

ISSN 0387-7906

# 川崎重工技報

航空宇宙システム特集号



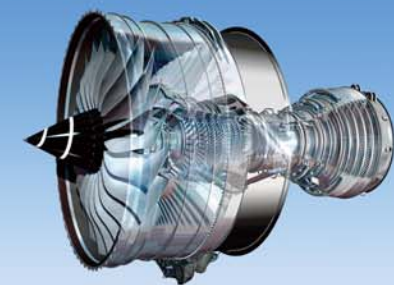
TECHNICAL REVIEW

**No.179**

May 2018



# 最先端の技術を集約し 空と宇宙に雄飛する





■ 巻頭インタビュー	航空宇宙システム事業の近況と今後の展開	1
■ 総括説明	航空宇宙システム分野における製品・技術展開	2

## 技術解説

■ 最新鋭大型旅客機「ボーイング777X」	State-of-the-Art Large Commercial Aircraft Boeing 777X	8
■ 大型ターボファンエンジン「Trentシリーズ」の開発	Development of Trent Series Large Turbo Fan Engines	12
■ 小型標的機の開発 – 独自技術による低コスト化 –	Development of Small and Smart Target Drone: Cost Reduction Success with Proprietary Technologies	16
■ ロケット用フェアリングの開発	Development of Payload Fairings for Launch Vehicle	20
■ ロボットを活用した航空機の機体・エンジンへの新接合技術および仕上げ技術の開発	Development of New Joining and Finishing Technologies for Aircraft Fuselages and Engines Using Robots	24
■ 航空エンジンの高性能化に向けた要素技術の開発	Technology Development of Compressor and Combustor for Performance Improvement of Aircraft Engine	28
■ 航空機用ギアボックス設計技術の高度化	Advancement of Aircraft Gear Box Design Technology	32
■ 空力技術による航空機からの搭載物分離特性評価	Evaluation of Store Separation Characteristics from Aircraft Using Aerodynamic Technology	36
■ ヘリコプター用救助支援システムの開発	Development of Rescue Operation Support System for Helicopter	40
■ 航空機用テレメータ・ネットワーク技術	Airborne Telemetry Network Technology	44

## 新製品紹介

■ 固定翼哨戒機「P-1」および輸送機「C-2」	Maritime Patrol Aircraft P-1 and Cargo Aircraft C-2	48
■ リージョナルジェット機用エンジン「PW1500G」／「PW1900G」	Regional Jet Engines PW1500G and PW1900G	50
■ 高性能多用途双発ヘリコプター「H145//BK117 D-2型」	High-Performance, Twin-Engine, Multi-Purpose Helicopter H145//BK117 D-2	52

## 特許紹介

■ 薄板曲面被加工物の加工装置	– 航空機用部品の高精度加工を支える –	54
■ 燃料噴射装置	– クリーンな航空エンジンを実現する –	54

【航空宇宙システムカンパニー  
プレジデントに聞く】

## 航空宇宙システム事業の 近況と今後の展開

### 航空宇宙システムカンパニーが発足しましたが？

当カンパニーは2018年4月に、従来の航空宇宙カンパニーとガスタービンビジネスセンターの航空エンジン部門を統合して、エンジンを含む航空宇宙システムを総合的に扱う組織として生まれ変わりました。

この統合は、市場の成長分野に経営資源を重点配分するとの意思の下で行われました。機体とエンジンのシステムインテグレーション技術の融合による技術力の強化、連携事業の拡大、生産拠点の拡大による生産能力の向上など、一層のシナジー発揮により事業を強化することが目的です。組織編制においては、共通の製品群を扱う事業体をプロジェクト本部として位置付け、組織的に独立させることで責任体制を明確にし、それぞれの戦略を一層迅速に実行できる体制としました。

### 航空宇宙システム事業の近況はいかがでしょうか？

当カンパニーの主力事業である、防衛航空機、民需航空機、航空エンジンの3つの分野について紹介します。

防衛航空機事業では、「P-1固定翼哨戒機」(P-1)と「C-2輸送機」(C-2)の開発プロジェクトを完了して、現在は量産段階にあります。「P-1」では2018年度から年間5機ずつ、「C-2」では2018年度に3機の納入を計画しています。また、条件付きで輸出を認める防衛装備移転三原則が2014年に制定され、政府方針の下で輸出可能となる中、昨年には「P-1」はパリ、「C-2」はドバイの国際航空ショーで実機展示が行われ、各国からの両機種への注目度が高まっています。

民需航空機事業では、世界的な需要拡大傾向を背景に、ボーイング社向け分担生産品の製造が活況です。名古屋工場における「ボーイング787」(787)向け前部胴体などは月産12機と高操業を続けています。「ボーイング777」の後継機である「ボーイング777X」については、名古屋工場における新工場および米国現地法人KMMのリンカーン工場に新設した製造ラインを2017年5月より稼働開始して、翌年2月より出荷を開始しています。そこでは、ロボットを初めとする数多くの新技術を駆使した製造設備を用いて、自動化・高速化・品質安定化に取り組んでいます。

航空エンジン事業では、中圧圧縮機・ギア・燃焼器の3モジュールに注力して事業を推進しています。ロールス・ロイス社大型ターボファンエンジン「Trentシリーズ」用



並木 祐之 常務執行役員  
航空宇宙システムカンパニー プレジデント

圧縮機の開発作業が佳境に入り、量産出荷数も大幅に増大しています。プラット・アンド・ホイットニー社エンジン「PW1500G」は燃焼器の開発と生産を担当し、2017年から量産出荷を開始するなど好況です。

### 航空宇宙システム事業の今後の事業展開をお聞かせください

防衛航空機分野では、「P-1」と「C-2」の量産を着実に推進するとともに、近代化や派生型などへの発展を検討しています。また、長年培った完成機メーカーとしてのシステムインテグレーション能力を活用して、新規プロジェクト受注とシェア拡大を図ります。さらに、修理や補給に関連する事業の拡大も目指しています。

民需航空機分野では、ボーイング社との国際共同開発で磨いた世界トップ水準の技術力、そして最先端設備による生産能力と高い品質により新興国の追随を許さない競争力を維持しながら、IoT活用などによるさらなる生産性向上と将来の事業拡大に向けた体制整備を図ります。

航空エンジン分野では、現在のモジュールサプライヤとしての技術力をさらに向上させ、エンジンの基本設計から参画するモジュールインテグレータとしての地位を確立します。加えて、アフターマーケットビジネスの拡大による収益確保にも注力します。また、将来的には自社ブランドエンジンを開発して供給することを目指しています。

### 最後に

「P-1」、「C-2」、「787」といった大きな開発プロジェクトの区切りを迎えた現在、当カンパニーは次の時代に向けて、防衛や民需におけるさまざまな新しい事業にチャレンジすべき時に来ています。既存事業を着実に成長させながら、さらなる発展に向けた取組みを強力に進めていきます。



# 航空宇宙システム分野における 製品・技術展開

見玉 直樹

理事 航空宇宙システムカンパニー 技術本部長



## まえがき

当社の航空機部門は戦前の1919年に発足し、その後の航空機の進歩に伴い防衛／民間分野双方で発展するとともに、誘導機や宇宙分野にも進出して規模を拡大してきた。

近年、航空宇宙システムカンパニーの防衛航空機事業は、開発機体の量産時期に入り、今後も安定的な事業運営を目指していく。民需航空機事業においては、新興国の経済成長を背景とした世界的な航空旅客・貨物輸送量の中長期にわたる拡大に伴い、当カンパニーの関連事業も大きく成長すると見込んでいる。このような状況の下、既存事業の延長分野に加えて新たな事業分野へチャレンジすることにより、さらなる発展を目指している。

## 1 航空宇宙システムカンパニーの特徴

当カンパニーは、「日本の航空宇宙業界におけるリーディングカンパニーとして、品質、コスト、納期における国際競争力を有する航空機メーカー」を経営目標に掲げ、航空宇宙関連事業を幅広く展開している。また顧客や市場から高く評価されている技術力を強化し、提供するサービスについて国際競争に耐えうる品質・コスト・スピードをさらに追及している。

2018年4月には組織変更を行い、航空機、誘導機、宇宙機などに加え、航空エンジンも扱う航空宇宙システムメーカーとして新たな体制となった。機体とエンジンそれぞれの技術やノウハウを融合させ、より高いレベルのシステムインテグレーション能力を発揮し新たな価値を提供することを目指している。

## 2 各事業分野の主要製品概要

### (1) 防衛固定翼機分野

当社は、これまで中等練習機「T-4」や固定翼哨戒機「P-3C」をはじめ、さまざまな機種の開発・製造で主要な役割を果たしてきた。我が国における30年ぶりの国産大型機開発プロジェクトの主契約会社として、固定翼哨戒機「P-1」と輸送機「C-2」の開発を完遂し、現在は量産機の

製造を行っている。

「P-1」は、機体・エンジン・搭載アビオニクスของすべてを哨戒任務専用に新規設計した世界的にも希少な航空機で、実用機として世界初となるフライ・バイ・ライト操縦システムなどの新技術の適用により、低高度から高高度また低速から高速までの幅広い運用が可能である。2012年度に開発を完了して以降、海上自衛隊へ量産機を順次納入しており、現有機「P-3C」に代わって我が国周辺の海洋安全保障任務を担っていく。

「C-2」は、日本で開発された航空機として最大の機体で、現有機「C-1」に比べて約3倍の機体規模を誇るとともに、最新の搭載・しゃ下システムにより人員・車両・パレット貨物などの多様な輸送任務に対応できる航空機である。2016年度に開発を完了して以降、航空自衛隊へ量産機を順次納入しており、「C-1」に代わって国際平和協力活動などを含む航空輸送任務を担っていく。

これら2機種の大機について、今後も主力製品として量産事業を着実に推進するとともに、能力向上および派生型機事業への発展を目指している。また、「P-1」(図1)は2017年6月のパリ国際航空宇宙ショー、「C-2」(図2)は同年11月のドバイ航空ショーにおいて、それぞれ地上展示が行われた。このような展示などを通して、国際的にも両機種への関心が高まっている。

当社が主契約会社として開発した中等練習機「T-4」(図3)



図1 固定翼哨戒機「P-1」の海外地上展示



図2 輸送機「C-2」の海外地上展示



図4 「ボーイング787」シリーズ



図3 中等練習機「T-4」



図5 「ボーイング777X」

は、ブルーインパルスとしても活躍しているが、開発完了から既に30年以上経過している。今後は、搭載システムの近代化や後継機開発のための事業提案活動を推進していく。

## (2) 民間固定翼機分野

民間固定翼機分野では、アメリカのボーイング社の広胴機「ボーイング767」(767) / 「ボーイング777」(777) / 「ボーイング787」(787) およびブラジルのエンブラエル社のリージョナル機「E170」 / 「E190」の国際共同開発プログラムに参画して、航空機インテグレータとしての総合的な技術力を活用することで、プログラムに貢献するとともに技術を蓄積してきた。特に「787」(図4)は従来の金属材料に代わって炭素繊維複合材を全面的に適用した革新的な旅客機であり、共同開発を通して担当部位の設計/製造技術を磨き世界有数の複合材胴体の製造企業としての地位を築いている。「787」ファミリーには基本型の「ボーイング787-8」のほか、胴体延長派生型である「ボーイング787-9」および「ボーイング787-10」が含まれる。

現在は「777」の後継機である「ボーイング777X」(777X)の開発にも参画している。「777X」(図5)は金属材料製胴体を持つ「777」の派生型ではあるが、「787」に適用し

た新技術を導入して乗客快適性を「787」と同等とするために全面革新された新世代の航空機である。基本型である「ボーイング777-9」については2020年の納入を目指して生産を開始しており、短胴・超長距離派生型の「ボーイング777-8」の開発も進めている。

「787」の製造においては、革新的な複合材構造を月産12機という広胴機では世界的にも前例のない高レート生産を、複合材の自動積層などの高度な自動化により実現した。2019年には「787」の生産レートは月産14機にまで引き上げられる予定である。「777X」の製造においても、社内で最新ロボットシステムを開発して一層の自動化を推進する新工場を建設し、稼働を開始している。従来機種が生産で培ってきた生産効率を高めるための独自の生産方式であるKPS(Kawasaki Production System)との融合により高品質かつ効率的な生産を行うほか、将来のスマートファクトリー化に向けてICT / IoTなどのインフラ整備に取り組んでいる。

このような取り組みにより、品質・コスト・納期における国際競争力にさらに磨きをかけ、将来民間機の国際共同開発などの新規事業への参画を図る。

## (3) ヘリコプター分野

当社は、戦後まもなくヘリコプターのライセンス生産を手がけ、製造・修理を通して技術蓄積を図りながら、独自



開発に向けた社内研究を進めてきた。これまでに、民間用としてはドイツのエアバス・ヘリコプターズ社と「BK117」を国際共同開発し、防衛用としては陸上自衛隊の観測ヘリコプター「OH-1」を国産開発している。

「OH-1」は、複合材製ローター・ハブなどによる高い運動能力が特長である。初飛行から20年以上が経過しており、任務遂行能力向上のための搭載電子機器近代化などの研究や提案活動を推進している。

陸上自衛隊および航空自衛隊で運用されている大型輸送ヘリコプター「CH-47」（図6）は、物資／人員輸送、空中消火などの災害救助や国際緊急援助活動においても活躍している。ボーイング社とのライセンス契約に基づき、任務に応じた能力向上を行いながら継続して製造している。

海上自衛隊の掃海・輸送ヘリコプターである「MCH-101」は、イタリアとイギリスの共同開発であるレオナルド・ヘリコプターズ社の「AW101」をライセンス製造した機体に、掃海などの独自開発したシステムを装備している。多様機ヘリコプター「CH-101」は、「MCH-101」の姉妹機であり、南極で活躍する砕氷艦しらせに搭載され物資輸送や観測隊の支援を実施している。

防衛用ヘリコプター事業では、新たな任務遂行のための派生型機などを提案している。また、効率的な運用を支援するため、運用実績の分析と予測に基づく補給品の在庫保証や可動率保証など包括的な後方支援契約も始めている。

民間ヘリコプター「BK117」は、1982年に最初の型式証明を取得して以来、世界中に1,400機以上を販売しているベストセラー機である。民間企業や自治体などで運用され、人員輸送、消防、防災、警察、救急医療（ドクターヘリ）、報道など幅広い分野で活躍し高い評価を得ている。また、派生型機の開発を継続的に実施しており、最新モデルとなる「H145//BK117 D-2型」（図7）を2016年に販売開始している。当社は現在、民間ヘリコプターの完成機を製造・販売する国内唯一のメーカーであり、厳しい環境下での救



出典：防衛省

図6 消火活動中の大型輸送ヘリコプター「CH-47」



図7 「H145//BK117 D-2型」

難任務における安全性向上の研究などの新規技術開発にも取り組んでいる。

#### (4) 防衛システム分野

当社は、我が国すべての対戦車および対上陸用舟艇誘導弾を開発してきた。最新の中距離多目的誘導弾は、「79式対舟艇対戦車誘導弾」（重MAT）および「87式対戦車誘導弾」（中MAT）の後継として開発を完了し、現在は量産段階にあり陸上自衛隊に順次納入している。この誘導弾においては、赤外線画像とミリ波レーダからの情報を用いた目標検知などの最新技術を導入している。さらに、将来ネットワーク型多目的誘導弾システムの研究試作も2012年度に完遂しており、人工知能（AI）技術を活用した赤外線目標識別技術やネットワーク情報を活用してシステムの最適運用を実現するネットワーク化技術などの蓄積に取り組んでいる。

誘導弾で培った誘導・制御技術を応用して自律型の小型標的機も開発した。この標的機は、航空自衛隊戦闘機の射撃訓練に活用される「空対空用小型標的」として採用され、従来の約1/4となる低コスト化を実現して訓練機会の増加に貢献している。さらに、陸上自衛隊の対空射撃訓練に対応する改修も行い、2018年度から納入を開始する予定である。この標的機は当社が開発した汎用性が高い小型ターボジェットエンジン「KJ14」を搭載しており、さらなる用途拡大を目指した派生型の提案活動も推進している。

また、将来の防衛任務のゲームチェンジャーとなり得る新技術として、高出力レーザーシステムの開発にも取り組んでいる。当社は長年、産業用として蓄積してきたヨウ素レーザー技術を基盤に防衛用途向けの研究開発を行ってきたが、将来の防空システムの装備化に向けて、小型化とともに瞬間対処性と低コスト性を実現可能とするファイバレーザーシステム（図8）の開発に取り組んでいる。

