

## 4 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。

航空機関連の開発は、技本10年史の時期（昭和27～37年）のジェット中間練習機（T-1）及びジェットエンジン（J-3）に始まり、続く15年間（昭和37～52年）には、中型輸送機C-1、超音速高等練習機T-2のほか、航空機以外でも固定3次元レーダFPS-1が開発され、航空機開発の基礎が出来上がった（技本25年史）。技本50年史の対象となった25年間（昭和52～平成14年）は、T-1を継承した新中等練習機T-4（ターボファンエンジンF-3含む）の開発に始まり、火器管制レーダ（フェーズドアレイアンテナ）、戦闘機搭載コンピュータ、電子戦システム、一体成形複合材、T-2CCV等の要素技術が開発され、次期支援戦闘機FS-X（F-2）開発に結実し航空機開発の飛躍的な発展期となった。

技本60年史の対象期間（平成14～24年）の航空機開発は、世界的には冷戦崩壊を受けて新たな開発事業が極めて少ない状況にある中、固定翼哨戒機としては初めてとなるXP-1（F-7エンジン開発含む）、C-1の後継機となる次期輸送機（XC-2）、US-1Aの後継救難飛行艇（US-2）が開発された。中でもXP-1とXC-2は、一部共用化による経費抑制のための同時開発体制がとられた。

過去に開発した装備品の能力向上事業として、訓練用ECM装置J/ALQ-5の能力向上及び次期機上電波測定装置／機上電波測定装置がある。前者は搭載母機C-1はそのままであるが、後者は搭載母機YS-11を含めた換装事業である。アクティブ電波ホーミングミサイル搭載に関

する研究は、F-2の火器管制レーダー（ハードウェア）の能力向上を目的とし、平成24年度に開発着手するF-2の支援戦闘能力向上はミッションコンピュータ（ハードウェア）や兵装管理のストアマネジメントコンピュータ（ハードウェア）を換装する。空対空小型標的は、航空自衛隊の標的として開発されたターゲットドローンに換わる費用対効果に優れた安価な標的として開発された。

新たな装備品開発としては、航法用赤外線センサーである外装型FLIR装置及び火器管制機能を含めた戦闘機搭載用IRST装置並びにネットワーク形成のための自衛隊デジタル通信システム（戦闘機搭載用）がある。

一方、平成10年の北朝鮮によるミサイル発射実験を受けて、弾道ミサイルを探知追尾できる将来警戒管制レーダー（FPS-5）開発が翌年開始されたことは、警戒管制レーダーに係る技術基盤の高さを認識させた。

また、これまでに蓄積された技術基盤を維持発展させるような研究開発事業として、無人機研究システム、先進技術実証機、将来アビオニクスシステムがある。

### （1）無人機研究システム

#### ア 目的

主として偵察情報を収集する無人機の効果的な運用方法及び無人機装備化に必要な態勢整備等に関する資を得るための無人機システムを開発する。

イ 線 表

年度	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	
実施線表	部 研			(その1)			(その2)					
					(その3)							
						(その4)						
									技術試験			
									実用試験			

ウ 経 緯

(ア) 研究試作以前

平成7年度から平成13年度にかけて「多用途小型無人機」の研究試作を実施した。試験の結果、無人機の海上回収及び再発進に隊力及び時間が予想以上に要すること、並びに波高制限等の運用上の問題点が顕在化したため、滑走着陸機能を有する無人機を再度検討することとなった。

(イ) 部内研究

平成13年度から平成15年度にかけて部内研究を実施した。平成13年度に調査書を取得・検討し、じ後の事業概要の具体化及び技術課題（高速自動滑走着陸、高分解能偵察映像取得技術）の抽出を実施した。

(ロ) 試作

平成16年度から平成21年度にかけて試作を実施した。本試作では、試験機4機（内センサー非搭載2機）、地上装置一式（操作装置、着陸支援装置、無人機用バリア及び整備器材）及び機上装置（発進母機用の指令パネル、重心調整用バラスト）を製作した。試験機は、先の多用途小型無人機をベース機として、①着陸用脚スペースの確保、②センサー搭載位置の変更、③搭載燃料増加とタンク

の分散配置、④高々度飛行要求から燃料フィルタ及びポンプ形式の変更を行った。操作装置にはデータリンク等の無人機の飛行に必要な機能に加え、後の空自における効果的な試験運用を期待してオペレーター操作訓練用の機能も付加した。

(エ) 技術・実用試験（同時実施）

平成20年6月から平成23年12月にかけて技術・実用試験を実施した。試験は母機携行飛行を主体とするフェーズⅠ（平成20年6月～平成21年8月）と自律飛行を主体とするフェーズⅡ（平成21年8月～平成23年12月）に大きく区分して実施した。

フェーズⅠは、岐阜基地（基地周辺及びG、K空域）、高尾山分屯基地において母機適合試験、無人機機能・性能試験を40ソーティで実施、フェーズⅡは、硫黄島航空基地及びS空域においてシステム機能・性能試験を28ソーティ（自律飛行：20ソーティ、飛行時間767分）を実施した。

(オ) 部隊使用承認

平成24年4月に部隊使用承認を得た。

(カ) 硫黄島における試験の教訓等

予備試験の事前準備：試験日程調整は、海空自の輸送日程を基に、海空自及

び米軍の訓練等に加え、厚労省主催の遺骨収集や現地の給食、給水能力にも大きく左右される。そのため、再試験調整に半年程度の調整期間を必要とし、結果的に試験終了時期を2度変更した。

遷移状態の解明：エンジン始動後に母機から発進した無人機は、Gと機体姿勢の急変状態を経て、安定した自律飛行状態へ遷移する。この遷移状態において燃料タンク内の余積空気流入によりエンジン停止する事象が発生、これを防止する隔壁をタンク内に設置して試験再開した。その後、燃料ポンプから発生する気泡がポンプに流入してエンジン停止する事象が発生した。タンク内を可視化して徹底した原因究明を実施、地上試験及び母機携行試験で対策の効果を確認、自律飛行でその有効性を実証した。

地元対策：試験機海没地点が漁場だった事案が発生し、試験再開には漁業の安全・安心の担保も生起した。内局地方協力局と連携して地元説明を実施し、地元の同意の下で試験再開の機会を得た。

## エ 結果

- (ア) 偵察機能：移動目標に対する画像追従、固定目標に対する地点追従、画質調整、地上装置から視軸方向の指向、高精度位置標定等の機能が目標性能を満足することを確認した。
- (イ) 伝送機能：操作装置、着陸支援装置及び無人機間のデータリンク接続、操作移管、アンテナ制御、ダウンリンク中断等の機能について問題ないことを確認した。また、目標伝送距離以上の見通し線内におけるデータ伝送、2機同時在空時に任意の1機を選択・モニタ等ができることを確認した。
- (ウ) A T C 対応機能：A T C トランスポンダのモード切替、I D E N T 送信、応答

信号の設定、航空機衝突警報装置（T C A S）の正常動作、無人機を介して地上装置操作員と航空交通管制官等と交信できること等を確認した。

- (エ) 基本飛行性能：航続性能、上昇性能及び速度性能について自律飛行により目標性能を満足することを確認した。
- (オ) 携行、発進・投棄、着陸機能：母機給電能力で無人機への電力供給、無人機の状態を地上でモニタする自己診断、地上・機上からの無人機破棄指令、2000m×45m級滑走路への自動着陸・停止及び誘導路退避等が出来ることを確認した。
- (カ) 飛行誘導機能：プログラム飛行、オーバーライド飛行（地上装置からの経路変更）及び地上装置からの緊急回避指令が設計通り機能することを確認した。
- (キ) 偵察オーバーライド機能：地上からの指示で偵察後、プログラム飛行に復帰できることを確認した。



無人機



地上装置（屋外機器）



地上装置（屋内機器）



無人機用バリア



整備器材

試作品概要

(2) 空対空用小型標的

ア 目的

現有の多機能かつ高価な標的の一部代替として、標的母機（F-15）に搭載し、各種空対空ミサイル射撃訓練のために使用する小型で軽量かつ低価格の標的を開発する。

イ 線表

年度	12 ~ 17	18	19	20	21	22	23
実施線表	部内研究	試作(その1)		試作(その2)		技術試験	実用試験

ウ 経緯

(ア) 部内研究

平成12～13年度及び平成15～16年度に、システムとして保持すべき機能・性能、技術的課題及び解明要領、コスト等の検討を実施した。

(イ) 試作

平成18～21年度に、試作(その1)としてシステム設計、母機適合性設計等、試作(その2)として細部設計、試験用供試体等の製造、母機改修等を実施した。

(ウ) 技術試験

平成21～23年度に、航空自衛隊岐阜基地、同周辺空域（G空域）及び航空自衛隊輪島分屯基地で技術試験を実施した。

母機適合性試験は、平成21年9月～22年12月に実施し、母機携行飛行領域及び投棄特性を確認した。

統合機能試験は、平成22年4月～12月に実施し、母機携行状態でのエンジン性能等及び発進特性を確認した。

飛行試験は、平成22年5月～23年9月に実施し、標的の機能・性能を確認した。

実射試験は、平成23年3月～7月に実施し、射撃評価装置の機能を確認した。

(エ) 実用試験

航空自衛隊において平成22年9月から23年9月までの間、技術試験と同じ場所で同時に実施し、標的の被視認性及び実用性を確認した。

エ 結果

技術試験の成果は、平成23年10月の研究開発評価会議で「空対空用小型標的の試作及び技術試験の成果により、低価格を実現するための技術的課題を解明し、技術開発実施計画書に記載された目標性能を満足することを確認した。」と報告され了承された。

一方、実用試験の成果は、平成23年11月の装備審査会議調整部会で「本標的は、部隊の使用に供しうるものと判断する。」と報告され了承された。

オ 空対空用小型標的の概要

(ア) 概要図



(イ) 諸元

項目	諸元
全長	約 3.6 m
全幅	約 1.2 m
全備重量（最大）	約 110kg

(ウ) 主要機能・性能

項目	機能・性能
最大飛行速度	0.7 M以上 (20,000ft)
飛行高度	2,000 ~ 30,000ft
旋回性能	1.5 G以上 (20,000ft、0.6 M)
航続性能	1.5 分以上
搭載母機	F-15
上空における運用柔軟性	・ 標的飛行高度設定変更、飛行パターン選択が可能 ・ 発進母機に射撃評価信号及び標的飛行情報を送信・記録
整備性	メンテナンスフリー化 (1.5 h ウィンドミル 2 回 + 1.0 h ウィンドミル 後発進可能)

(3) 哨戒ヘリコプター（艦載型）SH-60K

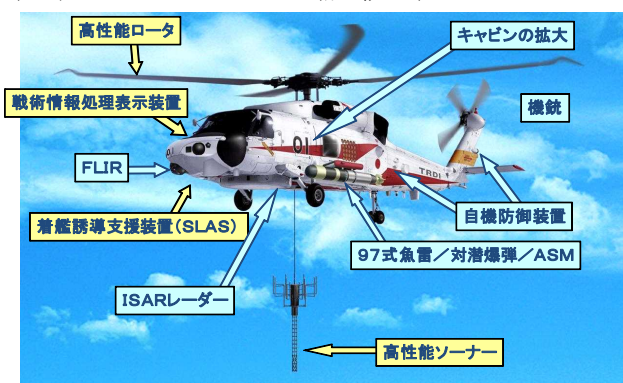


図1 SH-60Kの概要

ア 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 線表

SH-60K（図1）の開発線表を表1に示す。

表1 SH-60Kの開発線表

年度	4~6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17
実施内容	← 研 試 →		← 試作その1 →		← 試作その2 →		← 試作その3 →		← 試作その4 →		← 技術試験 (ブレード疲労試験) →	
									▼ 初飛行		▼ 試作終了	
											部隊使用承認 ▼	
											← 技術・実用試験 (飛行試験) →	

ウ 我が国の哨戒ヘリコプター開発の経緯

(ア) 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戦術処理能力を向上させた。

(イ) SH-60J (平成元年領収)

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

(ロ) SH-60K (平成16年領収)

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、高性能ソーナー及び着艦誘導支援装置を新たに開発装備した。

エ SH-60Kの概要

SH-60Kの3面図を図2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。

(ア) 高性能ロータ

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3に示す。

(イ) 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。これらの機能の概要を図4及び図5に示す。

(ロ) 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。

(ハ) 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6に示す。

表2 主要諸元及び性能

項目	数値
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・ロータ直径	16.36m
最大設計重量	24,000lbs
エンジン型式	T700-IHI-401C
エンジン出力	1,800SHP×2

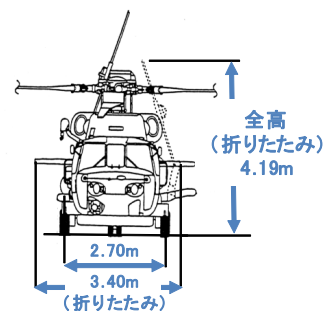
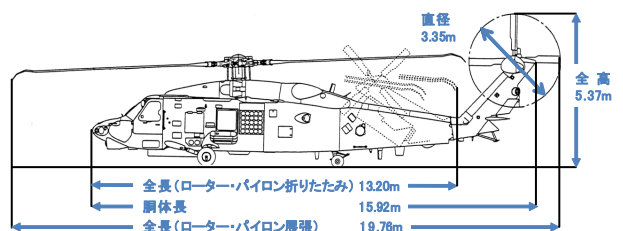
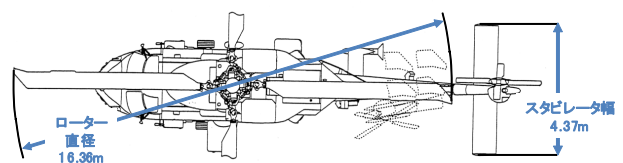


