

8 第3研究所

概説

第3研究所は、航空機及び航空機用機器並びに誘導兵器に関する研究・試験等の業務を所掌しており、平成4年度以来日米共同研究も実施している。平成10年度からは「先進ハイブリッド推進技術」を共同研究中である。また平成3年度には札幌試験場東千歳分場において、燃焼風洞装置、エンジン高空性能試験装置、三音速風洞装置を主な構成要素とする「空力推進研究施設」の建設に着手し、平成16年度の完成を目指している。

第1部における航空機の機体関係については、航空機基礎技術の向上を図るための固定翼機技術として、炭素繊維による複合材構造技術の研究、数値空力計算技術及び風洞試験技術等空気力学評価技術の研究、耐損傷飛行制御、光操縦システム等航空機制御技術の研究等があり、その他、回転翼機技術や無人機技術等の研究がある。また、航空機搭載の電子機器に関して、将来慣性基準装置や火器管制装置等のシミュレーション試験を行う飛行運動環境シミュレータ、将来のコックピットを評価するためのコックピット評価装置等の研究も行っている。更に中等練習機(T-4)、支援戦闘機(F-2)、小型観測ヘリコプター(OH-1)等の開発試作を評価する全機静強度試験、全機疲労強度試験の実施、飛行試験の協力等各種試験の実施及び分担等の試験業務も実施してきた。

第2部における推進装置の研究は、我が国初のジェット練習機用ターボジェットエンジン(J3-3)、中等練習機用ファンエンジン(F3-30)の開発後、F3技術を基盤としてアフタバーナ及びFADEC技術等を集大成した再熱ファンエン

ジン(XF3-400)の研究試作を主流とするターボエンジンの研究系列、将来の高空・高速ミサイル用エンジンに係るラムエンジンの研究系列、及びミサイル用ロケットモータの研究系列の3系列からなる。第1系列は、将来エンジン主要構成要素の研究試作、実証エンジン(XF5-1)及び大型機用エンジン(XF7-1)の研究試作に継承され、今後の航空機エンジン開発の基盤となっている。また、第1の系列及び第2の系列に係る供試体を試験・評価するための燃焼風洞やエンジン高空性能試験装置など、「空力推進研究施設」の中核をなす試験装置も構築した。第3の系列においては、ロケットモータ推力制御化、耐熱新素材、安全性等を研究指針としている。

第3部の誘導兵器においては、中MAT(ATM-3)、重MAT(ATM-4)、地对艦誘導弾(SSM-1)、空対艦誘導弾(ASM-2)、個人携行SAM(SAM-2)、格闘戦用ミサイル(AAM-3)、中距離空対空誘導弾(AAM-4)、短距離SAM(改)、将来SAM等、研究と開発が一体となって行われた。すなわち、ホーミングシーカをはじめとする各要素技術の先行研究、試験・評価法に関連する計測システムや標定用レーダ、試験データ解析技術の研究等を行うとともに、ミサイルシステムの総合的な性能評価に関するシミュレーション技術、誘導弾の耐環境性を保証するための環境試験技術等の研究を行い、同時に発射試験をはじめとする技術試験を実施してきた。また、高性能の赤外線画像誘導装置、Kaバンドシーカ実験装置、ミリ波・赤外線複合装置等の独自性の高い将来技術の研究も実施している。

(1) 複合材構造技術の研究

7 目的

航空機構造の重量軽減を図る複合材料を適用した構造様式を研究し、適用化のための技術資料を得る。

イ 経緯及び結果

この研究では、昭和51～57年度の炭素系複合構造実機用供試体の試作、昭和55～59年度の主翼桁間構造の研究及び平成元年度からの新複合材構造の研究（平成13年度研究試作終了）を実施し、また、平成8年度から先進胴体構造の研究（現在所内研究実施中）を行い、現在に至っている。その概略は、以下のとおりである。

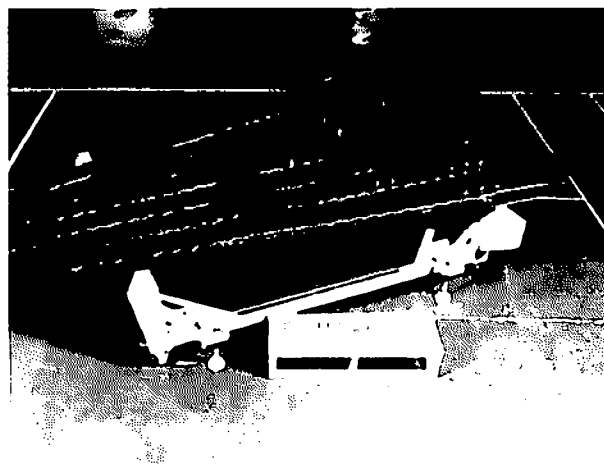
炭素系複合構造実機用供試体の試作は、機体構造への炭素系複合材料適用の第一歩として、T-2のラダー及びブレーキ、C-1のグランドスポイラー並びにPS-1の水平尾翼スラット・レールを試作し、飛行試験による評価試験を実施した。この結果は以降の一次構造への適用化研究に反映された。

主翼桁間構造の研究は、一次構造としての小型機主翼への炭素系複合材料の本格的適用を目途に桁と下面外板を一体で作り上げる一体成形加工を開発した。この技術の実機への適用性確認のため実大構造（主翼桁間部分）の試作・評価試験を行った。この研究で波桁ウェブ、燃料通気口、パイロン金具、動翼取り付け金具等実機を模擬した構造の実現を可能とし、成果はF-2の主翼へと結実した。この一体成形加工技術は日米共同開発の覚え書きに従い米国に技術移転が行われた。

新複合材構造の研究は、複合材の主翼への適用が桁と外板等を一体成形加工する技術を生み、これに続き、積層した層と直行方向にも繊維を配置した3次元複合材の研究を主翼の取り付け金具部や胴体の主翼取り付け金具

を対象に行っている。積層型と異なり3次元複合材はドライの繊維（糸）を織り上げ、金型に入れ樹脂材を注入後硬化させるRTM（レジン・トランスファー・モールドイング）成型法による製品化の特徴を有している。平成13年度に実大金具の試作を終了した。

先進胴体構造の研究は、胴体構造等を対象に複雑曲面形状化、大型部品化及び耐熱要求に応えるための複合材の適用化研究として所内研究を現在実施中である。



複合材主翼一体成形

(2) 空気力学評価技術の研究

7 目的

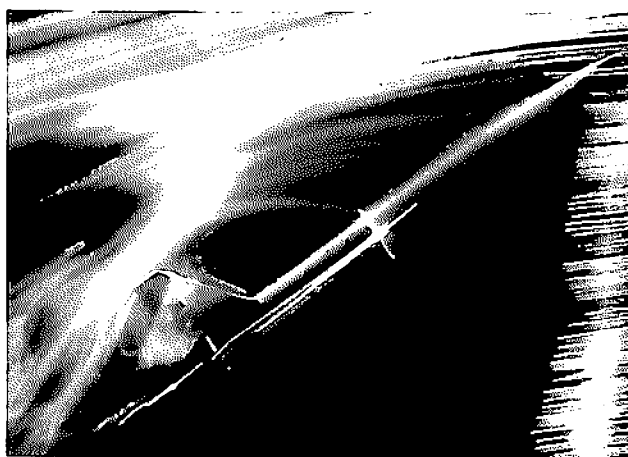
航空機の空力特性を推定する数値解析プログラムの開発及び風洞による空力特性評価について航空機の性能を精度良く推算するための技術資料を得る。

イ 経緯及び結果

数値空力計算の研究は平成元年度に開始し、空力計算ソフトウェアに関する要求分析、ソフトウェア、ハードウェアに関するシステム要件の検討及びハードウェア構成に関する調査検討を行い、研究試作へ移行するための技術資料を得たので平成3年度から将来航空機主要構成要素（航空機性能評価プログラム）の研究試作として数値計算による航空機の性

能推算システムの構築に着手した。システム構想及び環境構想から航空機性能評価プログラムは計算機風洞管理モジュールの制御下に諸元策定、機体形状創成、空力特性、空弾性、飛行シミュレーションの各モジュール構成とし、研究試作期間中及び将来的な拡張・改造に対応できるシステム構成とした。本プログラムの中核となる空力モジュールは、オイラー方程式を基礎式として用いる圧縮性非粘性計算だけでなく、ナビエ・ストークス方程式を基礎式として用い、複雑形状の3次元圧縮性粘性計算にも対応した先進的な数値空力計算のプログラムである。また、このシステムの稼働環境としてミニ・スーパーコンピュータ(NEC SX4/2C 計算性能; 4G FLOPS, 主記憶; 4GB)を大規模数値空力計算の主計算機として導入し、更に種々のEWSを導入することで、専用システムとして利便性を図った。研究試作は平成10年に終了し、並行して平成4年度から行っていた性能確認試験も平成12年度には終了した。本研究試作により数値計算による航空機の性能推算を精度良く、効率的に求めるための技術資料が得られた。

失速域を含む大迎角における空力特性の研究、平成元年度から三音速風洞を短時間・高精度に自動化計測する技術を調査研究し、平成7年度から三音速風洞装置の研究試作に着手、平成16年度の完成を目指している。



失速域を含む大迎角の風洞試験

(3) 航空機制御技術の研究

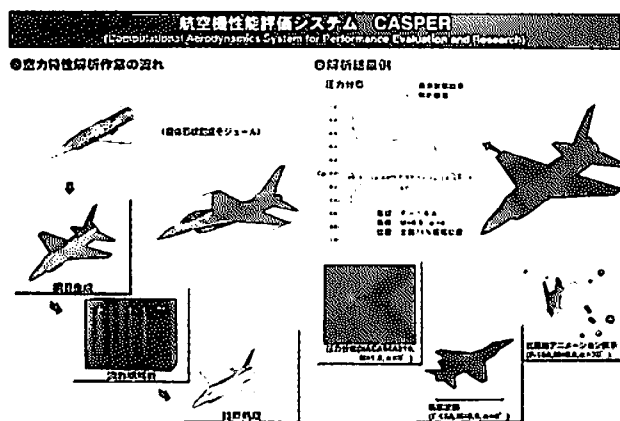
ア 目的

軍用機に要求される任務達成能力の向上に対する戦闘機システムの最適化及び飛行制御系の耐故障・耐損傷性を確保する自己修復飛行制御システム並びに操縦システムの信号の光化、油圧システムの高圧化に関する技術資料を得る。