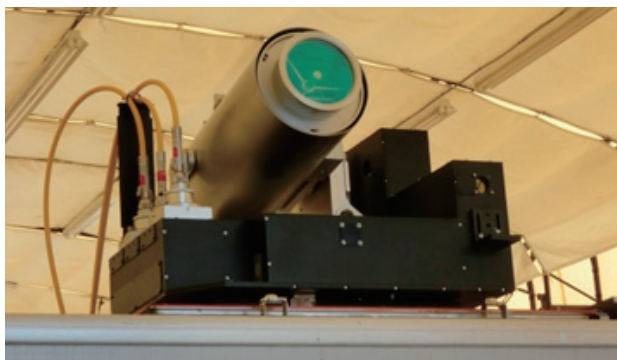


図8 高出力レーザーシステム (ファイバレーザーシステム)

### (5) 宇宙分野

当社は、ロケットや宇宙ステーションなどのさまざまな分野において、我が国の宇宙開発に貢献してきた。ロケット先端部分の人工衛星を収納・保護するフェアリングについては国内唯一の開発・製造企業であり、「H-II A」/「H-II B」, 「イプシロン」などのロケットや2020年に初号機を打ち上げ予定の「H3」ロケットにおいて、当該部位を担当している。国際宇宙ステーション日本実験棟「きぼう」では、宇宙飛行士が滞在する与圧部と宇宙空間をつなぐ出入口となる物資輸送用「エアロック」などの主要部位の開発と製造を担当した。エアロックは、宇宙空間で実験した試料の回収や小型衛星の放出などに頻繁に使用されている。現在は、周回軌道を漂い衝突事故が懸念されるスペースデブリ（宇宙ゴミ）を除去するための衛星（図9）およびその関連事業の実現に向けた研究開発などに注力しているほか、さまざまな衛星サブシステムの開発などを行っている。

### (6) 航空エンジン分野

#### (i) 航空機用エンジン

航空機用エンジン事業は、戦時中の「ネ」シリーズのエンジン開発を起点とし、戦後、米軍機に搭載されていた欧

米メーカー製エンジンのオーバーホール開始を原点としている。現在では、自衛隊向けヘリコプター「UH-1」/「AH-1」用エンジン「T53」, 「CH-47」用「T55」, 「MCH-101」/「CH-101」用「RTM322」などの製造およびオーバーホールを数多く手掛けている。また、1980年代に開始された「エアバスA320」用エンジン「V2500」の5カ国共同開発事業にも部品の設計・製造において参画している。

民間大型機用エンジンでは、世界有数のメーカーであるイギリスのロールス・ロイス社と深い協業関係にあり、2004年から始まった「787」用エンジン「Trent 1000」の共同開発事業では初めてエンジンの主要モジュールの一つである中圧圧縮機IPC（Intermediate Pressure Compressor）の設計・製造・組立までを一貫して担当した。その後、「エアバスA350 XWB」用エンジン「Trent XWB」や「エアバスA330neo」用エンジン「Trent 7000」の開発においてもIPCモジュールを担当し、これまでの出荷台数は全機種合計で1,000台を超えている。

また、燃焼器については、年々厳しくなる環境規制に対応するべく、固有技術の一つとして低NO<sub>x</sub>燃焼器の技術開発を長年にわたり継続しており、現在は次世代中型機エンジンへの適用を目指して技術開発に取り組んでいる。

自社開発エンジンでは、航空自衛隊ならびに陸上自衛隊向けである自律型の小型標的機に搭載されている「KJ14」のほか、現在は“小型・高出力”をコンセプトとした「KJ100」（図10）の開発に取り組んでおり、将来の高速標的機などに向け実用化を目指している。

#### (ii) 航空機用ギアボックス

航空機用ギアボックス製品として、ヘリコプター用トランスミッション、航空エンジン用アクセサリギアボックス、トラクションドライブCVT（無段変速機）を応用した航空機用一定周波数発電装置T-IDGなどの開発・製造と修理・オーバーホール事業を実施している。また、次世代航空機向け各種ギアボックス製品の技術開発や、航空エンジン用のファン駆動用ギアシステムの製造も開始している。



図9 デブリ除去衛星

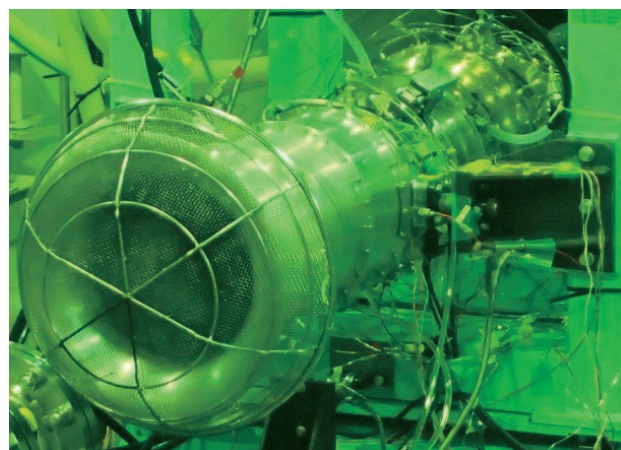


図10 試験中の「KJ100」エンジン



3 技術開発への取り組み

(1) 人工知能 (AI) 技術

当社は機体関連技術のみならず、「P-1」開発などで培ったミッション・アビオニクス（任務遂行用搭載電子システム）技術にも注力している。機上指揮官の意思決定を支援するためのAIを用いた戦術判断支援システム（図11）に係る研究試作も完了しており、運用における有効性が期待されている。この技術については、将来の近代化・派生機事業のコア技術とするのみならず、自律型無人機の任務行動計画・運航制御など多くの将来事業への展開も検討している。また、技術展開の迅速化を目的として、異なる計算機環境下でソフトウェアを作動可能とするために、アプリケーション・ソフトウェアの共用化の研究も推進している。

AIの実用性はますます進化しており、さまざまな産業分野への適用が加速している。当社においても意思決定・行動計画・判断を行う研究や航空機の開発・運用で蓄積したデータなどから故障予兆を検知する研究を推進しており、乗員支援や航空機の自律化範囲の拡大など将来製品への応用および展開を検討している。

(2) 航空機関連シミュレータ技術

保有している研究開発用シミュレータを活用して、新規航空機開発や社内研究において社内外パイロットにより飛行特性・計器の視認性・機器の操作性などを評価することで、実機が飛行する前のシステム設計検証を可能にしている。シミュレータでは、機体運動に加えて大気条件などの外部環境を精緻にモデル化するとともに操縦に関連する表示・操作端を忠実に模擬することで、パイロット評価による設計の見直しやシステム不具合の洗い出しを早期に実施することができる。

また、これまで培われてきたシミュレータ技術をベースに機体システム・視界・音響・動揺などの現実世界の模擬要素を付加することで、「P-1」や「C-2」、「MCH-101」な

どの操縦訓練シミュレータや整備訓練シミュレータを開発して製品として納入し、顧客における訓練の効率や効果の向上に寄与している。

さらに、将来の製品開発のため、航空機や艦船などが連携して行う複雑な任務に対応した訓練実現に向けて、実機や複数シミュレータと接続する高度なシミュレータ技術に関する研究を進めている。

(3) 機体システム技術

機体システム技術に関しては、将来機実現に向けた基盤技術獲得のため、開発作業の効率化や設計品質向上に対応したモデルベース開発などのシステム開発の高度化や、世界規模で進められている省エネ・低コスト化に対応したパワー・サーマルマネジメントなどの高効率システムについて研究開発を行っている。また、国内外情勢を踏まえ、輸送機などの多用途に対応した任務関連システムや次世代航空機/宇宙機器に対応したネットワーク方式テレメトリ通信などの計測関連システムについても各種研究を行っている。

(4) 航空エンジンの圧縮機・燃焼器・ギア技術

長きにわたるロールス・ロイス社との協業の中で当社の設計責任範囲は広がりつつあり、将来は圧縮機の設計開発を一手に担う「モジュール・インテグレータ」となるべく技術力の向上を進めている。

燃焼器では軽量耐熱複合材として航空用エンジンへの適用拡大が見込まれるCMC（Ceramic Matrix Composite）について、NEDOの事業として燃焼器部材への適用研究を進めている。これらの技術をもとに、新たなエンジンプロジェクトへの参画を目指していく。

また、数年後に民間エンジンのMRO（Maintenance, Repair & Overhaul）を事業化して、将来的には有人機用エンジンの自社エンジンメーカー OEM（Original Equipment Manufacturer）となることを目標として掲げており、そのための強固な技術基盤および社内体制の構築を進めている。

今後、航空機市場の成長に伴って航空機用ギアボックス製品の需要は増大し、また航空機の電動化に伴い大容量発電機の需要も増大していく。一方で、高度な設計・製造技術を保有し、航空機用ギアボックスの開発・製造実績があるメーカーは世界的にも限られている。航空機用ギアボックス分野の世界トップメーカーを目指して、さらなる機能・性能の向上を目指した各種研究開発を続けていく。

(5) 複合材関連技術

炭素繊維複合材は、軽量・高強度・高剛性・高耐食性という優れた特性を持っており、「787」などの民間旅客機を代表例として航空宇宙分野への適用が急速に拡大してい

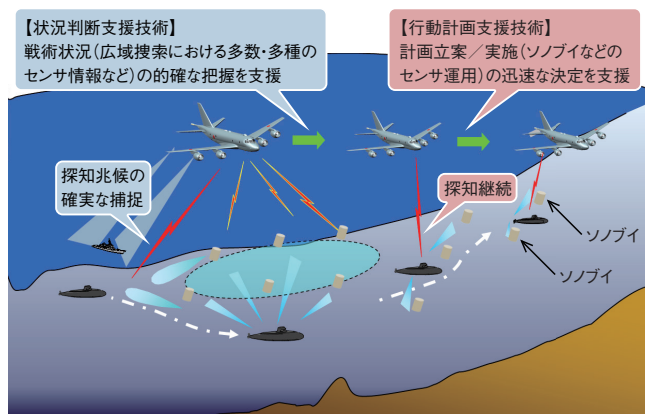


図11 戦術判断支援技術の概要

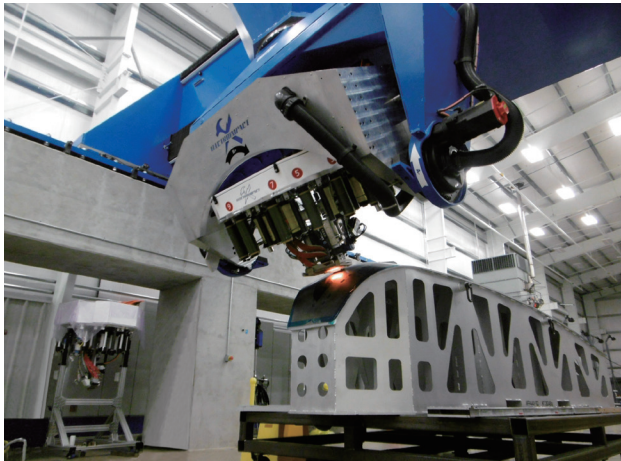


図12 炭素繊維複合材「KMS-6125」プリプレグの自動積層



図13 大径穿孔ロボットシステム

る。当社でも民間機に適用できる材料開発に早くから取り組んでおり、独自規格材料である「KMS-6115」を開発した。そして、1999年に日本および海外の航空局認定を取得して、「BK117」さらには「P-1」と「C-2」の両機体にも適用している。

また、近年の低コスト・高レート生産のニーズに対応するため、2017年には素材製造業者との共同研究により「KMS-6125」を開発した。この材料は、従来の複合材で必要とされた高額な加圧・加熱設備が不要でオープンと真空ポンプのみで良好な特性が得られる低圧成形性と、自動積層装置（図12）による優れた積層性という二つの大きな特長を持っている。今後、宇宙機器や固定翼機などへの適用により、低コスト化への貢献が大いに期待されている。

製造技術に関しては、固定翼機／回転翼機の胴体構造を想定した複雑形状部品の自動化・高精度化技術の開発を進めており、低コストかつ安定品質を指向した総合的な競争力向上を図っている。

一方で、複合材は金属に比べて被雷時の損傷が大きくなる特性があるため、クリティカルな耐雷設計が要求される。この対応のため、2012年からJAXAと共同で被雷時の損傷を予測する解析手法の開発を行っている。光ファイバセンサによる複合材内部の温度・ひずみの計測や超高速カメラによる撮影により、複合材の雷撃損傷発生メカニズムを明らかにするなど被雷損傷解析の高度化も行っている。

## (6) 生産技術

新規受注に向けた競争力や各種プロジェクトにおける利益向上のため、低コスト化・高効率化に向けた生産技術の開発にも取り組んでいる。

組立技術に関しては、人件費やリードタイム低減のための開発を進めている。ドリルロボットにおいては、加工精度や大径穿孔の技術開発を完了し、「777X」の製造に適用

している（図13）。さらに、ロボットを用いた自動ファスニング装置や自動シーリング装置の開発も進めている。

板金技術では、摩擦攪拌点接合FSJ（Friction Spot Joining）や摩擦攪拌接合FSW（Friction Stir Welding）による構造一体化により組立費の低減や軽量化を実現する技術開発を継続している。板金成形はこれまで部品精度が課題とされてきたが、当社はチップフォーミングやロールフォーミングの自動化・高精度化を進めており、機械加工に匹敵する精度を目指している。

機械加工では、最新鋭の工作機械導入だけに頼らずに工作機械の振動特性に合わせた切削加工技術を開発し、総合的なプロセスの向上を進めている。また、リードタイムの短縮を図るために低コスト段取りロボットを開発するとともに、複合材用刃具などの開発にも取り組んでいる。

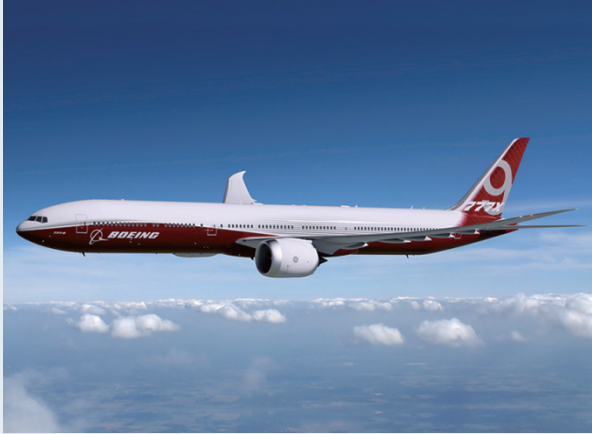
近年は生産へのIoT活用が活発化しているが、当社においてもIoT活用による生産革新を進めている。電波タグRFID（Radio Frequency IDentification）を用いた識別システムによる個体識別の現場試験を行うなど、トレーサビリティ自動化の検討を進めている。

## あとがき

航空宇宙関連企業としての国際的地位を高めるため、既存の事業を核として、さらなるシェアの拡大、国際共同開発・製造の促進および新しいコンセプトの製品提案の強化などを推進している。また、それらに必要な国際競争力の源として、材料、設計・評価、生産、運用支援など基盤技術の高度化にも注力していく。さらには、新たな価値を提供するため、省人化、エネルギー効率向上、システム統合、安全性保証、環境負荷低減などの技術の研究開発にもチャレンジし、一層の発展を目指していきたい。



# 最新鋭大型旅客機「ボーイング777X」 State-of-the-Art Large Commercial Aircraft Boeing 777X



山下博司①*	Hiroshi Yamashita
伊藤慎太郎②**	Shintaro Ito
牧野太郎③	Taro Makino
松井秀司④	Shuji Matsui
矢野史宗⑤	Fuminori Yano

ジェット旅客機の運航機数の堅調な増加が見込まれる中、旅客数の多い路線や長距離路線を中心に「ボーイング777」の後継機となる「ボーイング777X」の需要が期待されており、その開発プログラムが2013年11月にローンチされ2020年の運行を目指している。

当社は設計の初期段階から国際共同開発に参画し、自動設計ツールの導入や組立用ロボットの適用拡大など、低コスト化と自動化に取り組んでいる。

As the number of jetliners is expected to steadily increase, the demand for the Boeing 777X, the successor to the Boeing 777, is expected mainly in crowded and long-distance airline routes. Boeing launched the 777X development program in November 2013 and plans to bring it into service in 2020.

We have participated in this joint international development from an early stage of design and worked on cost reduction and automation, for example, by deploying an automated design tool or enhancing the application range of assembly robots.

