

## 2 技術開発官（航空機担当）

### まえがき

技術開発官（航空機担当）では、陸海空三自衛隊で使用する航空機及びそれに付随する原動機、電子機材、火器・弾薬等に関する装備品の技術開発を担当している。

技本25年史が編纂時における航空機開発は、中型輸送機C-1に代表される航空自衛隊用及び対潜飛行艇PS-1で代表される海上自衛隊用であったが、時代の推移と共に、小型観測ヘリコプターOH-1など陸自用へも広がりを見せ、3自衛隊すべてにおいて実施されている。

我が国最初の超音速機であるT-2は、その後支援戦闘機F-1の開発へと発展し、対艦誘導弾ASM-1を搭載した統合武器システムとして取り纏める嚆矢となった。

新中等練習機T-4は、ターボファンエンジンF3を搭載し、中間練習機T-1を継承した機体・エンジンが国内開発の航空機となり、ブルーインパルスにより優れた飛行性能を披露している。

これらの開発経験にて蓄積された技術力は、戦闘機の種々の新技術の研究試作、フェーズドアレイレーダ、戦闘機搭載コンピュータ、統合電子戦システム、一体成形複合材主翼或いは運動能力向上機T-2CCVなどの成果を踏まえて、次期支援戦闘機FS-Xの開発に結実する。本開発は当初の国内開発から様々な経緯を経て米国との共同開発となり、F-16をベース機とした開発になった。開発規模が従来より格段に大きいため、開発官では開発の主体を次期支援戦闘機開発室を組織して対応した。

回転翼の分野では、米海軍SH-60Bを改造母機として、海上自衛隊の運用に適合させ、戦術情報処理システム等の対潜システムを搭載したSH-60Jを開発した。

研究試作で研究したヒンジレスロータ、ヘリコプター用エンジン及び統合光波センサーの成果を踏まえて、機体・エンジン・アビオ全てが国内開発である観測ヘリコプターOH-1が開発された。このヒンジレスロータは、本機に優れた操縦応答性を付与することを可能としたものであり、独自技術として評価が高い。

電子システムの分野では、航空警戒管制システムの基幹レーダーとして最新技術である3次元、大電力アクティブフェーズドアレイアンテナを導入したFPS-3が開発され、実用に供されている。

航空作戦で多目標同時妨害可能な電子支援機ALQ-7搭載機の開発を実施して、YS-11型機に搭載し、運用に供されている。

無人機の分野は、今後益々重要になる装備体系であり、空幕の要求に応じて戦闘機に搭載可能な多用途小型無人機の研究試作を実施し、成功裏に所内試験を終了した。

近年、開発した装備品のライフサイクルコストの抑制が求められている。このため、開発時点でコスト削減の方策が要求されるだけでなく、運用を開始した装備品についてフォローアップ事業が認められるようになった。これに呼応して、F-2及びOH-1のフォローアップ研究試作実施された。今後とも装備品の改善が為されると想定されている。

開発経費を抑制するため、哨戒機P-Xと輸送機C-Xの適用技術等の一部共用化を図った開発が実施中である。本開発は我が国航空技術を発展させるため重要なものとして成果が期待されている。

このほか改造開発として救難飛行艇US-1A改及びSH-60J改が開発実施中である。

## (1) 水上自走標的

## ア 目的

航空自衛隊の空対艦射爆撃訓練をより効率的、かつ実践的に実施するため、各種装備品に適合する標的機能及び自走機能を有する独自運用可能な標的を開発する。

## イ 線表

別表のとおり。

## ウ 経緯

## (7) 全般

昭和62年から平成9年にかけて部内研究、研究試作、所内試験、試作及び技術試験を実施した。主な実施内容は下記のとおり。

## a 部内研究

昭和62～平成元年：水上自走標的研究試作に関するシステム構想についての検討

## b 研究試作

(a) 平成3年：水上自走標的研究試作（その1）

艇体（ダミー）、懸ちよう回収装置等の試作

(b) 平成4年：水上自走標的研究試作（その2）

アルコール燃料化エンジン燃焼器、レーダー反射装置、ドーム型赤外線放射装置等の試作

## c 試作

(a) 平成5～7年：水上自走標的の試作（その1）

水上自走標的全般のシステム設計、標的本体の基本設計、標的部のうち一部の細部設計、航空機用器材の設計及び関連試験等

(b) 平成6～7年：水上自走標的の試作（その2）

艇体部の細部設計、標的部の細部設計、航空機用器材の一部の設計及び関連試験等

## b 技術試験

平成7～9年：水上自走標的の性能確認試験

尚、所内試験は、平成4～5年にかけて実施した。水上自走標的の試作品概要を別図に示す。

## (4) 開発体制及び開発管理

## a 開発体制

## (a) 試作等の実施

関連試験を含め研究試作、試作は主として下記の区分で実施した。

i 第1研究所：船体関係

ii 第2研究所：反射体

iii 第3研究所：エンジン

## (b) 技術試験等の実施

技術試験は、第1研究所及び岐阜試験場が実施し、この際、航空自衛隊も、飛行開発実験団に実用試験隊を編成し、技術試験と同時に実用試験を実施した。

## b 開発管理

水上自走標的の試験及び評価は各研究所及び航空自衛隊が関係しており、各機関が密接な連携を保つため、特に関係者間の意志疎通に留意して開発管理を実施した。

## (4) 設計及び試作

## a 部内研究

より効率的で実践的な訓練を可能とする標的のシステム構想について検討を行い、各種の技術資料を収集した。

その結果、パイロットの操作、臨場感及び攻撃結果に関し実戦さながらの訓練効果を得るためには、標的に、艦艇並み

の自走能力等が必須であるとともに、効率的な訓練を実施するため、以下の基本的要求が必要なことが判明した。

- (a) CH-47Jにより標的の運搬・設置・回収が至短時間に実施でき、訓練の効率化を図る。
- (b) 標的の整備・保管が出来るだけ簡便なものとし、人的・物的な省力化を図る。
- (c) 共通艇体部に各種訓練に応じた個別標的機能がオプション化して装備できる方式にすることにより、取得経費の低減を図る。

対艦攻撃訓練に関する調査分析及び標的実現に必要な要素技術の調査検討の結果、上記の要求を満足できる標的は我が国の技術レベルで十分実現可能であるという結論を得た。

## b 研究試作

本研究試作では、水上自走標的の構成に必要な主要構成要素について、各種技術資料を収集することを目的として、艇体（ダミー）、アルコール燃料化エンジン燃焼器、レーダ反射装置、ドーム型赤外線放射装置、懸ちよう回収装置等の設計及び製作等を行い、関連試験等を実施した結果、研究目的及び目標機能・性能を達成する見通しがあることを確認した。

研究試作間の技術的課題及び関連試験は以下のとおり。

### [技術的課題]

- レーダ用反射装置
- ドーム型赤外線放射装置
- 安定した自走性能
- 懸吊安定性
- アルコール燃料エンジン

### [関連試験]

- レーダ反射装置試験
- ドーム型赤外線放射装置試験
- 水槽試験
- 自走試験
- 風洞試験
- 懸ちよう回収試験
- エンジン関連試験

## c 所内試験

ヘリコプターによる標的の懸ちよう回収時の飛行特性・荷重、装置の操作性等、ドーム型赤外線放射装置の実環境下におけるロックオン距離及びレーダ反射装置の実環境下における探知距離を確認するため以下の試験を実施した。

- 懸ちよう回収飛行試験
- ドーム型赤外線放射装置海上性能確認試験
- レーダ反射装置性能確認試験

## d 試作

システム設計、標的本体及び整備支援器材の設計・製作並びに航空機用器材の一部の設計・製作を実施した結果、設計の基本となるべき装備品等の性能、諸元及び構造等を満足する見通しを得た。

- (a) 水上自走標的に係わるシステム設計
- (b) 標的本体に係わる基本設計
- (c) システム設計及び基本設計に係わる関連試験
- (d) 標的部の内、バーナ型赤外線放射装置及びえい航式標的装置に関わる細部設計、製作
- (e) 航空機用器材の内、懸ちよう母機用器材に係わる基本設計、細部設計、製作・試作間の技術的課題及び関連試験は以下のとおり。

## 〔技術的課題〕

- システム統合化技術
- 特殊艇体技術及び回収機構技術
- 高出力エンジンの無公害燃料使用化技術
- レーダ反射等技術及び赤外線放射技術
- 損傷検知技術
- 航空機による懸ちよう運搬技術及び指令機からの誘導制御技術

## 〔関連試験〕

- 水槽試験
- 懸ちよう安定風洞試験
- 懸ちよう荷重風洞試験
- エンジン機能・性能試験
- 損傷検知装置視認性試験
- ドーム型赤外線放射装置要素性能試験
- バーナ型赤外線放射装置燃焼性能試験
- えい航式標的装置要素性能試験
- 艇体海没試験
- 損傷検知装置機能・性能試験
- ドーム型赤外線放射装置温度制御試験

## (I) 技術試験

技術試験は、平成7年7月から平成9年8月までの間、芦屋基地、岐阜基地、同周辺空海域等でバーナ等の単体性能試験、懸ちよう飛行・設置／回収試験、海上性能試験及び投弾試験を実施した。

バーナ等の単体性能試験、海上性能試験で実施したキャプティブ飛行及び投弾試験結果から標的部は要求された機能性能を満足した。

特に、赤外線放射装置は、実発射の成果も踏まえ要求されたロックオン距離、赤外

線放射時間等を満足することを確認した。

海上性能試験においては、波浪段階シーステイト3の上限に近い条件で試験し、要求された機動性、航続時間等の性能諸元を満足することを確認した。

標的の懸ちよう飛行時の安定性確認においては、旋回時、タービュランス発生時等に標的の動揺が懸ちよう母機の飛行特性に及ぼす影響を局限するため、スタビライザ、赤外線ドームの整形材追加等、空力的な改善対策を行いつつ試験評価を行った。

以上のような試験の結果、水上自走標的は、懸ちよう母機の飛行特性に影響を与える場合があるものの、他の技術的課題の全てを解決し技術試験を終了した。

## I 結果

技術試験の成果は、平成9年11月の研究開発評価会議で、『懸ちよう飛行を除き、平成5年度、6年度技術開発実施計画書に記載されている「設計の基本となるべき装備品等の性能、諸元及び構造等」を満足しているものと判断される。また、懸ちよう飛行については、標的が懸ちよう母機の飛行特性に与える影響を技術的に可能な限り局限したが、実運用においては運用者の高度な操縦技量、運用制限等を要するものと考えられる。』と報告され了承された。

一方、実用試験の成果は、平成9年11月の装備審査会議で、『懸ちよう飛行特性を除き、要求性能を満足する。』と報告され了承された。

## オ 特記事項

(7) 航空自衛隊は、空対艦射爆撃訓練のための機動する標的を保有しておらず、各種空対艦装備品の訓練に制約を受けており、速

やかに標的を整備していく必要性があり、平成13年度実施予定のASM-2の運用研究及びF-2の運用試験に必要な標的として、懸ちよう飛行の機能を除く水上自走標的(2艇)を取得した。

(イ) 水上自走標的は、各種空対艦装備品に標的機能及び自走機能を有する唯一の標的であるため、本試作で達成された各種技術は、今後、十分活用可能と考える。

年度	62~H1	2	3	4	5	6	7	8	9
実施内容	部内研究								
		研試(その1)	研試(その2)	所内試験	試作	試作(その2)	技術試験	技術・実用試験	

別表 水上自走標的の研究・開発線表

状態 形態	懸ちよう運搬状態(設置時)	自走状態	懸ちよう運搬状態(回収時)
ASM-1用		レーダ反射装置 艇体部	
ASM-2用	ドーム型 赤外線放射装置 (収納状態) レーダ反射装置 艇体部	ドーム型 赤外線放射装置 (展開状態)	
誘導爆弾用		レーダ反射装置 艇体部	
非誘導爆弾用	艇体部 えい航式標的装置 (収納状態)	えい航式標的装置 (展開状態)	

別図 試作品の概要

## (2) 観測ヘリコプター (OH-1)

## ア 目的

陸上自衛隊の観測ヘリコプター (OH-6D) の後継として対戦車ヘリコプター隊及び師団飛行隊等に装備し、主として偵察・警戒及び機上指揮統・制等に使用する小型観測ヘリコプターを開発する。

## イ 開発線表

別表のとおり。

## ウ 経緯

## (7) 全般

昭和50年代後半より第2研究所、第3研究所においてヘリコプター及びヘリコプター用エンジン並びに搭載装備に関する各種要素研究が実施されていた。これらの研究成果の見通しが得られるのと併行して将来ヘリコプターのシステムスタディが実施され標記開発の基礎資料を得た。

関連する研究の概要は以下の通りである。

## a 研究試作

## (a) ヒンジレス・ロータ・システムの研究

- i 昭和62年～平成元年
- ii 第3研究所第1部航空第1研究室
- iii 複合材の異方性を活かし、高応答性、省部品点数のローター・システムを試作し、飛行試験により性能・特性等を確認した。

## (b) 耐損傷性ブレードの研究

- i 平成2年～3年
- ii 第3研究所第1部航空第5研究室
- iii 複合材マルチセル方式の断面形状を持つブレードを試作し、実射試験により性能・特性を確認した。

## (c) ヘリコプター用エンジンの研究

- i 平成3年～7年
- ii 第3研究所第2部原動機第1研究室
- iii ヘリコプター搭載用の小型ガスタービン・エンジンを試作し、運転試験により性能・特性を確認した。

## (d) 統合光波センサーの研究

- i 平成元年～5年
- ii 第2研究所第3部光波システム研究室
- iii 可視、赤外線センサー及びレーザー・システムをコンパクトにまとめた統合センサ・システムを試作し、ヘリコプター搭載環境下での試験により性能・特性を確認した。

## b 部内研究

## (a) 将来ヘリコプターのシステムスタディ

- i 昭和63年～平成3年
- ii 技術開発官 (航空機担当) 付第1開発室
- iii 将来ヘリコプターのシステム構想についての検討を実施した。

## (イ) 開発体制及び開発管理

陸上幕僚監部が示した要求性能に基づき、平成4年5月に提案を要求し、提出された提案書を総合的に検討した結果、同年9月に川崎重工業を主契約会社、三菱重工業及び富士重工業を協力会社とすることを決した。同年10月、川崎重工業岐阜工場に機体3社の設計者約100名が集まり、観測ヘリコプター設計チーム (OH CET) を発足、設計を開始した。

12月に正式に基本設計の委託契約が結ばれ、じご、細部設計、試作へと移行した。また、試作品納入後も人員の増減はあつ

たものの技術・実用試験終了まで設計チームを存続、維持設計を実施した。

一方、技術研究本部は、技術開発官（航空機担当）第1開発室（エンジン選定は、第3開発室と共同）において、要求仕様、目標量産単価の達成及び開発スケジュールの確保を重点に開発管理を実施した。

#### (ウ) 設計及び試作

XOH-1は、陸上自衛隊の開発要求をベースに、2000年代の運用に対応しうよう、優れた運動性、高い生存性、優れた偵察能力及び将来への拡張性を有することを目標として設計を実施した。また、設計データの取得及び設計確認の各種関連試験並びに試作機の基本的耐空性を確認するための全機地上機能確認試験及び社内飛行試験（初飛行：平成8年8月6日）を実施した。この際、初飛行要件である構造寿命保証（200時間）のための静強度／疲労強度試験及び耐久性保証（50時間）のためのタイダウン試験（いずれも技術試験）を平成7年から先行的に実施し、官民一体の事業推進を図った（開発線表参照）。試作品の概要を別図「供試機概要」に示す。設計及び試作時の技術的課題は以下の通り。

- システム統合設計
- ローター／空力設計
- 構造／艙装設計
- エンジン・インターフェース設計
- 索敵サイト機体適合化設計
- 空対空ミサイル機体適合化設計
- マン・マシン・インターフェース設計

#### (I) 技術試験

技術試験は全機静強度／部分構造疲労強度試験、タイダウン試験、エンジン認定試験及び飛行試験を実施した。

全機静強度／部分構造疲労強度試験及びタイダウン試験は常に飛行試験に先行するよう実施するとともに、エンジン認定試験を並行して実施した。

飛行試験は平成9年5月から平成11年9月の間、技術研究本部が実施する技術試験と陸上自衛隊が実施する実用試験とを同時に実施した。

##### a 全機静強度試験

- (a) 平成7年度～平成10年度
- (b) 第3研究所第1部航空第5研究室
- (c) 機体構造が設計荷重に対して所要の静強度を有することを確認した。

##### b 部分構造疲労強度試験

- (a) 平成7年度～平成10年度
- (b) 第3研究所第1部航空第5研究室
- (c) メインロータ・システム、テールロータ・システム等が設計荷重（G-A-G荷重及び高サイクル荷重）に対し1000時間以上の疲労寿命を有することを確認した。

##### c タイダウン試験

- (a) 平成7年度～平成10年度
- (b) 岐阜試験場
- (c) 各ロータ系統、動力伝達系統等のメイン・ダイナミック・コンポーネントが設計荷重サイクルに対して1200時間以上の耐久性を有することを確認した。

##### d エンジン認定試験

- (a) 平成8年度～平成11年度
- (b) 第3研究所
- (c) OH-1搭載エンジン（XTS1-10）が所要の性能・特性を有することを確認した。

##### e 飛行試験

陸上自衛隊明野駐屯地内に岐阜試験場試験班の分遣隊「X0H-1技術試験隊」を編成し、平成9年5月29日から11年9月30日の間、試作機4機を使用して、総飛行回数980FLT、1020飛行時間の試験を行い、飛行性能・特性等及び各装備系統機能並びに任務器材の機能性能が設計に適合しており、かつ、十分な耐空性を有することを確認した。

#### (a) 供試機等

試作機4機を各号機毎、次に示す主要実施項目を設定し、それぞれに応じた計装を施した。

- 1号機：飛行性能、特性、エンジン適合性
- 2号機：飛行荷重・振動
- 3号機：系統機能及び任務器材
- 4号機：任務適合性

エンジンは、FT形態×8台、FT最終形態×6台の計14台を用いた。

#### (b) 試験項目及び場所

- 主要試験（性能、特性、荷重・振動及び各系統機能等）
- @明野及び同周辺空域
- #1及び#2システム確認試験
- @饗庭野
- #1及び#2寒冷地試験
- @旭川／丘珠、上富良野
- #1及び#2射出試験@東富士
- 投下・投棄試験@東富士
- 酷暑試験@日出生台、高遊原
- 発射試験@静内場

