が行われた[12,13]。高度・速度限界は，発動機故障時に止むなく行われる緊急着陸が安全であるような限界を，故障発生時の速度と高度との組合せとして定めるものであって，最終的には実際の飛行試験によって実証されなくてはならない。元来，危険な領域を定めるために行われるので，各運用条件に対応した多くのパラメタの組合せについて，いわば手探り状態で飛行試験を重ねることになる。この解析は，まず発動機停止後のヘリコプタの運動をモデル化し，問題に応じて初期高度を最大にするような最適問題を解くことにより，必要な最適操作およびその結果として得られる限界線を求めようとするものである。FAA の実験結果と比較した例では，実際のパイロット操作は解析によって得られた最適操作を実現しようとするものであることが確かめられた。パイロットが理想的な制御要素であることが前提となっているため，一般に既存のヘリコプタについて定められている限界よりも広い高度，速度限界が得られる。しかしこの解析法を用いれば，各種パラメタの変動が持つ効果を推定することができ，基本設計や飛行試験を見通しよく計画することができる。

ロータ・システムの大型化に伴って生ずる歯車列の重量増加，高速化に伴って有効となる高次のサイクリック制御，等の問題を解決する一つの可能性としてジェット・フラップ・ロータが以前から提案されて来た。これと関連する研究の第一段階として，ホバー状態におけるジェット・フラップ・ロータ模型を用いた実験が行われた[14]。測定値を，二次元ジェット・フラップに関する定常線型理論を翼素に適用し環状モーメンタム理論と組合せた算定値と比較し，基礎的な資料が得られた。

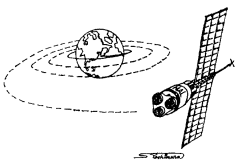
上述の各研究にみられるように，ヘリコプタに関する研究の多くは空気力学のみならず動力学乃至運動学的な問題と連成させて考える必要がある。東京大学宇宙航空研究所においてこの目的のために開発された走行実験装置を用い，同研究所と協同して我国初の半自由飛行実験が行われた[15]。縦の自由度のみについての実験から上下動および縦揺れに関する空力微係数の概略値が得られ，また上記走行装置および実験方法に対する改善点が指摘された。

以上の他，実用面での研究協力として薬剤散布時の飛行性能並びに運用状況を把握する実験研究，更にヘリコプタの空気力学に関する概観的調査が行われた。現在ロータ・ブレード上の圧力分布を同時計測するための多重テレメータ装置およびセンサの開発・研究，およびヘリコプタの騒音に関連する研究として，翼端渦とブレードの干渉についての風洞試験，風洞内でのロータ騒音測定法の研究等が進行中である。

文　献

1) TM-18, 2) Ichikawa, J. Aircraft **4**-3, (1967) 210, 3) TR-68, 4) TR-85, 5) TR-100, 6) Washizu ほか; J. Aircraft **3**-3, (1966) 225, 7) 鷲津ほか; 航空学誌 **14**-147, (昭41) 95, 8) TM-164, 9) TR-256, 10) TM-47, 11) TR-113, 12) TR-139, 13) TR-245, 14) TR-211, 15) 古茂田ほか; 東大宇宙研報告 8-2 (B), 1972

2.7 宇 宙 技 術



ロケットに関する研究は昭和36年より開始された。38年4月ロケット部の新設とともに研究態勢も整い本格的研究活動に入った。現在に至るまでを大別して三つの時期に分けることができる。

(1) 昭和38年から44年9月まで

基本的なロケットに関する技術を修得するため，基礎研究と小型ロケットの研究試作とを開始した。39年7月宇宙開発推進本部の発足と同時に，当所のロケット部を中心とした多数の所員が同本部に併任となり，人工衛星打上げ用ロケットQのシステム・スタディ，および開発のための小型ロケットの試作・飛しょう実験計画の中核となって参加した。そのため両者一体となって，ロケットエンジン・空力・構造・軌道解析・テレメータ・追跡等に関する研究開発が行われた。また人工衛星打上げ用ロケットにつながる，誘導用センサ・ジンバルおよび二次噴射によるロケットの姿勢制御・指令誘導の研究も行われた。

また将来のロケットの大型化に備えて，40年7月宮城県角田市に角田支所を設け，ロケットエンジン関連の研究を集中することとなった。

(2) 昭和44年10月から48年まで

44年10月宇宙開発推進本部が発展的に解消し，宇宙開発事業団が発足したが，当所よりも多くの所員が出向し，その技術的中核となった。しかし研究と開発の分担が明確化し，特に45年8月自主開発を主体としたQ計画より導入技術を主体とした新N計画に変更されたのに伴って，当所の方針も空力・構造に関する受託試験等による開発への協力は引き続き継続したが，その主力は先行的研究に向った。固体ロケットの推力大きさ制御・スピン燃焼・液体酸素ロケット・イオンエンジン・誘導用センサの研究等がこれである。

(3) 昭和48年から現在まで

Nロケットの開発も軌道にのり，N改ロケット・3軸制御衛星などN以降の計画が明確化するにしたがって，当所としてはこれらの技術を目標とした研究に重点を移しつつある。液体酸素液体水素エンジン・慣性誘導・人工衛星の3軸制御の研究等がこれである。これらのほかわが国独自の宇宙開発を指向する先行研究として，イオンエンジンその他の研究を進めるとともに将来必要とされる技術についての調査を行っている。一方開発機関に対しては空力・構造に関する問題のほかエンジンのスピンおよび高空性能試験等の受託試験などを通じて積極的な協力を行っている。

2.7.1 ロケットの総合性能

(1) 航技研における研究用小型ロケットの試作研究

昭和38年ロケット部の新設によって，ロケットモータをはじめとして，空気力学，構造強度，計測等の関連専門分野の研究が活発化した。飛しょう試験によるこれらの研究成果の確認を主たる目的として研究用小型ロケットを試作して，40年5月から43年2月にかけて一連の飛しょう試験を行った。

(a) NAL-7 型ロケット

単段式固体ロケットで，尾翼および尾翼に代るフレヤがロケットの空力安定におよぼす影響，ロケットの縦揺れ動安定微係数の測定，重心移動の胴体フラッタへの影響を研究の目的として16機の試作を行った。飛しょう試験は昭和40年5月と9月に東京大学秋田実験場[4,5]で，44年9月と45年9

月に宇宙開発事業団種子島宇宙センタ[6]で行われた。

（b） NAL-16型ロケット[7~9]（図 2.7.1）

このシリーズは，当所ロケット工学研究用単段式固体ロケットで，直径 165 mm の範囲で，各関連部門の試験研究の成果をとり入れて，飛しょう到達高度を飛躍的に向上させることをめざして研究試作された，D型，IT型，TR型，H型の4種類，6機の飛しょう試験を行い，最終型のH型2号機で到達高度93 kmに達して，ほぼ目的を達成

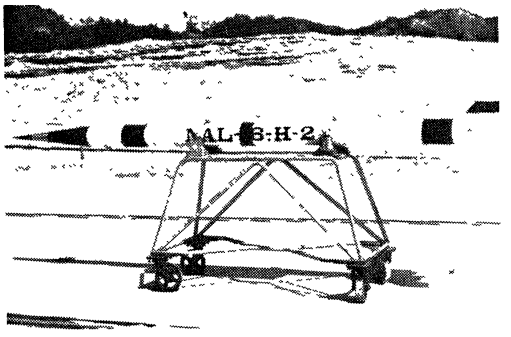


図 2.7.1 NAL-16H 型ロケット2号機

表 2.7.1 NAL-16 型ロケット・シリーズの性能，要目の比較

項目＼ロケット型式		D型	IT型	TR型1号機	TR型2号機	H型1号機	H型2号機
最大径		165 mm	同左	同左	同左	同左	同左
全長		3600 mm	同左	3880	同左	3920	3987
全重量		112.0 kg	117.6	117.3	119.4	118.6	119.5
ロケット・モータ	推進薬の重量	67.6 kg	同左	同左	同左	72	72
	推進薬の長さ	2500 mm	同左	同左	同左	2800	同左
	燃焼室材料	アルミニウム合金	同左	同左	同左	同左	クロムモリブデン鋼
ノーズコーン	頂角	20°	同左	16°	同左	12°	同左
	材料，構造	ステンレス鋼	同左	同左	同左	FRP製アブレーション・コーティング付	同左
尾翼	平面形状	クリップドデルタ	同左	台形	同左	同左	後端切欠付台形
	最大翼厚およびスパン方向テーパ	10 mm，なし	同左	10，あり	同左	同左	7，あり
	先端角度	20°	同左	10°	同左	同左	4°
	材料，構造	外板 1.2 mm ステンレス鋼板のサンドイッチ構造	同左	外板1 mm ステンレス鋼板のサンドイッチ構造	同左	同左	チタン一枚板
搭載電子機器	種類	発振器	テレメータ	トランスポンダ，テレメータ	同左	トランスポンダ	同左
	アンテナ構造	胴体取付フック	尾翼取付け吹流しホイップアンテナ，リード線は胴体外側	胴体取付フラッシュおよび胴体取付フック	同左	ノーズコーン内取付ディズコーン	同左
最高マッハ数（上下角78° 計算値）		4.2	3.8	4.2	4.0	5.1	5.4
最高到達高度（上下角78° 計算値）		50 km	39	60	50	93	100

した。

NAL-16型ロケットの要目，性能を表2.7.1に示す。

（c） NAL-16・31D型ロケット[10]（口絵参照）

ブースタおよびサステナの直径それぞれ310 mmおよび165 mmの研究用2段式固体ロケットで，次に計画されていたNAL-25・31型ロケット用のブースタ・モータの性能の確認，ロケットの分離機能の確認，サステナ・ロケット安定用円錐型フレアの空力特性の実験，底面空気抵抗の計測を目的として試作し，44年1月種子島宇宙センタにおいて飛しょう実験を行った。

（d） NAL-25・31型ロケット[11]

2段式固体ロケットで，ロケットの姿勢制御技術の研究を目的として試作され，44年2月種子島宇宙センタにおいて飛しょう実験を行った。このロケットは，サステーナ・モータ燃焼後の自由飛しょう時に，ロール制御用過酸化水素ガスジェット装置を作動させてロケットに所定のロール運動を行わせるように計画され，飛しょう試験と理論解析の結果は良好な一致を示し（図2.7.2），この試験研究の成果は全面的に宇宙開発事業団の試験用JCRロケットの制御技術の基礎となった。

（e） NAL-35DT型ロケット[12]

積載重量15 kgを100 km以上できるだけ高く打ち上げることを目標にして，計画された直径364 mmの単段式固体ロケットで，内面燃焼方式の固体ロケットモータの内部と外部にそれぞれ燃焼速度の異なる推進薬を用いて，燃焼初期のブースタ期の推力をサステーナ期の推力に比して大きくした二段推力型（Dual-Thrust Type）である。厚肉モータおよび実機型モータの地上燃焼試験を行って，予期した二段推力が得られた。

（f） 消滅型ロケット

気象用等に利用される消滅型ロケットについては，昭和43年より研究を開始した。小型（直径75 mm）のものは国立防災科学センタに協力して44～45年にかけ2回の打上げ実験を行い，所期の性能を確認した。以後大型化についての研究を進めている。

（2） 宇宙開発推進本部との共同作業の歴史

昭和38年7月に科学技術庁宇宙開発推進本部が発足し，ロケットの開発・飛しょう試験・人工衛星の開発・追跡業務を担当することとなった。当所はロケット部を中心としてこれに協力し，特に同本部への併任者は同本部職員として，開発計画・委託研究の立案・試験立合・審査等に直接従事した。また5回にわたるロケットの飛しょう試験では多くの所員が試験班員として参加し，宇宙開発推進本部を支援した。一方NAL-7, -16, -16・31D, -25・31等の当所がロケット工学研究用に試作したロケットについては，同本部の厚意により新島・種子島両発射場において飛しょう試験が行われ，所期の目的を達成することができた。

またその間，宇宙開発推進本部の人材の養成に協力し，さらに自ら開発に専心するため当時の松浦陽恵所長をはじめとして，当所から宇宙開発推進本部，また44年以降は宇宙開発事業団へ出向した所員は30名を越えている。

宇宙開発推進本部との共同作業の主要項目を以下に列記すると，

LS-A, -B, -C; S-B, -C;

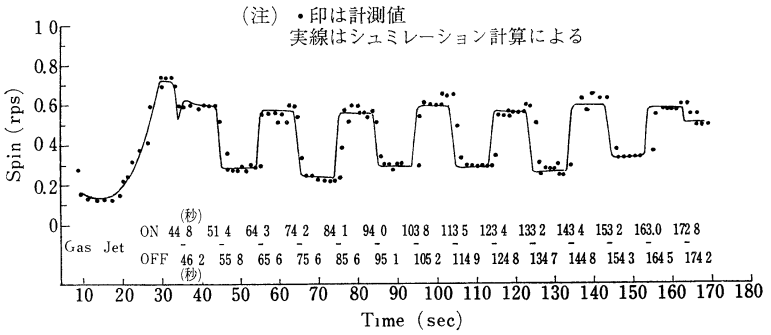


図 2.7.2 NAL-25・31 スピンの計測値と計算値

JCR；ST ロケットの計画，設計審査，試験立合，飛しょう試験等への協力。実用実験衛星打上用Qおよび旧Nロケットのシステム・スタディ。FRP 固体ロケット，チャンバ材料，液体ロケットエンジン，タンク，ガスジェット制御装置，ジンバル制御装置，動翼制御装置，二次噴射 TVC 装置等の計画，試験等への協力。ロケットの風洞試験，尾翼フラッタ試験，強度・振動試験，分離試験，燃焼試験，搭載機器の環境試験。ロケットの軌道計算およびデータ解析。テストスタンド，ランチャ，テレメータ受信装置等の地上設備の計画，設計審査への協力。打上げロケットの保安に関する調査である。

これらのうち，実用実験衛星打上げ用Qおよび旧Nロケットのシステム・スタディの関連についてのみ，その流れを記そう。40年頃から当所職員も参加して科学技術庁のロケット将来計画として最大直径 1.65 m の 1, 2, 4 段固体ロケット，3 段液体ロケットの 4 段式ロケットの開発計画が概念的にたてられていた。その頃，多段ロケットの最適分割の手法が研究されて[13]，それを応用して41年6月にはさらに大型の液体ロケットおよび固体ロケットの概念計画が発表された。宇宙開発推進本部は打上げロケットを本格的に開発するための具体的計画をたてることとし，当所はその支援に力を注ぐこととなった。41年11月には当所ロケット委員会にそのためのグループがつくられ，調査・解析・立案が行われるようになった。最適多段分割・最適軌道・最適推力計画・構造等の解析，大型固体および液体ロケット・誘導制御・衛星システムについての同本部から会社への委託研究の立案・審査，静止衛星打上げ方式の検討，通信・測地・航行衛星等のミッションについての調査および担当機関との協議等も行われた。いわゆるQ，旧N（現行N計画に変更される以前のN）ロケット計画は，これら種々の調査・検討を基にしてたてられた国産技術，かつ，固体ロケットを中心とする 100 kg の静止衛星打上げ用ロケットの開発計画であって，42年12月宇宙開発審議会の諮問第4号に対する答申にもり込まれた。

（3） 宇宙開発事業団との共同研究の歴史

昭和44年10月宇宙開発事業団が発足したが，同事業団の当初の方針は国産技術による開発という宇宙開発推進本部時代の方針に基づいていたから，当所の宇宙関係の研究活動もそのまま同事業団の開発業務につながっていくものがほとんどであった。すなわち，Qロケットに関する各種風洞試験，構造試験等が当所の受託試験として行われるとともに，液体ロケットエンジンの燃焼，同エンジンのジンバル駆動，固体ロケット大型化に伴う推進薬構造の強度，第1段ブースタの姿勢制御技術の開発を目的とする固体ロケットの二次噴射推力方向制御の研究および同事業団との共同開発，誘導制御法の各種シミュレーション，人工衛星のスピン安定化の研究や固体ロケットスピン燃焼試験設備の建設，および同事業団への各種技術支援等々が行われた。

45年8月に同事業団のQロケットから導入技術を主体とした新Nロケットへの開発基本方針の変更に伴い，当所の宇宙関係の研究活動は主として先行技術の研究へと移行していった。液体酸素エンジン・液体ロケット用ターボポンプ・固体ロケットのスピン燃焼・固体ロケットの推力大きさ制御・イオンエンジンおよびイオンエンジンによる静止軌道への有償荷重の増大化・慣性誘導・人工衛星の3軸制御等に関する研究がそれらである。同事業団を直接支援する活動としては，引きつづき各種風洞・構造および環境試験の受託および共同研究等がある。また，47年角田支所に建設されたロケットエンジン高空性能試験設備により，48年から49年にかけて，同事業団Nロケット第2段用 LE-3 型エンジンに関する数十回の高空性能試験を実施した。この試験の順調な経過により，国産エンジンが組込まれたNロケットの50年以降の打上げに明るい材料を提供した。

（4） 宇宙開発のためのシステム・スタディ

ロケット部の発足とともに開始された人工衛星打上げ用ロケットを対象としたシステム・スタデ

ィは，(2) 項で述べた如く宇宙開発推進本部を中心として当所がこれに協力する形で行われた。当所としては小型ロケットおよび人工衛星打上げ軌道についての飛しょう径路の計算を中心とした研究が行われた。

すなわち，研究用ロケットの試作計画[14]と並行して，まず質点運動の仮定による飛しょう径路の計算プログラム[15,16]が開発された。やがて，剛体運動によるシミュレーションに進み，これによって飛しょう実験の解析が行われた[14,17~19]。

誘導制御のない小型ロケットにおいて，ゆるがせにできない問題は風による影響である。これについてはシミュレーションによる研究[20,21]とともに，運動方程式から直接近似解を求める研究[22]がなされ，その結果は風に対するランチャ角の修正法として，種子島宇宙センタにおける宇宙開発事業団の打上げ実験で実用に供されている。

また，種子島における飛しょう実験に呼応して，上述の単純な運動のシミュレーションから，スピンを伴う運動[23]，さらにはガスジェットによるロール制御試験の解析[24]等についても研究が進められた。

つぎに，誘導制御装置を備えた人工衛星打上げ用ロケットに対する飛しょう径路決定のための最適理論についても研究[25]が進められ，またこのための計算[26]プログラムも完成された。一方，後述の慣性誘導に関する研究と関連して，地球を回転楕円体として取り扱い，重力のポテンシャルをJ_4の項までとった高精度シミュレーション・プログラムが作成され，さらに宇宙航行のための研究用ソフトウェアの開発が進められている。

宇宙開発事業団が発足し，N計画への変更以後は当所独自の立場から将来の大型液体ロケットに関する問題点を明らかにするためにシステム・スタディを行った。検討されたのは3段ロケットSS-3で3段とも液体で発射時重量173トン，静止衛星打上げ能力 500 kg，2・3 段を液体水素エンジンを用いると静止衛星打上げ能力を2トン弱まで向上できる[26]。この検討結果より機体の剛性が制御に及ぼす影響・慣性誘導の研究が開始された。

一方イオンエンジンの研究と平行して，その利用についての検討も45年から開始された。イオンエンジンは長寿命衛星の姿勢および位置制御・低高度軌道より高々度軌道への遷移に用いられると有効である。特に後者は静止衛星打上げ能力を画期的に向上するのでこの場合についての検討を行った。高度上昇と軌道傾斜角の減少とを同時に行う方が有利であり，また地球の蔭の影響もその分だけ軌道修正に要する時間が増すだけで本質的な難点とはならないことを示した[27]。

文　献

1) TM-77, 2) TM-79, 3) TM-117, 4) 航研ニュース No. 74, 5) 航研ニュース No. 78, 6) TM-221, 7) TR-115, 8) TM-149, 9) TM-196, 10) TM-175, 11) TM-186, 12) TR-225, 13) TM-23, 14) TR-115, 15) TM-109, 16) TM-137, 17) TM-149, 18) TM-186, 19) TM-196, 20) TM-72, 21) TM-90, 22) TR-131, 23) TM-145, 24) TM-256, 25) TR-249, 26) TM-249, 27) TR-395

2.7.2　ロケットエンジン

(1)　液体ロケットエンジンの研究

液体ロケットエンジンは，構造の複雑なポンプ式エンジンと比較的簡単な構造を持つ加圧供給式エンジンとに大別される。また推進薬の種類は，常温推進薬としては，四酸化窒素とヒドラジン系燃料による自発点火性の組合せ，極低温推進薬としては，液体酸素と液体水素の組合せおよび液体酸素と常温のケロシンの組合せが現在の代表的な推進薬となっている。特に液体酸素と液体水素の組合せは，性能が格段にすぐれている上，毒性や腐触性が皆無であること，および液体水素関連技術への波及効果が大きいこと等から，わが国でも，現在開発中のNロケットの性能向上を図るための主要な推進薬になると考えられている。

当所では，昭和38年度にロケット部が発足し，39年に液体酸素を用いた基礎的な燃焼実験設備が本所に設置され，実質的な研究を開始したが，そ

の後間もなく40年度に当所のロケット研究の中心として角田支所が発足し，ロケットエンジン関係の研究は，同支所を中心として進められることになった。ここでは，まず41～43年度にわたって，燃焼試験設備の建設と，研究スタッフの本所からの移動を実施し，液体酸素とケロシンおよびガス水素を用いて，燃焼器に関する本格的な研究を開始した。またターボポンプについては，43～45年度に，液体酸素・ケロシンを対象とした実験設備を建設して研究を開始したが，これに先立つ数年間には，当時の宇宙開発推進本部よりひき継がれた液体酸素ポンプおよびタービン等の試作試験[1]も行った。さらに，エンジンの高空性能に関する研究では，自発点火性推進薬の高空着火に関する基礎的な研究[2]を行ったほか，45～47年度には，わが国としては画期的なロケットエンジン高空性能試験設備[3]を建設した。この設備では，48年度より宇宙開発事業団からの受託研究として，Nロケット第2段用エンジンの高空性能試験[4]（図2.7.3参照）を行ない，49年末までに数十回の試験を消化して，同エンジンの開発に重要な貢献をした。なお，現在進めているものには，燃焼器およびターボポンプの研究のほか，金属燃料を含む高性能推進薬の燃焼に関する基礎的研究[5]，高空性能試験用排気装置の研究，ならびに液体水素・酸素を対象とした燃焼器およびターボポンプ関係実験設備の建設等がある。

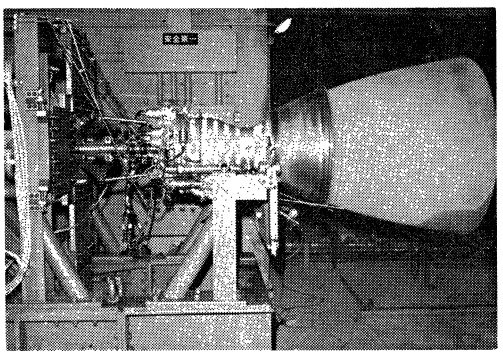


図 2.7.3 高空性能テストスタンドおよびNロケット第2段用エンジン

燃焼器に関する主要な課題としては，燃焼の効率を高めること，危険な不安定燃焼を抑制すること，および，大きな熱負荷に耐えるだけの充分な冷却性能を与えること等があり，そのほか実際的に重要なものとして，イグナイタと着火および過渡特性，また特に極低温で問題となりやすいバルブや二相流対策等を含む実験技術的な問題も多い。当所では，これまでは液体酸素・ケロシンおよびガス水素を用いて，主として定常燃焼性能の研究を進め（図2.7.4），極低温推進薬にともなう実験技術をほぼ確立するとともに，燃焼性能や熱負荷特性と噴射器や燃焼室の設計諸元との関係を

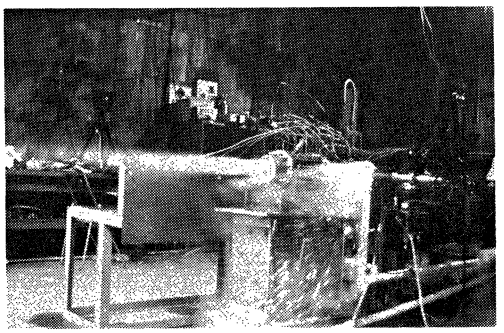


図 2.7.4 酸素水素用燃焼およびテストスタンド

明らかにするための研究，および非燃焼時の噴霧の分散特性から燃焼性能を推定するための研究[6,7]等が順調に進展し成果が得られている。なおこれらは，現在建設中の液体水素・酸素用燃焼・冷却試験設備を用いた研究につながるものである。また冷却については，非定常流体力学の理論的研究[8,9]を含め，超臨界状態のケロシンの伝熱特性の実験的研究も進めつつあり，近い将来，液体水素冷却の実験に進む予定である。さらに，これらの諸問題を総合して，燃焼器に関するより実際的な資料を得るために，実際のエンジンと同様な構造を有する液体酸素・ケロシン用管構造燃焼器の研究も行っている（図 2.7.5）。

ターボポンプに関する課題としては，一般性能，吸込性能，振動，軸受およびシールの実液潤滑，回転体強度，熱的および構造的な問題等があるが，

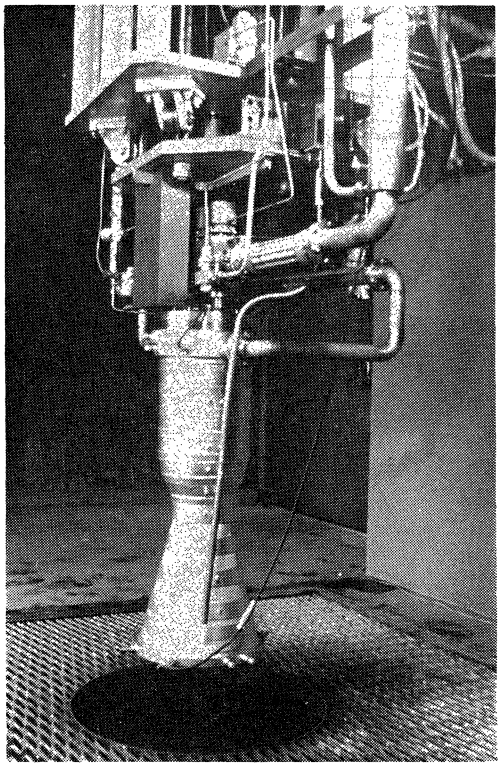


図 2.7.5 液酸ケロシン用 10 トン級管構造燃焼器およびテストスタンド

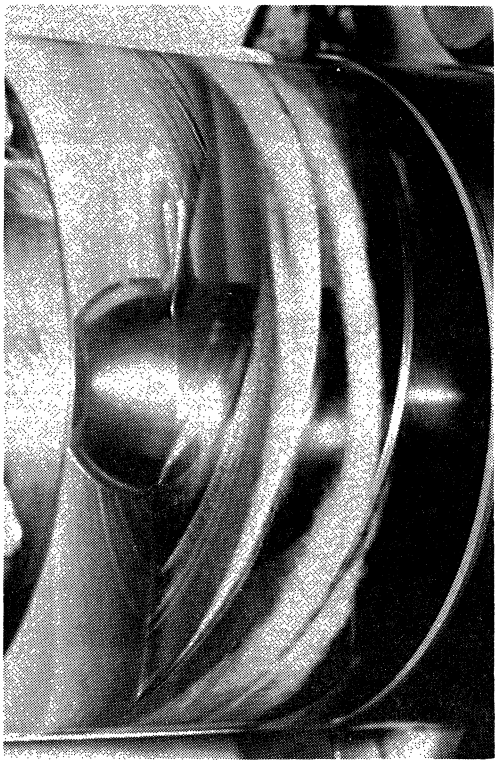


図 2.7.6 キャビテーション試験中のロケットポンプ用インデューサ

特に極低温推進薬等の特殊な流体にともなう問題が重要である。当所では,水や液体窒素等を用い,極低温推進薬ポンプに重点をおいて研究を進めているが,高速ポンプの重要部品であるインデューサについては,キャビテーションタンネルを用いて,吸込性能やキャビテーション特性（図2.7.6）等に及ぼす設計諸元の影響を明らかにしたほか[10,11],これを応用して推力10トン級相当の高性能液体酸素ポンプを試作[12]する等の成果を得た。また,液体水素ポンプの模擬実験にも使用できるような,より高速型の試作を進めているほか,タービン駆動による非定常特性の研究も進めている。このタービンを駆動するにはガス発生器が用いられるが,液体酸素・ケロシン用については,多くの試作の結果良好な特性のものが得られ,さらに酸素・水素用の試作に進みつつある。また軸受およびシールについては,液体酸素および液体窒素用のものは,別項にのべる当所の研究成果を応用して現在ほとんど問題なく実用されているが,液体水素用については,近い将来研究を開始する予定である。

以上のように,当所における液体ロケットエンジンの研究は,極低温推進薬エンジンの技術開発につながる基礎的,先行的な研究を進めるとともに,近い将来の主要な国家計画になると思われる液体水素・酸素エンジンの開発に対して直接役立つ資料等を提供できるよう努めている。

（2） 固体ロケットエンジンの研究

昭和36年に当所はロケットエンジンの研究に着手し,2年後の38年にはロケット部が発足,また,固体ロケット燃焼試験設備が完成し,本格的に固体ロケットの性能,燃焼に関する研究が始め

られた。これらの研究は固体ロケットの高性能，大型化を目標として進められた。また，ロケットに関する総合的研究として研究用ロケットの試作と飛しょう試験が40年から行われたが，固体ロケットエンジンの研究は直接この研究用ロケットの試作と性能向上につながっており，さらに，宇宙開発推進本部，宇宙開発事業団の固体ロケットへその研究成果が活用された。固体ロケットの性能，燃焼等に関する研究としては，固体ロケット性能への寸法効果[13]，ノズル壁への熱伝達[14]，アブレーション・ノズル，低圧環境下における性能[15]，中周波振動燃焼[16]，推進薬割れ目内への火炎伝播[17]（図 2.7.7），比推力測定の標準化[18] 等

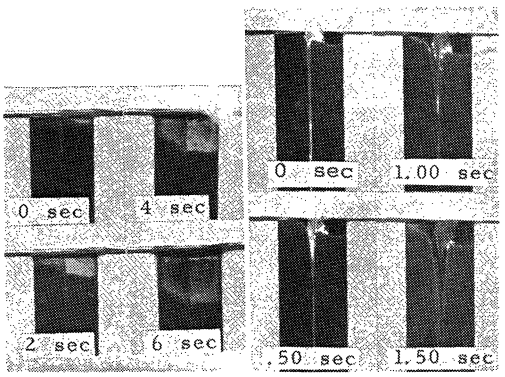


図 2.7.7 固体推進薬割れ目内への火炎伝播

割れ目幅が限界値より小さい（左）か大きいか（右）によって火炎が内部へ入るかどうかきまる

の研究が行われた。そして，これらの研究を進めるかたわら，その成果を応用して NAL-16 等の研究用ロケットの試作，試験[19~23] が行われた。宇宙開発が本格化するにつれて，その計画を支援し，また，大規模なロケットエンジンに関する研究を進めるために40年に角田支所が開設され，固体ロケットについては，回転を与えられた固体ロケットの研究に用いるスピン燃焼試験設備が設置された。40年代半ば頃から，固体ロケットの研究は本所においては推力大きさ制御の研究と推進薬強度の研究，角田支所においてはスピン燃焼の研究が行われ今日に至っている。

固体ロケットを任意に推力中断，再着火，推力レベル変更を行うという推力大きさ制御の研究は，ロケットおよび人工衛星の速度制御を目標としたものである。推力制御の基本量間の関係についての解析と実験[24]，比推力の解析[25]，圧力指数と推進薬組成の関係の実験[26]，圧力指数への推進薬グレインの寸法効果[27]，推進薬の低圧燃焼限界[28]，急速減圧による推進薬の燃焼中断性と組成の関係等についての研究がその主なものである。これらの研究によって直径 160ϕ までの推力中断型固体ロケットについて十分な成果が得られた（図 2.7.8）。現在はこれを超低高度人工衛星の推進機関として用いることを目標として一層の研究を進めている。

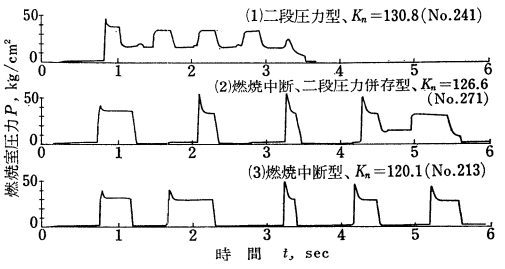


図 2.7.8 固体ロケットの推力大きさ制御

H_2O_2 分解ガスの噴射量を変えることにより圧力が変化あるいは燃焼中断し，また，再着火する

大型固体ロケットおよび球型固体ロケットについては推進薬の強度問題が重要であるため，43年頃からロケット部，機体第一部，機体第二部が協力してこの研究テーマのための研究グループをつくり，超音波探傷法による推進薬内破壊部の検出[29]，接着面応力測定用センサの試作[30]，厳しい環境試験に対しても安全なダミー推進薬の試作，有限要素法および光弾性法（図 2.7.9）による推進薬の応力解析[31]，推進薬ポアソン比の測定[32]等の研究を行った。これらの研究成果を応用して温度環境試験により推進薬の力学的挙動を総合的に解析した[33]。この他に，皮膜法による推進薬の歪の測定[34]，三軸応力下での充塡球まわりの応力分布の解析[35]，推進薬の静的および動的物

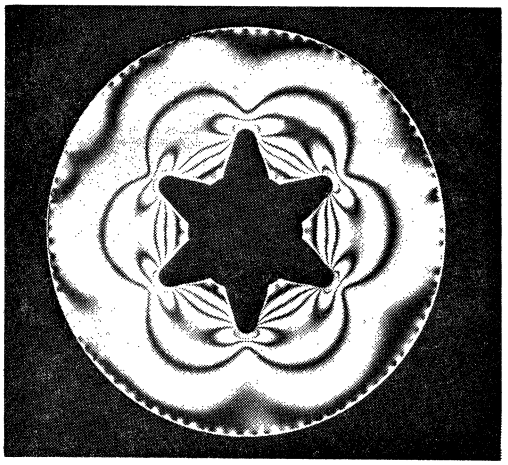


図 2.7.9 固体推進薬星型グレインの光弾性

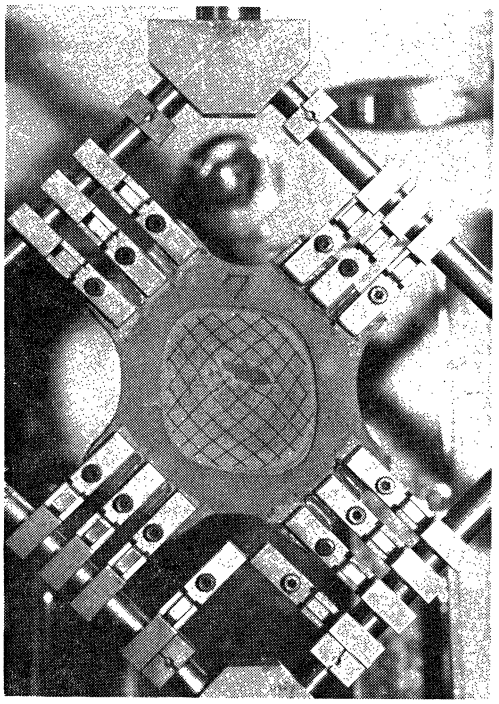


図 2.7.10 固体推進薬の二軸引張試験

性値の測定[36]，多軸応力下での強度解析[37]（図2.7.10），破壊過程に関する諸研究[38~40]等が行われている。

固体ロケットに回転を与えて軌道の分散を抑制する方式はよく用いられるが，回転を与えると非回転時と異なり燃焼速度，圧力の増大等の特異現象をおこす。これらの現象を明らかにし回転する固体ロケットの設計資料を得るために，平板状推進薬を用いて回転による加速度場で，加速度，推進薬組成，添加アルミニウム粒径と含有率，加速度方向と燃焼面のなす角度と，燃焼速度増加率の関係に関する資料を得[41,42]，また，理論解析[30]も進めた。ついで，これらのデータをもとに 140ϕ 固体ロケットを用いて圧力・時間曲線推定上の問題点を明らかにした[43]。さらに，200ϕ エンジンの燃焼中断実験により，推進薬の光芒の谷部に遠心力によりアルミニウムが保持され，さらに集塊し，燃焼速度の増大に大きな影響を及ぼすピットが形成されていることを確認した（図 2.7.11）。現在，ピットの形成過程に関係する研究とスピン効果の過渡現象に関する研究を進めている。

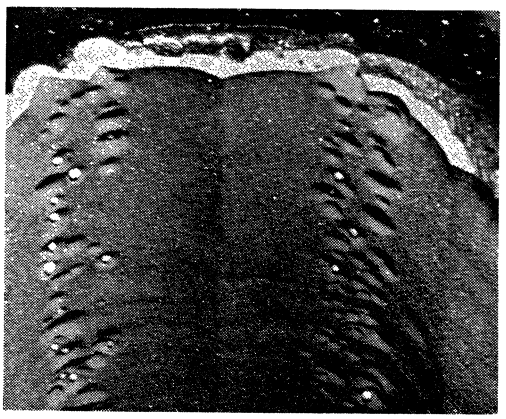


図 2.7.11 燃焼中断された固体ロケット推進薬の表面に集塊しているアルミニウム

スピンしている固体ロケットは，加速度によってアルミニウム粒がグレインの谷部に補捉され集塊し，推進薬の燃焼速度を増加させる

（3） イオンエンジン

昭和45年より水銀を推進剤とした電子衝撃型イオンエンジンの研究を開始した。すなわち以前より小規模になされてきた電子衝撃型イオン源の放電実験[44]から，エンジンとして総合的に性能を実験的に調べ，改良する方向へ向った。まずイオンエンジン試験用に直径 1.5 m，長さ 3 mの真空タ

ンクと排気システムが建設された。

最初に放電陰極と中和器の両電子源にフィラメントを用いた直径（イオンビームの直径）5 cmのエンジンを試作した。水銀流量・放電電圧電流・磁場・加速電圧等の作動パラメータと加速されたイオンのビーム電流との関係が求められ[45]，噴出ビームの電流密度・電位分布等を測定し，ビームの性質と中和の機構を明らかにし[46]，所期の性能を確認した。

47年より，性能・寿命両面で優れている実用的なホローカソードを電子源としたエンジンを試作し，安定作動範囲を求め，性能向上をみた。このエンジンの概略を図 2.7.12 に示す。電子源はイオンエンジンにとって最重要部であり，それ単独でも寸法効果・作動特性を詳しく調べた。5 cmエンジンは静止衛星の位置・姿勢制御用として利用できるので，この実用化を図ることとし，関係機関と協力して宇宙飛しょう試験を行う計画を進めている。

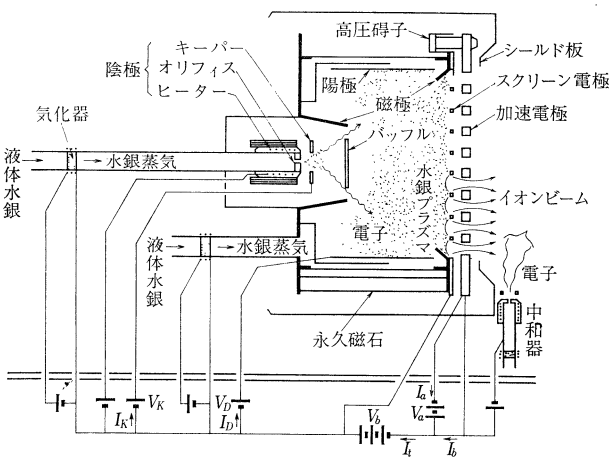


図 2.7.12 電子衝撃型イオンエンジンと電気配線概略

一方，人工衛星の静止軌道への遷移用として有用な大型エンジンを目標に，その第1段階として軽量型 12 cm イオンエンジンが試作された。表 2.7.2 に 5 cm，12 cm 両イオンエンジンの性能例を示す。12 cm エンジンでは大型化による効率の改善が確認された。

（4） 宇宙潤滑の研究

宇宙関係の潤滑では，（イ）高温度，（ロ）超低温，（ハ）超高真空における潤滑が大きな問題であり，研究もこの三つを対象として行われた。

高温度における潤滑は昭和39年から42年度にわたって研究が行われた。宇宙関係では 600°C 以上における潤滑が要求されるが，潤滑油が使用できるのは 350°C までで，これ以上では固体潤滑剤を用いなければならない。しかし固体潤滑剤として一般に用いられている二硫化モリブデンは350°C，黒鉛は 550°C までしか使用できない。このため高温用固体潤滑剤として一酸化鉛をとりあげて研究し，300～800°C にわたってすぐれた潤滑作用があることを明らかにし，また実用に際して重要となるコーティング技術に関し新しい溶射方式を開発した[47]。

液体ロケットの液体酸素，液体水素ポンプの軸受では超低温における潤滑が問題となり，液体酸素用軸受の研究は昭和41年度から行われた。液体酸素の沸点（−183°C）における粘度は 0.19 cP で油に比較して非常に小さく潤滑作用がないことから，ころがり軸受の保持器に自己潤滑性のある材料を用いて潤滑する方式を用いた。すなわち，保持器に自己潤滑性をもたせ，軸受の回転とともに保持器から転動体へ潤滑剤を転移，ついで転動体から内外輪の軌道面に

表 2.7.2 イオンエンジンの性能例

イオンビーム直径 (cm)	推進剤	電力 (W)	推力 (mN)	比推力 (sec)	推進剤利用効率 (%)	推進機効率 (%)
5	Hg	93	3.5	3,450	80	52
12	Hg	460	22	3,500	85	72

転移させ，摩擦面全面に薄い潤滑膜を形成して潤滑する方式である。玉軸受（#6204）にこの潤滑方式として保持器にポリ四ふっ化エチレン樹脂（PTFE）を用い，液体酸素中で各種条件下で実験した。市販の玉軸受では図 2.7.13 に示すように液体酸素中では16分の短時間で焼付くが，保持器にPTFE を用いた試作軸受は図 2.7.14 に示すように20時間運転しても特に異状はない。引き続き43年度から47年度にわたって円筒ころ軸受（#N 1005）について実験し，内筒ころ軸受では軸受の摩耗にラジアルすきま，ころの軸方向すきまが大きな影響を及ぼすことを明らかにし，摩耗を最小にしうる最適すきまを決定した[48]。液体酸素用ころがり軸受に関しては実用に供しうるにいたった。液体水素では沸点（−253°C）における粘度は 0.013 cP で液体酸素よりも困難が予想されるが，液体水素用軸受に関しては49年度から研究を開始した。

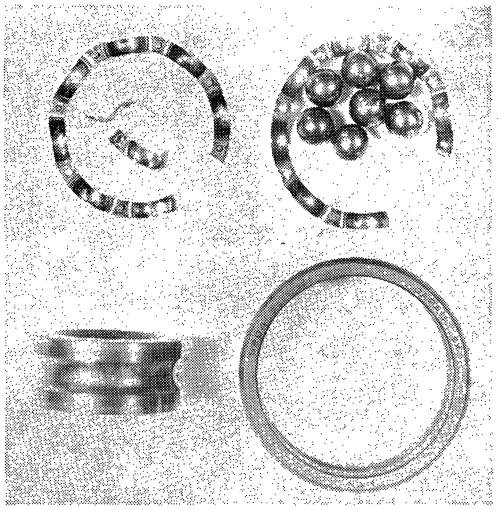


図 2.7.13 液体酸素中で 16 分で焼付いた市販玉軸受（#6204）

（回転数 10,000 rpm，スラスト荷重 100 kg）

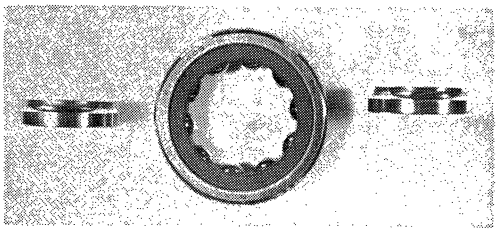


図 2.7.14 液体酸素中で 20 時間運転後の PTFE 保持器を用いた試作軸受

（回転数 20,000 rpm，スラスト荷重 100 kg）

超高真空における潤滑は43年度から行われ，まず摩擦，摩耗に対する雰囲気の影響[49]，潤滑油の摩擦，耐荷重能に対する雰囲気の影響[50]を明らかにした。超高真空中では油の使用が制限されるところから，45年度から固体潤滑剤として金，銀に関し，めっき法としてイオンプレーティングを研究し，それによる金，銀膜のすべり摩擦特性を明らかにし，ころがり軸受による耐久試験を行い実用に供しうることを示した[51,52]。これと並行して47年度から二硫化モリブデンをとりあげ，コーティング法として化学反応とスパッタリングによる方法を研究し，いずれも低摩擦で長寿命の膜をうることができた[53]。

文　献

1) 大塚ほか；機械学誌 **70**-584（昭 42）1353, 2) TR-352, 3) 大塚ほか；航空学誌 **22**-249（昭 49）508, 4) 大塚ほか；受託研究報（昭 48, 49） 5) 毛呂ほか；宇宙科学技術講（昭 49）, 6) 鈴木ほか；宇宙科学技術講（昭 49）, 7) 鈴木ほか；宇宙科学技術講（昭 49）, 8) Ishigaki; J. Fluid Mech., **43**, part 3 (1970) 477, 9) Ishigaki; J. Fluid Mech., **50**, part 4 (1971) 657, 10) TR-345, 11) 上条ほか；宇宙科学技術講（昭 48）, 12) 上条ほか；機械学講（昭 49）, 13) 航技研公開研発（昭 39）, 14) TR-147, 15) TM-101, 16) TM-177, 17) TR-91, 18) TM-203, 19) TR-115, 20) TM-122, 21) TM-176, 22) TM-175, 23) TM-186, 24) TR-177, 25) TM-251, 26) TR-316, 27) Godai; AIAA Paper **72**-1135, 28) TR-341, 29) TR-308, 30) TM-209, 31) Otake; Proc. 1973 Symp. MBM, 32) TM-425, 33) 航技研公開研発（昭 46）, 34) TR-261, 35) TR-311, 36) 越出；機械学講論 720, 37) 大竹ほか；46年度日科技連複合材研資料, 38) Shimizu; Proc. 10th ISTS (1973) 217, 39) Shimizu; Proc. 17th JCMR (1974) 148, 40) Shimizu; Proc. 1974 Symp. MBM 589, 41) TM-234, 42) Ishii ほか；Comb. Sci. Tech. 8-4 (1973) 177, 43) TR-354, 44) **17**-189, 45) TR-326, 46) TR-398, 47) TR-285, 48) TM-229, 49) 宮川ほか；潤滑 **18**-4（昭 48）323, 50) TR-348, 51) 宮川ほか；金属材料 **13**-2（昭 48）58, 52)

宮川ほか；日本潤滑学会研発（昭 49），53) 宮川ほか；日本潤滑学会研発（昭 49）

2.7.3 ロケットの誘導制御

（1） ロケットの誘導法の研究

ロケットの誘導法はプログラム誘導方式，電波誘導方式，慣性誘導方式およびそれ等の併用方式等システム的見地からの分類法のほか，誘導指令角計算法による分類があり，これにはプログラム誘導法のほか，運動方程式を線形化して誘導指令角を求める摂動式誘導法（Perturbation Guidance），現地点から消費燃料最少等の条件のもとに終端点を目指す最適誘導指令角を求める直接式誘導法（Explicit Guidance）等があり，ミッションに応じ方式とのいろいろな組合せで用いられている。本研究では各種ミッションに適用可能な誘導指令角計算法に関する研究を進めると同時に，誘導と一体の関係にある航法系，制御系との関連性，問題点等を明らかにし，これ等の成果をもとに，日本の衛星打上げロケットに対する最適な誘導システムの確立を目指している。

（a） 直接式誘導法の研究

誘導法の研究を進めるに際し，41年度から誘導計算法に関する調査検討を行い，当時まだ提案段階であった直接式誘導法がミッションに対する適応性，精度等の面ですぐれた方法であると判断し，まず二次元運動に関して研究を進めた。ロケットの使命はできるだけ多くのペイロードを衛星軌道まで運ぶことであり，これを満す誘導法として消費燃料および操舵量最少の条件のもとに最適な誘導法[1]を導き，適当なロケットモデルを用いたシミュレーションにより，図 2.7.15 に示す如く，誘導可能領域がサターンロケットのそれよりも広い，実時間計算条件をも満す等実用性も充分あることを確認した[2]。引続きヨー運動が加った場合でも適用できるよう三次元に拡張した誘導法を導き同じくシミュレーションによって実用性をたしかめた[3]。

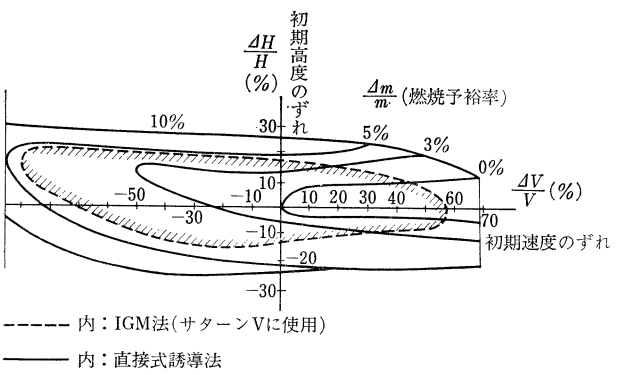


図 2.7.15 直接式誘導法の誘導可能領域

（b） 誘導システムに関する評価検討

43年度から機体の運動特性やその制御法等と誘導の関連を明らかにしていくとともに，レーダー等の観測システムやジャイロ，加速度計等の誘導センサに含まれる誤差要因が誘導精度におよぼす影響を解析しシミュレーションによって，誘導センサ等の精度限界等を明らかにした[4,5]。引き続き宇宙グループで行ったモデルロケットに関するシステム・スタディにおいて，初段および，2，3段における誘導問題の解析，各種誘導方式の優劣に関するトレードオフ，誘導用センサの構成方式および誘導計算機の要求仕様等に関して比較検討を行い，誘導システム構成の問題点を明らかにした[6]。

（c） 慣性誘導に関する研究

これ等の成果をもとに48年度より慣性センサ，誘導計算機等を含む純慣性誘導システムに関する研究に着手した。ストラップダウン方式を用いた搭載型センサパッケージの研究を進める一方，図 2.7.16 に示すようなシミュレーション構成を用いて，航法誘導制御計算やロケットのすべてのイベントを管理する機上計算機の要求仕様の決定およびその製作を行い，センサ系をも含めた搭載型慣性誘導システムとしてまとめあげる研究を現在進めている。

（2） ロケットの制御系の研究

当研究所においては，固体ロケットに関しては宇宙開発推進本部のQ計画に関連し

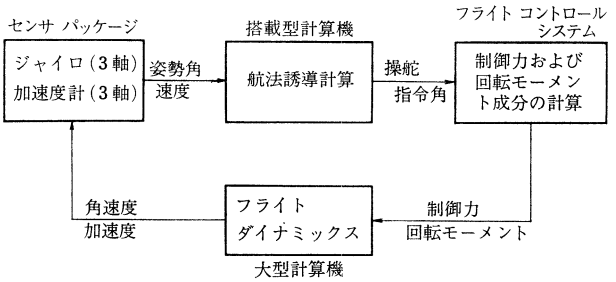


図 2.7.16 慣性誘導シミュレーションシステム構成

て，また液体ロケットに関しては，将来の開発の可能性を考慮し，その姿勢制御系の安定解析および設計法に主眼をおいて，昭和41年頃より行われ始め今日に及んでいる。

（a） 固体ロケットの姿勢制御に関する研究

本研究は，宇宙開発事業団のQロケットの初段の制御に二次噴射（2.7.3(3)参照）を用いた場合の，機体にかかる負荷軽減の操舵法に関するもので，計算機によるシミュレーションの結果，平均風速プロフィルを取り入れた基準軌道により舵角制限航法を行うと，負荷軽減効果が極めて大きく噴射液体量も節減されること等が明らかになった。

（b） 液体ロケットの姿勢制御に関する研究

人工衛星の打上げには，推力の大きさ，方向の制御が容易な液体ロケットが多く用いられるが，反面，機体の剛性が小さく曲げ振動が顕著になり，かつタンク内燃料の振動が生じ，これらを制御系の検出器が検知するために複雑な安定問題になる[8]。本研究は系を安定に保ちつつ誘導の観点からも望ましい制御系を構成する方法の確立を目的として行われたものである。

対象としてシステム・スタディ（2.7.1（4）参照）を行った液体ロケットSS-3を用い，剛体としての飛しょう運動，機体の曲げ振動，燃料の振動，ジンバルエンジン（2.3.1(3)参照）の揺動，検出器の動持性を含む軌道シュミレーションおよび安定解析を行った。その結果，ピッチプログラムの設定，帰還ゲインの選定について実用に供し得る満足な方法が確立された。また安定解析については30次位までの高次系に適用できる根軌跡，ナイキスト線図，ボード線図，ゲイン位相図による解析と設計のためのプログラムが完成された。図 2.7.17 は計算結果の一例である[9]。

（c） ガスジェットによるロール制御の研究

本研究は，宇宙開発事業団の JCR-7 号機のガスジェットによるロール制御において見られた逆方向回転の発生を理論的に解析したもので，その結果，噴流によって生じた誘起気流が尾翼に当り，逆方向のトルクを生ずることが明らかになった。この結果はその後の JCR 機の設計に応用された[10]。