## まえがき

民間航空機の長期需要予測によると、今後20年で年平均伸び率4.6%の航空旅客輸送量の増加により、ジェット旅客機の運航機数も堅調な増加が見込まれている<sup>1)</sup>。

## 1 背景

当社が1990年代に国際共同開発に参画した双発旅客機のベストセラーである「ボーイング777」(777)は、空港混雑や燃油費の長期的な上昇の中、旅客数の多い路線や長距離路線を中心に需要が期待されており、販売競争力を向上するために後継機となる「ボーイング777X」(777X)の開発プログラムが2013年11月にローンチされた。

## 2 開発計画

「777X」の国際共同開発に対して、当社も図1に示すように従来と同等の製造担当部位について参画を行った。

この機体開発に先立ち、2013年度からボーイング社との共同研究として先進的なアルミ胴体構造の実現に向けて、胴体構造の主要部品を対象として材料・構造・生産技術に関する技術開発を行い、実際の製造設備に反映している。

機体開発においては、「777」の派生型機開発と同様に米国のボーイング社に設けられた開発チームの一員としての

設計解析に加えて、プログラムレベルと呼ばれる全機レベルの作業にも携わった。2015年9月から2017年6月の間に30名程度の技術者が共同開発に参画した。

当初の計画では米国にて設計の完遂を予定していたが、製造性の改善や設計データの品質向上のため、日本においても並行して設計を行うこととなり、30名程度の設計チームを編成して対応した。この日本における設計は、今までの共同開発での経験を生かした高いレベルのコミュニケーションと設計技術により、全体的な開発スケジュールに貢献してボーイング社からも高い評価を受けた。

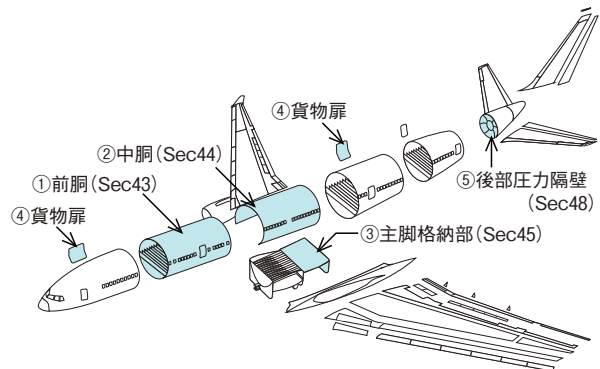


図1 「ボーイング777X」の製造担当部位  
Fig. 1 Production workpackage in Boeing 777X

8 ①③ 航空宇宙システムカンパニー 民間航空機プロジェクト本部 民間航空機設計部  
② 航空宇宙システムカンパニー 民間航空機プロジェクト本部 民間航空機計画部  
④⑤ 航空宇宙システムカンパニー 民間航空機プロジェクト本部 民間航空機生産技術部

\* 技術士 (航空・宇宙部門)  
\*\* 技術士 (機械部門)

### 3 機体概要

「777X」には座席数の多い「ボーイング777-9」(777-9)と航続距離の長い「ボーイング777-8」(777-8)の2機種がある。ボーイング社は最初にルフトハンザドイツ航空から「777-9」の発注を受けて開発を開始した。

#### (1) 主要諸元

「777-9」は、現行の「ボーイング777-300ER」(777-300ER)の派生型として胴体延長している。標準の座席数は400席を超え、航続距離は14,075km(7,600海里)である。主翼構造は空力性能向上のためこれまでのアルミ合金の代わりに複合材を採用しており、翼長を延長した一方で空港の利用制限幅内に収まるように翼端を折り畳み式とした。エンジンには新型のゼネラル・エレクトリック社(GE社)製を採用し、現行機より20%の燃費向上を図っている。主要諸元の比較を表1に示す。また、図2に示すように内装はLED照明や大型客室窓を用いるとともに湿度増加を図った最新様式にしている。

表1 「777-9」と「777-300ER」の諸元  
Table 1 Specifications of the 777-9 and the 777-300ER

機体	「777-9」	「777-300ER」
座席数	414席	396席
航続距離 [km(海里)]	14,075 (7,600)	13,649 (7,370)
全長 [m]	76.7	73.9
全幅 [m]	71.8 (駐機時64.8)	64.8
全高 [m]	19.5	18.5
エンジン	「GE9X」	「GE90-115BL」

表2 「777-9」と「777-300ER」の担当部位(前胴・中胴)の主要構造  
Table 2 Major structure of workpackage (forward and mid fuselages) in the 777-9 and the 777-300ER

機体	「777-9」	「777-300ER」
乗降扉位置	前胴の中央	前胴の前方
標準座席配置	横10列	横9列
キャビン与圧 [kPa(psi)]	62 (9.0)	59 (8.6)
客室窓高さ [mm(in)]	441 (17.36)	390 (15.36)
胴体外板材料	AL2524/AL2029	AL2524/AL2024



図2 「777X」の内装イメージ  
Fig. 2 Interior image of the 777X

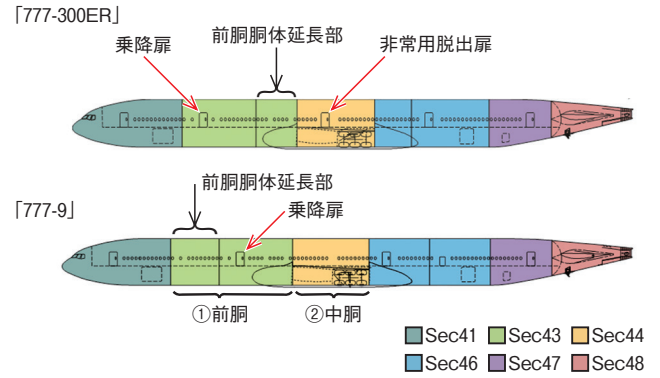


図3 胴体延長部の変更概要  
Fig. 3 Overview of change to the fuselage extension

#### (2) 担当部位の主要構造変更

「777-9」では図3に示すように前胴胴体延長部を前胴(Sec43)の機首側に設けたことで、乗降扉の位置が現行機のように前方に偏らなくなっている。このように、乗降扉の位置が機体中央部の乗客から近くなったため、緊急脱出<sup>2)</sup>用に設けていた中胴(Sec44)部の非常用脱出扉を撤廃して重量とコストを削減させている。

また、座席配置については横10列を標準とするためキャビン幅を拡大することとし、キャビンの側方フレームを板金から機械加工の一体化部品とするなどして、現行機より側方フレームを片舷最大42mm(1.65in)低くした。

その他、キャビン与圧の向上や客室窓の大型化などによりキャビン環境を「787」と同様に向上させたり、胴体下面の一部の外板に耐腐食性材料(AL2029)を適用するなど、信頼性・整備性を向上させている。担当部位である前胴・中胴の主要構造の比較を表2に示す。

### 4 「777X」設計・生産における課題

#### (1) 設計

「777X」は販売競争力向上のため、その胴体構造は現行機の基本構造様式を踏襲しつつも、仕様変更に伴う設計変更に加え、コスト・重量最適化のためにほとんどの主構造部品の再設計が必要であった。このため限られた日程と予算の中で、多数のモデルと図面の作成が求められた。また、自動化の適用拡大のために、ツールクリアランスの確保など、ロボットや工作機械などの生産設備の仕様を早い段階で設計に反映することが求められた。

#### (2) 生産

「777X」の生産においては、ボーイング社の最終組立への対応と側方フレーム一体化への対応のため高精度化が必要であった。

##### (i) ボーイング社の最終組立への対応

ボーイング社は図4に示すように、胴体最終組立ライン





図4 ロボットを駆使した最終組立(ボーイング社内)  
Fig. 4 Final assembly using robots (at Boeing)

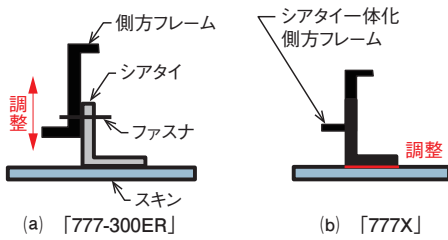


図5 側方フレーム一体化  
Fig. 5 Integrated side frame

についてロボットを駆使した治具レス組立工法に刷新する決定を行った。これにより、従来の治工具基準の工法から、当社担当のパネルに穿孔された基準孔を使った工法に転換された。この基準孔の精度が悪いと、ボーイング社の最終組立工程において設計通りに組立ができずに各種調整作業が発生してしまうことになる。これは計画生産の阻害要因となるため、パネルの基準孔精度を上げる必要があった。

(ii) 側方フレーム一体化対応

図5(a)に示すように、現行の「777-300ER」は板金で部品製作された側方フレームをシアタイという構造部材を介して胴体外板に締結する構造様式のため、フレームやスキンそのもののバラツキもシアタイで吸収できる。一方、同図(b)に示すように「777X」においてはシアタイも含めた機械加工の一体化部品となり、胴体外板に側方フレームを直接取付ける構造に変更になった。このため、部品精度が悪いと組立工程において隙間を埋める作業が膨大になる可能性があるため、精度を向上する必要があった。

また、さらなる生産性の効率化を目指して、従来型の組立専用設備の活用のみではなく、ロボットの開発も含めて自動化の拡大を図ることとした。

5 取り組み

(1) 設計

設計における作業効率化のため、CADソフトであるCATIA V5のリレーショナル・デザインやプログラミング機能を用いた自動設計ツールを胴体の主要構造を対象に

幅広く適用した。リレーショナル・デザインとは部品寸法値を変更すると追従して3D形状が自動的に修正されるなどのCADソフトの機能である。これらにより、部品の3Dモデルのみならず、3Dモデルを元にして2D図面も一部自動作成した。自動設計ツールは、設計要求・適用材料・生産設備をあらかじめ考慮して部品の形状や締結位置を決定することもできる。これにより、小人数かつ短時間で多数の部品を一定の品質で設計することが可能となった。

また、部品接合部の穿孔と気密/防食のために部品間に合わせ面シールを施した締結部位において、穿孔時に発生するバリや弾性のあるシールの介在による強度低下を許容できないことがある。このような場合には生産技術部門と調整して、穿孔方法・締結順位・部品保持の方法・場所などの詳細な製造情報を製造図面や工程指示書に規定した。

(2) 生産

(i) 高精度化

高精度化の取り組みとして部品加工中の温度管理の厳格化を行った。従来は加工直前の温度環境に応じて生産設備の動作プログラムの補正を行っていたが、加工途中の温度変化に追従できないため、1日にわたる加工の中で寒暖差の大きい場合には部品精度にわずかな差を生む原因となることがあった。「777X」では、大物構造部材である側方フレームの機械加工および10mを超える胴体外板パネルやストリンガのサブ組立作業において、温度補正による外乱を排除して設計標準温度で加工できるようにした。また、胴体外板パネルにおいては、設計通りに加工するために図6に示す高精度アクチュエータを装備した外板保持具を製作し、基準孔の高精度穿孔を実現した。

部品の高精度化施策に加えて、パネルの最終組立を図7(a)に示す従来の縦置きから同図(b)に示す横置きに変更

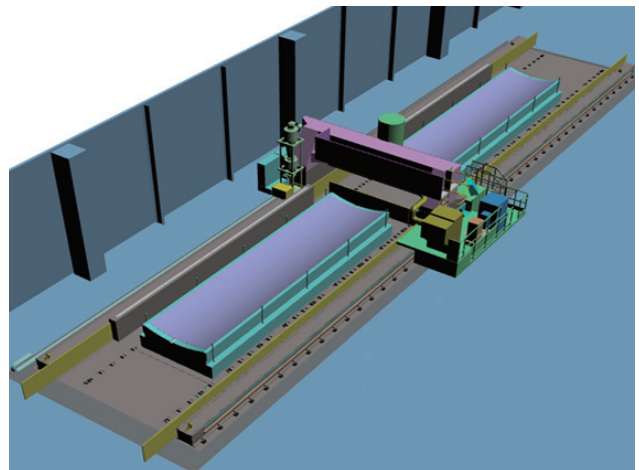
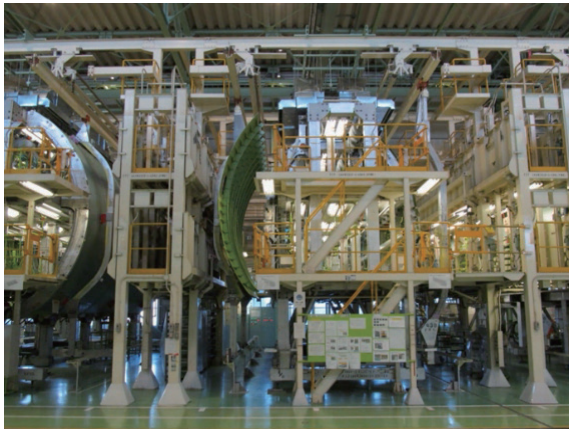
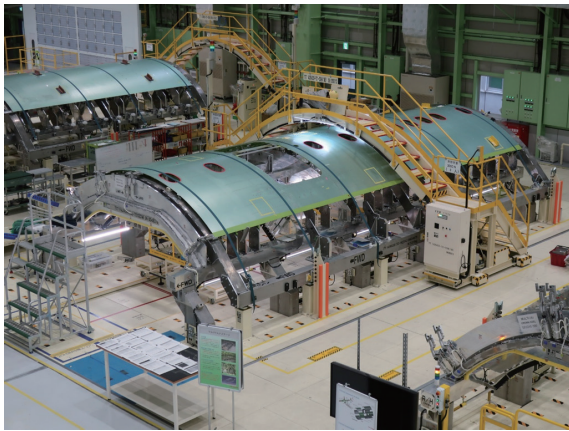


図6 高精度アクチュエータを装備した基準孔穿孔システム  
Fig. 6 Coordination hole drilling system with a high precision actuator



(a) 縦置き



(b) 横置き

図7 最終組立治具  
Fig.7 Final assembly jig



図8 リベッターによる自動化拡大  
Fig.8 Enhancement of automation using a riveting machine

し、胴体外板パネル内面を治工具基準に対し安定して均一にならわせ、設計通りのパネル内面を構築することを可能にした。

(ii) 自動化の拡大

最終組立において、従来は人手で取付けを行っていた作

業の自動化を実現した。パネルブライス作業に加えて機械加工一体化フレームの取付けやドア周辺構造の取付け作業を、図8に示すようなりベッターにより自動化した。

自動化拡大の一環としてロボットと設備・治工具を組み合わせた新たな工法も導入した。従来のドリルテンプレートと汎用パワーフィード・ドリルを組み合わせた工法を見直し、高剛性ロボットによる大口径穿孔やリベッターとロボットを組み合わせたサブ組立作業を実現した。また、高剛性ロボットと大型治工具を組み合わせ、従来できなかった多台持ち作業を実現した。

あ と が き

2018年2月に名古屋第一工場より「777-9」初号機の出荷を完了した。今後、2019年の初飛行を経て型式証明を取得し、2020年にボーイング社よりエアラインへの引き渡しが始まる予定である。「777X」は2018年1月末時点で340機の受注を獲得している。

現在、派生型である「777-8」の開発を進めているが、「777-9」の作業を通して得られた経験から、さらなる効率化や改善を進めるべく、ボーイング社と連携をとりながら開発を進めて行く。

最後に、「777X」の技術開発において、ご指導・ご支援をいただいた(公財)航空機国際共同開発促進基金、および(一財)日本航空機開発協会に感謝の意を示す。

参 考 文 献

- 1) 日本航空機開発協会:民間航空機に関する市場予測 2017-2036, pp.26 (2017)
- 2) FAR Part 121 Sec. 121.291: Demonstration of emergency evacuation procedures



山下 博 司



伊藤 慎太郎



牧野 太 郎



松井 秀 司

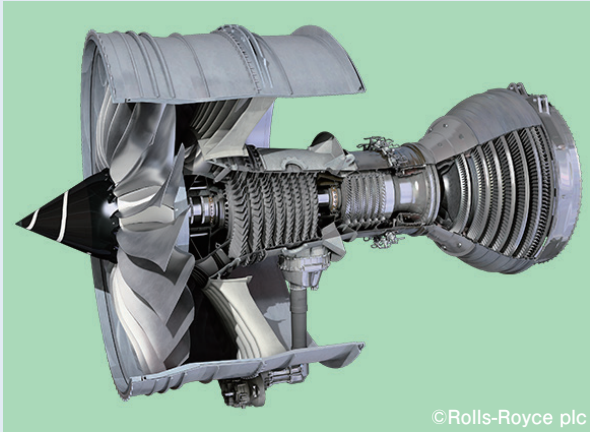


矢野 史 宗



# 大型ターボファンエンジン「Trentシリーズ」の開発

## Development of Trent Series Large Turbo Fan Engines



高木 郁 男① Ikuo Takagi  
 安東 孝 浩② Takahiro Ando  
 鈴木 晋③ Susumu Suzuki

航空機の需要が増加しているなか低燃費化も求められており、機体とともにエンジンの高性能化が必要となっている。

当社は、2004年に参画を開始したロールス・ロイス社（RR社）の大型ターボファンエンジン「Trent 1000」以降、すべての「Trentシリーズ」の開発において、RR社の戦略的パートナーとして中圧圧縮機（IPC：Intermediate Pressure Compressor）の設計・部品製造・モジュール組立を担当している。設計・製造における独自技術の開発を通して、今後はIPCモジュール・インテグレータとしてIPCモジュールを一手に担うべく活動を推進していく。

As the demand for aircraft has been increasing, fuel efficiency needs to be improved. Therefore, the performance of the engine as well as the fuselage must be enhanced.