#### (c) 試験結果

試験の結果、X0H-1の飛行性能、特性及びエンジン系統等の各系統機能、性能は設計に適合しており十分な耐空性を有することを確認した。なお、試

験の結果、改修等を要する改善要望等は、

- 試改修を実施した項目：103件
- 効果確認を要しない項目：130件があった。

#### f メインロータ・ブレード寿命確認試験

- (a) 平成11年度
- (b) 第3研究所第1部航空第5研究室
- (c) 部分構造疲労強度試験の結果、メインロータ・ブレードについては、若干の試験期間の延長により保証寿命の拡張が可能なことから、技本-陸自間で協議し、延長試験を実施した。試験の結果、メインロータ・ブレードは実飛行荷重（G-A-G荷重及び高サイクル荷重）に対し2750時間以上の疲労寿命を有することを確認した。

## I 結果

技術試験の成果は、平成11年10月の研究開発評価会議で『「設計の基本となるべき装備品等の性能・諸元・構造等」を満足していることを確認した』と報告され了承された。

一方、実用試験の成果は平成11年12月の装備審査会議で『供試機は、運用構想、装備を必要とする要件及び要求性能を満足しており、部隊の使用に供し得る。』と報告され了承された。

## オ 特記事項

観測ヘリコプター(OH-1)は、平成11年12月、長官から部隊使用承認を取得し、12年2月、量産初号機を受領した。

また、新たな枠組みであるフォローアップ活動の一環として、実用試験成果(改善要望)を受け



- メインロータ・ブレード耐エロージョン性向上
- エンジン性能の高効率化による運用コスト低減

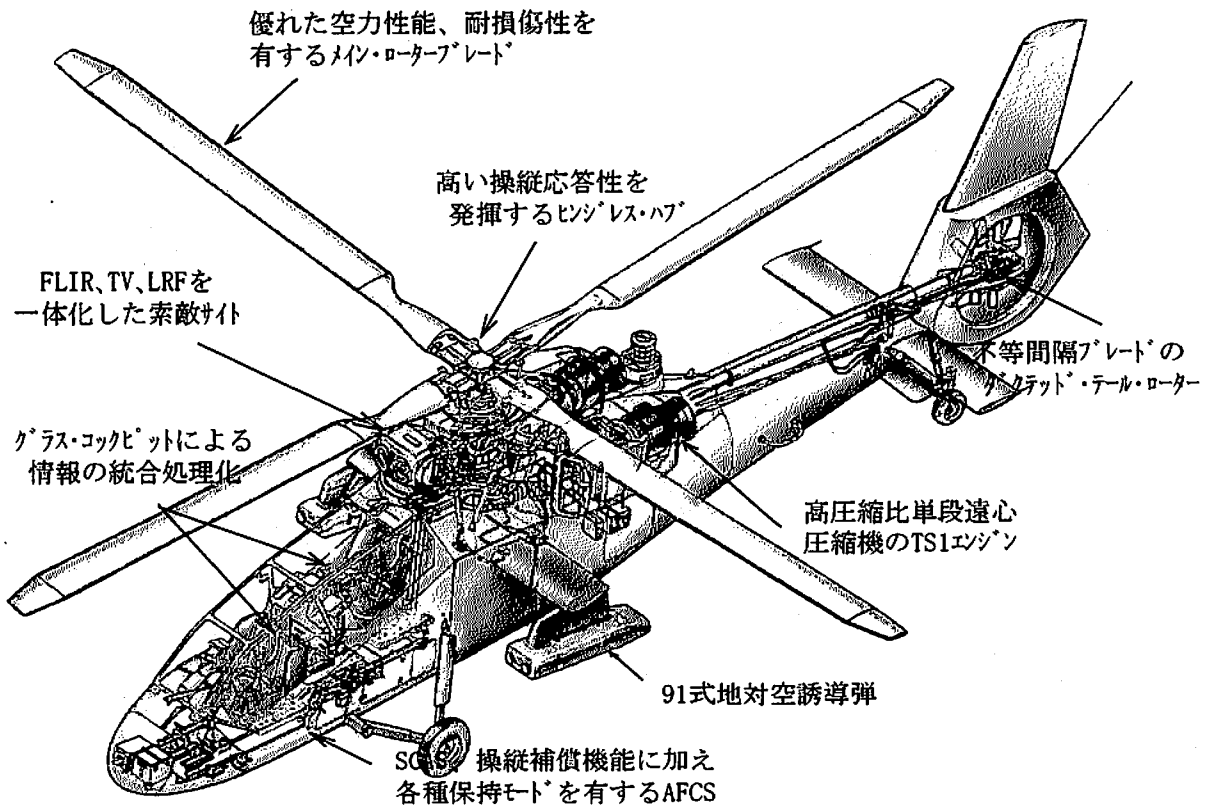
の2点をフォローアップ事業として予算取得し平成13年度から研究試作を実施中である。

別表 開発線表

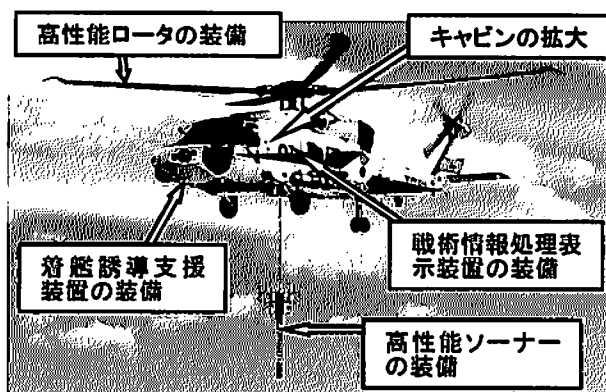
年度	S60~H3	4	5	6	7	8	9	10	11	
実施内容	部研	▽開発開始	設計(委託)	試作(その1)	試作(その2)	試作(その3)	試作(その4)	技術試験		▽開発完了

○部分疲労強度試験  
 ○ダイダウン試験  
 ○全機静強度試験  
 ○エンジン認定試験  
 ○飛行試験(技術・実用試験同時実施)

別図 供試機概要



(3) 哨戒ヘリコプター(艦載型)(SH-60J改)



7 目的

ヘリコプター搭載護衛艦に搭載し、艦艇と一体となって対潜戦、対水上戦を含む各種の任務を遂行するため、SH-60Jをベースとして哨戒ヘリコプター(艦載型)の改造開発を実施する。

イ 我が国の哨戒ヘリコプター開発の経緯

(7) HSS-2B(昭和54年領収)

HSS-2をベースに、ソーナーの他にMAD、ソノブイ投射器を装備、また、戦術情報表示装置を搭載し情報処理能力を向上させた。

(4) XSH-60J(平成元年領収)

米海軍SH-60Bを改造母機として、技術開発の対潜システムを搭載し、捜索、攻撃、情報交換・処理能力を向上させた。

(ウ) SH-60J改(平成13年初飛行)

現有のSH-60Jのキャビンを拡大し、高性能ロータ、戦術情報処理表示装置、高性能ソナー及び着艦誘導支援装置を新たに開発装備する。

ウ SH-60J改の開発線表

表1に示す。

表1 SH-60J改の開発線表

年度 区分	4~6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17
実 施 内 容	研究	← 研試(適用要素技術の研究) →										
	試作・試験			← 基本設計、メインローターブレードの試作 →			← 細部設計、開発装備品の試作等 →			← 供試機体(1、2号機)、技術確認試験、社内飛行試験 →		
						← 飛行試験用補用品等 →						
						← 技術試験(ブレード疲労試験) →						
									← 技術/実用試験(飛行試験) →			

## I SH-60J改の概要

SH-60J改の3面図を図1に、主要諸元及び性能を表2に示す。主要な開発装備品の概要は、次のとおりである。

### (7) 高性能ローター

ホバリング時の余裕揚力の増大及び機体振動の低減が可能な空力性能向上を図る。外観を図2に示す。

### (4) 戦術情報処理表示装置

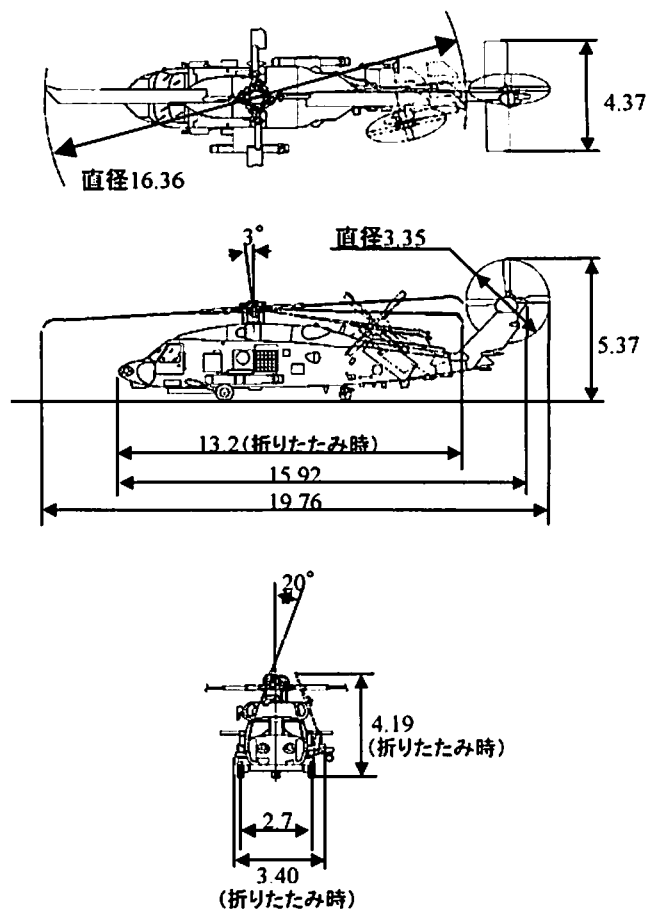
対潜戦等への迅速な対応及び多様化した任務に対応するため戦術判断支援機能、僚機間戦術情報交換機能等を有する。主要機能の概要を図3に示す。

### (7) 高性能ソーナー

無反響化及び静粛化した潜水艦に対応するため、遠距離探知能力及び探知情報処理能力の向上を図る。

### (I) 着艦誘導支援装置

夜間及び荒天時においても護衛艦へ安全かつ確実に着艦できる機能を有する。機能の概要を図4に示す。



単位:m

図1 SH-60J改 3面図

表2 主要諸元及び性能

項目	数値	備考
運用時の長さ	19.76m	
胴体長さ	15.92m	
運用時の高さ	5.37m	
メイン・ローター直径	16.36m	
最大設計重量	24,000lbs	
エンジン型式	T700-IHI-401C	
出力	1,800shp×2	



図2 高性能ローター 外観

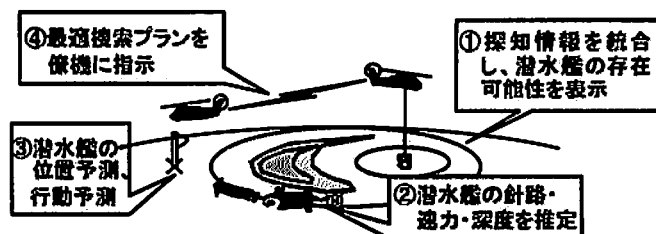


図3-1 戦術判断支援機能

耐用命数を確保する。

(イ) 戦術判断支援アルゴリズム技術

戦術データの収集・分類を実施し、最適な戦術をリコメンドするアルゴリズムを設定する。

(ロ) 着艦誘導センサー及び誘導制御アルゴリズム技術

レーザーによる追尾方式、甲板上ホバリング飛行制御アルゴリズムの設定を図る。

(カ) ソナーの低周波化及び自動探知類別処理技術

開傘展張／閉傘収納機構技術による低周波化への対応及び周波数分析、相関処理、分散処理等の信号処理による自動探知類別処理を図る。

カ 現在の進捗状況

初飛行時期が当初計画から1年延期されたが、13年8月には試作1号機の初飛行を実施した。14年6月、試作機2機を受領し、技本と海幕により、16年度末の部隊使用承認取得を目指し、技術／実用試験を実施中である。

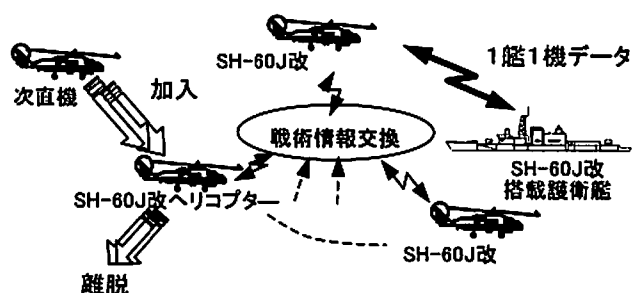


図3-2 僚機間戦術情報交換機能

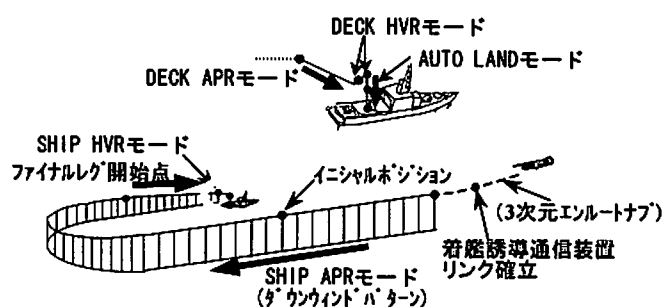


図4 着艦誘導支援機能

オ 技術開発実施における技術的課題

(7) システムインテグレーション技術

研究試作成果の活用を図るとともに、極力現有機器の活用したシステム構成とする。

(イ) 現有機をベースとした機体システム設計

技術新開発ロータブレードと現有機体の適合性を図るとともに、飛行性能・特性及び現有機とほぼ同等の耐用命数を確保する。

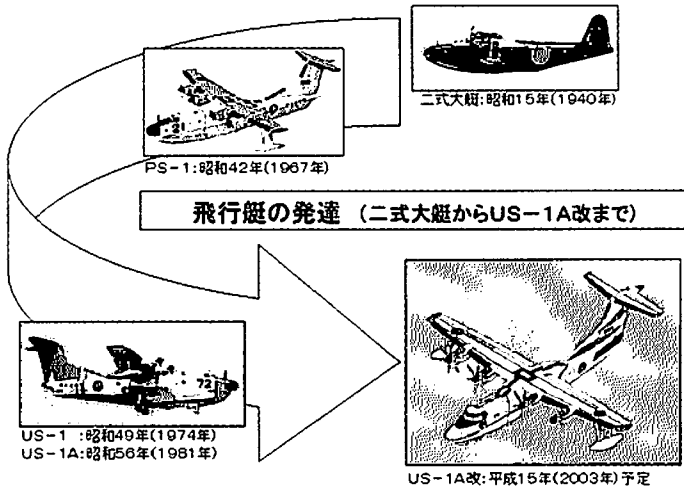
(ウ) メインロータブレードの高性能化及び低加振力技術

最適上下反角の設定による空力性能の向上及び低加振化を図るとともに、耐弾性、



SH-60J改 1号機

(4) 救難飛行艇 (US-1A改)



7 目的

US-1Aの洋上救難能力の維持向上を図るため、US-1Aをベースに艇体上部の与圧化、操縦系統のフライバイワイヤ化、主翼、波消板、浮舟等の軽量化、エンジン/プロペラの換装等の改造開発を実施する。

イ 我が国の飛行艇開発の経緯: ( )内は初飛行年

(7) 二式大艇 (昭和15年)

九七大艇の後継として、約3,900nmの航続距離、20mm砲、7.7mm砲を装備した飛行艇を開発した。

(イ) PS-1 (昭和42年)

対潜飛行艇として、大幅に対潜能力を向上させるため、遠距離ソーナー等を装備し、洋上離着水可能な飛行艇を開発した。

(ウ) US-1/1A (昭和49/56年)

PS-1の多用途化を図るため、離着陸用の脚をつけ水陸両用化したPS-1改として救難飛行艇を採用した。後に、US-1は主エンジンを換装したUS-1Aとなった。

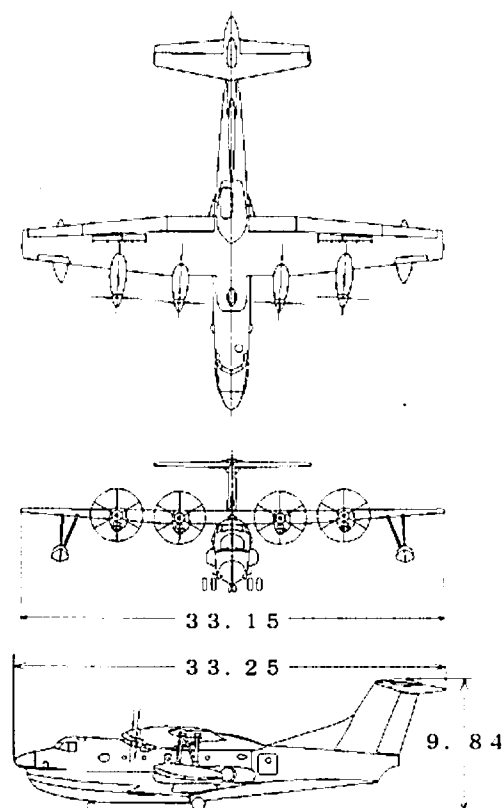
(エ) US-1A改 (平成15年予定)

US-1Aの洋上救難能力の維持向上を図るため、US-1Aをベースに改造開発する。

ウ 救難飛行艇 (US-1A改) の開発線表を表1に示す。

表1 救難飛行艇 (US-1A改) の開発線表

年度区分	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	
実 施 内 容	研究	部内研究 (現有機等の調査、多用途性に関する調査・研究等)													
	試作・試験				基本設計、翼端浮舟供試体		細部設計(1)、波消板供試体		細部設計(2)、前部与圧胴体供試体		操縦系統リグ供試体		技術試験 (強度試験)		
									試作2号機、01号機(2)、02号機(1)			02号機(2)			
										試作1号機、01号機(1)					
													技術/実用試験 (飛行試験)		



単位：m

図1 US-1A改 3面図

表2 主要諸元及び性能

項目	数値	備考
全長	33.25m	
全幅	33.15m	
全高	9.84m	
最大離着陸設計重量	47.7ton	
最大離着水設計重量	43.0ton	
航続性能	2,742nm	最大離陸重量
最大速度	328KTAS	燃料半減重量
巡航高度	30,000ft	
巡航速度	268KTAS	最大離陸重量
主エンジン型式	AE2100J	
出力	4,591shp×4	
プロペラ型式	R414	
BLCエンジン型式	CTS800	
出力	1,268shp×1	