図2 SH-60K 3面図



図3 高性能ロータ 外観

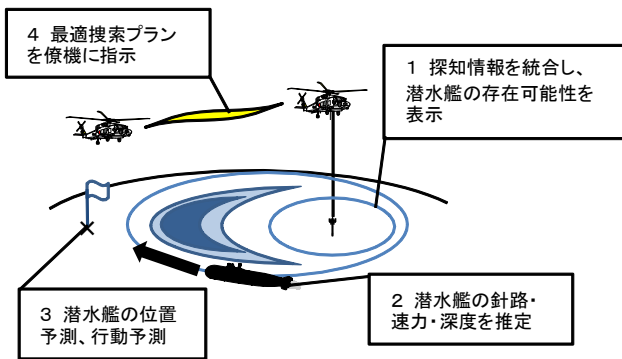


図4 戦術判断支援機能

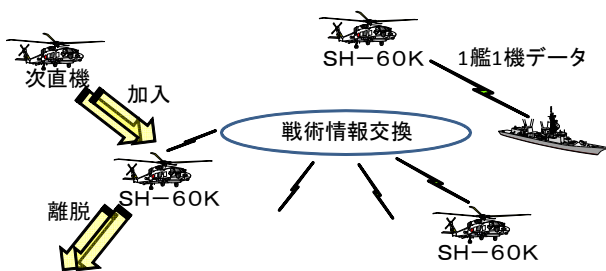


図5 僚機間戦術情報交換機能

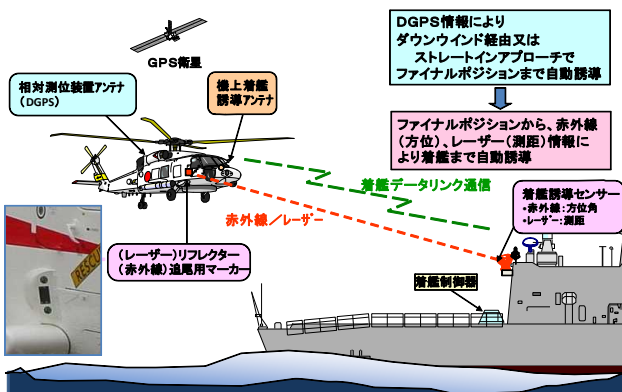


図6 着艦誘導支援機能

オ 技術開発実施における技術的課題

(ア) 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、極力現有機器を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

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、耐弾性及び耐用命数を確保する。

(エ) 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。

(オ) 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 開発の経緯

(ア) 研究試作（平成4～9年度）  
適用要素技術の研究

(イ) 試作

a その1（平成9～11年度）

基本設計、メイン・ロータ・ブレードの試作

b その2（平成10～13年度）

細部設計、開発装備品の試作等



c その3（平成11～14年度）  
供試機体（1、2号機）、技術確認  
試験、社内飛行試験

d その4（平成12～14年度）  
飛行試験用補用品等

(ウ) 技術試験

a ブレード疲労試験（平成11～14  
年度）

試作したメイン・ロータ・ブレード  
の疲労試験を実施し、その結果、メイ  
ン・ロータ・ブレードの各部が 10000  
時間の疲労寿命を有することを確認し  
た。

b 飛行試験（平成14～16年度）

機体性能試験、搭載装備品性能試験、  
ヘリコプター・システム性能試験及び  
艦・ヘリ接続試験を実施した。その結  
果、システム・インテグレーション技  
術等の技術的課題を達成していること  
及びその機能・性能が設計に適合して  
いることを確認した。

キ 結果

技術試験の成果は、平成17年1月の研  
究開発評価会議において『開発実施計画書  
に記載された「設計の基本となるべき装  
備品等の性能、諸元、構造等」に対し、適  
合しているものと判断される。』と報告され、  
了承された。



図7 SH-60K 1号機

(4) 救難飛行艇US-2

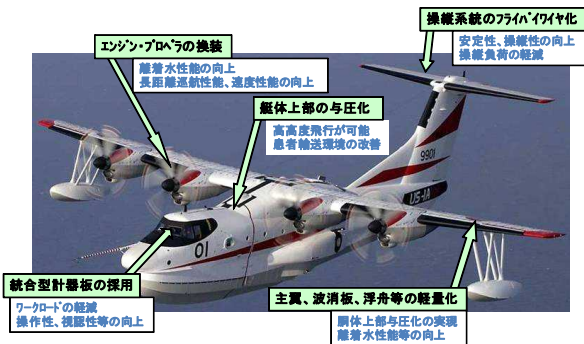


図1 US-2の概要

ア 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 線表

US-2（図1）の開発線表を表1に示  
す。

表1 US-2の開発線表

年度	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18
実施内容	← 部内研究 →				← 試作その1 →						▼ 初飛行			
						← 試作その2 →				← 試作その6 →		▼ 試作終了		
						← 試作その3 →				← 試作その7 →				
							← 試作その4 →							
								← 試作その5 →						
									← 技術試験(強度試験) →					
											← 技術・実用試験(飛行試験) →			

ウ 我が国の飛行艇開発の経緯

( ) 内は初飛行年度を示す。

(ア) 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-2 (平成15年)

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した。

エ US-2の概要

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

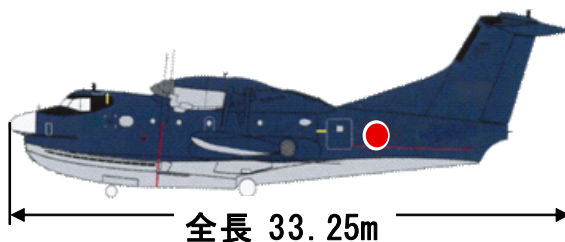
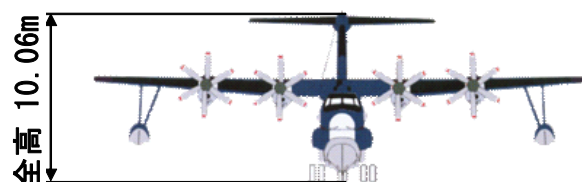
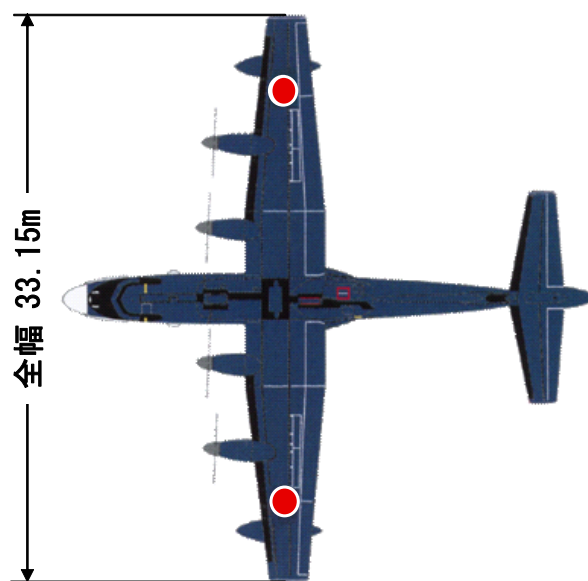


図2 US-2 3面図

表2 主要諸元及び性能

項目	数値
全長	33.25m
全幅	33.15m
全高	9.84m
最大離着陸設計重量	47.7t
最大離着水設計重量	43.0t
航続性能	2,500nm(※1)
最大速度	296KTAS(※2)
巡航高度	30,000ft
巡航速度	260KTAS(※1)
主エンジン形式	AE2100J
主エンジン出力	4,500SHP×4
プロペラ形式	R414
BLCエンジン形式	CTS800
BLCエンジン出力	1,268SHP×1

※1 最大離陸重量 ※2 燃料半減重量

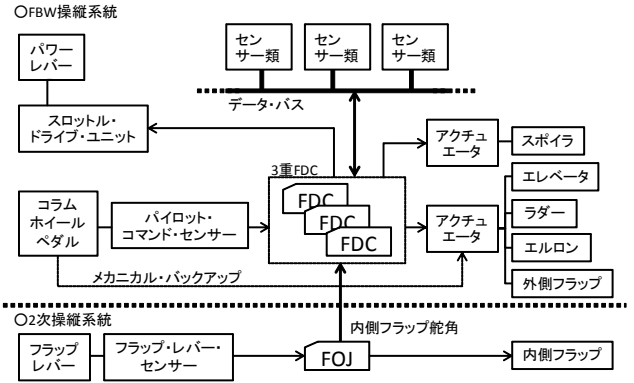


図4 フライ・バイ・ワイヤ操縦系統

(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、翼端浮舟に複合材を適用した。

(エ) エンジン／プロペラの換装

離着水性能を向上させ、長距離巡航性能及び速度性能の向上を図るため、図5に示すエンジン／プロペラに換装した。

(ア) 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3に示すフレーム6からフレーム31の間を与圧化した。

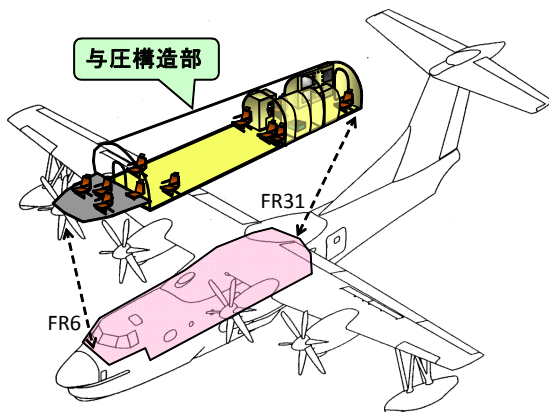
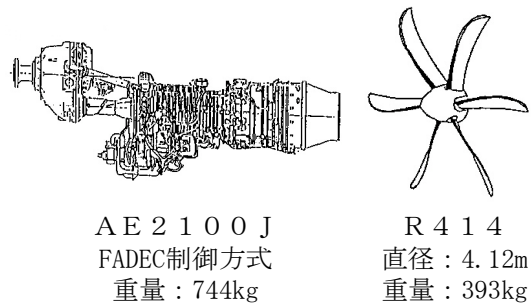


図3 与圧範囲



AE2100J  
FADEC制御方式  
重量：744kg

R414  
直径：4.12m  
重量：393kg

図5 エンジン／プロペラ概要

(オ) 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6に示す統合型計器板を採用した。



図6 統合型計器板

(イ) 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、操縦系統を図4に示す3重デジタル・フライ・バイ・ワイヤ(FBW)方式とした。

## オ 技術開発実施における技術的課題

- (ア) 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
- (イ) 高応答経路角制御  
極低速飛行時の操縦性・安定性を改善
- (ウ) 軽量化構造の設計  
与圧化に伴う重量増加分の軽量化
- (エ) 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 開発の経緯

- (ア) 部内研究（平成5～7年度）  
現有機等の調査、多用途性に関する調査・研究等
- (イ) 試作
  - ア その1（平成8～10年度）  
基本設計、翼端浮舟供試体
  - イ その2（平成9～11年度）  
細部設計（1）、波消板供試体
  - ウ その3（平成10～12年度）  
細部設計（2）、前部与圧胴体供試体
  - エ その4（平成11～13年度）  
操縦系統リグ供試体
  - オ その5（平成12～15年度）  
試作1号機（図7）、全機静強度試験用供試体（1）



図7 US-2 1号機

- フ その6（平成13～16年度）  
試作2号機、全機静強度試験用供試体（2）、全機疲労強度試験用供試体（1）
- グ その7（平成14～16年度）  
全機疲労強度試験用供試体（2）
- (ウ) 技術試験
  - ア 強度試験（平成10～18年度）  
静強度試験（翼端浮舟）、静強度試験（波消板）、全機静強度試験及び全機疲労強度試験を実施した。その結果、全ての試験において剛性データ及び強度余裕データを取得するとともに、各評価基準を満足することを確認した。
  - イ 飛行試験（平成15～18年度）  
飛行性能試験、飛行特性試験、空力弾性・剛性試験、振動・騒音試験及び荷重・強度試験を実施した。その結果、高応答経路角制御等の技術的課題を達成していること及び機能・性能が設計に適合していることを確認した。

## キ 結果

技術試験の成果は、平成19年2月の研究開発評価会議において『平成18年度技術開発実施計画書に記載された「設計の基本となるべき装備品等の性能、諸元、構造等」を達成していることを確認した。』と報告され、了承された。

## ク 特記事項

救難飛行艇US-2の開発により、世界的にも類を見ない高度なSTOL性を備えた飛行艇の技術を絶やすことなく、継承・発展させることができた。

特に、本機のフライ・バイ・ワイヤ技術は、デジタル・コンピュータによりSTOL操縦制御と推力制御を高度に接続するものであり、本開発で得られた知見は将来の研究開発において有用であると考えられる。

(5) 高運動飛行制御システムの研究

ア 目的

低被観測性及び高運動性を兼ね備える将来小型航空機を実現するため、電波、赤外線及び可視光の各低被観測性並びにエンジン・飛行制御統合技術（IFPC：Integrated Flight Propulsion Control）を適用した高運動飛行制御について検討し、その成立性、有効性の地上確認を通して、必要な技術資料を得る。

イ 線表

年度	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	総経費
基本設計	←→		←→		←→		←→		←→		(単位:百万円) 13,405 契約相手方企業 :三菱重工業(株)
	←→		←→		←→		←→		←→		
研究試作	←→		←→		←→		←→		←→		
	←→		←→		←→		←→		←→		
試作品	←→		←→		←→		←→		←→		
	←→		←→		←→		←→		←→		
評価会議	←→		←→		←→		←→		←→		
	←→		←→		←→		←→		←→		

ウ 経緯

(7) 全般

各種試験を通じて、高圧油圧技術及び自己修復飛行制御技術等を適用し、各種低被観測性技術により、優れた低被観測性を有する小型航空機が、高運動の飛行特性を達成可能であることを確認するために、技術研究本部要求として、平成12年に着手した。

(イ) 研究体制及び研究管理

平成13年3月に三菱重工業との間で、契約が結ばれると、三菱重工業大江工場において、ステルス高運動模擬装置の研究以降、三菱重工業内に高運動飛行研究試作チーム（ASET）が発足し、三菱重工業、富士重工業、川崎重工業及びIHIの設計者が最大約50名集まり、想定機

体基本設計及び関連試験供試体等の製造を行った。

技術研究本部では、技術開発官（航空機担当）第3開発室が機体の細部仕様や研究コスト管理、及び研究スケジュールの確保を重点として研究業務を推進した。

(ウ) 研究試作

a 高運動飛行制御システムの研究  
(その1)

高運動性及び低被観測性を有する小型航空機のシステム基礎構想を策定し、その結果に基づいて、リグ試験構想を策定するとともに、実大推力偏向試験用供試体（推力偏向パドル）を試作した。

b 高運動飛行制御システムの研究  
(その2)

エンジン・飛行制御統合技術を適用した高運動飛行制御について、この実現に必要な機体とエンジンの適合性に関する資料を得るため、実証エンジンを搭載し、高運動性及び低被観測性を有する超音速小型航空機システム基本構想を策定し、その結果に基づいてリグ試験構想を策定するとともに、低速飛行模擬用ディストーション・スクリーンを試作した。

c 高運動飛行制御システムの研究  
(その3)

