



Research of Flight Control System for High Maneuver Aircraft

宮川 淳一*¹
Junichi Miyakawa

岸 信夫*²
Nobuo Kishi

徳田 映*³
Ei Tokuda

堂福 健一*⁴
Kenichi Dofuku

低被観測性（ステルス性）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、平成12年度から19年度において防衛省技術研究本部は、“高運動飛行制御システムの研究試作”を実施し、当社が主契約者として参画した。本研究では、将来の戦闘機に必要な電波、赤外線などに関する低被観測性技術並びにエンジン・飛行制御統合技術を適用した高運動飛行制御技術についての研究を実施し、平成20年度までに、防衛省による地上確認試験において、その成立性、有効性の評価を完了する予定である。

1. はじめに

防衛省技術研究本部（以下“技本”と略称）において、低被観測性（ステルス性）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、平成12年度から19年度に掛けて“高運動飛行制御システムの研究試作”が実施され、当社が主契約者として技術的取りまとめを担い、富士重工業(株)、川崎重工業(株)、(株)IHIの重工4社による体制にて、研究を遂行した。

“高運動飛行制御システムの研究試作”は表1に示すように6つの契約に分割されている。

研究試作（その1）ではエンジンの推力偏向に必要なパドルの設計及び試作を実施し、実証エンジン後方

にパドルを取り付け、エンジン推力の偏向試験を行い各種データを取得した。

研究試作（その2）及び（その3）においては、ステルス性を考慮しつつ、高迎角・高速時にエンジンが不安定とならない機体のインテーク設計を実施し、インテークによるエンジン前面での空気の乱れを模擬するスクリーンを設計・製作した。

研究試作（その4）では、ステルス性と高運動性を両立させる機体形状を検討した。図1に機体3面図を示す。この機体形状の電波反射特性に関するデータを取得するため、全機実大RCS（Radar Cross Section）試験模型を設計・製作し、電波反射特性の計測を実施した。この結果、従来実施していた縮小模

表1 研究試作スケジュール

年度	2000 平成12年	2001 平成13年	2002 平成14年	2003 平成15年	2004 平成16年	2005 平成17年	2006 平成18年	2007 平成19年
スケジュール	高運動飛行制御システム (その1)の研究試作							
		高運動飛行制御システム (その2)の研究試作						
			高運動飛行制御システム (その3)の研究試作					
				高運動飛行制御システム (その4)の研究試作				
					高運動飛行制御システム (その5)の研究試作			
						高運動飛行制御システム (その6)の研究試作		