### I US-1Aからの主要な改造箇所

US-1A改の3面図を図1に、主要諸元及び性能を表2に示す。主要な改造箇所は、次のとおりである。

#### (7) 艇体上部の与圧化

高高度飛行を可能とし、患者輸送環境の改善を図るため、艇体は図2に示すフレーム6からフレーム31の間を与圧した。

#### (4) 操縦系統のフライバイワイヤ化

安定性、操縦性を向上させ、操縦負荷の軽減を図るため、図3に示す3重デジタル・フライバイワイヤ方式とした。

#### (ウ) 主翼、波消板、浮舟等の軽量化

艇体上部与圧化を実現させ、離着水性能等の向上を図るため、波消板にチタン合金、翼端浮舟に複合材料という新規材料を適用した。

#### (I) エンジン／プロペラの換装

離着水性能を向上させ、長距離巡航性能、速度性能の向上を図るため、図4に示すエンジン／プロペラに換装した。

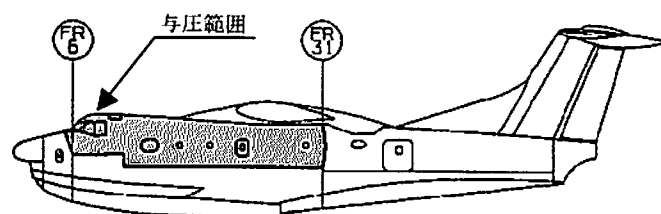


図2 与圧範囲

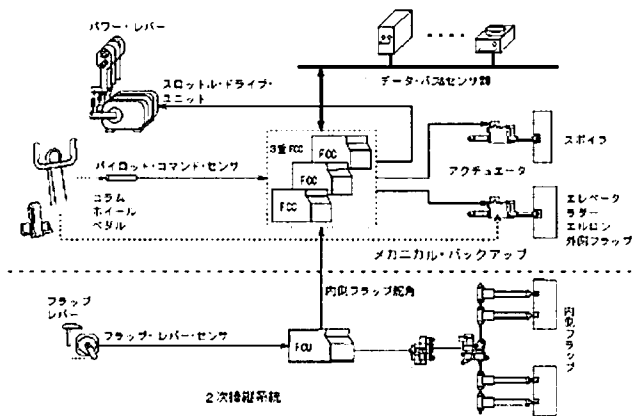
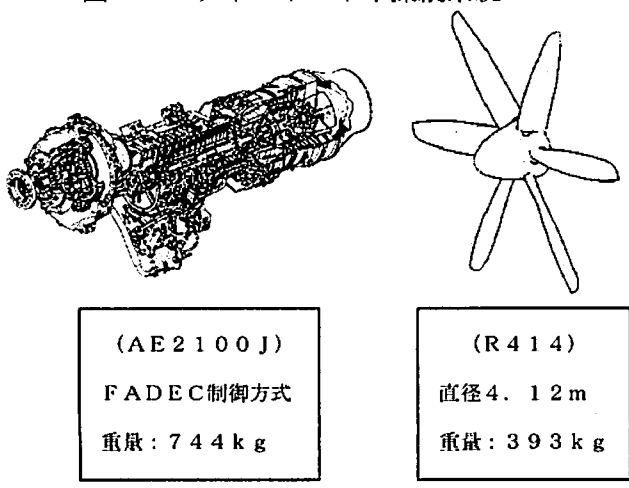


図3 フライバイワイヤ操縦系統



(AE2100J)  
FADEC制御方式  
重量：744kg

(R414)  
直径4.12m  
重量：393kg

図4 エンジン/プロペラ概要図

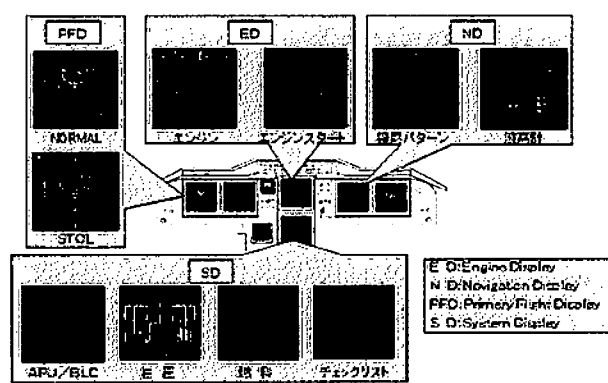


図5 統合型計器板

(e) 統合型計器板の採用

ワークロードを軽減し、操作性、視認性等の向上を図るため、図5に示す統合型計器板を採用した。

(f) 主要改造の概要

図6に示す。

オ 技術開発実施における技術的課題

(7) 与圧艇体の設計

与圧艇体が損傷許容性を有することを確認

(i) 高応答経路角制御

極低速飛行時の操縦性・安定性を改善

(v) 軽量化構造の設計

与圧化に伴う重量増加分の軽量化

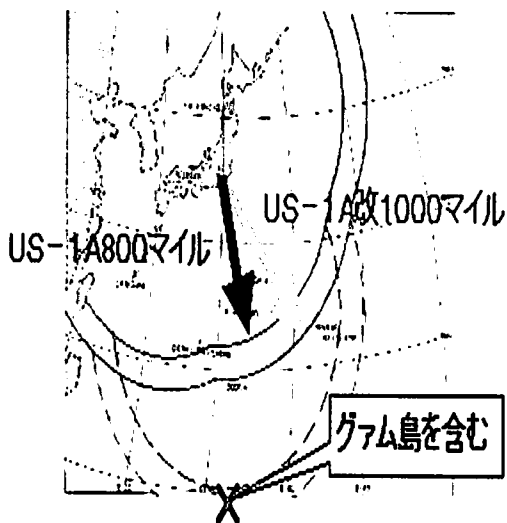
(I) ライフサイクルコストの抑制

疲労寿命の延伸、維持・整備性の向上、設計・試験等の効率化、生産性を考慮した設計等

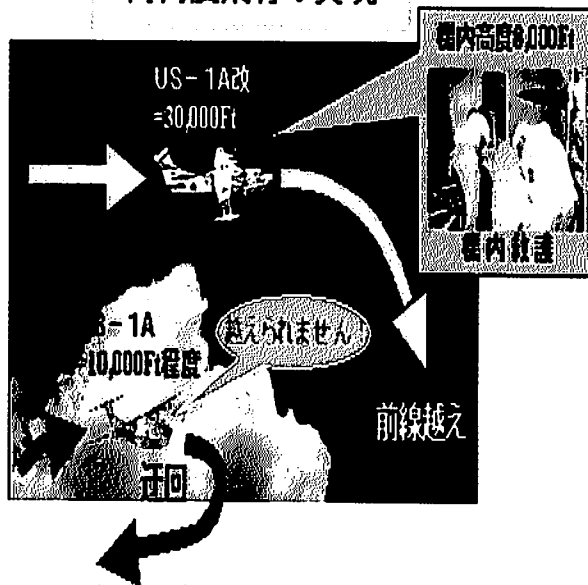
カ 現在の進捗状況

平成12年度までに細部設計を終了し、試作1号機、01号機の製造を開始した。

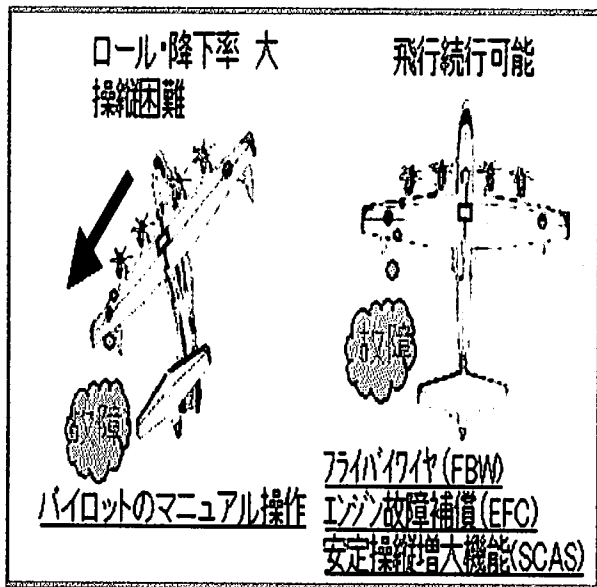
洋上救難能力の向上



高高度飛行の実現



極低速時のエンジン故障への対応



ワークロードの低減

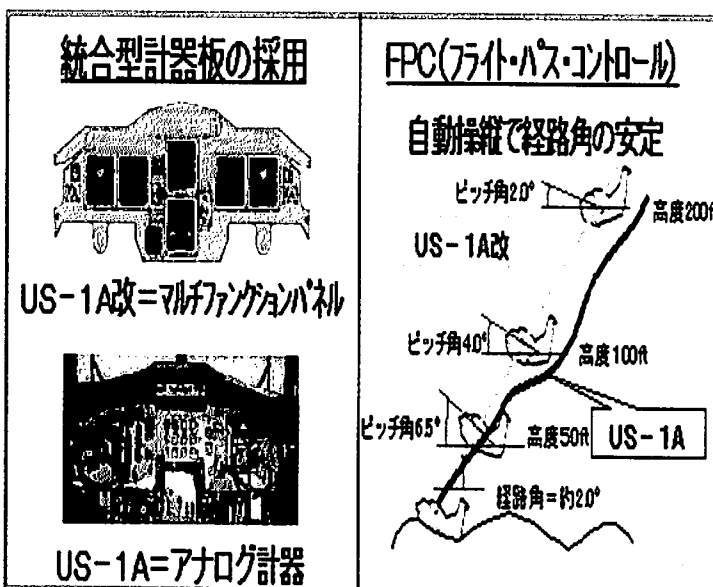


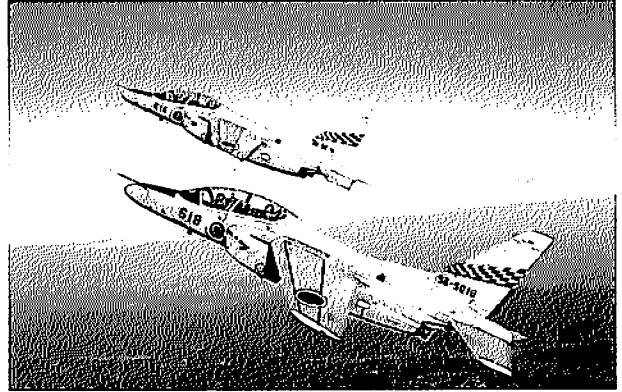
図6 主要改造の概要



(5) 中等練習機 (T-4)

7 目的

現有練習機の減勢を機に、現行飛行教育体系の不具合を是正し、1990年代以降の飛行教育を効率的に実施するため、T-33及びT-1で実施してきた教育任務を、一機種で統合実施し、かつ、経済性を重視した亜音速領域における戦技教育可能な練習機として開発する。



中等練習機 (T-4)

4 線表

表のとおり。

表

年度	50	51	52	53	54	55	56	57	58	59	60	61	62	63	
実施内容	<div style="display: flex; justify-content: space-between;"> <span>▽ 10/29 エンジン選定</span> <span>▽ 7/29 初飛行</span> <span>部隊 用承認 ▽ 28</span> </div>														
	<div style="display: flex; justify-content: space-between;"> <span>← 社内研究</span> <span>← 新中等練習機の基本設計</span> <span>← 中等練習機 (その1)</span> <span>← 中等練習機 (その2)</span> <span>← 中等練習機 (その3)</span> <span>← 全機静強度試験</span> <span>← 全機疲労強度試験</span> <span>← 飛行試験</span> </div>														
	<div style="display: flex; justify-content: space-between;"> <span>← 再燃ファンエンジンの研究</span> <span>← 性能確認試験</span> <span>← 小型ターボファンエンジンの研究</span> <span>← 性能確認試験</span> <span>← 小型機用ファンエンジンの研究</span> <span>← 性能確認試験</span> <span>← 中等練習機エンジン (認定試験)</span> <span>← 性能確認試験</span> </div>														

ウ 経緯

(7) 全般

航空自衛隊は、昭和30年代以降、飛行教育等に使用しているT-33Aの耐用命数が近づいてきていること及び将来のT-1の用途廃止を考慮して、この2機種の飛行教育を1機種で効率的に実施するため、54年度末(55.3.31)に次期中等練習機の技術開発要求書が空幕から提出された。

一方、技術研究本部では、航空自衛隊の次期中等練習機を必要な時期に国内開発できるように50年以降独自に研究を進めていた。

昭和55年度に防衛庁内で国内開発することに合意が得られ、56年度から開発が開始され、60年12月から62年度末にかけて技術実用試験が実施、63年7月28日に長官の部隊使用承認を得て部隊運用が開始された。

搭載用エンジンとして、50年から第3研究所で研究が進められていたXF3-30エンジンが57年10月に選定された。

#### (イ) 開発体制及び開発管理

航空幕僚監部が示した要求性能に基づき、56年4月に機体3社（川崎重工、三菱重工、富士重工）に提案を要求し、提案書を総合評価した結果、同年9月に、川崎重工業を主契約会社とし、三菱重工業及び富士重工業を協力会社とすることを決定した。

同年10月に川崎重工業との間で、基本設計の委託契約が結ばれると、川崎重工業岐阜工場内に機体3社の設計者約100名が集まり、中等練習機設計チーム（MTET）を発足した。

技術研究本部では、技術開発官（航空機担当）の下に、中等練習機プロジェクトチームを約30名で編成し、機体の要求仕様と目標量産コストの達成及び開発スケジュールの確保を重点として開発業務を推進した。

#### (ウ) 試験研究（部研及び所研）

51から55年度にかけ、「新中等練習機のシステムスタディ」に関する部内研究を実施し、機体及びエンジンの基礎的諸元、最適化の検討、適用仕様書、設計基準等の調査、コスト管理手法、整備性、信頼性等に関する検討を行い、設計及び試作等に関する技術資料を得た。

#### (エ) 基本設計

56～57年にかけ、委託で「新中等練習機の基本設計」として、装備審議会承認された技術開発実施計画書（防装開第2694号（56.5.28））に基づき、機体の基本図面を作成する設計作業及びこれに必要な各種関連試験等を実施した。

#### (オ) 細部設計及び試作

57～59年にかけ、「中等練習機（その1）」として、製造図面等を作成する設計作業及びこれに必要な各種関連試験等を実施するとともに、「中等練習機（その2）」の関連試験（緊急脱出系統機体適合性試験）に供される前胴供試体を試作した。

58～61年にかけ、「中等練習機（その2）」として、飛行試験用供試機（3機）、搭載エンジン（10台）、静強度試験用供試機（1機）等を試作した。

59～61年にかけ、「中等練習機（その3）」として、飛行試験用供試機（1機）、搭載エンジン（4台）、疲労強度試験用供試機（1機）等を試作した。

#### (カ) 技術的試験（飛行試験）

技術的試験は、試作1号機を受領した後、60.12.12～63.3.31の間、航空自衛隊の行う実用試験と同時実施で、岐阜試験場において開始した。

60.12.24に初飛行し、その後航空自衛隊岐阜基地を中心に、4号機を使用した千歳基地での寒冷地試験（62.1.27～62.2.9）、2号機を使用した松島基地での横風試験（62.2.27～62.3.7）、2号機を使用した三沢基地でのガンの空中発射及びバンナー標的曳航試験（62.9.4～62.9.11）を含め、616回（852.6時間）の飛行を行い、中等練習機（XT-4）は、失速速度から遷音速領域までの広い速度範囲で卓越した飛行性能と良好な安定性、操縦性を有する優れた航空機であり、その飛行性能、飛行特性及びエンジン系統等の機能及び性能は設計に適合しており、かつ、十分な耐空性を有することを確認した。

試作機は、各号機毎に役割分担を行い、飛行領域の拡大を図りつつ、最後に総合確

認を行った。この間に要改善事項を抽出し、その改善のため、合計155件の改修を行い、改善効果を確認し、量産機に反映した。

#### (\*) 技術的試験（全機静強度試験）

「中等練習機（その2）」で試作した全機静強度試験機を、60年2月領収し、同年3月から61年11月の間に剛性試験、操縦系統試験、フラップ等の部分試験、全機試験、制限荷重試験、終局荷重試験、外装品投棄試験、全機破壊試験等59項目の試験を第3研究所において実施した。

試験の結果、比較的軽微な不具合（17件）が検出された以外は十分な強度を有することが確認され、これらの不具合については対策を行い確認試験により対策効果を確認して本機に適用したことにより、機体構造は十分な強度を有することを確認した。

#### (\*) 技術的試験（全機疲労試験）

「中等練習機（その3）」で試作した全機疲労強度試験機を、60年10月領収し、同年12月から61年12月の間、2ライフ（7,500時間×2）の耐久性確認試験を実施し、大幅な設計変更を必要とするような耐久性評定の問題はなく、設計運用スペクトルの下で設計寿命（7,500時間）は保証し得ることが確認できた。

耐久性確認試験終了後、耐久性確認試験中に実施した全機応力調査及び設計資料をもとに61ヶ所の評定部位を選定し、初期きず（1.3 mmの貫通きず）を付与し、62年5月から11月の間2ライフの損傷許容性確認試験を実施した。この間、1ライフ目の終了時に、損傷程度等を検討し、右主翼に対し、初期きずの拡大（2.5 mm貫通きず）を行った。

また、2ライフ終了後、主翼、胴体等を評定とした残留強度試験を62年11月から12

月の間に6ケース実施し、引き続き、主翼、胴体及び垂直尾翼を評定とした破壊試験を63年3月までの間に実施した。

試験終了後の詳細分解検査により損傷を詳細に調査したが、実機への対策を必要とするような構造上の問題点は見いだされず、設計運用スペクトルの下では、初期きずを仮定した上でも、設計寿命（7,500時間）の損傷許容性は保証し得ることが確認された。

以上の結果、設計寿命（7,500時間に対する耐久性、損傷許容性を保証することができた。

### I 結果

中等練習機（XT-4）は、技術開発実施計画書の「設計の基本となるべき装備品等の性能、諸元、構造等」をすべて満足した。

本技術開発は、良好な成績を修めて終了したことにより、開発に伴う技術、管理等の多方面にわたる各種ノウハウを獲得するとともに、我が国の航空機技術のレベル向上及び開発能力が向上した。