エンジン・飛行制御統合技術を適用した高運動飛行制御について、この実現に必要な機体とエンジンの適合性に関する資料を得るため、実証エンジンを搭載し、高運動性及び低被観測性を有する超音速小型航空機システム基本構想を策定し、その結果に基づいて全機リグ試験構想を策定するとともに、高速飛行模擬用のディストーション・スクリーンを試作した。

d 高運動飛行制御システムの研究  
(その4)

飛行制御システム基本構想及び飛行制御システム基本仕様を策定するとともに、IFPC機能の成立性を確認する試験に供する、推力偏向機構とFLCC/ACCを試作した。

また、関連試験として、全機実大RCS模型を製作し、フランス装備庁(DGA) CELAR SOLANGE (大型電波暗室) において、電波反射特性データを取得した。

e 高運動飛行制御システムの研究

(その5)

高迎角飛行特性に関する細部検討を行うとともに、先進エアデータ・センサ機能の成立性に関する技術データ取得、失速遷移領域近傍における空力特性に関する技術データ取得、および耐故障性・損傷性を向上させた自己修復飛行制御機能におけるアルゴリズム設計手法の妥当性に関する技術データ取得を目的とした試験に供する、ステルス性・高運動性を有する機体形状を持つスケールモデル、および専用地上装置を試作した。

f 高運動飛行制御システムの研究

(その6)

空気取入口の電波反射を低減させるレーダ・ブロッカの成立性を検討するため、レーダ・ブロッカの基礎設計を行うとともに、電波反射特性に関する技術資料を得るための供試体を試作した。

(エ) 所内試験

a 高運動飛行制御システムの研究

(その1) 実大推力偏向試験

推力偏向パドルがエンジン排気温度・圧力環境に耐えられることを確認した。

b 高運動飛行制御システムの研究

(その2) エンジン適合性試験(その1)

低速における想定機体の空気取入口が発生する気流の乱れ(ディストーション)を模擬し、このディストーション下で実

証エンジンが健全に作動することを確認した。

c 高運動飛行制御システムの研究

(その3) エンジン適合性試験(その2)

高速における想定機体の空気取入口が発生する気流の乱れ(ディストーション)を模擬し、このディストーション下で実証エンジンが健全に作動することを確認した。

d 高運動飛行制御システムの研究

(その4) 推力偏向機構/IFPC 試験

推力偏向成分を計測し、パドル操舵による推力偏向能力、耐熱性、耐久性を確認した。また、作動油圧力を5,000psiとしたパドル・アクチュエータが正常に作動することを確認した。更に、クローズドループ・シミュレーションによりIFPC機能の成立性を確認し、試験結果を反映し、実飛行条件における高迎角飛行領域での縦機動時の機体運動を推算し、設計目標を満足することを確認した。

e 高運動飛行制御システムの研究

(その5) スケールモデル飛行試験

ステルス性・高運動性を有する機体形状の高迎角飛行特性及び耐故障性・損傷性を向上させた自己修復飛行制御アルゴリズムに関する技術データを取得するとともに、先進エアデータ・センサ機能に関する技術データを取得した。

f 高運動飛行制御システムの研究

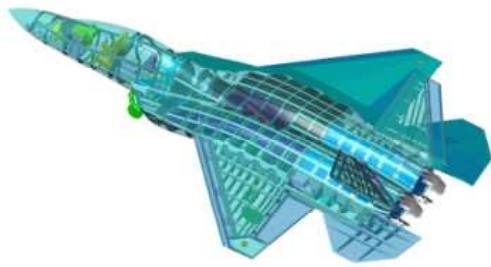
(その6) 低被観測性試験

エンジンファン付近においてレーダ・ブロッカを取り付けた形態でRCS値を計測し、ステルス性に有効であることを確認した。

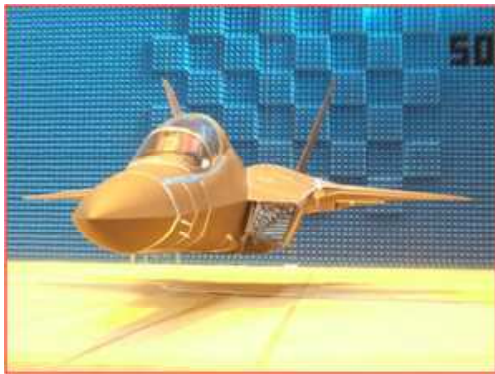
エ 結果

本研究において、低被観測性及び高運動性を兼ね備えた将来小型航空機を実現するために必要となる各種技術の成立性等の地

上検証を実施するとともに、必要な資料を得ることができた。



想定機体



実大RCS模型



スケールモデル

(6) スマート・スキン機体構造の研究

ア 目的

将来の小型航空機に適用されるスマート・スキン機体構造の実現に関する技術資料を得る。

イ 線表

年度	17	18	19	20	21	22	23	総経費
研究試作		研試(その1) ・システム設計 ・スマート・スキンセンサ構造要素供試体製作						(単位:百万円) 2,698 契約相手方企業 :三菱重工業(株)
		研試(その2) ・構想設計 ・内装工ボーン取り付け風試模型製作			所試			
評価会議				システム設計終了 ▽		試作終了 ▽	所内試験終了 ▽	

ウ 経緯

(7) 全般

高運動飛行制御システムの研究等の研究試作の成果を活用し、スマート・スキンセンサ搭載に必要な高強度／高剛性、軽量かつスマート・スキンセンサ及び周辺構造との段差隙間によるRCSの増加の極限を図るために、前胴部分構造供試体等を試作し、確認する目的を達成するために、平成17年3月にスマート・スキン機体構造の研究の研究要求書が空幕から提出された。

(イ) 研究体制及び研究管理

平成19年3月に三菱重工業(株)との間で、契約が結ばれると、三菱重工業(株)大江工場において、高運動飛行制御研究試作チーム(ASET)に、三菱重工業(株)の設計者が最大約80名集まり、前胴供試体等の設計、製造を行った。

技術研究本部では、技術開発官（航空機担当）第3開発室が機体の細部仕様や研究コスト管理、及び研究スケジュールの確保を重点として研究業務を推進した。

(ウ) 研究試作

a スマート・スキン機体構造の研究

(その1)

スマート・スキン機体構造の成立性に関する技術資料の内、スマート・スキン・センサの機体への取り付けの設計に関する資料を得るために、搭載を想定したレーダのシステム設計、関連試験及びスマート・スキン構造要素供試体の設計及び製造を行った。

b スマート・スキン機体構造の研究

(その2)

スマート・スキン機体構造の研究（その1）の成果を基に、センサ及びセンサを搭載した胴体構造に関する資料を得るために、構造設計、関連試験及び風洞試験模型の設計及び製造を行った。

なお、関連試験においては、部分構造試験等により、制限荷重試験、終極荷重試験ともに設計要求を満足することを確認した。

(エ) 所内試験

a スマート・スキン構造要素試験

センサ構造要素試験を反映した構造層の強度計算を実施し、強度成立性を確認した。

b スマート・スキン風洞試験

ウェポン・ベイの有無による空力データを用いて前胴部荷重基準点における荷重への影響を確認し、その荷重で前胴部の構造強度が成立することを確認した。

エ 結果

スマート・スキン機体構造を適用して前胴部重量を低減する実現性を示すとともに、

構造強度が成立することを確認した。また、ウェポン・ベイに関する空力データを用いて、前胴部の構造強度が成立することを確認した。更にスマート・スキンセンサ搭載によるRCS増加を抑制できることを確認した。



前胴部分構造



内装ウェポン扉付き風試模型



(7) 高運動ステルス機技術のシステム・インテグレーション

ア 目的

ステルス技術、I F P C 技術及び複合材技術等、高運動ステルス機に適用される各種先進技術をシステム・インテグレーションする設計技術について研究し、高運動ステルス機的能力把握や評価等に必要な技術資料を得る。

イ 線表

年度	20	21	22	23	総経費
研究試作	高運動ステルス機技術のシステム・インテグレーション ← 細部設計、関連試験 (風洞試験、構造要素試験、部分構造試験、確認全機縮小 RCS 試験、操縦室機器配置確認試験) →				(単位:百万円) 7,004 契約相手方企業: 三菱重工業(株)
評価会議		計画図(機体)終了時点	▽	研究試作終了時点	▽

ウ 経緯

(ア) 全般

目的を達成するために、平成20年3月に高運動ステルス機技術のシステム・インテグレーションの研究要求書が空幕から提出された。

(イ) 研究体制及び研究管理

平成21年2月に三菱重工業(株)との間で、計画図の契約が結ばれると、三菱重工業(株)大江工場において、三菱重工業(株)内に先進技術実証機設計チーム(ATRAS)を発足し、三菱重工業(株)、富士重工業(株)及びI H I の設計者が最大約250名集まり、高運動ステルス機の細部計画図を作成した。

技術研究本部では、技術開発官(航空機担当)第3開発室が機体の細部仕様や研究コスト管理、及び研究スケジュールの確保を重点として研究業務を推進した。

(ウ) 研究試作

高運動ステルス機的能力把握や評価に必要な技術資料を得るため、細部設計及び関連試験等を行った。

エ 結果

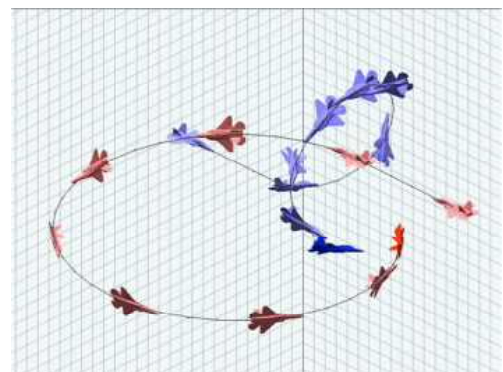
ステルス技術、I F P C 技術及び複合材技術等の各種先進技術をシステム・インテグレーションした高運動ステルス機の細部設計等を行い、細部計画図を作成するとともに高運動ステルス機的能力把握や評価等に必要な技術資料を得た。



高運動ステルス機



細部計画図(構造)



模擬空戦の一例

## (8) 先進技術実証機

### ア 目的

将来の戦闘機に適用される機体、エンジン等の各種先進技術のシステム・インテグレーションを図った高運動ステルス機を試作し、実環境下においてシステムの成立性を確認するとともに、運用上の有効性を検証する。

### イ 線表

年度	21	22	23	24	25	26	27	28	総経費	
研究試作	<p>先進技術実証機(その1)の研究試作 製造図設計、関連試験、技術確認試験</p> <p>先進技術実証機(その2)の研究試作 維持設計、関連試験、技術確認試験、エンジン製造</p> <p>先進技術実証機(その3)の研究試作 維持設計、全機試験、飛行試験機製造</p> <p>所内試験</p>								(単位:百万円) 39,221 契約相手方企業 :三菱重工業(株) (その1)、(その2)、 (その3) : (株)IHI (その2) (搭載用エンジン)	
評価会議			製造図終了時点	▽		試作中間時点(初飛行時点)	▽	試作終了時点	▽	所内試験終了時点

### ウ 経緯

#### (ア) 全般

目的を達成するために、平成19年3月に先進技術実証機の研究要求書が空幕から提出された。

#### (イ) 研究体制及び研究管理

平成22年3月に三菱重工業(株)との間で、製造設計の契約が結ばれると、三菱重工業(株)大江工場及び富士重工業(株)宇都宮工場において、三菱重工業(株)及び富士重工業(株)の最大約270名の設計者により、先進技術実証機の製造図の作成が進められた。

また、平成23年3月にIHIとの間で、製造設計及び製造の契約が結ばれると、IHI昭島工場及び瑞穂工場において、最大約50名の設計者により、飛行試験用実証エンジンの設計が進められた。

技術研究本部では、技術開発官(航空

機担当)第3開発室が機体の細部仕様や研究コスト管理、及び研究スケジュールの確保を重点として研究業務を推進した。

#### (ウ) 研究試作

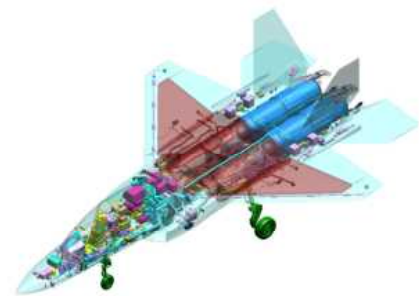
高運動ステルス機技術のシステム・インテグレーションにおいて作成した細部計画図に基づき、平成23年度に製造図を作成し、試作機の製造に着手した。また、関連試験や技術確認試験を実施中である。

#### (エ) 所内試験

平成24年度には、先進技術実証機への搭載設計により設計変更された飛行試験用実証エンジンに関する試験の準備作業を実施中である。



先進技術実証機



製造図(装備品配置)

(9) 3次元高精度方探システム

ア 目的

将来戦闘機に適用が期待される構成要素技術のうち、エレベーション及びアジマスの両方向標定が可能な3次元高精度方探システムの実現可能性に関する技術資料を得ることを目的とする。

技術課題は以下のとおりである。

(ア) 戦闘機用高精度方探技術

デジタル信号処理を取り入れた時間差方式によるアジマス及びエレベーション方向方探の実現、L P I (Low Probability of Intercept) 化されたレーダの送信尖頭電力低減や周波数拡散等への対応

(イ) 3次元方向標定技術

目標のアジマス及びエレベーション方探情報を組み合わせた統合方探処理による3次元空間に存在する目標の方向標定を行う統合方探処理機能の実現、データリンクを活用した僚機との連携及び他機器(火器管制レーダまたはI R S T (Infra-Red Search and Track System))との接続による目標位置標定を用いて自ら電波を発することなくミサイルを発射するシステムの実現性検討

(ウ) 戦闘機搭載用3次元方探アンテナ技術

F-2の飛行性能とアンテナ性能を考慮した小型軽量化された高精度方探アンテナをF-2の垂直尾翼に搭載するための適合性確保、将来の戦闘機に搭載するための高速度、高G機動、機体振動等の戦闘機搭載環境下に適合した総合的な戦闘機の性能を考慮した高精度方探アンテナの実現性検討

イ 線表

年度 区分		H20	H21	H22	H23	H24	H25
		実施 内容	研究試作	← (その1)の研究試作 →			
所内試験			← (その2)の研究試作 →				
			← 所内試験 →				
						← 母機復元 →	