イ 経緯及び結果

戦闘機システムの最適化については、昭和53年度から研究に着手し、各種任務遂行に必要なパイロットの作業量に関する評価法及びその負担率の軽減を図るために必要なシステムの機能・構成に関する調査・検討を実施した。この成果を受けて、平成元年度から戦術飛行管理システムの研究試作を実施し、シミュレーション評価により、戦術飛行管理システムの機能・構成及びアルゴリズムに関して評価・検討を実施した。

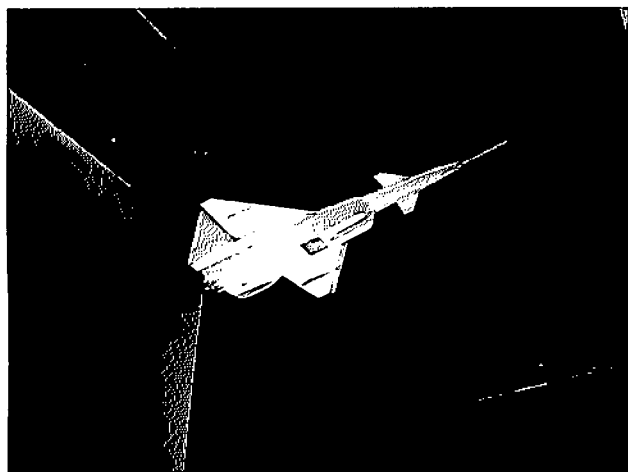
また、失速域においても高い機動性を有する航空機を対象とした飛行制御系の耐故障・



航空機性能評価プログラム(CFD)

きりもみの研究は昭和51年度から開始し、昭和55年度に終了した。昭和56年度から

耐損傷性を確保する高機動／自己修復飛行制御システムの研究については、昭和62年度から着手し、高機動性及び耐故障・耐損傷性を実現する飛行制御アルゴリズム及びその評価法に関して基礎的技術資料を得た。平成7年度からその成果を検証するため、自己修復飛行制御システムの研究試作を開始し、平成9～10年度にかけて実施された性能確認試験においては外乱や機体特性の変化が生じても安定性・制御性の劣化を防ぐロバスト制御則のフライトコントローラへの適用をコンピュータシミュレーションで検証した。この成果を受けて平成12年度の性能確認試験においてはロバスト制御則に加え損傷・故障した制御舵面の制御力を他の残存制御舵面に割振る制御則再分配機能をフィジカルシミュレートで検証するため、風洞風路内において動的風洞試験模型の自由飛行を第3研究所の研究施設である垂直兼用風洞にて実施し、通常迎角及び高機動飛行を想定した高迎角におけるロバスト制御則と制御則再分配機能の有効性の確認に加え、限られた風路径の風洞装置での模型自由飛行試験方法の指針を得た。平成11年度から自己修復飛行制御技術を実機に実装するための技術資料を得るべく自己修復飛行実証手法の研究に着手している。



自己修復飛行制御システム評価の動的風洞試験

昭和54年度開始の操縦系統の研究では操縦信号の光信号化の基礎技術を検討し、昭和61年度からの航空機用8,000psi油圧システムの研究で負荷能動制御型の高圧油圧システムを検討し、平成元年度からは、光信号系と負荷能動制御型油圧システムとを統合し、航空機用光油圧操縦システムの研究として、総合性能を検討した。

平成4年度からは、操縦桿から舵面制御アクチュエータまでの一系統の将来操縦システムの研究試作に着手した。また、平成7年度から3本のアクチュエータを同時制御する実機レベルの将来操縦システムの研究試作に着手しシステムの成立性を見通しを得た。なお、油圧システムについて、従来の3,000psiから8,000psiへと高圧化することにより約20%の軽量化の見通しを得た。また、本成果は技術開発官（航空機担当）において、平成9年度より着手した次世代操縦システムの研究に反映された。



将来操縦システムの地上リグ試験

(4) ヘリコプター技術の研究

7 目的

高性能ヘリコプター・システムの実用化を図るために必要な技術資料を得る。

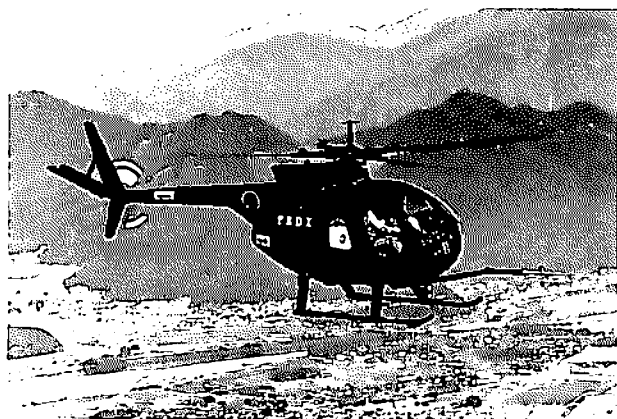
1 経緯及び結果

この研究は昭和58年度に始まるヘリコプ

ターの高運動性の検討、ロータ・ハブのヒンジレス化要素技術の検討、将来ヘリコプターの概念設計を含むロータ・システムの研究を経て、昭和62年度着手のガラス繊維を用いる新型式ロータハブの研究試作により将来ヘリコプターの主要構成要素であるヒンジレス・ハブ技術の検証を行った。

平成元年度からの飛行試験用ロータ・システムの研究試作によるロータ・システムの疲労強度の確認、飛行安定性の確認等を経て、OH-6を改造母機としてヒンジレス・ハブ等を附与した飛行試験用供試機による飛行試験を平成2～3年度にかけて航空自衛隊岐阜基地及び周辺上空で行った。飛行試験では、解析・設計ツールの妥当性検証のための飛行性能の確認、疲労寿命算定に必要な荷重・振動の計測、将来ヘリコプターに適用するために規定された米陸軍のA D S (AERONAUTICAL DESIGN STANDARD) - 33Aのスペックに準拠した飛行性能の計測等を行い、ヒンジレス・ハブを用いた小型ヘリコプターの設計に必要な技術資料を取得した。

本技術資料は国内初の純国産開発ヘリコプターである新小型観測ヘリコプター(OH-1)の開発試作に供された。



飛行試験用ロータシステム(OH-6 J搭載)の飛行試験

(5) 無人機技術の研究

7 目的

有人機による作戦運用の一部を補完するとともに、各種の任務を遂行できる無人機システムに必要な技術について研究し、技術資料を得る。

1 経緯及び結果

昭和29年に「無人機の研究」として始まったこの研究では、ラムジェット又はロケット推進の無人機を中心としたシステムが試作され、昭和37年にロケット推進型が1回の飛行に成功して終了した。本件は、時代に先駆けたシステム指向の研究であり、将来に向けての無人機技術の課題を明らかにした。

その後、要素研究の時代を経て、昭和51年から「研究用RPV」の研究に着手した。これは、戦場における偵察・観測の任務を想定したプロペラ推進の小型無人機及び地上装置からなるシステムであり、北富士演習場及び新島試験場で昭和59年度までに5回の飛行を行った。本システムは我が国における無人機の原型と言うべきものであり、システム構成、誘導制御方式、発進回収方式等、本件で確立された技術は、以後研究開発された無人機のほとんどが何らかの形で踏襲している。

昭和63～平成12年度までの「発進・回収技術の研究」では、従来のパラシュート回収における着地点の不確定を解決するため、テールシッター式の垂直離着陸により回収装置に直接補捉させる方式を採用した。最終的にはジェットエンジンを備えたフルスケールの飛行実験機により、飛行制御、回収誘導、回収装置の技術を検証した。更に平成6年度から、高高度に長時間滞空できる滞空型無人機システムについて、空力設計及び推進システムを主なテーマとして研究に着手しており、今後飛行実験機の試作を目指している。



VTOL-UAVの飛行試験
(定点垂直回収試験)

(6) 航空電子に関する研究

7 ストラップダウン航法システム

(7) 目的

航空機に搭載可能なストラップダウン方式の慣性航法装置を開発するための技術資料を取得する。

(4) 経緯及び結果

ストラップダウン航法システムを研究試作し、航空機に搭載可能なストラップダウン方式の慣性航法装置についての技術資料を取得した。その成果は、将来慣性基準装置などを開発するための技術的基礎資料として活用されている。

イ 将来慣性基準装置

(7) 目的

将来の戦闘機に搭載して、航法に使用するとともに、火器管制装置、飛行制御装置等の慣性センサとして使用する慣性基準装置に関する技術資料を得る。

(4) 経緯及び結果

航空機に搭載可能な将来慣性基準装置を研究試作し、地上試験、車載走行試験などの性能確認試験を経て慣性基準装置に関す

る技術資料を取得した。その成果はF-2の慣性基準装置等の開発に反映されている。

ウ コックピット評価装置

(7) 目的

コックピット計器の形状、配置、表示方式、操縦操作要領を自由に変更可能なコックピット評価装置を試作し、将来型コックピットシステムの有効性を定量的に評価するための技術資料を得る。

(4) 経緯及び結果

コックピット評価装置を研究試作し、コックピットシステムを定量的に評価するための技術資料を取得した。その成果は、ステルス高運動機模擬装置の研究試作、大型機飛行管理制御システムの研究試作、戦闘ヘリコプター要素技術の研究等に反映されている。

エ 飛行運動環境シミュレータ

(7) 目的

航空機の搭載電子システムに対して飛行運動環境条件下でシミュレーション試験を行うことができる飛行運動環境シミュレータの研究試作を行い、十分な試験評価体制を確立するとともに将来の航空電子統合化技術の研究に使用する。

(4) 経緯及び結果

航空機が飛行している実際の運動環境条件を3軸の大型フライトテーブルで模擬し、航空機搭載電子機器をそのフライトテーブルに搭載することによって飛行運動環境条件下での試験を実施できるようにした。また目標模擬アレイアンテナ装置を用いて模擬目標を実現した。本装置はF-2用火器管制レーダのHWILシミュレーション試験に使用され、高速・高機動領域等における火器管制レーダの性能評価に貢献した。

(7) 航空機用ファンエンジンの研究

ア 目的

我が国における将来の航空機用推進装置の独自技術を確立するための基礎資料を得る。

イ 経緯

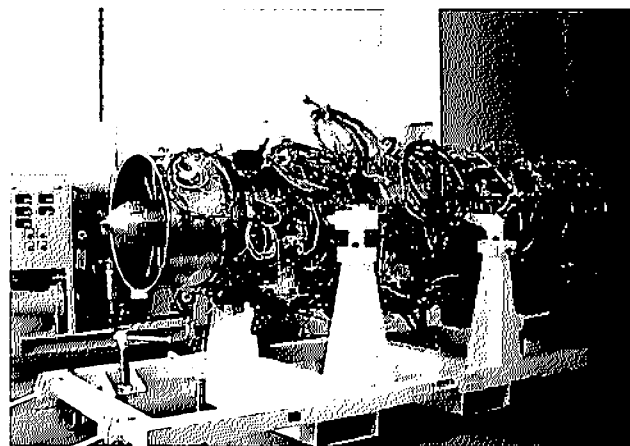
高推力低燃費を追求する航空機用エンジンとしてファンエンジンが主流である。ファンエンジンの特長を活かした超音速戦闘機用エンジン技術を得るためには、再熱装置（アフターバーナ）、電子式燃料制御装置（FADEC）等の航空エンジン先端技術を駆使したエンジンシステムを確立する必要がある。