### II 特記事項

#### (7) コスト・コントロール

コスト・コントロール活動とは、コストを性能、開発日程等と同等の重要性を持つ評価要素として設計、試作を行い、各開発段階でその評価基準を満足するためのトレードオフ活動を行う開発手法で、我が国で初めて航空機の開発に採用し、その手順設定と活動を体系づけた。

T-4の開発では、エンジン、機体ともに全くの新規開発であったため、コストコントロール手法を100%有効に適用できたこと、開発当初から、大幅な設計変更、スケジュール変更がなく、要求性能に適合した設計手法を採用できたこと、官民（主契

約会社、協力会社、専門会社) 合同のコスト分科会による活動体制を確立したこと、設計部門のみならず、生産技術、資材調達部門等の関係者のコストダウン意識が高かったこと、材料入手の困難、人件費の大幅なアップ等の大きな経済変動がなかったこと等が、コストコントロール活動が成功した主要因である。

#### (イ) 今後の航空機の設計に欠かせない新技術の先行的実施

##### a OBOGS (On Board Oxygen Generation System) :

液体酸素、機体酸素に代わってエンジンの抽気から結晶ゼオライトの分子選択吸着性を利用して酸素を分離精製するOBOGSを採用したことにより、酸素補給回数が大幅に減り、危険な液体酸素の取り扱いを必要としなくなったため、整備・補給上の大きな利点となった。

OBOGSは、AV-8Bに一部採用されていたが、本格的な採用は世界初であった。

##### b リングレーザージャイロを用いた姿勢方位基準装置 :

リングレーザージャイロを用いたストラップダウン型の姿勢方位基準装置は、米国のUH-1が使用しているが、世界に先がけ本格採用した。

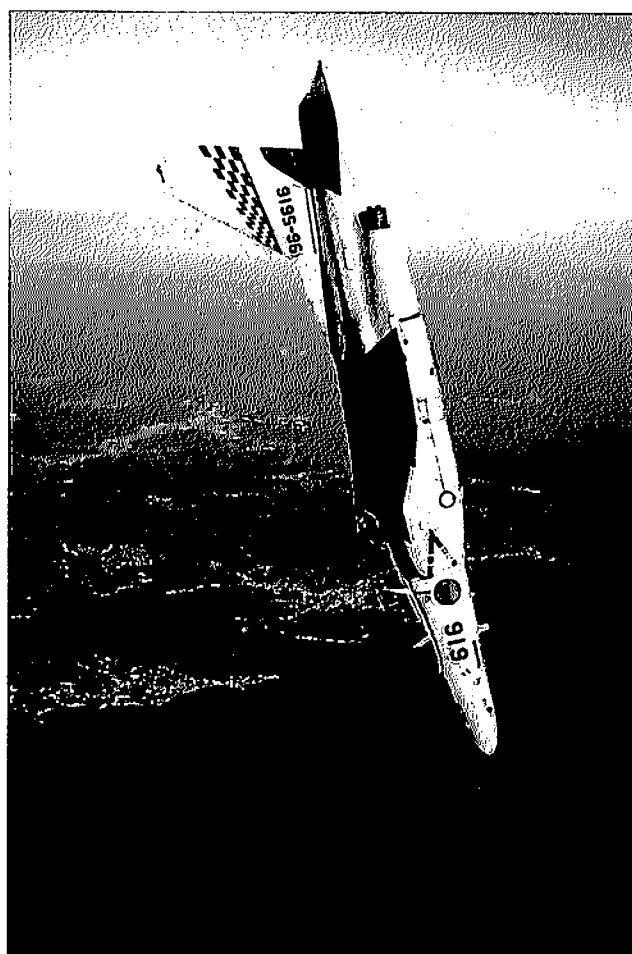
##### c キャノピー破砕装置

脱出時間を短縮し、かつ系統の軽量化を図るため、キャノピーを投棄せずに火薬でキャノピーにひびを入れ射出座席で突き破る方式の緊急脱出装置を我が国で初めて採用した。

##### d 新複合材の採用

厳しい要求性能を満足させるために、CFRP (Carbon Fiber Reinforced Pl

astic) やAFRP (Aramid Fiber Reinforced Plastics) を構造重量の約5%に適用し、機体の軽量化を図った。複合材部品は、各種基礎試験の成果から、ばらつき、許容欠陥レベル等を設定し、強度、耐久性、損傷許容性等を確認するとともに、修理法、対雷特性等についても試験で確認を行った。



## (6) 多用途小型無人機

### 7 目的

戦闘機クラスからの空中発進、目標追尾、高精度及び高速・高生存性に関する要素技術の研究を行うと共に、偵察、標的等の各種用途に必要な汎用性を有する無人機システムの技術資料を得ることを目的とする。

技術課題は以下の通りである。

#### (7) 主翼展張技術

母機搭載時には極力コンパクトとなるように主翼を折り畳み、母機離脱後に展張し空中発進させるために必要な主翼展張機構及び飛行制御アルゴリズム

#### (イ) 目標画像捕捉・追尾技術

撮影した目標を継続的に監視するために、画像センサと飛行を統合した誘導制御により目標を捕捉後、自動的に追尾飛行を行う技術

#### (ウ) GPS/ADSハイブリッド航法技術

GPS (Global Positioning System) と航空機システムで一般的に用いられているADS (Air Data System) とを組み合わせることにより高精度航法を実現するシステム

#### (エ) 機体形状技術

高速・高生存性を重視した機体形状技術  
なお、多用途小型無人機は海上回収を行う回収型無人機として設計した。

### 4 線表

別表1のとおり。

### ウ 経緯

#### (7) 多用途小型無人機の研究 (部内研究)

平成6年度に各種用途に使用可能な汎用性を有する小型無人機システムに関して研究を行い、技術課題を抽出した。

#### (イ) 多用途小型無人機 (その1) の研究試作

平成7年度～9年度に富士重工業(株)

と契約し、各種用途のベースとしての無人機及び飛行試験での運用を可能とする地上システムを含んだ無人機システム (以下、「無人機システム」という) の基本構想、システム設計、関連試験の実施及び地上試験用供試体 (CTS : 試験用風洞模型) の製作を行った。

#### (ウ) 多用途小型無人機 (その2) の研究試作(1)

平成8年度～10年度に富士重工業(株)と契約し、無人機システム (画像センサシステムを除く) の細部設計、関連試験の実施及び無人機 (画像センサシステムを除く)、機上装置、試験器材 (地上システム) 等の製作を行った。

#### (エ) 多用途小型無人機 (その2) の研究試作(2)

平成8年度～10年度に三菱重工業(株)と契約し、F-4EJ型機を母機とした母機適合性の確認、母機改修設計及び改修ハーネス等の製作を行った。

#### (イ) 多用途小型無人機 (その3) の研究試作

平成9年度～10年度に富士重工業(株)と契約し、無人機システム (画像センサシステム含む) の細部設計、関連試験の実施及び無人機 (画像センサシステム含む) 及び試験器材 (操作装置のうちシェルト部の画像情報関連の機能追加に関わる部分) の製作を行った。

#### (ウ) 多用途小型無人機の性能確認試験

平成9年度に第3研究所の低速風洞において、地上試験用供試体を用い、無人機の投棄特性を確認した。

平成10年度に岐阜基地において無人機と母機の適合性確認のための地上整合試験および母機適合性飛行試験等を実施した。

平成11年度～13年度に無人機の飛行試験

を実施した。(内訳以下)

- ・エンジンなし滑空機 2 F L T
- ・画像センサなし無人機 2 F L T
- ・画像センサあり無人機 1 F L T

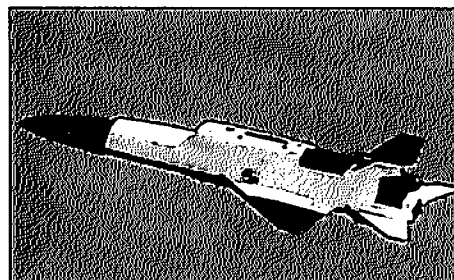
**I 飛行試験結果**

無人機の飛行試験を実施した結果、技術課題を解明し、設計機能・性能を満足することを確認した。

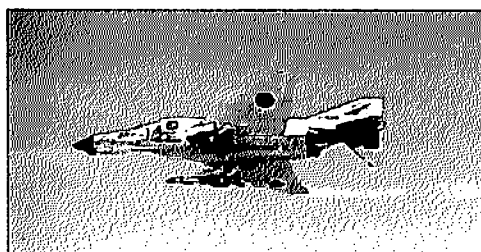
**オ 総括**

本研究試作の関連試験においては、風洞試験、強度試験、着水試験、フィジカルシミュレーション試験、システム確認試験（無人機、操作装置を接続し、無人機飛行状態を模擬したシステムシミュレーション試験）等並びに技術審査等も十分に実施したため、飛行試験において飛行自体に大きな不具合は発生せず、飛行した無人機をすべて回収することができた。

本研究成果は、人命に対して危険の大きい任務等への無人機の活用、発展に寄与するものと期待される。



飛行中の多用途小型無人機



多用途小型無人機携行飛行中の母機

別表1 多用途小型無人機の開発線表

年度		H6	H7	H8	H9	H10	H11	H12	H13
実施内容	部研等	← 多用途小型無人機の研究 →							
	研究試作		← (その1)の研究試作 →						
				← (その2)の研究試作(1) →					
				← (その2)の研究試作(2) →					
所内試験				← (その3)の研究試作 →					
				← CTS風洞試験 →					
					← 母機適合性飛行試験等 →		← 無人機飛行試験 →		

か 多用途小型無人機の概要

別表2のとおり。

(7) 諸元

別表2 多用途小型無人機諸元

区分	項目	数値
寸法	全長	約4.7m
	全幅(展張時)	約2.5m
	全幅(折畳時)	約1.7m
	全高	約1.0m
重量	発進重量	約620kg
エンジン	型式	382-10
	推力(地上静止)	約450kgf

(イ) 主要機能

a 航法、飛行誘導

- ・プリ・プログラム方式による飛行
- ・プロ・プログラムに優先する指令誘導
- ・画像追跡中の画像センサ情報に基づく飛行誘導

- ・GPS/ADS航法
- ・GPS/AHRS航法

b 発進・回収

- ・F-4EJ型機からの空中発進
- ・パラシュートによる回収
- ・エアバッグによる着水衝撃緩衝
- ・海上浮揚(水密構造)

c ペイロード

- ・赤外線撮像装置搭載

d データリンク

- ・画像、飛行諸元、指令(Cバンド)

e 発進母機

- ・F-4EJ型機(無人機2機搭載)

(ウ) 主要装備品

a 航法・誘導・飛行制御系統

- ・GPS/AHRS
- ・誘導制御装置
- ・高度速度トランスジューサ

b 操縦系統

- ・スタビレータ・アクチュエータ
- ・ラダー・アクチュエータ

c 回収系統

- ・パラシュート
- ・エアバッグ

d 通信データリンク系統

- ・データリンク装置
- ・ATCトランスポンダ
- ・指令受信機(UHF)

e 画像センサ系統

- ・赤外線センサ
- ・画像追従装置
- ・VTR

f その他

- ・テレメータ
- ・データレコーダ

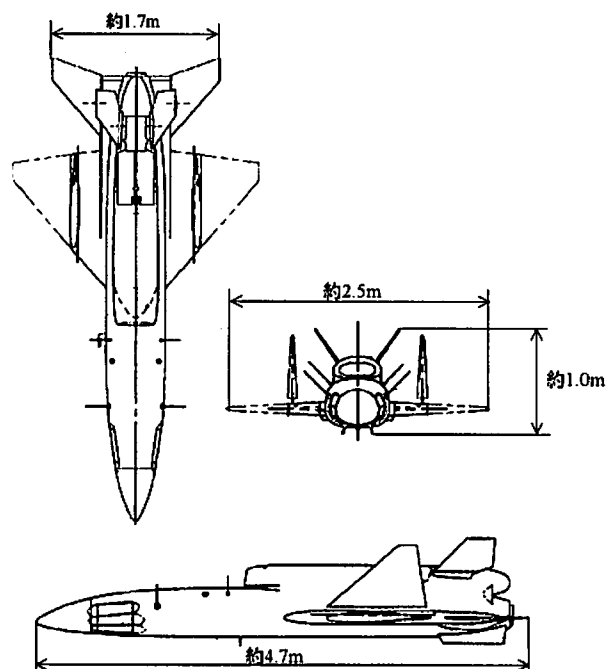


図1 多用途小型無人機三面図

(7) 次期警戒管制レーダ (XJ/FPS-3)

7 目的

航空警戒管制組織の基幹レーダとして、将来想定される運用（脅威）に効果的に対処可能な次期警戒管制レーダの開発である。これは、国内で開発・装備されてきた固定用3次元レーダJ/FPS-1、J/FPS-2の延長上に位置するものであり、多数目標の方位・距離・高度の3次元情報を瞬時に測定で

きる3次元レーダである。将来の脅威として予想される航空機のステルス化(低RCS化)、ARMによるレーダ・サイト攻撃にも有効に対処すべく、小目標探知/追尾能力の向上、脅威側電子戦能力進歩への対処や前述の小目標(低RCS化目標)対処要求に伴う電子戦(ECCM)/クラッタ抑圧の向上及びレーダ・サイトの抗たん性向上を主要目標として開発した。

1 線表

年度	54 ~ 57	58	59	60	61	62	63	1	2
実施内容	← 部内研究 →	← 試作(その1) →	← 試作(その2) →	飯岡支所据付工事	← 技術試験(飯岡支所) →	完了(63/9)	▽評価会議(元/1)	▽装審調整部会了承(元/5)	← 試験的運用 →
				納入(61/9) ▽	← 実用試験 →	← 試験的運用 →			

ウ 経緯

(7) 部内研究

昭和54年から、(株)東芝、日本電気(株)、三菱電機(株)の参加・協力の下に部内研究が行われ、将来の運用(脅威)環境における警戒管制レーダのあるべき姿、並びにその実現性に関する技術的検討が実施され、新しい警戒管制レーダに対する要求事項を明確化すると共に、技術的妥当性を見通しを得るに至った。

(i) 試作機の製作

昭和58年11月、試作機製作の担当会社が三菱電機(株)に決定し、4年間に亘り、世界一の警戒管制レーダを作るという意気込みのもと、技術研究本部を中心に官民一体となって、設計・製造に当たった。

これらの試作期間において、数多くの最新技術を取り入れた、世界でも類をみない

高性能警戒管制レーダの実現に向けて、多くの苦心、工夫、努力が払われた。主なものは、次の通りである。

a 大電力アクティブ・フェーズド・アレイ・アンテナ(遠距離用/近距離用)の実用化

小目標探知/追尾能力向上の為に平均送信電力増大/高感度受信化並びに電子走査アンテナ化による多機能ビーム走査を可能とするため、素子アンテナ毎に半導体マイクロ波送受信モジュールを有する半導体アクティブ・フェーズド・アレイ・アンテナが採用された。

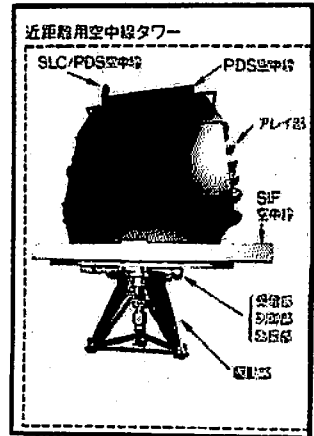
遠距離用は、2次元(方位、仰角)電子走査方式で、1000個を越える送受信モジュールを有する半導体アクティブ・フェーズド・アレイ・アンテナである。

これらのアンテナについて、所望のア

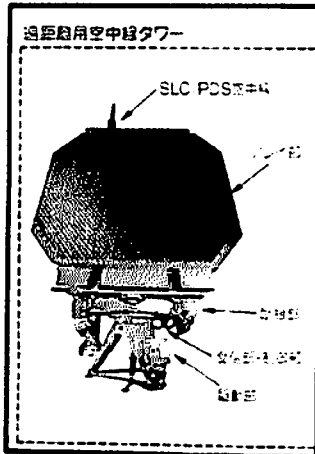


アンテナ・パターン特性を実現するには、これらの多数の送受信モジュールの性能の均一化（振幅、位相）を確保することが重要であり、また、高い電力増幅効率、信頼性・整備性が求められ、このレーダの設計・製造を通して、幾多の苦心、工夫を経て、マイクロ波送信モジュール、ひいては大電力アクティブ・フェーズド・アレイ・アンテナの設計・製造技術が確立してきた。

近距離用空中線装置



遠距離用空中線装置



また、従来のアンテナとは異なり、このような発熱量の多いアンテナに対する冷却技術も新たな課題であり、各種課題を克服してその技術を確立するに至っている。これらの大電力アクティブ・フェーズド・アレイ・アンテナで、初めて所望のアンテナ・パターン特性が得られた時の関係者の感激は今も語り継がれているところである。

### b 高ECCM/クラッタ抑圧能力

2次元（近距離用は1次元）電子走査が可能なアクティブ・フェーズド・アレイ・アンテナを用いた真の多機能ビーム走査レーダ化による状況適応形ビーム・マネージメント（レーダ動作モード）により、ECCM/クラッタ抑圧能力向上の努力が払われた。

また、最新信号処理技術として、アダプティブSLC (Side Lobe Canceller)、アダプティブMTI、高圧縮比デジタル・パルス圧縮等の先端的な信号処理技術の実用化を達成している。

### c 高抗たん性

遠距離用/近距離用の2アンテナ並びに、共通の信号処理装置、表示制御装置を有するユニークな抗たん性の高い構成とするほか、到来ARMを誤誘導させてアンテナを保護するための疑似電波発生装置（デコイ）を設ける等の新しい施策を採用している。

また、光ファイバ・ケーブルを用いた遠距離用、高速、大容量データ伝送技術を警戒管制レーダに初めて導入し、レーダアンテナとオペレーション・ルーム等を隔離して、要員、器材の安全確保を可能としている。

### (ウ) 技術試験

昭和61年10月から第2研究所飯岡支所で、据え付け調整工事が開始され、翌年3月に完了した。これに並行して、昭和61年10月に第2研究所に技術試験隊を発足し、技術試験を開始した。