We are in charge of design, part manufacturing and module assembly of the intermediate pressure compressor (IPC) at development of all the Trent Series large turbo fan engines from Rolls-Royce after the Trent 1000, the first model of which helped develop in 2004, as their strategic partner. Going forward, we will promote activities to take charge of the overall IPC module as an IPC module integrator by developing proprietary design and manufacturing technologies.

### まえがき

航空機は、グローバル社会において必要不可欠な輸送手段であり、航空機メーカーは競って新型航空機を開発を行っている。これら新型航空機に搭載されるエンジンは、高い信頼性を持ち軽量で低燃費であるとともに環境に優しい（低NOx、低騒音）ことが要求されている。

### 1 背景

航空機の需要は、LCC（ローコストキャリア）などの力強い伸びに牽引され、長期的にも年間約5%程度の成長が見込まれている。この市場のニーズに応えるべく、アメリカのボーイング社やヨーロッパのエアバス社が新型の航空機開発を各種進めている。これらの新型航空機に対して、世界の主要航空エンジンメーカーのひとつであるイギリスのロールス・ロイス社（RR社）は「Trentシリーズ」の開発・供給を実施しており、当社はRRSP（リスク収益分担パートナー）として「Trentシリーズ」の製造などに参画している。

### 2 開発概要

「Trentシリーズ」とはRR社の民間航空機（広胴機）用

エンジンの総称であり、図1に示すように「Trent 700」以降のすべてのRR社製エンジンは「Trentシリーズ」となっている。

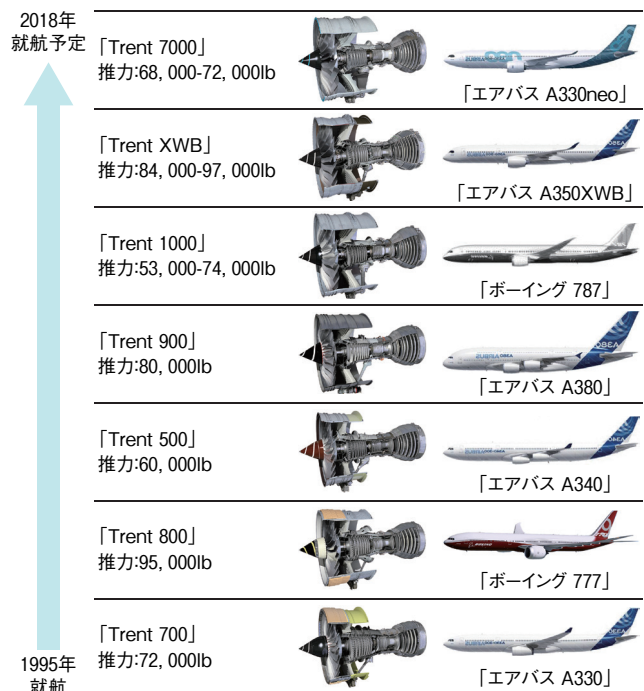


図1 「Trentシリーズ」  
 Fig. 1 Trent Series

当社は、「Trentシリーズ」のすべてにおいて部品製造を担当している。特に「ボーイング787」向け「Trent 1000」では、開発段階からプログラムに参画して中圧圧縮機（IPC：Intermediate Pressure Compressor）モジュールの各部位の設計・部品製造・組立を実施するとともに、IPCモジュールとしてRR社へ供給している<sup>1)2)</sup>。それ以降の「エアバスA350」向け「Trent XWB」および「エアバスA330neo」向け「Trent 7000」においても、RR社の戦略的パートナーとしてIPCモジュールを一貫して担当している。今後IPCモジュール・インテグレータとして当社が生き残っていくためには、後述するような当社独自の技術開発を継続して、競争力のある製品やモジュールを顧客に提案できる能力を常に強化していく必要がある。

また、当社が保有している大型のエンジン試験設備を使用して、多くの「Trentシリーズ」の耐久試験などを実施することにより、エンジン全体の開発にも寄与している。

### 3 エンジン／モジュールの特徴と当社の開発課題

「Trentシリーズ」の特徴は、図2に示すように通常の高圧・低圧系の2軸に中圧系を加えた3軸構造となっていることである。この中圧系の採用により、通常は低回転数でしか仕事ができない低圧圧縮機（LPC）が、回転数を制限しているファンとは独立したIPCとして最適回転数で仕事ができるようになり、効率の良いシステムが可能となる。

このような「Trentシリーズ」特有のIPCモジュールの外観を図3に、断面図を図4に示す。また、IPCモジュールの特徴と当社の開発課題を以下に示す。

- ①フロント・ベアリング・ハウジングは、ファンからエンジンコアに流入する空気を整流する静翼としての機能とベアリングを保持するエンジン主要構造体としての機能をもつ。このため、強度を確保した上で、オイル・空気通路を有した複雑な設計が要求される。

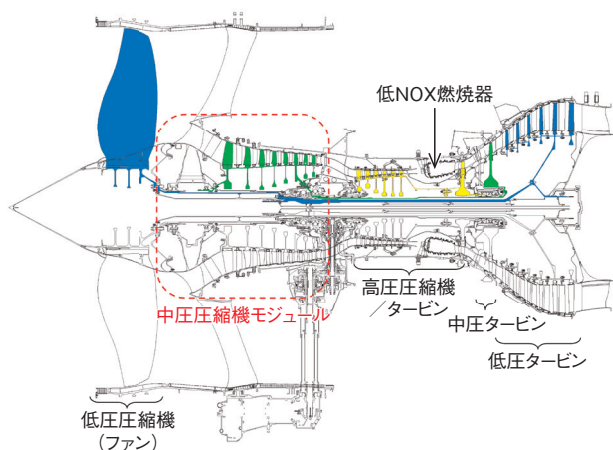


図2 「Trentシリーズ」の特徴（「Trent 1000」）  
Fig. 2 Characteristics of the Trent Series (Trent 1000)



図3 IPCモジュールの外観  
Fig. 3 Appearance of the IPC module

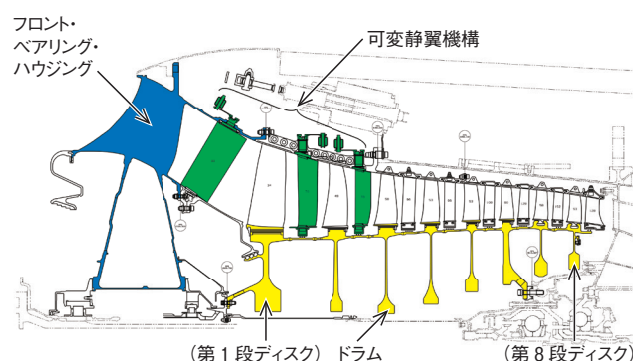


図4 IPCモジュール断面図  
Fig. 4 Cross-section of the IPC module

- ②8段構成（高圧圧縮機HPCは6段）となっており、圧縮機としての主要部位となっている。通常の2軸エンジンのLPCよりも高回転で運転されるため、高強度が要求される。
- ③通常の2軸エンジンではHPCに適用される可変静翼機構が適用されている。IPCとしては部品点数が増えて構造が複雑になるが、エンジン運転条件に応じた制御を行う重要な部位であるため、高精度で作動することが要求される。

### 4 設計開発

#### (1) これまでの取り組み

民間航空機用大型ターボファンエンジンは、安全性、信頼性、重量、燃費、寿命、騒音への要求水準が年々高まっており、常に性能向上が追求されている。航空エンジン開発は、要素試験や解析で研究・評価・実証された空力設計などの要素技術とLFW（Linear Friction Welding）など最新の生産技術によって大幅な性能向上を達成している。たとえば、「Trent XWB」では、従来機に比べて燃料消費を15%低減、重量を15%低減した。



当社は、「Trent 1000」／「Trent 7000」／「Trent XWB」のIPCモジュール設計開発において構造・機構設計・解析を主に担い、特に可変静翼機構の高精度化やローター・ディスクの軽量化および長寿命化に貢献した。

(i) 可変静翼機構の高精度化

図5に示すIPCモジュールの可変静翼機構は、圧縮機静翼の角度を転向して圧縮機主流の整流化および流量のコントロールを行う機構であり、さまざまな条件下において圧縮機の効率を高めて圧縮機を安定的に作動させる役割を担っている。圧縮機効率の向上は燃料消費の改善に大きく寄与するため、可変静翼機構が空力設計通りに効率のかつ安定的に高精度で作動することが重要である。機構の高精度化は、構成部品の剛性を高めることや機械累積公差の低減などにより実現できる。

しかし、航空エンジンは軽量であることが求められ、加えて大型エンジンである「Trentシリーズ」では部品が大径かつ薄肉となるため、公差低減や剛性の向上が容易ではない。このため、可変静翼機構のレイアウトを徹底的に見直し、荷重に対して効率的に剛性を保てるよう構成部品の配置や製品形状を有限要素法FEM解析や要素試験により導き出し、重量を増加させずに機構精度を向上させた。また、圧縮機の高負荷化により機構にかかる荷重が従来機種以上に増大したが、それに耐えうる設計も実現できた。

(ii) ローター・ディスクの軽量化および長寿命化

近年、圧縮機の高効率化に伴い、より高負荷で回転速度は速く、温度は高くなる傾向にある。圧縮機ローターの運用条件は厳しくなる一方、さらなる軽量化に加えてライフサイクルコスト低減のためローターの長寿命化が求められている。応力レベルは従来機より大幅に増加し、一方軽量化によりディスク剛性は限界まで削られている。高応力に耐えて長寿命である一方、ローター・チップクリアランスを適正に保ち圧縮機効率を高く維持できるようにローターの剛性を最適化するなど、さまざまな相反する条件の並立が求められている。そのため、従来の低サイクル疲労寿命や

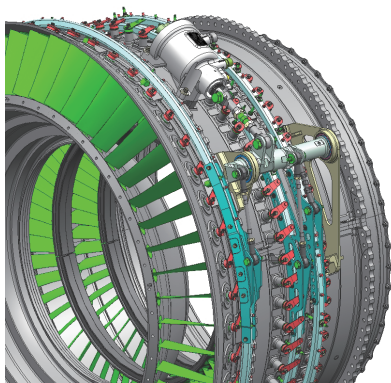


図5 IPCモジュールの可変静翼機構  
Fig.5 Variable stator vane mechanism of the IPC module

き裂進展寿命評価に加え、あらゆる危険リスクを想定した設計クライテリアの再構築とさまざまな最新解析技術・加工技術などを取り入れた最適化設計により対応している。

(2) 今後に向けた取組み

当社は、これまで民間航空機用エンジン・プログラムにおいて、構造設計や強度・熱・振動などの各種解析を中心に担ってきた。今後は空力設計をはじめとする要素設計や圧縮機モジュール・システム設計（エンジン・サブシステム）まで役割を拡大して、いわゆるモジュール・インテグレーションを目指す。このため、将来の大型ターボファンエンジンを想定して、圧縮機モジュール開発に向けてさまざまな研究開発を行っている。

(i) 圧縮機要素技術開発

大型ターボファンエンジンの圧縮機のさらなる高性能化のため、ブリスク・プリング設計技術、エアシール高性能化設計技術、可変静翼機構高精度化設計技術の開発を重点的に進めている。

近年、圧縮機ローターは、軽量化・高性能化のためブレード・ディスクからブリスクに代わっている。大型ターボファンエンジンの圧縮機ブリスクは外径が大きく、今後、圧縮機の高負荷化や回転数の増加も考えられるため、翼列フラッタの低減技術などを発展させる必要がある。このため、従来の設計手法やクライテリアを見直し、解析や要素リグ試験を行っている。

圧縮機モジュールには、ラビリンスシールを中心にエアシールが多く使われている。シールからの漏洩空気は圧縮機主流や二次空気の損失に影響し、圧縮機の効率を低下させる。また、シール性能はさまざまな飛行・運航条件に影響を受けるため、高いシール性能を引き出し、安定して維持することが難しい。さらに長期間の運用におけるシール劣化を低減させることで、ライフサイクルコストの低減にも寄与する。そのため、エアシールの高性能化・長寿命化を目指して新型シールの研究開発を行っている。

可変静翼機構の可動精度は圧縮機性能に著しく影響するため、その作動誤差の要因分析を行って、新しいコンセプトで機構部位の開発設計に取り組んでいる。機構システムのレイアウトを見直し、機構システムを構成する部品の一体化や高剛性化により、軽量化と高精度化を両立させる。今後は、さらにアクチュエータを含めた可変静翼システム全体として高精度化を目指す。

(ii) 圧縮機要素リグ試験

将来の圧縮機を想定してさらに高い要求や厳しい条件下においても耐えうる製品設計を実現するため、設計クライテリアの再構築を行っている。従来のリグ試験や材料試験のデータでは賄えない応力・サイクル・温度などの条件下におけるデータを要素リグ試験により取得する。図6に示す圧縮機ローターのサイクリックスピン試験をはじめ、飛

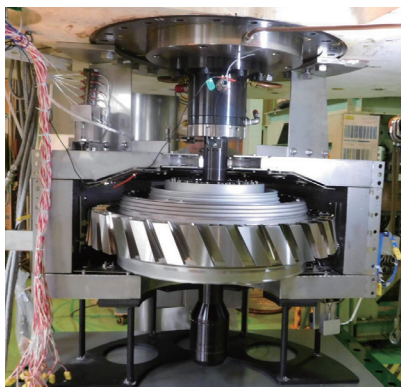


図6 サイクリックスピン供試体と試験装置  
Fig.6 Cyclic spin test rig and test unit

散ブレード・コンテインメント試験やブレード衝突試験を計画している。

#### (iii) 圧縮機モジュールリグ試験

将来の大型ターボファンエンジン用圧縮機を想定して、空力設計とモジュール・システム開発を行っている。空力を含めた要素技術およびシステム技術を実証するため、社内で圧縮機リグ試験を実施する予定である。前述の要素技術開発と要素リグ試験を基に再構築したクライテリアで圧縮機モジュール設計を行い、圧縮機モジュールリグ試験で実証し、将来のエンジン・プログラムに向けて圧縮機技術を向上・成熟させる計画である。

## 5 エンジン運転試験

当社は明石工場に多くのガスタービンエンジン試験設備（テストセル）を保有している。その中の大型ファンエンジンテストセルにおいて、「Trentシリーズ」の開発運転試験を実施している。このテストセルは、2000年に「Trent 800」を用いてRR社のテストセルとの性能確認を実施したのち、「Trent 500」、「Trent 1000」、「Trent 7000」のサイクル試験や耐久試験を実施している。

テストセルへのエンジン搭載状態を図7に示す。サイクル試験とは、エンジン運転状態を模擬した運転パターンを数千回繰り返す試験である。この試験は、航空会社での運転に先駆けて各構成品やエンジン性能劣化状況を確認する目的で行われる。耐久試験とは、エンジンの型式承認時に行うことが定められた試験の一部で、米連邦航空局FAAや欧州航空安全局EASAなどの航空当局に申請する重要な試験である。これは、通常であれば連続5分しか許容されない最大出力定格を連続で30分運転するなど、非常に過酷な条件を含む150時間の試験である。

また、実際の運転で発見された不適合の再現試験や改善確認試験などを要求されることもあり、試験の要求元であるRR社だけでなく機体メーカーやエンジン構成機器サプライヤなどと一緒に試験をまとめている。



図7 テストセルに搭載された「Trent」エンジン  
Fig.7 Trent engine in test cell

エンジンの設計開発は、想定された使用条件を基に実施されるが、最終的には実際のエンジン試験により検証することが必要である。ただし、これらのエンジン試験はあくまでも地上静止状態における試験であり、機体搭載状態や顧客における使用環境を完全に再現することは難しい。そのため、実運用からのフィードバックは必要であるが、地上におけるエンジン試験で可能な限り航空安全に寄与できるように取り組んでいる。

## あとがき

当社がIPCモジュールの開発を担当した「Trent 1000」は最新型のTEN形態も商用運航を開始しており、また「Trent XWB」は推力を増大した-97形態も商用運航を開始している。最新の「Trent 7000」も近々商用運航を開始する予定であり、全体で年間600台近いIPCモジュールを安定的に供給できる量産体制の構築を進めている。これと並行して、将来の航空用エンジンに向けて競争力のある部品やモジュールを提供できるよう、当社独自の技術開発を継続していく。

## 参考文献

- 1) 加納：“大型ターボファンエンジン「Trent 1000」の開発”，川崎重工技報，No.161，pp.8-11（2006）
- 2) 世良，永井：“クリーンで静かな空を結ぶ - 航空機 - ”，川崎重工技報，No.169，pp.14-21（2009）



高木 郁男



安東 孝浩

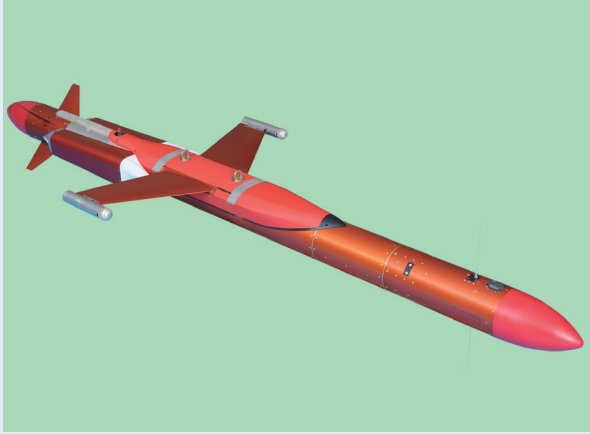


鈴木 晋



# 小型標的機の開発 – 独自技術による低コスト化 –

## Development of Small and Smart Target Drone: Cost Reduction Success with Proprietary Technologies



井田 英次① Eiji Ida  
堀井 知弘② Tomohiro Horii  
落合 正幸③ Masayuki Ochiai  
守田 航④ Wataru Morita  
相浦 貴幸⑤ Takayuki Aiura  
佐竹 康秀⑥ Yasuhide Satake  
市村 修太郎⑦ Shutaro Ichimura  
眞保 英樹⑧ Hideki Shimpō

標的機は、防衛省が脅威国の戦闘機や爆撃機などから我が国を守るための射撃訓練に用いられる。小型標的機において大幅な低コスト化の要求があり、これに対応するため簡素化や統合化に関連したさまざまな独自技術を開発した。

The aerial target drone systems are operated by the Japan Self Defense Forces for live fire training to protect our country from enemy threats. We developed the Small & Smart Target Drone Systems for simplifying and integrating its sub-system / structure / components due to the requirement of significant cost reduction.