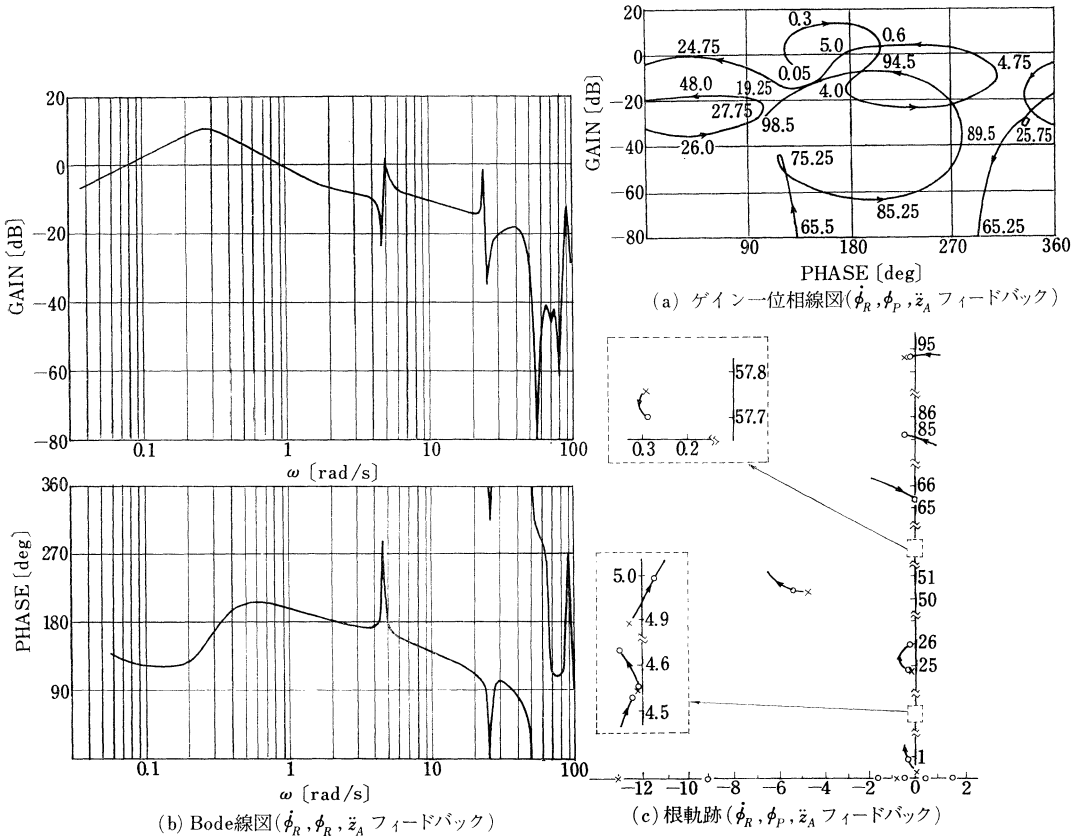
（d） 制御系設計のための一計算法に関する研究

制御系が安定であるためにはその特性方程式の根が指定された領域内になければならない。ここで提案された計算法は根を特定の位置まで，段階的に，かつその段階毎に固定点に収束させつつ移動させる方法で，従来の手法に比して簡単な計算で実行でき，ロケットのような高次の制御系にも広く適用し得るものである[11,12]。

（3） ロケットの推力方向制御

宇宙開発推進本部が発足して，まだ，人工衛星打上げ用ロケットの構想が決まっていなかった昭和40年頃より，液体ロケットのジンバル揺動による推力方向制御の研究が小型液酸アルコールエンジンを用いて開始された（図 2.7.18 参照）。その内容は燃料供給系のフレキシブルパイプやジンバル軸受がエンジンの揺動特性におよぼす影響の研究等である[13,14]。

固体ロケットの推力方向制御の研究は昭和41年から始められた。二次噴射による推力方向制御の基礎研究用に，コニカルレンズという新しい観測技術が開発された[15,16]。この観測技術を用いてロケットノズル内に発生する乱れが三次元的に研究された[17,18]。図 2.7.19 はその一例で，多孔噴射によるノズル内の強い干渉を示す[19]。また，超音



(a) ゲイン一位相線図($\dot{\phi}_R$, ϕ_P, $\ddot{z}_A$ フィードバック)

(b) Bode線図($\dot{\phi}_R$, ϕ_R, $\ddot{z}_A$ フィードバック)

(c) 根軌跡($\dot{\phi}_R$, ϕ_P, $\ddot{z}_A$ フィードバック)

図 2.7.17 レートジャイロ，積分ジャイロ，加速度計フィードバックに対する特性
$a_1=0.24$, $a_0=0.3$, $g_2=0.015$

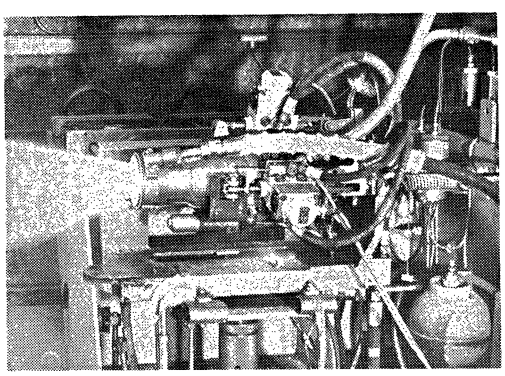
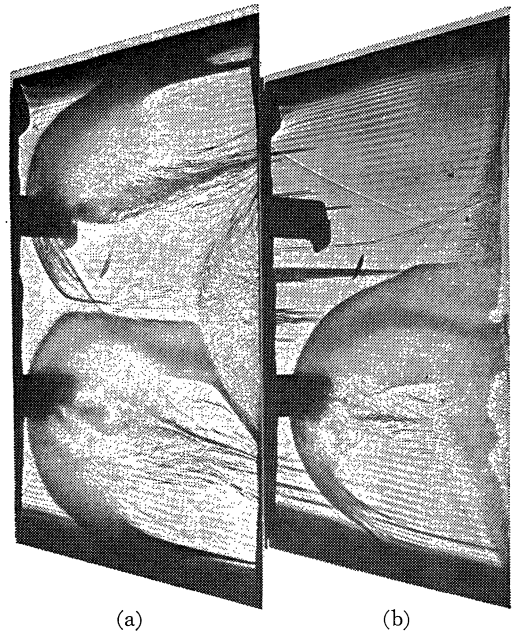


図 2.7.18 推力 300 kg 液酸アルコールエンジンによるジンバル揺動の燃焼実験

速円錐流内での二次噴流によって発生する衝撃波等の理論的な研究も行われた[20,21]。

宇宙開発推進本部の最初の人工衛星打上げ用ロケット構想が決まり，その第1・第2段に固体ロケットと二次噴射技術による姿勢制御が計画されてからは，まず，JCR型ロケットと呼ばれる2段式小型固体ロケットで技術開発を行い，これを大型固体ロケットに発展させる方針で，当所が研究を行い，宇宙開発推進本部と一体になってその開発に協力することになった。

42年にはJCR型ロケット第2段用ON-OFF式二次噴射制御装置の予備開発試験が始まった。これに並行して，角田支所に推力20トン級の多分力テストスタンドを整備し，二次噴射燃焼試験に備えてその特性が調べられた[22]。44年には，第2段用の実機型の開発試験が始まり，この試験の過程



(a) (b)

図 2.7.19 コニカルレンズによって撮影されたコニカルノズル内の二次噴射による衝撃波（二次噴流に油を混入）

(a) 2孔から噴射した場合，観測方向と噴射方向は断面に垂直下向

(b) 2孔のうち1孔がふさがれている場合，干渉によるはく離領域の存在がない。観測方向と噴射方向は(a)に同じ

でM系列信号を用いる新しい手法で二次噴射の動特性が研究された[23]。また，同第1段用比例制御装置の研究試作が当所で行われ（図 2.7.20 参照），宇宙開発事業団の第1段用制御装置開発の一部につなげられた。45年の開発計画の変更により二次噴射の開発も中止されたが，第2段の実機型確認試験，第1段用の予備燃焼試験が，46年に宇宙開発事業団と当所との共同研究によって実施された[24]。

45年に，宇宙開発事業団の人工衛星打上げ用ロケットが液体ロケット中心のN計画に変更されてからは，当所の推力方向制御の研究は主に基礎的先行的なものについて進められることになった。二次流体噴射に代わって，突起物をノズル流内に突き出すことによってロケットの姿勢制御力を得

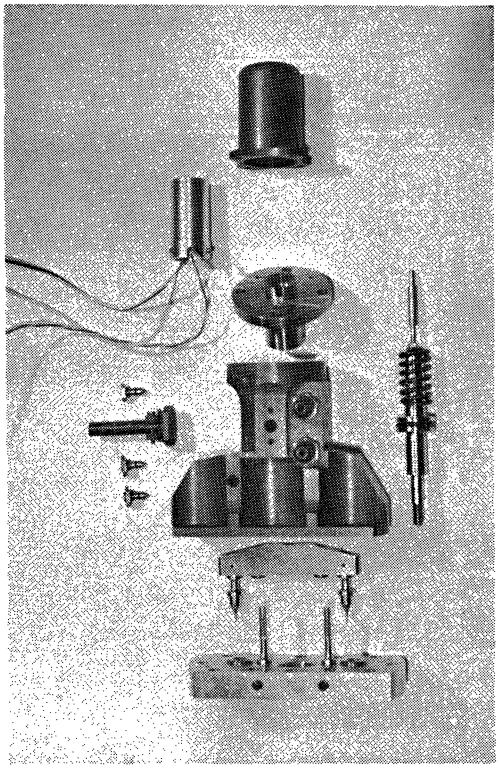


図 2.7.20 航技研で試作された二次噴射用油圧サーボ式2ピントル比例噴射弁の分解写真

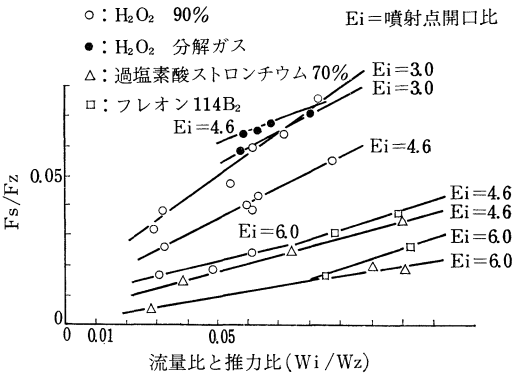


図 2.7.21 二次噴射推力方向制御性能

F_s：制御力，F_z：主推力，W_i：噴射流体の重量流量率，W_z：主モータガスの重量流量率，E_i：噴射位置のノズル開口比

るための流体力学的および燃焼試験による制御機器設計のための研究[25~27]，推力1トンの立型多分力スタンドで行われた各種二次流体の制御力性能

の研究等である。図 2.7.21 は当所で測定された二次流体の種類による性能の一例を示す。

また，二次噴射技術では多段ロケットの段間分離とほとんど同時に推力方向制御が可能であるといわれるが，段間分離の過程ではノズル流がはく離をするため，段間接合部をどのように設計するかは微妙な問題である。このため，接合部の形状と分離距離に対するノズル流のはく離特性を求め，はく離を伴なっても制御力が得られる二次ガス噴射条件等を求める研究が行われた[28]。

文　献

1) 新田ほか；制御工学 **12**-9 (昭 43) 519, 2) TR-161, 3) TR-258, 4) Nitta ほか；Proc. 8th ISTS (1969) 889, 5) TR-194, 6) TM-249, 7) TM-216, 8) 輿石；計測と制御 **4**-4 (昭 44) 27, 9) TR-264, 10) TM-256, 11) TM-80, 12) Narasaki; Trans. AC-**13**-**6** (1968) 728, 13) TM-187, 14) TM-243, 15) TM-120, 16) Yamanaka ほか；J. Spacecr. Rockets **4**-9 (1967) 1272, 17) Yamanaka; Proc. 8th ISTS (1969) 379, 18) Yamanaka; Proc. 9th ISTS (1971) 293, 19) 山中ほか；機械学論 **40**-339 (昭 49) 3089, 20) Yamanaka; AIAA J. **4**-11 (1966) 2047, 21) TR-286T, 22) TR-203, 23) Ohkami ほか；Proc. 9th ISTS (1971) 8, 24) NAL/NASDA 共同研究報告書 (昭 47), 25) Yamanaka; Trans. Japan Soc. Aeron. Space Sci. **10**-16 (1967) 1, 26) TM-152, 27) Narasaki; Astron. Acta **16**-6 (1972) 359, 28) Yamanaka ほか；Proc. 10th ISTS (1973) 51

2.7.4　ロケットの風胴試験

ロケットの風胴試験については，すでに 2.1.5 項で一部ふれているが，本項では当所および外部機関によって研究開発された機種についての，全機模型風胴試験を主としてのべてみたい。

この種の試験として行われた最初のものは，2.1.5 項にものべた通り，昭和36年度に行われたカッパシリーズ・ロケットの，遷音速風胴試験であった。この試験はプリンス自動車工業からの受託試験であったが，これによって当時外国文献にもほとんど公表されていなかった有翼ロケットの高速空力特性について，はじめて系統的なデータが得られた[1]。

この模型のシリーズは，37年度吹出式超音速風胴においても試験が行われ，遷-超音速を通じての一貫したデータとされた[2,3]。

38年度からは，科学技術庁の計画するロケットの風胴試験がはじめられた。LS-Aに始り，LS-B, LS-C, S-B, S-C 等のロケットについて，遷・超音速の試験が行われ，安定性の確認と飛しょう径路計算のための資料が提供された。そのあるものは，形態を改良しながら試験がくり返されたが，LS-A におけるサステナ尾翼面積の拡大や，S-B におけるボートテイルの廃止等は，風胴試験に基づく安定性増加の処置であった。また，このころ行われた東京大学宇宙航空研究所開発の高性能小型ロケット ARIS についての試験は，東京大学側の風胴試験結果と合せて詳細な検討が行われ，以後のデータの基礎として有効な資料となった[4]。

この間，ロケットの性能が向上し，問題とされる飛しょう最高マッハ数における安定性の確認のため，超音速風胴（最高マッハ数 4）では不十分となったが，極超音速風胴が完成するまでの間は，超音速相似則を用いて高マッハ時の性能を推定する手段も用いられた[5]。

39年頃より始められた当所独自のロケット計画 NAL シリーズにおいては，その設計の最初から空力的な考慮がとり入れられ，充分な風胴試験によって形状の決定が行われた。単段ロケット NAL-16 シリーズにおいては，最初の安全性を重視した形状から，次第に高性能を狙った抵抗の少い形に移行し，最終的にはモーターの改良と相俟って単段で 93 km の高度に達することができた[6~9]（図 2.7.22）。また2段ロケットにおいては，16-31型におけるフレヤーの効果，25-31型における前後段尾翼干渉など，理論からは推定の難しい現象についてデータを蓄積し，飛しょう結果との対比も行われた[10,11]。

41年頃からは新設の極超音速風胴において，高マッハ時特性試験の準備が始められ，まず 25-31 サステナ模型が準備された。制御面から次第に要求の増した動的試験については，2.1.1 項にのべ

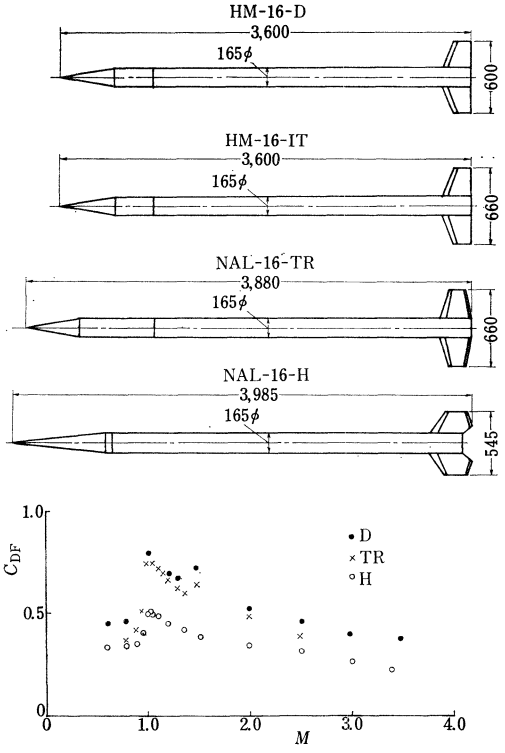


図 2.7.22 NAL-16 シリーズの変遷と抵抗値の減少

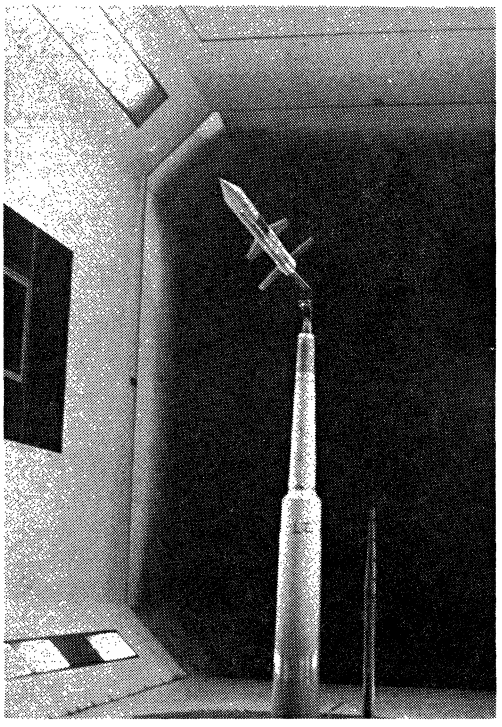


図 2.7.23 大型低速風洞におけるロケット試験

られたように各風洞ごとにその特性に応じた測定法が考案試作されたが，ロケットのように細長い形状については特に困難を伴なった[12]。一方ロケット発射直後低速時の問題は，制御装置のない小型ロケットにとって致命的な横風の影響について，多くの研究，対策が考えられた。この目的の風洞試験としては，当初所内に大型の低速風洞がないため，試験も外部機関に依存していた[13]。40年以降当所の大型低速風洞の整備が終り，ロケットの試験も企画されるようになったが，翼面積が小さく，働く空気力の少ないロケットに対しては，天秤，支持法とも多くの工夫と改造が必要であった。最初の試験はLS-C型特にその動翼制御効果について行われた（図 2.7.23)。

40年代半ばから，研究対象のロケットも次第に人工衛星打上げクラスの大型のものとなるが，風洞試験の面からみるとこの種のほとんど翼のない胴体だけの形状は，空力荷重が小さい上レイノルズ数の効果も大きく精度よい試験が困難である。このため単に内挿天秤によって六分力計測を行う以外に，表面圧力分布を測って空力荷重を算出する方法も併用し精度の向上につとめている。このようにして宇宙研究グループのシステム・スタディによるSS-3[15]や，宇宙開発事業団のNロケット等について，一部は共同研究又は受託研究として試験がつづけられており，最近は特に空力的の影響が大きくその推定も困難な補助ブースタ形状およびこれと本体との干渉問題に重点をおいて研究が進められている（図 2.7.24)。この他，各風洞ごとに工夫をこらした制御用ジェットと機体干渉の試験があるが，これについては2.1.5項にのべられている（図 2.7.25)。

近年ロケット模型風洞試験の必要性については関心も高まり，その方式も基本的にはほぼ確立してきたが，大型ロケット発射時の横風問題，特にランチャーとの関係とか，切離し時の上下段の干

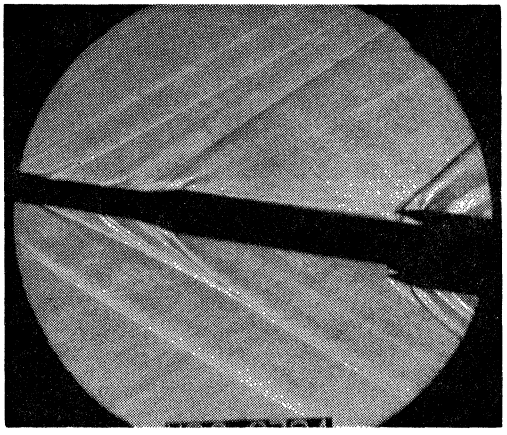


図 2.7.24 ブースタ付ロケット超音速風洞試験

渉など，技術的にもさらに研究を要する重要な多くの問題が残されている。

文　献

1) Kobashi ほか；Proc. 4th ISTS (1962) 194, 2) TM-28, 3) 谷ほか；航空学誌 **12**-127 (昭 39) 269, 4) 毛利ほか；東大宇宙研報告 **2-2** (B) (昭 41) 801, 5) TM-55, 6) TR-115, 7) TM-149, 8) TM-196, 9) 谷；航空学誌**14**-146 (昭 41) 76. 10) TM-175, 11) TM-186, 11) TM-221, 13) TM-84, 14) TM-183, 15) TM-249

2.7.5　ロケットの構造試験

ロケットの構造試験は，航技研の研究用小型ロケットの飛しょう試験に対する強度の耐空性を確認することと，これらの試験および研究を通じてさらに進めるべき研究を把握して促進することを目的とした。これらの試験研究は宇宙開発推進本部・宇宙開発事業団の試験用小型ロケットの開発における構造強度の試験内容の決定に大いに資するところがあった。また，これらの外部機関の開発するロケットの各種構造強度試験に対しても積極的に協力して，その実施を分担して行った。

なお，ロケットの構造強度に関連した研究については，2.2 節の各項で述べられている。

（1）　航技研の研究用小型ロケットに関連する試験

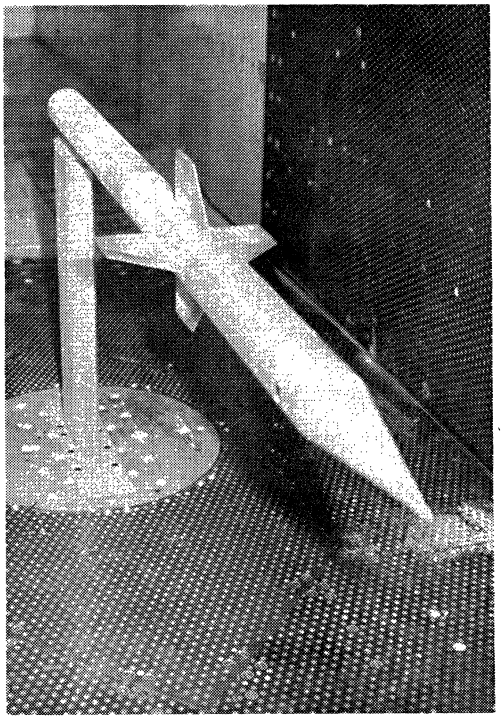


図 2.7.25　遷音速ジェット干渉試験

（a）　NAL-7-BF 型ロケット[1,2]

空力弾性的な見地から単段ロケットの胴体フラッタに対する極限的な安定限界を実験的に確認する目的で試作された直径 70.5 mm のロケットで，胴体/直径が約 30 で，これにより相対的な剛性を低くし，かつ不安定現象に関連する重心の位置を後方に移動させた。全機と尾翼の振動試験，尾翼フラッタ遷音速風洞試験，空力弾性的不安定速度の理論解析を行って飛しょう試験との対比を行い，つづいて試作された研究用小型ロケットの設計に対する有効な資料を得た。

（b）　NAL-16 型ロケット[3~5]

このシリーズでは，D 型，IT 型，TR 型，H 型と順次各専門分野において改良されて高性能化が図られたが，構造では各型の試験および研究を基礎にして，軽量化に寄与した。すなわち，（イ）TR 型は D 型と IT 型に比して翼平面形の変更と同時に，尾翼のステンレス鋼外板を薄くし，翼

厚がスパン方向に一定であったのがテーパして先端ほど薄くなり，またノーズ・コーン頂角の減少によって全長がさらに長くなった。(ロ)さらにH型は，ノーズ・コーン頂角の減少とモータ長さの増加による全長の増加，モータ燃焼室のアルミ合金よりクローム・モリブデン鋼への変更，尾翼の翼厚と平面形，構造および材料の変更，ノーズ・コーンおよび尾翼前縁への FRP アブレーション・コーティングの追加等を行った。各型について，これらの構造の変更に対応して，尾翼の振動試験および遷・超音速風胴におけるフラッタ試験と理論計算，全機振動試験，空力弾性不安定速度計算，アブレーション・コーティングの熱特性試験を行った。

（c） NAL-16・31D型ロケット[6]およびNAL-25・31 型ロケット[7]

このロケットは，2段式固体ロケットで分離機構を内蔵した 1，2 段結合部構造を有する。したがって，単段式ロケットの場合の試験研究に加えて，結合部の分離機構の試験研究による決定を行い，さらに2段ロケットの結合部の曲げ剛性の評価[8]および振動特性[9]の研究を行った。

NAL-25・31 型ロケットのノズル部 FRP ライナの接着部が長期間の保存中に剝離する不具合が生じた。調査の結果，不具合の発生は長期間保存中の温度および湿度の周期的変動によるものと推論し，FRP 素材および接着剤の物理特性，FRP 板の温度および湿度の繰返し変化に対する応答特性の試験研究を行って，実物大ノズル模型の環境試験によって不具合発生の状況を再現し，実機モータに対する対策を施した[10,11]。

ロケットの分離特性について，上下段のフランジ端面を4本の爆発ボルトで結合し，分離は爆発ボルトの切断と4本のコイル・スプリングを用いた方式の模型により分離試験と分離運動の理論解析を行って，爆発ボルトの衝撃力を考慮した分離運動の理論解析と試験結果の比較的よい一致を得た[12]。

（d） NAL-35DT 型ロケット[13]

このロケットは試作研究のみを行って，二段推力型固体ロケットモータと構造強度に関する試験研究に重点がおかれた。構造強度について，荷重と強度の検討を詳細に行うと同時に，各種強度試験と理論解析による検討を行ったが，フィラメント・ワインディング法によって製作したガラス繊維強化のエポキシ樹脂を用いた FRP モータ・チャンバおよび爆発成形により製作されたチタン合金製モータ鏡板の内圧強度試験が特徴のある項目であった（図 2.7.26）。

（2） 外部機関の開発するロケットに関連する試験

（a） 科学技術庁，宇宙開発推進本部および宇宙開発事業団関係

これらの機関の開発したほとんど全部の試験用小型ロケットの静強度試験，振動試験，フラッタ試験等について，受託試験，設備使用，技術援助で積極的に協力した。これらのロケットの中に，LS-A 型[14]，LS-B 型，LS-C 型の液体ロケット，S-B 型，S-C 型，JCR 型固体ロケットを含んでいる。また，大型固体ロケットのホールドセパレーション型結合部の分離機構[14]およびNロケットの 1/3 相似模型による全機振動特性の研究を共同で行った。

（b） 東京大学

Mロケットのフレヤ安定板の超音速フラッタ風胴試験および姿勢制御装置の音響環境試験を受託により行ってその開発に協力した。

文　献

1) 航研ニュース No. 74, 2) 航研ニュース No. 78, 3) TR-115, 4) TM-149, 5) TM-196, 6) TM-175, 7) TM-186, 8) TM-136, 9) TM-123, 10) TM-190, 11) TM-165, 12) TR-325, 13) TR-225, 14) TM-50, 15) 山田ほか；宇宙科学技術講（昭 44）115

2.7.6 人 工 衛 星

（1） 人工衛星の軌道

人工衛星の運動と軌道制御の理論によって適切な軌道を選定するとともに軌道の修正を効率的に

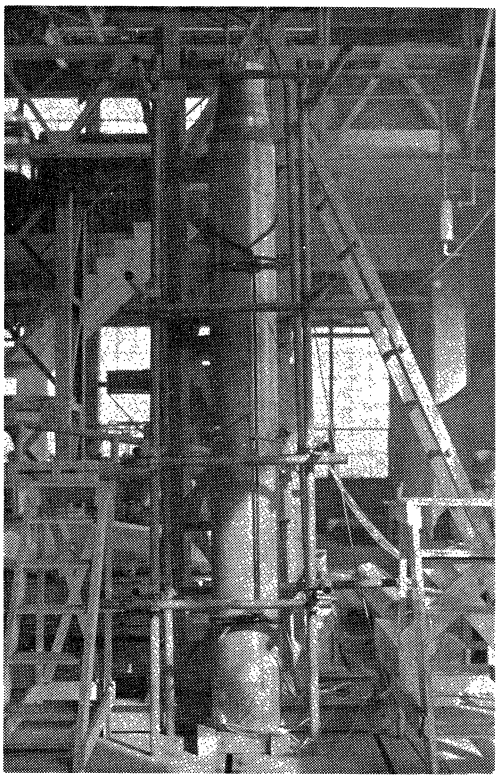


図 2.7.26 NAL-35 DTFRP ミーダチャンバの内圧試験

行ないうるようにすることを目的として運動と軌道制御に関する研究が行われてきた。

運動に関する研究の方法は運動方程式から解析的に近似解を出す一般摂動法と数値積分法を用いる特殊摂動法に大別される。この一般摂動法による研究として軌道を規定する六要素を変数にとった運動方程式を用いた理論に関する研究が45年度から開始された。そしてまず地球の重力の作用のみを考えた場合に potential の harmonics を3次までとったときの研究が行われた[1]。続いて harmonics を一般項表示したときの研究も行われた[2,3]。ここで図 2.7.27 に示すように静止衛星を安定にする半長径 a が経度 λ に対して求められた。次いで月と太陽の引力の作用をも考えた場合の研究が行われた[4]。ここで静止衛星の軌道傾斜角の変化 δi を数年にわたって小さくする昇交点の赤経 Ω は約 265° となることが図 2.7.28 のようにに示された。またさらに太陽輻射圧の影響に関する研究も行われた[5,6]。なお以上の研究とは別に正準変換の方法による理論が地球の zonal harmonics による摂動についてだされた[7]。

また特殊摂動法による研究は42年度に開始され，静止衛星の運動に関する計算が行われた。そして49年度からすべての外乱をほとんど完全な状態において考慮した極めて高精度の理論が確立されつつある。

つぎに軌道制御に関する研究は43年度に開始され静止衛星についてドリフトに対する impulsive な速度増分による軌道保持の理論が出され，また誘導関数が制御角を最小とするように直接法によって導かれた。それからトラッキング，地球ホライゾンセンサ，太陽センサなどによる観測値を用

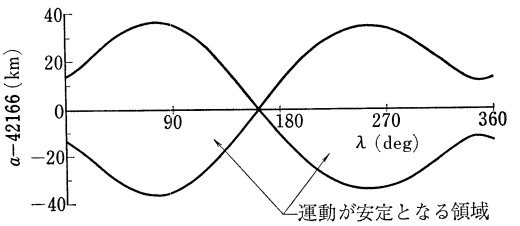


図 2.7.27 経度 λ に対して半長径 a を図示の領域にあるようにすれば静止衛星の地球に相対的な運動を安定にすることができる

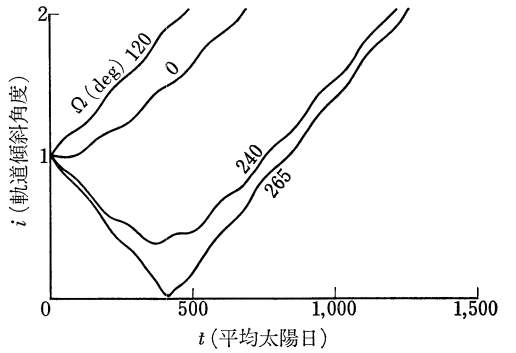


図 2.7.28 Ω を 265° にすれば，静止衛星の軌道面を数年にわたって赤道面附近に保つことができる

いて軌道，姿勢などを最も効率的に決定することおよび軌道保持をするための誘導に関する研究が行われた。なお地球の重力の作用に制御力をも考えた場合の摂動理論がたてられ，これに基づいて静止衛星の摂動量と制御量の関係が明確にされた。またこれとともに人工衛星上からの観測量のみによって軌道を決定する方法が定式化された[8]。

（2） 人工衛星の姿勢制御

人工衛星の姿勢安定として最もよく用いられているスピン衛星に関する問題から着手した。まずスピン衛星の受動的ニューテーションダンパの解析的研究を行った。ダンパ個有パラメータの最適化が与えられ[9]，ついでダンパの衛星本体への取り付け位置と取り付け方向についての最適化が試みられた。その結果，ニューテーションによる加振力の場の概念を導入することにより，問題は直観的かつ容易に片付いた。すなわち，加振力の場が割合に単純なパターンで表現されることがわかったからである[10]。この概念を，対称ロータ部と非対称デスパン部から成る二重スピン衛星に拡張した[11]。

スピン衛星の軸方向ガスジェットによるスピン軸の方向制御に関しても解析が行われた。その結果，大円法よりもラムライン法が実用的にははるかに優れていること，姿勢変更中にニューテーションが大きくなったり小さくなったりする現象は，スピン角速度とニューテーション角速度との差に基づくビート現象であることを示した[12]。これらの姿勢変更やニューテーション現象を確認するための計算機シミュレーションプログラムを開発し，解析結果の正当性を実証した。その際，オイラー角を姿勢角表示に使用したので，オイラー角の特異点を避ける工夫をした。すなわち，任意のオイラー角系を一般的に共通に取り扱って座標変換を行うアルゴリズムを開発し，特異点が近づけば他のオイラー角系に切替えることが容易に可能となった[13]。

ガスジェットによる単一スピン衛星の能動的ニューテーション制御方式も検討した。ジェットを1スピン周期にわたって連続的に噴射して，角運動量ベクトルを結果的に不変とする方式を採用し，ニューテーションだけを減衰させることに成功した[14]。図 2.7.29 は2回の噴射によって 5.7° のニューテーションを完全に消滅させたときの計算機シミュレーション結果である。また，任意の時間を連続噴射した場合を単一のインパルスジェットに置き換えてニューテーションの大きさを簡単な幾何学的作図で求められることも示した[15]。

昭和48年度から高精度なより大型の人工衛星を目標とした3軸制御に関する研究がスタートした。手初めに，ゼロモーメンタム方式を採り上げ，空気軸受式1軸テーブルによるハードウェア実験を行い，使用した姿勢角検出器の精度までの指向保

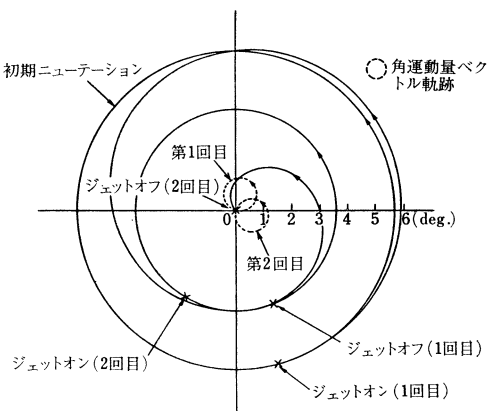


図 2.7.29 ガスジェットによるニューテーション制御

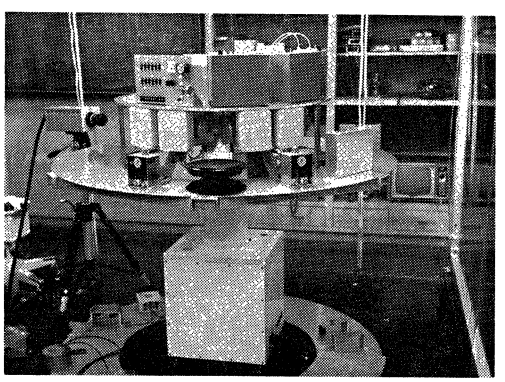


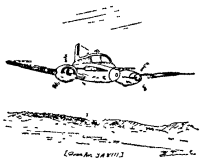
図 2.7.30 球面空気軸受式3軸テーブル

持が達成された[16]。今後，図 2.7.30 球面空気軸受式3軸テーブルで3軸制御の実験的研究を行う予定である。

文　献

1) TM-206, 2) TR-255, 3) TR-320, 4) TR-323, 5) TR-387, 6) 武内；航空学誌**23**-252 (昭 50) 6, 7) TR-384, 8) TR-295, 9) TM-207, 10) TR-251, 11) Murakami ほか；Astron. Research (1971) 53, 12) TR-380, 13) TR-305, 14) TR-344, 15) 村上ほか；航空学誌 **23**-252 (昭 50) 29, 16) TM-257

第３章　研　究　設　備



航空技術審議会の昭和30年「関係各行政機関の共用に供する航空技術研究機関の設置に関する基本方針」（諮問第２号）に対する答申に沿って航空技術研究所は31年度から36年度にわたる第１次６か年計画を立案し，研究設備整備が始められた。この計画では，当時のわが国における航空技術の状態と設備建設に要する工期を勘案し，遷音速風洞およびジェットエンジン関係の研究設備に重点をおき，引続き機体構造関係，計測関係設備を順次整備してゆく方針をとった。

第１次６か年計画により整備された設備は約55億円，建屋等施設は12億円に達したが，当初の計画に比し予算化された額は約70％に止まった。この主な設備は遷音速風洞，吹出式超音速風洞，フラッタ試験設備，繰返し荷重試験設備，熱弾性試験設備，空気源設備，圧縮機試験設備，タービン試験設備，燃焼器試験設備，デジタル電子計算機，汎用飛行シミュレータなどである。これらの設備は前述のとおり当所計画に比べ必ずしも十分とはいえなかったが，当時として当面の航空技術に必要な重要設備は一応整備されたといって差支えないであろう。

第１次計画に引続き37年度からは，航空技術審議会第５号答申および宇宙開発審議会第１号答申に沿い第２次５か年計画による設備整備が開始された。これは(イ)遷・超音速機，(ロ)V/STOL 機，(ハ)ロケットの３本柱を研究目標としたもので，第１次計画の残り，原動機要素試験設備と空気源，飛行シミュレータ設備などを含み，構造物高温強度試験設備，大型低速風洞，ロケット・モータ試験設備，極超音速風洞，実験用航空機，大型電子計算機などが新規に計画され整備された。

上の第２次計画は41年度に終了したが，42年度からは上記の３主要目標に，航空輸送の活発化に伴い重要な問題となってきた航空機の安全性を加え４項目を主要目標として長期的視野にたって，少くとも常に５か年先をみた，いわゆる「ころがし５か年研究計画」にしたがって効果的に研究を進め設備を整備して行くことになった。

航空関係ではまず航空安全の点から突風風洞の整備が行われ，宇宙技術関係では宇宙開発計画の進展に対応し，40年に角田支所が発足し大型設備の整備が始められた。その主なものは，液体ロケット燃焼試験設備，固体ロケット多分力テストスタンド，推進薬供給系統試験設備，スピン燃焼試験設備，ロケットエンジン高空性能試験設備などである。また本所には誘導センサ試験設備，調布飛行場分室にはロケット振動試験設備の整備が行われた。

またこの間には，年月の推進に伴い陳腐化した既存設備の更新，改修が順次行われているが，特に大

型電子計算機，データ処理装置は43年および49年に近代化され能力も著しく向上した。このほか汎用飛行シミュレータ動特性模擬装置も更新されている。

なお本所周辺は設立当時に比し，市街化が進行し風洞などの騒音問題が生じてきているので，その対策工事が遷音速風洞，フラッタ風洞を始として逐次進められている。

現在進行中の設備整備としては，本所では二次元風洞，通商産業省大型プロジェクト関連の高圧燃焼試験設備があり，角田支所においては液体水素関連の研究設備がある。

3.1 風 洞 設 備

航空機や各種飛しょう体の空気力学的研究に必要不可欠な設備である風洞は，わが国では戦後，航空機の研究が禁止されたため，ほとんど壊滅に近い状態であった。昭和27年，航空機の研究再開が可能となったが，その間，世界の航空技術の進歩とともに，風洞技術あるいは風洞設備そのものが長足の進歩をなしつつあった。たとえば，戦前の航空機は，時速数百粁程度であったが，ジェットエンジンの進歩などもあって，その速度は飛躍的に向上し，一方，風洞も音速附近の実験は不可能とされていたのが，測定部の壁をスロット壁や多孔壁にすることによって解決された。また電子工学の発達による計測技術の進歩，電子計算機の開発などにより，その測定精度やスピードは戦前とは比較にならぬほど進歩した。このことは，零から出発するに等しかったわが国にとって，考えようによっては，世界の最高水準の技術を取入れることができたため，むしろ幸いであったといえよう。

われわれは，第1次計画において，遷音速風洞と超音速風洞を，第2次計画では，研究目標がV/STOL機，ロケット，遷超音速機の3重点項目におかれたので，大型低速風洞と極超音速風洞を，さらに42年度以後は重点項目に航空機の安全性に関する研究が加えられ，その研究設備として突風風洞が建設された。これらの風洞は当所においては勿論，わが国としても代表的な研究設備であって，現在，所内の研究のみに止らず所外の試験にも活発に利用されている。これらの運転実績を図3.1に示す。以上のほか，小規模の風洞もいくつかあって，あるものは上記風洞の建設に際し，予備実験用として製作したものを整備し，あるものは特殊な研究用として製作したもので，現用されている。これら小規模な風洞については表3.1に示す。また，翼型の研究を目的とする二次元風洞も，すでに予算化されているが，建設の緒についたばかりであることを付言する。

3.1.1 2m×2m 遷音速風洞

昭和27年わが国の航空研究の再開が可能となった時点より，航空技術に関する重要研究およびそのための設備については，航空技術審議会において検討されてきたところであるが，その中でも遷音速風洞の建設は最重点におかれるものであった。測定部寸法 2.5～3m 平方，所要動力 20,000～30,000 PS をその諸元の大綱とし（諮問第1，2号答申，昭30.4.1），わが国における当時唯一の本格的遷音速風洞として，空気力学の研究のみならず，‘小型超音速機，大型ジェット輸送機’開発のための試験にも充分な規模の設備であることが期待されていた。

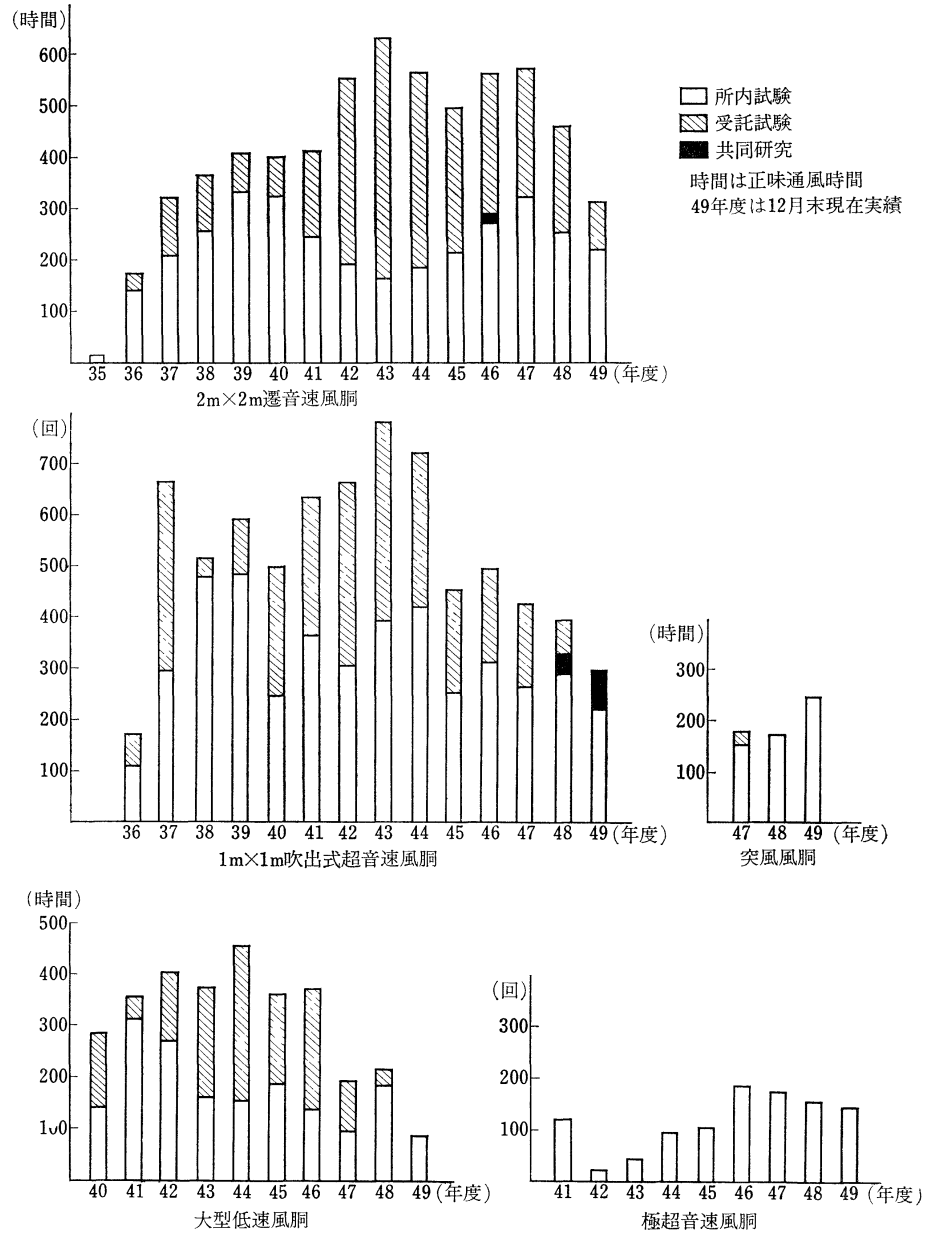


図 3.1 主 要 風 洞 運 転 実 績

昭和30年，研究所の設立以後，多数職員の協力により全力を挙げてこの建設に取りかかった。仕様詳細の検討を始めとして，大型設備なるがため契約方式の検討まで必要であった。風洞各構成要素の仕様決定には国内学識経験者の協力を得た。電動機設備に関する電気試験所の応援はその顕著な例である。諸外国よりの情報取得にも努力し，また二，三の研究員が短期の外国出張を行い，類似設備を実際に視察

表 3.1 空気力学研究設備一覧

番号	名称	測定部寸法 (cm)	マッハ数または風速	澱み点圧力 (kg/cm^2 G)	澱み点温度(℃)	型式	摘要
1	大型低速	550×650 Cl. 460×560 F.J.	最大 60 m/s	大気圧	常温	C	主動力: 3,000 kW 各種付帯装置つき
2	突風風洞	200×200 Cl.	3～50 m/s	〃	〃	〃	主動力: 200 kW 突風波型各種, 突風速度: ±4.5 m/s まで; 突風周波数: 0～20 Hz
3	56×65 cm 低速	56×65 Cl.	最大 60 m/s	〃	〃	〃	(1) のパイロット設備, 主動力 30 kW
4	25×100 cm 低速	25×100 Cl.	最大 35 m/s	〃	〃	〃	主動力 30 kW
5	煙風洞	10×102 Cl.	煙観測は 20 m/s以下	〃	〃	C, B	
6	2 m 遷音速	200×200 P.W.	最大 1.4	−0.8～+0.5	40～60	C	主送風機: 22,500 kW, 補助送風機: 12,000 kW
7	18 cm 遷音速	18×18 P.W.	〃	大気圧	常温	〃	(6) のパイロット設備 主動力 400 kW, 補助動力
8	10×40 cm 遷音速	10×40 S.W.	最大 1.0	1 以下	〃	I, B	作動時間: 数分
9	二次元ルートヴィーク管	12×36 S.W.	0.4～1.2	10 未満	〃		作動時間: 0.1 秒
10	小ルートヴィーク管	10φ P.W.	最大 1.0	5 以下	〃		作動時間: 0.05 秒
11	1 m 超音速	100×100 Cl.	1.4～4.0	20 以下	〃	I, B	作動時間: 数十秒
12	18×20 cm 超音速	18×20 Cl.	2.1, 2.65	2 以下	130	C, B	
13	15×17.5 cm 超音速	15×17.5 Cl.	1.5～3.5	3～10	常温	C, B	
14	10 cm 超音速	10×10 Cl.	1.6～4.5		〃	I, B	
15	50 cm 極超音速	50φ F.J.	5, 7, 9, 11	10～100	600～1,000	I, B–S	作動時間: 180 秒(最長)
16	15 cm 極超音速	15×15 Cl.	5	20 以下	400以下	C, B	
17	プラズマ風洞	3.2φ, 6.8φ	10, 15(アルゴン) 6.3, 8.7 (窒素)	2 以下	10,000 以下	C, S	
18	反射型衝撃波風洞	6×30, 10φ	6.5, 8	20 以下	500		
19	極超音速ガンタンネル	30φ	10, 15	200 以下	1,500		
20	電磁衝撃波管	7.5φ	3～4				
21	分子線装置	分子線密度 10^{19} 個/ステラヂアン・秒					
22	電離気体実験装置	真空槽 90φ×120, 到達真空度 10^{-8} (LN_2 シュラウド付)					

測定部 Cl: 密閉, Solid wall　　型式 C: 連続式, B: 吹出式 S: 吸込式
P.W.: 多孔壁, S.W.: 有溝壁　　I: 間欠式, B-S: 吹出吸込式
F.J.: 自由噴流

できたことも有益であった。特にカルフォルニア工科大学の Cooperative Wind Tunnel の資料贈与を受けたことは大いに建設に役立った。この遷音速風洞は31年度以降年度計画の形で予算が認められた。

詳細仕様検討の結果，測定部断面 2m×2 m で，主送風機動力 22,500 kW の外に補助送風機動力 12,000 kW を要することが分った。なおマッハ数は可撓ノズルの採用により 1.4 まで上げうること，またその方が将来の超音速風洞の計画を容易にするものであることが分った。いずれにせよ上記の要目で，実機模型の試験においてレイノルズ数（平均翼弦長基準）2×10^6 程度が確保できる。これは当時，同種の風洞として必要な最小限度のレイノルズ数とされていた数字であり，この風洞は諸外国の風洞と充分比肩しうるものとなった。

詳細仕様決定のためには幾多の予備実験[1~3]を行った。完成後の形態に基づき本風洞[4]の特徴の二，三を述べると，

（1） 測定部：多孔壁，有溝壁のいづれを採用するかについては議論のあったところであるが，高マッハ数における特性を重視して多孔壁（20%開口比）の採用に踏切った。なお測定部は換装可能なカート方式とし，3 基のカートを製作した。第1カートは 20% 開口比の多孔壁つき，模型支持はスティング，ストラットにより，計測は内挿天秤による，いわば標準カートである。第2カートは同じく 20% 開口比の多孔壁つきであるが模型は床面ターンテーブル支持で，外装天秤により計測を行う半模型カートである。（これは最近は着脱可能な模型支持装置をつけ，動的試験用としても利用されている。）第3カートはスティング・ストラット支持方式の固定壁カートであったが，昭和43年斜孔の可変開口比の壁に改造された。

（2） 主送風機は2段軸流送風機（静翼角可変）で，主電動機（18,000 kW 誘導機と 4,500 kW 直流機のタンデム結合）により駆動する。多孔壁を通じ空気を吸引するための補助送風機は10段軸流送風機で，補助電動機（12,000 kW 誘導機）により駆動する。亜音速（マッハ約 0.8 以下）では補助送風機は運転せず，風速制御は主電動機の回転数制御による。遷音速では補助送風機管系の弁開閉による吸引空気量制御により所定のマッハ数を得る。特にマッハ1以上では設定マッハ数に応じ可撓ノズルの形状を変更する。

（3） 集合胴内に3枚の金網（14メッシュ）をおき，気流乱れの低減を図った。なお風洞絞り比は 19.6 対1である。

（4） 風洞内空気には乾燥空気を用いる必要があるから，空気乾燥装置と貯気槽とを要する。貯気槽としては他の吹出式風洞との併用を考えて径 10 m の球型，内圧20気圧のものとした。そのほか，風洞内気流や付属機器の冷却のため大規模の冷却系統を設けた。

（5） 内挿天秤にはまず輸入品を用いることにした。計測システムはわが国最初のデジタル方式で，計算センターに置かれた Datatron 205 と直結して一応即時処理ができるよう計画された。このシステムも大部分輸入にたよった。

表 3.2　遷音速風洞年度別製作工程

項目＼年度	31	32	33	34	35	36	製作業者
風洞基礎・胴体	―	―	―	―			川崎重工・大林組
測定部			―	―	―		川崎重工
主動力設備	―	―	―	―	―		三菱電機
主送風機		―	―	―	―		三菱重工
補助送風機			―	―			石川島・東芝
圧縮機1号		―	―				石川島
圧縮機2号						―	神戸製鋼
高圧貯気槽		―	―				石川島
排風機			―	―			神戸製鋼
冷却塔				―	―		東洋熱学
計測設備				―	―		DATEX(米) 東芝・他
建屋			―	―		―	

かくして幾多の，本邦における記録品を生みつつ構成部品が完成し，35年9月には最初の通風試験，続いて10月10日に通風式を行った。また10月18日天皇陛下，同25日皇太子殿下の行幸啓を仰いだ。

この風洞は年間400時間運転（正味通風時間）が設計時の目標であり，この数字がすべての機器設計の基本となっている。建設完了2年後にほぼそれに近い稼働に達した。その後わが国の航空機開発がようやく盛となり，受託の形で行われるそのための試験が急増したため，昭和42年度以降は目標を大幅に上まわる年間稼働を続けてきた。本風洞を研究と航空機試験とをあわせ行うための最重要設備たらしめんとする所期の目的は完遂されたと言えよう。

風洞完成後，設備全般の保守には最も配慮し，機器の損耗を防ぎ，あるものは換装を行って，機能を低下させずに今日に至っている。なお新しい技術の進展に伴う陳腐化を防ぐための改良については，経費の面で思うにまかせぬ点が多いが，二，三のものはこれを実行した。

3.1.2　1m×1m 吹出式超音速風洞

2m 遷音速風洞と同様，超音速風洞も当研究所設立以前より審議会において大綱の決定されていたものである。遷音速風洞よりやや遅れて昭和33年から詳細仕様の検討が開始された。当初超音速風洞についても連続式のものが考えられ，その送風機駆動には遷音速風洞主電動機を併用するよう計画され，立地その他もそれにあわせて考慮されていた。しかしこれは両風洞の運転効率を阻害するし，そもそも22,500 kW で一応の水準に達する連続式超音速風洞が成立つかどうか，問題もあった。その後諸外国において簡便な吹出型式のものが現われた。これらは作動秒時に制約があるため，精度の高いデータを能率よく得るには不適当であるが，それは計測技術の進歩によりかなりカバーできること，また経費的な面や比較的高いレイノルズ数の得られるなど有利な面が多いので，まず吹出式のものを建設し，将来要請があれば連続式のものを更に建設することに方針変更がなされた。その後連続式超音速風洞は建設されずに今日に至っている。

本風洞は昭和34年度防衛庁予算として計上された経費を当所に移管する形で建設されたものである。当時防衛庁と当所の，二機関で同種の計画を持ったため，多額の経費を要する設備の重複を避ける政府

の方針で上記の決定がなされた。建設と将来の運営に関し，防衛庁，科学技術庁両事務次官の間で覚書が取り交わされ，また建設中は建設連絡委員会が設けられた。

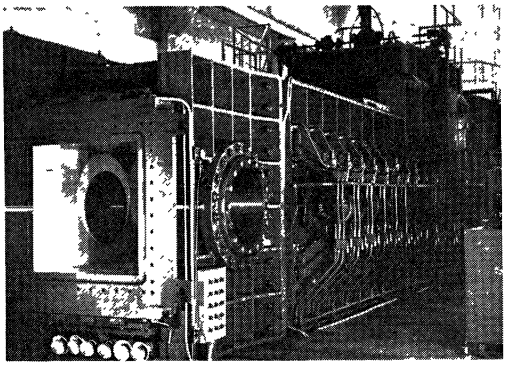


図 3.2 1m 吹出式超音速風洞
手前より測定部（ただいま開放されている），およびノズル部

この風洞[5]は測定部断面が 1m×1m の大きさで，これは多くの場合遷音速風洞と共通の模型を（必要があれば）使用できる寸法である。マッハ数下限は 1.4 で遷音速風洞とつながり，上限は空気の予熱を必要としない限界として約マッハ4である。11段のジャッキで駆動される可撓ノズルをもつが，各マッハ数ごとのその形状は予備実験[6]により検定した。なおノズル形状変更は通風中も行えるよう設計され(マッハ・スイープ)，圧力スイープと相まって超音速フラッター試験が可能である。