技術試験では、昭和62年3月までに基本

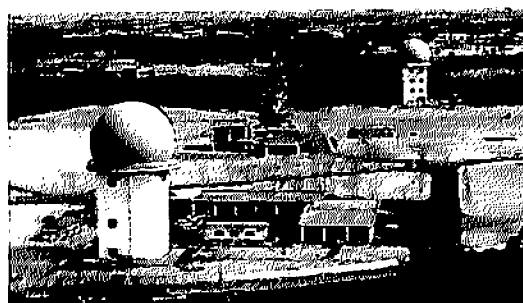
性能の地上試験を、昭和62年6月までにレーダー覆域の飛行試験36ソーティを実施し、実環境における基本的な機能・性能の確認を行った。昭和62年7月からは、実用試験との同時実施となり、地上試験と計171ソーティの飛行試験により、技術的評価を行い、昭和63年9月に技術試験を完了した。

各種性能確認試験の中でも、レーダー覆域試験では、小型の曳航標的を用いて従来にはない厳密な評価が実施された。また、ARMに対するデコイの性能確認のため、BK-117型ヘリコプターに電波吸収体とミサイルシーカーを取り付けるなどの工夫により、ヘリコプターでARMを模擬して試験を実施する等、多くの困難を乗り越えて試験評価を完了した。

また、昭和62年度にアクティブ・フェーズド・アレイ・アンテナの長所を活かした最新のECCM技術として、妨害到来方向のサイドローブを抑圧したビームを形成する「アダプティブ・ナル・ビーム・ステアリング (ANBS)」技術を実証するため、アンテナサイドローブ制御装置の研究試作を行った。昭和63年度に試作機に付加する形で所内試験を行い、試作機の電子線能力の更なる向上に関して評価した。本機能は業者選定の段階で試作機に含めないことになったものであるが、ここで復活することになる。

## (I) 実用試験

航空自衛隊は昭和62年7月に航空実験団電子実験隊に次期レーダー試験評価隊を編成し、技術試験と同時に昭和63年9月まで実用試験、引き続き平成2年まで試験運用を実施した。



次期警戒管制レーダー (XJ/FPS-3)  
第2 研究所飯岡支所設置状況

## I 結果及び現状

技術試験の成果は、平成元年1月の研究開発評価会議で、また実用試験の成果は、平成元年5月の装備審査会調整部会で了承され、ここに6年に亘る開発が完了し、装備化段階へ移行するに至った。

装備機 (J/FPS-3) は、技術試験/実用試験等の成果を十分に反映して、平成元年度から1号機的设计・製造に着手し、1号機 (経ヶ岬)、2号機 (加茂)、3号機 (大滝根山)、4号機 (当別)、5号機 (輪島)、6号機 (背振山)、7号機 (笠取山) が設置された。

このように、技術研究本部において、我が国で初めてのアクティブ・フェーズド・アレイ・レーダーの開発に成功し、実用化にこぎつけた事は、特筆に値する成果である。

## II 特記事項

XJ/FPS-3の開発の成功は、警戒管制レーダーの開発にとどまらず、アクティブ・フェーズド・アレイ・レーダーの次代を開拓し、レーダー分野に革新をもたらしたという重要な意義がある。この後、艦載レーダー、航空機搭載レーダー等の分野で、アクティブ・フェーズド・アレイ・レーダーが普及していくことになり、その技術的効果波及効果は極めて大きいものがある。



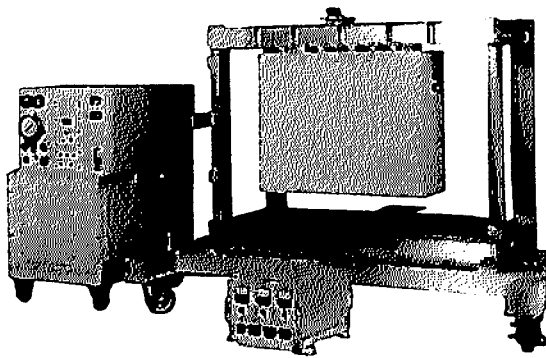


図 b 空中線部の外観

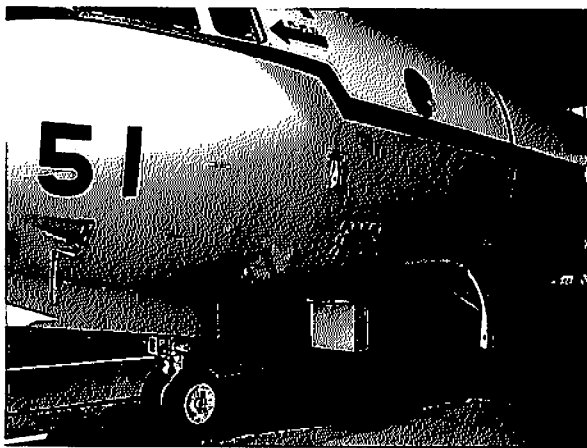


図 c 空中線の航空機搭載状況

微速小目標検出処理には、一定速度の自機の運動により生じるドプラ周波数上の広がりと共に海面クラッタを抑圧するDPCA (Diplaced Center Phased Antenna) 技術を応用し、自機速度の変化にも対応させた高精度なアダプティブDPCAを採用した。

静止小目標検出処理は、高分解能パルス圧縮にスキャン間積分を組み合わせる技術を応用し、自機及び目標の移動量を考慮した、高精度のスキャン間積分処理技術を採用した。

目標相関検出処理は、微速小目標及び静止小目標、2つの検出処理で得られた結果を統合することによる探知確率の向上を図

る統合処理として2つの手法を用意し、また得られた目標の速度等の情報から潜水艦潜望鏡らしい目標の弁別する弁別処理として2つの手法を用意した。機体搭載適合化技術として、空中線部の小型軽量化を図った。当初の設計より約40%の軽量化を実施し、設計目標を十分に満足するものとなった。

冷却方式には溶媒冷却方式を採用した。

#### (i) 所内試験 (図 b)

平成6～7年には、アンテナ特性及び処理アルゴリズムの確認を行なうための地上試験及び飛行試験を実施した。

平成11～12年にはリアルタイム性及び冷却性能を確認するための地上試験及び飛行試験を実施した。

その結果以下の成果を確認した。

- ・ 試作品が設計値を満足すること。
- ・ 目標相関検出処理の統合化により探知確率が向上すること。
- ・ 目標相関検出処理の弁別処理により潜水艦潜望鏡らしい目標の弁別が可能であること。
- ・ 冷媒冷却方式が有効であること。

#### I 結果

所内試験の成果は、平成13年6月の研究開発評価会議において承認された。

本研究試作の成果から、平成13年度から着手した「次期固定翼哨戒機」のレーダシステムの開発への反映が可能となった。

「次期固定翼哨戒機」用レーダシステムは、本研究試作で確立した高々度からの小目標探知技術の他、気象、対水上搜索、対空、ISAR、SARの各機能、同時複数運用機能を有する高機能・高性能レーダシステムとする計画である。

## (9) ヘリコプタ用ソーナー

### 7 目的

海上自衛隊は、対潜ヘリコプタ用ディッピングソーナーとして、昭和42年から米国からのライセンス生産によるAN/AQS-13、AN/AQS-13Aソーナーを運用していた。対象潜水艦の高性能化に伴い、探知率向上のため、探知距離の延伸等を図るとともに、日本近海の浅海域における運用を考慮して、残響の低減を図った高性能なディッピングソーナーを開発する。

### イ 線 表

別表1のとおり。

### ウ 経 緯

#### (7) 概 要

ヘリコプタ用ソーナーの開発は、「設計委託」、「部分試作」、「全体試作」の3段階に分かれ、それぞれ日本電気(株)を担当会社として開発を実施した。ヘリコプタ用ソーナーの高性能化を実現するため探知距離の延伸、残響低減及び小型軽量化に関することを技術課題とし、ヘリコプタ用ディッピングソーナーの国産化技術の確立を目指して開発試作を行った。部分試作の成果を受けて、全体試作で試作した「ヘリコプタ用ソーナー」一式を用いて、技術試験を実施後海上自衛隊第51航空隊(以下「51航空隊」という。)において実用試験が実施された。

#### (4) 委託設計

高性能なヘリコプタ用ソーナーの開発に必要な技術資料を得ることを目的とし、昭和47年度に「ヘリコプタ用ソーナーの設計」として、システム設計及び主要構成機器の

基礎設計を行った。

#### (9) 部分試作

##### a 試 作

昭和48年から昭和49年12月にかけて、「ヘリコプタ用ソーナー(送受信機構及び吊下揚収部分)」として、「送受波器」、「送信器」、「受信器」、「巻上げ機」、「ソーナーケーブル」の試作を行った。

##### b 技術試験

昭和50年1月から昭和51年1月にかけて、前記で部分試作した「ヘリコプタ用ソーナー(送受信機構及び吊下揚収部分)」を用いて、第5研究所が実施担当として、室内基礎試験、飛行海中試験及び潜水艦探知試験を行い、探知性能及び残響低減性能等を確認した。なお、ソーナーを搭載した機体は、51航空隊HSS-2型ヘリコプタ#8035号機で行った。

#### (1) 全体試作

##### a 試 作

昭和51年から昭和52年11月にかけて、「ヘリコプタ用ソーナー」としてソーナーシステム一式の試作を行った。

##### b 技術試験

昭和52年12月から昭和54年3月にかけて、前記で全体試作した「ヘリコプタ用ソーナー」一式を用いて、第5研究所が実施担当として残響室、水槽等による陸上試験及び海上試験で総合動作の確認と主要基礎性能の確認を行い、その後ヘリコプタ(HSS-2型ヘリコプタ、#8054号機)に搭載して、地上試験、飛行試験を行い総合作動、機能及び基礎性

能の確認を行った後、潜水艦探知試験を実施した。

**I 結果**

**(7) 設計委託**

システム設計、主要構成機器の基礎設計を行い、RDT送信方式による探知距離の延伸、FM送/受信による残響低減及び小型軽量化等の要求性能を満足できる設計見通しを得た。

**(4) 部分試作**

技術試験（室内基礎試験、飛行海中試験及び潜水艦探知試験）により、基礎的性能及び探知性能、残響低減性能等を確認した。

この結果、従来のODT送信に比較してRDT送信を行うことにより、探知距離の延伸を図ることが確認された。また、FM送/受信を行うことにより、従来のPCW送/受信に比較して残響抑制効果のあることが確認された。

**(4) 全体試作**

技術試験により、要求性能書等に規定さ

れた機能・性能を満足していることが確認された。また、引き続き実施された実用試験においても、実用に供し得ることが確認された。この結果、初の国産ヘリコプタ用ソーナー「HQS-102ソーナー」として、昭和56年より装備化された。

**オ 特記事項**

**(7) 残響低減化技術**

アクティブソーナーの場合、探知性能に影響を与えるものとして雑音（自己雑音、海中雑音）と残響があり、特に近距離・浅海域では残響が支配的となる。

残響は、送信した音響エネルギーの一部が、海面、海底及び海水中の魚群、微小微粒子等の不均一性媒質からの再放射による散乱の重畳されたものであり、探知性能向上のためには、S/R（信号/残響）を改善することが課題であった。

残響低減対策として、ショートパルス方式、ノッチドフィルタ方式、LFM方式等について残響対信号比の改善度を検討し、改善効果の大きいLFM方式を採用した。

別表1 ヘリコプタ用ソーナー 開発線表

年度	47	48	49	50	51	52	53	54
実 施 内 容	設計(委託)							
		(部分試作)						
		試作		技術試験			(全体試作)	
					試作		技術試験	実用試験
			HSS-2(8035号機) 搭載				HSS-2(8054号機) 搭載	

## (10) 高性能ソノブイ

### 7 目的

本開発において、高性能ソノブイの項目では「パッシブソノブイ」と「アクティブソノブイ」の2種類の開発を行った。パッシブソノブイは、潜水艦の高性能化に伴う静粛化に対処するため、S/Nの向上を図り、アクティブソノブイは、探知能力の向上及び指令方式の機能付加により、運用効率の向上等を図る。

また、米国から導入する対潜哨戒機（P-3C）のシステムにも適合するソノブイを開発する。

### イ 線 表

別表1のとおり。

### ウ 経 緯

#### (ア) 概 要

パッシブソノブイ（高性能ソノブイ（その1））は、沖電気（株）、アクティブソノブイ（高性能ソノブイ（その2））は、日本電気（株）を担当会社として、開発試作を実施した。

パッシブソノブイは、ダイファ（DIFAR）型とローファ（LOFAR）型があり、ダイファ型はS/Nの改善を図るために自己雑音低減、ローファ型は指向性の付与に関することをそれぞれ技術課題とした。試作では、ダイファ型を「パッシブソノブイ」として20本、ローファ型を「無指向性受波部」として5本を各々設計・試作した。また、アクティブソノブイはCASS型であり、ソーナー音波の発信・停止管制が可能な機能を有し、音響周波数の低周波化及び送信パルス幅の拡大によるS/Nを改善することを技術課題とした。試作では、

「アクティブソノブイ」として20本を設計・試作し、それぞれ技術試験を実施した。また、その試験の結果を受けて、海上自衛隊において実用試験が実施された。

#### (イ) 基本設計

固定翼対潜哨戒機（P-2J、PS-1及びP-3C）及び回転翼対潜哨戒機（HS-2B）に適合するように設計を行うと共に、高性能化に伴う価格上昇の抑制と信頼性の確保に努めることを基本方針として設計を行った。

#### (ロ) 予備試験

細部設計に反映させるため、パラシュート、フロート、分離機構、ダンパー等、また電気、電子（音響、空中線、指向性、電池、送受波器等）機器について部分試作を行い、それらを組み合わせて、ソノブイ全体として環境、海上作動、投下の各試験等の総合試験を行い、機能、性能を見極めた。

#### (ハ) 細部設計

予備試験で決定されたパラメータを反映し、細部にわたる最終的な設計を行った。また、設計の結果は技術審査を受けた後、試作品に適用した。

#### ア 技術試験

パッシブソノブイは、昭和55～56年の期間で、また、アクティブソノブイは昭和55～57年の期間で、それぞれ第5研究所において技術試験が行われた。昭和55年度のパッシブソノブイの室内試験では電気系、電子（音響的基本性能）系の測定を行い、海上基礎試験では、自己雑音の測定、方位精度の確認試験を行

った。また、昭和56年度は海上自衛隊第51航空隊の協力を得て、各種対潜哨戒機との適合性、実海面での各種投下条件下における投下試験、外洋での総合的作動確認及び実艦的探知試験を実施した。また、昭和55年度のアクティブソノブイの室内基礎試験では、電気系、音響系、伝送系及び機構系の基礎性能を確認し、海上基礎試験では、音響送波レベルの測定、レスポンド探知試験による総合作動確認試験及びシミュレーション試験を実施した。昭和56～57年度にかけて、実海面における各種投下条件下における投下試験、外洋での総合作動試験及び実艦的探知試験を実施した。

## b 実用試験

パッシブソノブイでは、I型、II型としてそれぞれ25本を、また、アクティブソノブイは、CASS型として19本を技術試験と同時期に、海上自衛隊第51航空隊において実艦的探知試験等の実用試験が実施された。

## I 結果

パッシブ及びアクティブソノブイは、それぞれ技術試験において要求性能を満足していることを確認した。また、同時期に実施された実用試験においても実用に供することが確認された。パッシブII型は83式ソノブイ(HQS-12)、パッシブI型は83式ソノブイ(HQS-41)、また、高性能ソノブイは、83式ソノブイ(HQS-32)(CASSソノブイ)とし、それぞれ制式化して装備化された。

## オ 特記事項

## (7) コスト管理

ソノブイは消耗品的な使用形態となるため、低コスト化が課題となり、このため試作(予備試験も含む)の段階からコスト管理を実施したことは意義有ることであった。この結果、量産が円滑に行われた。

コスト管理の実例として、部品では海水電池の塩化銀化、落下安定のパラシュート化、電子部品については回路の集積化等を行い、構造としては成型品化及び簡素化を図り、加工費及び資材費の抑制を図った。

## (4) 信頼性管理

ソノブイは航空機から投下され、海面着水後自動起動し、しかもシーステイト5までの厳しい環境条件の中で正常に作動することを要求される。このためソノブイの設計においては信頼性の確保上、機構的な構造・部品が主体となるが、電子部品と異なり信頼性データが無かったため、本試作では従来ソノブイ(HQS-31B)の技術を基礎にして、電子部品については「電子機器の信頼度予測」等の手法により、また機構部については「故障モードの影響と致命性の解析(FMEA)」の手法を採用し、信頼性度設計を行うと共に、主要部については試験を実施確認して、信頼性の確保を図った。

## (9) 低雑音化技術(パッシブソノブイ)

パッシブソノブイの自己雑音は、電氣的及び機械的自己雑音に大別できるが、特に機械的自己雑音が大きいことが判明した。ソノブイのS/N改善するには、この機械的自己雑音を低減することが課題になった。この原因は、波浪によるソノブイの上下動や、潮流によって発生するケーブル等の振



動によって、受波器の出力に雑音を生じるものであり、ケーブル振動を抑制することが必要になった。このため、大型ダンパーと長尺なコンプライアントゴムの組み合わせ等の採用により、ケーブルの振動を抑制することで、受波器からの雑音が低減された。なお、この考え方は現在でも有効であり、本試作において低雑音化の基礎技術を確立した。

**(イ) 配列技術 (パッシブソノブイ)**

海中雑音が低周波域では水平方向成分のレベルが、垂直方向成分に比べ大きく、高周波域では逆であることに着目し、設計及び試作を行った。「無指向性受波部」は9個の無指向性受波部を垂直に配列し、低周波域では垂直ダイポールの指向性、高周波域ではブロードサイド指向性とした。

**(ロ) 管制技術 (アクティブソノブイ)**

現用のソノブイ (アクティブソノブイ) は、海中に到達すると自動的に作動するが、

次のブイを投下する必要があるとき、先のブイが作動中で投下できないと言った事態が発生する等、追尾に支障をきたす。その改善方策として、ブイを管制できるようにする。管制の内容として、電波及び音波の発信、停止、送受波器の深度切換え及び自沈機能である。これらの方式は、現在D I C A S Sソノブイに採用されている。本試作において、機上管制化技術の基礎を確立した。

**(ハ) 送受波器技術 (アクティブソノブイ)**

アクティブソノブイの音波周波数の低周波化に伴い、送受波器の寸法と指向性が設計上の重要な制約条件になり、寸法と指向性について十分検討し、管制式アクティブソノブイ用送受波器を開発した。形状は、水平方向の全方位を探知範囲とするため、円筒形送受波器とした。この成果は、現在のD I C A S Sソノブイに引き継がれている。