ウ 経緯

(ア) 3次元高精度方探システム(その1)の研究試作

平成20年度～平成22年度に、3次元高精度方探システム装置設計を三菱電機㈱と、F-2Bを搭載母機とした母機改修設計等を三菱重工業㈱と契約し、システム設計、細部設計、関連試験及びF-2に適用した場合のシステム発展性検討を実施した。

(イ) 3次元高精度方探システム(その2)の研究試作

平成21年度～平成23年度に、3次元高精度方探システム装置を三菱電機㈱と、母機改修を三菱重工業㈱と契約し、装置製造、母機改修、関連試験、技術確認試験及び将来戦闘機に適用するためのシステム発展性検討を実施した。

(ウ) 3次元高精度方探システムの性能確認試験

平成23年度末に、電子装備研究所(目黒地区)のレーダ電子戦シミュレータにおいて、装置単体での模擬電波探知試験を実施した。

平成24年度は、装置を母機へ搭載した形態において、母機適合性試験、方探性能地上試験及び方探性能飛行試験を実施する。

エ 結果

- (ア) 装置単体での技術確認試験により、アジマス及びエレベーション方向の方探が可能であることを確認するとともに、装置単体における最小受信感度及び瞬時受信帯域について研究目標を満足することを確認した。
- (イ) 発展性検討において、自ら電波を発することなくミサイルを発射するシステムについて実現性を検討し、実現のために必要な技術要件等を明らかにした。
- (ウ) 戦闘機搭載環境下における高精度方探アンテナの実現性について、シミュレーション解析等により適合性の見通しを得た。

オ 総括

研究試作において、F-2に搭載されている既存の電子戦システムを活用した3次元高精度方探システムを戦闘機搭載環境下で実現するた

めの技術資料を得るため、機体と装置のトータルシステムとしての成立性を実現した細部設計を実施し、装置を試作した。

引き続き、装置を母機に搭載した形態で実環境下における性能確認試験を実施する。



垂直尾翼に搭載された高精度方探アンテナ

(10) 将来警戒管制レーダ (J/FPS-5)

ア 目的

2010年代以降の経空脅威 (ステルス航空目標、高速・長射程の空対地ミサイル (ASM)、低高度化する巡航ミサイル

(CM) 及び戦域弾道ミサイル (TBM) 等) に対応可能な、航空警戒管制組織において使用する警戒管制レーダ装置を開発する。

イ 線表

年度	5～10	11	12	13	14	15	16	17
実施内容	← 技術研究 →							
		← 試作 (その1) →						
			← 試作 (その2) →					
				← 試作 (その3) →				
					← 技術試験 →			
						← 実用試験 →		

## ウ 経緯

### (ア) 試作

平成5年度から10年度までの間、警戒管制レーダの構成要素について技術研究を実施し、その成果を踏まえ平成11年度から技術開発に着手した。平成11年度から15年度に試作を実施し、次の技術を適用した。

#### a モジュール構成技術

各種付加機能（弾道ミサイル目標探知・追尾機能、バイスタティック受信機能、目標類別機能等）を基本機能（航空機探知・追尾機能）と独立したモジュール（ハードウェア及びソフトウェア）で構成する技術

#### b 開口共用空中線技術

開口共用空中線技術を適用し、空中線素子の物理的及び電氣的形状を考慮することにより、素子間及び異なるバンド間で相互干渉が発生しないようにし、電磁干渉を低減する技術

#### c バイスタティック・レーダ構築技術のための送受信同期技術

レーダから発射（送信）された電波が目標にあたり、散乱した反射波を電波を発射したレーダとは別のレーダで検出（受信）することで、従来のレーダではとらえにくい目標（ステルス機等）の探知・追尾を可能とするバイスタティック・レーダを構築するのに必要となる送受信同期技術

#### d フォルト・トレラント技術

故障部位の切り離しと残余の部分への負荷再配分による機能維持を可能とする技術

#### e 弾道目標探知・追尾技術

目標の距離、速度、弾道軌道等から、TBM、航空機、周回衛星を弁別する技術

### (イ) 技術実用試験

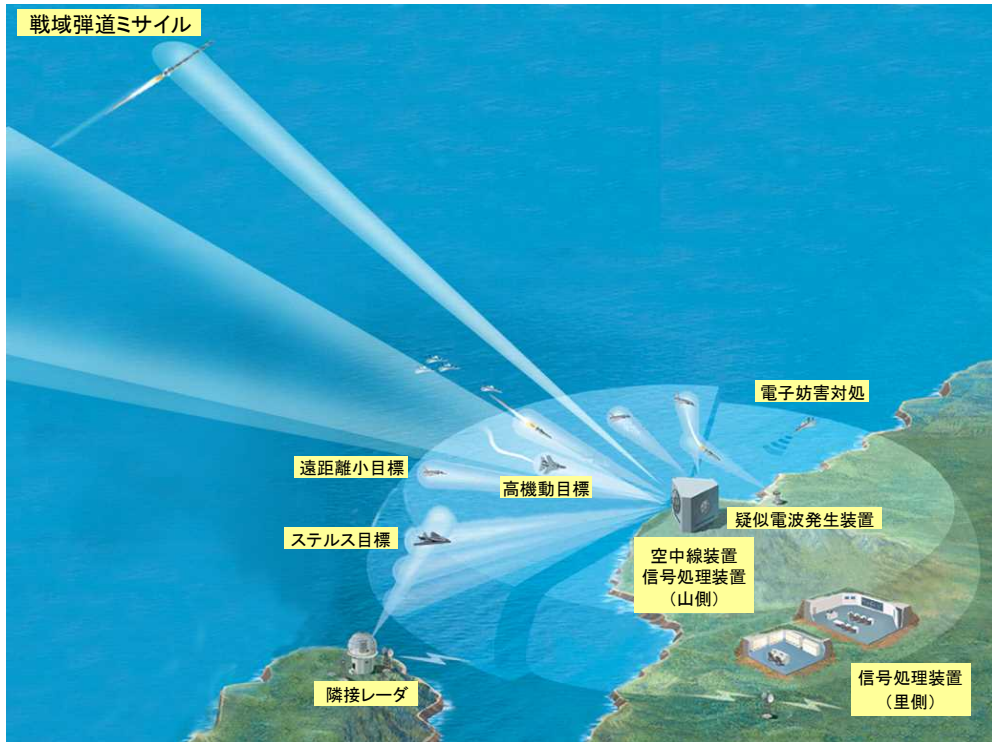
試作（その1）の納入を受け、平成13年度から技術試験を開始した。平成13年度はアレイ素子に関する試験、平成14年度はアレイアンテナに関する試験、平成15年度はリソース・マネージメント及びフォルト・トレラントに関する試験を実施した。平成16年度については、第2研究所飯岡支所に試作機を設置し、技術実用試験を実施した。なお、航空自衛隊については、平成17年度まで実用試験を継続した。



将来警戒管制レーダ（試作機）  
第2研究所飯岡試験場設置状況

## エ 結果

技術試験の終了後、技術試験の成果及び実用試験の中間成果について、平成17年8月の装備審査会議で了承された。また、実用試験の成果は、平成18年6月の装備審査会議において了承された。



将来警戒管制レーダの運用構想図

(11) 外装型FLIR装置

ア 目的

外装型FLIR装置は、F-2航空機にポッド形態で搭載し、夜間、悪視程時及び電子戦環境下において目標を赤外線画像として表示し、航法を実施することを目的とした装置である。

イ 線表

年度	8	9	10	11	12	13	14	15	16
実施内容	←		研	試	(1)				
	←		研	試	(2)				
	←		研	試	(3)				
	←		技術実用試験						

ウ 経緯

(ア) 全般

平成8年度から平成16年度にかけて、開発試作及び技術実用試験を実施した。主な実施内容は下記のとおり。

a 開発試作

(a) 平成8年度：外装型FLIR装置の開発試作（その1）

(b) 平成9年度：外装型FLIR装置の開発試作（その2）

(c) 平成10年度：外装型FLIR装置の開発試作（その3）

b 技術試験

平成10～16年度：外装型FLIR装置の性能確認試験

(イ) 開発体制及び開発管理

a 開発体制

(a) 試作等の実施

関連試験を含め開発試作は主として下記の区分で実施した。

i 第2研究所：アビオニクス

ii 岐阜試験場：機体特性

(b) 技術試験等の実施

技術試験は、第2研究所及び岐阜試験場が実施した。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

外装型FLIR装置の試験及び評価は、研究所及び航空自衛隊が関係しており、各機関が綿密な連携を保つため、特に関係者間の意思疎通に留意して開発管理を実施した。

(ウ) 設計及び試作

a 開発試作

システム設計、本体及び整備支援器材の設計・製造並びに機体改修部品の設計・製造を実施した結果、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) システム設計

(b) センサ部及び信号処理部の設計及び製造

(c) フィールドデータ取得用の専用試験装置の設計及び製造

(d) 搭載母機との細部インターフェースの検討

(e) 列線整備用器材の設計及び製造

(f) 関連試験及び改修部品等の設計及び製造

技術的課題及び関連試験は以下のとおり。

[技術的課題]

○操縦者に対して常に最適画像を供給するための表示画像自動制御技術

○高変倍かつ高性能な2焦点光学系を構成する高変倍2焦点光学系構成技術

[関連試験]

○風洞試験

○コクピットシミュレーション試験

○アビオニクスシステム統合試験ーダイナミックモックアップ

(エ) 技術試験

技術試験は、平成14年5月から平成16年7月までの間、岐阜基地及び同周辺空域等で地上試験、測距試験、追尾試験、空力加熱試験、総合試験及び母機適合性試験を実施した。

エ 結果

技術試験の成果は、平成16年9月の研究開発評価会議で、『本技術試験の成果により、平成16年度技術開発実施計画書に記載された「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。』と報告され了承された。

一方、実用試験の成果は、平成16年11月の装備審査会議を経て、平成16年12月15日に外装型FLIR装置は部隊の使用に供し得ると認められた。

(12) 戦闘機搭載用IRST装置

ア 目的

近年の防空戦闘においては、航空機の電子戦能力の向上及びステルス化により、対処すべき脅威が多様化及び増大化しつつある。そこで将来の戦闘様相に対する対処能

力の向上を図るため、火器管制レーダの探知性能等の低下を補完するとともに使用の局限を可能とするIRST装置を試作した。

イ 線表

年度	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22
	← 研究試作(その1) →						← 試作(その1) →							
		← 研究試作(その2) →					← 試作(その2) →							
			← 所内試験 →				← 試作(その3) →							
				← 部内試験 →				← 技術試験 →						
											← 技術試験 →			

ウ 経緯

(ア) 研究試作の設計及び製造

研究試作の契約相手方が三菱電機(株)に決定され、技術研究本部を中心に官民一体となって、設計・製造にあたった。研究試作は、3～5 μm 帯及び8～10 μm の2波長帯を検出波長帯とし、試験母機の左内舷パイロンに搭載するポッドシステムとし、情報は母機のHDD(VSD)及びHUDに表示した。

(イ) 部内研究の実施

研究試作の成果を踏まえ、開発における主要な技術的課題の解明要領を検討するため、平成12～14年度にかけて部内研究を実施した。システム・インテグ

レーション技術、マン・マシン・インターフェイス技術、小型軽量内装化技術及び自動目標補足追尾技術に関して、開発試作の資となる見通しを得た。

(ウ) 試作品の設計・製作

研究試作の成果を十分に反映し、F-15近代化改修機に内装型として搭載し、電子戦環境下等の状態、火器管制レーダの機能が制約された状態において、目標航空機の発する赤外線による目標の探知及び追尾、搭載空対空ミサイルの発射管制への使用、また、これら開発に伴うパイロットワークロードの低減を目的に開発された。運用構想図は図1のとおり。

試作品は信号処理部、電源部、センサ



部で構成されている。これらの試作品は、平成18年～20年に行った機体改修においてF-15に搭載した。

(エ) 技術試験

岐阜基地等において技術試験を開始した。地上試験は、平成18年～19年にかけて機能・性能試験（飛行環境模擬下）、機能・性能試験（高軌道環境模擬下）、フィールドデータ取得試験、信頼性試験及び環境試験を実施した。飛行試験は計70ソートを平成21年度に機体定期修理をはさみ、平成20年～22年まで実施した。

機能・性能である誤警報率、目標探知距離、脅威判定、目標角度分離精度、測距機能、最大追尾角速度及びIRCCM機能について地上試験と飛行試験により、技術的評価を行い、要求を満足していることを確認した。

(オ) 実用試験

航空自衛隊飛行開発実験団が技術試験と同時に実用試験を実施した。

エ 結果

技術試験及び実用試験の終了を受け、平成22年12月8日の装備審査会議調整部会を経て、IRST装置（F-15）は部隊の使用に供し得ると認められた。

技術試験及び実用試験の成果等を反映した量産の準備を行っている。

オ フォローアップ

遷音速飛行領域（マッハ数0.9～1.2）においてセンサー部から生じる衝撃波がピトー管と干渉し、高度・速度表示に誤差を生じることが、技術試験において判明した。

平成23年度～平成26年度において、F-15近代化機のADP(Air Data Processor)/OFP(Operational Flight Program)を改修（衝撃波の影響を補正）し、既存機（IRST非搭載機）相当まで影響が抑圧されることを確認する。



図1 運用構想図

(13) 将来アビオニクスシステム

ア 目的

将来の複雑化する戦闘環境及び組織戦闘への対処を図るため、将来戦闘機に最適な将来

アビオニクスシステムに関する技術資料を得る。

イ 線表

年度	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23
実施内容	← 研試(その1) →				← 研試(その3) →					
		← 研試(その2) →					← 研試(その4) →			
							← 研試(その5) →			
							← 所内試験 →			

ウ 経緯

(ア) 研究試作品の製作

契約相手方を三菱電機(株)として、平成14年から平成22年まで試作品の設計・製造が行われた。

本研究試作では、アビオニクスシステムの性能・構成を任意に設定して、空対空戦によるアビオニクスシステムの構成検討が可能なりリアルタイム交戦型フライト・シミュレータを製作した。彼我に分かれて最大6機の模擬戦闘機を操縦し、接敵・索敵～中距離戦～近距離戦の模擬空戦が可能である(図1、図2)。模擬しているモデルはアビオニクスの他、これらをも評価するための機体やミサイル等を備えている(図3)。