*¹ 三菱航空機(株)常務執行役員

*² 名古屋航空宇宙システム製作所航空機技術部主席

*³ 三菱航空機(株)カスタマーサポート部計画グループリーダー

*⁴ 名古屋航空宇宙システム製作所航空機技術部基礎設計課主席

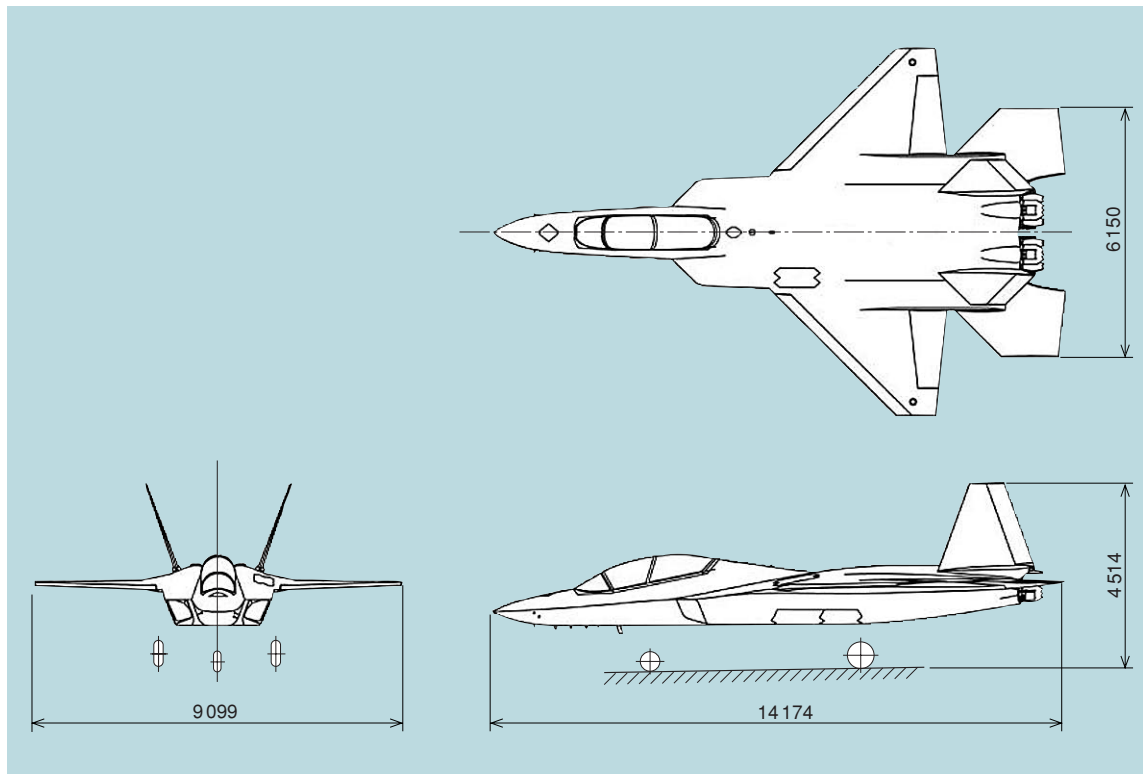


図1 機体三面図

型を用いた全機縮小試験や部分実大模型を用いた部分実大試験では取得できなかった、電波反射特性に関する技術的知見が得られた。

高運動性に関しては、エンジン制御と飛行制御を統合化した、IFPC（Integrated Flight Propulsion Control）を採用した。IFPCは通常の操縦舵面に加えて、エンジン推力を偏向するためのエンジン推力偏向パドルを各エンジンの後方に3枚取り付け、高迎角域において空力舵面の効果が限定されている状態でも、エンジンの推力を直接偏向することにより、高い運動性を実現する飛行制御システムである。さらにFBL（Fly By Light）技術の適用及び高圧油圧技術の適用など、先進的な飛行制御システムを実現するためのリグ試験装置を設計・製作した。

研究試作（その5）においては、研究試作（その4）までに設計した高運動性とステルス性を兼ね備えた機体形状の約5分の1相当の実飛行可能なスケールモデルを設計・製作した。

スケールモデル機は、高迎角域での飛行特性、先進エアデータセンサ技術、及び故障・損傷が発生した場合に残存機能を用いて機能回復する自己修復飛行制御機能に関する技術データを飛行試験により取得することが目的である。

研究試作（その6）においては機体のステルス性向上の鍵となる、インテーク及びエンジンの電波反射特性低減に寄与する、レーダブロッカを設計・製作した。

2. 成果技術

2.1 高運動性

本研究では、高運動性とステルス性の両立という、ともすると相反する課題に取り組み、両立すべく機体の形状設計を実施した。空力形状として、高迎角領域でもトリム飛行が可能となるような形状設計を行った。更に機体の空力舵面効率が低下する低速・高迎角領域ではIFPCシステムを用い、直接エンジンの推力を偏向する多軸推力偏向制御機能を有する。各エンジンの後方に3枚の推力偏向パドルを120°間隔で設置し、パドルを機体装備のアクチュエータで駆動し、エンジン推力を直接偏向することにより、高運動性を実現した。推力偏向パドルはアフターバーナー付き実証エンジンの2200℃以上のエンジン噴流に所要の時間、直接挿入されることから、高熱性に優れたインコネル材を用いた設計とした。

パドル駆動は機体側のFLCC（Flight Control Computer）及びACC（Actuator Control Computer）により駆動される。IFPCの実現のため、FLCCはエンジンコントローラであるFADEC（Full Authority Digital Engine Control）と機能接続を実現している。これらの成立性を確認するためのFLCC、ACC、アクチュエータ、推力偏向機構などによるリグ試験装置を設計・製作し、実証エンジンと接続させ、図2に示すような地上実証を行い、データの取得を実施した。

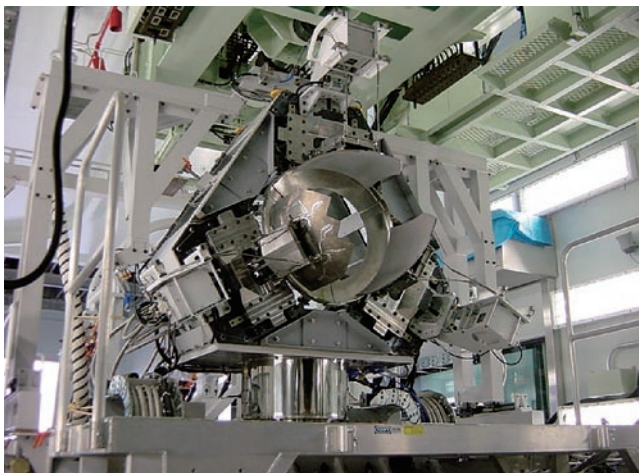


図2 推力偏向機構

本研究においては、自己修復飛行制御機能の研究にも取り組んでいる。これは故障・損傷などが操縦舵面に発生した場合に、変動に対するロバスト性を有する制御機能、故障・損傷の発生を自動的に検知・分離する機能、及び残存操縦舵面を用いて制御則の再構成を行い、安定化機能を回復する自己修復飛行制御機能などにより構成される。この制御則を組み込んだ飛行実証のために図3に示すスケールモデルを設計・製作し、飛行実証を実施した。