別表1 高性能ソノブイ開発線表

年 度		5 3	5 4	5 5	5 6	5 7
実 施 内 容	パ ス シ ブ ブ イ	部内研究	試 作	技 術 試 験	実用試験	
	ア ク テ ィ ブ ソ ノ ブ イ	部内研究	試 作	技 術 試 験	実用試験	

(1) 電子支援機 (XJ/ALQ-7 搭載)

7 目的

電子支援機 (XJ/ALQ-7 搭載) は、将来、航空総隊に装備して、主として防空作戦及び航空阻止作戦実施時に、侵攻する航空

部隊の指揮統制通信系に対して、遠距離から妨害を実施することを目的とした装置である。

イ 線表

種	58~61	62	63	1	2	3	4
実施内容	部研	試作(その1)		技試(1)			
			試作(その2)		技試(2)	技試(3)	
					機体改修		技試/実試

ウ 経緯

(7) 部内研究

この電子支援機(XJ/ALQ-7 搭載)は、国産初の大型機搭載用の通信波の妨害装置であり、通信波帯域のスタンドオフ妨害機としての運用法の検討及び遠距離から指揮通信系に対する有効なECM装置のシステムスタディを狙いとした。

(イ) 開発試作

昭和62~平成元年度に、試作(その1)としてA帯とB帯の空中線、送信部及び受信部の試作に着手した。

試作(その1)の中では、指定された目標の通信系に妨害送信ビームを指向するためのビーム指向制御方式を実現した。

また、妨害送信部としては、半導体素子を組み合わせた高出力の送信部を実現した。更に、至短時間の通信に対応するため

に、従来よりも短時間で探知可能なチャネライズド受信方式を実現した。

試作(その2)は、試作(その1)に引き続き、昭和63~平成元年度に、A帯~C帯の方探部、C帯の送受信部の実現化、信号処理器の実現化のためのソフトウェア開発を実施した。更に、効果的な運用を行うために、地図情報や彼我識別ライブラリーを容易に変更するための運用支援機器等を試作した。

(ウ) 技術実用試験

昭和62~平成元年度に試作された(その1)及び(その2)を評価するため、技術試験(その1)では、飯岡支所でYS-11の模擬胴体にA帯、B帯のアレイ空中線を設置して、アンテナパターン及びビーム制御を確認した。

技術試験(その2)では、C帯のパター

ン、各帯域の方探特性及び信号をケーブルで直結した方式で、現有の通信機に対して本通信妨害方式の有効性を確認した。

一方、XJ/ALQ-7搭載のための機体改修は、空幕の担当として平成元年度から日本飛行機（株）において実施したが、このときにエンジンの換装を同時に実施し飛行性能の向上を図った。機体改修後の技術試験は、平成3年度に（その3）として地上において電磁干渉及び方探性能等を確認した。

その後、平成4年度には、技術・実用試験として、入間基地をベースに飛行性能・特性及びECM装置の試験を実施した。特に、10月には硫黄島において、C-1型機を目標機として妨害効果試験等を実施した。

また、平成5年2月には技術実用試験の総まとめとして複数の目標機に対して同時多目標妨害機能の確認を実施し、その後の試験的運用期間を経て、YS-11EA型機として部隊使用承認を受け、同年7月から総隊司令部飛行隊において運用に供されている。

## イ 特徴

- (ア) 遠方から有効かつ効果的な多目標同時妨害が可能である。
- (イ) 送信空中線のビーム指向制御ができる。
- (ウ) 地上のDCとの連携運用ができる。

## オ 結果

### (ア) アレイ空中線方式

送信空中線のビーム制御ができることが確認できた。

### (イ) 受信信号処理方式

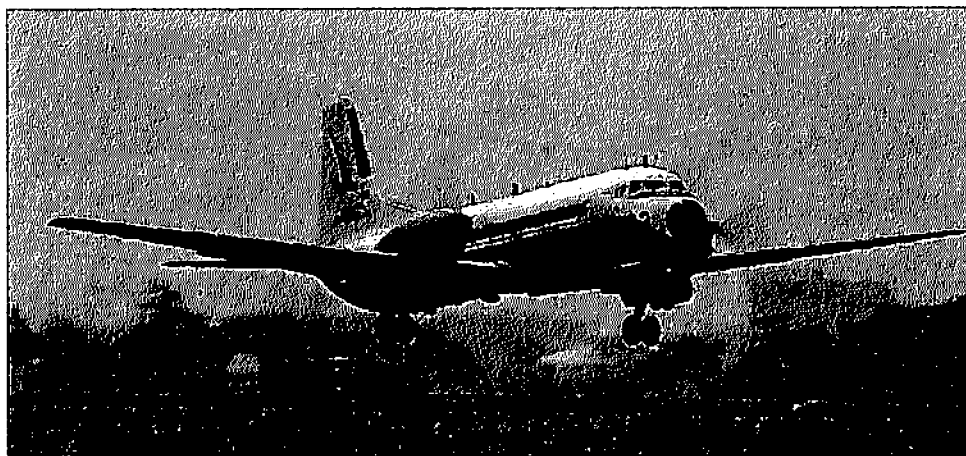
通信波で必要とされる高い周波数分解能力及び広帯域、高感度で高速に対象目標波の探知ができ、相関処理による彼我識別ができることを確認できた。また、多目標同時処理のアルゴリズムの有効性も確認できた。

### (ウ) 妨害処理方式

有効な多目標同時妨害ができることを確認できた。

### (エ) 指揮統制処理方式

作戦空域を想定した状況で、電波状況の把握及び的確な指揮統制業務ができることを確認できた。



電子支援機(ALQ-7搭載)YS-11EA型機

(12) 戦闘機用射出型ECM装置

7 目的

戦闘機用射出型ECM装置は、F-15型機に装備されるチャフ・フレア・ディスペン

サから射出され、主として空対空電波ホーミング・ミサイルに対して有効な電波妨害を行うことを目的とした装置である。

1 線表

年度	59～60	61	62	63	1	2	3	4
実施内容	部研	研試			部研	研試(その1)		
			所試				研試(その2)	
								所試

年度	5	6	7	8	9	10	11	12
実施内容		部研	試作(その1)					
			試作(その2)		試作(その3)			
	所試					技試	技試/実試	

ウ 経緯

航空機からミサイル妨害を行う手段として現状では、チャフ及び搭載型のECM装置がある。しかしながら、航空機に装備しているチャフは一般的にパルスドップラ・レーダ等の速度追尾を行うレーダに対してぜい弱であり、また、航空機搭載型のECM装置は妨害電波追尾(HOJ)の能力を有するミサイルに対してぜい弱である。この弱点を補完するためには、航空機から射出して速度欺まんと角度欺まんを同時に実施できる装置が必要である。

このような状況を背景とした空幕の技術研究要求書に基づき、昭和59年度に部内研究を

開始し、昭和61年度からの研究試作では、ブレッドボードモデルを製作し、性能面での可能性について資料を得た。平成2年度からの研究試作は、航空機搭載用として原型となるI型及びII型の二つのタイプを製作し、地上試験及び飛行試験によるデータ収集を実施した。この時の飛行試験において、供試体が飛翔不安定になる事象が発生した。ある領域において、妨害覆域及び搭載母機の安全性に影響を与える可能性があるため、検討を重ね、重心位置及び翼の展開力の改良により飛しよう不安定の問題点を解決した。これらの実績を踏まえて、平成7年度から開発試作に着手した。レーダー警戒装置等との接続による妨

害を前提として、研究試作の I 型を原型に、高出力化及び妨害覆域拡大等の性能を向上さ

せ、かつ高機動飛行時における飛しょう安定化等を実現させた。

## I 結果

平成11、12年度にかけて技術試験及び実用試験同時実施により、妨害効果についての機能性能を確認し、最終的には、ECM評価用無人標的（ターゲットドローン）を用いてミサイル実射試験を実施した。ECM装置の試験でミサイル実射というのは、過去において例が無く初めての試みとなった。

その結果、射出された戦闘機用射出型ECM装置の妨害効果によりミサイルを回避できることを見事に実証した。

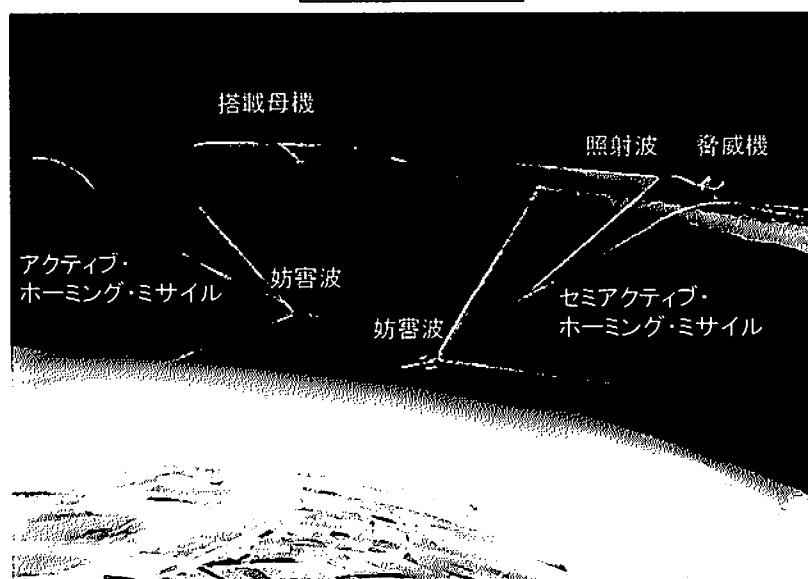
これら一連の試験を経て要求性能を満足することが確認され、平成12年度に装備審査会議を経て部隊使用承認を取得し量産化が決定した。なお、航空自衛隊は、平成13年度から量産取得を開始した。

## オ その他

### 主要性能

項目	性能等
寸法・形状	AN/ALE-45 (J) に搭載可能な寸法・形状
主対象脅威	空対空電波ホーミング・ミサイル
妨害周波数帯域	航空機または空対空電波ホーミング・ミサイルのレーダ周波数帯域
妨害覆域	脅威の空対空電波ホーミング・ミサイルの最小発射距離以遠

### 運用構想図



**(13) 次期支援戦闘機 (FS-X)****7 目的**

支援戦闘機 (F-1) の後継機 (F-2) を、F-16 をベースに日米の優れた技術を結集して改造開発する。

**イ 線表**

開発線表は以下のとおり。

**ウ 経緯****(7) 全般**

我が国の支援戦闘機として運用されている F-1 型機の減勢が見込まれていることから 1990 年代後期以降の脅威に有効に対処するため、次期支援戦闘機の整備が必要となった。昭和 60 年 1 月 23 日、航空幕僚長から技術研究本部長に対し、次期支援戦闘機 (FS-X) の国内開発の可能性について検討依頼があり、同年 9 月 17 日に技術研究本部長から航空幕僚長に対し、エンジン以外は国内開発可能、開発期間は約 10 年の旨回答した。

これを受けて、防衛庁は「国内開発」「現有機の転用」、「外国機の導入」の選択肢についての具体的検討作業を開始し、昭和 61 年 12 月からは米国との共同開発を含めて検討を継続した。

昭和 62 年 10 月 21 日、防衛庁として日米の優れた技術を結集し、F-16 を改造開発することを決定し、23 日に安全保障会議へ報告した。

昭和 63 年 6 月 3 日には、日米防衛首脳会議 (瓦・カールーチ) において FS-X 日共同開発の枠組みについて基本的な意見が一致し、同年 11 月 29 日、米共同開発の枠組みを定める交換公文及びその細部取極 (MOU) を締結した。

平成元年 1 月、日米企業間で技術援助契約に関し合意したが、同年 3 月、F-16

の技術援助契約の議会通告に関し、ベーカー国務長官から松永大使に対して、クラリフィケーションの要請があり、同年 4 月ベーカー国務長官と松永大使の会談によりクラリフィケーションを終了した。

平成元年 5 月 1 日、米政府は技術援助契約の議会通告を実施したが、30 日以内に不承認決議を採択しなかったため、6 月 1 日に自然承認となった。

米議会は、条件付きで対日技術供与を認める両院共同決議を行政府に送付 (上院は 5 月 16 日可決、下院は 6 月 7 日可決) したが、ブッシュ大統領が拒否権を行使した。その結果、フライトコントロールプログラムの供与が拒否され、独自開発が必要となった。

このような背景から、FS-X の開発については、当初昭和 63 年度から開発が開始され平成 8 年度末に完了する計画であったが、フライトコントロールプログラムの供与が拒否され独自開発が必要になったこと、米側の製造分担が増えたこと等から開発完了時期は平成 10 年度末となった。

なお、最終的には技術・実用試験試験における要改善事項の発生による試験の遅延が生じたことから、開発完了時期は平成 12 年度 6 月末まで延長された。平成 12 年 9 月 22 日に長官の部隊使用承認を得て部隊運用が開始された。

**(4) 開発体制・開発管理**

本開発は、我が国で初めての日米共同開発であり、防衛庁装備局長と米国防省安全保障援助局長 (DSAA) との間で締結した「日本国防衛庁と合衆国国防省との間の FS-X ウェアポン・システムの開発における協力に関する了解事項覚書」(MOU) に従い開発体制を構築した。

日米の分担としては、米国は F-16 の

技術を提供すると共に開発の一部を分担し、日本側は開発資金を全て負担すると共に開発に関する事項の最終決定権を有することとした。なお、開発の推進を図るため、FS-X技術運営委員会(TSC:Technical Steering Committee)を設置し、実施状況の把握、関連事項の調整・協議を行う場とした。

TSCの共同委員長としては、日本側が技術開発官(航空機担当)、米国側が空軍省国際部門次長、計画担当官としては日本側が次期支援戦闘機開発室長、米国側は空軍マテリアル・コマンドF-16システム・プログラム・オフィス(SPO)長が任命された。TSCの下部機構として、企業・管理作業分科会、後方作業分科会、運用作業分科会、技術作業分科会が設置されたが、試作が終了した時点で企業・管理作業分科会と試験・技術作業分科会の2分科会に集約された。

機体の開発は、昭和63年11月に、三菱重工業を主契約会社とし、川崎重工業、富士重工業及びジェネラル・ダイナミクス社を協力会社とすることを決定した。

火器管制レーダについては、平成2年2月に三菱電機を開発担当企業とすること、統合電子戦システムについては、平成3年7月に三菱電機を主契約会社とし、トキメックを協力会社とすることを決定した。

平成3年9月には、試作機搭載用エンジンの修理会社及び技術支援担当会社として石川島播磨重工業を決定した。

平成2年2月に三菱重工業とGD(ジェネラル・ダイナミクス社)の間の下請け契約の合意を受け、同年3月、三菱重工業大江工場内に機体4社(三菱重工業、川崎重工業、富士重工業及びGD社)の設計者約100名が集まり、次期支援戦闘機共同設計チーム(FSET)を発足した。後の設計最盛期(平成4年頃)には約340名が設計作業に従事した。

技術研究本部では、技術開発官(航空機担当)の下に、昭和62年12月に次期支援戦闘機開発準備室を設置し開発準備作業を開始し、昭和63年4月には次期支援戦闘機開発室を15名体制で編成し、日米間の調整、次期支援戦闘機の要求仕様調整及び開発スケジュールの確保を重点として開発業務を推進した。

#### (ウ) 設計及び試作

開発は、昭和63年度に、その改造母機であるF-16の調査・検討から開始した。平成2年3月から共同設計チームFSETにより基本設計が開始された。平成2年12月、日本国内の関連研究試作の成果を最大限活用し、FS-Xに要求される機能・性能を満足する機体規模、概略諸元及びシステムの基本構想が設定された。また、基本構想を設定する作業の中で試作機搭載エンジンの選定を行った。性能、運用等に関し総合的な技術的検討を実施し、FS-Xの運用構想及び運用環境に対する適合性の観点からゼネラル・エレクトリック社製F110-GE-129エンジンを採用することが決定された。

基本設計作業での風洞試験等各種関連試験の成果等を踏まえ、平成3年12月にはFS-Xとしての基本的な機体形状、基本諸元及びシステムの基本機能、構成を設定し、基本計画図が完成した。

FS-Xの高運動性を実現するため、CCV研究機の研究成果を活用し、デジタル・フライ・バイ・ワイヤ方式でのCCV(Control Configured Vehicle:コンピュータ等を駆使し、安定性を人為的に確保し、操縦性及び運動性を大幅に向上することにより、従来機にない高度な運動を実現することが可能な航空機)機能を有する飛行制御方式が採用された。当初、この機能の実現のため機首に垂直カナードを配置することを計画していたが、風洞試験、フライト・

シミュレーション試験等各種関連試験及び技術的検討により、垂直カナードなしでも同等以上のCCV機能を付与することが可能となる見通しを得たことから、基本計画図においては垂直カナードを採用しないことが決定された。平成4年6月、実大木型模型を完成させ、細部仕様を設定して細部計画図を作成することにより、基本設計を終了した。

その後、機体設計・製造の各社は、基本設計結果に基づき、各社毎に製造分担に応じた製造図を作成する細部設計作業を開始し、平成6年2月に細部設計を終了した。試作機の製造は、細部設計作業で作成される製造図面の進捗に合わせて進められ、合計6機の供試機（4機の飛行試験用供試機（試作1号機～4号機）及び2機の強度試験用供試機（試作01号機及び02号機））を製造した。平成7年1月に試作初号機をロールアウトし、全機地上振動試験及び全機地上機能試験を実施した後、平成7年10月7日に初飛行が成功裏に終了した。

その後、平成7年12月に試作2号機、平成8年4月に試作3号機、平成8年5月に4号機と順次初飛行し、平成8年度末に設計及び試作の全作業を終了した。

なお、次期支援戦闘機（FS-X）の設計・試作の開発経費は、約3,274億円である。

[F-16からFS-Xへの改造概要]

- ・ 旋回性向上のため、主翼面積を増大
- ・ 軽量化のため、先進材料及び先進構造技術を適用
- ・ 離陸性能等向上のため、エンジンを推力向上型に換装
- ・ ステルス性向上のため、電波吸収材を適用
- ・ 火器管制能力向上等のため、最新レーダ等先進搭載電子機器を採用

## (I) 技術試験等

### a 全機静強度試験・全機疲労強度試験

全機静強度試験は、第3研究所において平成7年4月より開始し、機体構造が飛行及び地上での運用中に遭遇する各種の荷重に対し機体が十分な強度を有することを確認し、平成12年6月に終了した。