T-4 中等練習機用 F3-30 エンジンの開発技術を基盤とし、ファンエンジンに適合するアフターバーナ及びデジタル電子制御（FADEC）装置を搭載した再熱ファンエンジンの研究試作を実施した。更にファン、圧縮機、燃焼器及びタービンの主要な構成要素毎に性能向上を図った将来エンジン主要構成要素の研究試作を行い、その成果を反映した実証エンジンの研究試作を実施した。また実証エンジンのコア部を共通化して高バイパス比ファンを組み合わせるエンジンファミリー化の研究を実施し、大型機用高バイパス比ファンエンジン技術の確立を目標にしている。

ウ 結果

我が国初の国産の戦闘機用エンジンとしての性能を有するアフターバーナー付ターボファンエンジン XF3-400（推力：3,400 kgf 級）を得た。また、主要構成要素の性能向上において、圧力比 4.2 の 3 段ファン、圧力比 6.3 の 6 段圧縮機、燃焼温度 1,550℃ の燃焼器及びタービンを得て、その成果を反映した実証エンジン（XF5-1、推力：5,000 kgf 級）を得た。エンジンファミリー化の研究では、実証エンジンのコアに組み合わせる直径 1.3m、バイパス比 8.5 の高

バイパス比ファンを研究試作し、更にこのファンを適用した大型機用高バイパス比エンジン（XF7-1、推力：6,000 kgf 級）を研究試作している。



実証エンジン

(8) 航空試験装置（エンジン高空性能試験装置・燃焼風洞装置）の研究

ア 目的

ジェットエンジン、ラムジェットエンジン等のエアブリーディングエンジンの研究及び開発をするうえで必要不可欠なエンジン高空性能試験装置及び燃焼風洞装置に関する技術資料を得る。

イ 経緯

エアブリーディングエンジンは、高度、機速等の飛行条件によりその性能が変化する。この性能変化を試験・評価するためには、地上であらゆる飛行状態を精度良く模擬することができる試験装置及び燃焼風洞装置が必要である。しかし、これまで国内にはこの設備は整備されておらず、エンジンの研究開発に障害となっていた。そこで、国内にエンジン高空性能試験装置及び燃焼風洞装置を設置するため、その規模や能力について検討した。

ウ 結果

札幌試験場東千歳地区内に空力推進研究施

設の整備が開始され、平成7年度に専用燃焼試験装置、平成9年度に燃焼風洞装置、平成12年度に高空性能試験装置が完成した。現在、三音速風洞装置の建設が進められている。

(9) ラムジェットエンジンの研究

ア 目的

大気圏内を高速飛しょう(3~5マッハ)する飛しょう体の推進装置として有効なラムジェットの開発技術を得る。

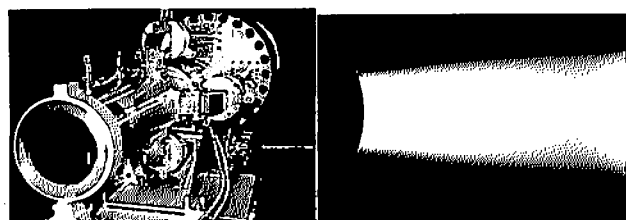
イ 経緯

2マッハ以上で飛しょうする将来高速飛しょう体用推進装置としてターボ系エンジンに替わってラムジェットエンジンが有望視されてきている。ラムエンジン技術を確立するためには、空気取り入れ口、ラム燃焼、エンジン加速等の技術課題の多くを解決する必要がある。

昭和50年代後半、金属含有の低酸化剤固体燃料を用いてロケットラムエンジンの基礎研究を実施した。昭和60年代に入って、新しい固体燃料を使用し、燃料ガス流量制御を行うダクテッドロケットエンジンの研究を行った。この研究は、技術で最初に日米共同研究に取り上げられ、平成10年度の試験をもって終了した。以降、平成12年度からダクテッドロケットエンジンを搭載する飛しょう体の発射試験が計画されている。

ウ 結果

ラムジェットエンジン開発のための技術資料を取得した。



ダクテッドロケットの試験用エンジン及び燃焼

(10) エアーターボラムエンジンの研究

ア 目的

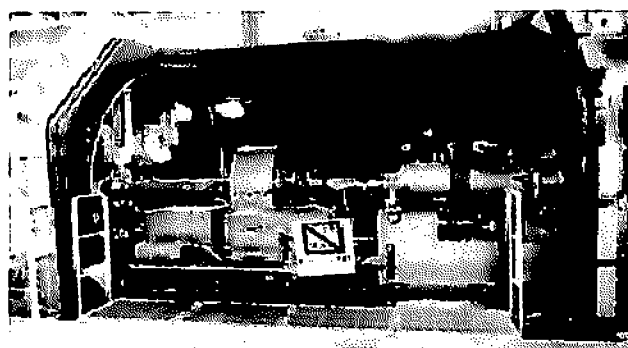
将来誘導弾及びUAVの推進装置として有望なエアーターボラムエンジンの技術資料を得る。

イ 経緯

エアーターボラムエンジンは、ターボジェットとラムジェットの要素を組み合わせた複合エンジンで、亜音速から超音速までの広い速度領域で飛しょう可能で、かつ、自由に速度を制御できる新しいタイプのエンジンである。この研究では平成7年度から平成12年度にかけて3回の研究試作を行った。最初の試作では、既存の技術を組み合わせでφ350mmのエアーターボラム基本形態エンジンを試作し、続いてファン駆動用の液体と固体の2方式のガスジェネレータ、単段でファン圧力比2以上有するタンデム翼を適用したターボ部と小型化のため短縮化を図ったラム燃焼器を試作した。所内試験は、平成9年度下半期から着手しており、基本形態のエンジン試験及び基本形態エンジンに高性能構成要素を組み込んだエンジン試験を行う計画で進めた。構成品の単体特性及び回転部の機械的健全性等の基礎データは主として地上静止試験で取得しているが、飛しょうを模擬した試験は、東千歳の燃焼風洞装置を用いている。15年度末まで本シリーズの試験を行う予定で、現時点では性能・特性の全容を把握できていないが、このためのデータが着実に取得されつつある。これまでの試作エンジンは、補機類を外置きにしたものであるが、補機類を実装し、FADEC制御による自立型のエンジンを平成17年度から研究試作する予定である。

ウ 結果

高度40 kft、速度3マッハでの基本形態エンジンの燃焼性能を取得した。



エアーターボラムエンジンの燃焼風洞における
飛しょう模擬試験

(11) ロケットエンジンの研究

ア 目的

我が国の戦術用ミサイルに使用される固体ロケットモータの高性能化を図る。

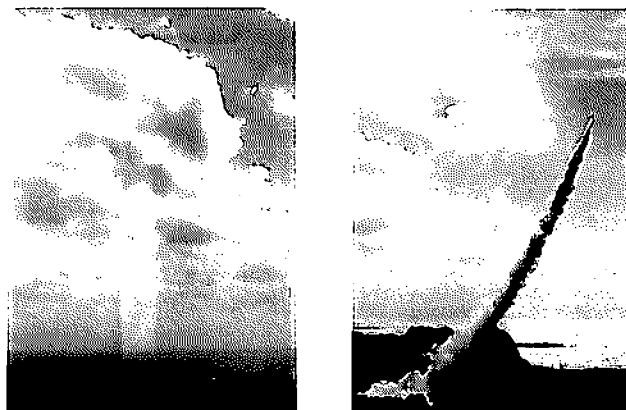
イ 経緯

固体ロケットモータに使用される推進薬には無煙性ダブルベース系と有煙性コンポジット系がある。前者は対戦車誘導弾の中MAT、新重MAT及び地対艦誘導弾のブースタ等に使用されている。この系統の推進薬はニトラミンを利用して高性能化が図られた。後者は、従来のCTPB（末端カルボキシル基ポリブタジエン）系に替わってHTPB（末端水酸基ポリブタジエン）系が主流になっており、これは第3研究所第2部の研究試作により詳細データが集積されたものである。その適用例として携行SAM、短SAM（改）、格闘戦用ミサイル、新中距離空対空誘導弾、将来SAM等がある。

また、固体ロケットモータ作動の高推力長秒時化を図る端面燃焼ロケットモータの研究試作及び推力制御を可能にする2段推力ロケットモータの研究試作等を実施し、更に耐熱新素材の適用により、モータシステムの総合性能の向上、安全性の向上等の研究を継続している。

ウ 結果

高性能無煙性推進薬の燃焼技術及び装備化誘導弾のHTPB推進薬技術が確立された。



無煙性ロケット（左）と高比推力有煙性ロケット（右）の地上発射（於新島試験場）

(12) 先進ハイブリッド推進技術の研究

ア 目的

推力制御によって複数の運用要求に対応が可能で、更に安全性の向上、秘匿性の向上が期待されるハイブリッドロケット・エンジンに関する技術資料を得る。

イ 経緯

(7) 共同研究の経緯

平成8年度から米空軍と協議を行った結果、平成10年5月に了解覚書の調印となり、共同研究を開始することとなった。

(4) 作業分担

ハイブリッドロケット・エンジンを構成要素に分割して両国の分担部位を決定し、両国が製造した構成要素を組み合わせることで完成させることとした。我国はダクテッドロケット・エンジンの研究でガス発生剤に多くの知見を得ていること、第3研究所での所内研究等でハイブリッド燃焼について経験を有すること、米側は液体ロケットの開発及び液体発射薬の経験が豊富であること等を考慮して分担が決定された。