### まえがき

防衛省では、脅威国の戦闘機や爆撃機などから我が国を守るための訓練の一つとして、標的機を自動飛行させて射撃訓練を行っている。

### 1 背景

これまでに国内外で開発された標的機は大型で高価のものが多く、年々の部隊訓練予算が削減されており十分な数の標的機を購入できないことから、射撃訓練の機会を確保することが難しい状況となっていた。

### 2 小型標的機の概要

#### (1) 運用の概要

当社が開発した小型標的機には、航空自衛隊向けの「空対空用小型標的」と陸上自衛隊向けの「対空射撃用標的」の2種類がある。

「空対空用小型標的」は、図1に示すように「F-15DJ」戦闘機に標的機を搭載して訓練空域で空中発進させ、事前に運用者が設定した飛行パターンに沿って飛行させて、訓練機による空対空ミサイル射撃訓練に用いられる。

一方「対空射撃用標的」は、ロケットモーターを用いてランチャから地上発射させ、地上からの対空火器（ミサイルや機関砲など）による射撃訓練に用いられる。

#### (2) 機体の概要

機体概要の例として「空対空用小型標的」について示す。機体は、図2に示すように前方から、頭部、制御・通信機器部、主翼部、推進部、操舵部、尾部で構成され、頭部と尾部は同じ部品である。

##### (i) 機体構造

胴体は金属チューブを用いたモノコック構造であり、主翼部や操舵部のフィンは金属の中実構造である。

##### (ii) 頭部および尾部

頭部および尾部は、戦闘機並みのレーダ反射を実現する

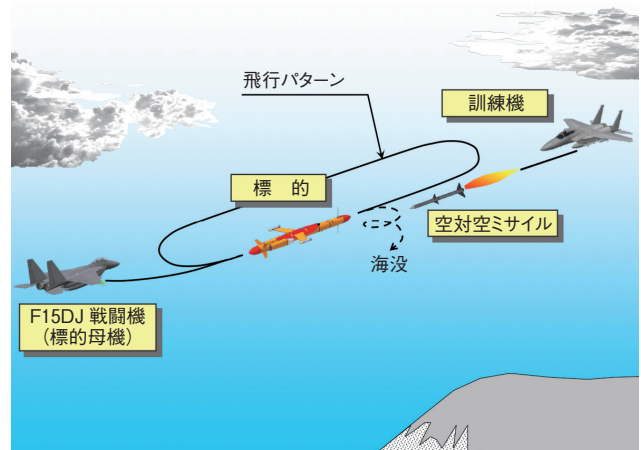


図1 「空対空用小型標的」の運用概要  
Fig. 1 Overview of operation air-launched small aerial target

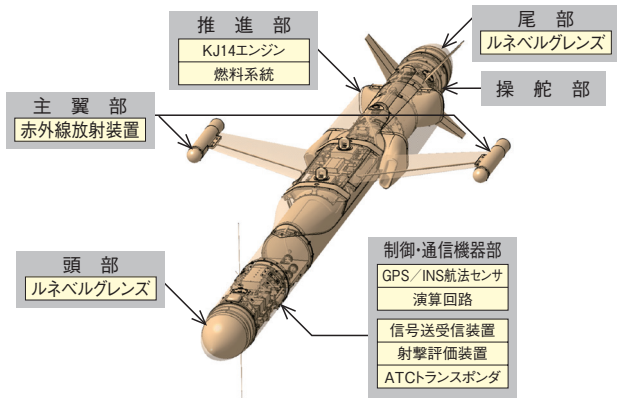


図2 「空対空用小型標的」の機体概要  
Fig. 2 Overview of drawing of air-launched small aerial target

ためルネベルグレンズを搭載しており、レーダ誘導ミサイルの射撃を可能としている。また、空気抵抗を低く抑えるため、フェアリングで覆う構造としている。

(iii) 制御・通信機器部

制御・通信機器部は、システムの頭脳となるモジュールであり、自機の位置・速度・姿勢角などを検知するGPS/INS航法センサ、飛行制御と電源管理を行う演算回路、空域の安全に必要なATCトランスポンダ、母機などとの通信を行う信号送受信装置、ミサイルの近傍通過距離を解析する射撃評価装置からなる。

(iv) 主翼部

主翼部は、主翼構造と主翼先端に取り付けられた赤外線放射装置からなる。赤外線放射装置は、母機からの指令によりフレアを点火し、赤外線誘導ミサイルの射撃訓練を可能とするものである。

(v) 推進部

推進部は、燃料系統と推進装置からなる。推進装置には、独自開発したターボジェットエンジン「KJ14」<sup>1)</sup>を使用している。

(vi) 操舵部

操舵部は、4枚の全遊動式のフィンからなる。これらをさまざまな組み合わせで作動させることで機体を制御する。

### 3 低コスト化の方針

小型標的機の開発においては、防衛省から「射撃訓練に必要な機能・性能を満足しつつ、従来の標的機に比べて大幅な低コスト化を達成する」ことが要求されていた。これに対して、標的機が無人機であり使用時間の短い使い捨て運用である点に注目し、当社が保有する独自技術を軸にして「簡素化」と「統合化」により対応することとした。

### 4 独自技術による低コスト化への取り組み

(1) 簡素化による低コスト化

(i) 小型エンジン

図3に示す「KJ14」は、小型無人航空機の推進を目的とした1軸ターボジェットエンジンである。

圧縮機ロータとタービンロータは図4に示すようなモノロータ（精密铸造による一体構造）としており、またエンジン前方の低温側のみを支持する片持ちの支持構造を採用し、両端支持の構造に比べて簡素化・軽量化を図っている。

また、軸受を低温部に配置していることで潤滑・冷却設計が容易となる利点も有している。短時間使用であることを考慮して、軸受の潤滑は軸受自体にグリスを封入する方式を採用し、別置きの潤滑システムの場合では必要となるオイル補充のメンテナンスを省略化した。エンジン始動は、ウィンドミル（エンジンへ流入する空気によるロータの自然回転）を利用し、カートリッジ・イグナイタで点火する簡素な方式を採用した。これにより、低コスト化だけでなく小型・軽量化も実現した。

(ii) 燃料供給システム

エンジン始動時はプラダータンクへの初期加圧と遮断弁および流量制御弁を用いた燃料供給を行い、エンジン始動後はエンジン抽気圧とエンジン同軸上に装備された燃料ポンプと流量制御弁を用いて安定した燃料供給を行う。図5

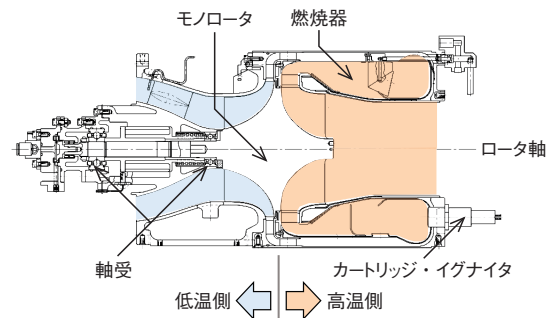


図3 ターボジェットエンジン「KJ14」の概要  
Fig. 3 Overview of drawing of KJ14 turbojet engine

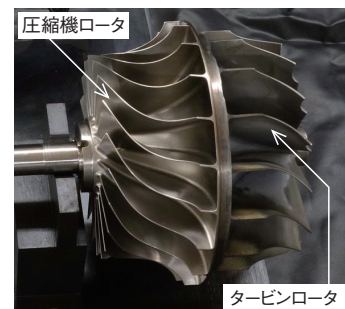


図4 モノロータの外観  
Fig. 4 External view of monorotor



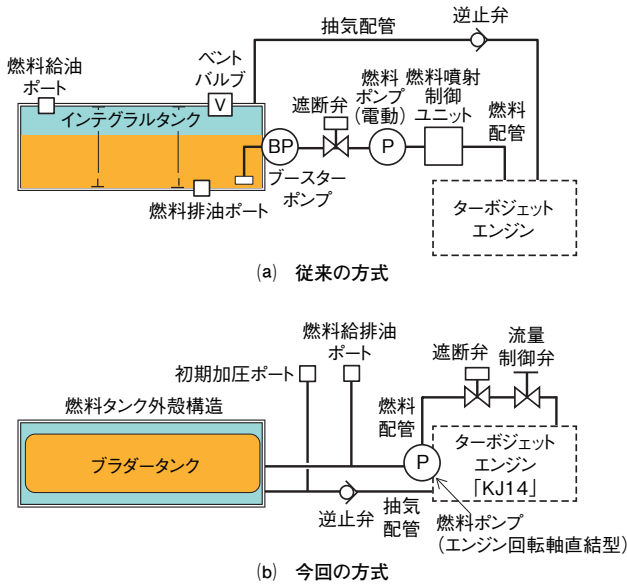


図5 燃料供給システムの簡素化  
Fig. 5 Simplification of fuel supply system

に示すように、高価なブースターポンプや燃料ポンプとバルブ類を必要とせず、部品点数の少ない簡素で信頼性の高い燃料供給システムを実現した。

今回採用したブラダータンク方式は、インテグラルタンク方式に比べると容積有効率の点で劣るが、燃料のスロッシング荷重（燃料の揺動による衝撃荷重）の心配がなく、燃料配管への空気混入による燃料供給不良を起こさないという点で優れた方式である。

(iii) 飛行制御システム

本標的では、飛行時に上昇降下に関わる機動の要求がないことと低コスト化のため、図6に示すように、精密加工と緻密な計器校正が必要なピトー管の採用を見送り、飛行制御システムに用いるセンサをGPS / INS航法センサのみとして飛行制御演算に必要な不可欠な対気速度と気圧高度を演算により推定することとした。

対気速度は、あらかじめ風洞試験で得られた速度と姿勢

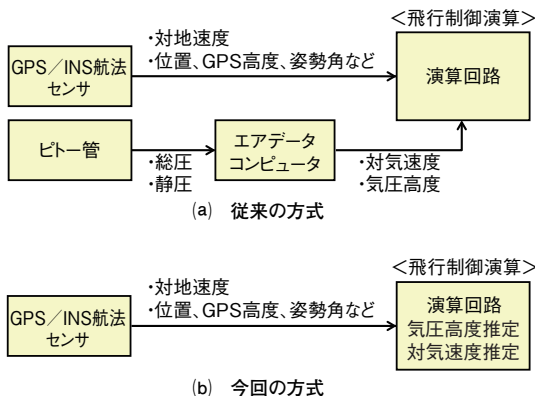


図6 飛行制御システムの簡素化  
Fig. 6 Simplification of flight control system

角のデータベースを用い、GPS / INS航法センサから出力される姿勢角に基づいて推定している。また、気圧高度は、標的発進時の母機飛行高度とGPS高度とを比較して推定するものとした。これらの推定演算は、計器校正済みの有人機の実測値との比較により、正しく機能していることを確認している。

(2) 統合化による低コスト化

(i) 機体制御-エンジン制御

従来の航空機開発では、機体メーカーとエンジンメーカーが異なるため、インターフェース調整に多大な労力を要していた。本開発では、当社が機体とエンジン双方を担当したため、機体制御とエンジン制御の統合化を比較的容易に行うことができ、図7に示すように制御用回路ユニットを半減した。

(ii) エンジン搭載方式

部品点数を削減して組立ておよび加工工数を低減するため、図8に示すように、エンジンを従来のポッド搭載方式

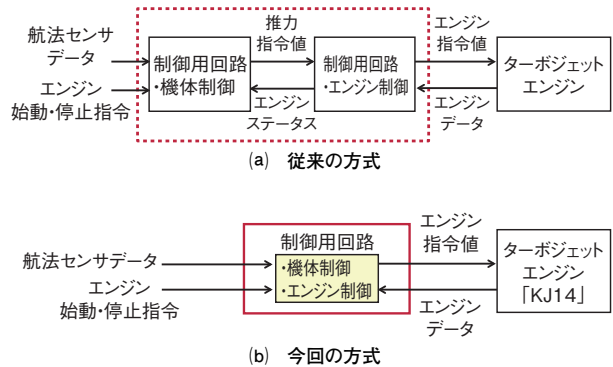


図7 機体制御-エンジン制御の統合化  
Fig. 7 Flight Control system incorporated with engine control system

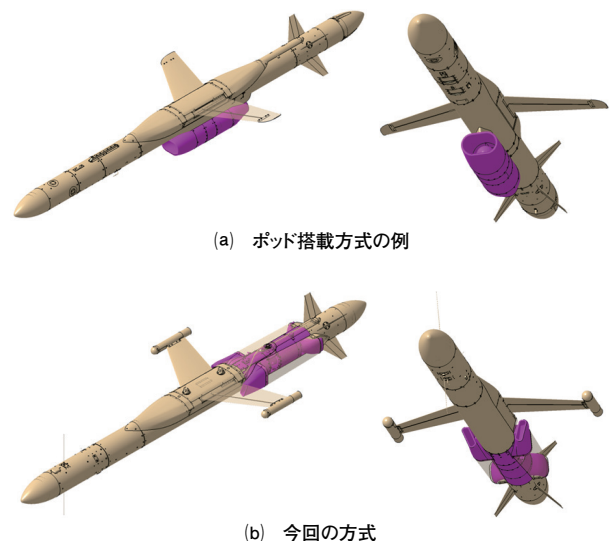


図8 エンジン搭載の概要  
Fig. 8 Overview of engine installation

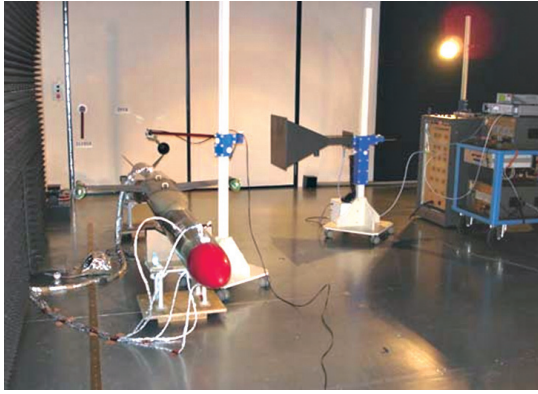


図9 全機システム形態における電磁干渉試験  
Fig.9 Electromagnetic compatibility testing of whole aircraft

ではなく、機体の1次構造として直接結合するという独特のエンジン搭載方式を採用した。

(iii) システムインテグレーション

電磁干渉試験は、電気機器から放出された不要な電氣的ノイズ（エミッション）により標的自身や「F-15DJ」戦闘機に電磁障害を発生させることを未然に防ぐため、エミッションの発生レベルがスペック以下であることとノイズ照射により誤作動がないことを確認する試験である。