全機疲労強度試験は、同じく第3研究所において平成7年11月に耐久性試験を開始し、機体構造が設計で設定された繰り返し荷重の下で十分な耐久性を有していることを確認して、平成9年7月に2ライフの耐久性試験及び詳細検査を完了し、その後、2ライフの損傷許容性試験（構造部位に規定の初期損傷があったとしても規定の期間安全が確保できることの確認）及び詳細分解検査が平成11年3月に終了した。

### b 次期支援戦闘機用火器管制レーダ（エンジニアリング・モデル）の性能確認試験

平成3～4年度の間、第2研究所においてレーダ電子戦シミュレータを使用して性能確認を行った後、C-1型機に搭載して飛行試験を実施し、要求性能を満足できる見通しを得た。また、本機搭載モデル試作に必要な技術資料も取得した。

### c 統合電子戦システム試験

平成6～7年度に、第2研究所及び第3研究所において統合電子戦システムに対して静特性試験、電子戦能力試験、実レーダ試験、信頼性及び環境試験を実施し、統合電子戦システムとしての性能確認を行う試験を実施し、航空機搭載状態でも要求性能を満足できる見通しを得た。

### d 飛行試験

飛行試験は、飛行試験用1号機が防衛庁



に納入された平成8年3月以降、1号機～4号機を使用して航空自衛隊岐阜基地を中心に技術・実用試験として実施された。

飛行試験項目を飛行試験機4機に振り分け、1号機はフラッター、飛行性能、飛行特性及び推進系統、2号機は飛行特性、荷重、電子戦システム及び任務適合性、3号機はフラッター、高迎角特性及び耐候性、4号機は火器管制レーダ、通信・航法・識別機能、電子戦システム、投下投棄・射爆撃及び任務適合性の試験を主に担当した。飛行試験は約1,200回のフライトを実施し、最大速度、行動半径、搭載システム等に係る各種性能は要求を満足しており、かつ、十分な飛行安全を有することを確認し、平成12年6月に終了した。

## I 結果

F S - Xの開発は、平成10年7月、11年8月及び同年12月、それまでの試験過程で判明した主翼及び垂直尾翼等に関する要改善事項に対応した改善の実施に伴い、試験計画を見直し、平成12年6月まで延長した。

その結果、次期支援戦闘機（F S - X）は、技術開発実施計画書の「設計の基本となるべき装備品等の性能、諸元、構造等」を満足することを確認した。

本開発は、我が国では初めての戦闘機開発であり、米軍のF - 16をベースにしているとはいえ、ほとんど新規開発に近いものであり種々の困難を乗り越えて開発を完了させたことにより、戦闘機開発に伴う技術、管理等の多方面にわたる各種ノウハウを獲得するとともに、我が国の航空機技術のレベル向上及び開発能力が向上した。

## オ 特記事項

### (7) 日米共同開発

初めての日米共同開発として、米国のF - 16型機を元に開発が実施されたもので

あり、米国議会の反対による飛行制御プログラム供与の拒否、開発段階における米国企業の製造分担等の問題はあったが、それ以上に共同開発推進のための米空軍の支援やT S C等の場における関係者の精力的な努力・相互協力、設計、強度試験及び飛行試験におけるロッキード社の技術者の積極的な支援により、開発を無事完了することができた。

日本の独自技術とされる火器管制レーダ、電子戦システム、ミッションコンピュータ、慣性基準装置以外のF - 16に関する技術供与を受け、これに対応する成果技術の技術移転を実施した。

特に、一体成形複合材主翼に関しては製造に係る現地指導も含め、積極的な技術移転を行った他、独自技術（非派生技術）についても、米側の技術訪問（ビジット）を積極的に受け入れた。

## (4) 次期支援戦闘機に適用した我が国の独自技術

### a 火器管制レーダ

アクティブ・フェーズド・アレイ・レーダを戦闘機搭載用として、世界で初めて開発したものであり、第2研究所における十数年の研究成果を元にアクティブ・モジュールの小型化、高帯域化等最先端の技術を使用して開発したものである。

### b 統合電子戦システム

脅威の探知（方向探知、電波の分析・識別）、対抗手段の検討、対抗手段（電波妨害、チャフの発射）の実施を自動的に行い、戦闘におけるパイロットのワーク・ロードを大幅に減らす目的で開発したものである。

### c 慣性基準装置

従来の戦闘機に多数搭載されていた、ジャイロ及び加速度計を統合一元化する

ことにより、重量、容積及び消費電力の低減を図ることを目的として開発したものであり、リング・レーザー・ジャイロを直交3軸及びスキュー軸に配置し、2重冗長系を構成しているものである。

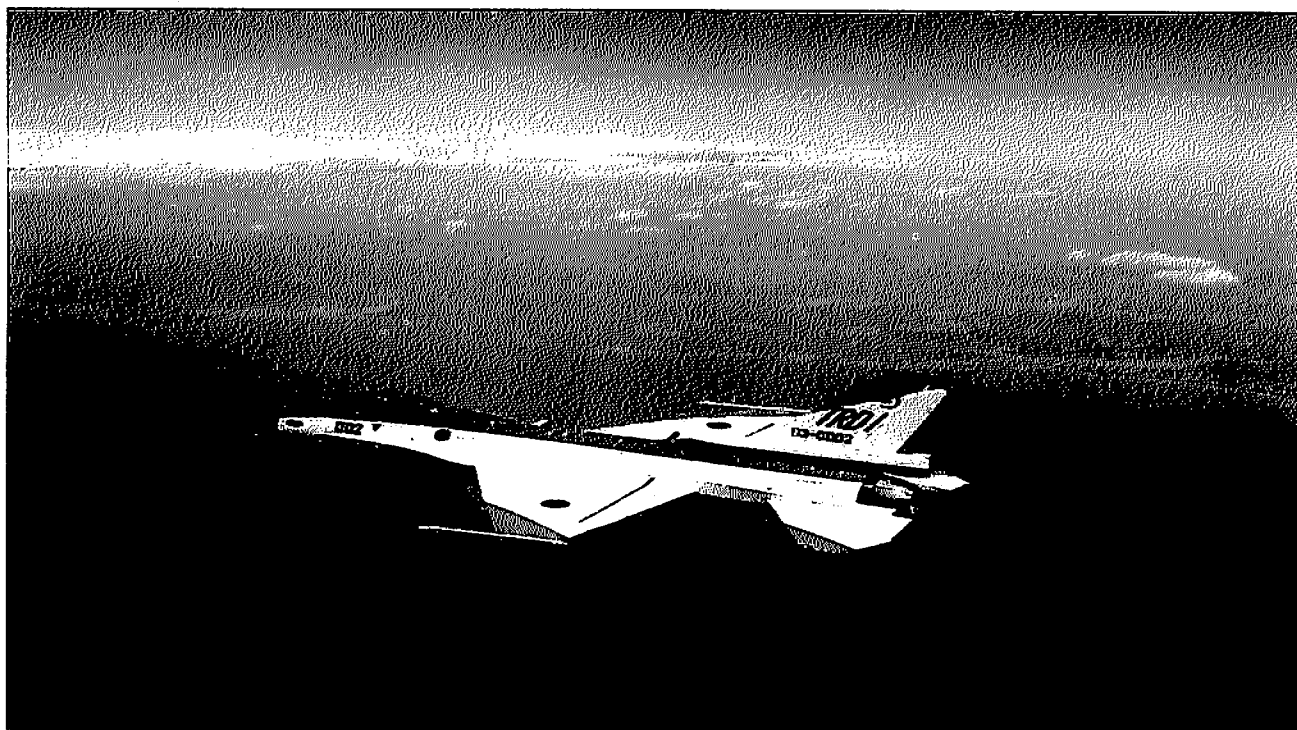
**d ミッション・コンピュータ**

近年の戦闘機搭載アビオニクス・システムの高度化・高速化に対応すると共に、アビオシステムの統合化によるパイロット・ワーク・ロードの低減のため、小型、軽量、高速のコンピュータを開発したものである。

**(ウ) フォローアップ**

飛行試験結果の解析・検討作業を通じて、飛行領域における横転に要する時間並びに翼下及び胴下ドロップタンク搭載時の取付部荷重に係る改善事項を抽出した。これらの事項については、装備審査会議において、本機の有する高い潜在能力を最大限に発揮させるための研究等については、開発終了後も引き続き検討・実施していくこととされた。

このため、航開内に「F-2フォローアップ推進グループ」を設け、これらの改善事業を技本の所内試験として実施することとし、平成13年度に、改善のための技術検討



及び飛行試験を行った。

<機体諸元>

型式 単座（教育訓練用は複座）  
 全長 15.5m  
 全幅 11.1m  
 全高 5.0m

クリーン離陸重量 13.6トン  
 エンジン F110-GE-129 x 1基  
 （地上最大静止推力13.4トン）  
 最大速度 2.0マッハ

## (14) 次期固定翼哨戒機及び次期輸送機

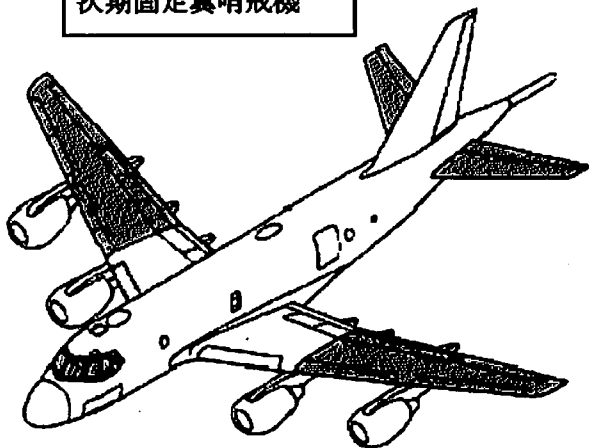
### 7 目的

平成22年以降、P-3Cの後継及びC-1等の後継として運用可能な次期固定翼哨戒機及び次期輸送機を、その適用技術の共用化により低コストで開発する。

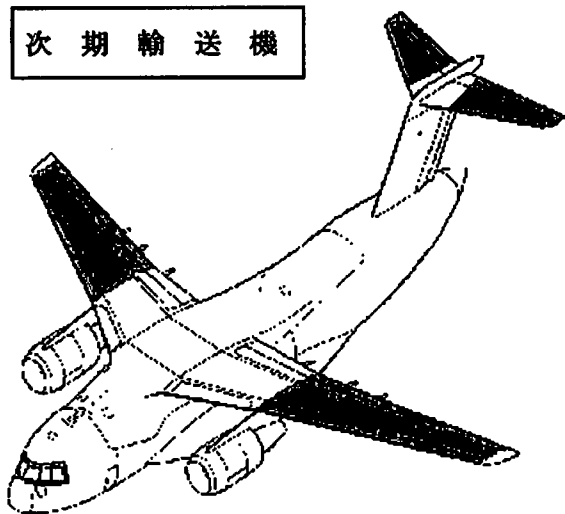
### 1 共用化の概要

開発にあたっては、両機種の機体構造及び搭載システムの一部共用化によりライフサイクルコスト(開発経費、取得・維持費)の低減を図る。

次期固定翼哨戒機



次期輸送機



注：図中の着色部等を共用化する。

### ウ 線表

表のとおり。

### I 経緯

昭和61年から平成12年にかけて次期固定翼哨戒機及び次期輸送機の開発に係わる各種部内研究、研究試作等を実施した。主な内容は下記のとおり。

### (7) 部内研究

#### a 次期固定翼哨戒機

##### (a) S61～7年：将来対潜機の研究

固定翼対潜機のシステム構想についての検討

##### (b) H8～10年：次期固定翼哨戒機の研究

固定翼哨戒機のシステム構想についての検討

#### b 次期輸送機

##### (a) S61～4年：大型航空機の研究

輸送機の機体システム概要についての検討

##### (b) H8～10年：将来輸送機省力化システムに関する研究

輸送機の省力化(搭載しゃ下システム、飛行管理システム等)について検討

##### (c) H9年：戦術輸送機用飛行制御システムの研究

戦術輸送機のパイロット・タスクの省力化について検討

#### c 両機種共通

H9年：大型機共通適用技術の研究

固定翼哨戒機及び輸送機間での設計技術等の共用化と共用化による経費削減効果についての検討

### (I) 研究試作

#### a 次期固定翼哨戒機

##### (a) H3～9年：固定翼機用磁気探知機の研究試作

超伝導素子を利用した高感度、航空

機用磁気探知機の試作

**(b) H 4～10年：対潜哨戒機用レーダシステムの研究試作**

微速、静止小目標検出能力を持つレーダシステムの試作

**(c) H 4～11年：対潜機戦術判断支援システムの研究試作**

センサ情報・環境情報の統合、情報判断、行動計画立案等の人工知能を持つ戦闘指揮システムの試作

**(d) H 4～11年：対潜機用音響システムの研究試作**

各種高感度ソナー、信号処理装置、ソナー位置評定装置、ソナー信号送受信機の試作

**(e) H 9～10年：次世代操縦システムの研究試作**

フライバイライト操縦システムの試作

**(f) H10～13年：高バイパス比ファンの研究試作**

実証エンジンをコアエンジンとした高バイパス比ファンエンジンの試作

**b 次期輸送機**

**(a) H10～12年：大型機飛行管理・制御システムの研究試作**

コンピュータシミュレーションによる、大型機操縦士のワークロード軽減を図る飛行管理・制御システムの試作

**c 両機種共用**

**(a) H 5～10年：将来大型機形状の研究試作**

風洞模型により、超臨界翼技術、機体形状最適化に関する技術資料の取得

**(ウ) 委託**

**a 次期固定翼哨戒機**

H 3年：対潜機搭載電子システムの調査研究

対潜機に搭載する各種電子システム及びシステムアーキテクチャの構想を策定

**b 両機種共通**

H 9～10年：大型機用性能・諸元策定プログラムの調査研究

大型機用性能・諸元等策定プログラムと輸送機の貨物室規模等を推算する搭載能力分析プログラムを作成

**オ 技術開発実施における技術的課題**

**(7) 機体形状技術**

風洞試験等により、飛行性能の向上を検証し、超臨界翼及び機体形状の最適化を図る。

**(4) 操縦システム**

フライ・バイ・ライト(ワイヤ)操縦システムを採用するため、フライト・シミュレータ等による飛行制御則等の検討を行い、操縦特性の最適化を図る。

**(ウ) 各種システム**

次期固定翼哨戒機では戦闘指揮、音響、レーダ等、次期輸送機では戦術輸送飛行管理、省力化搭載卸下等の各種システムの最適化を図る。

**カ 現在の進捗状況**

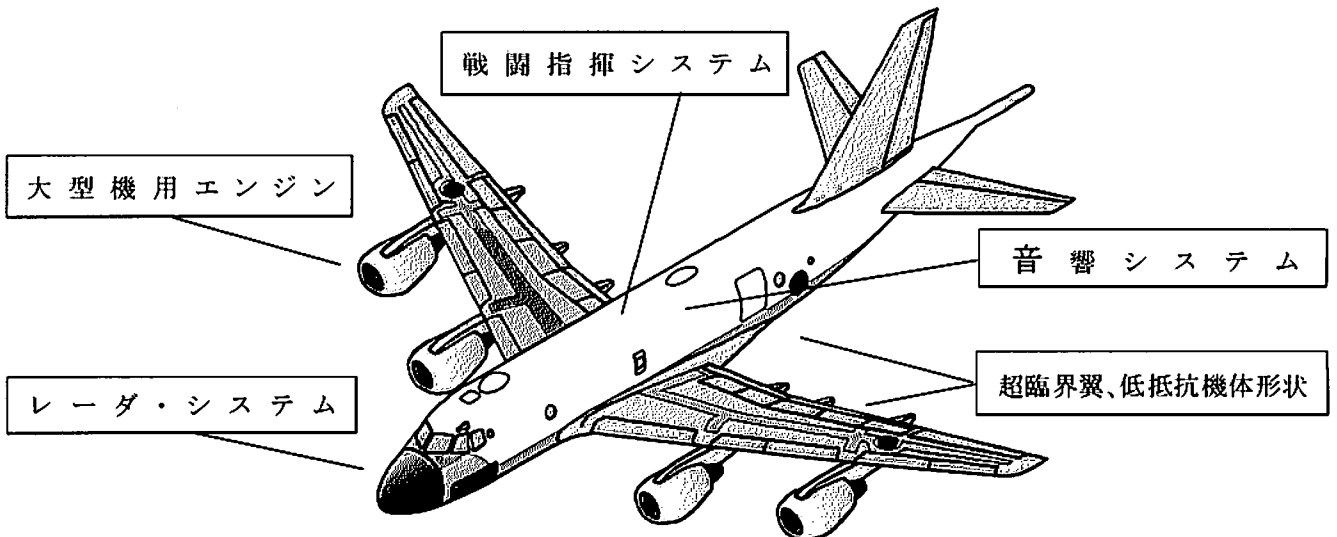
平成13年度から基本設計を開始した。現構想は図のとおり。

表 次期固定翼哨戒機及び次期輸送機の開発線表

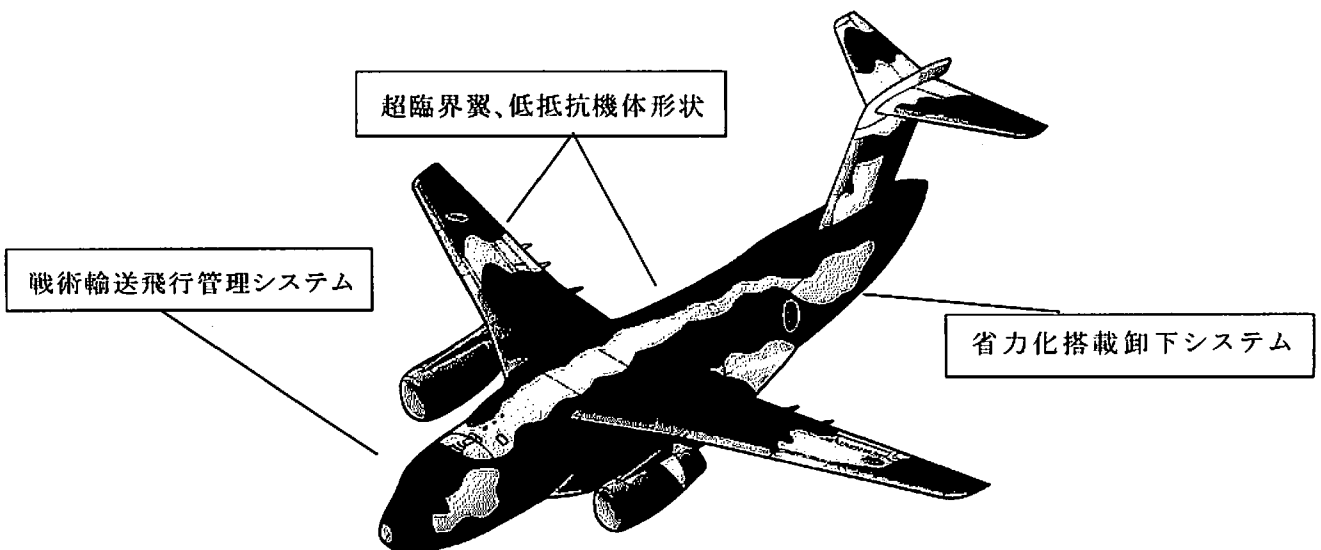
年度	61	~	4	~	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23		
実施内容	← 部内研究 →			← 研究試作 →					← 基本設計 →			← 細部設計 →			← 試作 →			← 技術/実用試験 →		