図3 スケールモデル機

2.2 ステルス性

小型航空機に求められる広義のステルス性としては、電波、熱、視認性に関するステルス性が求められるが、そのうち脅威からのレーダによる発見を可能な限り遅らせるための、電波ステルス技術は最重要課題と言える。機体形状設計においては、入射してきた電波の機体上すべてのエッジからの反射を一方向に集約させるためにエッジ方向を統一し、かつ面と面に傾斜をもたせ、直交する面を可能な限り回避する形状設計

とした。

また機体前方象限における最大の電波散乱源であるインテークダクトにおけるステルス性を向上させるため、電波吸収材を壁面に適用し、かつ所要の機体エンジン適合性が取れる範囲で、ダクトを曲げてオフセットを取り、ダクト内の電波反射量の低減を図る設計とした。またインテークダクト端面における電波反射源を抜本的に削減させる取り組みとして、レーダブロッカの設計製作を行った。

コックピットからの電波反射もステルス性を阻害させる要因の一つである。従来の機体では入射した電波が計器類、パイロットなどにより多重反射を起こし、様々な方向への電波反射が生じていたが、コックピット内への電波進入を減少させるためのコーティングを風防、キャノピへ施し、パイロットに十分な視認性を与えながら、かつ十分な導電性の実現を図る設計とした。これを実現するため、ITO (Indium Tin Oxide) を用いたコーティングを適用し、さらに保護膜により耐久性を高める設計とした。

また、機体表面外板に関しても、大型化、フレームレス化を図り、ギャップや mismatchなどを減らすことにより、そこから生じる電波反射の削減を図る設計とした。機体表面上のホールに関しても、ホール径が電波波長よりも大きい場合、ホール内での電波反射が著しいため、表面をメッシュで覆うなどによる設計により電波反射の削減を図る設計とした。

研究の初期段階では、全機形状の1/10の縮小模型を使ったRCS計測やインテークダクト、構造物、装備品などの機体部分を実大サイズで計測する試験を実施したが、設計した機体の詳細形状まで含め、各要素の複合による電波特性を、全機レベルで総合的に把握するために、図4に示すように全機の実大模型を用いたRCS計測を平成17年度に実施した。全機レベルでの計測を実施するに当たり、国内に計測可能な施設が存在しないため、フランス国防省装備局の協力を得



図4 全機実大 RCS 模型

で、フランス RENNES にあるフランス国防省装備局の1機関である CELAR 所有の SOLANGE という施設を用いて計測を実施した。試験は屋内設備の中で行なわれ、ケブラーロープ4本で懸架した実大模型に対して、電波を照射し、供試体からの反射波を受信アンテナで受信することにより電波反射量を計測した。

電波ステルス以外のステルス要素技術に関しても本研究の中で取り組んでいる。例として、IR (Infrared) ステルス研究の一環として、パドルでエンジン噴流を攪拌することによる IR 低減効果を把握するための風洞試験及び熱流動数値解析を行い、パドル形状設計への反映を実施した。その他、目視ステルスに関して、縮小模型を用いた視認性に関する試験を実施し、コントラストを変化させることにより視認性を制御するために必要となる照明デバイスの必要輝度検討を実施した。

2.3 FBL / 高圧油圧

本研究においては、油圧操縦系統に関して、将来の小型航空機に必要となる技術を習得するための要素技術研究にも取り組んでいる。IFPC システムは、油圧系統に関しては5000 psi の高圧油圧システムを適用し、油圧システムの重量及び容積の低減化に取り組んだ。また同様に一部の舵面駆動系統に FBL 技術を採用した。具体的には前縁フラップ駆動系統に FBL 技術を適用し、残りの空力舵面駆動には従来からの FBW (Fly By Wire) 技術を適用した。これらの技術を適用した IFPC リグ試験装置を設計・製作し、地上試験を実施してデータを取得した。

3. ま と め

“高運動飛行制御システムの研究試作”において、将来の小型航空機技術を獲得するため、ステルス性と高運動性を兼ね備えた航空機の研究に取り組み、これらの要素技術の研究を実施した。ステルス技術に関しては設計した小型航空機が欧米の代表的なステルス機に匹敵するステルス性を有することを全機実大模型計測により確認した。また推力偏向機能を備えた高運動性を実現するための操縦系統の地上試験装置の設計・製作を行い、FBL / 高圧油圧機能を含めたエンジン飛行制御統合技術の地上実証を実施した。本研究を通じて得られた技術のより一層の成熟を図るため、今後は次のステップとして、本研究の成果とその他の研究試作成果とを合わせて、実機の詳細設計、製造、飛行試験を行い、小型航空機技術の飛行実証が実施されることを期待するものである。



宮川淳一



岸信夫



徳田映



堂福健一