空気源は遷音速風洞用として建設された径 10m の球型貯気槽を始め利用し，36年度にはさらに同型のものをもう一基製作した。これにより数十秒の作動秒時が得られる。

実験は，調圧弁を開いて通風した後，計測および模型の変角など一連の操作が予め設定したプログラムにより秒時を追って自動的に行われる。

35年度末完成の予定であったが，米国の鉄鋼ストライキによりノズル材料の T-1 鋼の入手が遅れた等の事情により，実際の完成は36年7月となった。

完成以来，超音速機や飛しょう体の試験を行い，また空力的，空力弾性的基礎研究に広く利用された。この間きわめて順調に稼働してきたが，昭和49年度計算センターの電子計算機々種更新を機として，損耗の甚しい本風洞データ処理システムを一部換装した。なお現在（昭和50年1月末）までの総運転回数は 7,336 ランである。

3.1.3 極超音速風洞

遷音速風洞に引きつづき超音速風洞が完成してマッハ数4までの空気力学の研究，試験が可能となったが，宇宙開発の進むにつれ，飛しょう体の速度，飛しょう高度の増大に対応する空気力学研究設備の必要性が生じてきた。当所ではこの動向に対処するため，極超音速風洞，衝撃波風洞，高エンタルピ・プラズマ風洞，稀薄気体風洞，バリスティックレンヂなどの諸設備の計画が検討された。これらのうち衝撃波風洞，プラズマ風洞，稀薄気体力学実験装置としては表3.1に示すような小規模の実験設備から建設し，それぞれ基礎研究に使用されてきた(2.1.6，2.1.7 参照)。開発研究にも役立つ大型設備としては極超音速風洞から着手することとした[7]。

極超音速風洞には各種の型式が考えられるが，種々の問題点について検討の結果次のような設計基本方針を立て計画を進めた。

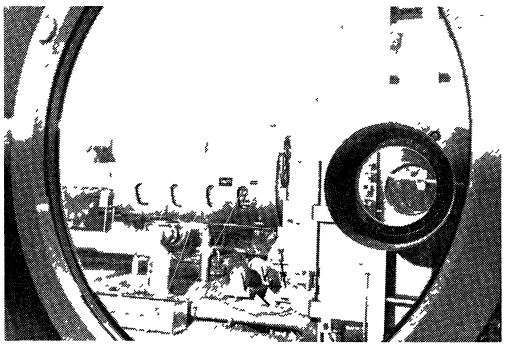


図 3.3 50 cm 極超音速風洞
シュリーレン用鏡を介して見た極超音速風洞のノズルおよび測定部の一部

（1） 建設に要する経費を考慮し，吹出真空吸込式の間けつ風洞とする。

（2） 測定部寸法は開発のためのデータが得られる最小の寸法とし，直径 50 cm とする。

（3） 空気源圧力は 200 kg/cm²G，集合胴圧力は 10～100 kg/cm²G とする。

（4） 集合胴空気温度については，再突入時のような物体よどみ点付近の高温状態の再現は考えず，測定部における空気の液化を防ぐ程度とし，600°～1000°C 程度とする。

（5） 空気加熱器は粒状アルミナを用いた蓄熱型とし，模型による予備実験を行う[8,9]（2.1.1 参照）。

（6） マッハ数は既設の超音速風洞とのつながりを考え 5～11 とする。ノズルは軸対称交換式とする[10,11]。

（7） データ処理装置[12]は電子計算機を用いたオンライン方式とする。

本風洞は昭和37年より製作を開始し，41年に完成した(図 3.3)。

この風洞は従来の風洞にない高温高圧の空気を使用しているので，完成後の整備試験[13]にかなりの時間を要したが，44年頃より運転もようやく軌道に乗り，現在までに約 1,100 回の各種実験を行って来た。

なお，45年に，風洞持続時間を延長するため真空槽一基を増設，これにより持続時間は約2倍となり，最長 180 秒となった。また49年度末には大型電子計算機の更新を機として，データ処理装置の一部を更新した。

3.1.4 大型低速風洞

航技研第1次計画として遷・超音速風洞の建設が完了したあと，昭和37年から第2次5か年計画が設定された。このうちに V/STOL 機に関する研究が取り上げられたのに関連して低速風洞の建設が必要となった（航技審諮問第5号答申，36年12月11日）。

低速風洞の計画[14]に当っては，これが V/STOL 機研究の目的にそうことは勿論，実機の開発に関する試験にも重要な風洞であり得るよう配慮した。低速風洞は 3 m 程度の測定部のものならわが国でも戦前より多数建設されており，航空機の試験はほとんどすべてがこれらにより成された。しかし航空機が高速化した現在，巡航状態での試験は遷音速風洞へ重点が移り，低速風洞は離着陸形態での試験が中心となるであろう。したがって最近の複雑なフラップ，スラット，スポイラーを取りつけた模型を試験するために，また空気取入口試験などを精度よく行うために，やや大型の風洞が主流となるであろう。さらに V/STOL 機の試験を行うとなれば，その揚力機構を内蔵するために模型サイズが大きくなり，

また大揚力時の風胴壁干渉をへらすためにも大きな風胴を必要とするであろう。これらの想定より 6m クラスの風胴を計画することにした。これは，実機をそのまま試験できる，いわゆる実物風胴は別として，スイス国防省の 6m×8m 風胴と同じ系列にあるものといえよう。実際設計されたものは模型大揚力時の吹下しを若干考慮して 5.5m×6.5m（四隅フィレット付）のやや縦長の測定部断面となった。なお測定部カートを取除き自由噴流にするときは，縮流胴末端に附加ノズルをつけて二段絞りとし，測定部断面はその際 4.6m×5.6m となる。

離着陸形態の試験といえども実機なみのレイノルズ数を実現する風胴は経費の面で困難であるから，通常の大気圧風胴とし，また風速も冷却器を必要としない範囲に抑え最高 60m/s とした。風速制御は送風機動翼取付角を油圧で制御する方式とし，3,000kW 同期電動機で駆動するなど建設費の低減を図った。風胴の全形態は 1/10 大のパイロット風胴を造って予備試験を行い検討した。パイロット風胴では気流制御弁の操作により，測定部風速を正弦波状に高低させて動的試験を行う試みをし[15]，これは本風胴でも実施に移された。

天秤は六分力ピラミッド天秤で，測定部下方に置き，その上面はターン・テーブルとなって測定部床面の一部を構成する。模型は3本，2本，または1本の支柱によりターン・テーブルを貫き天秤に固定される。六分力その他のデータを処理するための（静的）データ処理装置を設け，専用の小型電子計算機を備えた。

昭和40年8月，上記の構成機器が一応完成し，実験を開始した。なお V/STOL 機の実験等にはさまざまの風胴付属設備が必要であり，それらはおおむね41年に整備された（2.1.1 (4) 参照）。なお46年度には動的データ処理装置[16]を追加し，49年度には静的データ処理装置の一部更新を行った。

本風胴はそのサイズと付属装置のために，国内の航空機開発のための試験にも威力を発揮した。航空機の低速空力特性試験，特に高揚力装置試験，空気取入口試験のためにはなくてはならぬ設備となった。その特長を益々発揮するために，半模型試験，二次元試験などが行えるよう測定部装備の追加が望まれている。

3.1.5 突風風胴[17]

一般に航空機事故は，離着陸時および悪気象時に多く見られ，突風がその事故の引金となっていることが多い。突風に対する安全性向上のための研究および対策は，昭和41年大型ジェット輸送機の突風事故が国の内外で頻発したのを契機として，その重要性が再認識され，各方面で積極的に取上げて行われるようになった。以来，当所における航空機の突風応答の研究および突風荷重に関する研究は，航空安全に対する重点研究項目の一つとして進められることになった。

これ等の問題を解明して行くためには，当然実験による確認，系統的なデータの集積が必要となってくる。これを飛行実験により求めることは非常な危険および困難を伴うので，これに代るものとして任意の突風が発生できる風胴での模型実験は，安全性，経済性，能率の点などに優れた唯一の方法と考えられた。このような背景のもとに世界にも例の少い突風風胴の実現が強く望まれるにいたった。

建設の経過としては，昭和39年頃から初期計画が始まり，42年以来その予算要求がなされて来た。45年度において突風風洞本体の予算が認められ，設備全体は46年度に完成した。

本風洞における突風発生方法は，通常の回流型風洞の風路内に可動翼列を置き，翼列の迎角を一様に変角させることによって測定部の一様流を偏向し，上下突風成分を持った風洞気流を作る方式をとっている。この方法によれば，翼列の動きを制御することによって各種の振動数，振動波形を持った周期的突風，およびランダム波状突風を発生することが容易にできる。なおこの可動翼列を持った突風発生用カートを取外すことによって普通風洞としての使用も可能である。

突風風洞は，完成後支障が無くおおむね休み無く稼働しており，突風に関する研究にはもちろん，一方手頃な大きさの風洞として，フラッタ実験，VTOL 実験機の特性試験をはじめ，その他の研究にも大いに利用されている。それ等の詳細については関連する研究の項で述べられる。

文　　献

1) TR-1, 2) TR-2, 3) TR-7, 4) TR-25, 5) TR-29, 6) TR-26, 7) TR-116, 8) TM-48, 9) TM-112, 10) TM-34, 11) TM-37, 12) TM-160, 13) 平木ほか；航空学誌，**19**-209（昭 46）120, 14) 重見ほか；航空学誌，**15**-167（1967）408, 15) 遠藤；航空学誌，**14**-150（1966）207, 16) TM-236, 17) TR-335

3.2 強度試験設備

（1） 500 トン試験機

航空機の機体構造の大型模型または実機の部分構造や翼胴結合金具のような大型構造部材について静的な強度試験を行うために，当時（昭和35年）としては大容量の最高500トンの荷重を負荷できる大型試験装置として本試験機が計画された。昭和35，36年度に圧縮負荷装置および曲げ負荷装置を，また37年度に引張り負荷装置を完成した。

性能：	最大荷重	500 ton
	ラムストローク	0.5 m
	引張，圧縮間隔	～2 m
	曲げスパン	0.5～5 m
	耐 圧 盤	1.1 m×1.5 m

本試験機は中型輸送機 YS-11，超音速高等練習機 T-2，対潜飛行艇 PS-1，中型輸送機 C-1 の翼の圧縮パネルや主要結合部のような部分構造の強度試験に活用された。このほか精密ロードセルの開発研究や，大型構造模型供試体の応力分布に関する試験に用いられた。

（2） 六分力組合せ荷重試験機

航空機の飛行中には，その胴体や翼には三方向の軸力と各軸まわりの三つのモーメントの六分力のいくつかの組合せが同時に作用し，構造に生ずる応力状態は非常に複雑になる。従来の試験機は通常同時

には一種類の荷重による試験しかできないので，このような異なる種類の荷重を同時に受ける構造部材や構造物の挙動や強度を試験する目的で，昭和36，37年度に本試験機を製作した。

現在でも国内唯一の特殊な試験機であり，種々の組合せ荷重を受ける実物模型の強度試験や，ジェットエンジンコンプレッサ外筒の模型円筒殻の捩り圧縮座屈試験などに用いられた。

性　能:

荷重の種類	最大容量	荷重の種類	最大容量
軸力（引張，圧縮）	100 ton	捩りモーメント	25 ton. m
水平せん断力	20 ton	上下曲げモーメント	25 ton. m
垂直せん断力	30 ton	左右曲げモーメント	7 ton. m

最大供試体寸法；長さ 5 m，取付盤 1 m×1 m

（3） シェンク PB 30 型疲労試験機

航空機構造の疲労については，使用材料，構造要素および構造全体の疲労特性の検討を加える必要があるが，このうち，継手，大型金具など航空機構造の主要部材の疲労試験を行う目的で，昭和34，35年度に設置した。

性能:（カッコ内は油圧装置による運転の場合）

	標準装置	増力装置付
最大交番荷重	±10 t（±16 t）	± 60 t（±100 t）
最大合成荷重	±26 t（±30 t）	±160 t（±200 t）
荷重繰返し速度（毎分）	350～2,700（100 以下）	
試験片最大長さ	2,400 mm	1,400 mm

本試験機は，YS-11，PS-1，P-2J，T-2 の主翼および尾翼の取付金具や部分構造の疲労試験を行って開発に寄与するとともに，航空機用材料の疲労き裂の進展，ストップホールの効果等の研究のための実験が行われた。

（4） シェンク PVTN 疲労試験機

この装置は，航空機構造部材の実働荷重，高温における疲労強度の研究および試験を行うため，昭和38，39年度に完成した。

性能:（カッコ内は油圧装置による運転の場合）

最大交番荷重	±10 t（±16 t）
最大合成荷重	±20 t（±20 t）
荷重繰返し速度（毎分）	600～4,000（～40）
試験片最大長さ	1,000 mm

本試験機には高温試験用装置（最高温度 1,300°C）が附属しており，またパンチ・テープ制御による実働荷重試験が可能である。

有孔板のき裂進展の研究のための試験，B-727 エンジン取付コーンボルトおよび C-46 航空機用エンジン・マウント試験片の疲労試験などが行われた。

（5） 音響疲労試験装置

航空機やロケットに大推力のエンジンが装備されるようになり，エンジン付近の構造は，主に音響荷

重によって加振され，部材の疲労によるき裂を発生して致命的な構造の破壊に至ることがある。本装置は，構造部材の音響荷重による疲労強度の研究および試験を行うために，昭和46年度から48年度にかけて完成した。

性能：音響出力　8 kW
最大全音圧レベル　165 dB
負荷音響形式　正弦波又はランダム波
周波数範囲　0～2,000 Hz（ただし最大出力は 500 Hz まで）
最大供試体寸法　600×300×1,500（mm）

本装置を完成後，ただちにパネルの音響疲労強度の研究を行っている。また T-2 の尾部構造，YX 用パネル，M-3C ロケット用 CN エンジンの音響疲労試験が行われた。

（6） 主翼繰返し荷重試験装置

航空機の疲労強度の推定を行うため実物航空機を供試体として，運航中に遭遇すると考えられる数種の荷重を繰返し負荷して試験することが要求される。

この要求にしたがって昭和33年度から予備的な装置を製作して研究を進め，35，36年度に完成した。

仕様：

油圧ジャッキ

荷重容器	ストローク	数量
±20 t	125 m/m	5 本
±15 t	250 m/m	9 本
±10 t	500 m/m	7 本
± 3 t	800 m/m	3 本

プログラム装置　2 台
制御装置　4 台
ポンプユニット　12 台

本装置は，各油圧ジャッキの平均荷重と荷重振幅を8段階まで設定し，プログラム装置により，同期作動させる。繰返し速度は供試体の剛性に応じ 30 cpm～200 cpm まで調整することが可能である。また，本装置のユニットはすべて，台車つきもしくは可搬型である。

37，38年度に YS-11 の主翼，45～47年度に YS11-500/600 型機・主翼のセーフライフおよびフェールセーフ性を確認する実機疲労試験を，また小型多用途機 MU-2D の主翼の疲労試験を行って，これら機種の開発と，安全性の向上に寄与した。

（7） 胴体内圧繰返し荷重試験装置

ある程度以上の高度を飛行する航空機は，客室および乗務員室を気密構造とし，その内部が標準の大

気圧より甚だしく低い圧力とならないよう，加圧している。このような与圧胴体は，一飛行に一回程度の相対内圧を受けることになり，内圧繰返しによる胴体の疲労強度を確認することが要求される。

この要求にしたがって，昭和34年度，部分胴体内圧試験装置を製作して，予備的な研究を行い，35・36年度に本装置を製作した。

仕　様：

鋼製水槽	30 m×5 m×5 m
内　　圧	0～0.5 kg/cm²
外荷重用油圧ジャッキ	±15 t×300 m/m　3本
	±20 t×800 m/m　1本
制御装置	4段プログラム荷重制御方式

本装置により，YS-11 胴体，YS-11 部分胴体，YS-11A-300 型・部分胴体の実機疲労試験が行われ，それらの疲労寿命が確認された。また，接着胴体模型の内圧繰返し試験が実施された。

（8）　遷音速フラッタ試験設備

航空機のフラッタ現象は，特に遷音速における理論解析の方法がまだ解明されていない状況で，実験的に研究を進め，また開発される機体のフラッタを確認する試験を行う装置が必要であり，本装置は昭和32・33年度に完成し，36・37年度に改造を行った。

性能要目：

型　　式	吹出式間けつ風胴
測 定 部	60 cm×60 cm　正方形
マッハ数	0.5～1.2，1.3，1.4，1.5
設定総圧	1.2～5.0 kg/cm² (abs.)
付属装置	フラッタ模型出入装置

風胴運転中に，マッハ数および総圧の掃引可能。

本装置により，航空機の主翼および尾翼模型，ロケットの安定翼模型を用いて，フラッタパラメータを変えた遷音速のフラッタ特性の研究（2.2.5(2)参照）が行われた。実機の開発に関連しては，設計資料を提供するとともに航空機では中間ジェット練習機 T-1 主翼，C-1 の主翼と尾翼，T2 の主翼と尾翼支援戦闘機の主翼，ロケットでは航技研の研究用小型ロケットのすべての機体の安定翼，宇宙開発推進本部の LS-B，LS-C，S-B シリーズ，SC シリーズ JCR の安定板の遷音速フラッタの確認試験が行われ，これらの開発に寄与した。

（9）　回転翼試験装置

この装置は回転翼のひずみ，振動などのデータ計測および構造部材の動特性，静特性，強度，剛性等についてのデータ計測ならびにデータ演算処理を目

仕様

計測データ	サンプリング速度
回　転　9点 動　的　48点	150 μsec/点（最高）
静　的　50点	0.8 sec/点

データ処理部，MADIC IIA 等

的としたもので，昭和39年度に完成した。

この装置により，回転するブレードのひずみ測定では，初期振れのある矩形断面のはりを回転し，はりの各点での応力を測定，空気力，遠心力および自重の影響などの入った実測値と数値解析解との比較が行われた。また多点のひずみ測定とデータ処理，その他の科学計算に役立った。

(10)　ロケット振動試験設備

ロケットの振動特性および剛性特性の試験を行うもので，ロケット模型をワイヤによって垂直に吊下げロケットの自由飛しょうの状態を模擬して振動試験を実施する設備で，昭和43年度に完成した。

仕　様

（a）　ロケット振動試験用たて型架台

最大供試体　　寸法直径 1 m　　長さ 12 m　　重量 6 t

（b）　剛性試験用取付台

最大モーメント荷重　　50 t・m

取付面寸法　　4.2 m×3.3 m

本装置により，宇宙開発推進本部および宇宙開発事業団の JCR-5 号機，6 号機および N ロケット 1/3 振動模型による振動試験，また JCR-5 号機，7 号機，8 号機の頭胴部強度および接合部剛性試験が行われ，これらの開発に寄与するとともに，NAL-35DT および縦振動ロケット模型等の全機振動試験に用いられた。

(11)　熱弾性試験装置

加熱装置	最大出力	1.200 kW
	温度制御	12 CH
	熱量制御	6 CH
荷重負荷装置	容量	5 ton
	ジャッキ数	4
計測装置	温度	24 点
	ひずみ	36 点
	変位	10 点
	記録器	磁気テープ

空力加熱を受ける超音速機体は，高温となって構造強度および剛性の低下等の悪影響を受ける。このような空力加熱による構造強度の試験を行うため，昭和34年度に熱弾性予備実験装置を完成し，この装置による試験研究の結果に基いて36・37年度完成した。これは，加熱装置と負荷装置および計測装置で構成される。

本装置を用いて気象観測用ロケットノーズコーン用断熱材料の比較試験および同上ロケット胴体の空力加熱予備試験，空力加熱試験の研究，高速飛しょう体主翼熱負荷試験，NAL-HM16型および 7P 型ロケットなどを対象とした各種断熱材の特性試験が行われた。

(12)　油圧荷重分布装置

実物航空機の全機静強度試験を行うため，多数の油圧ジャッキを，それぞれ異なったレベルの荷重において，同期して制御するための装置で，昭和36年度に完成した。

仕　様:

油圧ジャッキ　　66 本

（ジャッキ有効断面積 1～32 in^2 5 種）

（　〃　ストローク 12～96 in 4 種）

油圧ポンプ　　2 台

（最高吐出圧 3,500 psi，最大流量 36 l/min）

ロードメンテナー　4 台

（1 台当り 10 本の油圧ジャッキの制御が可能）

本装置を用いて，YS-11 全機，MU-2 全機，軽飛行機 N-62 主翼，対潜飛行艇 P-2J 主脚支持構造等の静強度試験が行われ，これら機体の開発に寄与するとともに，NAL-25・31 ロケットの剛性試験，胴体模型，主翼模型の荷重試験および研究に用いられた。

3.3 ジェットエンジン試験設備

第1次6か年計画において，原動機関係としては，ジェットエンジン要素の試験研究を実施出来る設備を設置することとなり，高圧，大流量の圧縮空気供給装置を中心にして，この高圧空気によるガスタービンを駆動源とする圧縮機試験設備，燃焼器試験設備，タービン試験設備，および高速翼列試験設備をまず整備した。また，独立の設備として，成層圏状態までの試験が出来る缶型燃焼器試験設備および強度振動試験設備なども並行して設置した。これらの設備は完成すると同時に当時わが国で開発中であったターボジェットエンジン J3（T-1 練習機用エンジン）の圧縮機，燃焼器などの試験のために使用され，改良設計の資料を作ることができ，エンジンの性能向上，信頼性の向上をもたらした。また，産業用ガスタービンなどの要素の試験も実施し，わが国ガスタービン技術の進歩に貢献した。

これらの第1次計画に引続いて，将来の大型エンジンの要素試験ができるように更に高圧，大流量の空気源およびこの高圧空気を用いたガスタービンによる大出力の圧縮機試験設備およびタービン試験設備を追加設置した。これらの設備はフロントファンおよびタービンの試験に用いられ，現在開発中の FJR エンジン用のファンおよびタービンを完成するのに貢献した。

更にエンジン性能の向上のため必要となるタービンの高温化のために高温タービン試験設備を建設したが，この設備を用いた冷却タービンの研究成果は FJR エンジンの高圧タービンに全面的に使用された。

航空機の騒音が問題となり始めてからは流路音響試験装置を設置し，吸音機構，吸音材の研究が進められており，また，角田支所に騒音試験用屋外運転装置を建設し JR エンジン，FJR エンジン等の騒音測定を実施しエンジン低騒音化のための資料を集積しつつある。

VTOL 機用リフトエンジンの試作研究が始まると，リフトエンジン試験設備を建設し，JR エンジンの運転試験を行い，FTB に実用出来るエンジンを完成した。

VTOL 機の自動高度制御の研究のために，角田支所に 40 m の塔を有する高度制御試験設備を設置し，リフトエンジンによる VTOL 機の高度制御の研究を行い FTB の自由飛行のための資料を提供した。

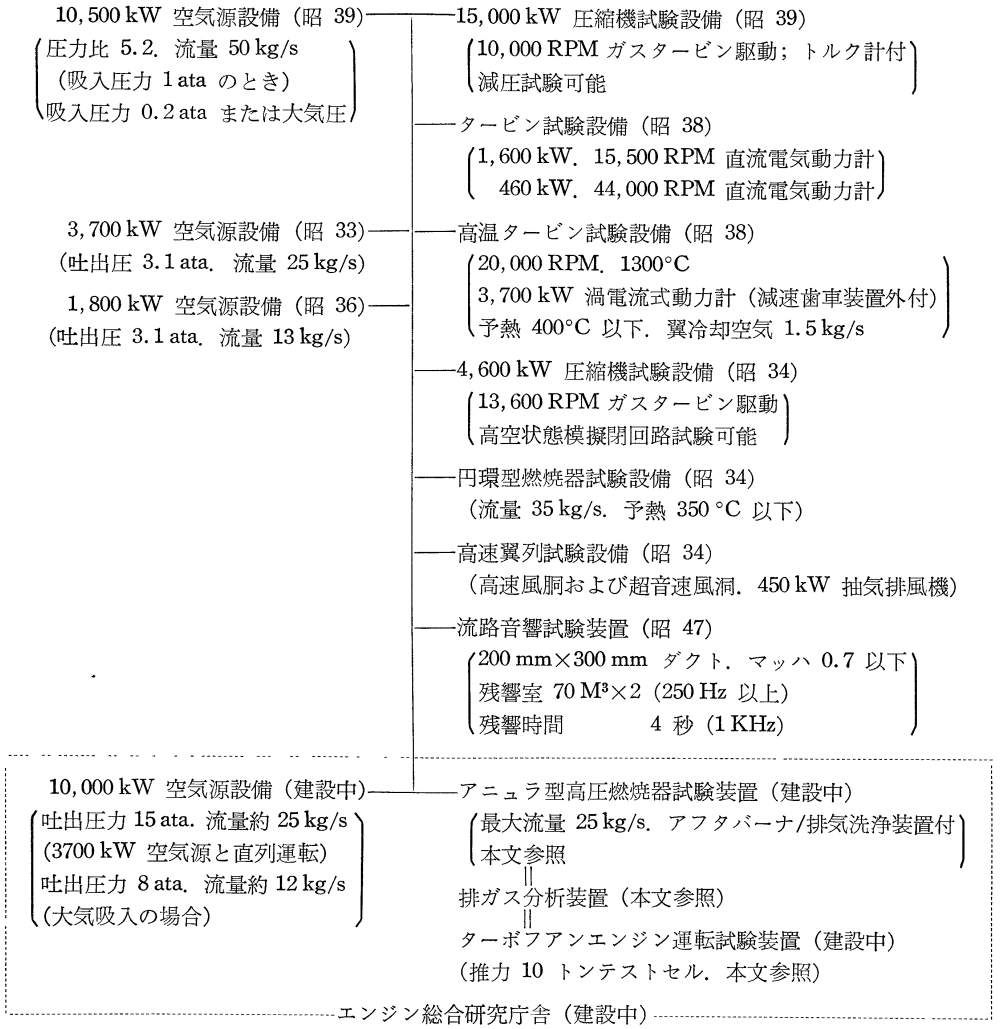
なお，通商産業省大型プロジェクトによるファンエンジンの開発に関連して高圧燃焼試験装置およびターボファンエンジン運転試験装置を建設しており，これを用いて FJR エンジンの高圧燃焼器の試験，エンジンの特殊運転試験を行い，FJR エンジンの開発に貢献している。表 3.3 に現有設備一覧を示す。

以下に最近建設され，また建設中の高圧燃焼関係試験装置ならびにターボファンエンジン運転試験装置などについて述べる。

表 3.3 (a) ジェットエンジン試験設備一覧（独立使用のもの）

缶型燃焼器試験設備	昭 33	低温低圧試験設備 −60°C. 0.2 ata. 1 m³/s. 連続 5 時間送風可能 常圧試験設備 1.25 kg/s. 予熱 330°C 以下
高圧燃焼基礎試験装置	昭 44	空気圧縮機 30 kW（空気圧最大 50 気圧）×2 台 高圧実験容器 200 ϕ×1400 mm（のぞき窓 3 ケ） 本文参照
高圧セクタ燃焼器試験装置	昭 47	30 気圧. 10 kg/s. 連続 100 秒・予熱 450 °C 以下 燃料流量電子計算機制御. アフタバーナ/排ガス冷却装置つき 12 k データ処理システム付属 本文参照
低速翼列試験設備	昭 34	測定部 270 mm×600 mm. 抽気排風機 55 kW および 37 kW
強度試験設備	昭 36	翼車高温疲れ試験装置 800 °C. 300 Hz. 最大荷重 5 トン 翼疲れ試験装置 高温高速万能疲れ試験機（1 トン），電子顕微鏡など
熱衝撃試験設備	昭 37	熱衝撃試験用風胴測定部 200 mm×150 mm. 1.3 ata. 230 m³/min
	昭 37	高速回転熱衝撃試験装置（100,000 RPM，翼車高周波加熱）など
振動試験設備	昭 36	翼（車）加振設備（動電型，電磁石型，圧電型；10 KVA） 回転軸系試験機（水平 12,000 RPM. 垂直 5,000 RPM）など
軸受試験設備	昭 37	高速ころがり軸受試験機（100,000 RPM，30,000 RPM） 高速高温ころがり軸受試験機（30,000 RPM 高周波加熱）など
リフトエンジン運転装置	昭 39	推力 3 トン竪型テストセル；リアルタイムデータ処理可能
高度制御試験設備	昭 40	40 米昇降塔（昭 44 撤去），リフトエンジン（JR 100 2 台），燃料タンクなど
フラインテストベッド用ジェットエンジン	昭 42	JR 100 F・2 台（VTOL 機試作研究用に転用）
ファンエンジン屋外運転装置	昭 48	推力最大 10 トン，騒音測定半径 50 米・エンジン軸心高さ 2.5 米，角田支所所在

表 3.3 (b) ジェットエンジン試験設備一覧（空気源を共有するもの）



3.3.1 高圧燃焼関係試験装置

（1） 高圧燃焼基礎試験装置

高圧状態における一次燃焼領域の研究のため，高圧圧縮機の吐出空気をそのまま使用する小型試験装置である。

燃焼試験は耐圧 150 kg/cm² の容器（図 3.4）内で行い，燃焼ガスは交換可能な絞りノズルを通して冷却器および消音器に入れる。

（2） 高圧セクタ燃焼器試験装置

この装置は，容積 30 m³ の高圧貯気槽に乾燥空気を 50 kg/cm²G まで貯え，これを減圧・調整して

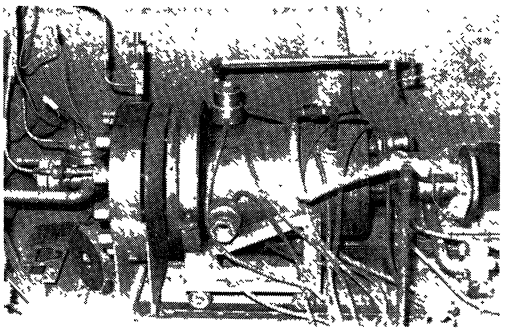


図 3.4 高圧燃焼器基礎試験模型

使用するものである。図3.5にこの系統図を示す。供試燃焼器入口空気の加熱には，蓄熱式ヒータを用い，燃焼ガスの混入しない高温空気を得るようにした。供試燃焼器出口には，排気臭除去をはかるアフターバーナダクトをつけ，この下流側に絞りをおく。排気は水噴射によって冷却したのち，地中の消音器を通して排気塔へ流す。空気流量，燃焼流量制御および各計測には電算機を用いている。

（3） アニュラ型高圧燃焼器試験装置

実物燃焼器の高圧燃焼試験を目的としたもので，安全性向上と騒音および排気による公害の防止を十分に考慮している。装置系統図を図 3.6 に示す。低圧空気源として用いている 3,700 kW 圧縮機からの空気を 10,000 kW 高圧圧縮機によって加圧し，高圧空気を得る。供試燃焼器入口において次の条件を出すことができる。

空気圧力：

1.5～15 kg/cm²abs

空気温度：100～430°C

空気流量：最大 25 kg/s

運転時間：定格 2 時間

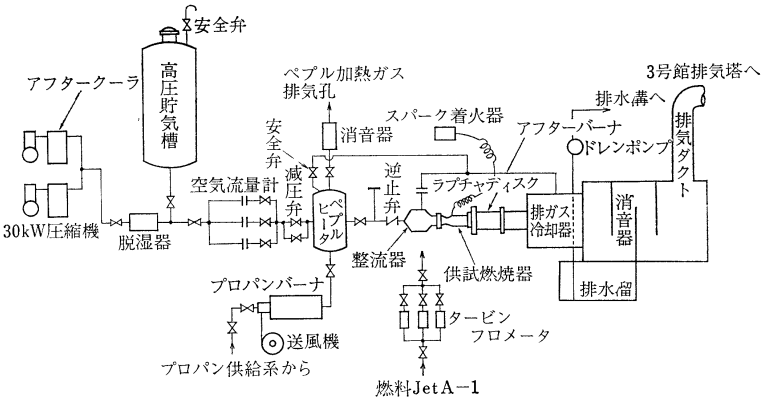


図 3.5 高圧セクタ燃焼器試験装置系統

供試燃焼器出口には，安全性を高めるためのトーチバーナ2組をおき，アフターバーナによって燃焼器出口ガス中に残存する排気臭，未燃焼燃料分や一酸化炭素，煙の除去を行う。アフターバーナ出口ガスは，水噴射によって冷却したのち，排ガス洗滌塔に入れ，ばいじんや水溶解成分を除去する。排ガス洗滌水は，その一部を排水槽に移し，溶解成分を沈降，ろ過して再び使用する循環方式を採用している。排ガス洗滌塔を出た燃焼ガスは，調圧弁を通して出口消音器に入る。出口消音器には，排ガス監視計器をおき，異常時に警報を発するようになっている。

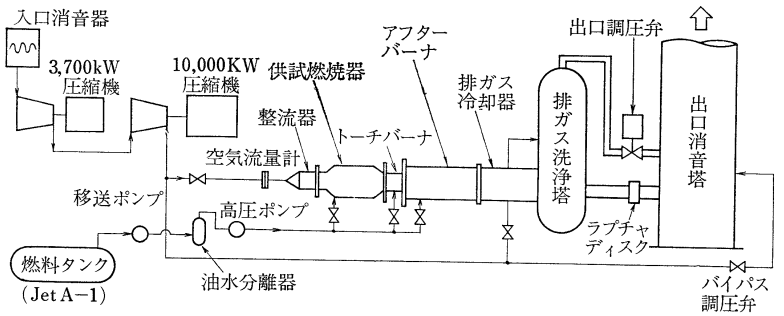


図 3.6 アニュラ型高圧燃焼試験装置系統

表 3.4 排 ガ ス 分 析 装 置

	分析成分	分析計	測定範囲
燃焼器内部ガス	CO	非分散型赤外線分析計	0～5/0～15% 2 レンジ
	CO_2	〃	0～5/0～15% 2 レンジ
	O_2	磁気式酸素計	0～2.5, 5, 10, 25% 4 レンジ
	NO	化学発光式窒素酸化物濃度計	0～10, 25, ……, 55000 ppm 9 レンジ
	NO_x	〃	〃
	HC	水素炎イオン化検出器	0～200, 200, ……, 100,000 ppm 9 レンジ
燃焼器出口ガス	CO	非分散型赤外線分析計	0～100, 300 ppm 2 レンジ 各 1 0～0.1, 03% 2 レンジ
	CO_2	〃	0～5, 15% 2 レンジ
	NO	化学発光式窒素酸化物濃度計	0～10, 25, ……, 5,000 ppm 9 レンジ
	NO_x	〃	〃
	HC	水素炎イオン化検出器	0～10, 50, ‥5,000 ppm 9 レンジ
その他	NO_2	非分散型紫外線分析計	0～100 ppm
	HC（汎用）	ガスクロマトグラフ	プログラム昇温機構付
	汎 用	質量分析計	M/e=2～150

実験条件設定は，ほぼ手動で行うが，計測は電算機と組合せて行い，実時間でデータが得られる。

（4） 排ガス分析装置

高圧燃焼器の排気制御のため，燃焼器内部ガスおよび出口ガス分析計を揃えている。これを表 3.4 にまとめて示す。

3.3.2 ターボファンエンジン運転試験装置

本装置は高バイパス比のターボファンエンジンを運転し，総合性能を明らかにするための装置で，エンジン運転架台，運転盤，データ処理装置よりなる。

このエンジン運転試験装置の設置に当っては，エンジン騒音の低減に努め吸排気口での騒音は60ホーン以下となるように留意し，また壁面の遮音も充分考慮し半地下式の構造とした。この構造を図 3.7 に示す。

データ処理装置は 64 K 語の電子計算機を本体とし，温度，圧力，振動など 240 点のスキャナーを有し，エンジン各構成要素の状態量をリアルタイムに計測を行い，エンジン総合性能を得るものでエンジンの研究開発を効率的に進めることができる。

また本装置に今後低温での起動，高い吸入温度での運転などエンジンの環境運転試験が出来るような装置を追加して行く予定である。

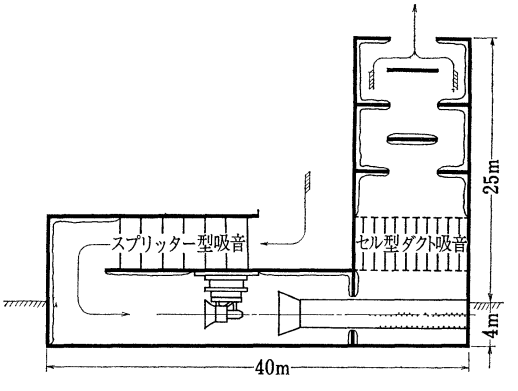


図 3.7 エンジン運転試験装置

3.4 ロケットエンジン試験設備

3.4.1 液体ロケット燃焼試験設備

本設備は角田支所におけるロケット関係実験設備としては最初のもので，建設は同支所の発足後間もない昭和41年度に開始され，43年度に完成した。これは，推力10トンの立型，および推力1トンと0.3トンの各横型の三つのテストスタンドを中心とし，流量計校正装置および窒素ガス製造設備等を含むもので，当所が本所地区で開始した液体ロケット燃焼器の研究を発展させ，実用的スケールのものまで含めた本格的な研究に進むために設置されたものである。使用推進薬は，液体酸素・ケロシンを主体とし，当初は硝酸系などの常温推進薬の使用まで考慮されたが，これらはおもに当時の国のロケット開発の方針を反映したものである。ただし基礎実験として0.3トンスタンドでは液体酸素・ガス水素の燃焼も行えるようになっている。この設備は，わが国では初めての極低温推進薬を用いる大型設備であり，極低温液体ロケットに関する当時の経験が乏しかったためのトラブルが多く，円滑な稼動にこぎつけるまでにはかなりの年月を要したが，ここで得られた貴重な体験は，それ以後の研究や設備の建設に全面的に活かされた。この設備は2.7節に述べた液体ロケットエンジン用燃焼器の研究にさかんに活用されている。

3.4.2 推進薬供給系統試験設備

本設備は液体ロケットエンジン用ターボポンプの研究を行うために設置されたもので，昭和43年度に建設を開始し，45年度に完成した。これは，推進薬ポンプおよびタービンの単独試験，ガス発生器の単独試験，およびこれらを組合せた総合試験等を行うことのできるターボポンプ試験設備と，これらとは独立した，ポンプインデューサ研究用のキャビテーションタンネルとから成っており，ポンプおよびタービン試験用の駆動源としては450 kWの直流電気動力計を用いている。作動流体としては水および液体窒素も用いられるが，対象エンジンの推進薬としては，前項の燃焼試験設備と同様の事情から液体酸素・ケロシンを主体として計画され，諸元等も，推力10トン級エンジンのターボポンプ要素を対象に定められた。この設備は2.7節にのべた液体ロケットエンジン用ターボポンプの研究にさかんに活用されているが，酸素・水素エンジンにともなう研究内容の拡大に対応するため，各種の増設や改造等も進められている。

3.4.3 固体ロケット多分力テストスタンド[1)]

固体ロケットの燃焼性能と推力方向制御装置を作動させたときのステアリング特性を試験するためのものである。昭和42年建設に着手し，44年3月に完成した。

本テストスタンドは最大推力20トン，水平および垂直分力各々最大1トンの六分力の計測が可能で，スタンド単体の精度は，主推力 ±0.1%，推力線のふれ角 1′55″，変位 0.05 mm である。

本テストスタンドを用いて，宇宙開発事業団の JCR 型ロケット第1段（推力約15トン，500ϕ）および第2段（推力約5トン，420ϕ）の二次噴射推力方向制御試験が行われた。

3.4.4 ロケットエンジン高空性能試験設備[2,3)]

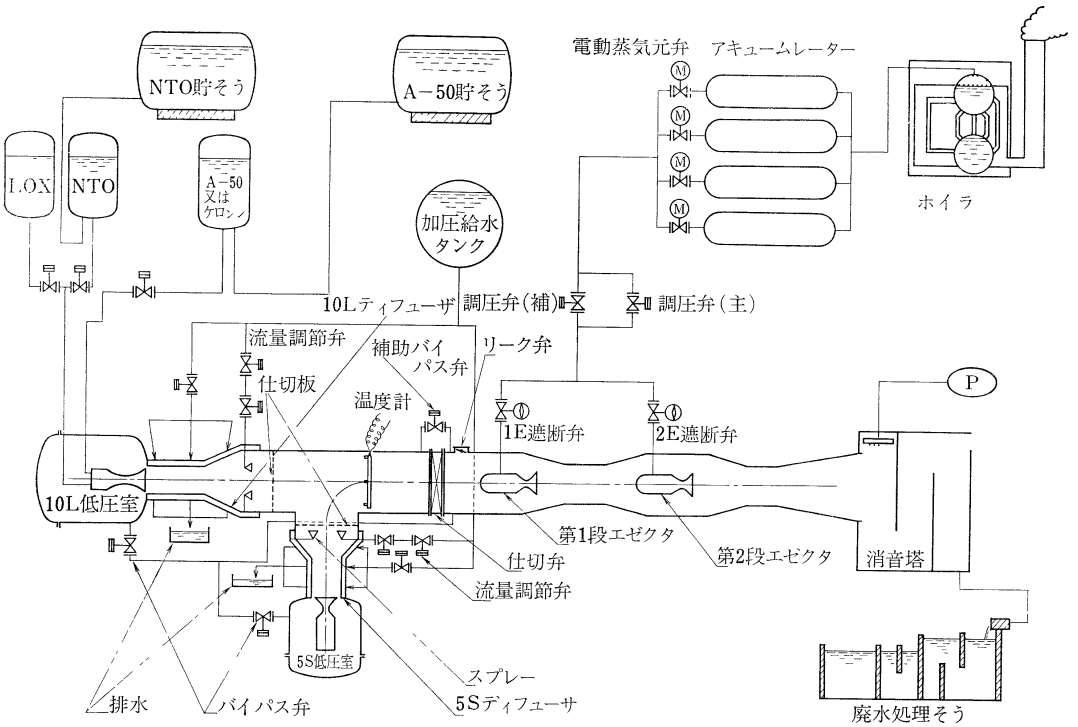


図 3.8 ロケットエンジン高空性能試験設備概要

本設備は最大推力10トンまでの液体ロケットエンジンおよび最大推力5トンまでの固体ロケットモータの高空性能試験を行うためのもので，昭和45年11月建設に着手し，48年3月に完成した。

本設備は，排気系として超音速ディフューザおよび2段式蒸気エゼクタを有するもので推力5トンのロケットエンジンの燃焼試験を 10 torr 以下（相当高度約 30 km）の圧力下で実施できる。ただし着火時の低圧室圧力は約 30 torr である。

本設備の系統を図3.8に示す。主な構成は，推力10トンの液体ロケットエンジン用テストスタンドおよび推力5トンの固体ロケットモータ用テストスタンド(最高500 rpmのスピン可能)を各々別個に収容するための低圧室とディフューザ，燃焼ガス冷却のためのスプレ水冷却装置，ボイラ，蒸気アキュムレータ，調圧弁，2段式蒸気エゼクタからなる排気系と液体推進薬供給装置，計測および制御等の各種付帯設備のほか，排ガス，騒音，排水等に関する公害対策設備からなる。なお固体ロケット系は昭和45年に完成したスピン燃焼設備[4]に各種の改修を加えたもので，蒸気エゼクタ系は液体ロケット系と共用とした。

本設備を使用して，推力約5トンの宇宙開発事業団Nロケット第2段 LE-3 型液体ロケットエンジンおよびスピンを与えた推力約3トンの固体ロケットモータ等の高空性能試験を実施し，いずれも満足すべき成果を得た。特に薄肉の輻射冷却ノズルを有する LE-3 型液体ロケットエンジンの 120 秒の長秒時燃焼試験においても何らの支障もなく各種の貴重なデータを得ることができた。

表 3.5 現 有 設 備 一 覧

液体ロケット燃焼試験設備
- 立型テストスタンド　推力 10 トン，LOX・ケロシン（支所）
- 1 トンテストスタンド　LOX・ケロシン（支所）
- 0.3 トンテストスタンド　LOX・ケロシン（支所）
- ガス水素テストスタンド　推力 0.3 トン，LOX・GH_2（支所）
- ジンバルエンジンテストスタンド　推力 0.3 トン，3 分力，LOX・アルコール（本所）
- 過酸化水素テストスタンド　推力 0.1 トン（本所）

推進薬供給系統試験設備（支所）
- ターボポンプ試験設備　動力源：450 kW 直流電気動力計；作動流体：LOX，LN_2，水，ケロシン；ガス発生器用推進薬：LOX・ケロシン，LOX・GH_2
- キャビテーションタンネル　インデューサ水試験用，185 kW

固体ロケット大気圧燃焼試験設備
- 20 トン六分力テストスタンド　（支所）
- 1 トン四分力テストスタンド　立型（支所）
- 0.3 トン四分力テストスタンド　高空燃焼兼用（支所）
- 1 トンテストスタンド　（本所）
- 0.5 トンテストスタンド　0.1%（本所）
- 0.5 トンスピン燃焼テストスタンド　700 rpm（支所）

ロケットエンジン高空性能試験設備（支所）
- 試験相当高度　約 30 km（圧力約 10 torr）
- 排気方式　蒸気駆動式 2 段エゼクタ
- 液体ロケットテストスタンド
  - 推力 10 トン，横型；NTO・A50，LOX・ケロシン
- 固体ロケットテストスタンド
  - 推力 5 トン，横型，スピン（500 rpm）可能

液体推進薬高空着火実験設備（支所）
- 0.1 torr，気相自発点火性推進薬

高エネルギ推進薬燃焼実験設備（支所）
- リチウム・水素・酸素又は弗素，排気処理装置付

加速度場ストランド燃焼実験装置（支所）
- ターンテーブル型，100 G，60 ata

固体推進薬製造設備（本所）
- 実験室規模，粉砕・捏和・硬化装置

固体推進薬宇宙環境試験装置（本所）
- 真空槽 710 ϕ×880 L，10^{-6} torr

極低温軸受試験機　50,000 rpm，液体酸素，軸受内径 40 ϕ　（本所）

超高真空摩擦試験機　10^{-9} torr，ピン円板型　（本所）

超高真空軸受試験機　10^{-9} torr，4,000 rpm，軸受内径 30 ϕ　（本所）

走査型電子顕微鏡　倍率 50～30,000，分解能 500Å（本所）

電気推進エンジン試験設備（本所）
- 真空槽 1,500 ϕ×3,000 L，1.5×10^{-7} torr

また計測精度もこの種の設備としてはわが国最高のものである。今後引続き LE-3 型液体ロケットエンジン，スピンを与えたNロケット第 3 段固体ロケットモータの高空性能試験等が実施される予定で，宇宙開発用上段ロケットエンジンの研究開発に寄与するところが大である。

上述の大型設備を含め，現有設備一覧を表 3.5 に示す。

文　献

1) TR-203，2) 三菱重工技報 Vol. 11, No. 2. 1974-3，3) 航空学誌 Vol. 22, No. 249, Oct. 1974，4) TM-284

3.5 フライト・シミュレータ

フライト・シミュレータは，航空機およびロケット等の飛行状態を地上で模擬再現する装置である。

昭和38年に，汎用飛行シミュレータが設置され，以来研究および開発試験に使用されてきている。41年にはVTOL機の操縦システムの研究のために，VTOL操縦研究設備が設置され，汎用飛行シミュレータとともに，研究面と開発面で威力を発揮してきた。汎用飛行シミュレータは10年余の使用により老朽化してきたので，特に老朽化のはなはだしい計算機システムの近代化計画が実施され，新シミュレータ用計算機システムが50年に完成し，今後の活躍が期待される。

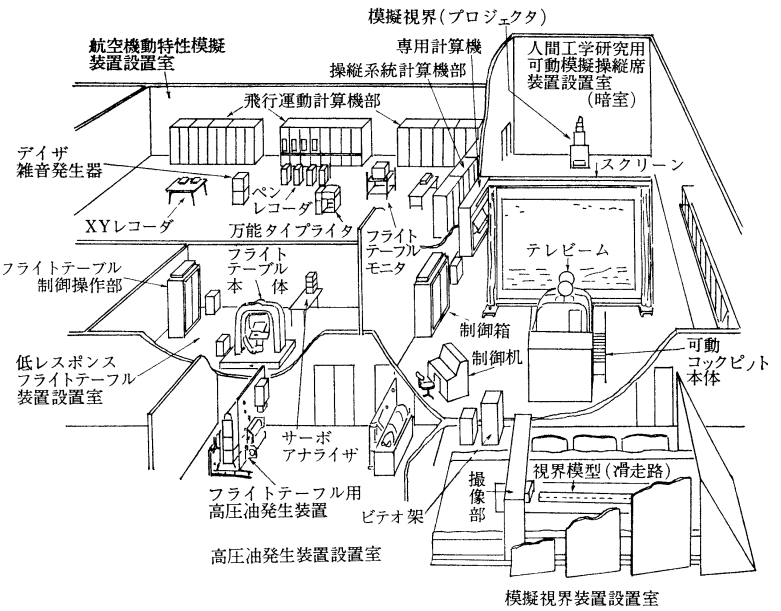


図 3.9 汎用飛行シミュレータ全体構成

3.5.1 汎用飛行シミュレータ設備

(1) 設置の目的

航空技術審議会の第1，2，3号答申に基づき，主に航空機の研究および開発のために設置が計画された。使用上の課題には次の項目がある。

(a) 航空機の飛行性の研究および開発のための試験

(b) 航空機の自動飛行制御系の研究および設計，評価試験

(c) 操縦に関する人間工学的研究

(d) ロケットの運動性および制御に関する研究

等である。

(2) 設置の経過および機能の概略

昭和34年度から，シミュレータについての調査，予備実験を行い，昭和36年度予算化とともに設計製作を開始し，38年7月末に完成をみた。

本設備は研究開発用のシミュレータとしては，わが国で初めてのもので，数個の部品を除き，全て国内の技術，国産の部品によって作られた。本設備の全体構成図を図3.9に示す。

本設備の構成は次の主要装置からなる。

(a) 航空機動特性模擬装置

本装置は，航空機およびロケットの動特性を実時間で模擬演算する真空管式の高精度型アナログ計算

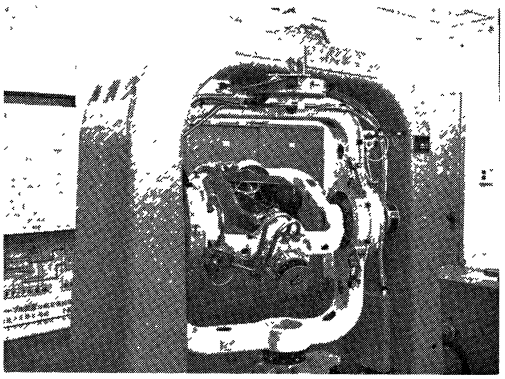


図 3.10 フライトテーブル本体

機であり，飛行運動計算機部と操縦系統計算部よりなる。直流増幅器 152 台のほか，各種の線形，非線形要素を有し，演算要素総数約 800 台であり，設置当時，東洋一の規模のものであった。演算精度は線形要素 0.1% 以下，非線形要素（乗算機）0.2%で，当時としては最高性能のものであった。

（b） 低レスポンス・フライトテーブル装置

航空機およびロケットの誘導制御において，制御系に実物のジャイロ等の慣性センサを含めた研究および評価試験を行う装置で，航空機またはロケットの姿勢を物理的に再現する装置である。構造は3軸のジンバル系よりなり，油圧で駆動される。制御信号は航空機動特性模擬装置の解としての姿勢信号である。本装置の外観を図 3.10 に示す。

（c） 人間工学研究用可動模擬操縦席装置

本装置は，パイロットを含めた航空機系のシミュレーションに用いるもので，構造は当所所有のビーチクラフト社製クイーンエア・65型機と同様の操縦席であり，ピッチ，ロールの2軸回りに可動できる。前方スクリーンにスライド式の模擬視界を与えることができるほか，次項に述べるテレビ式の模擬視界も併用できる。さらに，操縦室内には実機と同様に動く飛行計器および操縦装置があり，パイロットに対して実際に飛行している状態が再現できる。操縦席本体の外観を図 3.11 に示す。

（3） 使用実績

（a） シミュレーション試験

過去10年余にわたって，中型輸送機 YS-11，対潜飛行艇 PS-1，中型輸送機 C-1，水陸両用救難機 US-1，次期対潜機 PX-L，航技研の FTB 等の設計開発において，初期設計，詳細設計，初飛行開始前のパイロット訓練，飛行試験後の問題点の検討，訓練用シミュレータの設計資料を得るための試験等に使用され，わが国の航空産業に寄与してきた。

（b） 研究面での使用

航空宇宙技術の研究として，シミュレータ利用の研究の重要性は増し，非常に多くの研究に用いられた。(2.3.1, 2.3.5, 2.3.6 参照)