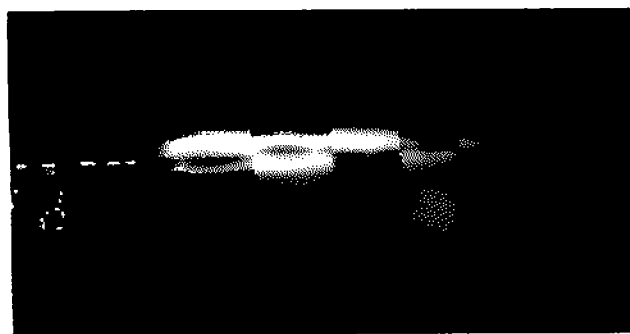
(9) 作業内容

最終目標である戦術ミサイル用ハイブリッドロケット・エンジンの実証を行うために研究を3つの作業に分割して実施した。

作業1では、両国とも小型のエンジンを試作して燃焼試験を行い、実機サイズエンジンで期待できる性能、形状寸法等を見積り、作業2で製造するエンジンの仕様を決定した。酸化剤 HAN (Hydroxyl Ammonium Nitrate) と固体ガス発生剤の組み合わせによるハイブリッドロケット・エンジンは世界にも類を見ない初の試みであり、両国共に多くの不具合を経験したが、効率的に試験を実施することができた。

作業2では、作業1で設定した仕様に基づき、両国が厚肉型ハイブリッドロケット・エンジンを製造した。この段階では詳細な図面の交換、特にインターフェースの設計が重要な共同作業となり、両国にそれぞれ Interface Control Document (ICD) を策定する代表者を官民に置いて密接な情報交換ができるよう配慮した。また、点火装置、酸化剤加圧装置等の構成品についての試験はこの作業で行われた。

作業3では製造した厚肉型ハイブリッドロケット・エンジンについて両国が担当するサブシステムについて機能・性能を確認した後、システムとして統合し、燃焼試験を実施し、評価を行った。



ハイブリッドロケット試験用エンジン燃焼試験

ウ 結果

ブースト推力及びサステナ推力が任意に切り替え可能なハイブリッドロケット・エンジンのシステムの技術資料を得るとともに、日米の技術者の人的交流も図っている。

(13) 無冷却燃焼器ライナの研究

ア 目的

先進材料の一つであるセラミックス基複合材料を燃焼器ライナに適用し、冷却空気量を削減することでジェットエンジン性能を向上させるための技術資料を得る。

イ 経緯

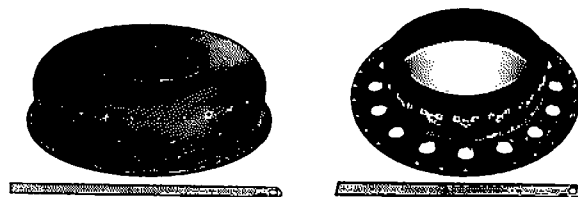
航空機用エンジンの燃焼器のような高温部位には、高度な冷却技術やセラミックコーティングを適用した耐熱金属材料が使用されている。高温部位の冷却空気流量を削減し、燃焼ガス温度の高温化ができれば、エンジン燃料消費率の低減等の性能向上が期待できる。そこで、平成9年度から平成11年度にかけて、セラミックス基複合材料(炭化珪素繊維強化炭化珪素セラミックス:以下「SiC/SiC」という。)を用いた無冷却燃焼器ライナについての特別研究を実施した。

ウ 結果

燃焼器ライナ壁面を模擬したSiC/SiC試験片の製作及び強度試験、SiC/SiC燃焼器ライナ製造方法及び非破壊検査方法、SiC/SiC燃焼器ライナの燃焼特性、強度特性、耐久性等についての技術資料を得た。

アウトライナ

インナライナ



セラミック基複合材料製燃焼器ライナ

(14) 将来誘導弾基礎技術の研究

7 ミサイルシステム・シミュレータ

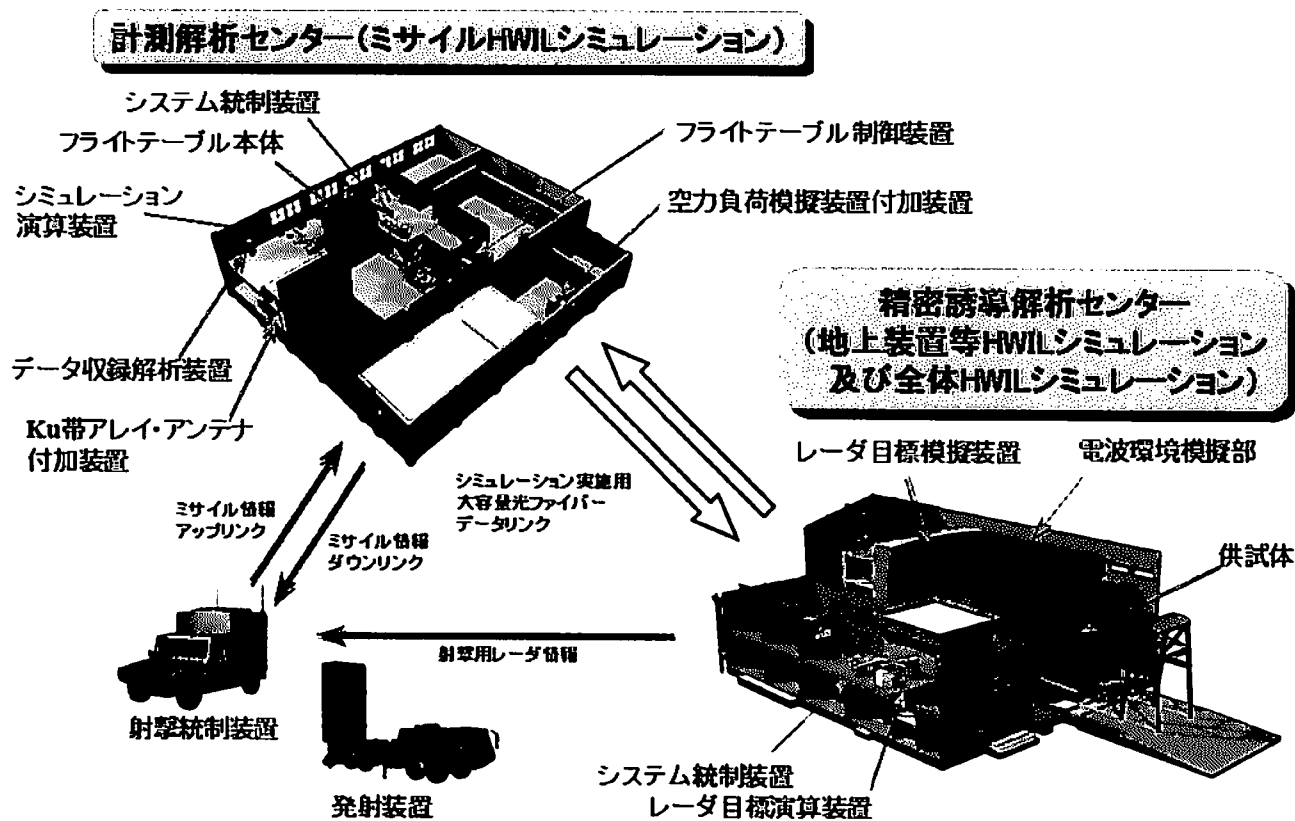
(7) 目的

大規模化・多様化・高性能化した誘導弾を地上装置を含んだ大規模システムとして評価することが可能なミサイルシステム・シミュレータ技術を確立する。

(4) 経緯及び結果

近年、研究開発される誘導弾は、誘導弾単体での能力の向上だけでなく、射撃用レーダ装置等の地上装置を含めたシステムとしての性能向上という傾向が強い。そのため試験評価においても誘導弾単体のみならず、地上装置等を含めたミサイルシステムとしての評価が極めて重要となりつつある。そこで、従来から第3部で実施してきた誘

導弾単体でのHWILシミュレーション試験（シミュレーションループ中にハードウェアを直接含む方式のシミュレーションでHardWare-In-the-Loopの略）に、射撃統制装置や射撃用レーダ装置等の地上装置を含めたミサイルシステム全体としてのHWILシミュレーション試験を行うために、新たにミサイルシステム・シミュレータの研究試作を平成12年度に実施し、良好な結果を得た。現在、このミサイルシステム・シミュレータを用いて、新短距離空対空誘導弾（XAAM-5）や新中距離地对空誘導弾（新中SAM）等の研究開発中の誘導弾の性能を確認する試験を随時実施しており、これらの誘導弾の研究開発に大きく貢献している。



ミサイルシステムシミュレータ配置図

イ 光波・赤外線誘導制御装置

(7) 目的

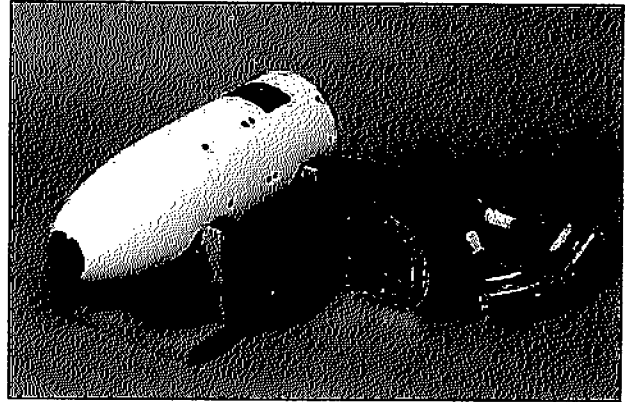
将来の対戦車誘導弾に適用可能な赤外線画像追尾実験装置、IRCCM性能を向上させ、かつ、小型・軽量化を図った非冷却の将来ASM用赤外線画像誘導装置、将来の小型・軽量の誘導弾に使用できる光波複合誘導制御装置、誘導精度、残存性等を向上させ攻撃の多様化を図るイメージングIRCF T実験装置、目標対処能力の向上を図る新対空赤外線誘導装置及び次世代誘導弾の開発に必要な高性能、かつ、低価格な新型IIR誘導装置を研究試作し、開発の可能性を判断又は実現可能性を検討するための技術資料を取得する。

(4) 経緯及び結果

光波・赤外線誘導制御装置について、技術資料を取得し、その成果は、AAM-3、新重MAT、ASM-2、携行SAM、短距離SAM(改)等の開発に反映された。また、近年の成果は、軽MAT、新短SAMの研究開発において非冷却赤外線センサーを使用し、瞬間交戦性及び目標対処能力の向上並びに小型・軽量化に反映されている。特に、将来の対空目標対処能力の向上を図るための新対空赤外線誘導装置の研究試作は、新しい赤外線誘導方式を追求した赤外線誘導装置である。この成果は、新短距離空対空誘導弾(XAAM-5)の研究試作等に反映されている。

このほか、将来の対地目標対処能力の向上を図るための新型IIR誘導装置の研究試作においては、セミストラップダウン方式を採用し、機械的駆動部を削除し、小型化・低価格化を追求した赤外線誘導装置である。この成果は、新中対戦車誘導弾(XATM-6)、新型普通爆弾等に部分的に反

映されようとしている。



新型IIR誘導装置(その3)