MFD (Multi Function Display) には各センサの探知情報を統合した結果を表示し、タッチパネル方式を採用し、表示する項目や大きさをカスタマイズできる。情報の表示はHMD (Helmet Mounted Display) にも可能であり、40°φの視野角で緑色

による両眼表示が可能である。

本研究試作では、開始当初から、パイロット等にシミュレータの操作に参加してもらい、改善すべき事項を次の研究試作時に反映し、シミュレータとしての完成度を向上していった。

(イ) 所内試験

平成17～23年度にアビオニクスシステム検討用シミュレータとしての実現性を確認するために所内試験を実施した。併せて、所内試験では、実際に戦闘機のパイロットに操縦を依頼し、搭載するアビオニクスを変えて模擬空戦を行い、搭載アビオニクスによる交戦結果の相違を確認した。

エ 結果

アビオニクスシステムの構成を変えて、模擬戦闘機を操縦してリアルタイムで交戦できるシミュレータを実現し、将来の複雑化する戦闘環境及び組織戦闘への対処を図るための将来戦闘機に最適な将来アビオニクスシステムに関する技術資料が得られ、研究の目的は達成できた。

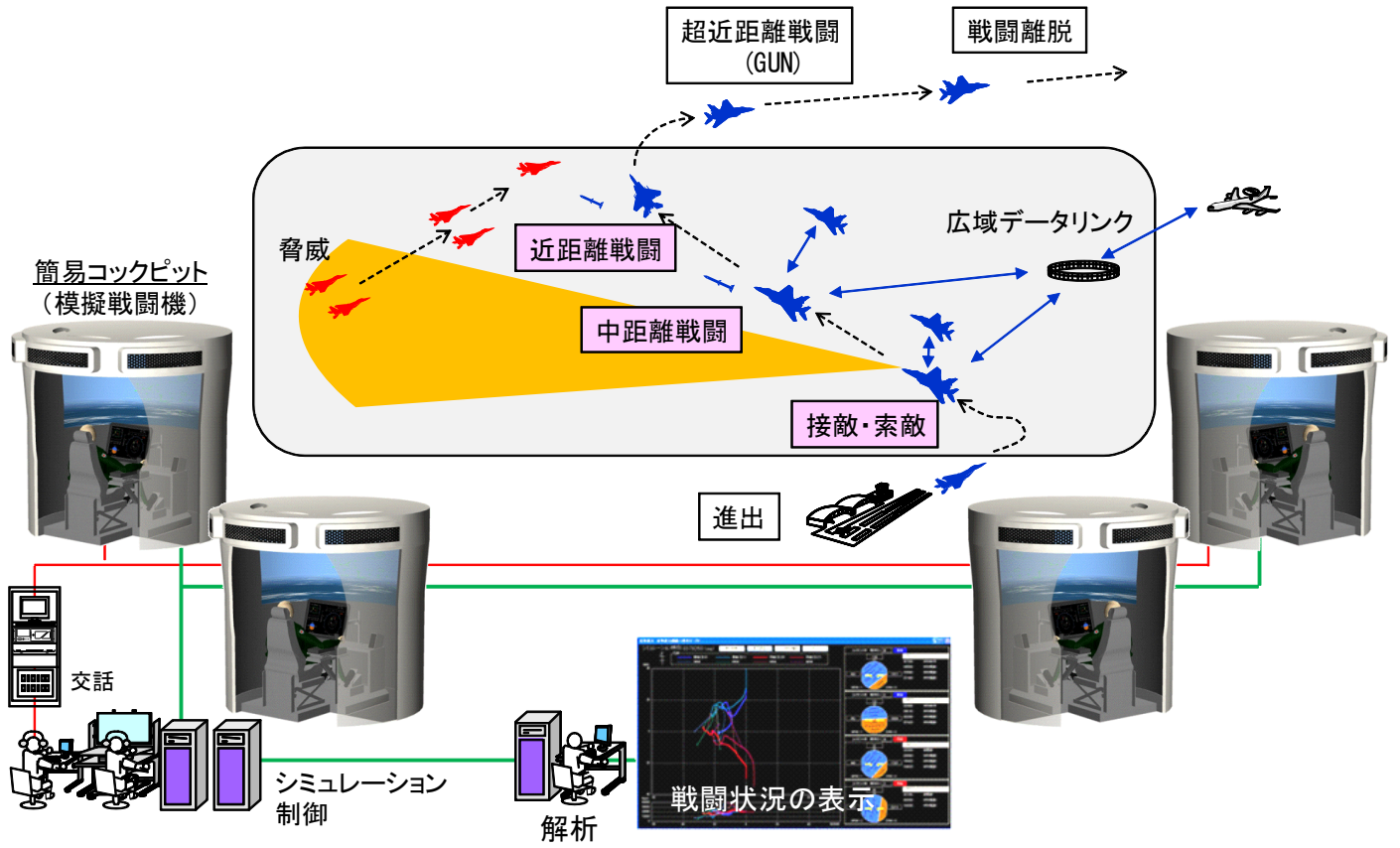


図1 試作品のイメージ

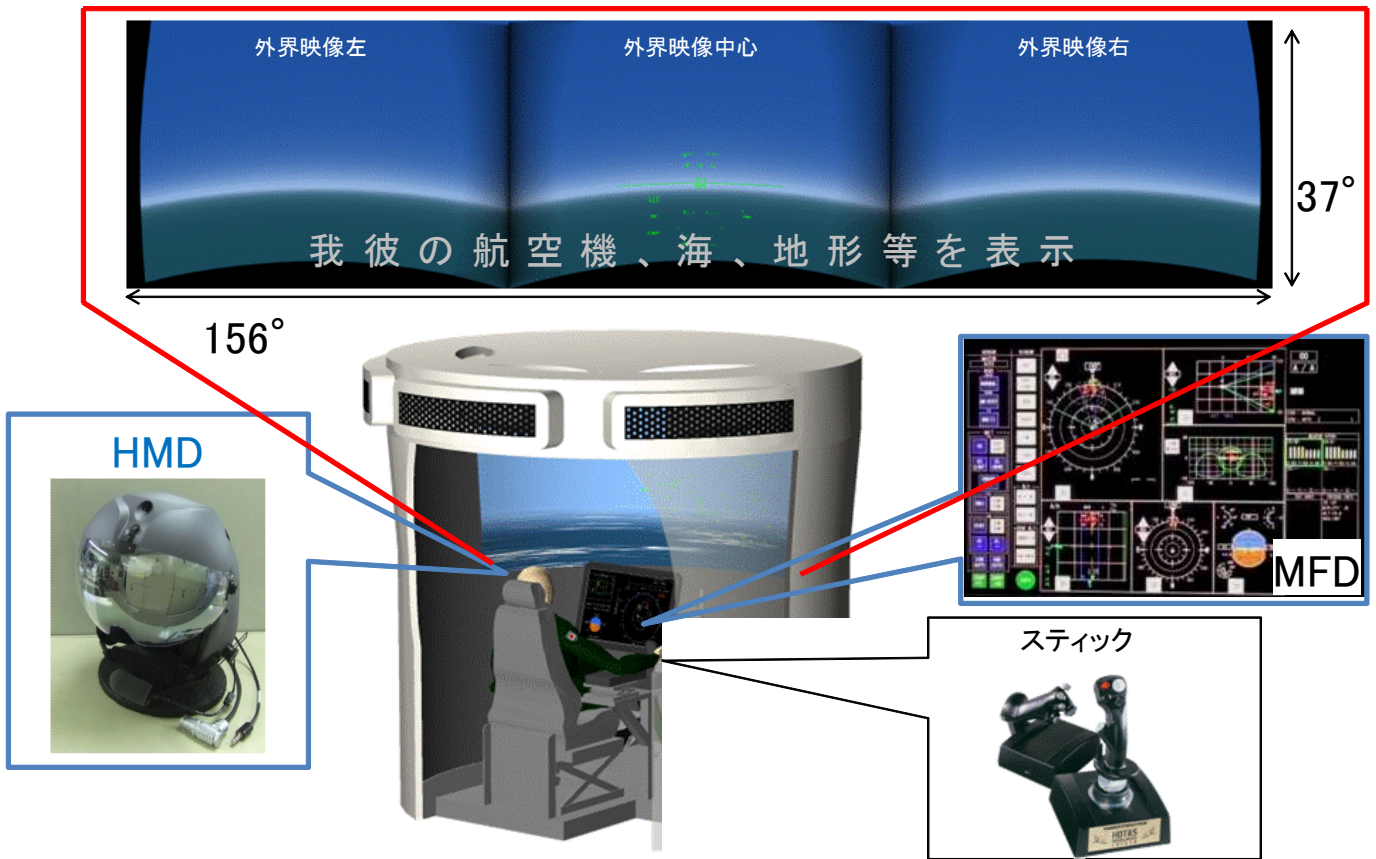


図2 簡易コックピットの概要

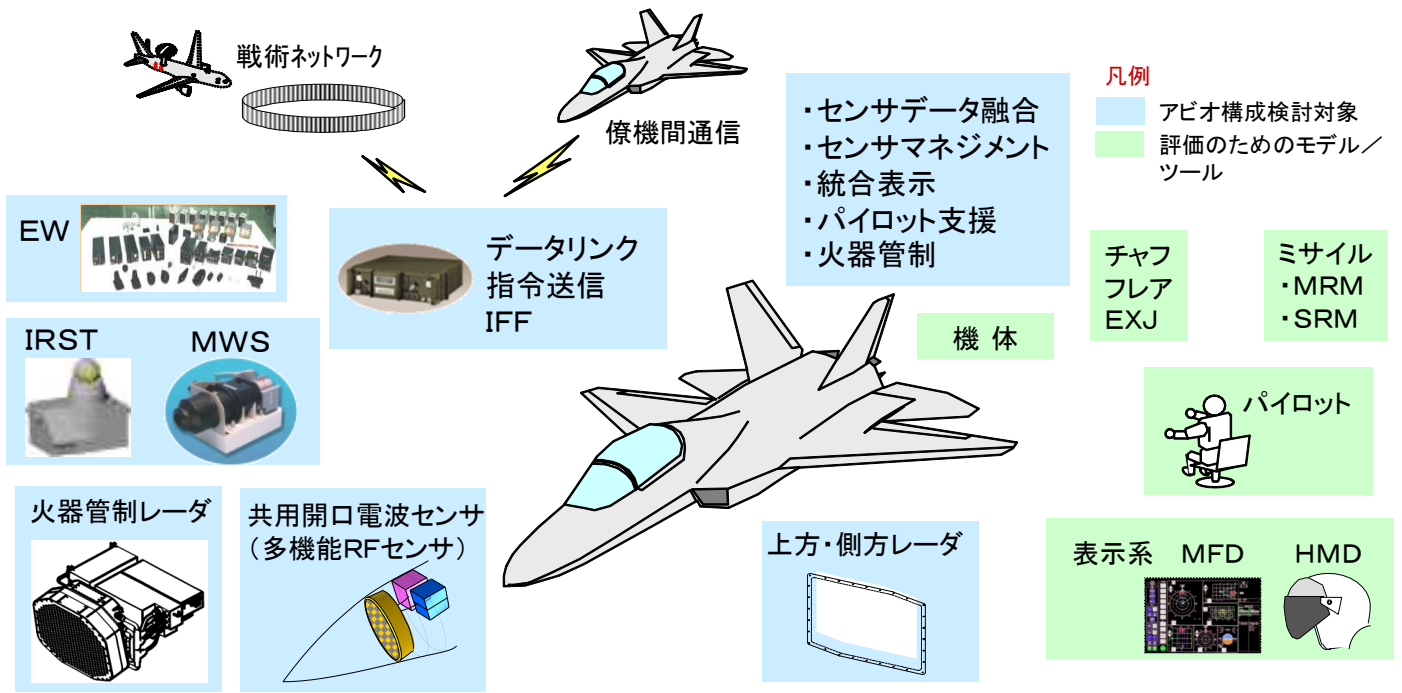


図3 模擬モデル

(14) アクティブ・電波・ホーミング・ミサイル搭載に関する研究

ア 目的

アクティブ・電波・ホーミング・ミサイル (以下「ARHM」という。) 搭載に関する研究は、F-2支援戦闘機にARHMを搭載

する場合において、その最大性能を発揮させるために必要な機体の構成要素を検討し、技術資料を収集することを目的とした研究である。

イ 線表

年度	16	17	18	19	20	21
実施内容	← 研究試作 (その1) →					
	← 研究試作 (その2) →					
	← 研究試作 (その3) →					
	← 機体改修 →					
	← 所内試験 →					

## ウ 経緯

周辺諸国で配備されている戦闘機は、中距離ミサイル（MRM）としてARHMが搭載可能な第4、第5世代航空機の割合が次第に増加してきている。我が国においても、ARHMとして99式空対空誘導弾（以下「AAM-4」という。）が装備化されており、F-15Jに搭載可能である。AAM-4は、セミ・アクティブ・ホーミング・ミサイルであるAIM-7Fの後継として研究開発されたミサイルで、AIM-7Fに比して射程も延伸しており、高いスタンド・オフ性を有する等多くの優れた特徴を有する。

ARHMを搭載した周辺諸国の戦闘機による脅威を排除し、対地・対艦支援任務を遂行するため、本研究試作ではF-2支援戦闘機にAAM-4を搭載する場合において、その最大性能を発揮させるために必要な機体の構成要素を検討・設計し、試作をおこなった。

## エ 研究試作の概要

平成16年度から平成18年度にかけて、システム設計、電波反射特性改善レドーム、指令送信空中線及び火器管制レーダの信号処理ソフトウェアの試作を行った。

平成17年度から平成19年度にかけて火器管制レーダの空中線、AAM-4の指令送信装置及び機体搭載用のランチャ等の試作を行った。

平成18年度から平成20年度にかけて火器管制レーダの信号処理装置及び機体改修キット等の試作を行った。

## オ 所内試験の概要

平成17年から平成20年にかけて、電波反射特性改善レドーム及び火器管制レーダの空中線について機能・性能を確認する地上試験を実施した。

平成18年から平成21年にかけて、火器管制レーダについて探知距離の延伸、機動目

標に対する対処及び目標情報精度等を確認するための地上試験を実施した。

平成20年から平成21年にかけて供試弾を搭載し機動することにより母機-供試弾間の各種適合性を確認するキャプティブフライト試験、指令送信機能・性能を確認するコマンドリンク試験及び供試弾の発射分離特性・発射管制機能等を確認する発射試験を実施した。