3.5.2 VTOL 機操縦研究設備

（1） 設置の目的

航空技術審議会答申第6号において，V/STOL 技術の開発を進めるための技術的問題点として，

（a） VTOL 機の操縦に関する人間工学的問題

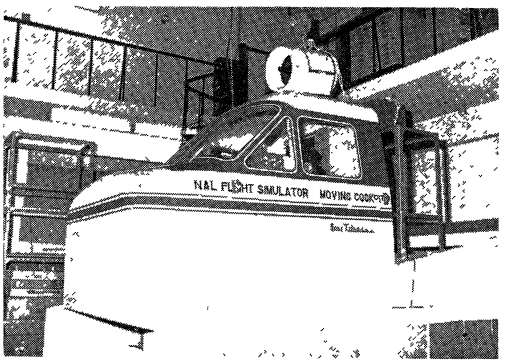


図 3.11 模擬操縦席本体

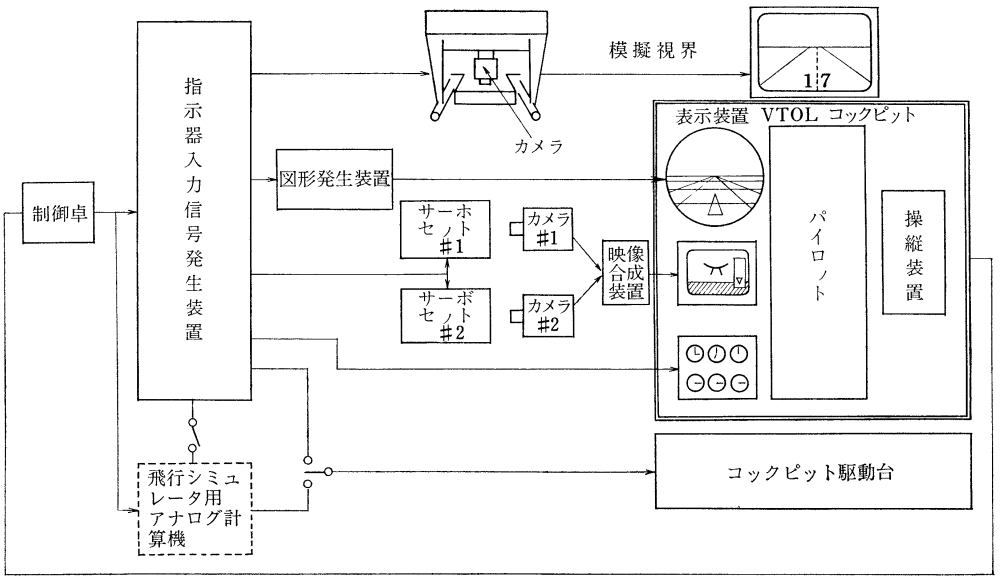


図 3.12 VTOL 機操縦研究設備システム系統

（b） VTOL 機用計器に関する問題

（c） VTOL 機の低速時，遷移飛行中およびホバリング時の安定・操縦性に関する問題

が挙げられた。当所計測部では特に (a), (b) に重点を置いて研究を進めるために，VTOL 機操縦研究用のフライト・シミュレータの設置を計画した。

（2） 設置の経過および機能の概要

昭和40年度，予算化とともに，詳細計画を行い，41年3月に完成した。本設備の構成は，指示器入力信号発生装置（アナログ計算機），模擬視界，表示装置および模擬操縦席よりなる。また，本設備中模擬視界は 2.3.6 で述べたように，汎用飛行シミュレータ設備のスライド投映方式の模擬視界の機能，性能の向上を目的としてシミュレーション試験に連動できるように構成した。本設備のシステム系統を図 3.12 に示す。

（a） 指示器入力信号発生装置は VTOL 機の離着陸～遷移飛行の飛行範囲の模擬を可能とするアナログ計算機である。

（b） 模擬視界は上記飛行範囲での6自由度の運動を視覚的に模擬するため，モノクローム閉回路 ITV 方式とした。カメラ駆動部および視界模型の外観を図 3.13 に示す。また視界の投映にはシュミット・レンズを使用し映像を拡大投写して臨場感を高めている。

（c） 表示装置は航空統合表示の研究に主眼を置き，統合表示をビデオ信号で合成する TV 計器，各種の図形を発生し表示する CRT 計器および電圧計等よりなる。

（d） 操縦席は汎用飛行シミュレータ設備・可動模擬操縦席装置の駆動台に搭載できる構造とし，

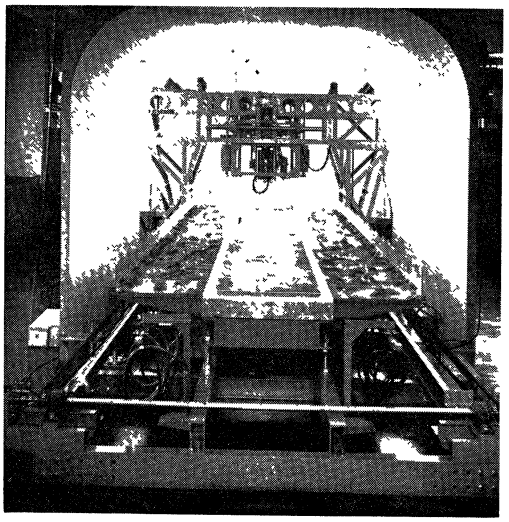


図 3.13 模擬視界：カメラ駆動部および視界模型

V/STOL 機の操縦に必要な操縦装置，操作機器を設けてある。

（3） 使用実績

（a） シミュレータ試験

シミュレータ試験において，本設備の模擬視界装置は汎用飛行シミュレータ設備とともに用いられ，離着陸時のシミュレーションに寄与した。また，大規模なシミュレーションにおいては，指示器入力信号発生装置が航空機動特性模擬装置と連動して使用された。

（b） 研究面での使用

操縦に関する人間工学的な研究，特に FTB, VTOL 機の操縦に関する研究に使用された。(2.3.5参照)

3.5.3 新シミュレータ用計算機システム

（1） 設置の目的

本計算機システムは汎用飛行シミュレータ設備の内，特に老朽化のはなはだしい航空機動特性模擬装置(アナログ計算機)の更新として行われ，シミュレータの近代化計画の一環として行われたものである。

（2） 設置の経過および機能の概要

昭和47年度から3か年計画で計画を進め，50年2月に完成をみた。

新シミュレータ用計算機の主要性能機能は，従来のものに較べ，より高精度，高能率なシステムで，航空機の自動化システム等の幅広い大規模シミュレーションが可能であることのほか，同時に2組のシミュレーションが可能であることである。

以下に構成機能について述べる。計算機システムの外観を図 3.14 に示す。

（a） 並列演算，分割演算可能な複合計算機方式（マルチ・コンピュータ方式）を採用した。

（b） ハードウェアの構成としては，ミニコン5台，これらの計算機を結合する計算機間情報制御ロジック，オペレータ・コンソール，入出力リンケージ，模擬操縦席等との既設装置インタフェース，汎用入出力盤，小型アナログ計算機，三次元ディスプレイ等よりなる。構成を図 3.15 に示す。

（c） ソフトウェアの構成としては，複合計算機全体を制御するシステムコントロール・プログラム，応用プログラムを編集するためのリンケージエディタ・プログラム，実時間シミュレーションをモニタするリ

図 3.14 新シミュレータ用計算機システム外観

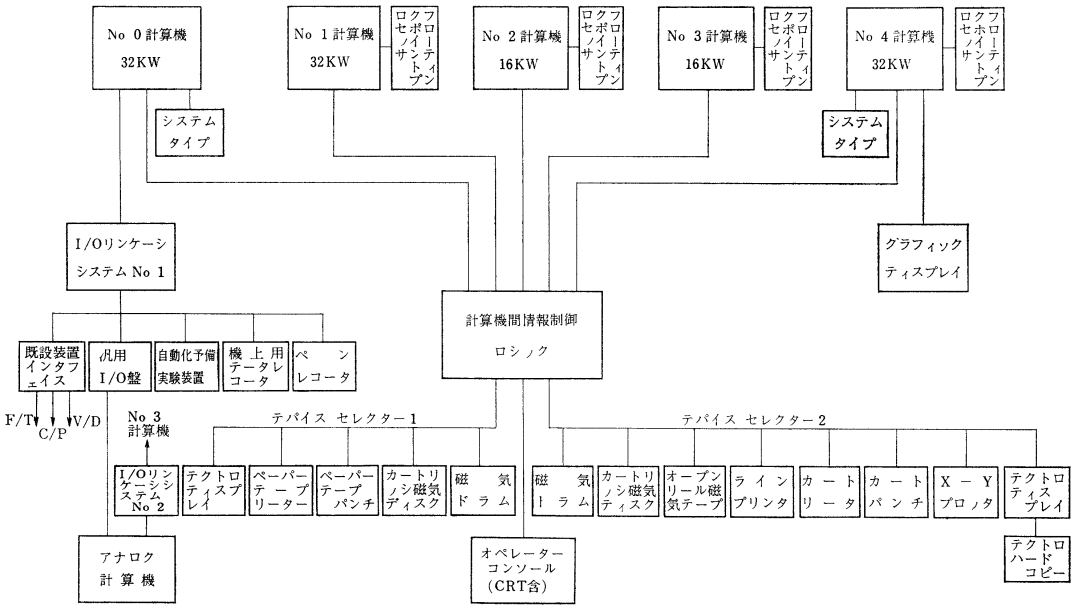


図 3.15 新シミュレータ用計算機システム

アルタイム・シミュレーション・プログラム等のほか，応用プログラムを作成するための言語として，アセンブラ，ホートランのほか，実時間シミュレーション用の言語リアルタイム・システム・ランゲージがある。応用プログラムとしては，航空機の空力データ等を入れ換えるだけで，任意の航空機(CTOL機）のシミュレーションが可能なフライト・シミュレーション・プログラムド・パッケージがあり，前述の言語で作成したプログラムと結合が可能である。

3.6 誘導制御試験設備

本設備はロケットの誘導制御用慣性機器（ジャイロ，加速度計）の試験研究，航空機およびロケットの搭載機器の環境試験および人工衛星の姿勢制御の研究に用いられる試験設備をまとめたものである。

3.6.1 高精度サーボテーブル

ジャイロ機器の研究を進めるにあたり，高精度のジャイロ試験設備の調査を行い，昭和41年度に米国オーエンスイリノイ社フェカーシステムの高精度サーボテーブル 3569 型の整備計画を立案し 45 年 12 月に完成した。以下性能を示す。

（1） テーブル搭載最大荷重

垂　　直　　800 lb

水　　平　　500 ft-lb

（2） サーボ・モード

追従範囲　　0.0001°/h～50°/sec

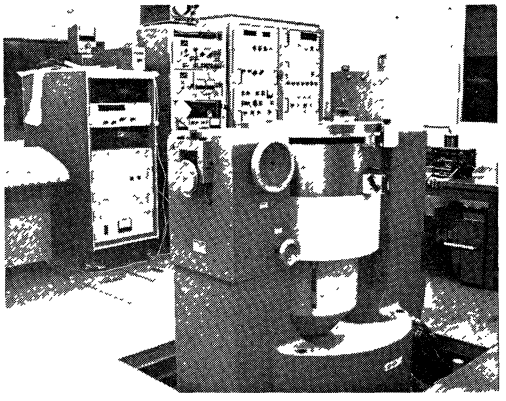


図 3.16 高精度サーボテーブル装置

追従平均精度　0.05 arc sec

（3）レート・モード

レート範囲　15°/h～3,000°/h

精　度　0.0004°/h

補助レート範囲　0～10°/sec

精　度　2.5%

（4）テーブル回転角の測定

精　度　±1 arc sec

分解能　0.36 arc sec デジタル表示

動的精度　1 arc sec/rad/sec

2 arc sec/rad/sec²

（5）傾斜軸

自由度　±190°

設定精度　±1 arc sec

（6）テーブル方位設定

調整範囲　±5°

設定分解能　±1 arc sec

本サーボテーブルは，主に積分ジャイロの性能向上のための性能評価，パルスリバランス積分ジャイロ系の研究に用いられた。さらにストラップダウン座標基準系の研究に用いている。また，研究試作した加速度計についても地球重力成分を利用した静特性評価に用いている。

3.6.2 環境試験設備

本試験設備は，昭和37年度予算によって，機器の環境特性試験を目的として整備されたものである。

本試験設備は，所内においてはジャイロ機器，ロケット用アンテナ，風胴計測機器およびロケット推進薬の物性等の研究に用いられるとともに，所外からは，設備使用として，小型観測ロケット（SB-IIIA）搭載用観測装置の環境試験，ロケット L4S-4（東京大学宇宙航空研究所）姿勢制御装置の加速度試験，航空機搭載用救命ブイの環境試験等その他多数の環境試験および依頼試験に使用されてきた。本設備の種類と性能を下に示す。

（1）高度温度湿度試験槽 Tenney 36STR 型

性　能：高度 45 km，温度 −73°C～+146°C

（2）衝撃試験機 4456-20 型

性　能：最大加速度 200 g，搭載重量 22.7 kg 以内

（3）加速度試験機 Genisco 1220-1 型

性　能：回転半径 84 cm，最大加速度 250 g，搭載重量 68 kg 以内

（4） 高周波振動試験機

性　能：周波数 5 Hz～2,000 Hz，加振力 150 kg

3.6.3 人工衛星用3軸制御実験テーブル装置

本装置は人工衛星の姿勢制御の実験に使用するもので，昭和50年3月に完成した。

方　　式	球面空気軸支持
供試体搭載重量	80 kg（空気源圧 8kg/cm² にて）
回転範囲	天頂軸まわりに連続，天頂軸から全方向に対して 30°
軸受球の直径	120 mmφ
軸受球の真球度	±1 ミクロン以内
軸受球の球面あらさ	0.2 ミクロン以下

外観は 2.7.6 (2) 図 2.7.30 参照

3.7 実験用航空機，その他

（1） ビーチクラフト式65型 “クイーンエア”（双発）

本実験機は，主として飛行特性，飛行試験法，自動着陸，突風荷重，防氷装置等の研究のために使用されてきたが，現在は “空飛ぶシミュレータ” として可変安定化装置を装着することが可能であり，新造航空機の飛行性の検討，航空機の乗り心地の研究などにも幅広く使用されている。（口絵写真参照）

（2） 富士重工式 FA-200 改 “エアロスバル”（単発）

要目性能:

型　　式	ビーチクラフト式 65 型 “クイーンエア”	富士重工式 FA-200 改
座席数	7	4
発動機		
型　　式	ライカミング	ライカミング
馬　　力	340 馬力×2	180 馬力
要　　目		
全　　幅	13.99 m	9.42 m
全　　長	10.16 m	7.88 m
全　　高	4.32 m	2.63 m
全備重量	3,538 kg	1,080 kg
性　　能		
水平最大速度	400 km/h（高度 3,500 m）	197 km/h（高度 1,500 m）
経済巡航速度	275 km/h（高度 4,500 m）	165 km/h（高度 1,500 m）
上昇限度	8,230 m	4,570 m
航続距離(最大)	1,950 km	1,110 km
購入年度	昭和37年度	昭和40年度

本機は，STOL 化改造を加え，主として STOL 機の安定操縦性および離着陸特性の研究に用いられてきたが，現在は一部原型機にもどされ航空機の失速に関する研究に使用されている。(図 2.4.2 参照)

(3) フライト・アナライザ

飛行試験結果の解析及びシミュレーションの計算機部，として使用され，人間一機械系の基礎的実験のシミュレータ，失速実験のオンライン解析，航空機の安定微係数のマッチング計算などに活用されている。

性　能：アナログ要素　約 300°
デジタル要素　約 30
入出力装置　磁気記録再生器，光電式関数発生器，正弦波発生器，ペンレコーダ X–Y レコーダ，ブラウン管表示装置

完成年度：昭和39年度

(4) 飛行試験用計測装置

機上用計測装置，離着陸撮影装置，テレメータ送受信装置によって構成され，各種飛行試験のデータ取得に活用されている。

(a) 機上用計測装置

性　能：増幅器　直流増幅器 12 台
ブリッジボックス　12 台
モニタ用オシロスコープ　1 台
12 ch スキャナ　1 台
電源部　直流増幅器用　DC ±14 V
ブリッジ用　DC 10 V
高度速度計用　DC 6 V
ジャイロ用　AC 400 Hz 115 V
計測器　迎角，横すべり角計　1 台
レートジャイロ　3 台

完成年度：昭和39年度

(b) 離着陸実験用地上観測装置

主要目的：V/STOL 機の離着陸特性の研究

性　能：離着陸撮影装置（ビンテン　テイクオフカメラ）
レンズ　500 mm, f 5.6
撮影速度　3～12 コマ/秒
フィルム　70 mm×120 m (1,280 コマ)
時計機構　1/100 秒　目盛

運動解析装置

使用フィルム	70 mm，35mm（ライカ判）
フィルム容量	60 m
投影倍率	70 mm 用 1.6 倍
	35 mm 用 4.0 倍
最少読取変位	0.02 mm（フィルム上）
最少読取角	0.05°

完成年度：昭和40年度

（c） 飛行機用テレメータ装置

主要目的：飛行試験データの遠隔測定

構　成：機上搭載部分（増幅器，送信器等）および車載部分（小型バス搭載の受信装置，電源等）

性　能：

主搬送波周波数	295.6 MHz
チャンネル数	10
変調方式	FM-FM 方式
送信出力	5 W
車載発動発電機	100 V，50 Hz，5 kVA
到達距離	高度 1,500 m 以上で 50 km

完成年度：昭和42年度

（5） 電波高圧計

主要目的：V/STOL 機の離着陸特性の研究

性　能：

高度レンジ	0～5,000 ft
精度	50 ft 以下で ±1 ft
	50 ft 以上で 5% 以下
高度指示出力	0～21 V（10 mA 最大）
電波出力	1 kW（ピーク）
ビーム幅	60°（縦）×80°（横）
使用周波数	4,300 MHz
総重量	7 kg

完成年度：昭和40年度

3.8 中央電子計算機設備

3.8.1 設備の変遷

当所における計算業務は科学技術計算（理論計算）と各種試験設備から発生する大量の計測データの処理とから成る。遷音速風洞を始め，各部の試験設備で得られたデータの処理および各種科学技術計算のために全所で共用の電子計算機設備として，Datatron 205 システムが導入され，稼働を開始したのは昭和35年８月のことであった。今でこそ，情報処理といえばすぐ電子計算機が連想されるが，当時としてはかなり画期的のことであった。なお，遷音速風洞のように，計測結果がデジタル量で出力されるものは直接計算機にかけて処理することができたが，他の試験設備では結果がアナログ量のまま磁気テープに出力されるものも少なくない。このようなデータの処理設備として，36年に Datatron 計算機用磁気テープデータ処理装置（オフライン）が完成された。

やがてこの Datatron 205 システムも増大する所内の計算（主として科学技術計算）の需要に応じ切れなくなったのと，優れた国産の汎用電子計算機が出回ったことと相まって，新しい計算機設置の気運が高まった。かくて，41年度に新規に中央計算機設置のための建屋が建設され，ついで搬入された HITAC 5020 システムは42年２月から稼働が開始された。これは当初から主副の二つのシステムから構成されていたが，43年４月から宇宙開発推進本部（現在の宇宙開発事業団）の人工衛星追跡業務にも共用されることとなり，このために，主計算機を HITAC 5020（32 k 語）から HITAC 5020F（65 k 語）に，副計算機を HITAC 5020（24 k語）より HITAC 5020（32 k 語）に増強し，かつ入出力装置も増設した，そして47年度に宇宙開発事業団が別に計算センターを持って分離したため，その後は全システムを当所で専用することとなった。また，磁気テープデータ処理装置も新しい計算機に合ったものが開発されることとなり，43年には HITAC 5020 に直結の磁気テープデータ処理装置が完成された。

しかし，この HITAC 5020 システムもやがて年数の経過につれて性能が見劣りするようになり，かつ増大する計算需要に量質ともに応じ切れなくなったために，代替えの運命となり，49年３月をもってその稼働（レンタル）が打ち切られた。そしてその後に FACOM 230–75 システムが導入され，新しい運営方針の下に50年２月から稼働が開始された。

一方，データ処理装置については，それまで極超音速風洞，大型低速風洞および原動機要素試験設備ではそれぞれ独立のデータ処理用小型電子計算機を備えていたが，これらはいずれもかなり老朽化していたので，FACOM 230–75 導入を機会に，思い切って廃棄し，これにオフライン処理をされていた遷音速風洞および超音速風洞ならびに構想を新たに整備し直された磁気テープデータ処理装置の６系統を一本化し，FACOM 230–75 の周辺データ処理システムとして統合した。

なお，角田支所における計算需要に対しては，46年度までは電々公社回線によるデータ電送により HITAC 5020 システムを利用する方法がとられていた。しかし，これも需要の増大に回線使用では処理し切れなくなり，47年度からは，角田支所にも TOSBAC 3400 モデル 41 を中心とするシステムが設置され，今日に至っている。

3.8.2 設備の利用状況と性能の移り変り

表 3.6 計算機使用テーマ数の推移

年度	計算機使用テーマ数	全テーマ数	百分率
43	50	88	57
44	66	89	74
45	59	77	77
46	65	79	82
47	64	77	83
48	64	70	91
49	62	74	84
50	68	76	89

表 3.7 HITAC システムによるジョブ統計

システム別 / 年度	HITAC 5020 F システム実処理時間	HITAC 5020 システム実処理時間
43（事業用と共用）	1209 時間	781 時間
44（同　上）	1776 〃	1251 〃
45（〃）	1740 〃	1460 〃
46（〃）	1570 〃	1520 〃
47（当所専用）	2310 〃	1900 〃
48（同　上）	2340 〃	2340 〃

(註) HITAC 5020 のレンタルは 48 年度末をもって打切られた。

Datatron 205 システムの時代は電子計算機そのものがあまり普及されていなかった上に，プログラムも機械語によらなければならない不便さのために利用者も少なく，総数で 30～40 名程度であった。なお，39年頃から ALGOL のコンパイラおよびサブルーチンが整備されて一応は使えるようになったが，入力が紙テープであったため，デバックの苦労は並大抵ではなかった。それにもかかわらず，年間使用時間は約 2,400 時間で，運営方式としてオープンバッチ形態がとられていたが，最終期には使用者間に割当時間の取り合いがみられたほどであった。

HITAC 5020 に移ってからは，プログラム言語の主流が FORTRAN に移ったことと，入力がカードベースになったことから使用者が飛躍的に増大した。そしてたちまちのうちに計算機の直接の使用者数は研究員総数の約 60% にも達し，間接の利用者まで入れると研究員の全員がその恩恵を受けるに至った。同時に，計算機の大型高速化による利用分野の拡大は研究テーマにも大きな影響をもたらした。参考のために，42年度以降の計算機使用研究テーマ数の全研究テーマ数に対する割合を示すと表3.6のとおりである。また HITAC 5020 システムの運営はクローズドバッチ形態で行われたが，年度別の実使用時間数は表3.7のようになっている。43～46年度の間は当所と宇宙開発事業団とで同一システムを6:4 の比率で使用していたが，47年度に当所の専用になってからの使用時間の急激な伸びは計算の潜在需要の少なくないことを物語っている。

さらに新しく導入された FACOM 230-75 システムは，単一の演算装置の能力が HITAC 5020F の数倍であるばかりでなく，これまでの計算機と違って，マルチジョブストリーム方式が採られていて，クローズドバッチ，オープンバッチ，会話型およびリモートバッチの各種の使用形態が併用できるため，効率的な運営が可能になった。49年度は計算機の入れ替え作業のため，計算業務を外部に委託するの止むなきに至り，利用者にかなり不自由をかけたが，50年度以降は利用効率の飛躍的な向上が期待できる。また，上記3機種の性能を対比すると，表3.8のとおりで，各段階ごとに飛躍的な向上が認められる。

表 3.8 中央計算機システムの性能の比較

項目＼機種別		Datatron 205	HITAC 5020 F	FACOM 230-75
主記憶容量		4 k 語	64 k 語	640 k 語
	比率	1	16	160
補助記憶容量		なし	3 MB	830 MB
	比率		1	280
演算速度(単精度加算)		1.7 ms	4 μs	0.36 μs
	比率	1	425	4722
演算速度(単精度乗算)		10.8 ms	4 μs	0.54 μs
	比率	1	2700	20000

上述の諸設備のうち，Datatron 205，HITAC 5020 システム等については，これまでに航空宇宙技術研究所年報等に報告されているので省略し，ここでは 49 年度に新設された FACOM 230-75 システムと周辺データ処理装置のうちの磁気テープデータ処理装置の構成および諸元をあげておく。

（1） FACOM 230-75 システムの構成および諸元

形　　式　　2CPU マルチシステム

語 構 成　　2 進 36 ビット

主記憶装置　　磁気コア 640 kW

補助記憶装置　　磁気テープ装置 6 台，磁気ドラム装置（6MB）5 台，ディスクパック装置（100MB）8 台

オープン処理用入出力装置　カード読取機 4 台，ラインプリンタ 3 台（うち 1 台カッタ付），磁気テープ装置 2 台，キャラクタディスプレイ 3 台，グラフィックディスプレイ 1 台，ID カード読取装置 2 台，タイプライタ 1 台

クローズド処理用入出力装置　，コンソールディスプレイ 2 台，カード読取装置 1 台，カードせん孔装置 1 台，タイプライタ 1 台，ラインプリンタ（カッタ付）1 台，カルコンプ XY-プロッタ 2 台

表示装置　　キーボード 2 台，カラーディスプレイ 6 台

会話型装置　　TSS ターミナル装置（センター）6 台，同上用回線（100 bit/s）1 式，TSS ターミナル装置（調布飛行場分室）2 台，同上用回線（200 bit/s）1 式

リモートバッチ処理装置（調布飛行場分室）FACOM U200 システム 1 式，同上用通信回線 1 式

なお，このほか前述の 6 系統の周辺データ処理システムがチャンネル結合または回線結合により接続さ

れていて，リモート・ターミナルとしての機能をそなえている。

（2） 磁気テープデータ処理システム

AD 変換器： 入力チャンネル数 16，変換速度 20 kHz，変換精度 0.15%±1/2 LSB

DA 変換器： 出力チャンネル数 16，変換速度 50 kHz

PCM 解読器： 入力パルスレート 1～2 Mbit/sec

データレコーダ： 記録再生方式 Direct，FM，PCM

演算処理装置： TACC 840M（コア 40 kW）

入出力装置： ディスク（2.5 MB）1台，磁気テープ装置（75 IPS）2台，グラフィックディスプレイ，カード読取機，ラインプリタ，紙テープ読取機，紙テープパンチ機，テレタイプ，オペレータ・コンソール（以上各1台）

3.9 動力・工作

3.9.1 動力設備

当研究所の受電設備は昭和33年度実験設備用として 3.3 kV 原動機部空気源設備，遷音速風胴補機，その他実験設備，電灯負荷設備等に供給するため，6 MVA 容量の受電設備を設置し需給開始した。35年度遷音速風胴主送風機設備，および補助送風機設備の新設に伴ない，それぞれ 22.5 MW および 12 MW（いずれも定格電圧 11 KV）の電動機が設置され，受電設備容量 30 MVA，15 MVA の設備を設置した。その後，実験設備負荷の増量に伴ない，36年度，3.3 kV 用として容量 10 MVA，受電設備を増設した。主受電所の受電容量は総計 61 MVA となり，東京電力株式会社との間に，受電電圧 60 kV，契約電力 33 MW をもって契約を締結している。

受電所の二次側はすべて装甲型閉鎖配電箱を設備し，受電所の制御および監視は受電所を一望できる制御室で遠方制御すると同時に，データロガ装置を設置して1時間ごとに必要なデータを自動作表せしめている。二次変電所および開閉所は所内24個所に設置されていて配線はすべて地下ケーブル配線である。配電方式は 60 kV，1回線受電で，所内は3相3線式，単相3線式，単相2線式を採用している。また，商用電源が停電した場合，必要最小限度に電力を供給できるように，34年度に出力 500 kW の非常用ディーゼル機関発電機を設置し，自動的に電力を供給できるようにした。

ジェットエンジン要素試験設備の一部として，水管式 6 t/h ボイラー設備，2基が33年度に設置されたが，蒸気消費量の増量に伴ない，36年度水管式 8 t/h ボイラー設備，1基を増設した。上記の6 t/h ボイラー2基は老朽のため47年度更新された。

調布飛行場分室の受電設備は36年度に航空機機体試験用設備の電源として，容量 2 MVA 全キュービクル型の受電所を設置し，受電電圧 20 kV，契約電力 700 kW をもって東京電力株式会社と契約を締結している。

角田支所の受電設備は41年度に需給開始し現在受電設備総容量は 4 MVA となり，受電電圧 6 kV，

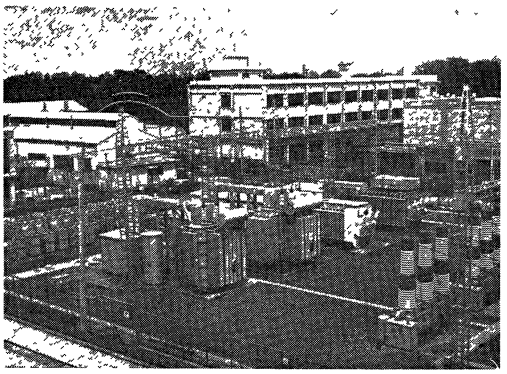


図 3.17 本所受電設備

契約電力 900 kW をもって東北電力株式会社と契約を締結し，二次変電所は所内 11 個所に設置されている。

（1） 本　所

（a） 受電設備

（i）	契約電力	33,000 kW
（ii）	契約種別	特別高圧電力
（iii）	受電電圧	60,000 V
（iv）	受電開始年月	昭和33年10月
（v）	変圧器	6,000 kVA 1 台
	変圧器	10,000 kVA 1 台
	変圧器	15,000 kVA 1 台
	変圧器	30,000 kVA 1 台

（vi） 二次変電所および開閉所　24 個所

（b） 非常用電源設備

ディーゼル機関　750 馬力，L7F25CHS 型

交流発電機　500 kW，50 Hz，3 相 3.3 kV

（c） ボイラー設備

水管式ボイラー　6 t/h 2 基

上記ボイラー昭和47年10月老朽のため撤去。

水管式ボイラー　6 t/h 2 基

水管式ボイラー　8 t/h 1 基

（2） 調布飛行場分室受電設備

（i）	契約電力	700 kW
（ii）	契約種別	特別高圧電力
（iii）	受電電圧	20,000 V
（iv）	受電開始年月	昭和36年12月
（v）	変圧器	2,000 kVA
（vi）	二次変電所および開閉所	3 個所

（3） 角田支所受電設備

（i）	契約電力	900 kW
（ii）	契約種別	高圧電力乙
（iii）	受電電圧	6,000 V
（iv）	受電開始年月	昭和41年 6 月

（v） 変 圧 器　　750 kVA 2 台

変 圧 器　　250 kVA 1 台

変圧器その他計　　1,950 kVA

（vi） 二次変電所および開閉所　11 個所

3.9.2 工作設備

当研究所において研究のために使用する実験装置および模型は特殊なものが多い。したがって，これらの製作検査のため工作工場を設置することが望まれた。当初はまず外註模型等の検査を主体とした機器の整備を行うこととし，昭和36年度に検査建家約 1,000 m² および，検査機器類が設置された。37年度には装置，模型の製作に適した工作機械類，38年度には実験に使用される機器類の補修用工作機械，および工作材料貸出し工具等が整備された。

39年度において検査および工作等の作業ができる設備が完成された。

以上のような経過を経て整備された検査機器および工作機械等の種別と，これらを使用して作業した主なものは次のとおりである。

表 3.9 検　　査

機 器 名 称	製 造 会 社 名	仕　　様
万 能 測 長 器	スイス・シップ社	1,000 mm
座 標 投 影 器	東 京 光 学	テーブルサイズ 500×500 mm
大 型 投 影 器	米国ジョンラムソン	テーブルサイズ 700×130 mm
大 型 定 盤	藤 田 製 作 所	1,500×3,000 mm
三 次 元 測 定 器	藤 田 製 作 所	×600 Y500 Z200 mm

作業内容

（a） 高精度を要する各種部品の内外径と長さの測定

（b） 模型製作用ゲージ類の寸法，および静圧孔位置の測定

（c） 複雑な曲線をもった部品類の形状を拡大投影検査

（d） 精度を要する装置の組立および芯出し作業，および全機模型の寸法測定

（e） 二次元，三次元模型の断面形状測定，ノズル類の内面形状測定，模型製作用ゲージ板の座標ケガキ，およびポンチング作業

表 3.10 金　工　工　作

機械名称	製造会社名	仕様
旋盤	昌運工作所	センター距離 1,000 mm
〃	大隅鉄工所	〃　〃 1,300 mm
〃	江黒鉄工所	〃　〃 300 mm
フライス盤	フランス・ギャンバン社	テーブルサイズ 1,500×380 mm
〃	豊田工機	〃　〃 1,000 mm
平面研磨盤	岡本工機	テーブルサイズ 590×175 mm
工具研磨盤	西独シュッテ社	2型
形削盤	北越製作所	ストローク 660 mm
ラジアルボーラ	新日本工機	アーム長さ 1,000 mm
金切り丸のこ	西独ワグナー社	切断寸法 140 φmm

作業内容

（a） ロケット風胴模型，天秤アダプター，円筒および円錐模型，装置部品，試験片各種

（b） 平板模型，実験装置および模型等の部品，治工具の製作

（c） 精度を要する板面研磨，各種装置の基準面出し，および試験片

（d） 各種工具の研磨，およびゲージ板の研磨加工

（e） 平板模型，各種装置部品

（f） 円筒模型の中ぐり，大型部品の孔あけおよび切削

（g） 各種部品製作の素材切断作業

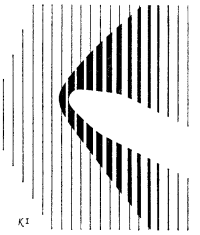
表 3.11 木　工　工　作

機械名称	製造会社名	仕様
木工丸のこ盤	菊川鉄工所	テーブルサイズ 700×1,050 mm
自動一面鉋盤	〃　〃	〃　〃 610×150 mm
手押かんな盤	〃　〃	〃　〃 刃幅 400 mm
木工旋盤	〃　〃	センター距離 1,000 mm
木工フライス	〃　〃	テーブルサイズ 450×710 mm
自在ルーター	英国ワドキン社	アーム半径 1,885 mm

作業内容

大型低速風胴標準模型，煙風胴模型，フラッター模型，突風風胴模型各種，実験に使用する付属部品，実験台等

第4章　受託研究等



第1章当所設立の経緯の項において述べたとおり，当研究所は，終戦と同時に禁止されていた航空機の研究および生産が昭和27年の平和条約発効を機に解除されたことから，わが国の航空技術のすみやかな向上を目的とする研究の実施機関として総理府設置法に基づいて設立されたものであり，特に重複設置が困難な多額の経費を要する施設・設備を当所に設置し，関係行政機関の委託による依頼試験を行うとともに，それ以外の機関からの試験研究の依頼に対しても答えることが設立の目的の一つとなっている。昭和30年当所発足以降研究施設・設備の整備を鋭意進めた結果，比較的早期にジェットエンジン関係の大型設備が整備されたので，「ガスタービン圧縮機の空力特性に関する試験研究」を行ったのが，外部からの研究を受託した最初である。その後風洞・機体関係および計測制御関係の主要研究設備を逐次完成，このほか，昭和40年7月新設された角田支所における宇宙技術関係の大型設備の整備が進むにつれ，受託研究・依頼試験・設備使用等の委託件数が急カーブの上昇を示すようになり，あわせて共同研究も活発となった。

特に戦後の国産第1号機である中型輸送機 YS-11 の開発にあたっては，主として構造強度関係の試験研究に協力し，同機の開発に寄与するところが大であった。

また当所は，わが国の宇宙開発計画に対し，常に積極的な協力体制をとってきたが，宇宙開発事業団との間の技術協力をより一層強力に推進するため同事業団との間に技術連絡会を設けた。昭和46年3月第1回の会議を開催以来，年 2～3 回，会議を開き，当面する諸問題の解決および長期的視野にたったわが国の宇宙開発計画にそう，各テーマを検討協議し，それぞれ受託研究・設備使用・共同研究および技術援助等で支援・協力している。

以上の受託研究等の実施により，わが国の航空工業界の独自の開発およびこれらに関連する研究業務等に貢献するとともに，わが国の宇宙開発計画の推進に寄与している。

4.1 受託研究

昭和34年度から外部からの試験研究の依頼に対しては，受託研究としてこれを受けている。なお，昭和42年度より受託研究のうち関係行政機関からのものを依頼試験とし，その他の機関からのものを受託研究とすることとした。初期には設備整備を早めに終ったジェットエンジン関係の受託研究が多く，ガスタービン用圧縮機および燃焼器に関するものが主となっていた。これらの研究によって，国産ジェッ

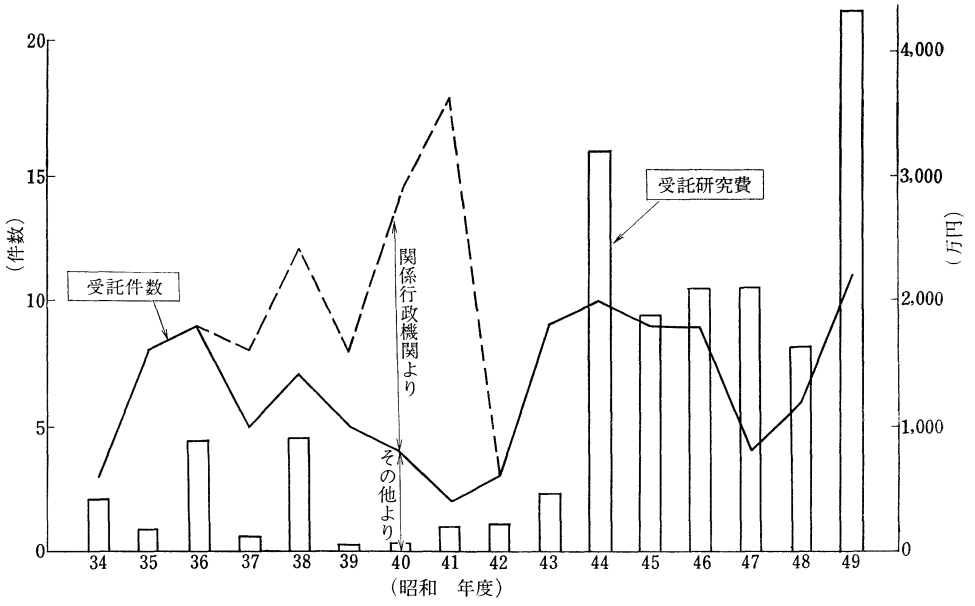


図 4.1 年度別受託研究状況

トエンジン J 3 および舶用ガスタービンの開発に寄与することができた。その後，研究設備が整備されるにしたがって受託研究も活発に行うようになり，その主なものは，空気力学関係では，昭和38年度以降遷・超音速および大型低速風洞による各種ロケット，水陸両用機（飛行艇）およびヘリコプタロータの試験等である。機体関係では，昭和35年度以降 YS-11 の構造・強度および疲労の研究を行ったほか，MU-2 型多用途機の疲労試験を行った。計測制御関係では，昭和36・37年度に STOL 飛行艇の操縦性の解析を行うとともに，45年度以降は，水陸両用機の各種シミュレーション試験を行った．ジェットエンジン関係では，昭和37年度以降はエンジンおよび装備品の強度・振動に関する研究等を行ったほか，45年度以降はエンジン要素の性能試験等の依頼が多くなってきている。

以上のように，受託研究によりわが国の航空機の開発等に役立つ資料等を提供した。

また宇宙技術関係では，前述のようにロケットの風洞試験・振動試験を行ったほか，昭和48年度以降にはNロケットの LE-3 型エンジンの高空性能試験を行い，わが国の宇宙開発計画の推進に協力している。

図 4.1 に受託研究件数および同研究費の推移を示す。42年度以降の関係行政機関からの依頼については依頼試験として図 4.2 に示してある。

4.2 依 頼 試 験

昭和37年度から関係行政機関・東京大学，宇宙開発推進本部等からの依頼による試験研究を行ってきた。その取扱いは科学技術庁受託研究規程により受託研究として処理されていたが，昭和42年度から依

頼試験として処理している。

依頼試験の主な項目は，当所の大型設備である遷音速風洞，吹出式超音速風洞，大型低速風洞及びフラッタ試験設備を使用した風洞試験が大部分であり，そのほか構造強度関係の試験，フライトシミュレータ試験およびガスタービン特性試験等である。図4.2に状況の推移を示す。

図4.2 年度別依頼試験状況

4.3 設 備 使 用

初期においては国産中型輸送機 YS-11 関係が大部分をしめている。すなわち，昭和36年度末に調布飛行場分室（当時調布分室）に YS-11 の開発計画と歩調をあわせ主翼繰返し荷重試験装置および胴体内圧繰返し荷重試験装置を整備し，昭和37年度からの YS-11 の供試機による荷重試験に提供し，特に主翼・胴体試験については20万相当飛行時間以上の実機疲労試験を行った。そのほか飛行試験および改造型の部分強度試験等のため各種設備を使用させた。このように当所の試験研究設備が YS-11 の開発に寄与したところはきわめて大きかった。

以上のほか昭和38年度以降 MU-2 型多用途機の全機静的強度試験および飛行試験のための設備貸付を行った。また昭和44年度から次期民間輸送機の風洞試験のため，遷音速風洞，大型低速風洞を使用させ，次期民間輸送機の開発にいつでも着手できるよう協力した。このほか，大型設備以外の設備使用も多数行った。

図4.3に設備使用件数および使用料の推移を示す。

4.4 共 同 研 究

関係行政機関・大学および宇宙開発事業団（昭和44年10月1日事業団発足までは宇宙開発推進本部）と共通の研究目標がある場合に覚書を交換し，共同研究を実施している。

当所設備の大型風洞，振動・疲労試験設備，大型電子計算機および実験用航空機等を使用しての共同研究が主なものである。特に宇宙開発事業団との間には，昭和46年3月技術連絡会，共同研究委員会を設け，共同研究に関する基本契約を結んだ。これにより宇宙開発のための共同研究にあたっての諸事項を解決し，研究の円滑な遂行を図っている。

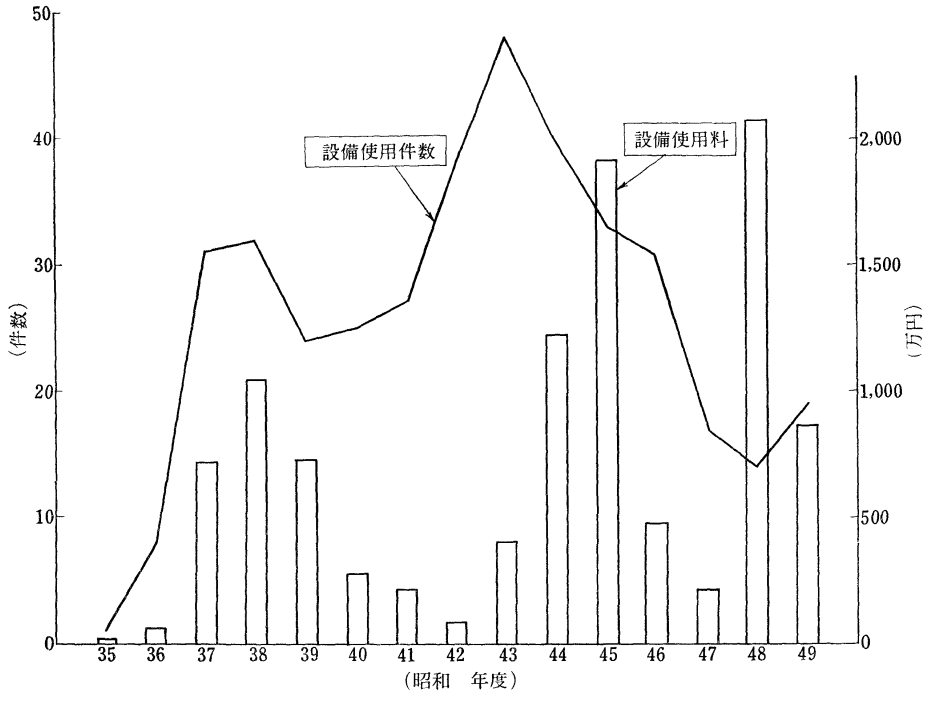


図 4.3 年度別設備使用状況

4.5 技 術 研 修

当所における施設・設備の充実および研究活動の活発化にともない，大学関係および民間会社から当所への技術指導が要請されてきたので昭和37年9月29日付をもって技術研修事務処理要領を定め，当所業務に支障がない範囲で外部からの技術研修依頼に応ずることとした。その後他研究所の内部規程をも参考とし，昭和42年4月1日所長達第1号「技術研修規程」を制定し運用している。

表 4.1 外国人研究者一覧　　* 外国人招へい制度によるもの

氏　　名	派　遣　元	研　究　項　目	期　　間	備考
Kenneth K. Yoshikawa	(米) NASA エームス研究センタ	高速流下における熱伝達の微分方程式による数学的解析	昭43.4. 3～44.2.11	*
Robert C. Ried Jr.	(米) NASA 有人飛行センタ	吸収と放射のある媒質における非等方性放射熱伝達の研究	〃44.6. ～45.3	*
陳　義　男	(中)	翼列の研究	〃45.2. 5～45.6.30	
林　清　吾	(中)成功大学助手	人工衛星の軌道計算等の計算機処理実験	〃46.4. 1～47.2.19	
Jacques Zyss	(仏)航空技術大学院研究生	非定常流の研究	〃47.7.10～47.8.12	
Charles C. Kubokawa	(米) NASA エームス研究センタ	制御および表示装置に関する人間工学的研究	〃47.8.29～48.3.28	*
Shojiro Shindo	(米)ワシントン州立大風洞研究所	突風時の V/STOL の風洞試験法の研究	〃49.3.25～49.9.24	*

技術研修制度は昭和37年度から始まったが，研究施設・設備の充実とともに，昭和39年度に至ると外部からの要望は急増してきた。研修生は多い年度は70名近くあり，平均すると年50名程度の多数の技術研修生を各研究室に受入れ，各界の要望に応えている。技術研修生は大学の学生が大部分を占めているが，その他では大学院学生および民間会社の研究員が主である．研修期間はほとんど半年以上の長期間にわたる者が多く，夏休みを利用して技術研修を受ける大学生も少くない。

また当所への外国からの研究者の受入については，当所研究者との間の相互理解を深め，相手国の科学技術の振興に寄与するため表 4.1「外国人研究者一覧」のとおり受入れている。これらは主に科学技術庁の外国人研究者招へい制度により来日し，当所で研究に従事した者であるが，そのほか外交機関をとおして当所での研究を希望する者も受入れて，国際交流の実をあげている。

設立準備時代の回顧

東京大学名誉教授　兼重寛九郎
（初代所長）

本研究所といっても，設立当初の航空技術研究所が発足したのは，いうまでもなく20年前のこと，特に今私が書こうとしているのは，さらに前の準備時代のことである。到底記憶だけに頼ることはできないと，心配していたら，遇然のことで，当時科学技術行政協議会（STAC と略称されていた）事務局の課長補佐，後の科学技術庁科学審議官梶井直晴さんが秘蔵していた当時の記録「科学技術年報」6 冊を見せてもらうことができた。以下に記すことの前半は，それによったので，大体正確であると思う。この点について，梶井さんの御好意に深く感謝する。後半は，それにも記されていないことなので，記憶違いもあるに違いない。その点は，くれぐれもお許し頂きたい。

1. 準備時代の経過

昭和27年 4 月26日付の政令で，いわゆるポツダム勅令が解除された結果，占領中禁止されていた航空研究も自由にできるようになった。すると早速，昭和28年度予算要求に二つの関係予算が現われた。通産省の航空工業試験所設立要求と，運輸省の運輸技術研究所に大規模航空研究施設設置要求である。私の記憶に誤りがなければ，どちらも完成までに，二，三百億円を要する案であった。

これより先，昭和24年初頭に生れた科学技術行政協議会は，現在科学技術庁にあるような調整権限を持っていた訳ではなかったが，大蔵省はじめ関係各省庁の賛成を得て，25年に科学技術予算部会を設け，仁科芳雄博士を部会長として，活発な動きをしていた。27年に航空研究関係の二つの予算要求が出たとき，協議会は，まず関係の両省間の話合いによって案をまとめるよう要望したが，これは成功しなかったので，両者はその調整を STAC に求めた。その結果，予算部会で検討することになったが，そのときには，仁科博士は既に亡くなられていて，私が部会長をしていた。

検討の結果は，日本はもう貧乏になったのだから，もしつくるのならできるだけ立派なもの一つにして，関係者はみんなで仲よく利用しようではないかということになった。この結論には誰れも反対できなかったが，さてその一つを，どのような形でどこに所属させるかという問題になると，意見の一致は容易に得られなかった。

そこで，STAC としては，27年11月22日付で，他の科学技術関係予算に関する要望とともに，「航空に関する予算については目下慎重審議中である」ということを大蔵省に伝えた。

その前から STAC は，関係省職員と学識経験者との懇談会を設けて，話合いを進めていたが，関係

省職員を除く懇談会メンバーの意見として，同年12月26日付で大蔵省主計局長に申入れたことの要旨は次のようなものであった。

（1） 航空機生産法及び航空法の両法がある限り，運輸，通産両省とも航空技術の研究を必要とする。

（2） 多額の経費を要する研究機関は，国に1カ所とすべきである。このために，

（イ） STAC に航空研究部会を設け，29年度予算に間に合うよう結論を出す。

（ロ） 海外に航空研究施設調査団を派遣すべきである。

（ハ） 結論が出るまで，予算要求にある主要施設の費用を認めない。

以上の要望特に第 2 項はいずれも受け入れられた。28年 2 月，私を部会長とする航空研究部会が STAC に設けられ，10月には守屋東大教授を団長とする調査団が出発し，大蔵省は，大規模航空研究施設に対する両省の予算要求に応じなかった。

航空研究部会は，28年2月26日に第1回会合を開いてから，海外調査団の派遣について準備を進める一方，航空研究体制問題について引続き検討を行なった。調査団は，かなり綿密な準備を整えた上，守屋団長のほか13名の有能な団員からなる一行は，10月24日出発，欧米諸国の状況をつぶさに視察調査して，翌年2月14日帰国した。

航空研究体制問題は，なお結論に達することができなかったため，前年同様関係省からそれぞれ要求が出されたが，大蔵省の認めるところとならなかった。しかし，総理府に新たに航空技術審議会を設けて，総理大臣の諮問に応じ，この問題を含め航空技術研究に関する重要事項及び行政機関相互の間の航空技術に関する行政の連絡調整のため必要な措置を審議し，その結果必要と認める事項を総理大臣その他に対し勧告することができるようにしたいという要望は，このような新しい機構をつくることが，当時も現在と同じくらい困難であったにも拘らず，関係者の努力によってついに実現した。

この審議会の設置法および関連の法律改正案は，29年7月1日公布施行され，会長には吉田総理大臣，副会長には緒方副総理が就任した。9月29日緒方副会長司会の下に第1回総会が開かれたが，そのあとは，部会において，関係者間の熱心な話合いが続けられた結果，多額の経費を要する航空研究施設を有する研究機関の所管をどこにするかという昭和27年以来の難問題もついに合意に達し，30年3月31日の第2回総会において答申案が決まり，翌日付で総理大臣宛提出された。このときの会長は，鳩山総理大臣，副会長は高碕経済審議庁長官であった。

これより先30年初頭には大体結論が予想できる状況になったので，2月下旬 STAC 事務局から大蔵省へ予算要求を行ない，4月中旬政府予算案に組入れられた。かくて30年7月11日，総理府附属の航空技術研究所発足，私は，鳩山総理大臣から所長任命の辞令を受けたのである。

2. 想　い　出

この3年間の経過をふり返って見ると，私にはいろいろ感慨深いものがある。その第一は，政府も国会も専門学者の意見や希望によく耳を傾けてくれたことである。もちろん専門家の方も関係の省庁担当

者とよく打合せをするとともに，無理な押しつけをしないよう忍耐強く時間を掛けた。その第二は専門学者が熱情をもって努力し，その間の意見調整に良識をもって対処したことである。海外調査団が 114 日にもおよぶ長期間熱心な調査旅行を続けて，航空技術研究所の諸設備選定に非常に役立った立派な報告をまとめたことなど，守屋団長の人柄にもよったであろうが，団員全部がこの仕事に打込んでくれたからであると思う。

研究所の所管問題がなかなか結論に達しなかったのは，よくいわれる役所の縄張り争いによるものではなかったと私は了解している。一方の意見は，関心の非常に高い省の所管にすると，いくら関係者みんなで仲よく使うという建前であっても，省外の人々はどうしても遠慮勝ちにならざるを得ないから，中立の省庁所管にすべきである。これに対して他方は，もし関心のない中立の所におくと，予算要求など熱心にやってくれるはずがないから，研究所の充実成長は望めない。したがって，設置に最も熱心な所の所管にすべきであるというのであった。結局前者を採ることになって，総理府所管と決った。間もなく科学技術庁ができて，その所管となり現在に至っている。創立以来20年，航空宇宙技術研究所が大きく成長したことは，誰れもが認めるであろう。科学技術庁が，最初に考えられたような中立の省庁に属するのかどうか，私には分らないから，所管問題を論じたときの二つの考え方のどちらが正しかったのか，その判定は難しい。短期間に過ぎなかったので永くそのとおりに続くとは限らないが，私の経験では，あれだけ骨折って一本に絞った努力は，主計当局（当時担当の主計官は鳩山威一郎現参議院議員であったと思う）に認められていたし，総理府も熱心に動いてくれたので，予算の面でも当時としては恵まれた方に属し，比較的順調にスタートできたと感じている。

私が，終始この仕事の取纏め役を勤めるようになったいきさつについては，今あまり記憶が定かでない。比較的早い段階で，その頃 STAC 事務局長をしていた千秋邦夫博士が，STAC 副会長大達茂雄文部大臣から私に特命を与えて，その責任を明かにすると同時に私が動き易いように取計らってくれたからではないかと思っている。これは私の推察で間違っているかも知れないが，千秋事務局長が積極的で，問題解決に多くの貢献をしたことは確かである。その他鈴江次長はじめ，事務局員全部が一生懸命助けてくれたことも忘れられない想い出になっている。

航空技術審議会の会長が総理大臣，副会長も国務大臣というのは，設置法で定められたことであるが，今日ではちょっと想像し難い構成であった。私はこの件で吉田総理にお会いしたことはないが，審議会が動き出そうとする直前の一夜緒方副総理をお訪ねして，所管問題は，私たちの手でまとめるつもりであるが，どうしても駄目な場合は裁断して下さいとお願いしたこともある。鳩山総理大臣から辞令をもらったことは前に記したが，そのとき私には答えられないような質問を受けて，私の知識が買いかぶられているのに恐縮したのを今でも憶えている。

記憶をたどれば，このような想い出はいくつもある。何といっても，航空技術研究所の誕生は，そのあと１年半余の所長時代より印象が深く，私にとって終生忘れられない出来事である。

研究所が生まれる迄

新技術開発事業団理事長　鈴江康平
（元管理部長）

研究所の設立以前の事柄は現在の研究所の多くの方々にとっては神話的なものとなってしまったかも知れないが，研究所の設立に直接関与した一人として記録しておきたい気持がする。しかし紙数が限られているのでその概要と若干の思い出を記すこととした。

大東亜戦争の戦前から戦中にかけて航空機の研究，生産は国の最大の要請であった。当時航空機が国の命運を握るものとして各国共その増強を競っていた。航空機の研究，生産に従事する人々はその重責を担い且つこれを誇りとしていた。しかし終戦と同時にポツダム勅令で航空機の生産はもとより研究も禁止され航空機関係者は髀肉の嘆に耐えなかったと思う。これらの人々の熱意が本研究所を生んだ陰の力であったかも知れない。この勅令は昭和27年４月26日廃止され，わが国で航空機の生産，航空事業が再開できることとなった。同年８月１日運輸省に航空審議会，９月６日通産省に航空機生産審議会が設置された。両審議会はいずれも航空技術研究機関設置の必要性を答申したので，両者共それぞれ28年度予算に研究機関新設の要求を行った。