本開発では、個々の機器レベルで電磁干渉試験を要求せず、図9に示すように全機システム形態において要求をクリアすることで、低コスト化を実現した。また、演算回路・通信器材・GPS／INS航法センサなどの電装品を中心にCOTS（Commercial Off-The-Shelf）などの既製品を大幅に取り込む一方、軍用製品として要求される温度・湿度・振動などの耐環境性を部品単位で要求せずモジュール単位で製品保証することで、低コスト化を実現した。

あとがき

「空対空用小型標的」の開発において、従来の標的に比

べて大幅な低コスト化を実現した。小型標的機は、陸上自衛隊向けの「対空射撃用標的」も含めて、顧客である防衛省から価格面・性能面ともに好評価を頂いている。これは、機体開発とエンジン開発をともに手がけている当社のシナジー効果によるものである。

今後も、一層のシナジーを追求しながら、コストパフォーマンスに優れた防衛関連器材・装備品を提供していく。

参考文献

- 1) 永田, 佐竹, 前田, 金田, 市村: “小型ジェットエンジン「KJ14」の開発”, 川崎重工技報, No.161, pp.12-15 (2006)



井田 英次



堀井 知弘



落合 正幸



守田 航



相浦 貴幸



佐竹 康秀



市村 修太郎



眞保 英樹



# ロケット用フェアリングの開発

## Development of Payload Fairings for Launch Vehicle



知久成彦① Naruhiko Chiku  
 駒田禎彦② Yoshihiko Komada  
 西尾誠司③ Seiji Nishio  
 筒井賢④ Makoto Tsutsui  
 日吉誠⑤ Makoto Hiyoshi  
 小林正和⑥ Masakazu Kobayashi  
 平野篤史⑦ Atsushi Hirano  
 迎田健一⑧ Kenichi Koda

人工衛星による画像や位置情報の有益性から、新興国や途上国も含めると衛星打上げは今後も増加が見込まれている。フェアリングはロケットの先端で衛星を護るコンポーネントであり、衛星周囲の温度や音響振動環境は打上げコストや軌道投入精度とともに重要であるため、衛星打上げビジネスにおいてフェアリングが担う役割は大きい。

当社は、「H-II」ロケットで初めて大型フェアリングの国産化に成功して以来、高性能なフェアリングを低コストで供給し続けるべく技術の改良を重ねている。

It is expected that launches of satellites will continue to increase in the future across the world including emerging and developing countries due to the benefits of images and positional information acquired by satellites. The fairing is a component that protects satellites on the top of the launch vehicle. This component plays an important role in the satellite launch business because the temperature and acoustic vibration environment around the satellite is critical along with the launch cost and the orbit injection accuracy.

Kawasaki has successfully produced a large fairing for the H-II Launch Vehicle for the first time in Japan. Since then, we have made technical improvements on an ongoing basis to continue supplying high-performance fairings at a low cost.

### まえがき

人工衛星による画像や位置情報を利用した安全保障、防災、民間サービスが一般的になり、宇宙産業の市場規模が増加している。一方で、ロケットを用いた衛星打上げビジネスにおいては、米国企業家の参入などにより価格破壊が起り、高性能なロケットをより低価格で供給することが求められている。

### 1 背景

人工衛星には、偵察衛星や気象衛星に代表される官需衛星と、通信・放送衛星に代表される商業衛星がある。衛星打上げビジネスは、年間20~30機の商業衛星を日米欧露の航空宇宙企業が取りあう構図が続いていたが、2010年にスペースX社が低価格のファルコン9ロケットで参入して価格破壊が発生した。さらに中国やインドなど新興国のロケット技術の進歩も目ざましく、今後ますます競争が激化することが予想されている。このため、日米欧ではコスト競争力を持つ次世代の大型ロケットを2020年頃に市場投入す

るべく開発が進められている。

当社は、1984年に「H-II」ロケットのフェアリングを開発して以来、「H-II A」／「H-II B」ロケットや「イプシロン」ロケットを通して技術の改良を続け、国内すべての主力ロケットのフェアリングを供給するに至っている。現在は、「H3」ロケット用フェアリングの開発を担当し、2020年度の初号機打上げを目指して低コストで高性能なフェアリングの開発に取り組んでいる。

### 2 フェアリング

フェアリングは図1に示すように、ロケット打上げまでは内部（衛星搭載空間）の温湿度や清浄度を一定に保ち、飛翔中は空気抵抗を低減するとともに、空力加熱や音響振動環境から衛星を保護する役割を担う。そして、大気密度が十分に小さくなる高度約100kmで、分離機構を作動させて2片に分割され、ヒンジ周りに回転（開頭）してロケットから分離される。

フェアリングの構成は図2に示すように、2つの半殻構

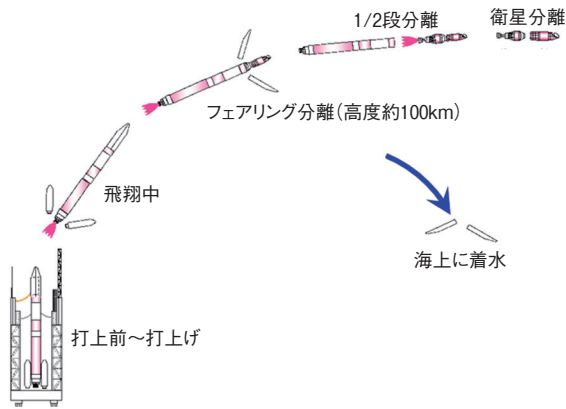


図1 ロケット打ち上げとフェアリングの役割  
Fig. 1 Launch sequence

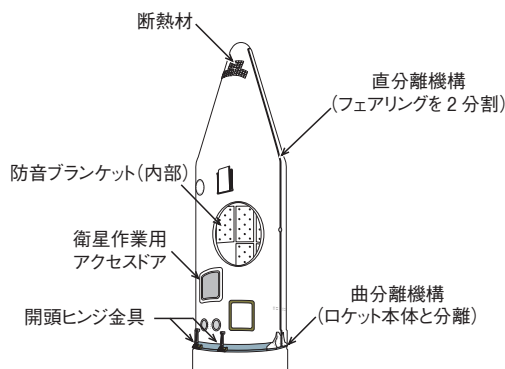


図2 フェアリングの構成  
Fig. 2 Configuration of payload fairing

体を機軸方向の分離機構（直分離機構）で結合し、それをロケット本体と円周方向の分離機構（曲分離機構）で結合する形態になっている。また、フェアリングには、衛星クルーが整備に使うアクセスドアや、衛星が地上設備と通信するための電波透過窓が衛星ごとに設置される。その他、地上設備を通して内部に清浄な空気を取り込むための空調ドア、空力加熱から構体および内部の温度上昇を防ぐための断熱材、エンジンおよび大気から受ける音響振動を低減するための吸音材である防音ブランケットなどを装備している。

繊細な電子部品を多く搭載する人工衛星をできるだけ軽量に作るためには、熱・音響振動・衝撃などの衛星周囲の環境条件が緩いことが重要であり、衛星を保護するフェアリングが担う役割は大きい。

### 3 フェアリングを支える技術

#### (1) 分離機構

フェアリングの中で最も技術的難易度が高いのは分離機構である。分離機構は構造をつなぐ強度部材であるため、超音速で発生する空力荷重に耐える強度が求められる一方

で、分離時に衛星に加わる衝撃を小さく抑えるために少ないエネルギーで分離できるように強度を低く抑える必要がある。また、フェアリングの分離不良はミッション失敗に直結するため、高い信頼性が要求される。

当社はより一層の确实性と低コストを重視して、「H-II」ロケットのフェアリング開発時に戦闘機のキャノピーの緊急分離装置に使用されていたフランジブルボルト（ノッチ付ボルト）方式をベースに、日本独自の分離機構を開発することにした。これは、V字溝（ノッチ）を掘って切れやすくしたボルトを火薬の力で切断する方式である。材料・ノッチの形状・ステンレス扁平管の板厚などのパラメータをわずかに変えるだけで分離不良や衛星汚染につながる扁平管の破裂が生じることになるので開発に時間を要したが、膨大な数の試験からパラメータを絞り込むことで、現在でも新機種に適用できる信頼性の高い分離機構を実現した（図3）。

#### (2) 環境緩和

##### (i) 断熱材

大気との摩擦熱による構体の温度上昇を防いで衛星周囲の温度を適切に保つため、フェアリングの外表面には断熱材が施工される。当社は「H-II」ロケットのフェアリング用としてシリコン樹脂にガラスのマイクロバルーンを混ぜた軽量断熱材を開発し、軽量化と断熱性向上を同時に実現した。

##### (ii) 防音ブランケット

エンジンや大気との摩擦で生じる音響振動を下げるため、フェアリングの内面には防音ブランケットが装備される。この吸音材にはガラスウールや発泡樹脂が用いられるが、衛星搭載空間にほこりが拡散しないようフィルタ付きのカバーで包んでいる。これは、ロケットの上昇による減

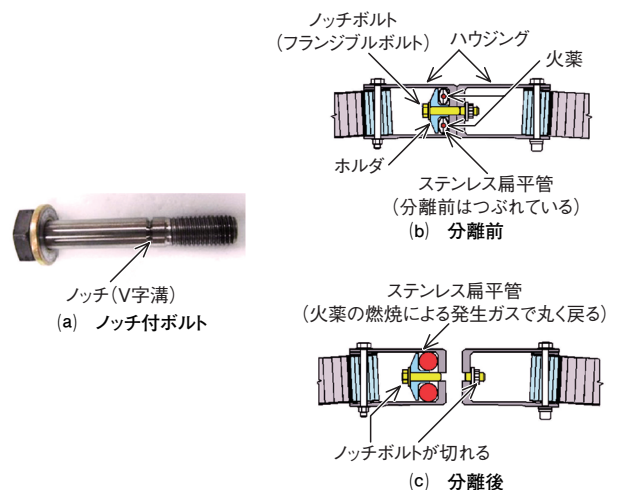


図3 当社製フェアリングの分離機構  
Fig. 3 Separation mechanism of payload fairing from Kawasaki



圧環境でカバーが破裂するのを防ぐためである。ロケット機器の設計においては、減圧も軽量化とともに必須の条件となる。

(3) 構造および形態

(i) 構造

フェアリングの構体は、開頭時の変形をできる限り小さく抑えて空気抵抗を下げるため、小さな直径でより大きな衛星搭載領域を確保できるように、軽量で曲げ剛性が高いハニカムサンドイッチが主流となっている。

サンドイッチ構造は、軽量のコア材の両面に薄板を接合するもので、コア材の板厚を増すことで重量増加を抑えつつ非常に曲がりにくくできる特長を有している。コア材に蜂の巣形状のハニカムコアを用いたものをハニカムサンドイッチ構造と呼び、コアの材質にはアルミ合金やメタ系アラミド繊維などがある。また、スキン材としてはアルミ合金や炭素繊維強化プラスチックCFRPがよく用いられる。

当社のフェアリングは、アルミ合金ハニカム／アルミ合金スキン構造が多いが、軽量化が要求される下部フェアリングなどではCFRPスキンを採用しているものもある。

(ii) 形態

「H-II」ロケットは直径4mのロケットで、静止トランスファ軌道に4tの衛星を運ぶ能力を有していた。これに対して、衛星の質量や形状はミッションにより異なり、直径4mを超える超大型衛星や2t以下の小さな衛星などさまざまであった。そこでロケットの有益性を高めるため、図4に示すような超大型衛星用の直径5mのフェアリング(5S)や2つの衛星を同時搭載可能なフェアリング(4/4D-LS, 5/4D)を開発した。

フェアリングのバリエーションが増えると、それに合わせた構体パネルの成型型や組立用の治工具が必要になるが、設備投資を極力抑えるために、各機種間でパネルを共通化したり治具に長さ調整機能を持たせるなどの工夫を行った。

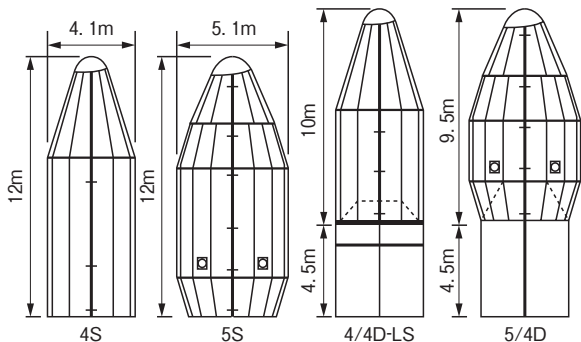


図4 フェアリングの形態  
Fig.4 Forms of payload fairings

4 新規技術への取組み

(1) 「イプシロン」ロケットにおける取組み

2010年から開発が始まった「イプシロン」ロケットのフェアリングでは、低コスト化と利便性の向上を目的に、「H-II」シリーズである「H-II A」／「H-II B」の設計を踏襲しつつ、新たな技術開発に取り組んだ。

(i) 半殻一体水没化構体

ロケットから分離されて海上に着水したフェアリングは、ハニカムコアの内部が空隙であるため沈まずに浮遊する。日本では、浮遊するフェアリングが船舶の航行に支障を与えないように、ロケット打上後に船によって回収しているが、費用が高く天候に依存するという点で問題があり、フェアリングに水没化が求められるようになった。

このため、航空機のエンジンナセルの吸音用ハニカムコアを応用した、エンジンナセルのハニカムコアは、降雨や洗浄で流入する水を抜くため図5に示すようにセル壁にスロットを付与しており、これをパネル内に海水を通すために使用した。

また、「H-II」シリーズでは複数のパネルをボルトで接合して半殻の構体を作っていたが、「イプシロン」ロケットのフェアリングでは先端部と直胴部のつなぎ目を緩やかな曲面形状とすることで、半殻一体成形を可能として組立費用を低減した。

半殻一体成形については、スキン・コア・接着剤などの部品を成型型上に積上げる際の頂上部へのアクセスと側面の部品の固定が難しいという製造上の課題が懸念されたが、治工具の設計時に3次元CADを用いた製造シミュレーションを繰返し行って、適切な成型型や足場を製作して対応した。

(ii) シート貼付け式断熱材

「H-II」シリーズのフェアリングでは、前述のガラスマイクロバルーン入りシリコン断熱材を専用の塗装ブースでスプレー塗布していたが、乾燥に時間がかかるため製造機数の増加に伴い塗装ブースが製造の制約になることがあった。そこで、あらかじめシート状に成形されたシリコンフォームを接着剤で貼り付ける方法を開発した。これにより組立エリア内での断熱施工が可能になり、製造工程の制約

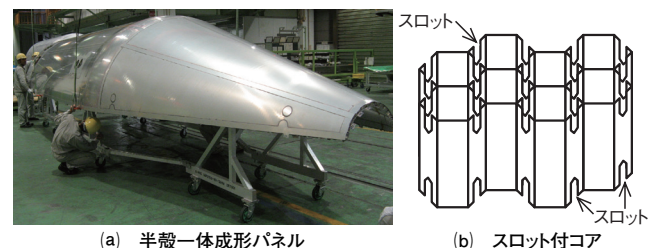


図5 「イプシロン」ロケットのフェアリングの構造  
Fig.5 Structure of the Epsilon's payload fairing

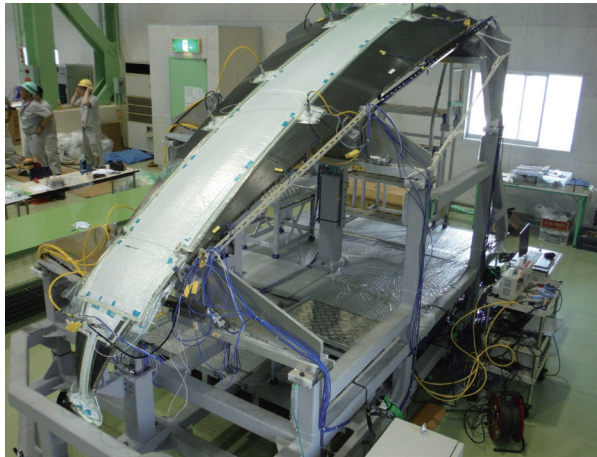


図6 曲面パネルの脱オートクレーブ接着  
Fig.6 Out-of-Autoclave joining of curved panels

を解消した。

(iii) クイックアクセスドア

「イプシロン」ロケットは固体燃料を使用するため、液体燃料のロケットのように打上げ直前に長時間かけて燃料を充填する必要がない。この打上げの即応性を最大源に生かすため、フェアリングに対してはアクセスドアのクローズ時間を短くすることで、ロケットや衛星の整備時間を短縮する工夫が求められた。