ウ 電波誘導制御装置

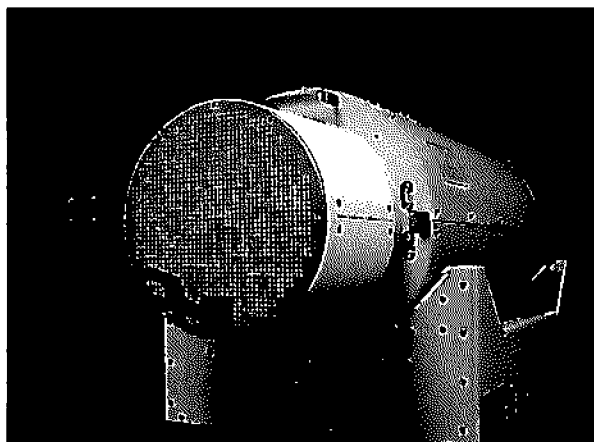
(7) 目的

小型地对空誘導弾に適用可能な電子走査方式の小型電波誘導装置、高度な信号処理により目標追尾性能の向上を図った電波ホーミング空対空誘導弾用アクティブ電波誘導装置、全天候運用可能な小型対空誘導弾において捕捉・追従性能及びECCM性能の向上を図るKu・Xバンド複合電子走査アンテナ要素、誘導精度と目標探知性能に優れたKaバンドシーカ実験装置を研究試作し、開発の可能性を判断又は実現可能性を検討するための技術資料を取得する。

(4) 経緯及び結果

電波誘導制御装置についての技術資料を取得し、その成果は、短距離SAM(改)、AAM-4、新中SAM等の開発に反映されている。また、全天候性と耐妨害性に優れ、高分解能化が可能なミリ波帯を使用し、対地用精密誘導武器の実現可能性を検討するための研究試作も実施し、現在、対地誘導弾の誘導装置としての実現へ向けて研究途上にある。さらに、Kaバンドシーカ実験装置の研究試作による成果の一部は、周波数帯域の異なるもののAAM-4のフォ

ローアップにおいて、低コスト・高パフォーマンスを実現する技術として反映され、AAM-4（改）及びSSM-1（改）にも反映されようとしている。



Kaバンドシーカ実験装置

エ ファイバジャイロ

(7) 目的

将来誘導弾等の姿勢角センサーとして搭載を目標に、サニャック効果を利用した実験用光ファイバジャイロを研究試作し、実用化のための技術資料を取得する。

(4) 経緯及び結果

光ファイバジャイロの実用化のための技術資料を取得し、その成果は、新中SAMの誘導制御装置、長射程アスロック、AAM-4等の各種誘導弾の慣性装置用センサーとして適用されており、中精度のジャイロセンサーとして従来の機械式ジャイロに取って代わるものとなった。

オ 誘導飛しょう体技術の研究

(7) 目的

将来の各種ミサイルの研究開発に必要な高速性及び運動性に優れた飛しょう体に関する技術資料を得る。

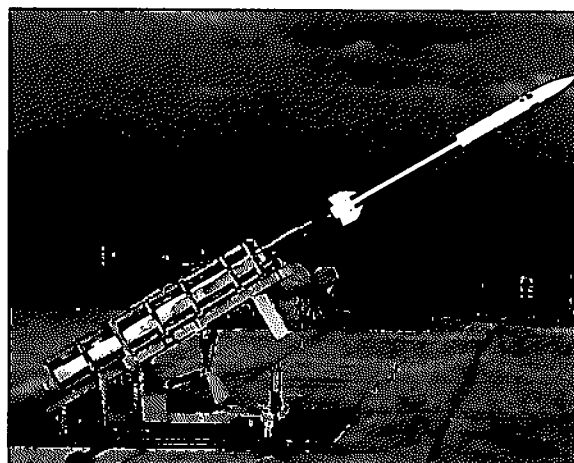
(4) 経緯及び結果

将来の短射程AAM用飛しょう体の空力形状、高旋回性能（バンク・ツー・ターン）飛しょう制御特性、空中ロック・オン性能等を検討し、この成果をダブルカナード飛しょう体及び高旋回性飛しょう体として研究試作を行い、新島発射試験により、これらの評価を行った。

複合操舵型飛しょう体の研究は、空力操舵とTVCとの複合型及び連続サイドスラストと空力操舵の複合型の飛しょう体の空力及び飛しょう制御を検討し、新島発射試験によりこれらの評価を行った。

スラスト制御型飛しょう体の研究は、インパルス型サイドスラストを用いる飛しょう体の空力及び飛しょう制御特性を検討し、新島発射試験によりインパルス型サイドスラスト飛しょう体の特性を評価した。

第1番目の日米共同研究であるダクテッドロケット・エンジンの成果を受けて、空気取り入れ口を含む実飛しょう状態での性能を評価するため、平成12年度からダクテッドロケット飛しょう体の研究試作に着手している。



複合操舵型飛しょう体
（その4）の発射試験

(15) 将来SAM技術の研究

7 推力方向制御装置 (TVC)

(7) 目的

将来の対空ミサイルに要求される推力制御技術を得るため、ジェットベーン方式の推力制御ロケットモータを研究試作し、開発の可能性を判断するための技術資料を取得する。

(4) 経緯及び結果

ジェットベーン方式による推力制御ロケットモータについては、土浦試験場で燃焼試験を実施し、技術資料を取得した。その成果は、高運動性の要求される複合操舵型飛しょう体、XAAM-5や垂直発射型艦載用新短SAMの研究試作に反映された。発射直後の低速時や、高高度で空気の薄い領域を飛行するとき等の空気力による姿勢制御が困難なときにおいても、ミサイルの姿勢を大きく制御できるTVCは今後も各種ミサイルに反映されるであろう。

4 多目標処理用空中線装置

(7) 目的

高速・高運動性の多目標に対する電子戦下で同時捜索追尾能力を備え、多目標処理射撃管制レーダに適用可能とするため、多目標処理用空中線装置に関する技術資料を得る。

(4) 経緯及び結果

多目標処理用空中線装置の研究試作において、マルチビームを同時独立に形成・指向させる受信信号処理 (DBF (Digital Beam Forming)) の最適方式に関する技術資料を取得した。その成果は新中距離地对空誘導弾のアクティブフェーズドアレイの射撃用レーダ装置に反映されている。また、将来のミサイル発射試験において精密な計

測を行うために、多用途計測用レーダの研究試作を行った。

(16) 誘導システムの研究・評価法の研究

7 発射試験

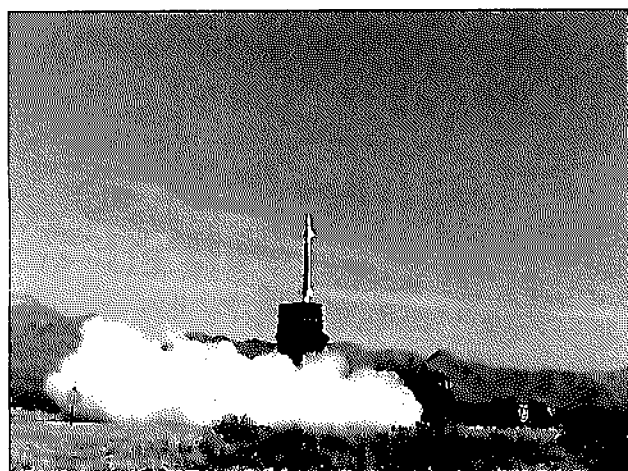
携行SAM、SSM-1、中MAT、短距離SAM (改)、新重MAT、新中SAM、長射程アスロック等各種誘導弾の発射試験を新島試験場等で実施してきた。また、対戦車誘導弾の発射試験は東富士、日出生台、大矢野原等の演習場で実施している。



軽MAT発射試験 (大矢野原)

更に長射程アスロック、艦載用新短SAM及び新中SAMの垂直発射試験は矢臼別演習場で実施した。

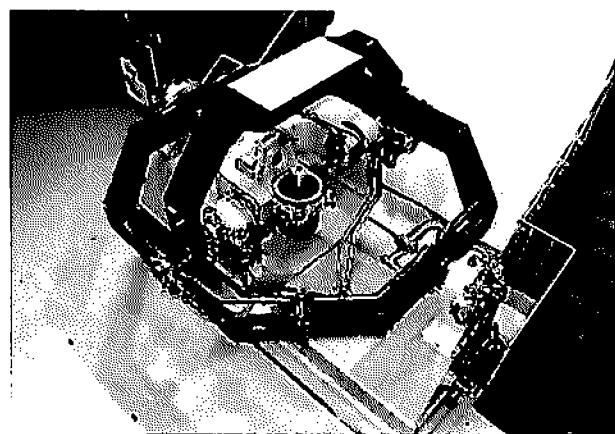
平成13年度から14年度にかけての新中SAMの技術試験においては、米国のホワイトサンズ射場で実目標、フルレンジという実運用に近い状態で実施した。発射試験関連の器材は、標定用レーダ、光学計測器材 (高速ビデオ等)、テレメータ受信装置、射撃管制監視装置等を使用する。ホワイトサンズ射場での試験評価器材は基本的には米国側の器材を使用しており、事前の綿密な調整が必要であり、数年をかけて計画的に調整がなされ、円滑な試験が実施できた。



新中距離SAM発射試験(WHITESANDS)

イ HWILシミュレーション試験

各種誘導弾の誘導性能等をHWILシミュレーション試験で評価し、発射試験結果の事前予測、及び発射試験で実施できない発射条件における試験結果の推定・補完等に利用されている。従来の誘導性能解析システムによる評価はミサイル単体に主眼が置かれていたが、システム性能の向上が著しい将来の誘導弾技術に対応するべく機能・性能の向上が図られ、ミサイルシステム・シミュレータを付加することにより地上装置を含めたミサイルシステムとしてのフィジカルシミュレーション試験も可能となった。



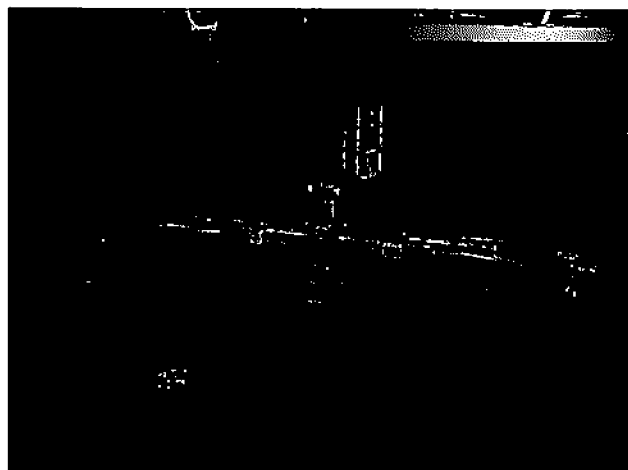
5軸フライトテーブルによる試験

ウ 環境試験

携行SAM、SSM-1、中MAT、短距離SAM(改)、新重MAT、新中SAM等の各種誘導弾及びそれらのミサイルシステムを構成する地上装置が、実際の運用環境条件に耐えうることを保証するために、環境試験を実施している。この環境試験は機械的環境試験と自然環境試験に大別して考えることが出来る。