当時内閣総理大臣の諮問機関である科学技術行政協議会（英語名の頭文字を取って STAC と呼ばれていた）が各省庁の科学技術行政の連絡調整を図っており，従って各省庁の予算要求についても調整していた。STAC を極簡単に説明すると日本学術会議と関連して同時に設置され，上記の連絡調整の外学術会議と政府との連絡を図っていた。会長は総理大臣で委員は学術会議から13名，各省庁事務次官から同数任命し独立の事務局が設けられていた。STAC では前記研究所新設要求予算の調整の必要を認め，両省間で話合って貰ったが結論が得られず両省から STAC に調整の依頼があった。STAC で兼重寛九郎委員を中心に協議し，取り敢えず大蔵省に次の如く申入れた。多額の経費を要する研究機関は国に一ケ所とすべきでありこのため（イ）STAC に航空研究部会を設け，29年度予算に間に合うよう結論を出す（ロ）海外に航空研究調査団を派遣する（ハ）結論が出る迄予算を認めない。以上の結論に沿って28年２月 STAC に航空研究部会（部会長兼重委員）を設け，部会は二つの小委員会を設けた。第一は調査団の派遣，第二は研究機関及び研究体制を審議する。第一の委員長は多田力三元海軍中将，第二の委員長は兼重部会長の兼務であった。第一小委員会が準備計画した調査団は守屋富次郎東大教授を団長に関係省庁，大学，民間の参加を得て28年10月24日羽田を出発し欧米106ケ所を調査し29年２月14日帰朝した。現所長の山内氏も団員の一人であった。米国を始め欧州の各国政府が多大の援助を与えてくれ成果を挙げることができた。第二小委員会では研究機関の所管についての結論が得られなかった。

しかし航空技術研究に関する重要事項審議のための最高技術委員会の設置を要望し，28年8月 STAC 本会議で承認された。STAC 事務局はこれを受けて法案作成と予算要求を行った。

29年6月15日航空技術審議会設置法が成立し7月1日公布施行された。STAC 事務局に航空技術課が設置され同審議会の事務局ともなった。会長吉田総理，副会長緒方副総理を始め委員15名及び文部，通産，運輸，防衛の4省庁から幹事が任命された。9月16日政府は審議会に二つの事項を諮問した。

（1） 航空技術に関する重要研究の目標及び方針

（2） 関係各行政機関の共用に供する航空技術研究機関の設置に関する基本方針

審議会は諮問に応じて第一部会（部会長中西不二夫委員）第二部会（部会長兼重委員）が任命されたがこれと並行して9の専門部会が設けられた。空力（部会長守屋富次郎委員），機体(同，倉西正嗣委員)，原動機（同，中西不二夫委員），航空機器（同，星合正治専門委員），材料（同，三島徳七委員），燃料潤滑剤（同，永井雄三郎委員），工作（同，佐々木重雄専門委員），航空気象（同，畠山久尚専門委員），航空医学心理学（同，寺田正中専門委員）である。

第一部会は5ケ月間に7回，専門部会延55回開催され，学者委員5名，専門委員149名の多数が参加し，30年3月11日答申案を作成した。この案は4月1日の審議会で可決され直ちに政府に答申された。答申は長文なので目標のみ掲げる。

第一次目標　6ケ年後に，わが国の航空技術を現在の世界水準に到達させること，即ち6ケ年後には音速を超える小型機並びに大型ジェット機を製作し，かつこれらを運航するのに最小限必要とする資料が一応整うように研究を進める。

第二次目標　第一次目標に引きつづき，更に数年後にはわが国の航空技術に関する研究をその時の世界水準に到達させる。

目標の他に方針，重要研究課題を示した。

第二部会は研究機関の目的，規模，構成，所管を審議し，永らく決定できなかった所管問題もやっと解決した。この答申案はさきの第一部会の答申案と同時に審議会で可決され，政府に答申された。この答申のうち目的と所管の項を抜記する。

目的 (1)　航空技術研究所は，わが国の航空技術を急速に向上させるため必要な研究で，重複設置困難な多額の経費を要する施設，設備を要するものを実施し，あわせて関係各行政機関の委託による研究試験をも行う。

目標 (2)　航空技術研究所は上記研究の実施と共に，その設備を関係行政機関，大学及び民間の会社の使用に供する。

所管　航空技術研究所は総理府の付属機関として設置することが適当である。

なお答申した規模の項は現研究所の施設，設備計画の基本として生かされた。

答申の決定は上記のように4月1日であったが，既に部会で1月中に構想，所管が煮詰っていたので答申の可決を見越して研究所の発足を30年度とすべく，STAC 事務局では昭和30年度予算要求を行い，

又法案を作成して国会提出にそなえた。大蔵省と折衝の末30年度予算に6ヶ月分経費として17,135千円，人員40名が認められた。法案も種々質疑応答が行われたが成立し，7月11日公布施行された。

思い出は沢山あるが終始会議をまとめてこられた兼重先生の努力と忍耐に先ず敬意を表さねばならない。私自身として一番深い思い出は大蔵省との予算折衝であった。多数関係者の多年の努力の結晶である答申の実現は事務局長であった私の重大な責任である。当時総理府には未だ総務長官の制度がなかったので事務局長が折衝の最終段階であった。又当時の国の財政状態では多額の経費を要する研究所の新設は容易に財政当局が踏み切れなかったようだ。兎に角必死になって鳩山威一郎主計官(現参議院議員)と話合った。三晩徹夜し最終日の明け方前記の内示を得たときは全くホットした。その年は国会解散の影響で予算折衝が4月中旬にあった。大蔵省からの帰途総理府の近くまで来た所コバルト色の空を背景に満開の八重桜が朝日に匂い，その美しさが眠い目に滲みた。この画面は今も私の脳裡に鮮やかに焼付いている。

初代の所長に中西不二夫東大教授を迎えるため兼重先生に同行し学長室で矢内原東大学長にお願いに行った。学長は教授が工学部長であることを理由に諒承されず，逆に兼重先生が引受けるべきだと主張された。結局兼重先生が所長を引受けられ取り敢へず私が初代の管理部長を兼任した。期間は短かったが総理府の入口のバラックで開始した創業も楽しい思い出である。

研究所の敷地は運輸技術研究所から分けて貰うことができたが，これは同研究所の服部定一所長の御厚意によることが大きいと思っている。もともとこの土地は戦争中内閣技術院所管の中央航空研究所の敷地の一部であって，私はその頃同院研究動員部の職員として屢々この地に来ていたので昔の研究所が立派に実現したような懐しい気持がする。

参議院内閣委員会で研究所設置法案の審議が遅れ審議未了になる心配がでてきたが，このとき私の旧友の故上林忠次議員が研究所の重要性を理解して審議の促進に非常に骨折ってくれた。こんな陰の力もあったことをお伝へし，又故人に対する謝意の念からその名をここに記す次第である。

航技研20周年に寄せて

宇宙開発事業団副理事長　松浦陽恵
（第3代所長）

航空宇宙技術研究所の前身であった航空技術研究所が総理府の附属機関として発足したのは周知のとおり，昭和30年7月11日でありましたが，初代所長兼重寛九郎先生以外の職員が正式に任命され実務に就いたのは，同年の10月1日でした。当時，仮事務所は総理府科学技術協議会の肝煎りで，本館脇にあったバラック建ての会議室を借用し，僅かな人数で建設準備が進められました。昭和31年の予算概算要求，研究所敷地獲得業務，人員の充足等，航空技術審議会諮問第2号答申の線に沿い整備6ケ年計画の実行にとりかかったのでした。

研究所用地については，進駐軍に占領され返還の目途も充分についていない調布飛行場の一角，当時運輸技術研究所（元中央航空研究所）の敷地である国有地の一部，その他神奈川，埼玉，栃木県等広範囲に検討されましたが，運輸技術研究所の敷地の一部の使用に最も力を注ぎました。この敷地は旧中央航空研究所跡で大電力の受電に適する鉄塔が敷地以外に残存しており，烏山変電所からの送電が比較的容易だったからです。そこで当時調査部長でありました私は兼重先生の命によって，運輸技研所長服部定一氏にお目にかかり，同研究所の敷地25万m^2の約半分を割愛していただけるかどうか打診いたしましたところ，服部所長は同研究所の将来計画などを話された上「松浦そう欲ばるな」と結ばれましたが，結局当方の希望いたしました半分約6万m^2程度ならばとのご好意ある回答を得て，正規の手続きの後現在の場所に居を構えることになった訳です。そこで，昭和31年3月，総理府の間借りから，現在の敷地内にある旧中央研究所変電所の建物に移って来ました。しかしながら6万m^2では極めて手狭まであり，その後隣接民有地の買収，調布飛行場内の一部等を得て，11万m^2余の土地の使用が可能になった次第です。

昭和32年4月には所長に中西不二夫先生を迎へました。整備6ケ年計画の終了時点，昭和36年度中には，発足当初から着手していた遷音速風洞，原動機要素試験設備をはじめ，機体構造関係，計算計測関係の諸試験設備を整備するとともに，完成した設備を活用して航空技術審議会諮問第1号の答申に沿う試験，研究および調査を進めるよう努力してきましたが，昭和37年度からは前記整備6ケ年計画に続いて第2次5ケ年計画を樹て，遷音速，超音速の研究以外にV/STOL機，ロケット研究を加えて研究課題の拡大をはかることになりました。

研究課題の拡大にともない，かなり広大な土地が必要となり，また土地の物色にとりかかった訳ですが，机上で検討の候補地は20ケ所もあり，最終的には北富士の川口町有地と宮城県の船岡の旧海軍火薬

廠跡の国有地の二ケ所に絞られました。船岡については37年暮と記憶していますが，当時原動機部長をしておられた現山内所長が最初に現地調査をされました。私達はその報告を伺って大変恰好な場所であると考へておりましたところ，当時角田市議会議長で私の大学同窓の笹森賢蔵氏から，明日会いたいとの電報を受け，38年１月中旬と思いますが，同氏が来所「航空技術研究所が角田に進出するという話であるが，俺の方に一言の挨拶もないのはけしからん」とのことでした。船岡は宮城県柴田町の中にあり，隣接して角田市があることは承知していましたが，まだ地元に挨拶の段階と考えていなかったのです。しかし笹森氏の申入れもあり，また候補地の大部分が角田市内にある関係上，当時の中西所長の命によって，私は38年２月早々現地に赴き，東北財務局，宮城県，角田市，柴田町，大河原町等それぞれに挨拶と当方の意を伝へて協力をお願いしたのであります。その後中西所長も現地視察をされ，北富士よりも有利であるとの判断に立ち，現在の角田支所の土地入手の準備が進められたのであります。その間，角田地区で行う予定のエンジンの野外運転，ロケットエンジンの燃焼試験等による騒音問題の地元からの問い合わせ，これに対する当方の説明，県道建設変更の申請等紆余曲折はありましたが，いづれも県および地元のご厚意ある配慮と措置によって昭和40年７月１日約90万m²の敷地を有する角田支所の開設ができた次第です。

昭和43年11月，航空宇宙技術研究所発足以来13年余お世話になった思い出多い職場から去りましたが，今なお研究所と非常に密接な関係の業務にたづさわっている私にとっては，現在研究所の皆様方が持っておられるポテンシャルと初期の建設時代のそれと較べると隔世の感がいたします。

しかしながら研究諸施設設備のうちには既に10数年前のものもあり，老朽化して更新しなければならないものもありましょう。急速な進歩をする航空技術，宇宙技術の世界的水準を凌駕するため，新しい研究理念の見直し，その構想の樹立，それにともなう新しい研究設備の整備，研究員の充足と再配置等の検討が迫られる時期ではないでしょうか，創立20周年を迎へるにあたって特にこのことを痛感いたし，いきいきとした航空宇宙技術研究所の今後の発展を心からお祈りいたします。

創立20年に当って

(株)日立製作所技師長　杉本正雄
(元科学研究官)

航技研として発足してから既に20年，今や世界の水準から見てそう恥かしくない立派な研究所になりました。私は終戦後，商工省の機械試験所に勤務していた関係から，航空機工業の再開が許可されることを予期して航空機に関する研究機関の設立に関与することになり，航技研の設立前後から5年間位の間は航技研と相当に縁が深かったわけです。兼務ではありましたが空力部長，科学研究官，顧問などとして仕事をさせていただき色々な思い出があります。

航技研の設立の経緯，初期の仕事の状況などについては20年史で詳しく述べられることと思いますので，私個人の二，三の思い出を書かせていただきます。

1. 航技研発足のとき

航空技術研究所設立の予算が決定して昭和30年7月に発足したわけですが，初代所長がすぐには定らなかったようです。私達は故中西不二夫先生を希望して兼重先生が当時の東大総長矢内原さんに再三交渉されたようですが，中西先生は工学部長の職にあったので矢内原さんが承知しなかったため，兼重先生が初代所長を引き受けることになったのだと思っています。ところが兼重先生は7月上旬から秋頃まで欧州に出張されることに定っていましたので，先生は突然私に留守中の仕事を適当にやっておくように命ぜられたのです。私は航技研の職員としての辞令を何もいただいていないし，また職員になることも商工省から許可されていなかったのです。通常の官庁のやり方では全く関係の無い研究所の仕事をやることは不可能なことなのですが，8月中に次年度の予算の概算要求を作製しなければなりませんでしたので，とりあへず関係の大学，企業から多くの方に集っていただいて，予算編成の大体の考へ方の決定と今後の協力をお願いしたわけです。東大の航研や工学部の先生方も手つだってくれましたし，会社の方も，とくに亡くなった三菱重工の磯貝さんは若い人を4人ほど連れてわざわざ私の自宅まで来てくれまして，予算作製のデータを作ってくれたことを記憶しております。実に気持よく学界，業界の方々が協力してくれましたのは今では不思議に思える位です。

このようにして作製した予算概算要求に基いて，予算折衝に入る頃には兼重先生も帰国されていましたので，総理府の木造の暖房も無い寒い小屋で予算期を迎えたのですが主計局長，主計官，主査などと直接自由に折衝出来ましたことは実に愉快でした。

2. 遷音速風洞について

予算の作製と平行して遷音速風洞の設計に着手したのですが，私個人では遷音速風洞の建設は審議会

の決定事項ではあるが，実際に建設することは再考すべきだと考えていました。それは比較的多額の予算を必要としますし，効率よく利用されるかどうかということです。電力関係の経常費も多額でしたので，利用度が低いと無用の長物化する心配がある。私は連続式のものより瞬間式の風洞を建設する方が経済的に有利だと考へたのです。このことを審議会の席上で諸先生に申し上げたところ，中西先生が例の温顔で，「理由はともかく日本に遷音速風洞の連続式のものが一つ位あってもよいだろう」と言われまして建設に踏み切ったわけです。

風洞の実際の設計に当っては模型実験は大学などでやってもらいましたが，設計室がないので，今はもう在りませんが，大手町に在った航空局の木造の古い二階建の庁舎の一部を借りて，石炭ストーブを焚きながら，今は東大や阪大の教授になっている若い人達とものすごい激論を交わしながら設計を決定して行ったものです。このときの研究者の熱心だったことは思い出の一つになっています。

遷音速風洞はその後，無事に完成し，今日まで永い間忙しく働きつづけていると聞いていますが，無用の長物化することを心配した私は全く不明の至りでした。

3. 増速用歯車について

遷音速風洞の設計に当っては各方面から国産技術では出来ないから外国から購入せよという強い働きかけがありました。とくに商社から公式に書類で政府へ申し入れて来たものもあったと思います。これに対して私は計測器関係以外はすべて国産で建設することを言明したのですが，補助送風機の動力系に使用する大馬力の増速用歯車装置については考へこんでしまいました。結局，これだけはスイスのマーグ社に頼むことにしましたが，マーグ社でもこの種のものは実績が無く，出来るとは言うものの心配でした。完成後，据付けて試運転をして見ると全負荷をかけない中に焼きつきの心配が出て来たのです。石川島重工に頼んでマーグ社の技術者の指示で色々と手直しをしましたが，このときほど心配したことはなかったです。結局，航技研の研究者の努力で完全なものになりましたが，この事故は全くマーグ社へ注文するときの私の不注意であったと強く反省しています。歯車を注文するときには，それが如何なる機械システムで使はれるのが，運転時に他のシステム・エレメントから如何なる干渉を受けるか，停止時に直結する電動機や送風機の動的特性はどうなのかというようなことを詳しく書類にして渡すべきであったのです。要するに一つのダイナミックシステムのエレメントとして歯車装置を考へることをしなかったためと思っています。

私個人のつまらぬ思い出で貴重な20年史を汚すことをおわびして筆をおきますが，最後に航空宇宙技術研究所の今後の新らしい発展を心から祈って止みません。

航技研草創のころ

三愛石油(株) 社長 巻幡静彦
(元管理部長)

1. 掘立小屋からの出発

航空再開のための総司令部との折衝から日航の DC-8 の発注認可まで満五年間，運輸省航空局の監督課長を勤めて，戦後の航空輸送事業の布石もどうやらかっこうのついたところで，総理府に新設された航空技術研究所の管理部長に転出することになり，首相官邸わきの総理府の中の仮事務所に出頭して驚いた。今と違って総理府自体も木造二階建のオンボロだったが，その中でも一きわ光る？由緒不明の掘立小屋がすなわち目指す航技研だったのである。

丁度寒い時期だったが，勿論風通しは極上で，燃えの悪い石油ストーブを囲んで，一同早速予算要求の作業に取りかかったのだが，来年は何とかもっと住心地の良い所に行かねば凍死するぞというので大いに頑張った。

キリストは馬小屋で誕生したというが，わが航研は首相官邸わきの掘立小屋で生れたのである。

2. 予算作戦——電圧を100ボルトに落せ

さてその予算要求だが，大わくはすでに航技研設置を決めた科学技術会議で決定されていた。要するに戦後十年の空白ですっかり立遅れた航空技術研究のレベルを今後五年間で昭和30年の現時点の欧米の水準まで追いつく(そのとき向うはまた五年分進んでいるだろうから第二次計画でまた差をつめる)，その第一歩としてまず遷音速風洞，超音速風洞，ジェットエンジンのコンポネント・テスト装置，機体の繰返し荷重装置などを両三年内に整備するというわけである。

ところで学者先生方は，自明の理としてこれらの装置名を列べ立て，総額200億円程度だろうと答申してすましていたが，いざ予算要求の折衝となると相手は技術的なことには素人である上に，できるだけ予算はしぼろうとしているのだから「超音速風洞は要るかも知れんが，それがあれば遷音速なんていう聞き慣れんやつは要らんだろう」，などといわれかねない。

そこで私は次のような提案をわが研究スタッフに行なった。あなた方がいくら力んでも，30万ボルトの超高圧で送電したのでは，100ボルト程度の相手には通用しない。せめて3,000ボルトの電圧に下げてまず私を説得してくれ。私が納得したら今度は私が100ボルトに変圧して相手に送電しよう。

おかげで，元来理数が苦手だから高等学校の文科に行った私が，レイノルズ・ナンバーとか推力とか，飛んでもないものを勉強させられる羽目になったが，もともとこちらが100ボルトだから100ボルトの相手にはわがポピュラー・サイエンスのレクチァーは甚だ評判が良かったと今でも自負している。

原子力のように政治家をバックの無理押しはやらず，事務的に正攻法で詰めたわりには予算も結構ついて，新年度早々には元の中央航研跡地の運輸技術研究所から三万坪ほど割愛してもらって，永田町の掘立小屋をおさらばして風洞その他の建設に取りかかることができたのである。

3. 予算の効率的使用の苦心

運研にはもともと中央航研育ちの研究者が多く，現所長の山内さん（航技研発足当時の原動機部長），疋田さん（同機体部長）などもそちらから転出して来ていたので，敷地の割愛も研究者同志の間では別にモメ事もなかったが，とかくこうした時にイチャモンをつけがちの運輸省の事務官僚も，私の要請を快く受容れてくれたので今日の航技研の本拠はスムーズに決った。しかし，何しろ収容する施設の割にスペースが狭かったので，後で用地の買足しにはかなり地主折衝で苦労した。

今の本庁舎の附近を一万何千坪かとりあえず買うことになり，十人ほどの地主と折衝したのだが，みんな農家なので夏は畑仕事がすんで一風呂浴びてということになるとどうしても八時すぎでないと集ってもらえない。仕方がないのでその間麻雀などで時間待ちをして，さてぼつぼつお集まり頂いたところでビールや何かでご機嫌を取りむすんで，数ケ月かかってとうとう坪2,700円！でやっと妥結したときは本当にうれしかった。今ならその百倍出しても手に入らないだろう。この時当時主計官だった鳩山威一郎さんが「大蔵省は土地投機はしない。」としぶるのを説得して，予算の流用を認めてもらい，少し余分に買わしてもらったが，それでもあの区が緑地に指定されていたので，延一割かの建築制限で庁舎の建設に関東地建が苦労したことを思い出す。その後住田管理部長時代にまた南側を買い増したが，この時はもう坪三万円かに上っていたと聞いている。

庁舎は関東地建に依頼したので此方は注文を出すだけでよかったが，風洞その他の研究施設は，私が支出負担行為担当官として契約に当った。何しろ安いものでも1セット数億円という予算額で，しかもたとえば風洞のモーター一つをとっても三万馬力，精度0.03という日本では前例のないものばかりなので，とても正確な予定価格の積算のしようもない。そこで会計検査院にはよく事情を説明して理解を求めた上で，少くとも三社以上を選んで，当方は要求性能を示すだけとし，設計も各社に任せて各社の仕様書を技術審査した上厳正な競争入札で一円でも安い会社に決めることにした。検査院も，どうも納得できぬがさりとて他に方法もないかということで特に文句もいわれなかった。入札価格が高目の時は，遠慮なく「予算超過，不調，次回は何日」ということで入札を繰返したが，各社も勉強になるからというのでリスクを度外視してよくついて来てくれたので，随分安上りにいい研究施設を作ることができたと思っている。

中でも新機軸を出したのは，遷音速風洞の胴体の工事だ。川崎重工，新三菱，日立など数社を選んで設計を含んだ競争入札にしたわけだが，丁度朝鮮事変ブームで，建値54,000円の鋼材でヤミ値では10万円をこえていた。これを3,000トンも使うので，技術よりも鋼材価格をどう見積るかの勝負になるという。「よし，それでは鋼材は官給だ」ということで，通産省に働きかけ，鉄鋼会社から建値で鋼材を買いつけることに成功した。ヤミとの価格差だけで1億円以上浮いたわけで，その分他の研究施設の充

実に廻して研究者から喜んでもらえた。大蔵省や検査院も，こうしたことから航技研の予算の使い方は信頼してくれたと感じている。

4. 釣りと麻雀

予算獲得と大物の契約以外は，建設当時の管理部長はヒマだった。前記の地主折衝の関係で麻雀を管理部内で先頭に立って公認したことは，今にして思えば汗顔の至りだが，山内さんのご指導で釣りにも大いにこったものである。山内さんは原動機の大家であるのみならず鮎釣りも名人で，よく相模川などで手ほどきを受けたが，鮎のシーズン外はもっぱら上石原の砂利穴の池（その後埋立てられて今は高級住宅地になっている）にエスケープして，池畔の韓国人からイモネリを十円ほど買ってヘラブナやウグイをねらったものである。余り釣れなかったので，文字通りねらったに止まるが，すっかり釣りキチになってしまった。思えば当時あの辺の多摩川も，まだ清流と呼ぶことができた。庁舎ができるまでの仮庁舎にした元の中央航研の変電所のまわりは竹やぶで，春は毎日タケノコを掘って飽食したものである。思えばあれから二十年，昔はやはり「古き良き時代」ではあったのである。

風　洞　の　計　画

宇宙開発事業団地上設備設計グループ総括開発部員　平　木　一
（元空気力学第一部長）

航空技術研究所が昭和30年に設立されて最初に計画された施設設備は遷音速風洞と原動機要素試験設備であった。遷音速風洞は，当初測定部断面 2.5 m×2 m，絞り比 15 程度で計画された。しかし，この計画は，経費を節減するために，測定部断面 2 m×2 m に変更を余儀無くされ，そのため絞り比は約20となり，結果的には大変良い測定部気流をうることができることとなった。遷音速風洞の主送風機と補助送風機の負荷配分と駆動方式はいろいろあるが，航技研 2 m×2 m 遷音速風洞の場合は，主送風機を可変速とし電動機出力 22,500 kW，補助送風機を定回転で電動機出力 12,000 kW と定めた。主送風機用電動機は，将来建設される連続式超音速風洞（測定部断面 1 m×1 m 程度）の送風機駆動にも共用されるよう計画された。補助送風機駆動用電動機は，原動機要素試験用大型空気源駆動と切換え使用することが計画され，また，補助送風機系のダクトを切換え，測定部断面 0.7 m×0.7 m 程度の連続式超音速風洞の空気源とする計画も考慮された。このうち，原動機試験用空気源（10,500 kW）のみは実現したが，連続式超音速風洞計画は，超音速機計画のスローダウンに伴い遠退いてしまった。この間，超音速風洞については，間けつ式の吹出式超音速風洞が別に実現し，遷音速風洞用の高圧乾燥空気源を空気源として共同することとなった。

遷音速風洞には，胴体に，直径 2 m および 1 m の弁付の管路が設けられているが，これらは，将来，遷音速風洞胴体を真空槽として，吸込式の遷音速～超音速風洞を設置する計画のためのものであった。この計画も現在まで実現のはこびとなっていない。

遷音速風洞用高圧乾燥空気源は，吹出式超音速風洞とフラッタ試験用遷音速風洞の空気源設備は共用されているが，最初，最高圧力 20 気圧，直径 10 m の球型槽 1 基を建設し，吹出式超音速風洞建設時に 1 基追加し，今後もう 1 基増設できるようになっている。

極超音速風洞は，200気圧の空気源の空気を最高100気圧までの設定圧力に調圧し，ペブル加熱器を経て，マッハ数 5, 7, 9, 11 の測定部ノズルに供給されるようになっている。同じ空気源と調圧装置を使用して，弁の切換えによって，調圧された空気をアーク加熱器に導く高エンタルピ風洞もレイアウトとしては計画されたが，この計画は現在まで日の目をみていない。

これらの計画された風洞の整備は，わが国の航空宇宙技術の開発研究計画と密接な連けいのもとに実施に移されるべきものであるが，航技研風洞の建設の一端を担ったわれわれとしては，一日も早くその計画の一つ一つが実現するはこびとなり，わが国の航空宇宙技術の発展に寄与することを念願して止まないしだいである。

機体部に在職して

九州大学工学部教授　石田　誠
（元機体第二部長）

航空宇宙技術研究所も漸く設立満20年を迎えることとなり，御同慶にたえません。思い起すことは数々ありますが，初期の機体部で私が関係した構造強度の分野を中心に二，三記させていただきます。

私が昭和33年10月入所した頃は空気力学，原動機両部は既に独立した施設，庁舎で業務が行なわれていましたが，機体部は上山部長以下約10名が旧管理部庁舎の二階に居室をおき，空力弾性関係は中井室長を中心に仕事が進められ，構造強度関係は竹内氏らが担当して，シェンク PB 30 疲労試験機は既に発注がすみ，また後に調布分室の主要設備となる主翼繰返荷重試験装置の基礎実験が特別研究として始められていました。34年には竹中幸彦氏（現在宇宙開発事業団）や川井忠彦氏（現在東大生研）ほか7名の研究員を迎えて熱弾性や構造強度の研究，計画が一段と進むことになります。この時期では来るべき YS-11 開発関係の業務にそなえて上山部長の指導のもとに耐空性基準の勉強，文献調査や施設の計画が主として行なわれましたが，また原動機部の佐藤室長（現在東工大）らとともに，中西所長を囲む輪講会がしばしばあり，先生の有名な降伏理論のお話を伺ったり，私共の研究の中間結果を聞いていただいたりしたのも思い出の一つです。

34年から5ケ年間は機体部の組織の面での充実期で，研究庁舎，設備の整備とともに年々10名以上の増員があり，37年にはほぼ現在の機体一，二部を併せた人数に達しております。そして昭和39年には調布分室の完成とともに，旧機体部は現在の機体第一部と第二部として再編成され，以後の経過は両部の諸君が御承知のとおりです。

いずれの部でもそうであったように新設する設備のほとんどは日本で初めてのものであり，入所したばかりの若い研究員の開発に当っての苦労は並大抵ではなかったのですが，これらの諸君も今は室長，主任研究官として活躍しておられます。諸設備と平行して，それを収容する実験庁舎の建設，付帯工事が進められ，完成して息をつく間もなく YS 関係等の試験が始まるという慌だしい初期の数年でしたが，新らしい設備で航空機の開発に役立つデータが始めて得られたときの充実感は担当された諸君には忘れ難いことと思います。

今は何かと手狭となってしまった実験場も，建設当時は限られた予算である程度のさきを見越した計画ということで何かと気をつかったものです。因に機体一号館実験場の床のレールは片持翼の破壊試験などができるように設計してあり，コンクリート最大厚さ 1.5 m，荷重は一点で最大 20 トン，全体で 200 トンまでの荷重に十分耐えるようになっています。また調布実験場は将来尾翼の高い大型機の試験を行

なうさい，その搬出入のために前面扉の上部屋根組中央部を切欠いても強度剛性が十分であるように設計されていますが，これらが将来活用されることを期待するのは無理なことでしょうか。

15年の長きにわたってお世話になった私として，思い尽きせぬものがありますが，これ以上は老いの繰り言と申すもの，新たな20年での皆様の一層の御発展を祈念しつつ擱筆致します。

在　職　中　の　思　い　出

浦山特許事務所　浦　山　公　明
（元管理部長）

航空宇宙技術研究所が，この７月で創立満20年を迎えられるとのこと。人間に例えれば，まさに成人，慶賀に堪えません。この20年の歴史の中で，私が管理部長としてお世話になったのは，昭和39年８月28日から昭和46年２月１日までの６年半余ですから，まさに３分の１に当りますし，私の官界生活中同一ポスト最長，かつ，かねてからの持論「同一ポスト 1～2 年では，何も仕事ができぬ。少くとも５年は必要」を，実行いたしましたので，数限りのないなつかしい思い出があります。

まず，最初の思い出は，８月 28 日着任，９月５日大蔵省に予算を説明したときのことです。航空宇宙研の大要については，私はそれまで科学技術庁振興局に居ったので，知っては居りましたが，着任後すぐの予算説明には全く戸惑いました。予算書を見ますと，これまで聞いたこともない航空宇宙専門用語がびっしり，しかも，振興局で小さな予算を扱って居った私には，見なれない億単位の数字が並んでいることでした。徹夜して予算書を勉強しましたが，とうてい間に合わず，暑いさ中の予算説明にもかかわらず冷や汗が止め度なく流れたことです。

次の思い出は所議。所議は毎週月曜日に開き，私が司会するのですが，何せ高度な学問的部長さんの会議なので，非常に理論的，かつ実証的であり，妥協的意見を引き出すのに苦労したことです。科学技術庁振興局の局議の司会も私がやって居たので，ここにおける経験を生かそうとしましたが，ここにおける経験は全く役に立ちませんでした。そこで私は，「会議の開き方，すすめ方」などの本を買い込んで勉強したことを覚えて居ります。

次に大きな思い出になるのは，角田支所の開設です。角田支所の用地問題等については私が，着任する前に大体固っていたのですが，実際の仕事は，私が手懸けたわけです。まず，角田の用地を視察に行って驚いたことは，一面草ぼうぼうであり，どこにどう道があるのか，見当もつかない上に，冬は，東北の田舎出身の私にさえ堪えられない程寒いことです。私は，ここに支所を開設することはできるにしても，一体どうして，東京在住の研究員に，角田支所に行っていただくかということで常に頭がいっぱいでした。というのは東京在住の研究員を説得して，角田に行っていただくのも私の仕事だったからです。そこで奥様まで説得して，角田支所に行っていただいた方もありますが，皆様の協力により，角田支所が無事開設された時程うれしかったことはありません。

最後に，私は退官後開発経営研究所，浦山特許事務所を開設して，経営コンサルタント，弁理士として自由業を自営しておりますが，この仕事に，航空宇宙技術研究所在職時代の経験が大にプラスして居ることを申上げ，お祝いと，お礼といたします。

思い出すことなど

日本科学技術情報
センター常務理事　楢林愛朗
（元企画課長）

航空技術研究所が創立20周年を迎えることを聞き，今更乍ら年月の経つのが早いことに一驚するとともに，航技研に私が在職した頃の建設時代のことが懐かしく思い出されてくるのである。思えば，私は航技研に二度の勤務をしたことになるが，一度目は，昭和30年の発足当初の時代であり，二度目は，遷音速風洞の完成した昭和36年の頃だけに，その印象は深いものがある。

御承知のように戦後は航空技術に関する研究活動は中止され，研究施設は破壊される等全く研究はブランクの状態におかれ，何時の日に，日本の空を日の丸をつけた国産機が飛ぶことが出来るかも予想出来なかった時期であった。しかし，航空技術関係者はこの苦難の時代にもめげずに，航空に対する情熱を失うことなく，研究再開の努力を続けられていたのには頭の下がる思いがしたものである。

講和条約の成立を機会に，研究再開の動きが活発化してきたのであるが，航空関係者の熱意に対して学界，官界，産業界においても理解と協力を惜しむことがなかったことは，科学技術の振興こそが，日本の再建につながるものだとの合意があったことに外ならない。当時，総理府に設けられた航空技術審議会において，航空技術の研究体制について審議が行われ，昭和30年4月に研究機関の設置についての答申があったのは，そのような背景があった訳である。

その頃私は，科学技術行政協議会（STAC）の航空技術課に勤務し，航技研の設立準備の業務を担当したが，遷音速風洞とはどのようなものかの予算説明には，航空調査団の報告書をたよりに冷汗をかき乍ら説明したり，予算内示の前夜は STAC の関係職員とともに文字通り徹夜し，航技研の新設が認められることを暁に祈ったものである。

設立準備の第一は，研究所の敷地の確保であったが，数ケ所の候補地を慎重に比較検討した結果が現在地になったのであるが，その最大のきめ手は，大風洞用の大電力の確保如何にあった。しかも，かつての中央航研の跡地であり，近くには調布飛行場もあるなど航空研究の環境には適当であった。しかしその頃は現在のように都市化されていないで，一見草原の如き感があったので地上調査では実体が把握し難いとの理由で，自衛隊機に便乗を願って，上空を旋回し空中から調査したこともあった。

第二は，研究者の充足であった。航技研が関係省庁の共用的研究機関であるとは云え，通産省，運輸省等が積極的に優秀な研究者を出向させる等の協力があり，建設の促進に大きな力となったのである。私も所員が充足されるまでの僅かな期間であったが併任で所務に参加したので，自分も初期の所員であったとひそかに自負している次第である。

二度目の勤務は昭和36年頃で，遷音速風洞が完成した時期である。当時の所長は故中西不二夫先生で，所長は私に第二次計画の立案を命じるとともに，愈々本格的な研究活動を開始する意味で，早急に所内の研究発表会を開くように，又研究報告書の第1号を発刊するようにとの指示を受けたことがあったが，第1回の所内研究発表会には所長自ら論文を発表する等研究に対する先生の情熱には，全く尊敬すべきものがあった。

航技研は，建設時代から研究開始に至るまで，種々の苦労を経験してきたのであるが，其の間，所長を中心に研究者が一丸となってすすんで来たことが，今日の立派な研究所をつくり上げたものと思う。今後ともわが国の航空技術向上のため一層の御努力をお願いすると共に，貴所の御発展を切に祈るものである。

大手町時代の思い出

川崎重工業(株)　廣岡貫一
(元空気力学第二部研究室長)

航空宇宙技術研究所が20年史を刊行されることは誠に御目出度い事と存じます。私は空気力学部にて，発足当時から御手伝させて戴いた一人といたしまして，その時代の思い出をのべたいと存じます。

1. 大手町時代

私は昭和30年，東大理工学研究所（現，宇宙航空研究所）河田研究室から航技研空気力学部へ出向になりました。

当時，航技研は設置場所も決まらぬままに，首相官邸前の総理府の車庫の隣に20坪程の小舎を建て，所長の兼重先生，巻幡管理部長以下庶務会計の方々が勤務されておりました。

空気力学部は大手町の航空局の二階の一部を間借りして本拠としており，部長には機械試験所の杉本所長が兼務され，御多忙の内に御指導下さいました。

大手町には重見技官をはじめ，牛田，井上，北出各技官がおられ，航技研の基幹設備である遷音速風胴の建設に従事されておられました。重見技官は風胴全般の計画を，牛田さんは建設と予算を，井上さんと北出さんは，建設と試験計画を進められておられました。

空気力学部には機械試験所から参加された，平木，長洲，和田，塩入の各技官がおられましたが，大手町が手狭のため機械試験所で研究を進めておられました。

航空局の庁舎は終戦当初建てられた木造で，私どもの間借りした2階は幅20m位の吹通しの大広間で，中央の廊下，隣の課との仕切は戸棚・ロッカーなどを並べて仕切りとし，真中にだるまストーブをおいて暖を取る様な有様でした。

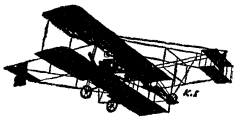
2. 薄野原

航技研をどこにおくかと云う問題は，首脳部の大きな問題でありましたが，幾多の曲折の末三鷹の現在地に運輸技術研究所の割譲を受けることとなり，遷音速風胴の設置場所も決まりました。

一日重見さんの御供をして，遷音速風胴の建設予定地を見に行きました。それは昔の運研の突き当りで，一面の薄の原が連なり，南はゆるい傾斜の畠を通して田圃のある低地に連なっていました。田圃の中央には西方三鷹天文台の方からの小川が流れており，田圃の南はゆるい上り斜面の畠地で，上り切った辺りは欅の屋敷林に囲まれた深大寺の部落が望まれ，その西側は深大寺の森へと連なっていました。まことにのどかな武蔵野の田園風景といったところで，今日のような建物や研究設備の林立した状態も周囲の著しい市街化も当時は想像もできなかった状態でありました。

この20年間の航空宇宙技術研究所の進歩発展をおよろこび申し上げるとともに，今後ますます御発展されることを切にお祈りする次第であります。

資　　料



1. 関 係 法 規

(a) 科学技術庁設置法抜すい

昭和31年3月31日　法律第49号
改正　昭和47年1月24日　法律第10号

（附属機関）

第16条　科学技術庁に附属機関として，次の機関を置く。

航空宇宙技術研究所
金属材料技術研究所
放射線医学総合研究所
国立防災科学技術センター
無機材質研究所
資源調査所

（航空宇宙技術研究所）

第17条　航空宇宙技術研究所は，航空技術及び宇宙科学技術の向上を図るため必要な研究及び試験並びに調査で，次の各号に掲げるものを行い，あわせて，その施設及び設備を関係行政機関の共用に供する機関とする。

(1)　研究又は試験のため必要な施設及び設備を関係行政機関に重複して設置することが，多額の経費を要するため適当でないと認められる場合における，その施設及び設備を必要とする研究及び試験
(2)　委託に応じて行う前号の施設及び設備を必要とする研究及び試験
(3)　前各号の研究及び試験に伴う技術的調査

2　航空宇宙技術研究所の施設及び設備は，航空技術及び宇宙科学技術の向上を図るため特に必要があるときに限り，国の行政機関でないものに使用させることができる。

3　航空宇宙技術研究所は，東京都に置く。

4　内閣総理大臣は，航空宇宙技術研究所の事務を分掌させるため，所要の地に航空宇宙技術研究所の支所を設けることができる。

5　航空宇宙技術研究所の内部組織並びに支所の名称，位置及び内部組織は，総理府令で定める。

(b) 航空宇宙技術研究所組織規則

昭和31年5月19日　総理府令第37号
改正　昭和49年4月22日　総理府令第26号

第1条　航空宇宙技術研究所に，次の八部及び二研究グループ並びに計算センターを置く。

管　　理　　部
空気力学第一部
空気力学第二部
機 体 第 一 部

機体第二部
原動機部
計測部
飛行実験部
新型航空機研究グループ
宇宙研究グループ

第2条　管理部に，次の五課を置く。

庶務課
会計課
企画課
動力課
工作課

第3条　管理部庶務課においては，次の業務をつかさどる。

(1) 機密に関すること。
(2) 人事に関すること。
(3) 所長の官印及び所印の保管に関すること。
(4) 公文書類の接受，発送，編集及び保存に関すること。
(5) 職員の福利厚生に関すること。
(6) 職員並びに施設及び設備の安全の保持に関すること。
(7) 前各号に掲げるもののほか，他部及び他課の所掌に属しない業務に関すること。

第4条　管理部会計課においては，次の業務をつかさどる。

(1) 予算，決算及び会計並びに会計の監査に関すること。
(2) 行政財産及び物品の管理に関すること。
(3) 営繕に関すること。

第4条の2　管理部企画課においては，次の業務をつかさどる。

(1) 研究及び試験等の総合調整及び企画に関すること。
(2) 文献及び資料の調査，収集，編集，刊行及び保管に関すること。
(3) 研究又は試験の受託の事務に関すること。
(4) 施設又は設備の貸与の方針の企画に関すること。
(5) 国有特許等の事務に関すること。
(6) 広報に関すること。
(7) 技術相談に関すること。

第4条の3　管理部動力課においては，次の業務をつかさどる。

(1) 動力用電力に関する受電，変電及び配電並びに電気機器の維持管理に関すること。
(2) ボイラの運転及び維持管理並びに蒸気の供給に関すること。
(3) 前各号に掲げる事項に関する調査に関すること。

第4条の4　管理部工作課においては，次の業務をつかさどる。

(1) 研究及び試験のための機器，模型等の工作に関すること。
(2) 前号に掲げる事項に関する調査に関すること。

第5条　空気力学第一部においては，次の業務をつかさどる。

(1) 空気力学に関する研究及び試験（空気力学第二部及び宇宙研究グループの所掌に属するものを除く。）に関すること。

(2) 極超音速風洞に関する研究及び試験に関すること。
(3) 前二号の研究及び試験のための施設及び設備に関すること。
(4) 前各号に掲げる事項に関する調査に関すること。

第5条の2　空気力学第二部においては，次の業務をつかさどる。
(1) 空力性能及び飛行性能の研究及び試験（宇宙研究グループの所掌に属するものを除く。）に関すること。
(2) 低速風洞，遷音速風洞及び超音速風洞に関する研究及び試験に関すること。
(3) 前二号の研究及び試験のための施設及び設備（極超音速風洞を除く。）に関すること。
(4) 前各号に掲げる事項に関する調査に関すること。

第6条　機体第一部においては，次の業務をつかさどる。
(1) 機体，装備品及び装備に関する研究及び試験（機体第二部及び宇宙研究グループの所掌に属するものを除く。次号において同じ。）に関すること。
(2) 機体，装備品及び装備に関する研究及び試験のための施設及び設備に関すること。
(3) 前各号に掲げる事項に関する調査に関すること。

第6条の2　機体第二部においては，次の業務をつかさどる。
(1) 機体の部分構造の構造及び機体用部材の強度に関する研究及び試験（宇宙研究グループの所掌に属するものを除く。次号において同じ。）に関すること。
(2) 機体の部分構造の構造及び機体用部材の強度に関する研究及び試験のための施設及び設備に関すること。
(3) 前各号に掲げる事項に関する調査に関すること。

第7条　原動機部においては，次の業務をつかさどる。
(1) 原動機，補機，燃料及び潤滑剤に関する研究及び試験（ロケットに関するものを除く。以下次号において同じ。）に関すること。
(2) 原動機，補機，燃料及び潤滑剤に関する研究及び試験のための施設及び設備に関すること。
(3) 前各号に掲げる事項に関する調査に関すること。

第8条　計測部においては，次の業務をつかさどる。
(1) 計測機器，計測制御及び誘導に関する研究及び試験（原動機部，飛行実験部及び宇宙研究グループの所掌に属するものを除く。）並びにこれらの研究及び試験のための施設及び設備に関すること。
(2) 人間工学に関する研究及び試験並びにこれらの研究及び試験のための施設及び設備に関すること。
(3) 前各号に掲げる事項に関する調査に関すること。

第8条の2　飛行実験部においては，次の業務をつかさどる。
(1) 飛行特性及び飛行実験法に関する研究及び試験に関すること。
(2) 飛行特性及び飛行実験法に関する研究及び試験のための施設及び設備に関すること。
(3) 前各号に掲げる事項に関する調査に関すること。

第8条の3　飛行実験部に，飛行課を置く。
2　飛行課においては，航空機の保守，整備及び運航に関する業務をつかさどる。

第8条の4　新型航空機研究グループにおいては，次の業務をつかさどる。
(1) 垂直離着陸機及び短距離離着陸機に関し，他の部の研究成果を総合的に活用して行なう研究及び試験に関すること。
(2) 前号の研究及び試験のための施設及び設備に関すること。
(3) 前各号に掲げる事項に関する調査に関すること。

第8条の5　宇宙研究グループにおいては，次の業務をつかさどる。
(1) ロケット及び人工衛星に関する総合的な研究及び試験に関すること。
(2) ロケット及び人工衛星に関する総合的な研究及び試験のための施設及び設備に関すること。

(3) 前各号に掲げる事項に関する調査に関すること。

第8条の6　計算センターにおいては，次の業務をつかさどる。

(1) 共用の電子計算機及びその附属設備による計算に関すること。

(2) 計算に関する研究に関すること。

(3) 前二号に掲げる業務のための施設及び設備に関すること。

(4) 前各号に掲げる事項に関する調査に関すること。

第8条の7　計算センターに，計算課を置く。

2　計算課においては，共用の電子計算機及びその附属設備による計算並びにこの計算に必要な施設及び設備に関する業務をつかさどる。

第9条　航空宇宙技術研究所に，所長を置く。

2　所長は，所務を掌理し，所属職員を監督する。

第9条の2　科学研究官は，所長の命を受け，専門的事項の研究に関し，総括して指導を行なう。

第10条　航空宇宙技術研究所の部に部長を，研究グループに総合研究官を，計算センターに長を，課に課長を置く。

2　部長，総合研究官又は計算センターの長は，それぞれ所長の命を受け，部務，研究グループの業務又は計算センターの業務を掌理する。

3　課長は，部長（計算センターにあっては計算センターの長，支所にあっては支所長）の命を受け，課務を掌理する。

第10条の2　航空宇宙技術研究所に，客員研究官を置く。

2　客員研究官は，所長の命を受け，各部（管理部を除く。），各研究グループ，計算センター及び支所の業務に参画する。

第11条　航空宇宙技術研究所に，運営委員，施設委員及び技術委員を置く。

2　運営委員は，航空宇宙技術研究所の運営に関し，所長の諮問に応ずる。

3　施設委員は，研究及び試験のための施設及び設備の建設並びにその運用の調整に関し，所長の諮問に応ずる。

4　技術委員は，研究及び試験の実施に関し，技術的事項について，所長の諮問に応ずる。

第12条　航空宇宙技術研究所に，支所を置く。

2　支所の名称及び位置は，次のとおりとする。

名　　称	位　　置
航空宇宙技術研究所角田支所	宮城県角田市

3　支所に，支所長を置く。

4　支所長は，所長の命を受け，支所の業務を掌理する。

第13条　支所においては，航空宇宙技術研究所の所掌業務の一部を分掌する。

2　支所に，管理課を置く。

3　管理課においては，支所の庶務及び会計に関する業務をつかさどる。

附　則

この府令は，公布の日から施行する。

2. 組織・定員・予算の推移

(a) 組織の推移 (1.3 節参照) 数字は課・研究室 (準備室・サブグループ等を含む) の数を示す。

(b) 定員推移

区分 ＼ 昭和年度 ＼ 俸給表	30年度			31年度			32年度				33年度				34年度			
	一般	研	計	一般	研	計	行(一)	行(二)	研	計	行(一)	行(二)	研	計	行(一)	行(二)	研	計
所長		1	1		1	1			1	1			1	1			1	1
科学研究官																	1	1
管理部	15		15	24		24	20	9		29	27	11		38	35	12		47
部長	1		1	1		1	1			1	1			1	1			1
庶務課	5		5	9		9	7	5		12	7	6		13	8	7		15
会計課	9		9	14		14	12	4		16	19	5		24	18	5		23
企画課															8			8
動力課																		
工作課																		
*空気力学部	1	12	13	1	12	13	1		28	29		3	35	38		3	48	51
空気力学第一部																		
空気力学第二部																		
*機体部		3	3		3	3			5	5			10	10			19	19
機体第一部																		
機体第二部																		
原動機部	1	4	5	1	4	5	1		13	14			20	20		3	37	40
*調査部		3	3		3	3			6	6			7	7	9	4	7	20
*計測工務部																		
計測部																		
飛行実験部																		
*新型航空機部																		
新型航空機研究グループ																		
*ロケット部																		
宇宙研究グループ																		
計算センター																		
角田支所																		
計	17	23	40	26	23	49	22	9	53	84	27	14	73	114	44	22	113	179

* 印は50年度現在現存しない部，(Δ) は定員削減，( ) は新規増員

区分 ＼ 昭和年度・俸給表	35年度 行(一)	35年度 行(二)	35年度 研	35年度 計	36年度 行(一)	36年度 行(二)	36年度 研	36年度 計	37年度 行(一)	37年度 行(二)	37年度 研	37年度 計	38年度 行(一)	38年度 行(二)	38年度 研	38年度 計	39年度 行(一)	39年度 行(二)	39年度 研	39年度 計
所長			1	1			1	1			1	1			1	1			1	1
科学研究官			1	1			1	1			1	1			1	1			1	1
管理部	36	13		49	45	17		62	57	24		81	58	25		83	72	36		108
部長	1			1	1			1	1			1	1			1	1			1
庶務課	8	7		15	14	9		23	20	15		35	20	16		36	20	16		36
会計課	18	6		24	20	8		28	23	9		32	23	9		32	23	10		33
企画課	9			9	10			10	13			13	14			14	14			14
動力課																	11	7		18
工作課																	3	3		6
*空気力学部		5	64	69																
空気力学第一部							24	24	1		29	30	1		31	32	1		33	34
空気力学第二部						4	54	58	1	4	63	68	1	4	67	72	2	4	68	74
*機体部			35	35		1	50	51	1	1	62	64	1	1	63	65				
機体第一部																	1	1	43	45
機体第二部																	1		22	23
原動機部		3	45	48		4	53	57		4	72	76		4	71	75		1	73	74
*調査部																				
*計測工務部	10	8	18	36	10	10	28	48	14	9	42	65	17	7	46	70				
計測部																	3		50	53
飛行実験部													4		10	14	5		12	17
*新型航空機部																				
新型航空機研究グループ																				
*ロケット部													1		13	14	1		18	19
宇宙研究グループ																				
計算センター																				
角田支所																				
計	46	29	164	239	55	36	211	302	74	42	270	386	83	41	303	427	86	42	321	449

40 年 度				41 年 度				42 年 度				43 年 度				44 年 度				45 年 度			
行(一)	行(二)	研	計	行(一)	行(二)	研	計	行(一)	行(二)	研	計	行(一)	行(二)	研	計	行(一)	行(二)	研	計	行(一)	行(二)	研	計
		指 1	1			指 1	1			指 1	1			指 1	1			指 1	1			指 1	1
		1	1			1	1			1	1			1	1			1	1			1	1
72	36		108	72	36		108	71	36		107	71	36		107	70	36		106	70	32		102
1			1	1			1	1			1	1			1	1			1	1			1
20	16		36	20	16		36	20	16		36	20	16		36	20	16		36	20	13		33
23	10		33	23	10		33	23	10		33	23	10		33	23	10		33	23	10		33
14			14	14			14	14			14	14			14	14			14	14			14
11	7		18	11	7		18	10	7		17	10	7		17	10	7		17	10	6		16
3	3		6	3	3		6	3	3		6	3	3		6	2	3		5	2	3		5
1		35	36	1		37	38	1		36	37	1		36	37	1		35	36	1		34	35
2	4	68	74	2	4	70	76	2	4	67	73	2	4	66	72	2	4	64	70	2	4	63	69
1	1	45	47	1	1	45	47	1	1	41	43	1	1	41	43	1	1	40	42	1	1	39	41
1		22	23	1		22	23	1		21	22	1		21	22	1		20	21	1		19	20
	1	73	74		1	66	67		1	64	65		1	64	65		1	63	64			63	63
3		50	53	4		51	55	10		52	62	10		52	62	10		43	53	9		43	52
5		12	17	5		12	17	5		11	16	5		11	16	6		11	17	6		11	17
								1		15	16	1		15	16	1		15	16	1		15	16
1		20	21	1		29	30	1		27	28	1		27	28								
																1		30	31	1	5	30	31
2	2		4	2	5		7	3	5	7	15	3	5	13	21	3	5	22	30	3		29	37
			(10)				(11)				(Δ2) (18)				(Δ1) (6)				(Δ2) (Δ8) (7)				(Δ10) (7)
88	44	指 1 326	459	89	47	指 1 333	470	96	47	指 1 342	486	96	47	指 1 347	491	96	47	指 1 344	488	95	42	指 1 347	485

区分 ＼ 昭和年度 ＼ 俸給表	46年度				47年度				48年度				49年度				50年度			
	行(一)	行(二)	研	計	行(一)	行(二)	研	計	行(一)	行(二)	研	計	行(一)	行(二)	研	計	行(一)	行(二)	研	計
所長			指 1	1			指 1	1			指 1	1			指 1	1			指 1	1
科学研究官			指 1	1			指 1	1			指 1	1			指 1	1			指 1	1
管理部	70	28		98	69	26		95	68	26		94	67	26		93	67	26		93
部長	1			1	1			1	1			1	1			1	1			1
庶務課	20	9		29	20	9		29	20	9		29	19	9		28	19	9		28
会計課	23	10		33	22	9		31	22	9		31	22	9		31	22	9		31
企画課	14			14	14			14	13			13	13			13	13			13
動力課	10	6		16	10	6		16	10	6		16	10	6		16	10	6		16
工作課	2	3		5	2	2		4	2	2		4	2	2		4	2	2		4
*空気力学部																				
空気力学第一部	1		33	34	1		32	33	1		31	32	1		31	32	1		30	31
空気力学第二部	1	3	63	67	1	2	62	65	1	2	62	65	1	2	62	65	1	2	63	66
*機体部																				
機体第一部	1	1	38	40	1	1	37	39	1	1	36	38	1	1	36	38	1	1	34	36
機体第二部	1		19	20	1		19	20	1		19	20	1		18	19	1		18	19
原動機部	1		62	63	1		62	63	1		59	60	1		58	59	1		57	58
*調査部																				
*計測工務部																				
計測部	8		44	52	8		42	50	7		42	49	1		25	26	1		25	26
飛行実験部	6		11	17	6		11	17	6		9	15	6		9	15	6		9	15
*新型航空機部	1		19	20	1		19	20												
新型航空機研究グループ									1		22	23	1		24	25	1		26	27
*ロケット部																				
宇宙研究グループ	1		30	31	1		30	31	1		30	31	1		29	30	1		28	29
計算センター													6		19	25	6		19	25
角田支所	3	5	33	41	4	5	43	52	4	5	48	57	4	6	45	55	4	6	45	55
				(Δ9) (9)				(Δ9) (11)				(Δ8) (7)				(Δ8) (6)				(Δ7) (5)
計	94	37	指 2 352	485	94	34	指 2 357	487	92	34	指 2 358	486	91	35	指 2 356	484	91	35	指 2 354	482