## カ 結果

### (ア) 機体トータルシステムとしての成立

機体トータルシステムとして成立し、研究目標を満足することを確認した。

### (イ) 搭載機器の統合、小型化

指令送信装置について、機体に搭載可能とするため、搭載スペース及び熱設計を考慮し、分割小型化した機器を試作することができた。また、レーダ装置の信号処理器に関してカード構成の検討及び統合化等を行い、スペースプロビジョンが確保できることを確認した。

### (ロ) 指令送信空中線搭載

空中線単体及び搭載状態の各々の覆域について、必要な性能を満足することを確認した。

### (ハ) 火器管制レーダの最適化

電波反射特性改善レドーム、超高出力モジュール付空中線、高速化信号処理装置、探知距離延伸用ソフトウェア等を試作し、探知距離及び機動目標の安定追尾に関して必要な性能を満足することを確認した。

### (ニ) F-2 ミサイルランチャとAAM-4の適合性確保

AAM-4をレールランチャ方式に対応させるとともに、発射方式をシアオフ方式に対応させることにより、既存機能を損なうことなくミサイルランチャとAAM-4との適合性が確保されることを確認した。

### (ホ) 高G機動への対応可能な飛行制御則最適化

高G機動用飛行制御則を試作し、対地攻撃

形態での最大G変化率が1G/秒以上向上可能となることを確認した。

キ その他

本研究の成果は、F-2搭載用火器管制レ

ーダの能力向上型であるJ/APG-2の装備化の基盤となっている。なお、航空自衛隊は平成22年度からJ/APG-2の量産契約を開始した。



図 発射試験形態のF-2

(15) 自衛隊デジタル通信システム(戦闘機搭載用)

ア 目的

F-15非近代化機及びF-2(以下、「装備対象機」という。)に自衛隊デジタル通信システム(戦闘機搭載用)を搭載し、装備対象機間及び装備対象機と自動警戒管制システム等の兵器システム間で相互に戦術情報を共有させ、戦力のネットワーク化による組織戦闘の実現を図る。

技術的課題は以下のとおりである。

- (ア) システムインテグレーション技術
- (イ) 柔軟なネットワーク形成
- (ウ) 抗たん性及び耐妨害能力に優れた通信方式

イ 線表

年度	21	22	23	24	25	26
開発実施線表	← 試作(1) →					
	← 試作(2) →					
			← 機体改修 →			
			← 技試 →			
					← 実試 →	

ウ 経緯

(ア) 全般

周辺諸国では、保有する航空機等の近代化に併せ、戦力のネットワーク化が急速に進展しつつある状況にあり、近い将来の脅威に実効的に対応するため、データリンクを用いた戦力のネットワーク化による組織戦闘の実現が必須となっている。したがっ

て、平成21年度に契約相手方を三菱重工業(株)とし、自衛隊デジタル通信システム(戦闘機搭載用)の開発に着手した。自衛隊デジタル通信システム(戦闘機搭載用)の運用構想図を図1に示す。また装置の概要を図2に、各試作における試作品概要図を図3に示す。

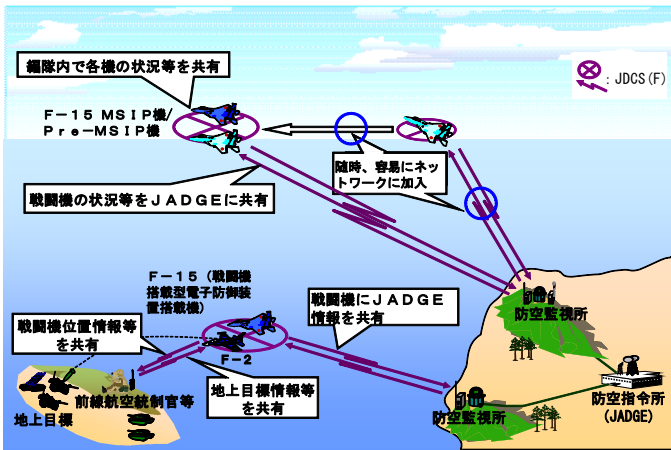


図1 運用構想図

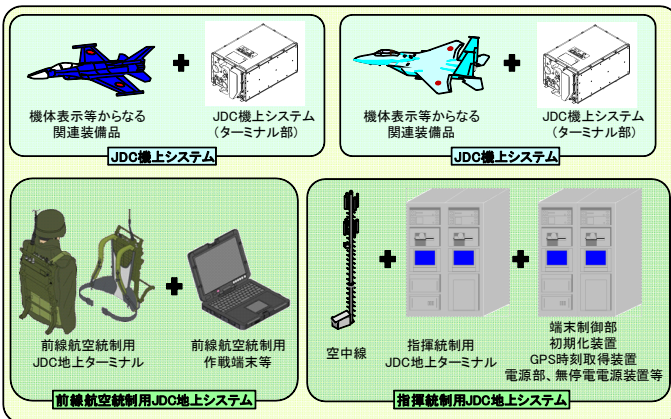


図2 装置の概要

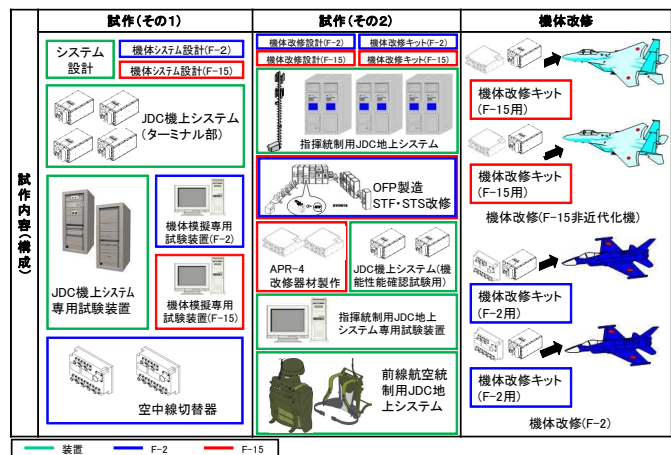


図3 試作品概要図

(イ) 自衛隊デジタル通信システム(戦闘機搭載用)(その1)の試作

平成21~23年度に、システム設計を実施するとともに、JDC機上システム(ターミナル部)、JDC機上システム専用試験装置等の製造を行った。

(ウ) 自衛隊デジタル通信システム(戦闘機搭載用)(その2)の試作

平成22~24年度に、機体改修設計、地上システム設計を実施するとともに、機体改修キット、指揮統制用JDC地上システム、前線航空統制用JDC地上システム及び指揮統制用JDC地上システム専用試験装置の製造を実施中である。

(エ) 自衛隊デジタル通信システム(戦闘機搭載用)の性能確認試験

平成24年度から、電子装備研究所において、(その1)で試作したJDC機上システム(ターミナル部)、JDC機上システム専用試験装置等を使用し、機上システムの単体及びネットワーク試験等を実施中である。

(16) 先進統合センサ・システムに関する研究  
ア 目的

先進統合センサ・システムは、レーダ、E S M及びE C Mの機能を有する共用開口R Fセンサを協調制御し、共用開口R Fセンサ及びI R S Tの探知情報と外部センサの目標情報との統合信号処理により、低R C S目標に対する実飛行環境下での探知・追尾能力につ

いて研究することを目的として試作するものである。

E S M : Electronic Support Measures  
E C M : Electronic Counter Measures  
I R S T : Infra-Red Search and Track  
R C S : Radar Cross Section

イ 線 表

年度	22	23	24	25	26	27	28	29	30
実 施 内 容	← 研究試作(その1) →								
		← 研究試作(その2) →							
			← 研究試作(その3) →						
				← 研究試作(その4) →					
						← 機体改修 所内試験 →			

ウ 経 緯

周辺国においてステルス性を有する戦闘機の開発に着手している模様であり、2015年以降、周辺国において、ステルス性を有する戦闘機が配備される可能性が高い。

このような低R C S目標は、反射する信号が極めて制限されている。したがって、その対処のためには、レーダ、E S M及びI R S T等自機が保有する複数のセンサ情報を統合し、ステルス機から反射もしくは輻射する微小な信号を探知、追尾、さらに対処可能とする技術を確立する必要がある。

したがって、レーダ、E S M及びE C M機能を有する共用開口R Fセンサ並びにI R S T機能を有するI Rセンサを戦闘機に搭載し、これら複数センサ情報の連携による探知追尾を可能とする統合信号処理により低R C

S目標に対する探知、追尾能力を向上させるために必要なセンサシステムについて検討設計し、試作を行う。

エ 現在の進捗状況及び今後の予定

平成22～23年度に研究試作(その1)を実施した。また、平成23～25年度には研究試作(その2)を実施中であり、平成24～26年度にかけて研究試作(その3)を、平成25～28年度にかけて研究試作(その4)を、平成27～30年度にかけて機体改修により所要の試作品をF-2試作機に機体搭載した後、平成30年度中に所内試験において飛行試験により機体トータルシステムとしての成立性を飛行実証する計画である。



(17) 訓練用ECM装置J/ALQ-5の能力向上  
ア 目的

電子支援訓練機EC-1に搭載し、航空警戒管制部隊等のECM対処能力向上を図るため、地上、機上航空警戒管制レーダ及び地対空誘導弾レーダ等に対する訓練用ECM装置を開発する。

技術的課題は以下のとおりである。

- (ア) 半導体モジュールを用いた高効率広帯域技術
- (イ) 移動目標を含む多目標に対する妨害制御技術
- (ロ) 監視対象目標に対する精測方探技術
- (エ) 妨害中に、対象レーダ等の受信を可能とするための干渉波抑圧技術

イ 線表

年度	14	15	16	17	18	19	20	21	22	
実施内容	← 試作(その1) →		← 試作(その2) →		← 試作(その3) →		← 試作(その4) →			
					← 技術試験 →					
					機体改修 (空自契約)		← 実用試験(同時実施) →			
評価時点	基本設計終了時点		▽		試作中間及び技術試験中間時点		▽		試作終了及び技術試験終了時点	

ウ 経緯

(ア) 全般

現有のECM装置は、装備後約20年を経過しており、本装置の運用開始後に航空自衛隊に装備された新型のレーダに対しては、十分な電子戦訓練を実施できない状況にある。

このため、これらの新型レーダに対し、有効な電子戦訓練が実施できるよう本装置の能力向上を実施する必要があり、平成14年度に契約相手方を三菱電機(株)とし、能力向上に着手した。

訓練用ECM装置J/ALQ-5は、警戒管制レーダ及び地対空誘導弾レーダ等に対して電波妨害を行い、電子戦環境を模擬する装置で、レーダ側操作員練度の評価及びレーダシステムの性能確保等に寄与する。運用構想図を図1に示す。また搭載概要図を図2に、各試作における試作品概要図を図3に示す。

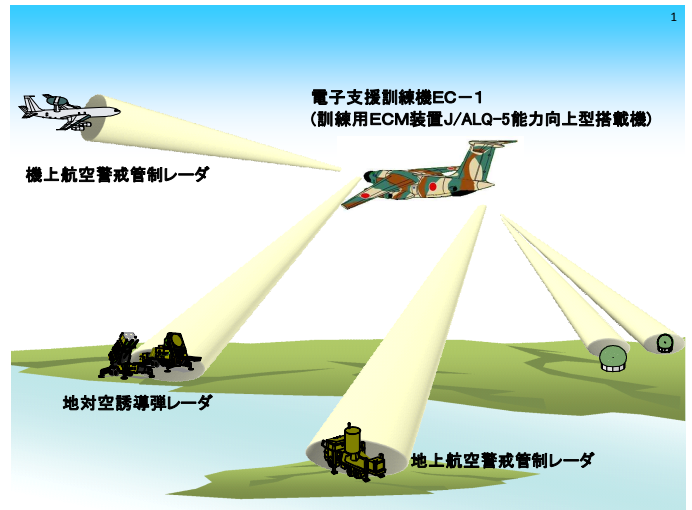


図1 運用構想図

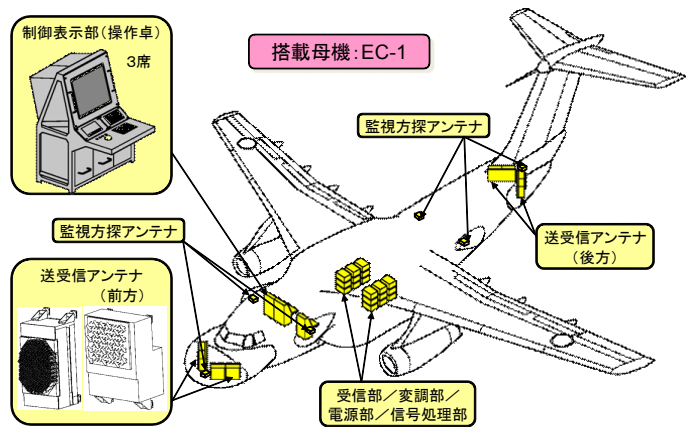


図2 搭載概要図

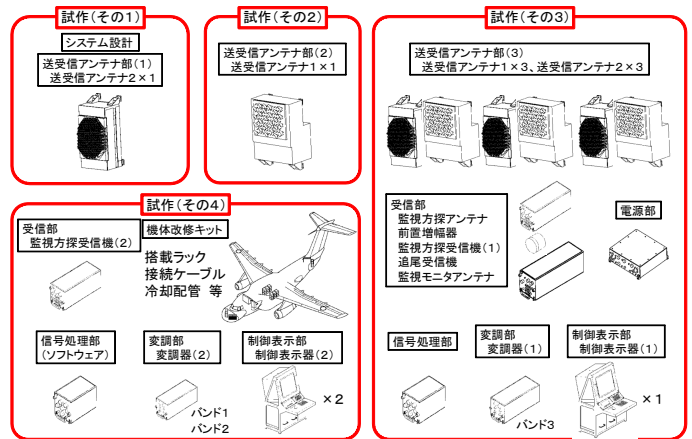


図3 試作品概要図

(イ) 訓練用ECM装置J／ALQ－5の能力向上（その1）の試作

平成14～16年度に、システム設計を実施するとともに、送受信アンテナ部（1）の設計・製造を行った。

(ウ) 訓練用ECM装置J／ALQ－5の能力向上（その2）の試作

平成15～17年度に、送受信アンテナ部（2）の設計・製造を行った。

(エ) 訓練用ECM装置J／ALQ－5の能力向上（その3）の試作

平成16～18年度に、送受信アンテナ部（3）、電源部、受信部（監視方探アンテナ、前置増幅器、監視方探受信機（1）、追尾受信機、監視モニタアンテナ）、変調部（変調器（1））、信号処理部、制御表示部（制御表示器（1））の設計・製造を行った。