機械的環境試験としては振動試験、衝撃試験、加速度試験があり、試験装置として高周波振動試験装置(周波数範囲5~2000 Hz、最大加速度980 m/s²)、衝撃試験装置(最大印加衝撃2450 m/s²(作用時間6 msec))、遠心加速度試験装置(最大搭載重量250 kg、最大印加加速度980 m/s²)を用いて試験を実施している。

また自然環境試験には塩害試験、温度試験、湿度試験、高度試験などがあり、塩水噴霧試験装置(塩水濃度5%、塩霧量80 cm²/3 ml/hour)、湿度試験装置(湿度設定範囲20%RH~95%RH)、温度高度変化試験装置(設定高度0~30 Km)、多目的温度環境試験装置(温度設定範囲-60℃~+80℃)などを用いて試験を実施している。



遠心加速度試験

技術研究件名一覧表

担当	分類	件名	着手年度	終了年度 (終了予定年度)	備考
第1部	航空機	将来航空機の研究(1)空力 (空力形状研究用風洞模型)	48	54	超音速機の高速度における運動性の向上を図るための空力形状に関する研究
		将来航空機の研究(3)特性 (可変特性研究機)	51	54	P2V-7機を母機とした可変特性研究機を試作し飛行試験を行う、飛行性向上に関する研究
		将来航空機の研究(1)空力 (空気取入口形状研究用風洞模型)	54	57	超音速機の空気取入口の形状に関する研究
		将来航空機の研究(1)空力 (戦闘機形状検討用風洞模型)	58	60	戦闘機の超音速域及び遷音速域における飛行性能の向上を図る戦闘機形状に関する研究
		ヘリコプタの研究 (高性能ロータシステム風洞模型)	55	57	ロータブレードの翼型・先端形状の改良に関する研究
		航空機生存性向上の研究	61	63	生存性向上のための電波ステルスに関する研究
		将来ヘリコプタの研究 (ロータ・システム)	62	H3	ヒンジレス式ロータ・システムの開発及び飛行実証に関する研究
		将来航空機基礎技術の研究 (1)システム統合化技術の研究(将来航空機主要構成要素)	H3	H12	ステルス・高運動機形状模型、航空機性能評価プログラム、将来航空機適用技術評価システムの各研究試作による航空機技術のシステム的な成立性を目標とする研究
		航空機外部搭載物投棄/投下特性の研究(キャプティブトラジェクトリーシステム)	H1	H2	風洞内で投下/投棄する供試体の空力特性を計測する装置の開発
		将来航空機基礎技術の研究 システム統合化技術の研究 (将来大型機形状)	H5	H12	超臨界層流翼及び超臨界翼を持つ長距離、高速巡航性能を有する将来大型機形状の空力特性に関する研究
		航空試験装置の研究 (三音速風洞装置)	H7	(H16)	大型・高レイノルズの三音速風洞装置の開発
		戦闘機武器の将来システムの評価研究	53	59	IFF(P)C等将来戦闘機システムの機器、ソフトウェア最適化に関する研究
		戦術飛行管理システムの研究	62	H4	戦闘機の航法、攻撃/回避機動等の能力向上とパイロットワークロードの軽減に関する研究
高機動/自己修復飛行制御システムの研究	H3	H5	失速域の操縦性・安定性とシステムの耐故障・損傷性の確保に関する研究		

技術研究件名一覧表

担当	分類	件名	着手年度	終了年度 (終了予定年度)	備考
第1部	航空機	将来航空機基礎技術の研究 (自己修復飛行制御システム)	H7	(H18)	航空機システムの耐故障・損傷性を有する飛行制御システムの実現に関する研究
		将来ヘリコプターの研究 (耐戦闘損傷ロータブレード)	H2	H3	新スパー構造様式による耐弾性向上を図ったロータブレードに関する研究
		将来航空機(構造様式)疲労強度の研究(損傷許容設計に関する調査研究)	52	52	損傷許容設計の航空機構造への適用についての規格規定、実機適用の状況及び解析法等を調査研究
		(耐損傷構造に関する調査研究)	55	55	52年度の調査結果を反映し、機体構造への損傷許容設計の適用方法を具体化するための調査研究
		複合材構造の研究 (炭素系複合構造実機用供試体)	53	57	機体構造への炭素系複合材料適用の第1歩として二次構造への適用に関する研究
		複合材構造の研究 (主翼桁間構造)	56	59	一次構造としての小型機主翼への炭素系複合材料の適用に関する研究。F-2に適用された主翼一体成形技術を開発
		将来航空機基礎技術の研究 (新複合材構造)	H6	(H15)	積層した層と直行方向にも繊維を配置する三次元複合材の主翼等の航空機構造への適用に関する研究
		無人機の研究	29	37	航空機の無人化の研究のため、ロケット推進無人機を試作
		RPVの研究	51	59	小型無人機システムを試作し無人機に係わる技術基盤を確立
		RPVサブシステムの研究	60	63	各種の形式の無人機システム及びその構成技術について検討
		発進・回収技術の研究	63	H12	VTO L方式による無人機のピンポイント回収について研究
		C4SIR構成要素技術の研究 (7) 高高度無人機要素技術の研究	H6	H13	高高度に長時間滞空する無人機の要素技術について研究
		C4SIR構成要素技術の研究 (9) 高高度無人機システムの研究	H13	(H23)	高高度に長時間滞空する無人機システムについて研究
将来航空機基礎技術の研究 (将来操縦システム)	H4	H11	油圧系統の高圧化及び操作信号の光信号化を図った操縦システムに関する研究		

技術研究件名一覧表

担当	分類	件名	着手年度	終了年度 (終了予定年度)	備考
第1部	航空機	航空機慣性航法装置の研究 (ストラップダウン方式の研究) ストラップダウン航法システム	54	59	超音速戦闘機及びヘリコプタ用として、精度、信頼性、コスト等の面で有利なストラップダウン航法システムに関する研究
		将来航空機基礎技術の研究 (航空電子統合化の研究)	63	H9	航空機搭載電子機器を統合制御するため、情報管理方式及び表示方式について研究
		飛行運動環境シミュレータに関する研究	63	H4	飛行運動環境条件下でシミュレーションを行うことができるシミュレータについて研究

技術研究件名一覧表

担当	分類	件名	着手年度	終了年度 (終了予定年度)	摘 用
第2部	航空機	再熱ファンエンジンの研究 (1) エンジンシステム 小型機用ファンエンジン	52	56	耐ディストーション性に優れた小型航空機用2軸低バイパス比ターボファンエンジンに関する研究
		将来エンジンの研究 (エンジンシステム)	60	H2	超音速機用再熱ファンエンジンの再熱装置 (アフタバーナ)に関する基礎研究
		将来エンジンの研究 (エンジンシステムの研究)	H2	H6	戦闘機の推進装置として不可欠な超音速機用再熱技術及びエンジンシステムインテグレーション技術に関する研究
		将来エンジンの研究 (熱空力) 試験用ファン	60	H4	高圧力比、高効率ファンのための新型動翼である衝撃波制御翼に関する研究
		将来エンジンの研究 (構造強度) 高温タービン	60	H3	燃焼器の高温化による将来エンジンの高性能化に必要な高温タービンに関する研究
		将来エンジンの研究 (制御) 高性能エンジン制御装置	57	H1	航空機用エンジンの油圧機械式制御装置に替わるデジタル電子制御装置 (FADEC)に関する研究
		将来エンジンの研究 (2) 将来エンジン主要構成要素の研究	H3	H11	再熱ファンエンジンのファン、圧縮器、及び燃焼器等主要構成要素の性能向上に関する研究
		将来エンジンの研究 (3) 実証エンジンの研究	H7	H14	主要構成要素の研究試作成果を統合し超音速戦闘機の推進装置として不可欠な高性能ターボファンエンジンの国産技術獲得のための研究
		将来エンジンの研究 (7) 高バイパス比エンジン技術の研究	H10	H14	一つのコアエンジンを基本にしたエンジンファミリー化について研究を実施し、高バイパス比ファンエンジン技術基盤の確立に関する研究
		大型機用エンジンの研究	H13	(H17)	高空高速巡航から低空低速飛行までの広い領域における燃費、及び耐環境性等に優れた大型機用エンジンに関する研究

技術研究件名一覧表

担当	分類	件名	着手年度	終了年度 (終了予定年度)	摘 用
第2部	航空機	全天候・夜間飛行化ヘリコプター技術の研究(2)ヘリコプター用エンジンの研究	H13	(H24)	全天候・夜間飛行ヘリコプター用エンジンとして不可欠な耐環境性、応答性に優れた高性能ターボシャフトエンジンに関する研究
		航空試験装置の研究(1)燃焼器試験用装置の研究	H2	H6	航空試験装置のうち、基本となる中圧力の空気を発生する空気源装置に関する研究
		航空試験装置の研究(2)燃焼風洞装置の研究	H4	H9	ラムジェットエンジンを地上において試験評価するために必要な装置に関する研究
		航空試験装置の研究(3)エンジン高空試験装置の研究	H5	H13	航空機用エンジン等の高空性能を地上において試験評価できる装置に関する研究
		無冷却燃焼器ライナの研究	H9	H11	航空機用エンジンの材料として、耐熱性に優れ軽量化に有望な繊維強化セラミック材料の実用化に関する研究(特別研究)
	エンジン性能追求制御の研究	H12	H14	長期の使用で特性の変化した航空機用エンジンの燃料流量及び排気ノズル等の操作量を調整し、エンジン性能を回復させる制御に関する研究(特別研究)	
	誘導武器	将来誘導弾基礎技術の研究(ロケットモータ)高比推力化無煙性推進薬	52	54	噴出ガスが無煙性で、かつ比推力及び燃焼特性の優れた推進薬に関する研究
		将来誘導弾基礎技術の研究(ロケットモータ)CDBロケットエンジン	57	59	噴出ガスが無煙性で、かつ高比推力化された推進薬を用いたロケットエンジンの燃焼技術に関する研究
		将来誘導弾基礎技術の研究(ロケットモータ)高性能化ロケットモータ	59	60	ケブラー繊維とエポキシ樹脂からなる電波透過型複合材を用いたロケットモータに関する研究
		将来誘導弾基礎技術の研究(ロケットエンジン)HTPB推進薬	52	60	製造性に優れ、高比推力、耐老化性を有するコンポジット固体推進薬に関する研究