(c) 予 算 推 移 (1.5節参照)　　(単位：千円)

事項 / 年度	人件費	一般管理各部門運営	特定装置運営	電算機借料	一般人当研究	特別研究	受託研究	設備費	施設費	計
30	7,526	4,789			4,617					16,932
31	18,631	2,683			9,234			72,782	1,500	104,830
32	25,787	4,848			13,487	10,000		533,830	278,922	866,874
33	36,924	7,983	16,087		16,524	20,855		909,410	117,750	1,125,533
34	55,764	5,223	31,671		38,053	23,862		1,210,173	216,747	1,581,493
35	81,232	6,074	170,652		54,841	24,250	8,456	1,320,021	234,455	1,899,981
36	118,358	18,291	234,930		77,009	29,779	6,816	970,563	486,227	1,941,973
37	155,086	12,691	327,413		102,847	40,600	11,352	844,365	224,658	1,719,012
38	193,624	13,915	327,413		144,293	107,054	7,020	911,742	233,552	1,938,613
39	223,222	14,442	354,739		156,668	134,597	5,000	904,433	254,285	2,047,386
40	255,738	18,196	312,787		179,025	114,600	2,531	628,703	127,415	1,638,995
41	292,467	18,230	342,608	29,468	199,350	197,830	2,250	373,878	185,636	1,641,717
42	334,120	18,673	337,053	169,222	224,730	235,187	873	399,117	109,436	1,828,411
43	389,865	19,124	348,327	287,904	233,921	234,562	810	323,381	65,126	1,903,020
44	458,082	23,320	363,570	290,424	255,960	276,725	1,585	228,375	203,777	2,101,818
45	541,183	23,434	377,562	148,992	268,923	310,910	16,091	222,700	44,604	1,954,399
46	636,579	25,200	381,517	148,992	293,613	314,300	19,118	706,700	243,284	2,769,303
47	730,961	27,014	436,500	292,900	323,515	375,040	3,118	602,200	317,156	3,108,404
48	837,938	33,964	449,474	317,932	350,640	401,580	10,426	418,942	54,029	2,874,925
49	1,017,110	31,259	699,091	108,624	374,663	354,075	19,690	345,981	82,500	3,032,993
50	1,395,725	24,491	590,525	478,464	410,115	386,252	20,340	388,070	102,461	3,796,443

3. 表彰者一覧

(a) 科学技術庁長官賞（科学技術功労者）

氏名	職名	業績	受賞年月日
松木正勝	原動機部長	航空機用軽量ジェットエンジン (JR 100) の開発	45. 4.16
鳥崎忠雄	原動機部原動機性能研究室長		
樋口一雄	計測部長	飛行シミュレーション技術の開発	46. 4.16
堀川勇壯	計測部自動制御第1研究室長		
百名盛之	計測部人間工学研究室長		
武田峻	新型航空機部長	VTOL 機用フライングテストベッドの開発	47. 4.17
滝澤直人	新型航空機部第1研究室長		
後藤芳夫	飛行実験部飛行課長		

(b) 科学技術庁長官賞（創意工夫功労者）

氏名	職名	業績	受賞年月日
田村正芳	管理部工作課係長	大型全機模型製作方法の改良	45. 4.16
青木一男	管理部動力課係長	自動塩素滅菌装置の考案	46. 4.16
斎藤隆	管理部動力課	特別高圧1次側検出装置の考案	
納谷理憲	管理部工作課	風洞実験に用いる金属製模型表面加工の改良	
中谷輝臣	空気力学第二部低速空力性能研究室	空気力学測定用機器の考案	
原島愿次	管理部工作課	フライス盤用線状物体切削治具の考案	47. 4.17
近藤正吉	管理部動力課	ボイラ起動時間短縮用蒸気配管の改善	
円居繁治	計測部機器研究室	ロケット速度検出器の温度制御方式の改良	
菊池孝男	機体第一部空力弾性研究室	風洞の整流網支持金具の考案	
古谷吉二	管理部動力課	受電設備制御回路接地検出装置の考案	48. 4.19
平林則明	空気力学第一部極超高速流研究室	プラズマ風洞の電弧室の改造	
三村富嗣雄	原動機部タービン研究室	差圧型圧力変換器の改良	
末松俊二	計測部計算課	大型電子計算機会計プログラムの開発	
寺本美栄子	同	電子計算機運営システムの改善	
土屋雅子	同	電子計算機の依頼計算の効率化	
山崎喬	空気力学第一部衝撃波研究室	測定用リード線保護装置の考案	49. 4.18
室田勝一	空気力学第二部大型低速風洞計測研究室	風洞試験用自動操作器の考案	
滝沢実	計測部機器研究室	慣性誘導用センサ磁力支持軸受実験装置の考案	
名越孝行	計測部自動制御第一研究室	自動着陸実験計測用回路の考案	
伊藤克弥	宇宙研究グループ	固体推進薬精密加工用支持装置の考案	
種村利春	同	同	
宮崎勝弘	宇宙研究グループ	イオンビーム測定用探針移動装置の改良	50. 4.15
石塚只夫	計算センター計算課	大型電子計算機空気調和設備の集中制御方式の考案	
小野寺信幸	空気力学第一部衝撃波研究室	極超音速風洞誤操作防止法の考案	
坂本博	角田支所液体ロケット研究室	ロケット振動燃焼停止装置の考案	
工藤賢司	角田支所固体ロケット研究室	電子計算機用等高線プログラムの改良	
綿貫忠晴	空気力学第二部低速空力性能研究室	乱流頻度計の考案	

(c) 日本機械学会賞

氏名	職名	業績	受賞年月日
松木正勝	原動機部長	V/STOL 機用リフトジェットエンジン JR100 の開発	44. 4. 1
山内正男	所長		
鳥崎忠雄	原動機部原動機性能研究室長		
石田誠	機体第二部長	任意の直線き裂部を持つ板における応力拡大係数の解析	46. 4. 2

(d) 日本非破壊検査協会賞

氏　　名	職　　名	業　　績	受賞年月日
江　川　幸　一	機体第一部熱弾性研究室長	シムを用いる溶接型ゲージ（シム付ゲージ）	47.10.12

4. 特 許 一 覧

番号	発明の名称	発明者氏名	登録日	番号	外国出願			備考
					出願国名	登録日	特許番号	
1	自動制御補償装置	鶴町　栄次	1965. 9. 6	第455099号				
2	ガスタービン翼車を低温に保つ方法	松木　正勝 鳥崎　忠雄	1967. 2.23	489680				
					フランス	1966. 6.20	1447543	
					米　　国	1967. 5. 9	3318573	
					英　　国	1967. 7.19	1075975	
					スイス	1968. 5.31	452998	
					西ドイツ	1970. 4.16	1300346	
3	自動制御補償装置	鶴町　栄次	1967. 5. 9	493203				
4	六分力測定用天秤	北出　大三 金成　正好	1967.11.15	504725				
5	環状電磁石型加振機	武内　澄夫 宮地　敏雄 星谷　昌二	1969. 4.21	541152				
6	クランプ装置付三分力天秤	北出　大三 金成　正好	1970.10. 5	585139				
7	任意回転曲面を内表面に持つ管レンズについて	山中　龍夫 東　　久雄	1971. 9. 3	617425				
					米　　国	1970.10.20	3535023	
8	濾波機構付ピトー管	林　　良生 中谷　輝臣	1971. 9. 3	617426				
9	二重回転を使った回転振動型ジャイロ	山田　　博	1972. 7.28	653934				
10	二自由度回転振動型ジャイロ	山田　　博	1972. 8. 1	656523				
11	防熱材料の製造法	古田　敏康	1972.10.13	662192				
12	燃焼装置用空気旋回羽根	鈴木　邦男 大塚　貞吉	1973. 3. 9	680586				
					英　　国	1969.10. 1	1165862	
					米　　国	1971. 2.16	3562470	
13	振動し易い負荷の油圧による位置制御装置	興石　　肇 畑山　茂樹	1973. 3. 9	680603				
14	空力加熱の少ない高速飛翔体の形状	相原　康彦	1973. 4. 6	684778				

番号	発明の名称	発明者氏名	登録日	番号	外国出願			備考
					出願国名	登録日	特許番号	
15	飛しょう体のスピン検出用円環回転型水銀スイッチ	三浦　雅男	1973. 7. 3	696130				
16	圧力不感型流体発振器	遠藤　征紀 遠藤　篤和	1974. 5. 7	727503				
17	ロケットの推力方向を制御する方法	楢崎　哲二 中野　富雄	1974. 8. 1	737454				

5. 刊行文献 (TR, TM) 一覧

(a) 報告 (Technical Report)

No.	誌名	発行年月	著者
TR-1	遷音速風洞測定部に関する予備実験	1960年2月	平木　一，石井　孝雄 大島　信彦
TR-2	遷音速風洞用 22.5MW 主送風機 I．模型送風機による性能試験	1960年5月	山内　正男，松木　正勝 塩入　淳平，富永　守之
TR-3	風洞用角度計の試作実験	1960年8月	小橋安次郎，長洲　秀夫 高島　一明，波木井　潔
TR-4	回転円板の強度	1960年9月	佐藤　和郎，永井　文雄
TR-5	航空技術研究所（60 cm×60 cm）遷音速フラッタ試験設備の計画と整備試験	1960年12月	中井　暎一，橋爪　宏 中村　泰治
TR-6	高温歪ゲージの温度特性	1960年12月	竹中　幸彦
TR-7	遷音速風洞の測定部	1961年1月	村崎　寿満
TR-8	繰返し荷重試験装置の予備試験	1961年3月	竹内　和之，飯田宗四郎
TR-9	遷音速流小擾乱理論の研究（I） —非線形補正理論—	1961年3月	細川　巌
TR-9T	Studies on the Small Disturbance Theory of Transonic Flow (I) —Nonlinear Correction Theory—	July 1962	Iwao Hosokawa
TR-10	喰違い角の大きい減速翼列の研究	1961年3月	松木　正勝，高原　北雄 西脇　英夫，森田　光男
TR-11	軟鋼円板の回転による降伏	1961年4月	佐藤　和郎，永井　文雄
TR-12	薄肉開断面梁の自由振動について	1961年5月	川井　忠彦，塙　武敏
TR-13	衝撃波と境界層の干渉についての実験的研究	1961年7月	須郷　道也，伝田　幸雄
TR-14	電磁流体の圧縮性境界層	1961年7月	須郷　道也，小沢　五郎
TR-15	振動翼用圧力ピックアップの試作・較正	1961年8月	石井　孝雄，柳沢　三憲
TR-16	放物型偏微分方程式の混合境界値問題の差分法による数値解法	1961年12月	樋口　一雄，三好　甫
TR-17	荷電ビームによる気流密度測定の理論的考察	1961年12月	和田　勇，細川　巌 三好　甫
TR-18	前置静翼翼列と喰違い角の大きい減速翼列の二次元低速翼列性能と回転翼列性能との比較	1961年11月	松木　正勝
TR-19	高速翼車の回転強度	1961年12月	佐藤　和郎，永井　文雄
TR-20	Blasius 型微分方程式の両側無限遠境界値問題の数値解法	1962年1月	樋口　一雄，戸川　隼人
TR-21	遷音速における二次元操縦面の研究（I）	1962年1月	神谷　信彦

No.	誌　　名	発行年月	著　　者
TR-22	変断面梁の曲げ自由振動について	1962年2月	川井　忠彦，戸川　隼人 林　洋一
TR-23	いくつかの型の偏微分方程式の境界値問題のモンテカルロ法による解法とその実験	1962年2月	樋口　一雄，高橋　利之 鳥海　良三
TR-24	航空技術研究所のターボ・ジェットエンジン要素試験設備	1962年2月	航空技術研究所原動機部
TR-25	航空技術研究所 2m×2m 遷音速風洞の計画と構造	1962年3月	航空技術研究所
TR-26	吹出式超音速風洞のノズルの予備実験	1962年3月	河崎　俊夫，岡部祐二郎 尾形　吉和，安藤　尚
TR-27	非定常遷音速流の近似解析	1962年7月	細川　巌，三好　甫
TR-28	疲労亀裂について	1962年8月	竹中　幸彦
TR-29	1m×1m 吹出式超音速風洞の計画と構造	1962年10月	空気力学第二部
TR-30	平板翼の振動について	1962年10月	川井　忠彦，塙　武敏 戸川　隼人，高橋　利之 越出　慎一
TR-31	熱応力を受ける薄翼の安定とその微小捩り振動について	1962年11月	川井　忠彦，林　洋一 戸川　隼人
TR-32	補強板の圧縮強度に関する一解析	1962年11月	川井　忠彦，江川　幸一
TR-33	主翼繰返し荷重試験装置	1962年12月	竹内　和之，飯田宗四郎 小野　幸一
TR-34	高速軸流圧縮機の研究（I） —翼型と翼列の検討—	1963年1月	松木　正勝，大山　耕一 宮地　敏雄
TR-35	高速軸流圧縮機の研究（II） —単段試験装置の設計と全体性能	1963年1月	松木　正勝，宮地　敏雄 大山　耕一，吉田　晃 西脇　英夫，岩部　柱相
TR-36	衝撃波風洞による表面熱伝達の実験	1963年1月	和田　勇，松崎　利一
TR-37T	Studies of the Flow in a Low Pressure Hypersonic Shock Tunnel Using an Electron-Beam Densitometer	Jan. 1963	Isamu Wada
TR-38	鋳鉄のような脆性材料からなる円板の回転強度	1963年1月	佐藤　和郎，永井　文雄
TR-39	高負荷燃焼器の研究（第1報） —その性能におよぼす各種因子の影響の定性的考察—	1963年2月	大塚　貞吉，鈴木　邦男
TR-40	胴体内圧繰返し荷重試験装置について	1963年2月	竹内　和之，川島　矩郎 野原　利雄
TR-41	輻射熱量計の較正	1963年2月	竹中　幸彦．江川　幸一 小川　鑛一
TR-42	非定常境界層の相似解とその安定	1963年7月	小橋安次郎，恩地　瑛
TR-43	超音速における操縦面の効きについて	1963年2月	河崎　俊夫
TR-44	高速翼列の実験について （流入角の大きい減速翼列の予備実験）	1963年2月	近藤　博，蓑田　光弘 坂口　一，山崎　紀雄
TR-45	固有値問題 $(\Sigma\lambda^{\kappa}A_{\kappa})x=0$ の数値解法	1963年4月	戸川　隼人
TR-46	翼の固有振動数に関する一解析法	1963年6月	川井　忠彦，泉　日出夫 戸川　隼人，林　洋一
TR-47	鋳鉄円板の回転破壊におけるコリオリの力の影響	1963年7月	佐藤　和郎，永井　文雄
TR-48	曲面に沿う境界層	1963年8月	林　二識
TR-49	高速軸流圧縮機の研究（III） —翼の厚さの影響—	1963年9月	松木　正勝，宮地　敏雄 大山　耕一，吉田　晃 西脇　英夫，岩部　柱相
TR-50	境界収縮法による偏微分方程式の境界値問題の数値解法	1963年9月	樋口　一雄，能美　力
TR-51	人間の静的不安定系の制御能力	1963年9月	武田　峻
TR-52	粒状加熱器の熱特性	1963年10月	林　二識

No.	誌　　名	発行年月	著　　者
TR-53	円管流の非定常熱伝達　第1報 一壁温が時間と流向距離のみによる場合一	1963年10月	林　二議
TR-54	偏微分方程式の混合境界値問題の差分法による数値解法	1963年10月	三好　甫
TR-55	ボスをもった車盤の回転強度	1963年11月	佐藤　和郎，永井　文雄
TR-56	亜音速および遷音速における二次元非定常空気力の測定（第I報）	1963年11月	中村　泰治，田辺　義一
TR-57	超音速二次元翼の非定常ピッチングモーメント係数の測定	1967年3月	柳沢　三憲，石井　孝雄
TR-57T	Measurements of the Aerodynamic Derivatives of an Oscillating Biconvex-Flat Airfoil in Supersonic Flow at Mach Number 2 to 3	Jan. 1964	Takao Ishii & Mitsunori Yanagizawa
TR-58	高度500フィートないし10,000フィートにおける上下突風の測定および解析	1964年1月	竹内　和之，小野　幸一 山根皓三郎
TR-59	磁気テープデータ処理設備とその特性	1964年1月	田畑　浄治，中　正夫 山本　芳樹，三浦　雅男
TR-60	変厚平板翼の振動について	1964年1月	塙　武敏，越出　慎一 戸川　隼人，川井　忠彦
TR-61	後退角45°，テーパ比0.6の薄い片持翼の遷音速におけるフラッタ特性におよぼすマッハ数の影響の実験的研究	1964年2月	中井　暎一，小原　瑛
TR-62	超音速における翼端板効果	1964年2月	尾形　吉和
TR-63	非定常流中の円柱に作用する空気力について	1964年2月	小橋安次郎，遠藤　浩 北村　清美
TR-64	航空力学における磁わい計器の応用	1964年3月	幸尾　治朗
TR-65	非定常境界層の安定に関する実験	1964年7月	小橋安次郎，恩地　瑛
TR-66	変分法による平板翼の撓み，振動解における自然境界条件の数値的吟味（片持平板翼の場合）	1964年6月	川井　忠彦，塙　武敏 越出　慎一，戸川　隼人 落合　薫
TR-67	プラズマ発生装置の諸特性	1964年4月	井上　建二，野村　茂昭
TR-68	回転翼の線形理論　（I）一揚力面理論一	1964年6月	市川　輝雄
TR-69	高速軸流タービンの研究（I） 一タービンノズル円環翼列の研究一	1964年7月	鳥崎　忠雄，能瀬　弘幸 森田　光男
TR-70	汎用飛行シミュレータ設備の計画，構造および特性	1965年1月	松浦　陽恵，樋口　一雄 池谷　光栄，堀川　勇壮 百名　盛之，三好　範子 村上　力，岡部　正典
TR-71	塑性の三方向せん断理論 塑性変形による異方性 塑性流動に及ぼす中間主応力の影響 応力状態と塑性変形の形	1964年7月	中西不二夫，佐藤　和郎
TR-71T	Three Shear Theory of Plasticity Anisotropy Due to Plastic Deformation Influence of Intermediate Principal Stress on Plastic Flow Strain Ratio Relationship in Plastic Deformation Internal Shearing Resistances in the Three Shear Theory of Plasticity	Sep. 1964	Fujio Nakanishi & Yasuo Sato
TR-72	補助翼バズに関する一実験	1965年1月	中村　泰治，田辺　義一
TR-72T	Some Experiments on Control-Surface Buzz	Nov. 1964	Yasuharu Nakamura & Yoshikazu Tanabe
TR-73	軸対称澱み点付近の溶融層の安定性	1964年11月	相原　康彦
TR-74	遷音速パネルフラッタの研究	1964年11月	石井　孝雄，柳沢　三憲
TR-75	統計流体力学の初期値問題について —Hopf 特性汎関数方程式の一般解—	1964年12月	細川　巌

No.	誌　　名	発行年月	著　　者
TR-76	高速軸流圧縮機の研究（Ⅳ） —NACA 65 系翼型を修正した近似二重円弧翼形の動翼相対入口マッハ数1.5までの回転翼列試験—	1965年1月	大山　耕一，松木　正勝 西脇　英夫，岩部　柱相 片山　泰治
TR-77	Galerkin 法の収束性について	1965年1月	鳥海　良三
TR-78	二次元準線型双曲系の特性曲線法による数値解法	1965年1月	三好　甫
TR-79	引張りまたは圧縮をうける四角弾性平板の大振幅振動の影響について	1965年1月	田寺　木一，古関　昌次 泉　日出夫
TR-80	変分法直接解法において解に及ぼす束縛の数値的影響 —薄肉開断面片持梁の純捩り振動の例—	1965年1月	塙　武敏，越出　慎一
TR-81	FRP コーティングの断熱特性	1965年1月	竹中　幸彦，江川　幸一 小川　鑛一
TR-82	多段軸流圧縮機の部分負荷特性の簡易計算法	1965年2月	松木　正勝，藤井　昭一
TR-83	亜音速流中のパネルフラッタとダイバージェンス（Ⅰ） —非圧縮流理論—	1965年2月	石井　孝雄
TR-84	遷音速タービン翼列二次元試験（Ⅱ）	1965年3月	近藤　博，蓑田　光弘 山崎　紀雄
TR-85	回転翼の線形理論（Ⅱ） —揚力線理論—	1965年3月	市川　輝雄
TR-86	高速多段軸流圧縮機の部分負荷特性の一計算法	1965年5月	松木　正勝，藤井　昭一 五味　光男
TR-87	亜音速流中のパネルフラッタとダイバージェンス （Ⅱ）圧縮流理論　（Ⅲ）実験的研究	1965年6月	石井　孝雄
TR-88	尾翼，胴体結合構造物の地上振動試験結果に関する定性的な吟味	1965年6月	塙　武敏，越出　慎一
TR-89	垂直突風および航空機の突風応答に関する実験的研究	1965年6月	小野　幸一，山根皓三郎
TR-90	ヒステリシス・ループの形，繰返しによる形の変化および繰返しの後の塑性流動応力の上昇（第1報　実験，第2報　ねじりの場合の理論）	1965年7月	中西不二夫，佐藤　和郎 永井　文雄
TR-90T	The Shape of Mechanical Hysteresis Loop, Its Deformation Due to Stress Repetition and Resulting Increase in Flow Stress (Part 1. Experiment, Part 2. Theory for Torsion)	June 1966	Fujio Nakanishi, Yasuo Sato & Fumio Nagai
TR-91	固体プロペラントの割れ目内への火炎伝ぱ（Ⅰ）	1965年7月	五代　富文
TR-92	ロケット胴体をまわる超音速流の一近似解法（Ⅰ） —迎角0のとき—	1965年8月	谷　　喬
TR-93	遷音速動安定試験	1965年10月	小橋安次郎，河野　長正 西　武徳
TR-94	翼幅方向に一様な揚力分布をもつ半無限の後退翼	1965年10月	河崎　俊夫
TR-95	飛行機の縦の操縦特性に関する二三の考察	1965年11月	荒木　浩
TR-96T	A Generalized Functional Formalism for Turbulence	Dec. 1965	Iwao Hosokawa
TR-97	圧縮性と壁形状を考慮した軸流ターボ機械の作動円盤理論（Ⅰ） —軸対称流れ—	1965年12月	藤井　昭一
TR-98	後退角 45°，アスペクト比4.0の薄い片持翼の遷音速フラッタ特性に及ぼすテーパ比の影響の実験的研究	1965年12月	中井　暎一，高木　俊朗 安藤　泰勝
TR-99	計器のよみやすさに関する研究	1966年2月	三好　範子，岡部　正典 石川　澄子
TR-100	回転翼の線形理論（Ⅲ） —揚力線の方程式の解法—	1966年2月	市川　輝雄
TR-101	航空機の着氷気象条件について（Ⅰ）	1966年2月	古関　昌次，田寺　木一 泉　日出夫，太田　幹雄 峰岸　正勝

No.	誌　　名	発行年月	著　　者
TR-102	ロケット胴体をまわる超音速流の一近似解法（II） —迎角のあるとき—	1966年3月	谷　　喬
TR-103T	Basic Considerations for Treating Non-Equilibrium Fluids —A Functional Approach to Non-Equilibrium Statistical Mechanics—	Mar. 1966	Iwao Hosokawa
TR-104	翼幅方向に一様な揚力分布をもつ三次元後退翼のそり	1966年4月	河崎　俊夫，海老原正夫
TR-105	パイロットの心理的負担に関する研究（I） —操縦時の脈拍と呼吸の変化—	1966年4月	三好　範子，百名　盛之 岡部　正典
TR-106	遷音速における操縦面の逆効き	1966年5月	神谷　信彦，瀬川　晋策
TR-107	円錐型電磁衝撃波管内の流れ	1966年5月	松崎　利一
TR-108	二次元遷音速衝動タービン翼列の一実験	1966年6月	近藤　博，蓑田　光弘 山崎　紀雄，古川　昇
TR-109	大型空気エゼクタの研究	1966年7月	藤井　昭一，五味　光男 菅原　昇
TR-110	電磁流体の非粘性境界層	1966年8月	井上　建二
TR-111T	An Asymptotic Solution of the Nonlinear Equations of Motion of an Airplane	Aug. 1966	Hiroshi Endo
TR-112	圧縮性と壁形状を考慮した軸流ターボ機械の作動円盤理論（II） —円周速度のある流れ—	1966年8月	藤井　昭一
TR-113	地面近くでホバリングするヘリコプタ・ロータに関する実験	1966年8月	幸尾　治朗，岡　　遠一
TR-114	フライングテストベッドの高度制御システムの検討（I）	1966年8月	武田　　峻，甲斐　忠夫
TR-115	NAL-16 ロケットの研究試作および飛しょう実験 —D型およびIT型—	1966年8月	ロケット性能研究室
TR-116	50cm 極超音速風胴の計画と構造	1966年9月	極超音速風胴建設グループ
TR-117	弾性振動方程式の差分解に関するエネルギー不等式	1966年10月	三好　　甫
TR-118	高負荷燃焼器の箱形模型による実験	1966年10月	大塚　貞吉，福田　　廣 相波　哲朗
TR-119	多次元1階準線型双曲型方程式の解の存在について	1966年10月	小島　清史
TR-120	航技研フライングテストベッドの姿勢制御方式の検討	1966年11月	武田　　峻，堀川　勇壮 小川　敏雄，森　　幹彦
TR-121	パルスレシオ変調回路およびその修正回路について	1966年11月	村上　　力
TR-122	失速が起こるような高い迎角で，調和振動する二次元翼に働く空気力に対する半実験的理論	1966年12月	磯貝　紘二
TR-123	姿勢制御用空気ジェットノズルの研究	1966年12月	滝澤　直人，西村　博史 藤枝　郭俊，田辺　義一 渋谷　昭義
TR-124	FM多重テレメータの動特性	1966年12月	新田　慶治，桜井　善雄 松崎　良継
TR-125T	Experimental and Calculated Results of Supersonic Flutter Characteristics of a Low Aspect-Ratio Flat-Plate Surfaces	Jan. 1967	Eiichi Nakai, Toshiro Takagi, Koji Isogai & Toshiyuki Morita
TR-126	高負荷燃焼器の箱形模型による実験（II）	1967年2月	大塚　貞吉，福田　　廣 相波　哲朗
TR-127	周波数変換による微小回転角の計測	1967年3月	大月　正男，鈴木　孝雄 円居　繁治
TR-128	輻射加熱による固体の熱的物性値の測定法	1967年3月	小川　鑛一
TR-129	金属箔による円管流の熱絶縁	1967年3月	井上　建二

No.	誌　　名	発行年月	著　　者
TR-130T	An Experimental Study of Melting Phenomena in the Axisymmetric Stagnation Region of Thermally Highly-Conducting Materials	Mar. 1967	Yasuhiko Aihara
TR-131	風があるときのロケットの運動の近似解析およびランチャ角修正法	1967年4月	毛利　浩
TR-132	軸方向に補強されたパネルの最大軸圧縮力（近似解）	1967年4月	築地　恒夫
TR-133	解離した極超音速流中での Teflon への熱伝達の測定	1967年4月	野村　茂昭
TR-134	高速単段軸流圧縮機の研究 —二重円弧翼の性能—	1967年5月	藤井　昭一，西脇　英夫 吉田　晃，五味　光男 武田　克巳，菅原　昇
TR-135	同軸型電磁衝撃波管の作動機構	1967年5月	松崎　利一
TR-136	Nearly-Free-Molecule-Flow におけるオリフィス型圧力管	1967年5月	恩地　瑛，山本　稀義
TR-137	梁，板結合構造物の振動（I）	1967年6月	越出　慎一，林　洋一 塙　武敏
TR-138	変厚片持板の静撓みについて	1967年7月	塙　武敏，越出　慎一
TR-139	多発動機付ヘリコプタの片発停止時における最適着陸操作 —前進速度0の場合—	1967年8月	古茂田真幸
TR-140	流線法によるダクト流れ	1967年9月	藤井　昭一，宇野　威信
TR-141	マトリクス内力法による半張殻構造の応力解析について	1967年10月	川島　矩郎
TR-142	動的模擬模型による姿勢のオンオフ制御実験	1967年10月	樋口　一雄，堀川　勇壮 村上　力，小川　敏雄 真柳　光美
TR-143	高負荷燃焼器の一次燃焼領域の研究	1967年10月	大塚　貞吉，鈴木　邦男 相波　哲朗，石井浅五郎 広瀬　健樹
TR-144	円管流の非定常熱伝達 第2報　薄い壁の場合	1967年11月	林　二識，井上　建二
TR-145	ロケット用耐熱材料の研究	1967年11月	古田　敏康
TR-146	半導体歪ゲージを用いる小型高感度加速度計の研究	1967年11月	田畑　浄治，大坪　孔治 滝沢　実
TR-147	固体ロケット・モータのノズルにおける熱伝達の実験的研究 —プロペラント内へ添加されたアルミニウムの影響—	1968年2月	五代　富文，湯沢　克宣 伊藤　克弥，西村　久男
TR-148	失速角以上で振動する翼のまわりの流れの観察 —失速フラッタの研究（I）—	1968年2月	中村　泰治，磯貝　紘二 江尻　宏
TR-149	よどみ点におけるグラファイトのアブレーションの実験的研究	1968年2月	相原　康彦，野村　茂昭 渡辺　泰夫
TR-150	強化プラスチックスの熱的物性値について （輻射加熱による測定）	1968年2月	小川　鑛一，野口　義男
TR-151	空気力学的加熱の少ない極超音速飛しょう体	1968年3月	相原　康彦
TR-152	二次元二重円弧翼列の遷音速実験	1968年3月	近藤　博，蓑田　光弘 山崎　紀雄，古川　昇
TR-153	アーク加熱衝撃波管による物体のまわりの高温気流の研究	1968年4月	松崎　利一，上瀬　千春
TR-154	フライングテストベッドの計画 —本体のシステムデザイン—	1968年5月	新型航空機部
TR-155	遷音速における Control-Surface Buzz に関する研究	1968年5月	中村　泰治
TR-156	二次元湾曲ジェットの相似構造と乱流混合におよぼす曲率の影響	1968年5月	遠藤　浩
TR-157	電子線密度測定法による低密度極超音速流の実験的研究	1968年6月	和田　勇，曽我　国男
TR-158	局所凸線形位相空間内の非線形初期値問題に対する近似について	1968年6月	小島　清史

No.	誌　　名	発行年月	著　　者
TR-159	T型結合板の振動	1968年7月	塙　武敏，築地　恒夫 越出　慎一
TR-160	梁，板結合構造物の振動（II）	1968年8月	塙　武敏，築地　恒夫 多田　保夫，越出　慎一 林　洋一，日下　和夫
TR-161	宇宙飛しょう体の直接式最適誘導法	1968年8月	新田　慶治，松島　弘一 大坪　孔治，志甫　徹
TR-162	よどみ点領域での非定常空力加熱の測定	1968年9月	野村　茂昭
TR-163	双発プロペラ STOL 機の安定操縦性に関する考察	1968年9月	別府　護郎
TR-164	熱伝導を考慮した空力加熱による薄肉機体外板の温度上昇とその電気抵抗アナグロ回路	1968年10月	小川　鑛一
TR-165	有限要素法による箱型梁の解析	1968年11月	三本木茂夫
TR-166	DPFバルブを用いたジンバルエンジン駆動用油圧制御系の基礎的解析	1968年11月	畑山　茂樹，輿石　肇
TR-167	アブレーションによるよどみ点空力加熱の減少の測定	1968年11月	野村　茂昭
TR-168	角度測定・ドップラ周波数測定併用のトラッキング方式の計算処理に関する研究	1968年11月	鳥海　良三，松本　一夫 樋口　一雄，戸川　隼人 木村　武雄
TR-169	VTOL 機操縦研究設備	1968年12月	樋口　一雄，百名　盛之 三好　範子，岡部　正典 山本　六郎，川原　弘靖
TR-170	STOL 機の縦の自動安定制御方式に関する研究（I）姿勢制御方式の解析	1968年12月	堀川　勇壮，森　幹彦
TR-171T	Simple Flow Characteristics Across a Strong Shock Wave	Feb. 1969	Kenneth K. Yoshikawa
TR-172	高速における円錐体および三角翼の動安定微係数の測定	1969年2月	柳沢　三憲
TR-173T	The Coupling Effect of Radiative Heat on Convective Heat Transfer	Feb. 1969	Kenneth K. Yoshikawa
TR-174	Navier-Stokes 方程式に対する差分法	1969年2月	三好　甫
TR-175	低レイノルズ数における NACA 0012 翼型の失速特性について —失速フラッタの研究II—	1969年6月	中村　泰治，磯貝　紘二 江尻　宏
TR-176	軸流回転機の翼の振動について （I）固有振動数，振動形および振動応力分布	1969年7月	宮地　敏雄，星谷　昌二 祖父江　靖，網干　三郎 岩部　柱相，武田　克巳
TR-177	固体ロケット・モータの推力大きさ制御の研究 —特性と小型モータによる実験—	1969年7月	五代　富文，湯沢　克宜 伊藤　克弥，西村　久雄
TR-178	測度最大の可制御領域を与える二次形式評価関数の最適重みマトリクスに対する必要条件	1969年7月	川幡　長勝
TR-179	テフロンの非定常アブレーションの測定	1969年8月	野村　茂昭
TR-180	鈴鹿山脈付近における乱気流の観測	1969年8月	竹内　和之，小野　幸一 山根皓三郎，岡　遠一 外崎　得雄
TR-181	振動翼における表面非定常圧力の測定 —失速フラッタの研究（III）—	1969年8月	中村　泰治，磯貝　紘二 江尻　宏
TR-182	点束縛のある板の振動について	1969年9月	塙　武敏，多田　保夫 泉　日出夫，越出　慎一
TR-183	軸流圧縮機動翼取付部の強度についての実験的研究 —隙間のあるピン接合部—	1969年9月	池田　為治，山岸　崇
TR-184T	An Improved Method of Designing and Calculating the Minimal Wave Drag Configuration by Supersonic and Moment-of-Area Rules	Oct. 1969	Kenneth K. Yoshikawa
TR-185	FRP ロケットノーズコーンの赤外線輻射による加熱実験	1969年11月	小川　鑛一，遠藤　修司

No.	誌　　名	発行年月	著　　者
TR-186	ロケット搭載用伝送線路型アンテナの解析	1969年12月	田畑　浄治，桜井　善雄 三浦　雅男，松崎　良継 塚本　憲男
TR-187	ホール効果を用いた地磁気式姿勢計の研究	1969年12月	木村　　茂，田畑　浄治 松崎　良継
TR-188	浮動型1自由度積分ジャイロの不等弾性誤差	1970年1月	大月　正男，新宮　博公 田畑　浄治，鈴木　孝雄 円居　繁治
TR-188T	Analysis of the Anisoelastic Errors of a Floated Single Degree of Freedom Integrating Gyro	June 1973	Masao Otsuki, Hirokimi Shingu, Jyoji Tabata, Takao Suzuki & Shigeharu Enkyo
TR-189	誘導制御を含んだロケットの運動のハイブリッドシミュレーション	1970年1月	輿石　　肇，中　　正夫 森　英彦，大石　　晃 冠　昭夫，本間　幸造
TR-190	超音速における鈍い物体の干渉	1970年2月	谷　　喬，河本　　巖 榊原　盛三，野田　順一 近藤　次郎
TR-191	Nearly-Free-Molecule-Flow の物体の抵抗	1970年2月	恩地　　瑛，山本　稀義
TR-192T	Transient Couette Flow of Rarefied Binary Gas Mixtures	Mar. 1970	Katsuhisa Koura
TR-193	サーボ弁の非線形流量特性を考慮した油圧サーボ系のシミュレーション研究	1970年3月	輿石　　肇，鈴木　崇弘 中村　光義
TR-194	直接式誘導法を用いた誘導システムの誤差 —観測および制御システムの誤差の影響—	1970年5月	松島　弘一，新田　慶治 大坪　孔治，志甫　　徹
TR-195	箱型主翼構造模型のひずみ分布とたわみに関する計算と実験	1970年5月	久能　和夫
TR-196	回転式動安定測定装置による遷音速試験	1970年5月	小橋安次郎，河野　長正 西　武徳，宮沢　政文
TR-197T	Wind Tunnel Investigation of the STOL Airplane, with Attention to the Relations between the Aerodynamic Characteristics and the Wake Structure	May 1970	Norio Inumaru, Kiyomi Kitamura, Nagakatsu Kawahata, Hitoshi Takahashi & Tomoaki Suzuki
TR-198	低マッハ数における翼型抗力の計算	1970年5月	河崎　俊夫，石田　洋治
TR-199	鈍い頭部を有する円筒物体まわりの超音速流れ	1970年6月	河本　　巖
TR-200	フライングテストベッドの高度制御システムの検討（II） —シミュレーションによる二，三の問題点の検討—	1970年6月	堀川　勇壮，甲斐　忠夫
TR-201	FA-200 改機の風胴試験（III）地面効果	1970年7月	廣末　健一，高橋　　宏 桑野　尚明，小野　孝次
TR-202	過酸化水素分解ロケットの実験	1970年7月	清水　昭紀，種村　利春
TR-203	固体ロケット多分力テストスタンドの精度について	1970年7月	石井　進一，山田　　晃 鎮西　信夫，引地　豊三 工藤　賢司
TR-204	ジェットエンジン燃焼器の燃焼性能の研究	1970年7月	大塚　貞吉，堀内　正司 本間　幸吉
TR-205	差分法による二次元非定常ノズル流の数値計算	1970年8月	石黒登美子
TR-206	航空機の横操縦を行なう人間の動特性についてのシミュレータ実験—1自由度の場合—	1970年8月	別府　護郎，坂井　紀穂 吉田　純一
TR-207	境界層内圧力変動による板の振動解析（I） —周辺単純支持板—	1970年9月	藤森　義典
TR-208	ガスタービン燃焼器	1970年9月	鈴木　邦男，田丸　　卓 堀内　正司，斎藤　　隆
TR-209	フライングテストベッド用偏向ジェットパイプの模型実験	1970年10月	田辺　義一
TR-210	自由飛行模型 FFM-10 の空力特性について	1970年6月	河崎　俊夫，斎藤　秀夫 河本　　巖

No.	誌　　名	発行年月	著　　者
TR-211	ジェット・フラップ・ロータのホバ特性に関する一模型実験	1970年9月	古茂田真幸，岡　遠一 高沢　金吾，戸田　亘洋
TR-212	二重噴流の空力的騒音	1970年9月	河野　長正
TR-213	ジンバルエンジン駆動用 DPF 方式油圧サーボの試作研究	1970年9月	畑山　茂樹，興石　肇
TR-214	軸流圧縮機動翼植込部の疲れについての実験的研究 —隙間のあるピン接合—	1970年9月	池田　為治，山岸　崇
TR-215	ジェット輸送機の操縦のタスク　アナリシス	1970年11月	樋口　一雄，百名　盛之 三好　範子，岡部　正典 川原　弘靖
TR-216	横風中の3次元乱流ジェットの湾曲の発達	1970年11月	遠藤　浩，中村　正義
TR-217	人工粘性付 Lax-Wendroff およびその変形差分法に関する数値実験	1970年9月	安喜　隆幸
TR-218	軸流回転機の翼の振動について （II）翼根部による振動減衰	1970年10月	宮地　敏雄，星谷　昌二 祖父江　靖，網干　三郎 熊谷　隆王
TR-219	二次元非圧縮性乱流境界層の近似について	1970年10月	尾形　吉和
TR-220T	Application of Dorodnitsyn's Technique to Compressible Two-Dimensional Airfoil Theories at Transonic Speeds	Oct. 1970	Junzo Sato
TR-221	先端の鈍いフレヤつき物体の空力特性	1970年10月	谷　喬，河本　巖 榊原　盛三，野田　順一 樋口　博(東京大学)
TR-222	東北地方太平洋沿岸航空路上における乱気流観測	1970年10月	竹内　和之，小野　幸一 山根皓三郎，矢沢　健司 外崎　得雄
TR-223	球の仮想質量の円筒境界干渉	1970年11月	河野　長正
TR-224	吹出しをともなう鈍頭物体の衝撃波離脱距離	1970年12月	吉永　崇
TR-225	NAL-35DT 型ロケットの構造試験	1970年11月	ロケット構造研究グループ
TR-226	薄い片持後退角翼の遷音速フラッタ特性におよぼす集中質量の位置の影響について	1970年11月	中井　暎一，森田　甫之 高木　俊朗
TR-227	高負荷燃焼器の空気孔からの流れについて（II） —二孔の実験および簡単な解析方法—	1970年12月	相波　哲朗，井上　真幸
TR-228	自由飛行模型 FFM-10 の運動特性と飛しょう試験におけるデータ処理法	1970年12月	高島　一明
TR-229	単発 STOL 実験機（FA-200XS）について	1970年12月	飛行実験部
TR-230	アナログトルク平衡方式による浮動振子型加速度計の研究	1971年1月	大月　正男，鈴木　孝雄 円居　繁治
TR-231	高温タービンノズル翼二次元翼列試験 —第1報　対流冷却翼の実験結果について—	1971年1月	吉田　豊明，高原　北雄 能瀬　弘幸，井上　重雄 三村富嗣雄，臼井　弘
TR-232	高温タービンノズル翼二次元翼列試験 （第2報　対流冷却翼の数値計算及びアナログ法による翼表面温度分布について）	1971年1月	吉田　豊明，高原　北雄 能瀬　弘幸，井上　重雄 三村富嗣雄，臼井　弘
TR-233	PSD 法の大気乱れに対する航空機強度設計への応用とその問題点	1971年1月	竹内　和之，山根皓三郎
TR-234	Green 関数をラプラス方程式に適用した解法による冷却タービン翼の温度分布の計算	1971年1月	西村　英明
TR-235	自動着陸予備実験 (1) 電波高度計の性能試験	1971年4月	樋口　一雄，堀川　勇壮 森　幹彦，小川　鑛一 真柳　光美，渡辺　顕 名越　孝行

No.	誌　　名	発行年月	著　　者
TR-236T	Small-Strain Deformations Superposed on Finite Deformations of Highly Elastic Incompressible Materials, Part 1. Constitutive Equations	June 1971	Tatsuzo Koga
TR-237	自由飛行模型 FFM-10 による縦の動安定特性の飛しょう実験	1971年4月	河崎　俊夫，塙　武敏 斎藤　秀夫，高島　一明 河本　巖
TR-238	リフトジェットエンジン JR100H の動特性について	1971年5月	西尾　健二，遠藤　征紀 杉山　七契，越沼　威 大畑　敏美
TR-239	昇華アブレーションの直接解法	1971年6月	久保田弘敏
TR-240T	A Method for the Calculation of Lifting Potential Flow Problems (1) Theoretical Basis	July 1971	Masao Ebihara
TR-241	YS-11A-500/600 型主翼疲れ試験 I. セーフライフ試験荷重と試験方式	1971年7月	竹内　和之，野原　利雄 朝田　洋雄
TR-242	熱線による3次元平均速度ベクトルとレイノルズ応力の測定	1971年7月	林　良生，中谷　輝臣
TR-243	揚力をもつ物体のまわりのポテンシャル流れの計算法 I. その理論的基礎	1971年7月	海老原正夫
TR-244	超音速風洞における動安定微係数の測定	1971年7月	高島　一明，榊原　盛三 関根　英夫
TR-245	ヘリコプタ高度・速度線図および臨界決定点の解析的推定法	1971年8月	古茂田真幸
TR-246	梁の大変形問題の解析について	1971年11月	泉　日出夫
TR-247	任意物体のまわりの自由流線理論	1971年9月	高橋　侔
TR-248	亜音速流中における二次元翼上の圧力分布の粘性効果を考慮に入れた計算法のプログラム	1971年11月	海老原正夫，石田　洋治 小此木時雄
TR-249	一般化 Newton-Raphson 法の計算機容量問題に対する改良最適化アルゴリズム	1971年10月	志甫　徹
TR-250	はりの大変形解析	1971年10月	多田　保夫，日下　和夫
TR-251	対称スピン衛星のニューテーション運動による慣性力の場とそのニューテーションダンパへの応用	1971年11月	村上　力，狼　嘉彰
TR-252T	A Study of Subsonic, Two-Dimensional Wall-Interference Effects in a Perforated Wind Tunnel with Particular Reference to the NAL 2m×2m Transonic Wind Tunnel—Inapplicability of the Conventional Boundary Condition	Jan. 1972	Masao Ebihara
TR-253	圧縮性流れにおける翼型抗力の計算	1971年11月	石田　洋治
TR-254	翼と不連続境界との干渉について	1971年11月	犬丸　矩夫
TR-255	地球の重力の作用下にある人工衛星の運動に関する研究	1971年12月	武内　澄夫，松島　弘一
TR-255T	The Study on the Motion of an Artificial Satellite in the Earth's Gravitational Field	Aug. 1972	Sumio Takeuchi & Koichi Matsushima
TR-256	リジッドヘリコプタロータのホバリングにおける縦揺れ減衰モーメントについて	1971年11月	高澤　金吾
TR-257	周期的な軸力を受ける結合柱の安定	1972年1月	佐野　政明
TR-258	三次元準最適直接式誘導法	1972年1月	大坪　孔治
TR-259	回転駆動振動検出型レートジャイロの研究	1972年1月	山田　博
TR-260	気流全温度測定装置の試作	1972年1月	西尾　健二，能瀬　弘幸 越沼　威，井上　重雄 臼井　弘，大畑　敏美
TR-261	光弾性皮膜法による固体推進薬のひずみ測定	1972年1月	越出　慎一
TR-262	異径二円筒殻をコーンで連結した軸対称殻の有限要素法構造解析	1972年1月	小河　昭紀

No.	誌　　名	発行年月	著　　者
TR-263	多孔壁風洞における亜音速二次元風洞壁干渉効果の研究と，航空宇宙技術研究所2m×2m遷音速風洞へのその適用	1972年1月	海老原正夫
TR-264	液体燃料ロケットを用いた衛星打上げ用飛しょう体の初段に関する制御系構成	1972年1月	森　英彦，輿石　肇
TR-265	ガスタービン用流体温度検出器	1972年1月	西尾　健二，遠藤　征紀 遠藤　篤和
TR-266	鈍い頭部を有するロケット胴体の空力特性に関する二，三の考察	1972年1月	河本　巌
TR-267	フロント・ファンの研究	1972年1月	藤井　昭一，西脇　英夫 五味　光男，菅原　昇 武田　克己
TR-268T	Aerodynamic Design and Test Results of Front Fans	Jan. 1972	Shoichi Fujii, Hideo Nishiwaki & Mitsuo Gomi
TR-269T	Approximation of Linear Operator Semigroups	Feb. 1972	Tadayasu Takahashi
TR-270	円筒殻の座屈実験	1972年2月	戸田　勧，日下　和夫
TR-271	並列結合はりの振動	1972年2月	林　洋一，築地　恒夫
TR-272	遷音速軸流タービンの研究（I） —タービンノズル円環翼列の実験—	1972年2月	鳥崎　忠雄，能瀬　弘幸 森田　光男，井上　重雄 関根　静雄
TR-273	高速軸流タービンの研究（II） —1段軸流タービンの研究—	1972年2月	鳥崎　忠雄，森田　光男 能瀬　弘幸，関根　静雄 井上　重雄
TR-274	軸流圧縮機ディスクの強度 (1. 外周付近に多数のピン孔を有するディスク)	1972年2月	松末　勝利，米内山　誠
TR-275	高度制御試験設備	1972年2月	松木　正勝，鳥崎　忠雄 西尾　健二，遠藤　征紀 吉田　晃，中山　晋 岩部　柱相，武田　克巳 関根　静雄，越沼　威
TR-276	フライングテストベッド機体総合実験 —エンジンを除く本体の機能—	1972年2月	滝澤　直人，田辺　義一 渋谷　昭義，小川　敏雄 藤枝　郭俊，甲斐　忠夫 西村　博史，小野　幸一 後藤　芳夫
TR-277	円環状デフューザの乱流境界層の発達	1972年2月	藤井　昭一，五味　光男 西脇　英夫
TR-278T	Development of Turbulent Boundary Layers Along the Curved Walls of an Annular Diffusing Passage	Feb. 1972	Theodore H. Okiishi Shoichi Fujii & Theodore H. Okiishi
TR-279	直線硬化特性材料での有孔帯板内の応力およびひずみの集中係数について	1972年2月	青木　由雄，倉元　真実 小林　芳人，国尾　武
TR-280	ガン・タンネルによる鈍頭円錐の極超音速空力特性実験	1972年5月	曽我　国男，小野寺信幸
TR-281	ジェットエンジンのディジタル制御 （I）装置および予備実験	1972年7月	西尾　健二，遠藤　征紀 杉山　七契，越沼　威 大畑　敏美，松田　幸雄 吉田　晃，中山　晋
TR-282	高温タービン試験設備およびその計測装置	1972年6月	原動機部
TR-283	エンジン特性の実時間シミュレーション（I） —装置および特性—	1972年7月	西尾　健二，杉山　七契 越沼　威，橋本　武男 大畑　敏美，市川　英夫
TR-284	高 dn 値における玉軸受の性能に関する研究	1972年5月	宮川　行雄，関　勝美 横山　正幸
TR-285	高温固体潤滑剤としての一酸化鉛（PbO）に関する基礎的研究	1972年5月	宮川　行雄，西村　允 安部　亘

No.	誌　　名	発行年月	著　　者
TR-286T	An Investigation of Secondary Injection Thrust Vector Control	May 1972	Tatsuo Yamanaka
TR-287	内面加熱を受ける中空円筒の非定常熱応力	1972年5月	江川　幸一，竹中　幸彦
TR-288	低アスペクト比後退角片持平板翼の遷・超音速のフラッタ特性	1972年5月	中井　暎一，森田　甫之 菊池　孝男，高橋　実 東久保正年
TR-289T	Transient Hypersonic Leading-Edge Flow	July 1972	Katsuhisa Koura
TR-290	二自由度回転駆動振動検出型ジャイロの研究	1972年7月	山田　博
TR-291	はり板結合構造物の振動（III）	1972年7月	塙　武敏，林　洋一 多田　保夫，戸田　勧 日下　和夫
TR-292	翼型の非圧縮乱流ウェーク流の近似計算法 —対称ウェーク流の場合—	1972年7月	石田　洋治
TR-293	き裂先端塑性域に線形な応力分布のある弾塑性モデルの解析	1972年8月	寺田　博之
TR-294	ジェットフラップを持つ高揚力機の地面効果	1972年8月	遠藤　浩，高橋　宏 中谷　輝臣，綿貫　忠晴
TR-295	自機搭載型軌道保持システムのための軌道決定と制御	1972年8月	松島　弘一
TR-296	航空用ガスタービン燃焼器のライナ壁面の冷却	1972年8月	相波　哲朗
TR-297	Green 関数を二次元ラプラス方程式に適用した解法による冷却タービン翼の温度分布の計算 （境界条件として温度勾配を与える場合）	1972年8月	西村　英明，臼井　弘
TR-298	航空機用対気速度計の位置誤差について	1973年1月	幸尾　治朗，岡　遠一 塚野　雄吉，矢沢　健司 小野　孝次
TR-299	遷音速における二次元翼の抵抗発散	1973年1月	神谷　信彦
TR-300	そり角の小さい遷音速二重円弧二次元翼列実験	1972年12月	坂口　一，近藤　博 高森　晋，岩下　敬吾
TR-301	観測系の評価に関するひとつの数学的理論	1972年8月	木村　武雄
TR-302	Kalman-Bucy フィルターによる誘導誤差の推定	1972年10月	村田　正秋
TR-303	ジンバルエンジン駆動用油圧制御系に適したIDPFサーボバルブの研究	1972年11月	畑山　茂樹
TR-304	ドラグカップ型ジャイロモーターの同期化制御の研究	1972年11月	山田　博
TR-305	オイラー角表示による座標変換のアルゴリズム	1972年11月	狼　嘉彰
TR-306	フライングテストベッド用付帯設備の計画	1972年11月	滝澤　直人，渋谷　昭義 小川　敏雄，藤枝　郭俊 甲斐　忠夫，宮本　義人 田辺　義一，竹内　和之 小野　幸一
TR-307	プラズマ風胴アーク加熱器，ノズル流およびノズル噴流に対する諸考察	1972年12月	松崎　利一，平林　則明
TR-308	固体ロケット推進薬の超音波探傷	1972年12月	清水　盛生，野口　義男 種村　利春
TR-309	複数翼をすぎる二次元，非圧縮ポテンシャル流れの緩和法による計算	1973年1月	中村　正義
TR-310	圧縮流体の Navier-Stokes 方程式に対する数種の差分法とその評価	1973年3月	石黒登美子
TR-311	界面最大引張り応力基準での固体推薬の降伏曲面（三次元）について	1973年3月	遠藤　修司，河田　幸三