(2) 「H3」ロケットにおける取り組み

冒頭で述べたように、今後のロケットにはコスト競争力が求められる。「H3」ロケットは、高い信頼性と衛星ミッションに応じた柔軟なサービスを低コストで提供することを目指しており、フェアリング開発において以下の取り組みを行っている。

(i) 自動積層装置AFPの導入

構体パネルの製作費の低減と生産機数の増加に同時に対応するため、自動積層装置AFP (Automated Fiber Placement) を導入してCFRPを低コストで積層する。

AFPは「ボーイング787」の胴体製造に適用しており、欧米においても導入が進んでいるが、ハニカムコア上への積層には新たな工夫が必要となる。たとえば、ハニカムコアを型に抑えついたり、セル壁間でCFRPが垂れないよう適切な張力をかけたりする必要がある。

(ii) 脱オートクレーブ接着技術の活用

「H-IIA」／「H-IIB」ロケットのフェアリングは、構体パネル同士の結合をボルトとナットで行っているが、「H3」ロケットでは質量とコストを同時に低減するため接着技術を最大限に活用することとして、脱オートクレーブ接着技術を適用する。

5～6気圧で成形するオートクレーブ成形に比べると、

真空引きによる1気圧で部品を抑えつけて接着するため、加熱前に十分に脱気を行わないと接着剤に気泡（ボイド）が生じて強度低下の原因となってしまう。このため、クーポン試験を繰り返して治具建てを工夫し、ボイドが十分に少なくなる生産条件を設定した。また、図6のようにフェアリング先端部を模擬した曲面パネルを実際に接着して、実機製造に向けて準備を進めている。

(iii) 機種間におけるシナジー効果の発揮

上記の技術以外にも、水没化構造、クイックアクセスドア、シート式断熱材など「イプシロン」ロケットで獲得した技術に改良を加えて適用していく計画である。一方で「イプシロン」ロケットにも発展型開発の計画があり、今後は「H3」と「イプシロン」などロケット機種間のシナジー効果により効率的にフェアリング技術を発展させる。

あ と が き

衛星打上げビジネスは今後新興国の参入が予想され、これまで以上にコスト競争力が重要になる。今後も社内の技術を結集してチャレンジングな開発を続けることで国際競争力を維持し、フェアリング事業を拡大していく。

参 考 文 献

- 1) 駒田, 堀江, 筒井, 関根, 小林, 平野, 迎田, 佐藤, 鬼鞍, 福野, 田河, 豊田:「宇宙ステーション補給機「HTV」用 H-IIBロケット・フェアリング”, 川崎重工技報, No.171, pp.20-23 (2011)



知久 成彦



駒田 禎彦



西尾 誠司



筒井 賢



日吉 誠



小林 正和



平野 篤史

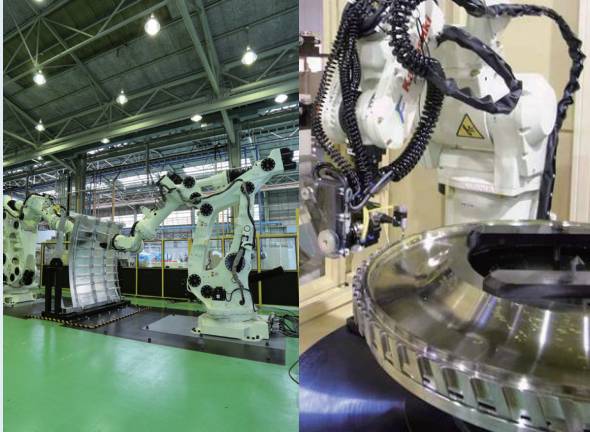


迎田 健一



# ロボットを活用した航空機の機体・エンジンへの新接合技術 および仕上げ技術の開発

## Development of New Joining and Finishing Technologies for Aircraft Fuselages and Engines Using Robots



上 向 賢 一①※	Kenichi Kamimuki
吉 田 友 祐②	Yusuke Yoshida
岡 田 豪 生③	Hideki Okada
長 船 克 巳④	Katsumi Osafune
福 原 一 美⑤	Kazumi Fukuhara
北 村 伸 二⑥	Shinji Kitamura
深 田 慎 太 郎⑦	Shintaro Fukada
堀 内 悠 平⑧	Yuhei Horiuchi

今後、航空旅客需要の増加に伴い新規製造ジェット旅客機の増加が予想されている。

航空機製造においては厳しい品質要求を満足しつつ、一層の低コスト・高レート生産が求められており、ロボットによる自動化が注目されている。そこで、航空機の機体・エンジンの製造において、自動化に適したロボットやシステムおよび加工プロセスを開発して実機適用を推進している。

More jetliners are expected to be manufactured in the future in line with an increase in the demand of plane passengers.

Automation using robots is garnering attention in the field of aircraft manufacturing since it is required to further reduce production costs and accelerate the production rate while satisfying stringent quality requirements. In this context, we are developing robots, systems and production processes suitable for automation and are moving ahead to apply them to actual parts of aircraft fuselages and engines.

### まえがき

今後20年間で、航空旅客需要は年平均伸び率4.6%、ジェット旅客機の新規製造機数は33,000機と予想されている。一方、その価格競争が激しくなっており、顧客から製造コストの低減を求められている。

### 1 背景

近年、「ボーイング777X」(777X)や「エアバスA350」(A350)の航空機機体とともにそれらの機体用エンジンの開発が進められており、さらに将来旅客機の新規開発も予想されている。当社は航空機機体やエンジンの共同開発・生産のパートナーとなっており、高度な品質管理や低コスト化・高レート化・軽量化を求められている。これらに対応するために自動化技術や新生産技術の開発を進めており、特に専用設備より安価で汎用性の高いロボットによる自動化に注目している。

### 2 新接合技術および仕上げ技術へのロボット適用方針

#### (1) 機体製造

航空機機体では、新接合技術として当社が開発した複動式FSJ (Friction Spot Joining: 摩擦攪拌点接合) の適用検討を行っており、これまで標準的なC型の接合ガンを搭載したロボットによる部品試作や継手を製作し評価してきた<sup>1)</sup>。しかしながら、標準的な接合ガンでは部品の形状によってはアクセスが困難な場合があるため、大型一次構造を含むさまざまな部品形状を接合可能にするためのロボットおよびその制御技術の開発が必要であった。

そこで、図1に示すような接合ガンと裏当てガンを独立して持たせたロボットを対向配置して接合する方法や装置を開発している<sup>2)</sup>。これにより、たとえば「777X」での当社分担製造部位である大型部品の機体胴体外板に取り付ける部品の接合が可能となる。このロボットは、接合時の反力によるたわみを極力抑えるために新規開発した高剛性のロボット「MG10HL」であり、2台のロボットの協調動作と接合時の加圧による滑り補正の機能を有している。

このように、複動式FSJの適用について、ロボットおよ

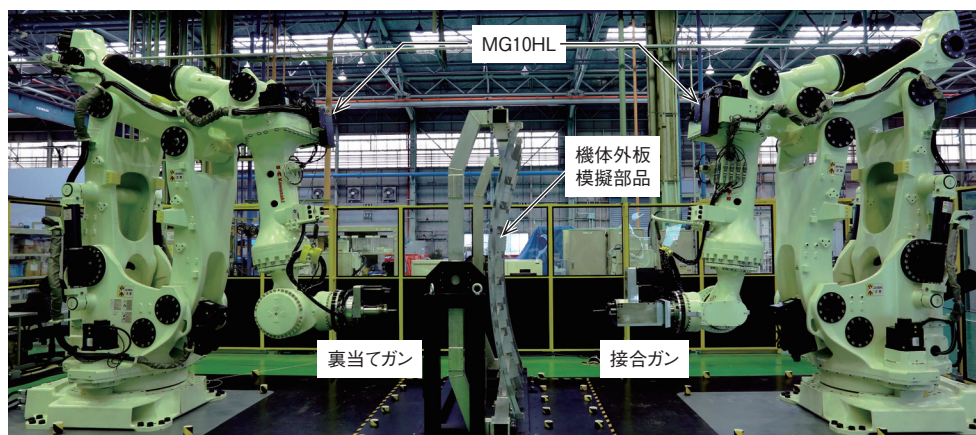


図1 対向式FSJロボットシステム  
Fig. 1 Coordinated refill FSJ robot system

びその制御技術を開発するとともに、接合部品の配置や保持も含めたロボットシステムを検討している。

## (2) エンジン製造

航空エンジンは、ケースや静翼に代表される静止体部品と、ディスクや動翼に代表される回転体部品とに分けられる。特に回転体部品は非常に高速で回転するため、部品にわずかな傷や打痕があった場合でも、それが起点となつて一気にき裂が進展して、最悪の場合にはエンジンバーストに至ることもある。このようにわずかな傷でも大事故に繋がるため、手仕上げにおいても非常に厳しい要求基準があり、それを満たすために高度な品質管理・高精度な加工技術・安定した製造品質が求められる。

これまで、このような重要回転体部品のエッジの仕上げは熟練者の技能に依存してきたが、顧客要求に応える自動化を実現するため、ロボットを駆使した独自技術を開発して要求基準を満足するまでに至った。現在では20台以上のロボット仕上げ設備が稼働しており、ディスク部品のみならずギア部品やケースなどの静止体部品にも適用を拡大して、複数顧客の製品向けの自動化を実現している。

将来的には、仕上げ加工だけではなく、組立作業や部品の配膳や加工機へのワークのロード／アンロードといった分野へもロボットの適用を広げていく方針である。

## 3 ロボットの適用検討

### (1) 機体製造

#### (i) 対向式ロボットによる複動式FSJプロセスの開発

複動式FSJによる接合プロセスを図2に示す。プローブとショルダーを一緒に回転させながら材料に押付けることで摩擦熱を発生させて材料を軟化させ、プローブを引き上げて軟化した材料を逃がしながらショルダーの先端部を材料中に圧入する。その周辺に塑性流動を生じさせて上下の材料を一体化させ、その後、プローブを押し下げて逃がし

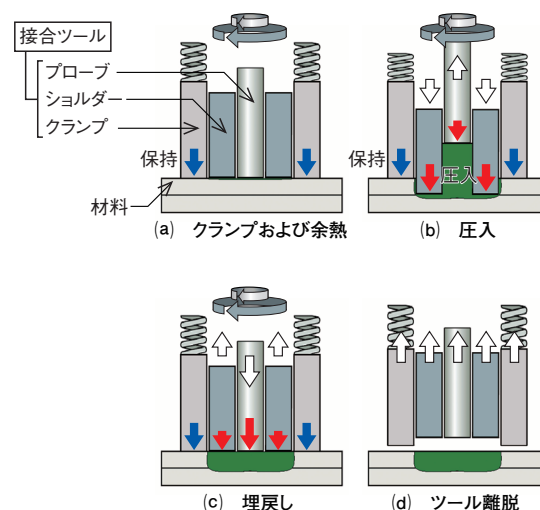


図2 複動式FSJによる接合プロセス  
Fig. 2 Joining process of refill FSJ

た材料を埋戻しながらショルダーを引き上げる。

良好な接合品質を得るために、各プロセスにおけるプローブ位置・ツール荷重・ショルダーとプローブの回転速度・ショルダーの圧入深さなどのパラメータを制御している。また、対向式ロボットによる接合を実現するために、各プロセスの開始・終了および圧入・埋戻しなどのタイミングを2台のロボットで同期させている。

#### (ii) 腐食防止処理した材料の接合プロセス開発

航空機部品の多くは、部品と部品の合わせ面の腐食防止のために、防水のためのシーラントが塗布されている。つまり、航空機部品の組立に複動式FSJを適用する場合には、シーラントが塗布された部品を接合しなければならない。しかし、前述した接合プロセスで複動式FSJを行うと、接合部にシーラントを巻き込み、内部欠陥および強度低下の原因になる。

そこで、シーラント塗布材の接合プロセスを開発した<sup>3)</sup>。複動式FSJによる接合プロセスの前に、接合ツールで材料

⑤ 精密機械・ロボットカンパニー ロボットビジネスセンター FAソリューション第一総括部 エンジニアリング部

⑥ 精密機械・ロボットカンパニー ロボットビジネスセンター 技術総括部 開発部



を加圧して合わせ面に塗布されたシーラントを外部に排出（スクイズアウト）するものである。このプロセスにより接合した継手の断面図を図3に示す。接合部へのシーラントの巻き込みがほとんどない良好な接合断面となっている。継手強度はスクイズアウト無しのものに比べて大きく改善し、シーラントが塗布されていない継手とほぼ同等の強度であることが確認できた。

(iii) 部品の配置の自動化

部品製造工程全体を自動化するため、ロボットによる部品の自動配置・位置決め・保持を行う方法を検討するとともに装置の試作を行った。

接合ガンと部品との干渉を避けるため、図4に示すように10kg可搬の小型ロボット「RS10N」に軽量の真空吸着ハンドを搭載して部品を保持する構成とし、接合ガンと裏当てガンを持つ2台のロボットとこの部品配置ロボットの合計3台を協調して制御するシステムを試作した。その際、接合部に接合ガンがアクセスできる空間を確保すること、接合中の反力に対して位置を保持すること、部品へのキズを防止することを考慮した。部品を真空吸着によって把持し、接合部近傍の空間を確保して接合ガンのアクセスを可能とした。またスキンも含めて真空吸着とすることで、接合中の反力に対しても位置を保持できるようにした。さらに、図5に示すようにスキンと真空パッドの接触面に樹脂ブロックを配置してキズを防止した。

今後は、航空機に求められる高精度な部品配置を実現するための、センシングや補正技術について検討する。

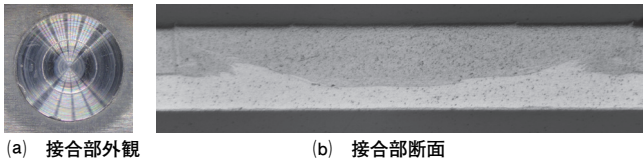


図3 シーラント排出接合プロセスによる接合部外観および断面  
Fig. 3 Joint appearance and cross-section in the joining process with the sealant squeeze-out

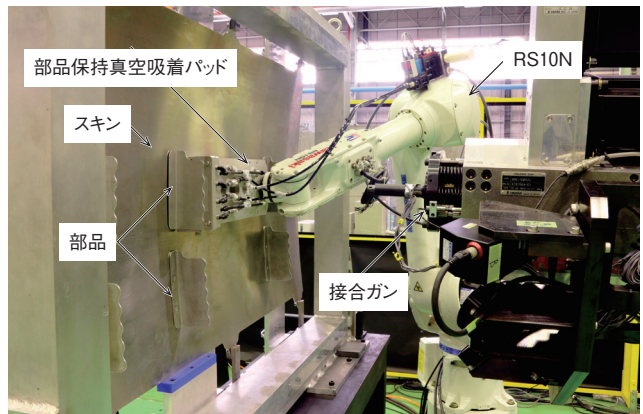


図4 部品配置ロボット  
Fig. 4 Parts layout robot

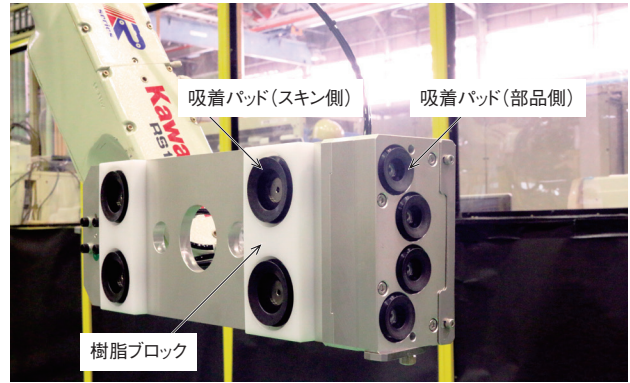


図5 部品保持部  
Fig. 5 End effector for holding the part

(2) エンジン製造

(i) オフライン教示システム「KCONG」

通常、ロボットにオンラインで動作を教示する場合は人がティーチペンダントを用いて実際にロボットを動かすことで行うが、0.1ミリ単位の高精度が求められる動作を実現することは困難である。カワサキロボットには「KCONG」という独自のオフライン教示システムがあり、これを用いることで複雑な動作を高精度に教示することが可能である。

たとえば、ロボットに取り付けられた刃具によりワークを加工する場合、「KCONG」では、まず対象ワークの3Dモデルを取り込み、図6に示すようにパソコン上で教示点を作成して刃具の加工パスを生成する。これによって正確な加工位置の教示と理想的な刃具の動作が得られる。