技術研究件名一覧表

担当	分類	件名	着手年度	終了年度 (終了予定年度)	摘 用
第2部	誘導武器	将来誘導弾基礎技術の研究 (ロケットエンジン) 高推力 端面燃焼ロケットモータの研究	58	62	推進薬充填率の高い高燃焼速度を有する推進薬を用いた高推力長秒時ロケットモータに関する研究
		将来SAM技術の研究(推力 制御ロケットモータの研究)	62	H4	対空ミサイルの終末旋回性能向上のため、発射初期のみならず、終末期も推力を発生するロケットモータシステムに関する研究
		将来誘導弾基礎技術の研究 (10) ロケットラムエンジンの研究	52	60	超音速飛しょう体用推進装置として、比推力が大きく、かつ長射程化が可能なエンジンに関する研究で、技術がダクテッドロケットエンジンに引き継がれた研究
		ダクテッドロケットエンジン	62	H10	超音速、長射程の飛しょうが低容積で可能な流量制御型エンジンに関するもので、平成4年度から日米共同研究
		ダクテッドロケットエンジン (アジ化ポリマー推進薬)	H2	H7	主要構成物質の高性能化により火災や被弾等の衝撃に対して安全な推進薬の噴出ガスの無煙性、無炎性に関する研究
		将来誘導弾基礎技術の研究 (7) エアブリージングエンジンの研究	H6	(H15)	亜音速から超音速の広領域にて作動可能でかつ長射程化に適応するエアターボラムエンジンに関する研究
		先進ハイブリッド推進技術の研究	H10	(H15)	推力制御が実現可能なハイブリッドロケットエンジンに関するもので日米共同研究
		固体ガス発生剤の研究	H8	H10	推進薬の安全性及び廃棄性の向上、推力パターンの適正化のためのガス発生剤に関する研究(特別研究)
		ノズルレスロケットの研究	H14	(H16)	ノズル構造を有しない固体ロケットモータの推進薬組成、形状及び作動特性等に関する研究(特別研究)

技術研究件名一覧表

担当	分類	件名	着手年度	終了年度 (終了予定年度)	備考
第3部	誘導武器	将来誘導弾の研究 (誘導制御方式の研究) 格闘戦ミサイル実験装置	50	53	空中戦において有効に機能する将来の格闘戦ミサイル実験装置に関する研究
		将来誘導弾の研究 (誘導飛しょう体性能解析の研究) 電波目標及び背景シミュレータ	51	53	電波誘導ミサイルに関し、実際の運用状態に即した状況下での総合性能を把握するための電波目標及び背景シミュレータに関する研究
		将来誘導弾基礎技術の研究 (レーザ誘導方式の研究) 精密誘導シミュレータ	53	59	可視光・赤外線及びレーザ等の光波を媒体とする誘導弾の総合的な誘導性能の試験評価に関する研究
		将来誘導弾基礎技術の研究 (姿勢制御方式の研究) ガスサーボ装置	54	54	ガスサーボによる操舵機構の実用化に関する研究
		将来誘導弾基礎技術の研究 (画像追尾方式の研究) 画像追尾実験装置	54	55	将来の対戦車誘導弾の誘導方式として赤外線画像追尾技術の向上に関する研究
		将来誘導弾基礎技術の研究 (研究飛しょう体の研究) ダブルカナード飛しょう体	55	56	ダブルカナード形状飛しょう体の飛しょう特性に関する研究
		将来誘導弾基礎技術の研究 (電波誘導方式の研究) フィジカルシミュレーション用付加装置	56	59	現用ミサイルシミュレータに付加し、将来の電波ホーミング方式空対空誘導弾の研究開発に必要な技術資料を得るためのフィジカルシミュレーション用付加装置に関する研究
		ホーミング用電子走査アンテナ装置	57	58	小型地对空誘導弾に適用可能なホーミング用電子走査アンテナ装置に関する研究
		小型電波誘導装置	58	61	小型対空誘導弾に適用可能な電子走査アンテナを用いた電波誘導装置に関する研究
		将来誘導弾基礎技術の研究 (姿勢制御方式の研究) 実験用光ファイバジャイロ装置	58	62	サニャック効果を利用した光ファイバジャイロの実用化に関する研究
		将来誘導弾基礎技術の研究 (画像追尾方式の研究) 将来ASM用赤外線画像誘導装置	60	63	ECCM性能の向上した攻撃の多様性の高い赤外線誘導装置に関する研究
		イメージングIRCFT実験装置	60	63	将来空対艦誘導弾のECCM性能、誘導精度、残存性等を向上させ、攻撃の多様性を図る赤外線画像誘導技術に関する研究

技術研究件名一覧表

担当	分類	件名	着手年度	終了年度 (終了予定年度)	備考
第3部	誘導武器	電波ホーミング空対空誘導弾の研究			スパロークラスの空対空誘導弾用アクティブ電波誘導弾に関する研究
		アクティブ電波誘導装置	60	63	
		将来空対空誘導弾の研究			バンク・ツー・ターンを行う単葉翼型飛しょう体の飛しょう特性に関する研究
		高旋回性飛しょう体	60	H2	
		将来誘導弾基礎技術の研究 (複合誘導制御装置の研究)			将来の小型軽量な誘導弾に使用できる光波複合誘導制御装置に関する研究
		光波複合誘導制御装置	61	63	
		将来誘導弾基礎技術の研究 (ミリ波誘導方式の研究)			ミリ波誘導装置の実用化に関する研究
		ミリ波誘導実験装置	61	H1	
		将来誘導弾基礎技術の研究 (地上誘導方式)			多目標を同時処理可能な空中線に関する研究
		多目標処理用空中線装置	62	H1	
		将来誘導弾基礎技術の研究 (光波誘導方式・電波誘導方式の研究)			ホーククラスの対空誘導弾用アクティブ電波と赤外線画像誘導を複合した誘導装置に関する研究
		光波・電波複合シーカ	63	H3	
		将来誘導弾基礎技術の研究 (光波誘導方式の研究)			光波誘導方式の誘導弾目標対処能力向上を図る誘導装置に関する研究
		新対空赤外線誘導装置	H1	H3	
		将来誘導弾基礎技術の研究 (誘導性能解析法の研究)			多様化する誘導弾の研究開発に対応できるシミュレーション技術等の確立に関する研究
		飛しょう体誘導性能解析システム	H1	H4	
		将来SAM技術の研究 (推力制御ロケットモータの研究)			将来の誘導弾に適用される推力方向制御技術(ジェットベン方式)の確立に関する研究
推力制御ロケットモータ	H2	H4			
ミリ波・赤外線クロスバンドシーカの研究			ミリ波・赤外線クロスバンドアンテナの実現可能性に関する研究		
ミリ波・赤外線クロスバンドアンテナ	H2	H6			
将来誘導弾基礎技術の研究 (赤外線画像誘導装置の研究)			高性能かつ低価格なストラップダウン方式及びセミストラップダウン方式の赤外線画像誘導装置に関する研究		
新型IIR誘導装置	H3	H11			
将来誘導弾基礎技術の研究 (飛しょう体の研究)			空力操舵+TVC及び連続型サイドスラストを有する飛しょう体の飛しょう特性に関する研究		
複合操舵型飛しょう体	H4	H13			

技術研究件名一覧表

担当	分類	件名	着手年度	終了年度 (終了予定年度)	備考	
第3部	誘導武器	将来誘導弾基礎技術の研究 (電波誘導方式の研究)				
		Ku・Xバンド複合電子走査アンテナ要素	H5	H7	KuとXの両バンドにおいてビーム独立制御が可能な短SAM(改)クラスの対誘導弾に適用可能な電子走査アンテナに関する研究	
		将来誘導弾基礎技術の研究 (システム構成法の研究)				
		飛しょう体精密誘導システム	H5	H8	少人数で運用可能で、ASM等に対処し得る基地防空用短距離誘導弾に関する研究	
		将来誘導弾基礎技術の研究 (スラスト制御型飛しょう体の研究)				
		スラスト特性確認用飛しょう体	H6	H8	インパルス型スラスト操縦装置を用いた飛しょう体の飛しょう特性に関する研究	
		ミリ波・赤外線クロスバンドシーカの研究				
		複合誘導用ミリ波構成要素	H6	H9	ミリ波コンポーネントのIC化に関する研究	
		将来誘導弾基礎技術の研究 (高速目標用赤外線誘導装置の研究)				
		高速目標用赤外線誘導装置	H7	H10	高速目標に対する赤外線誘導装置の高性能化に関する研究	
		将来誘導弾基礎技術の研究 (誘導性能解析法の研究)				
		ミサイルシステム・シミュレータ	H8	H12	大規模/多様化/高性能化した誘導弾を多様で複雑な運用環境下で評価可能なミサイルシステム・シミュレータ技術に関する研究	
		多用途計測用レーダの研究 標定用レーダ	H9	H13	将来の経空脅威を想定した誘導武器の試験評価に対応できる計測用レーダ装置に関する研究	
		将来誘導弾基礎技術の研究 (Kaバンドシーカの研究)				
		Kaバンドシーカ実験装置	H9	H13	経空脅威の多様化に対処するため、誘導精度と目標探知性能に優れたKaバンドの電波を用いた誘導方式に関する研究	
ダクテッドロケット飛しょう体の研究						
ダクテッドロケット飛しょう体	H12	(H18)	空気取入型ダクテッドロケット飛しょう体の飛しょう特性に関する研究			
ミサイルシミュレータ(改)の研究						
高速画像誘導シミュレータ	H13	(H20)	各種誘導弾の誘導制御技術に対応して、その試験評価/最適化システムとしてのHWILシミュレーション技術の向上に関する研究			
誘導武器高精度化技術の研究 (ブライドレス電波シーカの研究)						
ブライドレス電波シーカ	H14	(H21)	現在のアクティブ電波シーカがブラインドのため無誘導となる近接領域においても、継続的に目標追尾・誘導が可能で、従来の近接信管に変わり弾頭起爆信号を出力できるブライドレス電波シーカに関する研究			