No.	誌　　名	発行年月	著　　者
TR-312	最摘制御理論を応用したフレア制御系について	1973年3月	渡辺　顕，堀川　勇壮
TR-313	BTE翼型の遷音速二次元翼列についての一実験	1973年3月	坂口　一，近藤　博 高森　晋，岩下　敬吾
TR-314	低アスペクト比後退角平板翼の遷音速フラッタ特性におよぼす翼端付加質量の重心位置の影響	1973年3月	中井　暎一，森田　甫之 菊池　孝男，東久保正年 高橋　実
TR-315T	Natural Vibration and Fluttr of Cylindrically Curved Panels	Apr. 1973	Yuji Matsuzaki
TR-316	推力中断型固体ロケット用プロペラントの組成と圧力指数の関係	1973年4月	五代　富文，清水　盛生 伊藤　克弥，西村　久男 種村　利春，藤原　勉
TR-317	ファンエンジンの性能に関する考察	1973年5月	鳥崎　忠雄，森田　光男 関根　静雄
TR-318T	A Convergence theorem of Nonlinear Semigroups and Its Application to first Order Quasilinear Equations	June 1973	Tadayasu Takahashi
TR-319	フライングテストベッド全機作動実験 —予備・第1次・第2次実験—	1973年6月	滝澤　直人，田辺　義一 渋谷　昭義，小川　敏雄 藤枝　敦俊，甲斐　忠夫 宮本　義人，鳥崎　忠雄 小野　幸一
TR-320	地球の重力の作用下にある人工衛星の運動に関する研究 —運動が長期間にわたる場合—	1973年6月	武内　澄夫
TR-321	空冷軸流タービンの空力性能に関する研究 （第1報　空冷タービンの設計および全体性能に関する実験研究）	1973年6月	山本　孝正，高原　北雄 能瀬　弘幸，井上　重雄 臼井　弘，三村富嗣雄
TR-322	IC演算増幅器を利用した乱流頻度計	1973年6月	綿貫　忠晴，佐藤　淳造
TR-323	月と太陽の引力の作用下にある地球の人工衛星の運動に関する研究	1973年7月	武内　澄夫，松島　弘一
TR-324	偏揺れ振動するT型尾翼に働く，非定常ローリング・モーメントの測定	1973年6月	市川　輝雄，磯貝　紘二 安藤　泰勝，江尻　宏
TR-325	ロケットの分離特性に関する研究	1973年7月	宇宙研究グループ 第12研究グループ
TR-326	電子衝撃型水銀イオンエンジンの研究	1973年7月	中村　嘉宏，東　久雄 宮崎　勝弘
TR-327	ガスタービン燃焼器のライナにおける伝熱	1973年7月	相波　哲朗
TR-328	連続板の振動	1973年7月	林　洋一，川井　忠彦
TR-329	ジェットエンジン用薄肉組立ロータの曲げ剛性（静荷重試験と振動試験による測定と有限要素法による計算）	1973年7月	宮地　敏雄，小河　昭紀 星谷　昌二，祖父江　靖
TR-330T	On the Linear Theory of Thin Elastic Shells	July 1973	Tatsuzo Koga & Susumu Toda
TR-331	非線型層流安定理論と数値計算(第一報)べき級数展開による Orr Sommerfeld 方程式の数値解法	1973年7月	伊藤　信毅
TR-332	非線型層流安定理論と数値計算(第二報)平行流における有限攪乱理論と二次元 Poiseuille 流れへの適用	1973年7月	伊藤　信毅
TR-333	非線型層流安定理論と数値計算(第三報)平板境界層における有限攪乱の計算	1973年7月	伊藤　信毅
TR-334	音波と乱流の干渉によるソニック・ブーム波形の変形	1973年8月	河野　長正
TR-335	航空宇宙技術研究所突風風洞の計画と整備試験	1973年9月	廣末　健一，北村　清美 村上　義隆，進藤　重美
TR-336	モアレ法によるひずみ解析 （耐熱格子および測定精度について）	1973年9月	青木　由雄
TR-337	回転駆動振動検出型ジャイロの運動方程式の一解析	1973年10月	山田　博
TR-338	誘導用浮動型慣性センサに用いる自己制御型八極磁気軸受方式の理論解析	1973年9月	滝沢　実，大月　正男 鈴木　孝雄

No.	誌　　名	発行年月	著　　者
TR-339	後退翼模型の遷音速風胴試験結果	1973年10月	海老原正夫，瀬川　晋策 小此木時雄
TR-340	半径方向励磁ヒステリシス型ジャイロモータの研究	1973年11月	山田　博
TR-341	推力中断型固体ロケット用プロペラントの消火圧力	1973年10月	五代　富文，清水　盛生 伊藤　克弥，西村　久男 種村　利春，藤原　勉
TR-342	回転駆動振動検出型加速度計の研究	1974年3月	山田　博
TR-343	一様流中に大きな角度で吹出したジェットの径路と誘導速度場	1973年10月	遠藤　浩，桑野　尚明 中谷　輝臣，戸田　亘洋 飛田和　茂
TR-344	対称スピン衛星のガスジェットによるニューテーション能動制御	1973年10月	村上　力，中島　厚
TR-345	液体ロケットターボポンプ用平板ヘリカルインデューサの実験的研究	1973年10月	上条謙二郎，鈴木　昭夫
T-R346	乱気流上下速度成分の翼幅方向分布の観測	1973年10月	小野　幸一，外崎　得雄 竹内　和之，山根皓三郎
TR-347	多軸ターボファンエンジンの設計点外性能	1973年11月	森田　光男，関根　静雄
TR-348	境界潤滑におよぼす雰囲気の影響	1974年1月	西村　允，松本　豊
TR-350T	翼胴結合構造物の動的応答の解析例（I）	1973年12月	塙　武敏，小松　敬治
TR-351	Time-resolved Spectroscopic Measurements Behind Incident and Reflected Shock Waves in Air and Xenon	Dec. 1973	Takashi Yoshinaga
TR-352	低圧下での気相における自燃性推進薬の着火	1973年12月	坂本　博，鈴木　昭夫 宮島　博
TR-353	境界層遷移点の測定法	1973年12月	河合　伸坦，小国　保男
TR-354	加速度場におけるコンポジット推進薬の燃焼	1973年12月	石井　進一，新岡　嵩 三谷　徹，高橋　守 泉川　宗男
TR-355	風によって衛星打上げ用飛しょう体に生ずる曲げモーメントおよび振動加速度	1974年1月	森　英彦
TR-356	飛行実験データからカーブ・フィッテングにより安定微係数を求める方法について	1974年1月	別府　護郎，坂井　紀穂
TR-357	遅れ微分制御系に対する最適問題(最適解の存在と一意性)	1974年2月	畑山　茂樹
TR-357T	Optimal Problem for Delay-Differential Control Systems (On the Existence and Uniqueness of Optimal Solution)	Feb. 1974	Shigeki Hatayama
TR-358	フライングテストベッド高度制御拘束実験 —第3次実験—	1974年3月	滝澤　直人，小川　敏雄 宮本　義人，藤枝　郭俊 甲斐　忠夫，小野　幸一 田辺　義一，鳥崎　忠雄 渋谷　昭義，後藤　芳夫
TR-359	ストップホールによる 2024-T3 アルミニウム合金板材の疲れき裂停止効果	1974年3月	寺田　博之，角田　義秋
TR-360	航空機用アルミニウム合金 2024-T4 板材における疲れ寿命のばらつきと S-N 曲線との関係	1974年4月	下河　利行，浜口　泰正
TR-361	翼型断面を有する片持後退角翼の遷音速フラッタ特性の実験的研究および片持平板後退角翼との比較	1974年5月	森田　甫之，中井　暎一 菊池　孝男
TR-362T	Interaction of a Shock Waves with a Burning Drop	May 1974	J.A. Nicolis & Hiroshi Miyajima
TR-363	はり板結合構造物の振動について（IV）	1974年5月	塙　武敏，小松　敬治
TR-364	空冷タービン翼の非定常熱応力軽減について	1974年5月	吉田　豊明，松木　正勝
TR-365	図形入出力装置を使用した電気回路解析	1974年5月	磯部　俊夫
TR-366	カーボン複合材の曲げ疲労強度	1974年6月	古田　敏康，野口　義男 松嶋　正道

No.	誌　　名	発行年月	著　　者
TR-367	不安定系の手動制御	1974年6月	田中　敬司
TR-368T	A Method for Predicting Unsteady Aerodynamic Forces on Oscillating Wings with Thickness in Transonic Flow near Mach Number 1. Part 1 and Part 2	June 1974	Koji Isogai
TR-369	高負荷燃焼器の空気孔からの流れについて（III）	1974年6月	相波　哲朗，中野　篤治
TR-370	統計的平均としての Miner 則成立条件の検討	1974年6月	下河　利行
TR-371	タービン翼の前縁部吹出しフィルム冷却に関する基礎実験（I）前縁付近にあけた円孔列からの吹出し	1974年6月	佐々木　誠，高原　北雄 熊谷　隆王
TR-372	スピンを与えた固体ロケットモータの燃焼圧力——時間曲線	1974年6月	新岡　嵩，石井　進一 三谷　徹
TR-373	振動する翼列の吹下ろしの一計算	1974年6月	市川　輝雄
TR-374	ガス分析と光干渉計による液滴模型の燃焼と熱伝達の実験的解析	1974年7月	田丸　卓，S.I. Abdel-Khalik，M.M. El-Wakil
TR-375	円環ダクト内におかれた輪状渦線ならびに吹出し線による流れ場	1974年7月	田村　敦宏
TR-376	スワーラからの流れについて（I）	1974年7月	相波　哲朗
TR-377	質量が変化する弾性飛しょう体の運動方程式（I）基礎方程式	1974年8月	田寺　木一
TR-378T	Three-Dimensional Flow Field Due to a Radial Vortex and Source Line Spanning and Annulus	Aug. 1974	Atsuhiro Tamura
TR-379T	Three-Dimensinal Inviscid Effects in Axial Flow Turbomachinery and Limitation of Cascade Theory	Aug. 1974	Atsuhiro Tamura
TR-380	対称スピン衛星の軸方向ジェットによる軸方向制御と制御中におけるスピン軸の挙動について	1974年8月	村上　力，狼　嘉彰 中島　厚
TR-381	安定度調整可能な最適 Reduced Order Obserber の設計法	1974年8月	川幡　長勝
TR-382	自動計測のための力平衡型圧力変換器の試作研究	1974年8月	松木　正勝，鳥崎　忠雄 西尾　健二，高原　北雄 越沼　威，能瀬　弘幸 山本　孝正，三村富嗣雄 井上　重雄，臼井　弘
TR-383	翼型を過ぎる遷音速ポテンシャル流の厳密解法	1974年8月	高梨　進
TR-384	人工衛星の運動における Zonal Harmonics による摂動—von Zeipel の方法による一次理論—	1974年8月	武内　澄夫
TR-385T	An Evaluation of Several Difference Schemes for Compressible Navier—Stokes Equations	Aug. 1974	Tomiko Ishiguro
TR-386	ディジタル・トルク平衡方式による加速度計の研究	1974年8月	鈴木　孝雄，大月　正男 円居　繁治
TR-387	人工衛星の運動に対する太陽輻射圧の影響に関する研究	1974年8月	武内　澄夫
TR-388T	Optimum Configuration of Truss Structures	Sept. 1974	Kazuo Kunoo
TR-389	ディジタル式燃焼制御装置の試作	1974年9月	西尾　健二，遠藤　征紀 杉山　七契，越沼　威 松田　幸雄
TR-390	多数の偏心円孔を有する回転円板の応力（有限要素法による計算）	1974年10月	松末　勝利，長松　昭男 橋本　良作，米内山　誠
TR-391	伝ぱん遅延時間をもつ素子で構成される論理回路のシミュレーション	1974年10月	磯部　俊夫
TR-392T	On Turbulent Diffusion in Coaxial Jets of Dissimilar Gases with Pressure Gradient	Oct. 1974	Shigeaki Nomura
TR-393	誘導用浮動型慣性センサに用いる自己制御型八極磁気軸受方式の実験的研究	1974年11月	滝沢　実，大月　正男 鈴木　孝雄
TR-394	小口径パイプ内の燃焼波伝播	1974年11月	野溝　国生，田村　洋 奥岨　澄男

No.	誌　　名	発行年月	著　　者
TR-395	微小推力による人工衛星の軸道遷移についての数値シミュレーション	1974年11月	吉村　庄市，上村平八郎 山中　龍夫
TR-396	$C_{L\,max}$におよぼすレイノルズ数およびラフネスの影響	1974年12月	神谷　信彦，中村　正義 伊藤　忠，板橋　広孝 野村　幸
TR-397	単原子気体および2原子分子気体の非平衡ノズル流	1974年12月	松崎　利一，平林　則明
TR-398	5cm 電子衝撃型イオンエンジンの噴出ビームに関する実験的研究	1975年1月	中村　嘉宏，東　久雄 宮崎　勝弘
TR-399	突風風胴での全機模型の縦の突風応答空気力の計測と解析	1975年1月	西村　博史，松下　洸 北村　清美，村上　義隆
TR-400	偶然外力場の Burgers 乱流のモンテカルロ計算	1975年1月	山本　稀義，中村　孝 細川　巌
TR-401	境界層内圧力変動による板の振動解析（II） —周辺固定板，両端固定梁—	1975年1月	藤森　義典
TR-402	フライングテストベッド姿勢制御拘束実験 —第4次実験—	1975年1月	滝澤　直人，甲斐　忠夫 小川　敏雄，宮本　義人 田辺　義一，小野　幸一 渋谷　昭義，鳥崎　忠雄 藤枝　郭俊，後藤　芳夫
TR-403	軸流圧縮機動翼取付部の強度（ピン結合の光弾性試験）	1975年1月	松末　勝利，米内山　誠
TR-404T	Shear and Moment Response of the Airplane Wing to Nonstationary Turbulence	Jan. 1975	Yoshinori Fujimori
TR-405	低慣性ヒステリシス電動機の研究	1975年1月	山田　博
TR-406	クインエア機の縦の安定操縦微係数の推定	1975年2月	森　幹彦，真柳　光美 名越　孝行，後藤　芳夫 照井　祐之
TR-407	単原子気体および2原子分子気体の衝撃波後方の非平衡流	1975年2月	松崎　利一，平林　則明
TR-408	数値実験による各種ひん度計数法の比較	1975年2月	山根皓三郎，竹内　和之 小野　幸一，朝田　洋雄
TR-409	二次噴射による固体ロケットの推力方向制御の研究	1975年2月	石井　進一，山田　晃 鎮西　信夫，工藤　賢司

(b) 資　料 (Technical Memorandum)

No.	誌　　名	発行年月	著　　者
TM-1	高マッハ数風胴について（I）	1961年11月	平木　一，清水　福寿 橋本　登
TM-2	航空技術研究所計数型電子計算機設備 プログラムライブラリー（I）	1962年2月	樋口　一雄，戸川　隼人 三好　甫，高橋　利之 能美　力，板垣　芳雄 鳥海　良三，佐藤　保子
TM-3	YS水平尾翼後桁取付部静荷重試験・疲労試験報告書	1962年2月	斎藤　浩一，多田　保夫
TM-4	18cm×20cm 超音速風胴について	1962年5月	長洲　秀夫，伝田　幸雄
TM-5	遷音速流の線形理論	1962年8月	細川　巌
TM-6	18cm×18cm 遷音速風胴整備試験	1962年8月	橋本　登，井上　政一
TM-7	慣性力形疲労試験機	1962年8月	竹内　和之，山根皓三郎
TM-8	アルミ合金の前歴が疲れ寿命におよぼす実験的研究	1962年9月	池田　為治，坂元思無邪
TM-9	方向性次元解析と相似解に関する覚書	1963年2月	甲藤　好郎，小出　勉
TM-10	DATATRON 205 用 ALGOL 58 使用法について	1963年2月	高橋　利之
TM-11	光弾性による高速車盤の縞模様	1963年2月	永井　文雄

No.	誌　　名	発行年月	著　　者
TM-12	コーティングの断熱効果に関する実験	1963年3月	竹中　幸彦，小川　鑛一 林　洋一
TM-13	遷音速における45°後退角翼の予備的フラッタ実験	1963年3月	中村　暎一，小原　瑛
TM-14	変断面片持梁固有振動数の一計算方法について	1963年3月	中井　暎一，小原　瑛 鳥海　良三，安藤　泰勝
TM-15	ジェット中間練習機のフラッタ確認試験報告	1963年4月	中井　暎一，橋爪　宏 中村　泰治，田辺　義一 西村　博史，小原　瑛 高木　俊朗，森田　甫之 安藤　泰勝，河田　忠雄 江尻　宏
TM-16	フラッタ試験設備測定部変換ノズルの予備試験	1963年4月	中井　暎一，橋爪　宏 高木　俊朗，橋本　登
TM-17	VTOL 機用 Jet Lift Engine に関する一考察	1963年6月	鳥崎　忠雄，松木　正勝 山中　龍夫，藤井　昭一
TM-18	ヘリコプター振動のパワースペクトル解析	1963年6月	小野　幸一
TM-19	吹出式超音速風洞による実験データの処理方式について（I）	1963年6月	新井　忠，原　亘利
TM-20	1m×1m 吹出式超音速風洞における AGARD 標準模型Bの三分力試験	1963年7月	高木　廣治，谷　喬 斎藤　秀夫，新井　忠
TM-21	国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験（第1報）	1963年9月	竹内　和之，飯田宗四郎 北谷　虔勇，中井　治夫
TM-22	試験用飛しょう体の遷音速風洞試験（I）	1963年10月	高木　廣治
TM-23	人工衛星用多段ロケットの初期計画	1963年12月	五代　富文，山中　龍夫 清水　英範
TM-24	円輪と薄肉円筒の回転強度の関係	1963年11月	永井　文雄
TM-25	DATATRON 205 用 ALGOL 58 の Procedures ライブラリ	1964年1月	高橋　利之
TM-26	吹出式風洞の圧力制御（フラッタ試験設備の場合）	1964年1月	橋爪　宏，中井　暎一
TM-27	遷音速風洞における高速目標機のピトー静圧および補助翼舵効き試験（I）	1964年1月	高木　廣治，竹内　理
TM-28	一段式観測ロケットの超音速風洞試験	1964年1月	谷　喬，原　亘利 榊原　盛三，外立　政隆
TM-29	遷音速フラッタ試験設備の改造および整備試験	1964年2月	中井　暎一，橋爪　宏 安藤　泰勝，高木　俊朗
TM-30	二段式ロケット飛しょう体の揚力および圧力中心推定法	1964年3月	小橋安次郎，宮沢　政文
TM-31	亜音速ジェット輸送機の遷音速風洞における試験	1964年3月	河崎　俊夫，竹内　理
TM-32	遷音速風洞の防音	1964年4月	牛田　健二，高橋　宏
TM-33	非定常境界層の遷移の研究に使用された定温度型熱線風速計について	1964年4月	榎並　敬之，山本　稀義
TM-34	極超音速風洞ノズルの境界層補正について	1964年5月	長洲　秀夫
TM-35	小型超音速機の遷音速および超音速風洞試験（I）	1964年5月	高木　廣治，竹内　理 石原　久蔵，杉原　尚明 浅井　人久，原　亘利 外立　政隆
TM-36	遷音速タービン翼列二次元試験（第I報）	1964年5月	近藤　博，蓑田　光弘 山崎　紀雄
TM-37	気体の不完全性を考慮した極超音速風洞ノズルの設計計算法	1964年5月	毛利　浩
TM-38	AGARD-A標準模型の超音速三分力試験	1964年6月	高木　廣治，斎藤　秀夫 石原　久蔵

No.	誌　　名	発行年月	著　　者
TM-39	相似極超音速流におかれた半球面上の境界層の遷移に及ぼす粗さと冷却の結合影響	1964年7月	石井　孝雄
TM-40	国産中型輸送機 YS-11 胴体疲労試験（Ⅰ） —繰返し荷重の算定と試験の実施—	1964年9月	竹内　和之，川島　矩郎 塩原　竹治
TM-41	抵抗線歪ゲージのゲージ率測定	1964年10月	田畑　浄治，大坪　孔治 滝沢　実
TM-42	実在着氷条件の測定について	1964年10月	古関　昌次，田寺　木一 泉　日出夫
TM-43	小型超音速機の遷音速および超音速風胴試験（Ⅱ）	1964年11月	高木　廣治，竹内　理 石原　久蔵，榊原　盛三 関根　英夫，鈴木　弘一 中村　正剛
TM-44	高負荷燃焼器（アニュラ模型）の実験結果	1964年12月	大塚　貞吉，鈴木　邦男 松本　宏，石井浅五郎 広木　強，山中　国雍
TM-45	国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験（第Ⅱ報）—機体の被害状況—	1964年12月	竹内　和之，飯田宗四郎 塩原　竹治，中井　治夫
TM-46	翼胴結合金具の疲労特性	1964年12月	竹内　和之，藤枝　郭俊
TM-47	ローター後流中のヘリコプター胴体の抵抗について	1965年1月	幸尾　治朗，岡　遠一
TM-48	極超音速風胴用ペブル加熱器の予備実験	1965年2月	平木　一，林　二識 橋本　登，吉永　崇 山口　富夫
TM-49	Queen-Air 機の失速特性	1965年2月	幸尾　治朗，岡　遠一 照井　祐之，鎌田　幸男
TM-50	LS-A 型ロケットの曲げ剛性および振動試験について	1965年5月	中井　暎一，塙　武敏 泉　日出夫
TM-51	超音速風胴空力データ表示記録装置	1965年5月	谷　喬，高島　一明 原　亘利，近藤　洋史
TM-52	超音速目標機の遷・超音速風胴試験	1965年5月	斎藤　秀夫，竹内　理 榊原　盛三，木村　友昭
TM-53	ベクトルのノルムと行列のノルム　—数値解法の収束条件その他への応用—	1965年5月	板垣　芳雄
TM-54	熱衝撃試験用風胴整備試験	1965年5月	武藤洋治郎，池田　為治 坂元思無邪，光山　敏雄
TM-55	ロケット模型風胴試験における超音速相似則の応用	1965年5月	河崎　俊夫，谷　喬
TM-56	2024-T4 アルミニウム合金平滑丸棒の常温回転曲げ疲労試験	1965年7月	石田　誠，河野　哲雄
TM-57	極超音速における軸対称物体の前面抵抗	1965年7月	曽我　国男
TM-58	試験用飛しょう体の超音速風胴試験	1965年8月	斎藤　秀夫，木村　友昭
TM-59	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験（Ⅰ）	1965年9月	近藤　博，増田　惣平
TM-60	吹出式超音速風胴における実験データの処理方式について（Ⅱ）	1965年9月	原　亘利，高島　一明 関根　英夫，中　正夫 戸川　保子
TM-61	クインエア機の風胴試験	1965年9月	廣末　健一，矢沢　健司 塚野　雄吉，田村　征一 佐野　四郎，能村　実 別府　信宏
TM-62	高温歪ゲージの温度特性試験	1965年10月	江川　幸一
TM-63	2024-T3 アルミニウム合金の有孔補強平板の軸荷重による疲労特性	1965年10月	飯田宗四郎
TM-64	応力集中による材料の疲れ強さに関する一実験（Ⅰ）	1965年10月	池田　為治，坂元思無邪 光山　敏雄

No.	誌　　名	発行年月	著　　者
TM-65	ジェットエンジンの翼の固有振動に関する実験	1965年11月	武内　澄夫，宮地　敏雄 星谷　昌二
TM-66	国産中型輸送機 YS-11 胴体疲労試験（Ⅱ）—機体の被害状況—	1965年11月	竹内　和之，川島　矩郎 塩原　竹治
TM-67	国産中型輸送機 YS-11 部分胴体疲労試験　—乗降口および前方荷物口部付近の部分胴体—	1965年11月	竹内　和之，野原　利雄 松岡　陽一
TM-68	超軽量ジェットエンジン試作１号機（JR100）の燃焼器（Ⅰ）	1965年11月	大塚　貞吉，鈴木　邦男 石井浅五郎，山中　国雍
TM-69	質量分析計による水蒸気を含む試料のガス分析	1965年12月	斎藤　隆，堀内　正司 中村　浩子
TM-70	ジェットエンジン用燃料噴射弁の特性試験	1965年12月	福田　広，相波　哲朗 松本　宏，畑山　金弥
TM-71	可動アイアンバードの構造および機能	1965年12月	機体第一部，計測部 原動機部
TM-72	地上付近の風の影響による小型ロケットの姿勢角変化	1965年12月	戸川　隼人，石黒登美子
TM-73	固定端を有する薄肉円筒殻の自由振動について	1966年１月	田寺　木一，泉　日出夫
TM-74	回転振動試験装置の計画，構造および特性	1966年２月	武内　澄夫，宮地　敏雄 星谷　昌二
TM-75	高マッハ数風洞の消音装置について	1966年２月	牛田　健二，清水　福寿 吉永　崇
TM-76	コーティングの断熱効果のアナログシミュレイション	1966年２月	小川　鑛一
TM-77	テレメータ電波の偏波面の回転を利用したロケットのスピン測定について	1966年３月	田畑　浄治，桜井　善雄 三浦　雅男
TM-78	昇降舵の操舵力特性に関するシミュレータ解析	1966年３月	堀川　勇壮，森　幹彦 中野　佳直
TM-79	テレメータ機上装置の小型化の研究 —ロケット用テレメータ送信装置Ⅲ型の試作—	1966年３月	新田　慶治
TM-80	安定制御のための一計算法	1966年３月	橋崎　哲二
TM-81	吹出式超音速風洞の起動時および停止時における過負荷防止装置	1966年３月	石原　久蔵，斎藤　秀夫 外立　政隆，榊原　盛三 宗美　均
TM-82	ピトー管による境界層速度分布測定について	1966年４月	長洲　秀夫，柏原登喜子
TM-83	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験（Ⅱ）	1966年４月	近藤　博，増田　惣平
TM-84	二段ロケットの低速風洞試験	1966年７月	毛利　浩，田村　敦宏 佐野　四郎，能村　実
TM-85	航空機の滑走路走行時の振動に関する実験的研究	1966年８月	小野　幸一
TM-86	ＳＴＯＬ飛行艇のフライト・シミュレーション試験	1966年８月	樋口　一雄，堀川　勇壮 百名　盛之，岡部　正典 森　幹彦
TM-87	極小型超音速機用姿勢制御装置の特性解析	1966年８月	池谷　光栄，畑山　茂樹
TM-88	プロペラ後流偏向型ＳＴＯＬ機の風洞試験（Ⅰ）	1966年９月	犬丸　矩夫，岡部祐二郎 北村　清美，川幡　長勝 木村　友昭
TM-89	有孔板の振動について	1966年９月	川井　忠彦，泉　日出夫
TM-90	地上付近の横風の影響による小型ロケットの方位角変化	1966年９月	戸川　隼人，石黒登美子
TM-91	高速タービン翼列二次元試験	1966年10月	近藤　博，蓑田　光弘 山崎　紀雄
TM-92	リフト・ジェットエンジン試験設備（Ⅰ） —台上運転設備—	1966年10月	大山　耕一，吉田　晃 中山　晋，菅原　昇 五味　光男
TM-93	軽量ジェットエンジン研究試作２号機（JR-200）の燃焼器（Ⅰ）—アニュラ型模型による実験—	1966年10月	鈴木　邦男，石井浅五郎 広瀬　健樹，大塚　貞吉 山中　国雍

No.	誌　　名	発行年月	著　　者
TM-94	J-3 ジェットエンジン用タービン動翼の固有振動特性	1966年11月	武内　澄夫，田中　俊男 宮地　敏雄，星谷　昌二
TM-95	超軽量軸流圧縮機動翼の固有振動特性	1966年11月	武内　澄夫，宮地　敏雄 星谷　昌二
TM-96	2024-T 4 および 7075-T6 有孔平板の曲げ疲労試験と 2024-T4 平滑丸棒の軸荷重疲労試験	1966年11月	佐野　政明，菰岡　一洋
TM-97	高マッハ数風洞について（II）	1967年 1 月	吉永　　崇，井上　建二 広田　正行，楯　　篤志
TM-98	40kW プラズマ発生装置の諸特性	1967年 1 月	野村　茂昭，相原　康彦
TM-99	搭載機器用環境試験装置の特性	1967年 2 月	大月　正男，鈴木　孝雄 田畑　浄治，円居　繁治
TM-100	二連型リフトエンジンの吸込み抵抗	1967年 3 月	近藤　　博，大城章一郎
TM-101	低圧環境下における固体ロケットモータの性能	1967年 3 月	望月　　昌，五代　富文 湯沢　克宜，斎藤　　信 伊藤　克弥
TM-102	弾性支持片持板の振動	1967年 3 月	塙　　武敏，築地　恒夫 越出　慎一，林　　洋一
TM-103	結合梁の振動について	1967年 3 月	築地　恒夫，林　　洋一
TM-104	平板翼模型の固有振動モードの測定	1967年 4 月	中井　暎一，森田　甫之
TM-105	非定常境界層方程式を含む放物型微積分方程式の数値解法	1967年 4 月	関口　清子
TM-106	動安定微係数測定用風洞天秤について	1967年 5 月	高島　一明，榊原　盛三 原　　亘利，北出　大三 金成　正好
TM-107	プロペラ後流偏向型ＳＴＯＬ機の風洞試験（II）	1967年 6 月	犬丸　矩夫，岡部祐二郎 北村　清美，川幡　長勝 高橋　　侔，木村　友昭
TM-108	インダクタンス型小型圧力変換器の試作とその応用	1967年 7 月	長洲　秀夫，柳沢　三憲
TM-109	ロケットの飛しょう径路計算のためのプログラム	1967年 7 月	戸川　隼人，石黒登美子
TM-110	二次元スラットおよびスロッテッドフラップの実験的研究（I）	1967年 8 月	犬丸　矩夫，北村　清美 川幡　長勝
TM-111	リフトジェットＶＴＯＬ機の離陸径路に関する近似解	1967年 8 月	西村　博史
TM-112	極超音速風洞ペブル加熱器の特性	1967年 8 月	橋爪　　宏，橋本　　登
TM-113	リフトジェットエンジン試験設備（II） —計測設備—	1967年 9 月	森田　光男，岩部　柱相 関根　静雄，武田　克巳
TM-114	五段遷音速軸流圧縮機の空力設計	1967年 9 月	藤井　昭一，松木　正勝 五味　光男
TM-115	燃料蒸発管に関する研究（I） —直管内における二相流—	1967年 9 月	大塚　貞吉，鈴木　邦男 田丸　　卓，乙幡　安雄
TM-116	高負荷燃焼器の空気孔からの流れについて（I）	1967年 9 月	鈴木　邦男，相波　哲朗
TM-117	ロケット用テレメータ機上装置の集積回路化	1967年 9 月	新田　慶治，松崎　良継
TM-118	操縦桿レート信号によるアイアンバード制御の安定効果とパイロットのモデルについて	1967年 9 月	村上　　力，真柳　光美
TM-119	ベーン型気流方向検出器の特性	1967年11月	田畑　浄治，松島　弘一 成田　健一，塚本　憲男
TM-120	円錐管レンズの設計とその応用	1967年11月	山中　龍夫，奥岨　澄男
TM-121	大きなマトリクスの逆行列計算および連立一次方程式の計算のためのプログラミング技術	1967年11月	戸川　隼人，戸川　保子
TM-122	ＮＡＬ-7-Ｐロケットの強度および燃焼試験結果	1967年11月	竹中　幸彦，古田　敏康 小川　鑛一，朝田　洋雄 豊原　恒彦，五代　富文 湯沢　克宜，伊藤　克弥 西村　久男

No.	誌　　名	発行年月	著　　者
TM-123	"NAL-16・31" および "NAL-25・31" 二段ロケットの振動試験	1967年11月	中井　暎一，古関　昌次 田寺　木一，高木　俊朗 安藤　泰勝，森田　甫之 峯岸　正勝，菊地　孝男 太田　幹雄
TM-124	吹出式超音速風洞の集合胴圧力制御について	1967年12月	外立　政隆，近藤　洋史 原　亘利
TM-125	航技研 1m×1m 吹出式超音速風洞におけるハーフモデル試験について	1968年2月	石原　久蔵，原　亘利 榊原　盛三，関根　英夫
TM-126	BOAC，ボーイング 707，G-APFE機の破壊状況の調査と解析	1968年3月	航空安全対策委員会構造調査グループ
TM-127	2024-T3 アルミニウム合金の 3-bay 有孔補強平板の軸荷重による疲労特性	1968年4月	飯田宗四郎，猿本　光明 斎藤信一郎
TM-128	軽量ジェットエンジン研究試作2号機 (JR-200) の燃焼器 (II)	1968年4月	大塚　貞吉，鈴木　邦男 石井浅五郎，広瀬　健樹 山中　国雍
TM-129	軽量ジェットエンジン試作1号機 (JR-100) の燃焼器 (II)	1968年4月	大塚　貞吉，鈴木　邦男 石井浅五郎，広瀬　健樹 山中　国雍
TM-130	リフトエンジンの自然吸込みについて	1968年4月	近藤　博，大城章一郎
TM-131	遷音速タービン翼列二次元試験 (III)	1968年5月	近藤　博，蓑田　光弘 山崎　紀雄，古川　昇
TM-132	行列の最小固有値の一計算法	1968年5月	戸川　隼人，戸川　保子
TM-133	フィラメント・ワインディング円筒の強度特性に関する研究	1968年5月	竹中　幸彦，斎藤　浩一 古田　敏康，川島　矩郎 三本木茂夫，小川　鑛一 越出　慎一，朝田　洋雄 熊倉　郁夫，大竹　邦彦
TM-134	AGARD標準模型HB-1，HB-2 の超音速風洞試験	1968年5月	斎藤　秀夫，石原　久蔵 原　亘利，野田　順一 関根　英夫
TM-135	歪ゲージの自己加熱による歪ドリフト	1968年5月	小川　鑛一，遠藤　修司
TM-136	NAL-16・31 および NAL-25・31 二段ロケット結合部の曲げ剛性試験	1968年5月	中井　暎一，飯田宗四郎 高木　俊朗，安藤　泰勝 菊池　孝男
TM-137	ロケットの三次元の運動の方程式および HITAC 5020 による軌道計算のためのプログラム	1968年5月	毛利　浩
TM-138	片持板の振動解析に関する考察	1968年6月	塙　武敏，越出　慎一 林　洋一
TM-139	薄板構造の疲れき裂伝ぱ実験	1968年6月	竹内　和之，野原　利雄 飯田宗四郎
TM-140	二次元スラットおよびスロッテッドフラップの実験的研究 (II)	1968年7月	犬丸　矩夫，北村　清美
TM-141	超音速二次元翼列予備実験風洞について	1968年7月	近藤　博，坂口　一 八山　優，高森　晋
TM-142	二次元スラットおよびスロッテッドフラップの実験的研究 (III)	1968年7月	犬丸　矩夫，高橋　侔
TM-143	端面一体巻きフィラメント・ワインディング容器の静圧強度および疲れ強度	1968年8月	竹中　幸彦，朝田　洋雄 野口　義男
TM-144	真ひずみ計の試作	1968年8月	竹中　幸彦，朝田　洋雄 野口　義男
TM-145	スピンを伴うロケットの運動を計算するプログラム	1968年8月	戸川　隼人，石黒登美子 山本　浩通

No.	誌　　名	発行年月	著　　者
TM-146	双発ＳＴＯＬ機の飛行試験 （実用運用包囲線および離着陸特性）	1968年８月	幸尾　治朗，岡　　遠一 塚野　雄吉，鎌田　幸男 小野　孝次
TM-147	浮動振子型速度計の試作	1968年９月	大月　正男，鈴木　孝雄 円居　繁治
TM-148	吹出しフラップ翼の高揚力特性	1968年９月	小橋安次郎，宮沢　政文 西　　武徳
TM-149	ＮＡＬ-16-ＴＲロケットの研究試作	1968年10月	ロケット性能研究室
TM-150	リフトジェットＶＴＯＬ機の着陸における水平方向の減速について	1968年11月	西村　博史
TM-151	フラッタ解析法の再検討　―フラッタ解析法の研究　その１―	1968年12月	市川　輝雄
TM-152	ノズル内の突起物によるロケットエンジンの側分力	1969年１月	楢崎　哲二，中野　富雄
TM-153	ＦＡ-200 改機の風胴試験（Ⅰ）プロペラ付き	1969年２月	廣末　健一，坂井　紀穂 高橋　　宏，綿貫　忠晴
TM-154	ＦＡ-200 改機の風胴試験（Ⅱ）高揚力装置付き	1969年２月	廣末　健一，木村　友昭 高橋　　宏，綿貫　忠晴
TM-155	極超音速風胴 M7 ノズル較正試験	1969年２月	橋本　　登，吉沢　　昭 穂積　弘一
TM-156	自動制御系の動特性を計数型電子計算機により模擬するための汎用プログラム	1969年３月	戸川　隼人，丸山　治雄
TM-157	機上用超小型エンコーダの研究	1969年３月	中　　正夫，山本　芳樹 大石　　晃
TM-158	軽量ジェットエンジン研究試作１号機（JR 100）の燃焼器（Ⅲ） ―高温形燃焼器模型の実験―	1969年４月	大塚　貞吉，鈴木　邦男 石井浅五郎，広瀬　健樹 山中　国雍
TM-159	可動アイアンバードによる姿勢制御の実験	1969年５月	西村　博史，藤枝　郭俊
TM-160	極超音速風胴計測装置について	1969年７月	長洲　秀夫，吉沢　　昭 松崎　貴至
TM-161	燃料蒸発管に関する研究（Ⅱ） ―加熱蒸発管の燃料未蒸発分捕集―	1969年８月	鈴木　邦男，田丸　　卓 乙幡　安雄
TM-162	境界層内圧力変動および板の振動変位の測定（Ⅰ）	1969年９月	藤森　義典，山崎　　浩
TM-163	ある双発プロペラＳＴＯＬ機の動安定風胴実験	1969年９月	別府　護郎，鈴木　友昭
TM-164	ブレードのフラッピング運動をバネで拘束したロータのピッチダンピングについて	1969年10月	別府　護郎，岡　　遠一
TM-165	フェノール系複合材の環境試験結果	1969年11月	古田　敏康，野口　義男
TM-166	ガスタービン用缶形燃焼器における燃焼領域のガス組成と燃焼状態	1969年11月	大塚　貞吉，斎藤　　隆 堀内　正司，本間　幸吉 宮坂　　彰
TM-167	YS-11Ａ-300 型輸送機の胴体疲労試験　―中部胴体前方大型貨物口部および後方乗降口部付近―	1970年１月	竹内　和之，川島　矩郎 熊倉　郁夫，松岡　陽一
TM-168	ダンピングメータの試作	1970年２月	柳沢　三憲
TM-169	ジェットエンジン燃焼器出口ガス流の乱れの測定（Ⅰ） ―冷却フィルムプローブによる方法―	1970年２月	相波　哲朗
TM-170	ＪＲエンジンの燃焼器におきた振動燃焼	1970年２月	鈴木　邦男，石井浅五郎 山中　国雍
TM-171	缶形燃焼器（低圧・低温系）試験設備による航空計器の氷結（着氷）試験	1970年３月	鈴木　邦男，相波　哲朗 本間　幸吉，服部　宣夫
TM-172	自動追尾型風向風速測定器	1970年３月	川幡　長勝，中谷　輝臣
TM-173	ＦＡ-200 改機の動安定微係数	1970年３月	遠藤　　浩，林　　良生 海老沼幸成，中谷　輝臣

No.	誌　　名	発行年月	著　　者
TM-174	遷音速風胴動安定測定装置の構造と作動	1970年4月	小橋安次郎，河野　長正 西　　武徳，宮沢　政文
TM-175	ＮＡＬ-16･31Ｄ 型ロケットの研究試作	1970年5月	宇宙研究グループ
TM-176	非対称自由流線の一計算法	1970年5月	高橋　　侔
TM-177	小型固体ロケット・モータの振動燃焼実験 —パルス法による中周波振動燃焼の研究—	1970年5月	五代　富文，伊藤　克弥 西村　久男，湯沢　克宜 柴藤　羊二
TM-178	大型低速風胴動安定微係数測定装置	1970年5月	広岡　貫一，遠藤　　浩 戸田　亘洋，岡部祐二郎
TM-179	風胴天秤の試作	1970年5月	金成　正好，北出　大三
TM-180	ジェットエンジン燃焼器出口ガス流の乱れの測定（Ⅱ） —レーザのドップラ効果を利用する方法—	1970年5月	相波　哲朗
TM-181	航空機の乗り心地について	1970年6月	幸尾　治朗
TM-182	排気系障害板の模型実験	1970年10月	田辺　義一
TM-183	ロケット模型の大型低速風胴試験	1970年9月	近藤　洋史，高橋　　宏 桑野　尚明
TM-184	金属線へ衝突する液滴の現象	1970年9月	田丸　　卓，乙幡　安雄
TM-185	推進エンジン用空気取入口の予備実験	1970年9月	近藤　　博，石賀　保正
TM-186	ＮＡＬ-25･31 型ロケットの研究試作および飛しょう実験	1970年11月	宇宙研究グループ
TM-187	推力 300kg ジンバル液体ロケットエンジンの揺動特性（Ⅰ）	1970年11月	槍崎　哲二，中野　富雄 橋本　亮平，竹花真一郎
TM-188	自由飛行模型ＦＦＭ-10 の空力微係数におよぼす機体弾性変形の影響について	1970年12月	河崎　俊夫，河本　　巌 戸田　　勧
TM-189	燃料蒸発管に関する研究（Ⅲ） —管内の燃料・空気二相流への熱伝達—	1970年12月	田丸　　卓，乙幡　安雄 鈴木　邦男
TM-190	ＮＡＬ-25･31 型ロケットのノズル部ＦＲＰライナーの接着，剝離の検討	1970年12月	中井　暎一，五代　富文 古田　敏康，大竹　邦彦
TM-191	大型電子計算機プログラム・ライブラリ	1970年12月	計測部計算第一研究室
TM-192	極超音速風胴Ｍ９ノズル較正試験	1971年1月	長洲　秀夫，橋本　　登 穂積　弘一，松崎　貴至
TM-193	軽量ジェットエンジンＪＲ220 の燃焼器	1971年1月	鈴木　邦男，石井浅五郎 江口　邦久，井上　利昭
TM-194	航空機のＳＴＯＬ性に関する一考察	1971年1月	田辺　義一
TM-195	曲面壁上の噴流に対する噴出孔の形状，配列の効果について	1971年1月	西村　英明，臼井　　弘 井上　重雄，三村富嗣雄
TM-196	ＮＡＬ-16Ｈ 型ロケットの研究試作	1971年1月	宇宙研究グループ
TM-197	二次元煙風胴について	1971年1月	高橋　　宏，戸田　亘洋 臼井　正孝
TM-198	等高線を描かせるプログラム	1971年1月	磯部　俊夫
TM-199	航空機用ヒーターの燃焼器の開発実験	1971年2月	堀内　正司，本間　幸吉 矢萩　恵一
TM-200	小型ガスタービン燃焼器の実験	1971年2月	鈴木　邦男，石井浅五郎 江口　邦久，斎藤　　昭 野村　修也
TM-201	中型輸送機のフライト・シミュレーション試験 (1)　安定操縦性の検討	1971年4月	堀川　勇壮，森　　幹彦 川原　靖弘
TM-202	単発ＳＴＯＬ実験機に関する研究 —テレメータ実験局の電界強度測定—	1971年6月	幸尾　治朗，小野　孝次 矢沢　健司，塚野　雄吉

No.	誌　　名	発行年月	著　　者
TM-203	固体ロケットの比推力測定の標準化	1971年6月	五代　富文，岡部祐二郎 清水　昭紀，伊藤　克弥 西村　久男
TM-204	サーボ機構の過渡応答改善用ディジタルコントローラについて	1971年7月	小川　鑛一，島村　正人 （日本大学）
TM-205	自由飛行模型ＦＦＭ-10の動安定微係数の推定について	1971年7月	河崎　俊夫，河本　巖
TM-206	静止衛星の軌道保持シミュレーションシステムの構成 （Ⅰ）—地球の重力場による摂動—	1971年8月	松島　弘一
TM-207	対称スピン衛星用ニューテーション・ダンパの解析	1971年9月	村上　力，狼　嘉彰
TM-208	薄板継手構造の強度についての実験 —接着およびリベット継手—	1971年11月	池田　為治，熊倉　郁夫 竹内　和之
TM-209	試作接着面応力センサの較正試験	1971年11月	大竹　邦彦，遠藤　修司 野口　義男
TM-210	小型加速度計による風胴模型姿勢角の測定	1971年12月	原　亘利
TM-211	軽量ジェットブーストＳＴＯＬの一検討	1971年12月	西村　博史
TM-212	原動機部要素試験設備用消音装置の特性試験	1972年1月	鳥崎　忠雄，小林　実
TM-213	フライングテストベッド空気系統試験	1972年2月	田辺　義一，小暮　泰之 川崎　純男
TM-214	フライングテストベッド燃料系統試験	1972年2月	田辺　義一，小暮　泰之 川崎　純男
TM-215	中型輸送機のフライトシミュレーション試験（Ⅱ） —離着陸特性の検討—	1972年2月	堀川　勇壮，森　幹彦 渡辺　顕
TM-216	安定板を有する固体ロケットの操舵要求軽減法	1972年2月	大石　晃，山中　龍夫 冠　昭夫
TM-217	フライングテストベッド自動安定装置性能試験（Ⅰ） —製作時性能試験—	1972年7月	小川　敏雄，甲斐　忠夫 十河　弘，増原　恢
TM-218	フライングテストベッド自動安定装置性能試験（Ⅱ） —実験前性能試験—	1972年7月	小川　敏雄，甲斐　忠夫 十河　弘，増原　恢
TM-219	フライングテストベッドの脚性能試験	1972年5月	渋谷　昭義，川崎　純男
TM-220	フライングテストベッドのテレメータ性能試験	1972年5月	小野　幸一，十河　弘 池上　博
TM-221	ロケット模型の動安定微係数の測定	1972年5月	谷　喬，高島　一明 関根　英夫，中村　正剛
TM-222	YS-11A-500/600 型主翼疲れ試験（Ⅱ） —セーフライフ試験と機体の被害状況—	1972年5月	野原　利雄
TM-223	自由飛行模型ＦＦＭ-10の強度について	1972年5月	河崎　俊夫，斎藤　秀夫 塙　武敏，多田　保夫 林　洋一，戸田　勧 日下　和夫，越出　慎一 築地　恒夫，中井　暎一 森田　甫之，菊池　孝男 高橋　実，東久保正年
TM-224	フライングテストベッド油圧系統試験	1972年5月	藤枝　郭俊，十河　弘 川崎　純男，中村　公昭
TM-225	ストラップダウン方式の慣性機器誤差によって生ずる飛しょう径路誤差の一考察	1972年5月	大月　正男，新宮　博公 鈴木　孝雄
TM-226	フライングテストベッド機体強度剛性試験	1972年7月	渋谷　昭義，丸山　茂 川崎　純男
TM-227	フライングテストベッド操縦系統試験	1972年7月	藤枝　郭俊，牧野　健 川崎　純男
TM-228	航空用ガスタービンの高圧形燃焼器の予備実験	1972年7月	鈴木　邦男，石井浅五郎
TM-229	液体酸素中におけるころがり軸受の性能	1972年7月	宮川　行雄，関　勝美

No.	誌　　名	発行年月	著　　者
TM-230	航空用ガスタービン燃焼器における排気制御の研究（Ⅱ） —現状とその検討—	1972年7月	斎藤　隆，鈴木　邦男
TM-231	フライングテストベッド全機振動試験	1972年8月	渋谷　昭義，岡田　典秋 丸山　茂，川崎　純男
TM-232	フライングテストベッドの電気系統試験	1972年9月	甲斐　忠夫，十河　弘
TM-233	フライングテストベッド空気タービン試験	1972年11月	宮本　義人，川崎　純男 中村　公昭，東海林秀幸
TM-234	スピン燃焼試験設備による燃焼実験	1972年10月	石井　進一，岡部祐二郎 山田　晃，新岡　嵩 三谷　徹
TM-235	推進エンジン用空気取入口の予備実験（続報）	1972年10月	近藤　博，長谷川　聡
TM-236	大型低速風洞動的量データ処理設備	1972年10月	桑野　尚明
TM-237	大型低速風洞壁面効果補正要領	1972年11月	佐藤　淳造
TM-238	圧力測定の時間遅れにおよぼす圧力孔の影響	1972年11月	曽我　国男，小野寺信幸
TM-239	突風風洞の気流測定について	1973年4月	高橋　侔
TM-240	突風風洞での突風応答予備実験	1973年5月	松下　洸，西村　博史
TM-241	カーボン複合材の強度特性	1973年6月	古田　敏康，野口　義男 松嶋　正道
TM-242	高圧燃焼器の研究Ⅱ —先行試験用アニュラ形燃焼器模型（ＣＣ10）の実験結果—	1973年6月	鈴木　邦男，石井浅五郎
TM-243	推力300kgジンバル液体ロケットエンジンの揺動特性（Ⅱ）	1973年6月	楢崎　哲二，野溝　国生 荻原裟千夫，吉原　正一
TM-244	ジェットノズルの箱型模型実験	1973年6月	坂口　一，近藤　博 高森　晋，岩下　敬吾
TM-245	コンポジット固体ロケット推進薬のポアソン比測定	1973年8月	大竹　邦彦，遠藤　修司 種村　利春
TM-246	YS-11A-500/600 型主翼疲れ試験（Ⅲ） —フェールセーフ試験による機体の被害状況—	1973年8月	野原　利雄，伊藤　誠一 笹田栄四郎，田村　光司
TM-247	ジェットエンジン低騒音化の研究 第一報　ＪＲ100Ｈ-1Ｐジェットエンジンの騒音特性	1973年9月	鳥崎　忠雄，小林　実 武田　克巳
TM-248	自動着陸研究用テスト・リグについて	1973年10月	堀川　勇壮，小川　鑛一 永安　正彦
TM-249	人工衛星打上げ用ロケット・システムについての検討	1973年10月	宇宙研究グループ
TM-250	自動着陸用多重サーボ機構について	1973年11月	小川　鑛一，堀川　勇壮 渡辺　顕，永安　正彦
TM-251	推力中断型固体ロケット用プロペラントの比推力の計算	1973年11月	五代　富文，西村　久男 毛呂　明夫
TM-252	Ｌ，Ｚ型断面をもつ柱の軸圧縮強度	1973年12月	斎藤　浩一，築地　恒夫
TM-253	高圧燃焼器におけるうず巻噴射弁の作動	1973年12月	堀内　正司，中野　篤治
TM-254	高圧燃焼器の研究（Ⅰ） —先行試験用アニュラ形燃焼器の設計—	1974年4月	鈴木　邦男，石井浅五郎
TM-255	連続手動制御作業における人間のサンプリング周波数について	1974年5月	川原　弘靖
TM-256	ガスジェットによるロケットのロール制御について	1974年5月	毛利　浩
TM-257	人工衛星の姿勢制御研究用１軸テーブル装置について	1974年5月	村上　力，中島　厚 木田　隆，岡本　修
TM-258	着陸用電波誘導システムの基本性能および多重化方式に関する一考察	1974年8月	真柳　光美，堀川　勇壮
TM-259	ベッセル関数 $J'_m(K)Y'_m(K_\nu)-Y'_m(K)J'_m(K_\nu)$ の零点	1974年11月	田村　敦宏

No.	誌　　名	発行年月	著　　者
TM-260	高圧形セクタ燃焼器模型の実験（Ⅰ）	1974年8月	鈴木　邦男，石井浅五郎 斎藤　隆，山田　秀志
TM-261	突風風洞での突風応答予備実験（その2） —テレメータ搭載の場合—	1974年8月	松下　洸，西村　博史
TM-262	強力なフラップを用いた双発ＳＴＯＬ機の風洞試験（Ⅰ）	1974年9月	北村　清美，高橋　侔
TM-263	境界層の常微分方程式の数値解法	1974年10月	楯　篤志，井上　建二
TM-264	単発ＳＴＯＬ実験機に関する研究　—飛行試験計測装置の試作—	1974年10月	矢沢　健司，小野　孝次 塚野　雄吉
TM-265	ＦＪＲエンジン用高圧形セクタ燃焼器模型の実験（Ⅰ）	1974年10月	鈴木　邦男，石井浅五郎
TM-266	カルマンフィルターによる軌道および誘導誤差解析のためのシミュレーションプログラム	1974年11月	村田　正秋，志甫　徹 吉田　正廣
TM-267	ロケット搭載用ＶＨＦ帯アンテナの研究報告	1974年11月	桜井　善雄，佐木　誠夫 北原　弘志，長谷川貞雄 新田　晃道，綾部　広一
TM-268	2噴流衝突型噴射器の微粒化に及ぼす周囲圧力の影響	1974年12月	八柳　信之
TM-269	ＦＪＲエンジン用高圧形セクタ燃焼器模型の実験（Ⅱ）	1975年1月	鈴木　邦男，石井浅五郎
TM-270	超音速に於ける円錐ボートテイル上の圧力係数	1975年1月	野溝　国生
TM-271	ジェットエンジン低騒音化の研究　第二報 ＪＲ100Ｈ-1Ｐを用いたジェットエンジン消音の研究	1975年1月	鳥崎　忠雄，渡辺　実 小林　紘，武田　克巳
TM-272	液滴模型前方よどみ領域拡散火炎の解析	1975年1月	田丸　卓，S.I.Abdel-Khalik，M.M. El-Wakil
TM-273	航空用ガスタービン燃焼器における排気制御の研究（Ⅱ） —燃焼ガスの化学平衡計算と NO 濃度の計算—	1975年1月	相波　哲朗
TM-274	航空用ガスタービン燃焼器における排気制御の研究（Ⅲ） —NOx の測定結果—	1975年1月	鈴木　邦男，斎藤　隆 山田　秀志，平田　宏

6. 研究発表会（公開）題目　（○印講演者）

開催年月日	研　究　発　表　題　目	発　表　者
第1回（昭和38年10月30日）	低圧衝撃波風洞による極超音速流の実験	○和田　勇，曽我　国男
	プラズマ・ジェット内の流れ	○相原　康彦，野村　茂昭
	超音速におけるデルタ翼の性能	河崎　俊夫
	観測ロケットの風胴試験結果について	○小橋安次郎，谷　喬
	熱弾性試験について	竹中　幸彦
	実機繰返し荷重試験について	上山　忠夫
	V/STOL 機用ジェットエンジンの研究	松木　正勝
	一段高速軸流タービンの内部流動	○鳥崎　忠雄，能瀬　弘幸，森田　光男
	ボスをもった車盤の回転強度	○佐藤　和郎，永井　文雄
	超軽量ジェットエンジンの潤滑	宮川　行雄
	航技研飛行シミュレータについて	松浦　陽惠
	人間による静的不安定系の制御	武田　峻
	偏微分方程式の差分法による数値解法	三好　甫
第2回	遷音速パネルフラッタの研究	○石井　孝雄，柳沢　三憲
	遷音速動安定試験	○小橋安次郎，河野　長生
	遷音速非定常流に関する実験	○中村　泰治，田辺　義一