(オ) 訓練用ECM装置J／ALQ－5の能力向上（その4）の試作

平成17～18年度に、受信部（監視方探受信機（2））、信号処理部（ソフトウェア）、変調部（変調器（2））、制御表示部（制御表示器（2））、機体改修キットの設計・製造を行った。

(カ) 訓練用ECM装置J／ALQ－5の能力向上の性能確認試験

平成17～21年度にかけて、契約相手方、航空自衛隊入間基地、岐阜基地、電子装備研究所等において、地上試験、飛行試験等を実施した。

## エ 結果

試作及び技術試験を通じて所望の能力向上が図られたことを確認した。各技術課題に対する成果は以下のとおりである。

(ア) 半導体モジュールを用いた高効率広帯域技術

半導体送受信モジュール、ダイポールアンテナ及びテーパスロットアンテナを用いたAPAA方式として設計し、技術試験で確認す

ることにより、広帯域、高出力化を達成した。

(イ) 移動目標を含む多目標に対する妨害制御技術

各送受信モジュールの位相制御によるビーム走査及び送信開口面の分割制御を行うことによる各分割面のビーム走査方式制御機能により、移動目標及び多目標に対する妨害制御技術を達成した。

(ウ) 監視対象目標に対する精測方探技術

精測方探系において、目標レーダ時間差方式及びモノパルス方式を組み合わせることにより、高精度な方位探知精度を達成した。

(エ) 妨害中に、対象レーダ等の受信を可能とするための干渉波抑圧技術

妨害送信中に、精測方探系において目標レーダの高精度方探が実施できることを確認することにより、送信時にも監視受信が可能となる干渉波抑圧技術を達成した。

(18) 次期機上電波測定装置／機上電波測定装置

ア 目的

電波情報の収集態勢を強化するため、将来の電波測定機に搭載する次期機上電波測定装置を開発する。技術的課題は以下のとおりである。

- (ア) 高感度、広帯域受信能力の向上
- (イ) 同時多目標追尾能力の向上
- (ウ) 分析・識別能力の向上

イメージを図1に示す。



図1 次期機上電波測定装置／機上電波測定装置 (イメージ図)

イ 線表

経緯及び計画線表															
年度	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30
実施内容	← 試作 →		次期機上電波測定装置(その1)								← 機体改修 →				
	← 試作 →		次期機上電波測定装置(その2)												
	← 試作 →		次期機上電波測定装置(その3)												
	← 試作 →		次期機上電波測定装置(その4)												
	← 試作 →		次期機上電波測定装置(その5)												
											← 技術試験 →				
															← 実用試験 →

ウ 経緯

電波収集能力の向上は、情勢の変化に適時適切に対応する上で極めて重要である。しかし、近年の技術革新により広帯域、低電力、送信時間短縮等による低被探知化及び輻輳化等により現有システムによる収集が困難となりつつあることから、各種電波に対応可能な機上電波測定装置の装備が必要不可欠である。

このため、平成16年度に契約相手方を(株)東芝(装置試作)及び川崎重工業(株)(機体改修)とし、開発に着手した。次期機上電波測定装置／機上電波測定装置の運用構想図を図2に示す。また装置の搭載概要図を図3に、各試作における試作品概要を図4に示す。

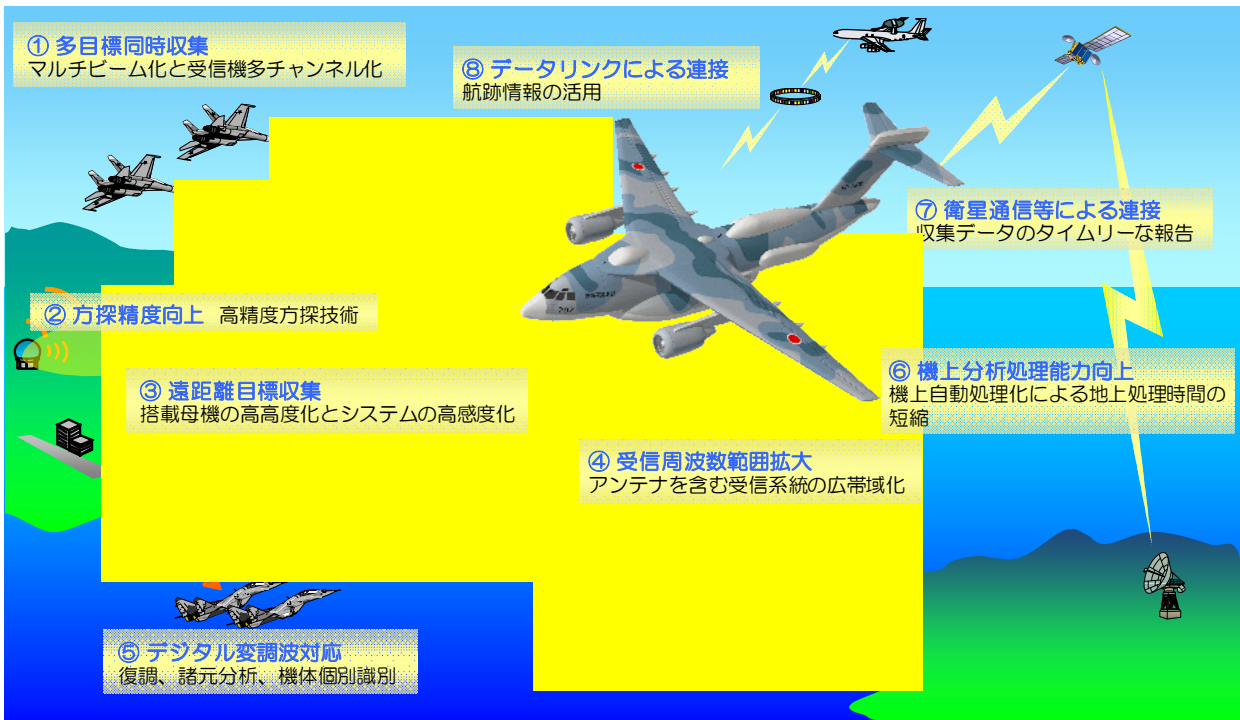


図2 運用構想図

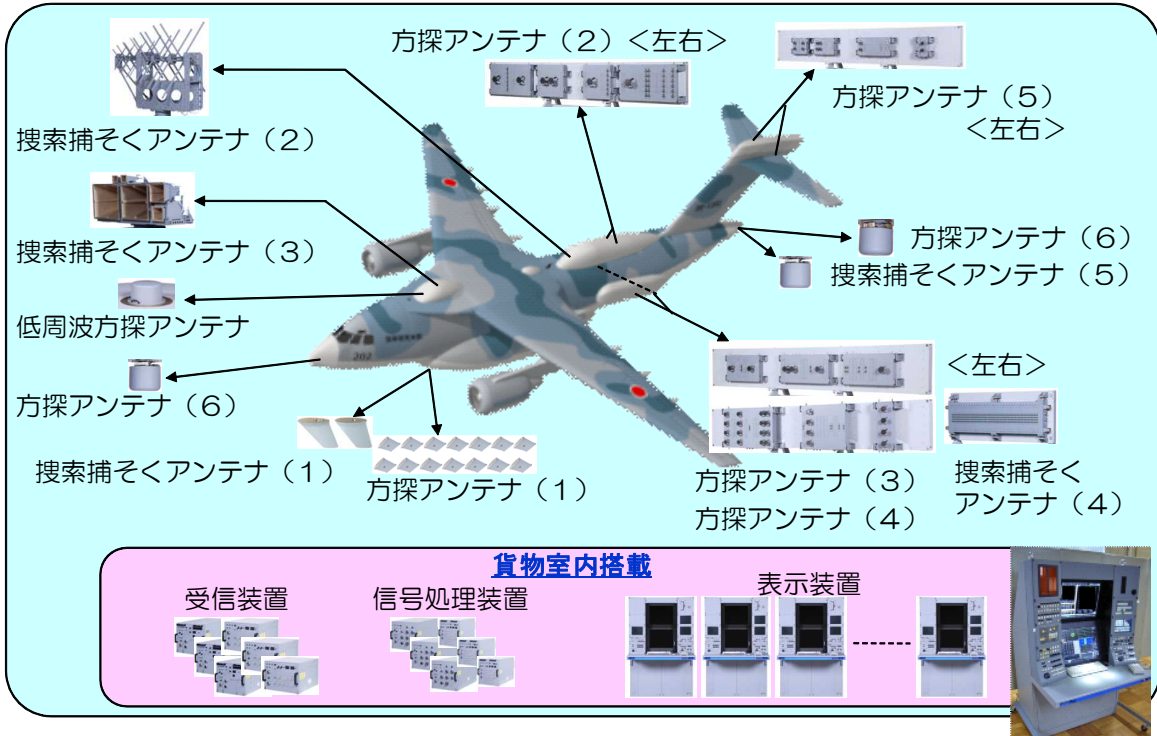


図3 搭載概要図

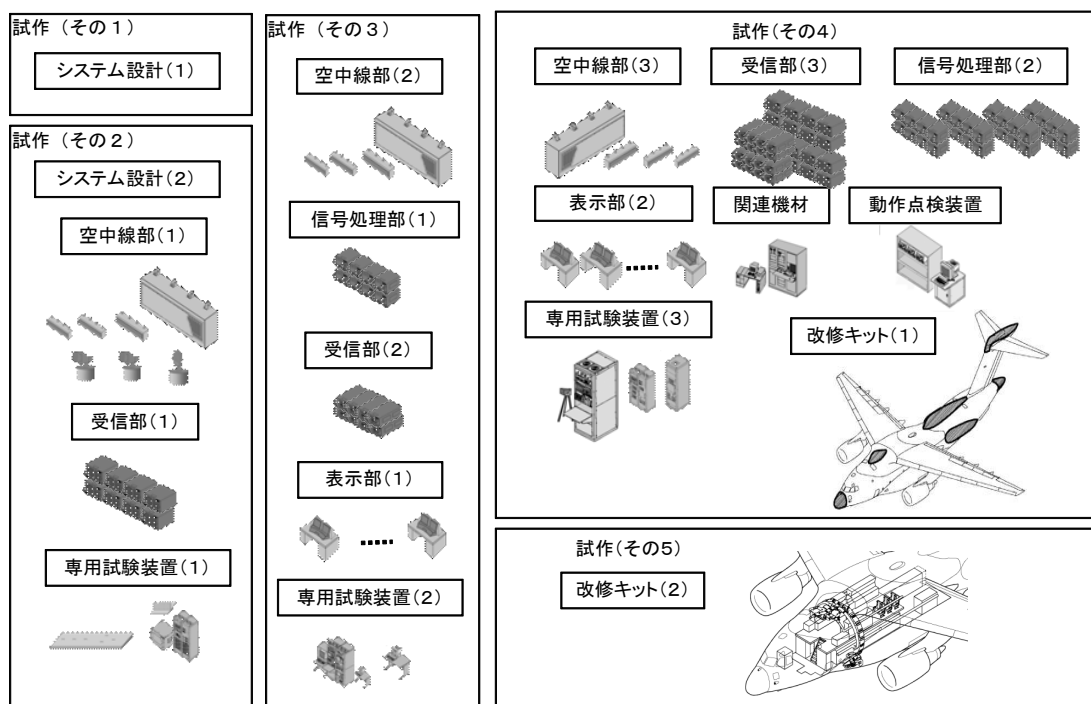


図4 試作品の概要図

(ア) 次期機上電波測定装置(その1)の試作

平成16～18年度に、契約相手方を(株)東芝とし、システム設計(1)を実施し、装置全体仕様について決定した。

(イ) 次期機上電波測定装置(その2)の試作

平成17～19年度に、次期機上電波測定装置(その1)の試作に引き続き、システム設計(2)を実施し、詳細について詳細仕様を固め、搭載母機検討を実施するとともに、空中線(1)、送信部(1)、専用試験装置(1)の試作を行った。

(ウ) 次期機上電波測定装置(その3)の試作

平成18～21年度に、次期機上電波測定装置(その2)の試作に引き続き、空中線部(2)、受信部(2)、信号処理部(1)、表示部(1)、専用試験装置(2)の試作を行った。

(エ) 次期機上電波測定装置(その4)の試作

平成19～22年度に、次期機上電波測定装置(その3)の試作に引き続き、空中線装置、受信装置、信号処理装置、表示装置、地上関連器材、専用試験器材を試作した。また、

契約相手方を川崎重工業(株)とし、搭載母機への搭載設計及び機体改修設計を実施し、改修キット(1)として空中線用レドームを試作した。

(オ) 次期機上電波測定装置(その5)の試作

平成20～24年度に、次期機上電波測定装置(その4)の試作に引き続き、機体改修細部設計を実施するとともに、次期機上電波測定装置を母機に搭載するための内部構造体や、本装置特有の機体部品試作を実施中である。

(カ) 次期機上電波測定装置の性能確認試験

平成20年度から、契約相手方、電子装備研究所及び電子装備研究所飯岡支所等において、基本特性確認試験(1)、(2)、(3)等を実施中である。

エ その他

本装置は、平成25年度から次期輸送機試作2号機への搭載改修を行い、平成30年度に技術・実用試験を実施し、平成31年度から運用を開始する計画である。

(19) 戦闘機搭載型電子防御装置

ア 目的

F-15DJ に搭載し、航空阻止、支援戦闘等を実施する戦闘機及び自機等に指向する脅威レーダに対して電波放射を行い、敵の戦闘能力を低減し、我の実施する航空作戦を支援するために戦闘機搭載型電子防御装置を開発する。

技術的課題は以下のとおりである。

- (ア) 高出力・広帯域送信技術
- (イ) 先進電子戦アルゴリズム
- (ウ) 小型大容量冷却技術
- (エ) 広帯域・低損失レドーム技術
- (オ) 搭載母機とのシステム化技術

イ 線表

年度	20	21	22	23	24	25	26
実施内容	← 試作(1) →		← 試作(2) →		← 試作(3) →		
			← 機体改修 →		← 技試 →		← 実試 →
評価時点		▽ 基本設計 終了時点		▽ 試作中間・ 技術試験 中間及び 技術・実用 試験同時 実施前	▽ 試作 終了時点	▽ 技術試験 終了時点	