3研の思い出—技術研究本部50周年に寄せて

元技術開発官（誘導武器担当） 穂坂三四郎

平成14年、西暦2002年のこの年が技術研究本部の50周年に当たるという。昭和27年、防衛庁の前身が産声をあげた年からの起算である。それから6年後、昭和33年4月、防衛庁技術研究所の「立川試験場勤務を命ず」という辞令を手に私は社会人の一歩を踏み出した。研究職防衛庁技官という身分であった。技術研究所はこの年の5月に改組されて、技術研究本部となり、立川試験場は第3研究所になった。50周年を迎える技術研究本部の今日の体制が、ほぼ整えられた年であった。第3研究所（以下、「3研」という。）は、航空機に関する研究や試験を行う組織と言うことで、管理業務を行う庶務課と技術部門としての第1部、第2部で構成されていた。大まかに言えば、第1部は、航空機の機体性能全般を対象とし、第2部は、航空機の推進機関であるジェットエンジンの技術分野を担当するというのであった。

ここで、その頃の3研の立地環境を振り返って、現在の風景・状況と比べてみよう…とってはみても誠に、ただ、ひたすら、それは変わりましたよと言うだけで、どこがどんな風になどとは難しいのだが、中央線立川駅の北口を出て北に向かう大通りを行くと、その左側には、駐留米軍の使う立川飛行場が残っており、米兵の姿も、街中に多く見受けられた。裏へ入った路地に並ぶパーの扉には「日本人お断り」などという札が下げられていたりして、戦後と言うのか、基地の街と言うのかそんな匂いも残っていた。更に北東へ歩くこと15分ばかり、3研のある場所は現在と変わりは無いが、広い敷地の外、北側と東側は、当時麦畑や雑木林が拡がり、農家が点在していた。3月の頃、春一番ともなれば晴れて明るかった空が、一転褐色に染まるほどの、武蔵野独特の砂嵐がやって来る。これはたまらんと思いましたが、やがて桜が咲き、青々と麦が育つ頃ともなれば、空高く舞い上がるひばりの声、新緑のけやき並木、晩春から初夏にかけて緑豊かな研究所周辺の環境は、まあ心地よかったような気がする。

研究所がある敷地内には、陸自、空自の部隊も同居していた。もともとこの地は、旧陸軍の輜重隊が使っていた処とかで、その頃の木造の兵舎や眠舎がそのまま残っており、その建物を使って、それぞれの組織が仕事をしていると言う状態であった。構内にある道路はほとんど舗装も無く、あってもそれは古い時代のものらし

く、表面はでこぼこ、なかの砂利や石くれが剥き出しになり、穴や窪みがあちこちに出来ていた。雨が降れば泥道になり、晴天が続くと埃がたつた。そんななかに3研用の新しい鉄筋コンクリートの建物が幾つか松林を背にして建っていた。そのうちの一つ、エンジン運転場は空からの空気取入れ口と、排気を空高く上に逃がすための排出口を建物の頭上前後に組み立てた特異な形をしていて珍しかった。実際に研究室らしい活動を始めている部署は未だ僅かで、エンジン部門でいえば、戦後初の国産ジェットエンジンJ-3の技術試験を中心に、運転試験室、組立て工場、部品試験場などが稼働しているくらい、第1部の方では、機体強度試験場と航空機搭載機器の信頼性試験・環境試験を行う研究室が動き始めているくらいであった。もともとこれらの施設、内部の試験装置などは、当時としてはかなり高価な、水準の高いものであり、周りのたたずまいと比べて、目立つ存在ではあった。

想えば、戦後約10年禁じられていた日本の航空技術の再生を賭けて、一つの試みが、新たな挑戦が、都心を離れたこの田舎の一隅で、このとき始まっていたのだと、40数年経った今、確信をもって振り返ることができる。

実際J-3国産化の努力がこの時機に立ち上がっていなければ、その後わが国のジェットエンジン技術が今日のレベルに到達することは、極めて困難なことであつたらう。

また、機体強度試験場について言えば、今と比べて決して立派とは言えないトタン造りの、大きな建物の中で鉄骨の檜を組み、供試体に一箇所ずつ、人力で加圧用の錘をぶら下げていくというような、根気の要る作業が行われていた。建物の中は、空調もなく、夏の日には迷いこんだ雀が、暑さで床に落ちて死んでいるといったことも、珍しくはなかった。機体の強度試験は、新しい機体を開発する際には、必ず通らなければならない重要な試験である。膨大なデータの整理や、試験結果の解析など、今日と違って大変なご苦労をしているようではあったが、試験方法や、国際規格の取り込み、幾つもの試験実績の積み上げなど、この時代からの地道で地みない努力が、今日わが国唯一の実機疲労強度試験施設と高度の技術を育てて来たのだと言うことが出来る。

そして一方、T-33ジェット機搭載用機器の国産品認定のた

めに実施され始めていた品質保証と環境試験は、MILスペックな世界を日本に持ち込む重要な契機となり、これを実施するための環境試験装置一振動試験装置、高温・低温試験槽、遠心加速装置など、試験装置そのものも当時としては高水準のもので、技術者には強い刺激になった。この研究や試験はその後、航空機とは無縁の民間製造業にまで影響を及ぼし、日本の工業製品の信頼性向上にも大きく貢献したのである。

さて、その頃新入りの私とは言えば、第一部航空機器材研究室の室員で無人機を研究するグループに入っていた。

無人機の他に、高揚力の研究、空力性能の研究、風洞試験の研究などを行うグループがあったが、これらの人達には、我々を含めまだ研究棟が出来ておらず、皆で木造二階建ての馬小舎と称する建物に、仮住いをしていた。夏は、生ぬるい風を送ってくる扇風機だけ、冬は木造の床の上に据えられたストーブで石炭をセッセと焚く、というようなことであったが、住み心地が悪いというわけでもなかった。馬小舎とは言え、さすがに旧軍のもの、梁や柱、床の根太などに、太いがっしりした材木が使われているのが印象的であった。しかし、このような環境のなかでは、何か器材を持ち込んで実験をするというわけにもいかず、先輩達は、文献調査や、どこか他の施設へ出かけて仕事をしている風であった。新入りで西も東も分からない私は、室長を兼ねていた海法泰治第一部長の計らいで、研修のため浜松の航空自衛隊第二術科学校へ入校することになった。地上電子幹部課程 10 ヶ月のコースで、まだ幹部候補生の襟章を付けていた防大二期生の仲間に入れて貰ったのである。3 研独自では、研修制度も整っていない時代であった。出発に際しての海法部長の言葉は「おい、ほさか、友達をたくさんつくって来いよ！」という、さりげなくも、温かいものであった。

浜松での研修も終わり、新しい研究棟の出来上がった 3 研 1 部で、本格的に無人偵察機の仕事が始まった。この無人機は、システム構想から具体的な機体形状設計まで、全て海法部長を中心とする無人機グループ独自の発想によるものであった。主翼はデルタ翼で翼端舵とエルロンがあり、水平尾翼無し、推進はロケットモータ、最初の発進はヘリコプタからの投下によるというものであった。また、機体先端にはテレビカメラを装着し、この映像を地上局に送信する、同時に機体の運動や、翼の動き、ロケットモ

ータの作動などをテレメータ送信する。これらの信号を地上局で受信し、パイロットがこの映像とテレメータ情報を見ながら地上からのテレメコマンドで操縦をする。私の担当は機上も、操縦用地上局も含め、これらの誘導電子システム全般ということであった。責任分担をはっきり背負って仕事をする、初めての経験であった。直流からマイクロ波まで、映像の取得から伝送まで駆け出しの私にとって、全てが高みに向かっての勉強勉強であった。エレクトロニクスの要素技術一つ一つを組み上げて、無人機の操縦、テレビ系からの情報取得などを全体システムとして高い信頼性で実現する。これは当時の電子部品やコンポーネントの品質レベルからみて、結構難しいことであった。無人機機上システムは、機体のカバーが覆われて飛行形態に仕上がると、当然のことながら、もう調整も何もできない。真空管の時代である、機体が太陽光に曝されると、その内部はかなりの高温になり、電子回路の作動は不安定になった。幾度かの野外試験、何回かの改修を重ね、この無人機の全体システムの研究・試作は、昭和 37 年、北海道島松演習場での飛行試験を以って終了した。この仕事を通じて、私は実に多くのことを学び、実に多くのことを考えさせられてきた。この無人偵察機の仕事は、仕事が終わったのちのち…今に至るまでの長い間、技術の研究とか、それを取り巻く人間模様とかに付いて、私の思考を促す問いかけを、色々なすがたで投げかけてきた。技術の研究と装備品の開発；技本の研究や開発の企画とその仕組み；米国の装備品とわが国の選択。フロンティアのリスクとセカンドランナーの効率性。米国への追従指向；米国がやっているなら日本でも、その反対に米国がやってもいないのに、どうして日本でやるの。日本人の発想に対する、日本人の反応。指導者の力とチームワーク；創造性と模倣、個性と協調性…などなどに付いての問い掛けは、今でも答えが出つくしたとはとても思えない。それでもその答えを探し、模索し、結局はこの仕事から得た経験のなかに答えを見いだそうとする。そんな時、この無人機の仕事との関わりの深さに、私は何か運命的なものさえ感じてしまう。

それは、この無人機のプロジェクトが、色々な問題を背負い、様々なこと柄の側面を反映していたからでもあろう。

無人機の研究・試作を提唱、指導された海法部長のことを、今、私は非常に懐かしく思い出している。海法部長はいつも何かを考えて居る人であった。色々な物ごとを、色々な自然界の現象を、熱心に観察される人であった。仕事の節目、節目での決断を自ら下

し、決断した後の行動は素早く、力強かった。仕事を進める気迫には、剛直と思われるむきもあったが、部下や周囲の人に対して思い遣りと気配りの行き届いた人であった。部下の個性を見抜き、上手に仕事を与えたから、皆熱心に働いた。熱心に働けば、何より本人が成長していく。自然に楽しい職場になる。その頃 3 研を見学に訪れた人が「自衛隊の研究所とはどんな雰囲気かと思って来てみたが、皆さん楽しそうに生き活きとしているのには感心した。」と感想を述べられたことがあった。我々に向けられる世間の目が必ずしも温かいとは言えない時代であった。

海法部長は、二代目の 3 研所長になり、今に続く 3 研の気風、伝統と言ったものを醸成し、残されていった。

昭和 39 年に、ミサイルの研究を担当する部門が新たに加わり、第 3 部ができた。3 部制となって 3 研はより大きく、より活発な活動期を迎えることになった。あたかも「技術立国日本」の胎動が世界に向けて大きく動き始めた時期でもあった。

私の 3 研在職約 30 年のうちの、最初の 5 年間程—これは、3 研の草創期でもある—の思い出を個人的な気ままに任せ、許される紙幅の範囲で述べてみた。

今年が、技本 50 周年だという。思えば永い、重みのある年月ではある。これに加えて、次々の世代による栄光の歴史が、更に重ねられんことを念じつつ、この文を終わりとします。