図 次期固定翼哨戒機及び次期輸送機の構想図

次期固定翼哨戒機



次期輸送機



技術開発件名一覧表

(1/3)

担当室	分類	研究開発件名	着手年度	終了年度 (終了予定 年度)	制式化年度 (装備開始 年度)	備考
1	航空機	フライングテストベッド機	54	57	57	
1	航空機	ターゲットドローン	58	61	62	
1	航空機	遠隔操縦観測システム	3	8	未定	
1	航空機	新小型観測ヘリコプタ	4	11	11	
1	航空機	水上自走標的	3	9	13	
1	航空機	偵察型小型無人機	1	3	—	
1	航空機	観測用ヘリコプタ用戦術支援システム	14	(17)	—	
1	航空機	観測ヘリコプタ・フォロアアップ(耐エロージョン向上プレート)	13	(15)	—	
2	航空機	飛行艇用波浪解析装置	51	53	—	
2	航空機	飛行艇用自動推力制御装置	52	53	54	
2	航空機	新対潜ヘリコプター(艦載型)システム(SH60J)	58	3	3	
2	航空機	救難飛行艇(U S - 1 A改)	8	(18)	(18)	
2	航空機	哨戒ヘリコプター(艦載型)(SH60J改)	9	(16)	(16)	
2	その他	航空機用騒音対策	50	54	—	
2	航空機	対潜機搭載システム(着艦誘導支援システム)	4	9	—	
2	航空機	対潜機搭載システム(メイン・ロータ・システム)	5	9	—	
2	航空機	対潜機搭載システム(戦術判断支援システム)	4	12	—	
2	航空機	対潜機搭載システム(次世代操縦システム)	9	12	—	
3	航空機	新型水上標的	53	56	56	
3	航空機	支援戦闘機用自動操縦装置	54	57	60	
3	航空機	中等練習機エンジン	55	60	—	
3	航空機	中等練習機	56	62	63	
3	航空機	運動能力向上機(CCV)	53	60	—	
3	航空機	小型ターボファンエンジン	55	58	—	
3	航空機	小型ガスタービン主要構成要素	3	5	—	
3	航空機	将来航空機主要構成要素	3	6	—	
3	航空機	ヘリコプター用搭載エンジン	4	7	—	
3	航空機	多用途小型無人機	7	11	—	

## 技術開発件名一覧表

(2/3)

担当室	分類	研究開発件名	着手年度	終了年度 (終了予定 年度)	制式化年度 (装備開始 年度)	備考
4	電子機器	新型OH通信機(XJ/FRQ-501)	50	54	54	
4	電子機器	地上雷電探知装置(XJ/FMQ-7)	50	56	57	
4	電子機器	対潜機用逆探装置	52	54	55	
4	電子機器	次期警戒管制レーダ(XJ/FPQ-3)	58	63	1	
4	電子機器	外装型FLIR装置	8	13	(14)	
4	電子機器	将来警戒管制レーダ(J/FPQ-XX)	11	(17)	(18)	
4	電子機器	将来火器管制装置	56	62	-	
4	電子機器	戦闘機搭載用コンピュータ	58	63	-	
4	電子機器	将来慣性基準装置	60	63	-	
4	電子機器	アンテナ・サイドローブ制御装置	62	63	-	
4	電子機器	戦闘機搭載用FLIR装置	63	4	-	
4	電子機器	対潜哨戒機用レーダシステム	4	12	-	
4	電子機器	警戒管制レーダ構成要素	5	10	-	
4	電子機器	戦闘機搭載用IRST装置	9	13	-	
4	電子機器	コンフォーマル・レーダ・システム	10	(15)	-	
4	電子機器	将来警戒管制レーダ	5	10	-	
4	電子機器	将来アビオニクス・システム	(14)	(22)	-	
5	電子機器	ヘリコプター用ソーナー	47	53	56	
5	電子機器	高性能ソノブイ	54	57	57	
5	その他	輸送機用機雷投下装置	62	4	5	
5	火器・車両	127mm空対地ロケット	49	50	53	
5	電子機器	航空機用磁気補償装置	59	61	3	
5	電子機器	データ蓄積型ブイシステム	2	4	-	
5	その他	輸送機用機雷投下装置	62	1	-	
5	電子機器	固定翼機用磁気探知装置	3	11	-	
5	電子機器	対潜機用音響システム	4	12	-	
5	火器・車両	新型普通爆弾	11	(15)	-	
6	電子機器	機上用電波妨害装置(XJ/ALQ-6)	49	53	54	
6	電子機器	レーダ警戒装置(XJ/APR-4)	52	56	57	

技術開発件名一覧表

(3/3)

担当室	分類	研究開発件名	着手年度	終了年度 (終了予定 年度)	制式化年度 (装備開始 年度)	備考
6	電子機器	ECM装置(XJ/ALQ-5)	53	60	61	
6	電子機器	機上電波測定装置(XJ/ALR-1)	54	58	59	
6	電子機器	ECM装置(XJ/ALQ-8)	54	59	60	
6	電子機器	後方警戒装置(XJ/APQ-1)	58	3	4	
6	電子機器	電子支援機(XJ/ALQ-7搭載)	62	4	5	
6	電子機器	戦闘機用射出型ECM装置	7	12	13	
6	電子機器	ECM装置(モジュラー型)	57	62	-	
6	電子機器	訓練用ECM装置J/ALQ-5能力向上	14	(20)	(20)	
6	電子機器	戦闘機用統合電子戦システム	60	63	-	
6	電子機器	P-3C型航空機搭載赤外線妨害装置	63	1	-	
6	電子機器	ECM装置(射出型)	61	63	-	
6	電子機器	戦闘機用射出型ECM装置	2	5	-	
6	電子機器	エスコート用ECM装置	6	11	-	
6	電子機器	将来用電子測定機搭載システム	10	(15)	-	
F	航空機	次期支援戦闘機	63	12	12	
P・C	航空機	次期固定翼哨戒機及び次期輸送機	13 13	(22) (23)	(22) (23)	



# 航空機及びその関連装備品の開発を願みて －技術者の情熱が名機を作る－

元技術開発官（航空機担当） 松 官 廉

## 1 はじめに

昭和55年12月から昭和59年7月まで、技術開発官（航空機担当）付第3班長として、平成2年3月から平成5年3月まで、技術開発官（航空機担当）として技術研究本部に勤務した。その間、班長としてX T - 4 中等練習機の開発、X F 3 小型ターボファン・エンジンの研究開発、T - 2 C C V 運動能力向上機の研究等に参画し、技術開発官としてはF S - X 次期支援戦闘機の日米共同開発、X O H - 1 小型観測ヘリコプターの開発、戦闘機用射出型E C M 装置の研究、F L I R 装置の研究等に参画する機会に恵まれた。

これらの開発及び研究を遂行するにあたって遭遇した種々の問題点等を回顧して、将来の技術研究本部のあり方や、航空機及びその関連装備品の研究開発の進め方について、参考となると思われる諸点について記述することとする。

## 2 技術者は努めて実機に触れよ

高山捷一元空将（第4代技術開発官（航空機担当））は、旧帝国海軍航空本部部員及び航空技術廠航空機部員として、自ら航空機の開発に従事された方であり、昭和15年7月「12試艦戦」（後に「零式戦闘機」として制式化）の中国本土進出にともなって、海軍大尉として中国に長期出張され、トラブル続出の「12試艦戦」に、現地で技術改善対策を施して、出撃可能な状態とされたそうで、航空自衛隊の技術幹部には常々「折を見て実機に触れよ」と諭してこられた。技術幹部の中でも、特に技術研究本部で開発管理に従事している技術者にとっては、実機そのものに接する機会は極めて少なく、よほど心して実機に接する機会を求めなければ、技術的議論も机上の空論に終始してしまう。自省をこめて、高山元空将の言葉を思い出す今日この頃であり、現役の諸官にも是非とも心にとめておいて頂きたいと思う事柄なのである。

## 3 開発担当企業の選定は難題

技術研究本部と各自衛隊は、旧帝国陸海軍と異なっており、工場を持たず研究開発は民間企業の技術力に依存することとして発足して今日に至っている。戦後世代の我々技術者は、航空機的设计経験はない。设计経験のない我々技術者に、開発担当企業の選定ができるのかということは、大きな不安であった。

昭和56年度予算で、X T - 4 中等練習機の基本設計が認められ、開発担当企業を選定する担当班長として着任することとなり、技術開発官（航空機担当）及び装備局航空機課長（当時）の指導の下に関係研究所、航空幕僚監部、調達実施本部（当時）の協力を得て、技術研究本部が開発担当企業の選定を主導することとなった。幸いなことに、川崎重工業（株）をはじめ3社が提案書を提出してきたので、それらを精査して、コストを含めた技術力を評価することとした。3社の提案を詳細に検討すれば、設計経験のない我々にも、自ずと問題点が明らかとなり、提案の優劣の評価することは可能であることがわかった。但し、注意しなければならないことは、開発担当企業として、当該開発を完遂しうる技術力がどの程度であるかということの評価するのであって、単に提案書に記載された機体計画（概念設計程度のもの）の優劣のみに目を奪われてはならないということであった。

開発企業の選定にあたっては、競争試作についても検討したが、予算的に不可能であることから書類審査とならざるを得なかった。正に不眠不休で提案書を精査し、班内でのシミュレーション、評価チーム内でのシミュレーションを経て提案説明会に望んだものであった。ここでシミュレーションとは、班長が提案側、班員が評価側に立って、提案書の内容について質疑応答を繰り返す、提案側の弱点を際立たせて整理する方策であり、評価側にとっては極めて有効であったと思っている。選定結果の公表は、マスコミ向けの簡単なピン・アップのみであったが、提案した企業に対しては選定結果を十分説明した。但し、提案書作成の経費

については当時もそうであったが、今もって企業負担となっており、いずれは改善することが必要であろう。

#### 4 予算要求と技術審査は研究開発のハイライト

研究開発の実作業は民間企業の技術力に依存することとしているため、技術研究本部技術開発官の仕事の中心は、年度の予算概算要求と委託、試作仕様書の作成、技術審査の実施におかれることとなっている。勿論、開発作業を民間に委託したとはいえ、開発実施の責任は技術研究本部長（技術開発官が分掌）にあり、

開発管理の公式の仕事は、予算要求、仕様書の作成、技術審査の実施であり、正に技術研究本部の開発業務のハイライトであるといえよう。

年度予算の概算要求については、技術研究本部では企画部管理課の所掌ではあるが、技術開発官サイドは当然要求元として管理課、会計課とタイ・アップして要求作業を進める必要がある。予算要求のコツというものはないと思われるが、「開発にかける情熱」が必要不可欠であって、それは大蔵省（当時）の担当官にも説明を通じて伝わるものである。

年度予算の成立を期待しつつ、事前に仕様書の作成にとりかかるのであるが、仕様書の良否が、以後の開発作業が円滑に進むか否かを左右するといっても過言ではない。しかし開発である以上不確定要求も多く、仕様書の細部を補完するというので、技術審査の実施を仕様書に規定することとなる。契約書（仕様書）に基づいて契約相手方に直接指示、勧告できるのは、技術審査が唯一の場であり、その様な意味では技術研究本部が公式に開発に参画し得る唯一の場は「技術審査」であり、これをおろそかにすることはできない。

X T-4 中等練習機の開発では、基本設計から試作（その3）までに33回の技術審査を実施しており、私は担当班長在任中13回の技術審査に出席した。また F S-X 次期支援戦闘機の開発では、76回の技術審査が実施されており、技術開発官在任中15回の技術審査に出席した。技術審査は、大型プロジェクトになればなる程、出席者も多く、ややもすると儀礼的になり形式に流される傾向があることは否めないが、「技術研究本部が主体性をもって開発しているのだ」という意識があれば、そして「より良いシステムを作り上げるのだ」という情熱に燃えていれば、技術審査は実り多いものになると確信している。私は技術開発官として、技術審査の冒頭と終了時には必ず挨拶することとしたが、そこでは必ず自らの所信を表明することとした。それは技術審査の場が、開発責任者の意図を公式に契約相手方に伝える唯一の場であると考えたからであ

る。

#### 5 T-2CCVとFS-X実大模型のマスコミ公開

T-2CCV運動能力向上機の研究は、昭和51年度から研究試作、昭和58年度から60年度にかけて飛行試験が行われCCV技術の取得という本来の目的を達成することができた。この間、昭和58年4月8日には三菱重工（株）小牧南工場でロール・アウト後のマスコミ公開を行い理解を求めたが、多数のマスコミ関係者が参集した。従来技術研究本部では、研究途上ものは公開しないという不文律もあったようであるが、可能なものは積極的に公開して一般の理解を得ることが望ましい。もっとも、T-2CCVの社内飛行試験では昭和58年10月14日のカナード装備形態の初飛行で、横方向PIO（Pilot Induced Oscillation）を生じ、たまたま小牧南工場で別件取材中のマスコミに撮影されて「T-2CCVが異常飛行」として全国放映されるというハプニングがあった。このトラブルも官民関係者の不眠不休の努力によって解決したことは忘れられない思い出である。

防衛庁初の日米共同開発のFS-X次期戦闘機についても、平成4年6月19日に三菱重工（株）小牧南工場で実大木型模型（フル・スケール・モックアップ）をマスコミに公開した。当時、技術開発官として公開に参画したが、この機会を利用して、日米のマスコミ関係者に対して所信を述べ理解を求めたこととした。技術研究本部の担当者が、直接マスコミ関係者に所信を表明して理解を求めた機会はほとんどないことから、この様な機会を積極的に作って、一般の理解を得る努力は、今後とも継続する必要がある。

#### 6 初の日米共同開発は苦難の連続

昭和60年頃からF-1支援戦闘機の後継機の国内開発の可能性について公式に検討を開始して「国内開発は可能」との結論を得たものの、米国側からの圧力もあって、最終的には昭和62年10月2日「F-16をベースとしたFS-Xの日米共同開発」が両国政府間で合意された。その後紆余曲折を経て、平成元年4月28日のペーカー國務長官と松永駐米大使間のクラリフィケーションがなされて、平成2年3月30日やっと開発に着手できることとなった。

了解事項覚書（MOU）に基づく技術運営委員会（TSC；Technical Steering Committee）の日本側委員長には技術開発官（航空機担当）が、米国側委員長には米空軍調達担当次官補（空軍少将）が指定された。技術運営委員会は毎年日本で1回、米国で1回開催す

ることとされ、必要に応じて特別委員会をハワイで開催することとされた。私は技術開発官在任中に6回の定例委員会と2回の特別委員会に出席したが、開発進捗状況の説明や開発参加計画、技術移転計画の審議等の他に調整が難航したトピックスが毎年あり、平成2年度は開発総経費と米側ワークシェアの問題、平成3年度は装備品のライセンス生産の問題、平成4年度は派生、非派生技術の問題等であった。このような自国の利害に係わることは、容易に妥協せず徹底的に議論して戦うことが必要で、スケジュールとシステムの成立性を勘案しつつ、ぎりぎりまで交渉することが必要であった。安易な妥協をすれば日本の航空工業界の利益を損なうこととなるし、航空自衛隊のニーズを満足しえないこととなるので真剣そのものであった。

このような厳しい調整を経て、開発担当企業の三菱重工業（株）の関係者と防衛庁の関係者の努力もあって開発が進捗し、平成12年9月25日、F-2 量産初号機が航空自衛隊に納入され引き続き量産が継続されていることは喜ばしい限りである。この間飛行試験中に、各種の技術的問題が発生したようであるが、平成13年度までフォローアップを継続し、対策を確立して量産機への反映が計画されていることは特筆すべきことであろう。かの名機「零戦」も、量産初期にはエンジン筒温の上昇等の問題をかかえたまま前線に配備され、高山海軍大尉（当時）等が現地で技術改善をされた事例から考えれば、F-2 支援戦闘機の技術的問題も驚くにはあたらないことであって、問題はいかに適切な技術改善対策を確立して、早期に量産機に反映するかということであろう。従来、技術研究本部は「装備品を産みっぱなしで育てない」と批判されてきたが、これらの批判を覆す良き先例になると確信している。

## 7 名機は「技術者の情熱」から生れる

技術者としては、いささか非科学的なことと思われるかもしれないが、私は「航空機は生き物である」と思っており、愛情を注げば注ぐほど、当方の期待に答えてくれて成長するものである。私は技術審査の度に、このことを強調してきており、平成12年12月14日の次期支援戦闘機設計（その1）の基本構想審査時の挨拶では「開発に必要なものは人と金と時間であるが、中でも大切なものは人である。人の技術的能力も重要ではあるが、なににも増して必要なことは良い戦闘機を作り上げるのだという情熱であろうと思う。一略一部品一点一点にわたるまで心をこめて作り上げ、システムとして完成した時には、正に血の通った傑作機にしたいと強く願っている。」と申し上げた。

T-4 中等練習機は名機として育ったと確信しているし、F-2 支援戦闘機も時間は要するかもしれないが、「平成の零戦」として名声を博することになると確信している。いずれにしても「技術者の情熱が名機を作る」という信念は今もって変わらず、「零戦」から「支援戦闘機」に至るまで技術者が情熱を傾け、心血を注いだものは必ず名機になると信じている。

## 8 おわりに

本稿を終わるに当たって、技術研究本部で研究開発に従事する技術者にとって心すべきことは何かということを考えてみたが、それは昭和38年1月4日の守屋富次郎技術研究本部長（当時）の年頭の訓示にすべてが言い尽くされている。あえて付言させて頂くとすれば、「情熱をもってプロジェクトにあたれ」ということであろう。