開催年月日	研究発表題目	発表者
（昭和39年10月30日）	回転翼の揚力分布について	市川　輝雄
	V/STOL 機の研究について	上山　忠夫
	VTOL 機用ジェットエンジンの研究試作について	山内　正男
	高負荷燃焼の研究	○大塚　貞吉，鈴木　邦男
	固体ロケット推進薬の充てん率向上に関する実験的研究	○吉山　巌，黒田　泰弘，望月　昌
	補強材の応力集中軽減効果について	石田　誠
	STOL 機の安定制御方式の研究	○堀川　勇壮，森　幹彦
	手動制御におけるフィードバック系の効果	○百名　盛之，岡部　正典
第3回（昭和40年10月29日）	降下中のヘリコプターの非定常空気力に関する模型実験	○幸尾　治朗，岡　遠一
	VTOL 機の動的模擬装置による姿勢の on, off 制御実験	○村上　力，小川　敏雄，真柳　光美
	STOL 機の横方向操縦安定性	別府　護郎
	薄い片持後退角翼の遷音速フラッタ特性におよぼすテーパ比の影響	○中井　暎一，高木　俊朗，安藤　泰勝
	輸送機の実機疲労試験	竹内　和之
	V/STOL 機用ジェットエンジンの試作研究	山内　正男
	ジェットエンジンによる高度制御の研究（シミュレーションスタディ）	○西尾　健二，遠藤　征紀
	低圧環境下における固体ロケットの燃焼	望月　昌
	固体推進薬の割目内への火炎伝ぱ	五代　富文
	航技研におけるロケットの研究	黒田　泰弘
	航技研ロケットの空力性能	谷　喬
	超音速における翼の厚さによる抵抗	河崎　俊夫
	旋回腕による稀薄気流の実験	○恩地　瑛，山本　稀義
	航技研極超音速風洞の現状	平木　一
昭和41年度（昭和41年10月27日）	航技研におけるロケットの研究	黒田　泰弘
	ロケット飛しょう試験の観測および解析	○毛利　浩，福田　広，笹谷　勇
	低アスペクト比平板翼の超音速フラッタ	○中井　暎一，高木　俊朗，磯貝　紘二，森田　甫之
	液体酸素アルコールロケットの燃焼実験	鈴木　昭夫
	V/STOL 機用リフトジェットエンジンの試作研究	松木　正勝
	高負荷燃焼器の研究	○鈴木　邦男，大塚　貞吉
	STOL 機の問題点	高木　廣治
	航技研フライングテストベッドについて	武田　峻
	姿勢制御用空気ジェットノズルについて	○滝澤　直人，田辺　義一，西村　博史，渋谷　昭義，藤枝　郭俊
	大型低速風洞について	廣岡　貫一
昭和42年度	物体に働く非定常空気力と伴流に関する実験	長洲　秀夫
	衝撃波管による低密度流の実験	○和田　勇，松崎　利一
	超音速における翼の平面形について	河崎　俊夫
	ジェットエンジンによる高度制御の研究	鳥崎　忠雄，○西尾　健二，遠藤　征紀
	高負荷燃焼器の一次燃焼領域の研究	大塚　貞吉，○鈴木　邦男
	オンオフ姿勢制御の一改良案について	村上　力
	航技研における研究経過をかえりみて	松浦　陽惠（所長）

開催年月日	研究発表題目	発表者
（昭和42年11月21日）	後流偏向型 STOL 機の風洞試験	犬丸　矩夫
	双発 STOL 機離着陸時の安定操縦性について	別府　護郎
	フィラメント・ワインディング・チャンバの研究	○三本木茂夫，竹中　幸彦，斎藤　浩一，古田　敏康，川島　矩郎，小川　鑛一，越出　慎一，朝田　洋雄，熊倉　郁夫，大竹　邦彦
	液体ロケット姿勢制御用油圧サーボ機構について	○興石　肇，畑山　茂樹，森　英彦，鈴木　崇弘
	液体ロケットの燃焼について	○鈴木　昭夫，八柳　信之，宮島　博，田村　洋，橋本　亮平
	液体ロケット飛しょう体について	竹中　幸彦
昭和43年度（昭和43年10月30日）	航技研における誘導制御の研究	樋口　一雄
	最大原理を用いた誘導方程式とその応用	○新田　慶治，松島　弘一，大坪　孔治，志甫　徹
	液体ロケット姿勢制御用油圧サーボ系の DPF バルブによる最適化	○興石　肇．畑山　茂樹
	二次噴射による固体ロケット推力方向制御の研究	○山中　龍夫，斎藤　信，鈴木　崇弘
	ロケット搭載用伝送線路型アンテナの特性	○田畑　浄治，桜井　善雄，三浦　雅男
	航技研における研究推進の理念	松浦　陽惠（所長）
	航技研におけるジェットエンジンの研究	松木　正勝
	航空用ガスタービンエンジン動特性の計算法	○大山　耕一，菅原　昇
	軸流回転機の翼の振動	○宮地　敏雄．星谷　昌二．岩部　柱相，祖父江　清．武田　克巳．網干　三郎
	航技研フライングテストベッドの試作研究	滝澤　直人
	遷音速用翼型の一改良	佐藤　淳造
	フラップ，スラットによる高揚力装置の特性	犬丸　矩夫
	ジェット輸送機操縦の作業分析	○百名　盛之，三好　範子，岡部　正典，川原　弘靖
昭和44年度（昭和44年10月30日）	航技研における研究の進め方	山内　正男（所長）
	航技研における USTOL 機の研究	高木　廣治
	航技研におけるジェットエンジンの研究	松木　正勝
	航技研における VTOL 機の研究	武田　峻
	NAL ロケットの飛しょう実験	大塚　貞吉
	自動着離予備実験	堀川　勇壮
	ファンエンジンの設計点外性能	○森田　光男，関根　静雄
	高温タービン試験設備	○高原　北雄，鳥崎　忠雄，鈴木　邦男，能瀬　弘幸，西尾　健二
	純流体素子による温度，回転数の検出	○遠藤　征紀，杉山　七契，遠藤　篤和
	大型低速風洞における動安定微係数の測定	廣岡　貫一，○遠藤　浩
	ヘリコプタ高度・速度線図の推定法	古茂田真幸
	有限要素法による機体構造の解析	三本木茂夫
	YS-11A-300 型胴体疲労試験	○熊倉　郁夫，竹内　和之
	円筒殻の塑性座屈解析と実験	○大竹　邦彦，遠藤　修司
	FRP の熱特性とロケットノズルへの応用	古田　敏康
	ノズル内の突起物による測分力の発生	○楢崎　哲二，中野　富雄，竹花真一郎，
	液体酸素中における軸受の潤滑	○宮川　行雄，臼井　健治，関　勝美

開催年月日	研究発表題目	発表者
	液酸ロケット燃焼器の実験	○鈴木　昭夫，八柳　信之，田村　洋
	静止衛星の軌道保持	○新田　慶治，大坪　孔治，松島　弘一，志甫　徹
	スピン衛星用ニューテーション・ダンパ	○村上　力，狼　嘉彰
	種子島における飛しょう実験の解析	毛利　浩
昭和45年度（昭和45年10月30日）	航技研における宇宙技術に関する研究	上山　忠夫
	航技研における航空技術に関する研究	荒木　浩
	揚力をもつ遷音速二次元翼型の厳密解	高梨　進
	遷音速における二次元翼の抵抗発散	神谷　信彦
	山岳性乱気流の観測結果	竹内　和之，○小野　幸一，山根皓三郎，外崎　得雄
	最大傾斜法による構造の設計	川島　矩郎
	航空機用ガスタービンの高負荷燃焼器の研究	○鈴木　邦男，石井浅五郎，江口　邦久
	二次元圧縮機翼列チョーキング特性	○蓑田　光弘，近藤　博，山崎　紀雄
	フロントファン研究	○藤井　昭一，西脇　英夫，五味　光男
	航空機操舵のパワースペクトル解析	池谷　光栄
	自動着陸における横の制御方式	堀川　勇壮，森　幹彦
	単発 STOL 実験機による飛行実験	幸尾　治朗
	フライングテストベッドの拘束飛行実験	○滝澤　直人，渋谷　昭義
	モンテカルロ法による稀薄気流の解析	古浦　勝久
	物体まわりの衝撃波回折	安喜　降幸
	多重バッフル板によるスロッシングの減衰効果	○田寺　木一，峯岸　正勝
	固体ロケット推進薬の強度解析	○清水　盛生，遠藤　修司，大竹　邦彦，越出　慎一，種村　利春，野口　義男，橋本　亮平，毛呂　明夫，五代　富文
	二次噴射による固体ロケットの推力方向制御の研究(そのII)	山中　龍夫
	スピン衛星用ニューテーションダンパの一解析法	○村上　力，狼　嘉彰
	浮動振子型加速度計の研究	○大月　正男，鈴木　孝雄，円居　繁治
	回転振動型レートジャイロの研究	山田　博
	固体ロケット多分力テストスタンドの精度と燃焼実験	○石井　進一，山田　晃，冠　昭夫，鎮西　信夫
昭和46年度（昭和46年11月15日）	航技研における航空技術に関する研究	高木　廣治
	航技研における宇宙技術に関する研究	河崎　俊夫
	フライングテストベッドの試作研究	武田　峻
	可変安定機による STOL 機の横方向の操縦性の検討	○別府　護郎，坂井　紀穂，稲垣　敏治，後藤　芳夫，照井　裕之
	非均質大気のソニックブームに対する影響	河野　長正
	リフトジェットの空力干渉の研究	遠藤　浩
	操縦時のパイロットの血圧変動	百名　盛之
	薄肉の殻の超音速パネル・フラッタ	松崎　雄嗣
	航空機用金属板材の疲れき裂の研究	石田　誠，○寺田　博之，角田　義秋
	梁理論を用いた航空機主翼構造の有限要素法解析	川井　忠彦(東京生研)，○多田　保夫
	空冷タービンの空力性能	高原　北雄，○山本　孝正，臼井　弘，井上　重雄，三村富嗣雄

開催年月日	研究発表題目	発表者
昭和46年度（昭和46年11月15日）	ガスタービンを対象にした高圧燃焼の基礎研究	鈴木 邦雄，○堀内 正司，相波 哲朗，斎藤 隆
	ジェットエンジンのディジタル制御	○西尾 健二，遠藤 征紀，杉山 七契
	固体ロケットの推力大きさ制御	○五代 富文，清水 盛生，伊藤 克弥，西村 久男，種村 利春，藤原 勉
	ディジタル・リバランス方式による積分ジャイロ系の研究	○大月 正男，新宮 博公，円居 繁治，山脇 政次（研修生）
	液酸ロケットの燃焼に関する研究	鈴木 昭夫，○八柳 信之
	液酸ロケット用ターボポンプの実験	鈴木 昭夫，○上条謙二郎，橋本 亮平
	超音速二次元ノズルにおける二次噴射の研究	石井 進一，山田 晃，○鎮西 信夫
	ガンタンネルによる鈍頭円錐の極超音速空力特性の実験	曽我 国男
	頭部の鈍い胴体の超音速空力特性	河本 巌
	電子衝撃型水銀イオンエンジンの実験	中村 嘉宏，○東 久雄，宮崎 勝弘
	液体燃料を用いたロケット初段の制御系シンセシス	輿石 肇，森 英彦
	Kalman フィルターによる誘導誤差の推定	村田 正秋
	地球の重力の作用下にある人工衛星の運動に関する研究	○武内 澄夫，松島 弘一
昭和47年度（昭和47年11月8日）	航技研における航空技術に関する研究	高木 廣治
	航技研における宇宙技術に関する研究	河崎 俊夫
	突風風洞について	○廣末 健一，北村 清美
	ヘリコプタ模型の自由飛行実験	古茂田真幸，○岡 遠一，高沢 金吾
	自動着陸のための多重サーボ系に関する研究	○堀川 勇壮，小川 鑛一，永安 正彦
	ヘッド・アップ・ディスプレイについての研究	○百名 盛之，田中 敬司，川原 弘靖
	高温タービンに関する研究	○高原 北雄，能瀬 弘幸
	ジェットエンジンの振動	○宮地 敏雄，星谷 昌二，祖父江 清，小河 昭紀
	ジェットエンジン制御の研究	西尾 健二，○杉山 七契
	玉軸受の速度限界	○宮川 行雄，関 勝美
	YS-11A-500/600 型主翼疲れ試験	○野原 利雄，竹内 和之
	接着構造胴体模型の内圧疲労試験	○熊倉 郁夫．竹内 和之
	振動する T 型尾翼の揚力面理論	市川 輝夫，○磯貝 紘二
	特性汎関数による乱流のモンテカルロ計算法	○山本 稀義，中村 孝，細川 巌（岩手大学）
	平行流における有限攪乱の理論と二次元ポアゼイユ流れへの適用	伊藤 信毅
	極超音速における飛しょう体基本形状の空力特性試験	橋本 登，○穂積 弘一，吉沢 昭，松崎 貴至，大平 景司，小山 忠勇
	非軸対称ロケット胴体の空力特性	近藤 洋史
	金属薄膜による潤滑	宮川 行雄，西村 允，○野坂 正隆
	液酸・ケロシンロケットエンジン用ガス発生器の実験	鈴木 昭夫，○橋本 亮平，志村 隆
	簡易高空性能試験設備によるスピン燃焼実験	石井 進一，山田 晃，○新岡 嵩，三谷 徹，岡部裕二郎
	JCR 型ロケットの二次噴射推力方向制御実験	○山中 龍夫，石井 進一，滝山 轍磨（宇宙開発事業団）
	JCR 型ロケットの二次噴射推力方向制御実験のディジタルデータ処理	○冠 昭夫，岡本 修，佐々木誠夫（宇宙開発事業団）
	誘導用慣性センサに用いる磁力支持軸受方式の研究	○大月 正男，滝沢 実，鈴木 孝雄

開催年月日	研究発表題目	発表者
	二自由度回転振動型ジャイロの研究	山田　博
	人工衛星のスピン軸方向制御	○村上　力，狼　嘉彰，中島　厚
昭和48年度（昭和48年11月9日）	航技研における研究の概要	上山　忠夫
	航空用ジェットエンジンの研究開発	松木　正勝
	角田支所におけるロケットエンジンの研究	大塚　貞吉
	冷却タービン翼列に関する研究（空力性能と冷却性能）	○高原　北雄，蓑田　光弘，能瀬　弘幸，吉田　豊明，坂田　公夫，山崎　紀雄，井上　重雄，三村富嗣雄，臼井　弘
	ジェットエンジンの計算機制御	西尾　健二，○遠藤　征紀
	ジェットエンジン排ガス制御の研究（I-NOx制御に関する研究）	○鈴木　邦男，斎藤　隆
	航空計器統合化の研究	○岡部　正典，川原　弘靖，田中　敬司，百名　盛之（併任）
	自動着陸装置の部分試作研究	○堀川　勇壮，小川　鑛一，永安　正彦
	線型最適レギュレータ問題における最適重みマトリックス決定法	川幡　長勝
	航空機の乗り心地の研究	幸尾　治朗
	噴流を伴うロケット風胴試験	○谷　喬，清水　福寿，外立　政隆，近藤　洋史，廣瀬　直喜
	円錐および円錐―円柱―フレアまわりの剝離を伴う極超音速流れ場の研究	○野村　茂昭，橋本　登，吉沢　昭，穂積　弘一
	ホローカソードを用いたイオン・エンジン	○中村　嘉宏，東　久雄，宮崎　勝弘
	高揚程液酸ポンプの実験	上条謙二郎，鈴木　昭夫，○志村　隆，橋本　亮平
	固体ロケット推進薬の応力解析	○大竹　邦彦，遠藤　修司
	カーボン複合材の強度，疲労に関する研究	○古田　敏康，野口　義男，松嶋　正道
	ヒンジッド・ペンデュラム型加速度計の研究	○鈴木　孝雄，大月　正男，円居　繁治
	人工衛星の軌道に対する外乱の影響	武内　澄夫
昭和49年度（昭和49年11月6日）	航技研における遷音速翼型の研究	重見　孝
	航技研の VTOL 技術研究の現状	武田　峻
	液酸ロケットエンジンの研究	鈴木　昭夫
	自動着陸に関する研究	堀川　勇壮
	乱れた気流中における航空機の横方向の操縦性に関する研究	○別府　護郎，坂井　紀穂，稲垣　敏治，後藤　芳夫，照井　祐之
	パネル音響疲労試験	○飯田宗四郎，佐野　政明，藤森　義典
	航技研におけるルートビーク管の研究	○高島　一明，高橋　宏，波木井　潔，桑野　尚明，吉田　典生，青木　竹夫
	高温タービンの実機模型試験	○能瀬　弘幸，山本　孝正，高原　北雄，西村　英明，吉田　豊明，井上　重雄，三村富嗣雄，臼井　弘
	ジェットエンジン制御に関する研究	○西尾　健二，遠藤　征紀，杉山　七契
	ひずみゲージによる高温ひずみ測定技術の現状	江川　幸一
	化学非平衡流れの研究	○松崎　利一，渡辺　泰夫，平林　則明
	回転する固体ロケットの燃焼	○石井　進一，新岡　嵩，三谷　徹
	固体ロケットの推力中断に関する研究	○五代　富文，清水　盛生，伊藤　克弥，種村　利春，藤原　勉
	ストラップダウン方式を用いた慣性誘導シミュレーションシステムの研究	新田　慶治，森　英彦，○大坪　孔治，小口美津夫，毛利　浩

7. 主な転退職者

氏名	入所年月日	転退職年月日	転退職時の官職	転出先
鈴江康平	30. 7.16	30.12.16	管理部長	(併任解除)総理府
疋田遼太郎	30.10.16	32. 3.16	機体部長	運輸省
兼重寛九郎	30. 7.16	32. 3.28	所長	原子力委員会委員
矢野幸臣	30. 7.16	32.10.17	庶務課長	(死亡)
巻幡静彦	30.12.16	33. 8.26	管理部長	運輸省
塩入淳平	31. 1. 1	34. 5.16	空力・遷音速風胴送風機室長	東京大学
丸居幹一	33. 8.26	35. 7. 1	管理部長	運輸省
杉本正雄	30.10.16	35.10. 1	科学研究官	科学技術庁
菅谷信夫	30.12. 1	36. 5. 6	庶務課長補佐	総理府
楢林愛朗	34. 6. 1	36. 8. 1	企画課長	科学技術庁
守屋富次郎	35.10. 1	37. 5.22	科学研究官	防衛庁
村崎寿満	31. 2.16	37. 8. 1	空一・極超高速室長	大阪大学
住田俊一	35. 7. 1	37.11. 1	管理部長	運輸省
川井忠彦	33.11.16	38. 4. 1	機体・機体構造室長	東京大学
甲藤好郎	31. 2.16	38. 6.16	原・熱伝達室長	東京大学
中西不二夫	32. 3.28	39. 6.11	所長	(死亡)
真島健	37.11. 1	39. 8.28	管理部長	運輸省
石川幹雄	36. 8. 1	39.10.15	企画課長	科学技術庁
林二識	35.11. 1	40. 1.31	空一・熱気流室長	(米国)
佐藤和郎	32.11. 1	40. 2.26	ロケット部長	東京工業大学
岩田稔	41. 2. 1	41. 7. 1	機体第二部長	無機材質研究所
工藤一郎	33. 5.16	41. 9. 1	会計課長補佐	運輸省
横地明	32.10. 1	41.10. 1	動力課長補佐	運輸省
石井孝雄	31. 4. 1	41.12.31	空一・非定常空力室長	民間
辺見隆三	39.10.16	42. 4.30	企画課長	通商産業省
大石次郎	33. 5.16	42.11. 9	庶務課長	運輸省
黒田泰弘	39. 3.16	43. 6.15	ロケット部長	宇宙開発推進本部
竹中幸彦	34. 9. 1	43. 6.15	機一・熱弾性室長	宇宙開発推進本部
望月昌	35. 4. 1	43. 6.15	ロケット推進薬室長	宇宙開発推進本部
中村泰治	34. 4. 1	43. 9. 1	機一・空力弾性室長	九州大学
中野英	42. 5. 1	43.11. 1	企画課長	通商産業省
松浦陽惠	30.10.16	43.11.21	所長	宇宙開発推進本部
田中恒晴	42.11. 9	43.12.25	庶務課長	運輸省
細川巖	32. 4. 1	44. 1.31	空一・稀薄気流室長	岩手大学
相原康彦	38. 2. 1	44. 2.16	空一・極超高速流室長	東京大学
福田広	34. 1. 1	44. 4. 1	ロケット・主任研究員	宇宙開発推進本部
北出大三	30.10.18	44. 6. 1	空二・器材室長	民間
庄子泰雄	31. 4. 1	44. 8.16	会計課長補佐	動力炉・核燃料開発事業団
田畑浄治	31. 3. 1	44. 9.30	計・計測室長	宇宙開発事業団
橋爪宏	32. 4. 1	44. 9.30	空一・極超風胴制御室長	宇宙開発事業団
吉山巖	38. 6. 1	44. 9.30	ロケット・ロケット研究施設建設準備室長	宇宙開発事業団

氏名	入所年月日	転退職年月日	転退職時の官職	転出先
野口栄一	35.10. 1	44. 9.30	角・管理課長	日本原子力船開発事業団
小橋安次郎	32. 3. 1	44.10. 1	空二・飛行性能室長	北海道大学
荒井信彦	33.10.20	44.11.10	庶務課長補佐	運輸省
村山秀一	30.10.28	45. 1.15	会計課長	民間
平木一	32. 4. 1	45. 6. 1	空力第一部長	宇宙開発事業団
遠藤栄一	41.10. 1	45. 6.30	動力課長補佐	新東京国際空港公団
木村茂	42. 7. 1	45. 6.30	計・主任研究員	宇宙開発事業団
小山泰彦	35. 4. 1	45. 7.19	庶務課長補佐	日本原子力船開発事業団
築地恒夫	37. 3. 1	45.10. 1	機二・機体強度室長	九州大学
古関昌次	36. 3. 1	45.12. 1	機一・装備室長	宇宙開発事業団
浦山公明	39. 8.28	46. 2. 1	管理部長	民間
岡村助男	36. 7. 1	46. 2. 1	企画課専門職	科学技術庁
荒木浩	38. 4. 1	46. 2.28	機体第一部長	東洋大学
戸川隼人	33. 4. 1	46. 3.31	計・計算第1室長	京都産業大学
中野貞二	44.12. 5	46.12. 1	庶務課長補佐	運輸省
鎌田道明	45. 8.10	46.12. 2	会計課長補佐	防災科学技術センター
小池清記	43.12.25	47. 7. 1	会計課長	日本原子力船開発事業団
丹治三男	45. 1.15	47. 7. 1	庶務課長	科学技術庁
高橋清	44.10.16	47. 7. 1	会計課長補佐	放射線医学総合研究所
内田勤	45.10. 1	48. 4. 1	飛実・専門職	海上保安庁
石原佳男	44.10. 1 47. 7. 1	45. 8. 1 48. 4.10	庶務課長	(死亡)
百名盛之	37.10. 1	48. 7. 1	計・人間工学室長	京都大学
佐藤淳造	41. 4. 1	48. 7. 1	空二・吹出式超音速風胴計測室長	東京大学
森山英隆	48. 4. 1	48. 8. 1	飛実・専門職	科学技術庁
広岡貫一	31. 1.11	48. 9.30	空二・大型低速風胴制御室長	民間
石田誠	33.10.16	48.11. 1	機体第二部長	九州大学
志賀恒夫	32.12. 1	49. 4. 1	企画課専門職	自宅
関孝四郎	31. 4. 1	49. 4.15	動力課長	宇宙開発事業団
橋本光正	46.12. 1	49. 6.20	庶務課長補佐	運輸省
泉日出夫	33. 4. 1	49.11.15	機一・主任研究官	宇宙開発事業団
小山幾造	45. 8. 1	50. 3.31	庶務課長補佐	日本原子力研究所
水落克	48. 5.10	50. 4. 1	庶務課長	科学技術庁
樋口一雄	33. 3. 1	50. 6.29	計測部長	(死亡)

8. 年表

所内		国内		国外	
		20.11.18	航空禁止令公布		
				22.10.14	(米) ベルX-1Aで人類初の超音速飛行
		23.12.20	科学技術行政協議会(STAC)設置(総理府)		

所内		国内		国外	
		25. 6.26	国内航空路開設許可		
		27. 4.26	航空機の研究・生産制限解除		
		7. 1	羽田飛行場返還		
		7.28	航空工業懇談会結成		
		8. 1	航空審議会設置（運輸省）	27. 8.16	(英)ブリタニア・ターボプロップ旅客機飛行
		9. 6	航空機生産審議会設置（通産省）		
		28. 3.10	航空工業会結成		
		6.	日本航空学会設立	28. 5.18	(米) DC-7 型初飛行
		6. 8	通産大臣，航空機生産審議会諮問第1号に対する答申		
		8.	STAC 航空研究部会で航空技術研究再建方策に関する問題案を検討		
		10. 8	国際民間航空機構 (ICAO) 加盟		
		10.24	海外航空研究施設調査団欧米派遣(団長守屋東大教授)	10.28	(米) F-100 スパー・セーバー超音速ジェット戦闘機第1号機完成
		29. 8. 1	JO-1 型ジェットエンジン完成（日本ジェットエンジン社）	29. 8. 1	(米)コンベア VFY-1 初の垂直上昇飛行に成功
				8.	(米)ロッキード XFV-1 型垂直上昇機の離着陸試験
				30. 3. 6	(米)世界初の4基ターボ・ジェットエンジン「マーチン XP6M-1 型シーマスター」詳細発表
		30. 4.14	東大生研国産ロケット第1号ペンシル型初実験成功（東京国分寺）		
30. 7.11	航空技術研究所管理，空気力学，機体，原動機，調査の5部で発足（総理府付属機関）（総理府令第23号）				
7.16	初代所長 兼重寛九郎				
				31. 2. 1	(米)ジェット輸送ヘリコプタ YH-16A 型初飛行(バートル社)
31. 4.	第1次6か年計画策定				
4.13	総理府内の仮住所から東京都三鷹市に移転			4.17	(米)F-104A 型超音速ジェット機スターファイター初公開
5.19	科学技術庁発足，同庁の付属機関となる	31. 5.19	科学技術庁，初代長官 正力松太郎		
〃	科学研究官 杉本正雄	〃	航空技術審議会改組新発足(科学技術庁)		
		6.29	純国産ジェット・エンジン J 3 型完成		

所内		国内		国外	
		31. 9.24	東大生研カッパ第1号実験(道川)		
31.11.	遷音速風洞胴体工事契約(川崎重工業)	11. 8	第1次南極観測隊出発		
12.	5,000HP空気源契約(日立製作所)	12.23	第2代長官　石橋湛山	31.12. 8	(米)人工衛星用ロケット・ヴァイキング初発射
		〃	第3代長官　宇田耕一	12.26	(米)超音速4発ジェット機B-58型テスト飛行(コンベア)
		32. 2.25	第4代長官　宇田耕一		
32. 3.28	第2代所長　中西不二夫			32. 4. 2	(英)ショート SC-1 初飛行
		7.10	第5代長官　正力松太郎		
11.	遷音速風洞胴体工事建設着手			10. 4	(ソ)世界初の人工衛星スプートニク1号打上げ成功
11.28	遷音速風洞高圧貯気槽契約(石川島重工業)				
12.	遷音速風洞主送風機装置契約(新三菱重工業)	12.12	純国産中型輸送機基本設計完成(輸送機設計研究協会)		
33. 2.	ジェットエンジン円缶型燃焼器契約(三菱日本重工業)	33. 1.19	国産初のジェット中間練習機 T1F2 初飛行(富士重工)	33. 1.31	(米)人工衛星エクスプローラー1号打上げ成功
		4. 1	東京大学航空研究所発足		
				4.27	(英)コメット4型初飛行(デハビランド社)
		5.10	航空機工業審議会設置(通産省)	5.24	(米)VTOL 実験-X14 機テスト飛行(ベル社)
		6.12	第6代長官　三木武夫		
7.	遷音速風洞高圧貯気槽組立開始				
				8.27	(ソ)宇宙犬の打上げ実験成功
				9. 6	(米)原子力航空エンジンの地上実験成功
11.	6,000 kVA　受電設備完成			10. 1	(米)航空宇宙局(NASA)設置
11.	3,700 kW 空気圧縮機完成			10.11	(米)パイオニア1号発射
12. 8	高圧貯気槽完成				
12.	遷音速風洞乾燥空気製造設備完成				
12.15	フラッタ実験室竣工	12.31	第7代長官　高碕達之助		
		34. 1.17	第8代長官　高碕達之助		
34. 3.	ジェットエンジン用缶型燃焼器試験設備完成	3.	東大生研，カッパ 6RS 実験太陽観測	34. 3.	(米)人工惑星パイオニア 4号
3.	遷音速フラッタ試験設備完成				
4. 1	計測工務部新設				
		6.18	第9代長官　中曽根康弘		
8.	実物圧縮機試験設備完成			9.	(ソ)月ロケット2号，月の表面に到達

所内		国内		国外	
34.12.	吹出式超音速風洞建設着手	34.11.	次期戦闘機ロッキード F-104 改良型に決定		
35. 1.	円環型燃焼器試験設備完成				
4.	シェンク PB30 型疲労試験装置据付完了	34. 5.16	宇宙開発審議会発足（総理府）	35. 4.29	(米)サタン・ロケットの地上エンジンテスト成功
6.	タービン試験設備完成	5.17	T1F1 中間ジェット練習機初飛行(富士重工)		
7.	Datatron 電子計算機設備完成	7.19	第10代長官　荒木萬寿夫	8.12	(米)無線通信中継用気球衛星エコー1号成功
9.	30,000 kVA, 15, 000 kVA 受電設備完成				
9.	遷音速風洞測定胴据付工事完了				
10. 1	科学研究官　守屋富次郎				
10.10	遷音速風洞通風式				
10.18	天皇陛下行幸				
10.25	皇太子殿下行啓	12. 8	第11代長官　池田正之輔		
36. 4.17	調布分室くわ入式			36. 4.12	(ソ)世界初の人間衛星船ボストーク1号打上げ成功
6. 1	空気力学部を空気力学第一部と空気力学第二部に分ける			5. 5	(米)マーキュリ計画第1回人間弾道飛行実験回収成功
7.28	吹出式超音速風洞通風式	36. 7.18	第12代長官　三木武夫		
12.	原動機強度試験設備完成				
37. 2.10	V/STOL 委員会，ロケット委員会発足			37. 2.20	(米)人間衛星船フレンドシップ打上げ
3. 1	調布分室業務開始				
3.	胴体内圧繰返し荷重試験装置完成			3.29	欧州宇宙ロケット開発機構(ELDO)設置
3.	主翼繰返し荷重試験装置完成				
4. 1	第2次5か年計画開始				
5.22	科学研究官　松浦陽惠			6.14	欧州宇宙研究機関(ESRO)設置
7.11	調布分室落成式	37. 7.18	第13代長官　近藤鶴代		
8.	軸受試験設備完成			7.	(米)X-15 有翼機による大気圏外初飛行 95,936 m
8.29	NASA 次長 H.L. ドライデン博士来所	8.30	国産旅客機 YS-11 1号機初飛行		
9. 4	ソ連レ・セドフ博士来所				
11.	実験用航空機65型「クインーエア」購入			11. 1	(ソ)自動惑星間ステーション火星1号打上げ
38. 3.	熱弾性試験装置完成			38. 2. 9	(米)ボーイング 727 初飛行
3.	固体ロケット燃焼実験設備完成				
4. 1	航空宇宙技術研究所と改称				
〃	ロケット部，飛行実験部新設				
7. 1	住居表示の変更（三鷹市から調布市へ）				

所内		国内		国外	
38. 8.	汎用飛行シミュレータ設備完成	38. 7.18	第14代長官　佐藤栄作		
		8.11	科学技術庁観測ロケットLSA(サステナ)打上げ		
9.30	管理部庁舎，図書館竣工	9.14	国産初の小型ターボプロップ機MU-2初飛行(新三菱重工)		
10.30	第1回公開研究発表会	9.27	科学技術庁「わが国宇宙開発5ケ年計画」構想発表	38. 9.27	(西独)TJ-101C，VTOL機転換飛行成功
		12. 9	第15代長官　佐藤栄作	11.20	(米)最初のジェットVTOL機XV4A型公開飛行
		〃	東大鹿児島宇宙空間観測所開所式		
39. 2.	極超音速風洞高圧空気源設備完成				
3.	タービン試験設備完成				
3.28	ソ連科学アカデミー総裁ケルディシュ博士来所	39. 3.25	リレー2号衛星で茨城県宇宙通信実験所から発信の全米テレビ即時中継成功		
4. 1	機体部を機体第一部と機体第二部に分け，計測工務部を計測部と改称	4. 1	東大宇宙航空研究所改組新発足		
6.11	中西不二夫所長死去	6.29	第16代長官　池田勇人	39. 5.11	(米) XB-70 型超音速輸送機公開
		7. 1	宇宙開発推進本部発足		
		7.18	第17代長官　愛知揆一		
7.21	第3代所長　松浦陽惠	7.22	科学技術庁観測ロケットLSA-1(二段式)		
8. 1	科学研究官　山内正男			7.31	(米)レインジャー7号で月面撮影に成功
		8.25	YS-11型輸送機型式証明書交付(日航製)		
9.30	VTOL機用軽量ジェットエンジン(JR 100)完成(石川島重工)	10. 1	東海道新幹線開通		
		10.13	航技審 V/STOL の研究を行うことを申し合せる		
		11. 9	第18代長官　愛知揆一	12.21	(米)可変翼機 F111A 初飛行
40. 3.15	アイアンバード装置完成	40. 3.26	V/STOL 研究の基本計画決定(航空技術審議会)	40. 3.18	(ソ)ウォスホート2号人間宇宙船初の宇宙遊泳に成功
4.16	VTOL 研究班，STOL 研究班発足	4. 1	YS-11 国内路線に初就航	5. 1	(米)ロッキード YF-12A (A-11) 時速 3,318 km の記録樹立
5.20 ～ 23	NAL-7 型第1回飛しょう実験(道川)	6. 3	第19代長官　上原正吉	6. 4	(米)ジェミニ4号打上げ約20分間宇宙遊泳
7. 1	角田支所発足			7.14	(米)火星ロケットマリーナ4号火星の近接写真の送信に成功
		8.12	FA-200 1号機初飛行(富士重工業)		

所内		国内		国外	
40.10.12	創立10周年記念式典				
15	ユーゴスラビアフーモ科学院総裁(大臣)来所			40.11.26	(仏)同国初の人工衛星A1号打上げ
				11.30	(西独)ジェット VTOL 輸送機 Do 31 完成
41. 2.15	電子計算機委員会発足	41. 2. 4	全日空ボーイング727型機羽田沖に墜落(133名死亡)	41. 1.31	(ソ)自動宇宙ステーションルナ9号，初の月面軟着陸に成功
		3. 4	カナダ太平洋航空ダグラスDC-8型機羽田に着陸失敗(63名死亡)	3. 1	(ソ)40.11.16打上げの金星3号初めて金星に到着
3. 7	航空機安全対策委員会発足	3. 5	英国海外航空ボーイング707型機富士山ろくに墜落(124名死亡)	3.17	(米)ジェミニ8号打上げ，初のドッキングに成功
3.	実験用航空機(FA-200改)完成				
3.	VTOL 機操縦研究設備完成				
7.30	リフトジェットエンジン JR 100 H 完成			7.19	(米)ジェミニ10号二重ランデブーに成功
8.31	極超音速風洞設備完成	8. 1	第20代長官　有田喜一	8.11	(ソ)東京―モスクワ線初の試験飛行(TU114型機)
〃	ジェットエンジン JR 200 完成	9.15	YS-11 米国へデモフライト(初の太平洋横断)		
10.22	第1回V/STOL 機用リフトエンジンの実験成功	10.31	ミュー1型1号機を打上げ		
		11.13	全日空 YS-11 型旅客機松山沖に墜落(50名死亡)		
				11.29	(英)完全自動着陸装置のテスト飛行に成功
		12. 3	第21代長官　二階堂進		
		12.22	種子島宇宙センター完成	12.31	(米) SST の開発計画機体はボーイング社，エンジンは GE 社に決定
42. 2. 1	大型電子計算機 HITAC 5020稼動開始	42. 2.17	第22代長官　二階堂進		
3.15	フライングテストベッド本体完成	3. 6	日航世界一周就航	42. 2.28	(米)米政府，原子力ロケットエンジン「ローバー」の開発に着手を決定
3.25	大型低速風洞ランニングベルト装置完成			3.14	(米)ルナオービタ3号が月表面に軟着陸したサーベイヤ1号の写真撮影に成功
				4.19	(米)サーベイヤ3号初の月面カラー写真を撮影
6.10	新型航空機部新設				
		8.	大型プロジェクト(エンジン)構想を通産省発表		
		9.12	科学技術庁「実用実験衛星案」発表		
10.	高温タービン試験設備完成	10. 5	戦後初の国産大型飛行艇 PX-S 完成(新明和工業)	10.10	宇宙空間平和利用条約発効
				10.30	(ソ)コスモス186号188号初の無人自動ドッキング成功

所内		国内		国外	
		42.11.25	第23代長官　鍋島直紹	42.11. 9	(米)アポロ計画初の「アポロ4号」打上げ
				12.11	(英・仏)超音速輸送機コンコルド001号機一般公開
		43. 5. 2	宇宙開発委員会設置	43. 5.16	(英)BOAC スーパー VC10 完全自動着陸に成功
				5.16	ESRO 初の人工衛星 ESRO 2号打上げ
				5.18	(米)原子力発電機装備のコンパス3号打上げ，2分後地上指令で爆破
43. 7.10 ～ 24	フライングテストベッドの第1次拘束実験実施（角田支所）				
8. 6	液体ロケット燃焼試験設備完成(角田支所)			8.14 ～ 27	国連第1回宇宙空間平和利用国際会議(ウィーン)
		9.11	宇宙開発委員会衛星開発計画，事業団新設の基本方針発表	9.18	(ソ)ゾンド5号初の月往復旅行成功
				9.30	(米)ボーイング 747 完成
				10.11	(米)米国初の有人宇宙船アポロ7号打上げ
11.21	第4代所長　山内正男	11.20	宇宙開発委員会長期計画策定のための基本方針を決定		
27	第1回風洞研究会議開催	11.22	日航 DC-8 型サンフランシスコ湾に不時着水乗員無事		
28	科学研究官　上山忠夫			12.31	(ソ)世界初の SST 旅客機 TU144 試験飛行成功
		11.30	第24代長官　木内四郎		
44. 2. 1	NAL-25・31型飛しょう実験成功	44. 2. 6	宇宙開発推進本部初の本格的液体固体の二段式ロケット打上げ実験成功	44. 2. 9	(米)ボーイング 747 初飛行成功
3. 6	固体ロケット多分力テストスタンド設備完成（角田支所）				
4. 1	山内所長，松木原動機部長，鳥崎室長等日本機械学会賞受賞			4.24	(英)ハリアー T2 が世界初の固定翼複座 VSTOL 実用ジェット機として初飛行
		6.18	宇宙開発事業団法成立	7.16	(米)アポロ 11 号打上げ，7.21 月面静かの海に着陸アームストロング船長月に人類初の第1歩をしるす
		6.23	日米航空交渉(ワシントン)		
		7.31	宇宙開発について日米技術協力成立		
		8.10	工技院大型プロジェクトに航空機用エンジンを正式決定		
		9.15	宇宙開発推進本部 JCR 型1号機の打上げ成功		
10. 1	ロケット部を宇宙研究グループに改組	10. 1	宇宙開発事業団発足	10.14	(ソ)ソユーズ 7，8 号ドッキング成功
11. 7	FFM-10 型の高速飛しょう実験成功				
11.21 ～ 29	フライングテストベッド初の有人高度制御実験実施（角田支所）			11.19	(米)アポロ 12 号月面あらしの太洋に着陸

所内		国内		国外	
		45. 1.14	第25代長官　西田信一		
		2. 3	宇宙開発事業団種子島宇宙センターで LS-C 3 号ロケット打上げ成功		
		2.11	東大宇宙研内之浦宇宙センターで我が国初の人工衛星「おおすみ」の打上げに成功		
45. 4.16	松木原動機部長，鳥崎室長科学技術庁長官賞受賞	6. 1	日航の 747 一番機羽田着	45. 4.24	中国初の人工衛星打上げ成功
8.24 ～ 27	STOL 実験機 FA-200XS 36回の離着陸実験実施（福井空港）	8. 5	岩手県三崎町に気象ロケット観測所開所		
		8.26	科学技術庁長官宇宙開発計画を米国からの技術導入を基本とすると発表	9.12	(ソ)無人のルナ 16 号月面着陸，初の自動装置による岩石採取成功
				10.26	コンコルド 002 マッハ1.86 (53 回目のテスト)
				11.10	(ソ)ルナ 17 号打上げ，初の自動月面車「ルノホート 1 号」月面探査
12. 6	フライングテストベッドホバリング飛行実験に成功（角田支所）	12.24	YX開発計画 1 年延期	12.16	(ソ)ビネラ 7 号 120 日の飛行で金星に初の軟着陸
		46. 2.16	東大宇宙研国産第 2 号人工衛星「たんせい」の打上げ成功	46. 1.31	(米)アポロ 14 号打上げ，月面で運搬車「リキシャ」使用
46. 4. 2	石田機体第二部長日本機械学会賞受賞				
4.16	樋口計測部長，堀川，百名両室長科学技術庁長官賞受賞			5.13	コンコルド 001 初の完全自動着陸に成功(ツールーズ)
				5.20	(米) 上下両院 SST 開発計画中止を決定
6.13 ～ 21	フライングテストベッド自由飛行実験に成功（角田支所）			6. 6	(ソ)ソューズ 11 号打上げ，サリュトとドッキング史上初の有人宇宙ステーションに成功帰還中三飛行士事故死
		7. 3	東亜国内航空 YS-11 ばんだい函館の横津岳に墜落 (68名死亡)		
		7. 5	第26代長官　平泉　渉		
		7.19	通産省大型プロジェクト航空用ジェットエンジンの研究開発の基本計画を決定	7.26	(米)アポロ 15 号打上げ，月着陸，月面走行車で月面探査
		7.20	国産初の超音速ジェット機 XT-2 の第 1 号機初飛行に成功		
		7.30	全日空 727 岩手県雫石町上空で航空自衛隊機と衝突墜落 (162 名死亡)		
		9.28	東大宇宙研わが国初の科学衛星「しんせい」打上げ成功	9. 2	(米)NASA 71 会計年度以降の宇宙計画縮少を発表
				9.15	(ソ)ルナ 17 号による「ルノホート」活動終了

所内		国内		国外	
46.10.29	第3回国際航空宇宙ショーにフライングテストベッド等を出品(小牧)	46.11.16	第27代長官　木内四郎	46.10.28	(英)X-3衛星(プロスペロ)打上げ第6番目の自力衛星発射国となる
				11.13	(米)火星探査機マリーナ9号初の火星を回る人工衛星
		12.30	日米合同委で調布飛行場の全面返還決定		
47. 2.14	気象研と共同で異常航空気象等の実験(伊勢湾上空)				
4.17	武田新型航空機部長，滝沢室長，後藤課長科学技術庁長官賞受賞			47. 4.16	(米)アポロ16号打上げ，月着陸孫衛星発射
4.25	調布飛行場分室10周年記念				
		47. 5.15	沖縄本土復帰	5.24	米ソ間に宇宙開発協力に関する協定成立
		6.12	コンコルド日本にデモフライトで初飛来		
		6.14	日航DC-8インドニューデリ空港で墜落(86名死亡)		
		7. 7	第28代長官　中曽根康弘		
		8.19	東大宇宙研我が国4番目の人工衛星「でんぱ」打上げ成功		
10.12	江川室長日本非破壊検査協会20周年記念論文賞受賞	10.28	日航DC-8-62モスクワのシェレメチェボ空港で墜落(61名死亡)		
		12.12	ESROと宇宙開発協力に関する文書交換	12. 7	(米)アポロ計画最後のアポロ17号打上げ人類6度目の月面着陸に成功
		12.22	第29代長官　前田佳都男		
48. 3.19～24	ヘッドアップディスプレイの飛行実験実施(小牧空港)				
3.31	ロケットエンジン高空性能試験設備完成(角田支所)	48. 4. 1	民間輸送機開発協会発足	48. 4. 6	(米)木星探査機パイオニア11号打上げ
5. 1	新型航空機部を新型航空機研究グループに改組	5. 1	航空技術審議会「STOL輸送システム部会」設置		
5.15～17	国産ジェットエンジンFJR 710-10試作1号機完成初運転成功	5.10	宇宙開発事業団筑波宇宙センター開所式		
		6.11	航技研の風洞でのYX標準模型のテスト開始	6. 3	パリエアショーでTU-144墜落
7.18	ロケットエンジン高空性能試験設備完成披露			7.15	コンコルド　テスト飛行うち超音速飛行525時間
		8.22	宇宙開発委員会放送衛星，通信衛星を51年度までに開発と方針決定	9.26	(米)スカイラブで約60日の宇宙滞在記録
10. 5～11	第4回国際航空宇宙ショーにジェットエンジン，ヘッドアップディスプレイ等を出品(入間)				
10.19	FJR 710-10試作1号機100%のフル運転テストに成功	11.25	第30代長官　森山欽司	11. 6	コンコルド量産1号機ツールーズで初飛行

所内		国内		国外	
		48.12. 6	中央公害対策審「航空機騒音の環境基準設定」の答申		
		49. 2.16	東大宇宙研「たんせい2号」打上げ		
49. 3.13	フランス国立宇宙開発センタ（CNES）レヴィ総裁来所	3.13	宇宙開発委員会「宇宙開発計画」を修正		
4.22	計算センター新設	5.24	日中航空協定発効		
				49. 7. 3	(ソ)ソユーズ14号打上げ，サリュートとドッキング成功
		9. 1	宇宙開発事業団 Q′ ロケット1号打上げ	8.26	(米)大西洋横断のリンドバーグ氏死去
		11.11	第31代長官　足立篤郎	11. 7	コンコルド 01 大西洋横断に民間機として新記録2時間 55 分
		12. 9	第32代長官　佐々木義武	12. 2	(ソ)米アポロとドッキング準備のためソユーズ 16 号打上げ
50. 2. 1	FACOM 230-75 計算機稼動開始	50. 2. 5	宇宙開発事業団 Q′ ロケット2号打上げ		
		2.24	東大宇宙研「たいよう」打上げ		
4.18	模型飛行機教室開催（一般公開日）			7.18	ソ連ソユーズ19号（7.15打上げ）と米アポロ（7.16打上げ）史上初の国際ドッキングに成功
7. 1	ESRO/ESA R. ギブソン事務局長来所				

9. 審議会の答申

諮問答申番号	諮問年月日	答申年月日	件名
○航空技術審議会　昭29. 7. 1 発足（総理府）			
1	昭29. 9.16	昭30. 4. 1	航空技術に関する重要研究の目標および方針
2	〃	〃	関係各行政機関の共用に供する航空技術研究機関の設置に関する基本方針
3	昭30. 3.10	昭30. 7.15	関係各行政機関の研究機関における航空技術に関する研究事項（大学における基礎的学理の研究事項を除く）の連絡調整に必要な措置関係
4	〃	〃	関係各行政機関の研究補助金および研究委託費のうち航空技術に関するものの配分の計画の連絡調整に必要な措置
5	昭30. 7. 6	昭30.11.29	関係各行政機関の航空技術に関する研究のための経費を必要とする計画の連絡調整に必要な措置
6	昭30.11.21	昭31. 3.30	現下の状勢で，航空技術を急速に振興させるため，重点的に推進する必要のある重要研究ならびにこれら研究の推進にあたり特に必要とする諸方策
7	昭31. 3.22	昭31. 4.30	昭和 31 年度の関係各行政機関における航空技術に関する研究事項（大学における基礎的学理の研究事項を除く）の連絡調整に必要な措置
8	〃	〃	昭和 31 年度における関係各行政機関の研究補助金および研究委託費のうち航空技術に関するものの配分の計画の連絡調整に必要な措置
○航空技術審議会　昭31. 5.19 改組（科学技術庁）			
1	昭31. 7.19	昭31. 8.23	昭和 32 年度における航空技術研究の推進方策および航空技術研究所の事業計画に関する基本方針

諮問 答申番号	諮問年月日	答申年月日	件名
建議		昭32.12.17	昭和 33 年度における航空技術推進方策
2	昭32. 2.16	昭33. 4. 2	超高空飛行に関する研究の目標および方針並びに必要な措置
3	昭33. 3.31	昭33. 6.26	現下の情勢における航空技術に関する重要研究課題および整備すべき研究施設について
4	昭33. 9.24	昭33.11.14	航空安全対策に関する研究方針，重要研究課題および整備すべき研究施設
5	昭36. 8.10	昭36.12.11	航空技術に関する重要研究の目標およびこれを達成するための推進方策について
6	昭39. 1.31	昭40. 5.18 中間	航空技術振興に効果的な航空機の開発における技術的問題点およびこれに対処する方策について
7	昭41. 3.10	昭41. 7.20	ジェット輸送機の航空安全に関する技術的問題点及びその具体策いかん
8	昭46. 6.28	昭46.12.14	今後の航空技術の振興に必要な重要課題とこれを達成するための推進方策について
○宇宙開発審議会　昭35. 5.16 発足（総理府）			
1	昭35. 6.10	昭37. 5.11	宇宙開発推進の基本方策について
2	〃	昭35.10. 3	昭和 36 年度における宇宙科学技術推進方策について
3	昭38. 1.30	昭39. 2. 3	宇宙開発における重要開発の目標とこれを達成するための具体方策いかん
4	昭42. 9.28	昭42.12.20	宇宙開発に関する長期計画および体制の大綱について

編 纂 後 記

「航技研も来年昭和50年には創立20周年を迎えるので記念行事を行う予定であるが，その一つとして20年史の編纂をやるように」と所長から大役を仰せつかったのは49年度に入って間もなく6月ごろであった。急きょ各部課から編纂委員を選出し，委員会が正式に発足したのは49年7月1日，第1回編纂委員会が開催されたのは7月16日であった。その後何回か委員会を開き，編纂の方針，目次の大綱，執筆要領などをきめ，執筆者に担当部分の執筆のお願い状を出したのは秋も酣の10月初旬であった。

年史の基本性格としては，20年間の航空宇宙技術研究所の活動の主要な流れ，変遷を正確に記録することとした。従って，各年度毎の詳細な資料や研究項目のすべてが網羅されてはいない。それらについては毎年刊行されている年報を参照していただき度い。

編纂の方針として，各章および第 2，3 章各節毎に執筆責任者をきめ，執筆責任者の方々に執筆者の決定，原稿とりまとめをお願いした。本文中では研究担当者名の記載は避けることとしたが，これは多くの研究が何人かの共同，協力によるもので，その記述に精粗統一をかくことを恐れたこと，および研究所としての活動の経緯が分ればよいと考えたからである。また第 2，3 章の参考文献については，航技研の報告類を主体とし，外部の文献名については読者に判断できる範囲で略記した。また航技研の報告類については著者名を省略したが，これは資料篇に報告類の一覧表を付したからである。

最終的な原稿の調整には編纂委員会がこれにあたった。

本文の構成や書き方については出来るだけ統一的にスタイルをそろえるように努力した。しかし，研究に関する部分では，開発に近いものから基礎研究まで種々の性格があって，同一のスタイルにそろえることは必ずしも容易ではなかった。通読して不統一の感があるとすれば，それは編集の力の至らなかった点は勿論であるが，またそれはそれぞれの研究分野の特色によるものでもあると御理解戴ければ幸である。

この種の年史の出版については10年につき1年の期間が必要であると云われている。ほぼ1年間で20年史をまとめることが出来たのは，ひとえにお忙しい中を御協力下さった執筆責任者，執筆者をはじめ関係各位の御協力によるものである。深く感謝の意を表し度い。また科学技術庁長官から御祝辞を戴き，更に歴代所長をはじめ諸先輩からも回顧文を戴いて年史を賑わすことが出来た。あわせて心から御礼を申し上げる次第である。

20年の歴史を正確に記録しておくこと自体有意義なことである。しかしそれは所詮は過去のことであり，この過去を顧み，研究所の将来の発展へ向うための一助ともなれば年史出版の意義も一層大きなものとなるであろう。

（編纂委員会委員長　長　洲　秀　夫）

名　　簿（五十音順）

執筆責任者

牛田　健二，大塚　貞吉，上山　忠夫，河崎　俊夫，幸尾　治朗，重見　孝，高木　廣治，
武田　峻，中井　暎一，樋口　一雄，藤本　澄，松木　正勝，毛利　浩

執　筆　者

飯田宗四郎，池田　為治，石井　進一，石田　洋治，市川　輝雄，伊藤　信毅，犬丸　矩夫，
井上　建二，井上　政一，牛田　健二，江川　幸一，海老原正夫，遠藤　浩，大塚　貞吉，
大月　正男，大坪　孔治，大山　耕一，岡部　正典，小野　幸一，恩地　瑛，神谷　信彦，
上山　忠夫，河崎　俊夫，川島　矩郎，河本　巌，幸尾　治朗，河野　長正，古賀　達蔵，
輿石　肇，五代　富文，古茂田真幸，小山　幾造，近藤　博，近藤　洋史，桜井　善雄，
重見　孝，鈴木　昭夫，鈴木　邦男，高木　廣治，高島　一明，高橋　勝司，高橋　宏，
高原　北雄，滝澤　直人，竹内　理，竹内　和之，武内　澄夫，武田　峻，多田　保夫，
田寺　木一，谷　　喬，田村　正芳，鳥崎　忠雄，中　正夫，中井　暎一，長洲　秀夫，
中村　実，中村　嘉宏，西尾　健二，西村　博史，能瀬　弘幸，野村　孝七，野村　茂昭，
萩原　秀徳，橋本　登，花松　武志，塙　武敏，林　良生，樋口　一雄，廣末　健一，
藤井　昭一，藤本　澄，古田　敏康，別府　護郎，星野　哲夫，堀川　勇壯，松木　正勝，
松崎　利一，蓑田　光弘，宮川　行雄，宮地　敏雄，三好　甫，村上　力，毛利　浩，
山田美子男，山中　龍夫，山本　稀義，和田　勇

カット作製者

井上　建二，岩崎　和夫，岡部　正典，小川　元昌，上村平八郎，近藤　博，照井　祐之，
長洲　秀夫，西村　博史

編纂委員会

委員長　　長洲　秀夫

委　員　　泉　日出夫（昭49.11.15まで），井上　建二，牛田　健二，川島　矩郎（昭49.11.16から），輿石　肇，小山　幾造（昭50.3.31まで），近藤　博，斎藤　秀夫，鈴木　昭夫，田村　正芳，西村　博史，野村　孝七，花松　武志，塙　武敏，三好　甫，山田美子男（昭50.4.1から），山中　龍夫

幹　事　　川越　正信

事務局　　大野　孝広，坂井　孝司，納谷　理憲

航空宇宙技術研究所20年史

昭和50年7月

編集　航空宇宙技術研究所20年史
　　編纂委員会

発行　科学技術庁 航空宇宙技術研究所
　　東京都調布市深大寺町1,880番地

印刷・製本　(株) 東京プレス