ウ 経緯

(ア) 全般

敵の脅威圏内において、我の残存性を確保しつつ、主として対地対艦攻撃任務を実施するには、脅威レーダの探知捕捉能力を低下しうるに十分な放射電力及び電波放射技法を有するとともに、多目標電波放射能力に優れる戦闘機搭載型電子防御装置に関する技術が必要不可欠であるため、平成20年度に契約相手方を三菱電機(株)(電子防御装置)及び三菱重工業(株)(母機改修)とし、開発に

着手した。戦闘機搭載型電子防御装置の運用構想図を図1に示す。また装置の概要を図2に、各試作における試作品概要図を図3に示す。

(イ) 戦闘機搭載型電子防御装置(その1)の試作

平成20~22年度に、電子戦防御装置のシステム設計(1)及び母機改修のシステム設計(1)を実施するとともに、送受信部(1)、専用試験装置(1)の製造を行った。

(ウ) 戦闘機搭載型電子防御装置(その2)の試作

平成21~24年度に、電子防御装置のシステム設計(2)及び母機改修のシステム設計(2)を実施するとともに、送受信部(2)、探知受信部、データ処理部、専用試験装置(2)、ポッド、環境制御部、操作表示部(1)、改修キット(1)の製造を行った。

(エ) 戦闘機搭載型電子防御装置(その3)の試作

平成22~24年度に、送受信部(2)、探知受信部、データ処理部、環境制御部、ポッド、動作点検器材、操作表示部(2)、改修キット(2)の製造を実施中である。

(オ) 戦闘機搭載型電子防御装置の性能確認試験

平成22年度から、契約相手方、JAXA調布航空宇宙センター等において、単体試験、風洞試験、地上試験等を実施中である。

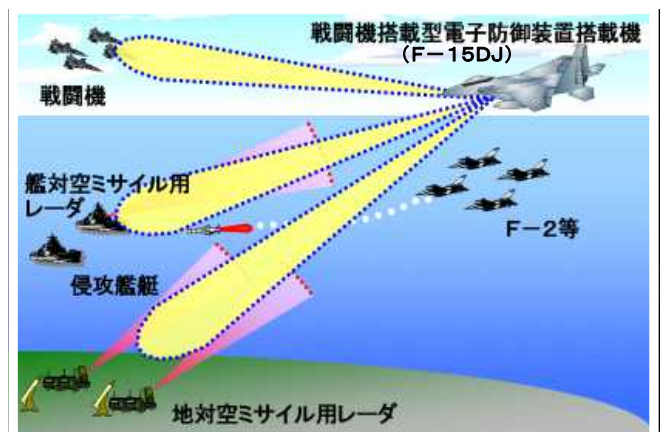


図1 運用構想図

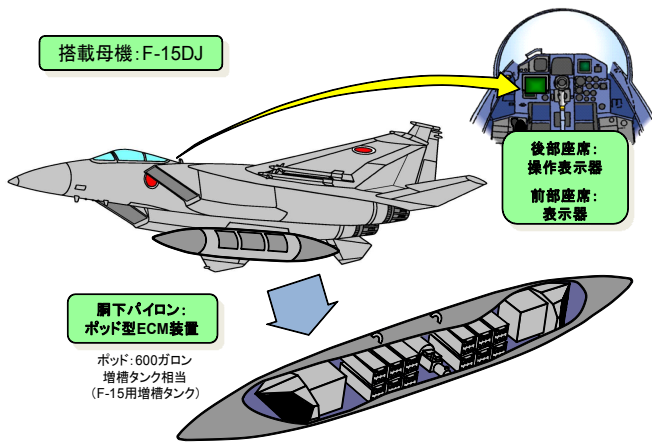


図2 装置の概要

	試作(その1)	試作(その2)	試作(その3)
電子防衛装置	システム設計(1) 送受信部(1) 専用試験装置(1)	送受信部(2) (搭載用及び環境試験用) データ処理部 (搭載用) ボッド (環境試験用及び強度試験用)	探知受信部 (搭載用) 専用試験装置(2) 環境制御部 (環境試験用) 環境制御部 (搭載用) ボッド (搭載用)
母機改修	システム設計(1)	システム設計(2) 母機改修設計 改修キット(1)	操作表示部 改修キット(2)

図3 試作品概要図

(20) 次期固定翼哨戒機及び次期輸送機

ア 目的

P-3C及びC-1等の後継機として、2010年代以降、我が国周辺海域における常続的な広域の警戒監視や哨戒に使用する次期固定翼哨戒機(XP-1)及び有事の他、平和維持活動、国際緊急援助活動等の国外運行業務を含む航空輸送任務に使用する次期輸送機(XC-2)を開発する。

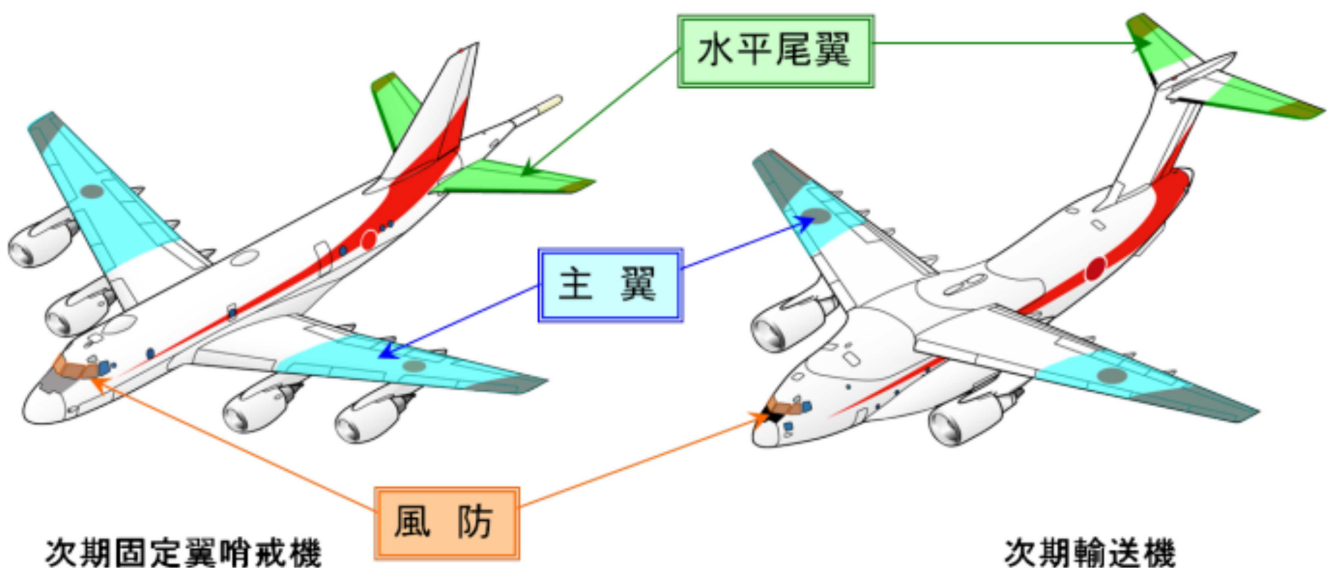
開発にあたっては、両機種の機体構造及び搭載システムの一部共用化によりライフ

サイクル・コスト(開発経費、調達・維持経費等)の低減を図る。

イ 共用化の概要

XP-1とXC-2の両機種間で、機体構造及び搭載システムの一部を共用化し、開発経費、調達・維持経費等の低減を図る。下図に機体構造の共有化部分を示す。

注: 図中の着色部等を共用化する。



ウ 開発線表

13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26
					試作(XP-1)								
					試作(XC-2)								
				技術・実用試験(XP-1)									
				技術・実用試験(XC-2)									

エ 技術開発実施における技術的課題

(ア) 機体形状技術

超臨界翼および機体形状の最適化技術に関する機体設計技術

(イ) 各種システムの適合化技術

XP-1 及びXC-2 の適応技術の共用化、XP-1 の各種システム(フライバイライト操縦システム、戦闘指揮システム、音響システム、レーダ・システム等)の統合化技術、及びNVG\*対応及び空中受油機能を装備することによる生存性及び運用の柔軟性に関する技術

※ナイト・ビジョン・ゴーグル (Night Vision Goggle)

オ 経緯

(ア) 研究試作等

昭和61年度から平成13年度にかけてXP-1 及びXC-2 の開発に係る各種部内研究、研究試作及び委託調査を行った。

(イ) 試作

平成13年度から平成22年度にかけて(その1)～(その7)の試作を実施した。主要な納入品は以下のとおり。

a エンジン

XP-1 用のエンジン(4発)として高バイパス比ターボファンエンジン(XF7-10)を新規に開発した。XC-2 用のエンジン(2発)には、General Electric 社製のターボファンエンジン(CF6)を選定した。

b 全機静強度試験用供試機

機体構造の静強度の確認を目的とする静強度試験用の機体については、XP-1 は、平成18年10月に、XC-2 は、同年3月に納入された。

c 全機疲労強度試験用供試機

機体構造の疲労強度(耐久性、損傷許容性)の確認を目的とする疲労強度試験用の機体については、XP-1 は、平成19年11月に、XC-2 は、平成22年3月にそれぞれ納入された。

d 飛行試験用供試機

XP-1 については、機体の飛行特性・性能等の評価を目的とする1号機が平成19年9月に初飛行し、約45時間の社内飛行試験を経て平成20年8月に納入された。機体の任務に対する適合性評価を目的とする2号機は、平成20年6月に初飛



行し、約 27 時間の社内飛行試験を経て平成 20 年 10 月に納入された。

XC-2 については、機体の飛行特性・性能等の評価を目的とする 1 号機は、平成 22 年 1 月に初飛行し、約 12 時間の社内飛行試験を経て平成 22 年 3 月に納入された。機体の任務に対する適合性評価を目的とする 2 号機は、平成 23 年 1 月に初飛行し、約 9 時間の社内飛行試験を経て平成 23 年 3 月に納入された。

#### (ウ) 技術・実用試験

平成 17 年度から技術試験（性能が設計に適合するか否かを評価するための試験）を実施している。

##### a エンジン試験

5 台のエンジン及び各種試験用供試体を用いて、エンジン運転試験、部品試験及び補機試験で構成される量産仕様を確定するための認定試験を行い、機能、性能、構造健全性、耐久性、安全性、耐環境性等を有していることを確認して平成 23 年度に終了した。

##### b 全機静強度試験

全機静強度試験は、機体構造が飛行及び地上での運用中に遭遇する各種荷重に対し機体が十分な強度を有することを確認するための試験である。XP-1 については、航空装備研究所（立川）において平成 18 年 11 月から実施中であり、XC-2 については、航空装備研究所（岐阜強度試験場）において平成 18 年 11 月から実施中である。

##### c 全機疲労強度試験

全機疲労強度試験は、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することを確認するための試験である。XP-1 に

ついては、宇宙航空研究開発機構の施設（三鷹）を借上げて平成 19 年 12 月から実施中であり、XC-2 については、航空装備研究所（岐阜強度試験場）において平成 22 年 8 月から実施中である。

##### d 飛行試験

飛行試験は、飛行試験の効率化及び試験期間を短縮するため、技術試験と実用試験（機体が使用目的に適合するか否かを評価するための試験）を同時に実施することとした。

XP-1 については、飛行試験用 1 号機が納入された平成 20 年 8 月以降、海上自衛隊厚木基地等で実施中である。XC-2 については、飛行試験用 1 号機が納入された平成 22 年 3 月以降、航空自衛隊岐阜基地等で実施中である。

試験は、XP-1 及び XC-2 ともに、フェーズ I（基本機能・性能の確認等）、フェーズ II（システムの確認等）及びフェーズ III（任務適合性確認等）の段階に区分し、全機静強度試験の結果、強度が実証された領域から順次、飛行領域を拡大している。1 号機では、主として飛行性能、飛行特性を確認し、2 号機では主として任務適合性等を確認している。

#### カ 現在の進捗状況

XP-1 については、平成 24 年度、XC-2 については、平成 26 年度の完了を目指して技術・実用試験を実施中である。



次期固定翼哨戒機 2 号機の飛行試験状況



次期輸送機 2 号機の飛行試験状況

## 技術開発事業項目一覧表

担当室	分類	研究開発事業項目名	着手年度	終了年度	装備化年度	備考
1	航空機	無人機研究システム	16	23	23	試作機を管理換(装備化)
1	その他	空対空用小型標的	18	23	24	
1	その他	対空射撃用目標システム(標的機等)	23	(27)		
1	航空機	新多用途ヘリコプター	23	(29)		
2	航空機	哨戒ヘリコプター(艦載型)(SH-60K)	9	16	16	
2	航空機	救難飛行艇(U-2)	8	18	18	
3	航空機	高運動飛行制御システム	12	20		
3	航空機	スマート・スキン機体構造	18	22		
3	航空機	高運動ステルス機技術のシステム ・インテグレーション	20	22		
3	航空機	先進技術実証機	21	(28)		
4	電子機器	外装型FLIR装置	8	16	17	
4	電子機器	コンフォーマル・レーダ・システムの研究	10	15	-	
4	電子機器	将来警戒管制レーダ	11	17	18	
4	電子機器	将来アビオニクスシステムの研究	14	23	-	
4	電子機器	戦闘機搭載用IRST装置	15	22	(25)	
4	電子機器	アクティブ・電波・ホーミング・ミサイル搭載に関する研究	16	21	22	
4	電子機器	自衛隊デジタル通信システム(戦闘機搭載用)	21	(25)	(26)	
4	電子機器	先進統合センサ・システムに関する研究	22	(30)	-	
4	電子機器	F-2の支援戦闘能力向上	24	(30)	(31)	
4	電子機器	将来ミサイル警戒技術に関する研究	24	(31)	-	
6	電子機器	訓練用ECM装置J/ALQ-5の能力向上	14	21	22	
6	電子機器	次期機上電波測定装置/機上電波測定装置	16	(30)		
6	電子機器	3次元高精度方探システム	20	(24)		
6	電子機器	戦闘機搭載型電子防御装置	20	(25)	(26)	
PC	航空機	次期固定翼哨戒機及び次期輸送機	13	(XP-1:24) (XC-2:26)	(XP-1:24) (XC-2:26)	