(ii) タッチセンシングシステム

「KCONG」によりロボットに対する理想的な教示点を得ることができるが、実際に動作させる上ではさまざまな問題がある。ロボット自身が持つ絶対精度誤差や加工姿勢によるアームのたわみなどにより理想的な動作とのズレが発生する。ワーク自身も3Dモデル通りの形状とは限らず、公差内において個体差を有している。また、ワークを治具にセッティングする際の誤差などもズレの原因となる。

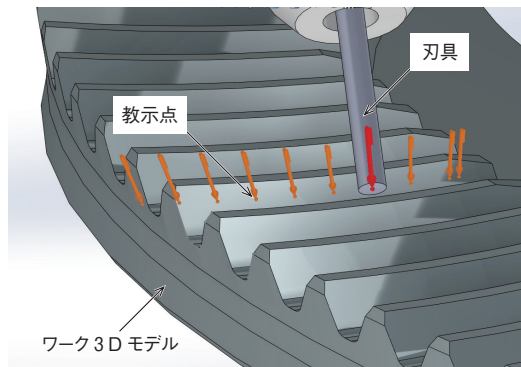


図6 KCONGによるオフライン教示例  
Fig. 6 Example of offline teaching with KCONG

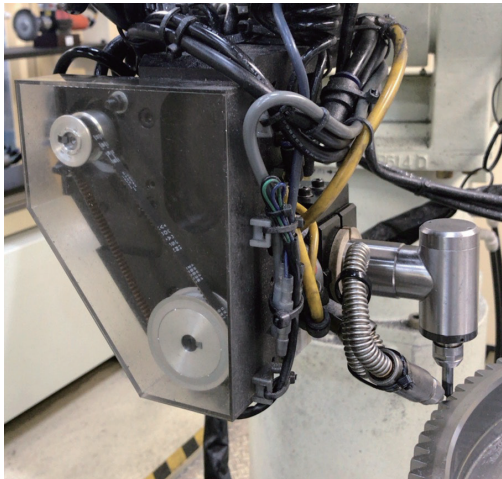


図7 タッチセンシングシステムを有した定圧装置  
Fig.7 Constant-pressure device with touch sensing system

以上のような問題に対処するため、タッチセンシングシステムを開発した。これは、ワークをセットした状態でその一部分を3点計測し、構成される交点と理論値との差を導き出して補正するシステムである。

#### (iii) 定圧装置

理想的な加工パスが得られ、さらに実体との位置ズレが補正されても、すべての加工パスにおいて一様な面取り形状が得られるとは限らない。これは、ロボットの動作自体がスムーズでなかったり、刃具の摩耗状況によっては一様性に問題が残ることがあるためである。人間が加工する場合は熟練者の技能によって一様性が保たれるが、ロボットの場合は別のしくみが必要となる。

このために開発した装置が図7に示す定圧装置である。サーボモーターのトルク制御により刃具の押し付け力を一定に保つ装置で、加工パスにおいて面取り形状の不均質をなくし、さらなる品質向上を実現することができる。

このように、ロボットによる仕上げ加工を実現するにあたり、さまざまな技術開発と適用における工夫を実施することで、熟練者に劣らない品質を安定して実現することが可能となった。これにより、非常に厳しい品質基準が求められる重要回転体においても顧客要求を満足することができた。現在では、量産部品への適用を通して作業工数の削減にも寄与している。

航空エンジンでは圧縮機の回転体部品への適用が進んでおり、すでに多くの種類の量産機種へロボット仕上げを適用している。また、ロボットと回転テーブルの協調動作や芯出しレスなどの技術により、1メートルの直径を超えるようなケースやハウジング部品のエッジ仕上げも実現している。さらには、より硬度の高い鉄系ギヤ部品の歯先仕上げにも、超硬刃具やベルトサンダーの適用で量産加工を実現している。

今後は、エッジの仕上げ加工だけではなく、プリスク形状部品の翼面の粗度向上を狙った研磨加工やギヤボックスの組立、さらには加工機械へのワークのロード／アンロードといった分野にも適用を拡大していく。

#### あとがき

航空機の機体・エンジンにおいて、当社がロボットの開発および製造部門を有しているという強みを生かして、製造技術に適したロボットの開発、またロボットの制御技術や加工技術を活用して全社のシナジーにより製造技術も開発している。

航空機分野は今後の成長産業であるが、競争も非常に厳しくなっている。事業の拡大を図るためには、品質要求を満足しつつ低コスト化を図る必要がある。そのためにロボットを中心とした自動化が必須であり、ロボットやそのシステム、そして加工プロセス開発力を持つ当社の強みを生かして、品質向上と製造コスト削減に取り組んでいく。

#### 参考文献

- 1) H.Okada, K.Kamimuki, S.Yoshikawa, S.Fukada, "Refill Friction Spot Joining for Aerospace Application", SAE Technical Paper 2015-01-2614 (2015)
- 2) 北村, 小山, 堀内, 入江, 木下: "超重量可搬・高剛性ロボット「MG10HL」とそれを用いた航空機部品の生産", 川崎重工技報, No178, pp.14-17 (2017)
- 3) 特許第6182280号, "摩擦攪拌点接合装置及び摩擦攪拌点接合方法"



上 向 賢 一



吉 田 友 祐



岡 田 豪 生



長 船 克 巳



福 原 一 美



北 村 伸 二



深 田 慎 太 郎

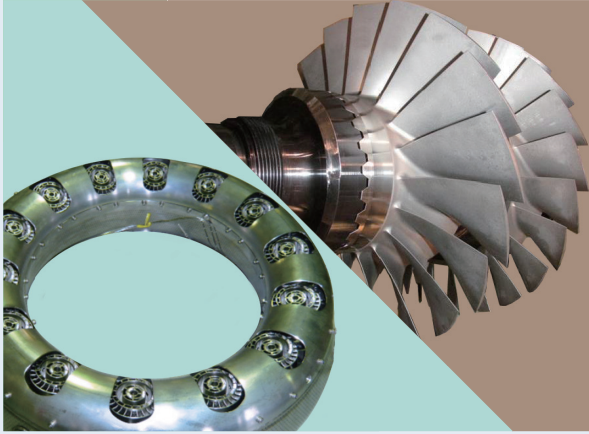


堀 内 悠 平



# 航空エンジンの高性能化に向けた要素技術の開発

## Technology Development of Compressor and Combustor for Performance Improvement of Aircraft Engine



酒井 祐輔① Yusuke Sakai  
 松山 竜佐② Ryusuke Matsuyama  
 小田 剛生③ Takeo Oda  
 丹羽 直之④ Naoyuki Niwa  
 堀川 敦史⑤ Atsushi Horikawa

世界経済の発展に伴う航空輸送量の急増と地球温暖化への対策として、航空エンジンには優れた経済性・環境性が要求されており、当社においても将来の製品化に向けた技術開発を進めている。

圧縮機では低燃費化を実現するために高効率な翼形状設計技術などを、燃焼器では排出ガスの低NOx化を実現するために希薄予混合技術などを開発した。さらなる技術開発のため要素試験や解析技術の高度化に取り組んでいる。

Civil aircraft engines are expected to have excellent economic and environmental friendliness to address the rapid increase in air transportation and global warming due to global economic growth. We are developing technologies for future aero-engine components.

We have developed design methodology for high efficiency compressor for better fuel consumption, and lean staged combustor for NOx reduction. We are continuously working on improving the component testing and the numerical analysis for further development.

### まえがき

グローバル経済の発展に伴う航空輸送量の急増と地球温暖化への対策として、航空エンジンには低燃費化などによる経済性および排出ガスの低NOx化などによる環境性の向上が強く要求されている。

このような状況の下、高性能な航空エンジンの需要は根強く、将来的にも市場規模の拡大が見込まれている。

### 1 背景

当社は国際共同開発に参画して航空エンジンの製造分担による事業展開をしており、シェア拡大に向けた研究開発を実施している。特に、圧縮機と燃焼器に関する自社技術の高度化に取り組んでいる。

### 2 航空エンジンの開発課題

航空エンジンは、図1に示すように、空気を圧縮する圧縮機と燃料を燃焼させる燃焼器および高温・高圧の燃焼空気から動力を抽出するタービンを基本要素として構成されている。

各要素の開発においては、それらをエンジンに組み込む前に段階的な性能評価が必要となる。燃焼器について、要

素開発の技術成熟度レベルTRL (Technology Readiness Level) を図2に示す。当社では、低燃費化・低NOx化に

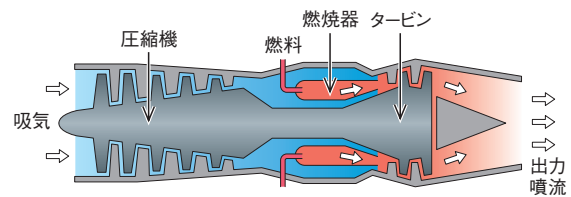


図1 航空エンジンの概略  
 Fig. 1 Schematic of an aircraft engine



図2 燃焼器の技術成熟度レベルTRL  
 Fig. 2 Technology readiness level (TRL) of combustor

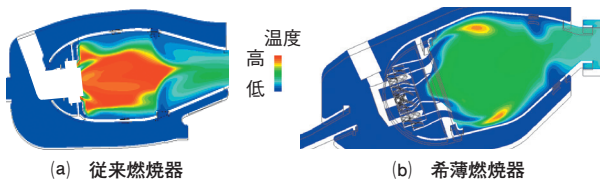


図3 燃焼器の温度分布  
Fig.3 Temperature distribution of combustor

貢献できる要素技術の開発を目的として、TRL 5レベルの技術獲得に向けた研究開発を行っている。

### (1) 低燃費化への課題

低燃費化を実現するためには、エンジンの各要素の効率向上や軽量化が必要となる。圧縮機は、高速回転する動翼列と固定された静翼列を複数段重ねて構成されており、高効率化のためには低損失な翼形状の設計が必要となる。また、軽量化のためには段数を削減する必要があり、翼ごとの負荷が高くなる傾向にある。

一方、エンジンがより安全に運転できるように、圧縮機の不安定作動であるサージやストールを起こさない十分な作動範囲を持つことが必要である。

圧縮機の開発においては、これらの高効率・軽量・広作動範囲をバランス良く実現することが課題である。

### (2) 低NO<sub>x</sub>化への課題

航空エンジンから排出されるNO<sub>x</sub>は、エンジンの中で最も高温となる燃焼器において生成される。燃焼温度が高いほどNO<sub>x</sub>の生成量が増加するため、燃焼温度を低減することが重要となる。

燃焼温度を低減できる燃焼器として、当社では希薄燃焼器を開発している<sup>1)</sup>。希薄燃焼器は、燃焼時の空気に対する燃料の割合を少なくすることで、図3に示すように従来燃焼器より燃焼温度を低減することができる。また、NO<sub>x</sub>だけでなく粒子状物質も大幅に低減できるため、次世代燃焼器として期待されている。一方で、保炎性・燃焼効率・自着火や逆火による燃焼器損傷の可能性・燃焼振動の発生など、実用化には多くの課題がある。

燃焼器の開発においては、低NO<sub>x</sub>を実現するために、均一な予混合火炎を形成することが重要な課題である。

## 3 低燃費化・低NO<sub>x</sub>化への取り組み

### (1) 低燃費化の実現

低燃費化を実現するための取り組みとして、翼設計システムを開発して回転翼列試験で実証した。また、実験結果をより高精度に再現できるように、解析技術の高度化にも取り組んでいる。

### (i) 翼設計システム

近年の翼設計においては、数値流体力学CFDで個々の翼性能を確認しながら設計することが一般的であるが、数多くの設計パラメータの中から最適なパラメータを選定するまでに多くの試行錯誤が必要となる。この作業を効率的かつ精度良く行うために、遺伝的アルゴリズムを活用して図4に示すような最適な設計パラメータを自動的に選定できるシステムを構築した。従来は個別に行っていた空力と振動・強度の最適化を同時に行うことが可能となっている。本システムを用いて設計した新型翼と従来翼について、圧力損失の半径方向分布の比較を図5に示す。このように、従来翼よりも全圧損失が低減した高効率な翼が設計できるようになった。

### (ii) 回転翼列試験

新規に設計した翼型について、回転翼列試験で設計の検証を行った。試験は2段軸流圧縮機の形態で実施した。試験に使用した装置を図6に示す。回転翼列試験では、圧力比・効率などの空力特性や健全性を確認するために翼の振動特性を取得する。また、設計段階での予測が難しいサー

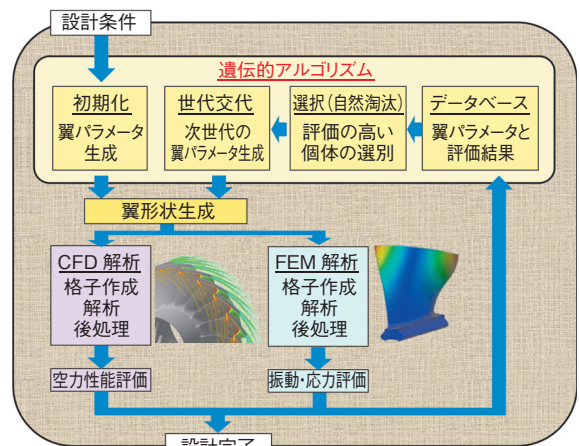


図4 翼設計最適化システム  
Fig.4 Airfoil design optimization system

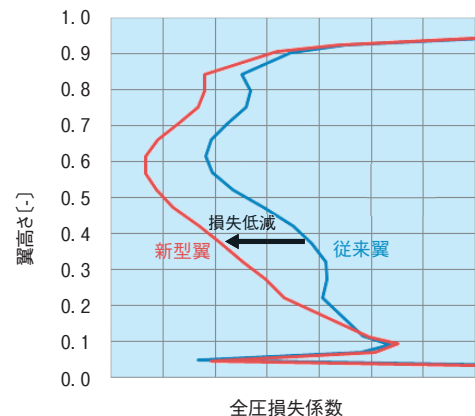


図5 全圧損失の分布  
Fig.5 Distribution of total pressure loss



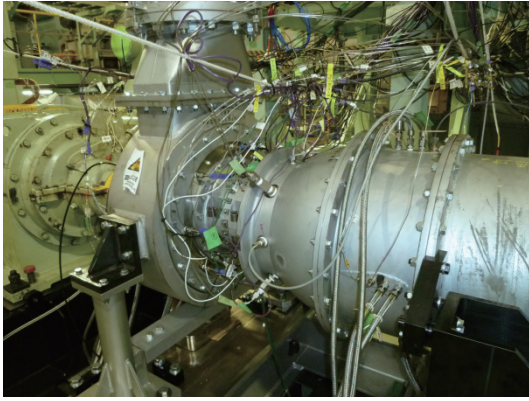


図6 圧縮機回転翼列試験装置  
Fig. 6 Compressor test rig

ジ・ストールの発生点も確認している。

(iii) 数値解析

翼の設計においては、解析時間の制約から流れ場を時間平均して取り扱う定常解析が一般的に使用される。しかし、定常解析では多段圧縮機の動静翼干渉を精度良く捉えることができないため、サージなどの不安定現象の予測精度が不十分である。そのため、時間精度を高めた非定常解析の研究にも取り組んでいる。

非定常解析は定常解析と比較して解析が大規模になるため、スーパーコンピュータ「京」を用いた共同研究を九州大学と実施している<sup>2)</sup>。解析対象は回転翼列試験を実施した2段圧縮機であり、翼端付近における密度勾配分布を図7に示す。このように、翼の後流や衝撃波が隣接する翼と干渉する複雑な流れの様子を捉えることができている。

(2) 低NOx化の実現

航空エンジン用燃焼器の多くは、代表図に示したように周上に配置された燃料噴射弁から噴射された燃料が、下流の環状燃焼室内で燃焼する環状燃焼器である。

希薄燃焼器では、燃焼室内で燃焼する前に、燃料噴射弁内で燃料と空気を予混合させる。予混合気均一であるほ

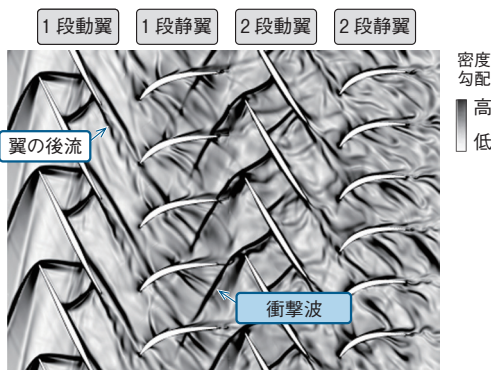


図7 翼間の密度勾配分布  
Fig. 7 Density gradient distribution in blade-to-blade plane

どNOxを低減することができるため、燃料噴射弁の性能向上が重要となっている。

燃料噴射弁の開発においては、均一な予混合火炎の実現などの課題を解決するためにJAXAと共同研究開発を実施しており、数値解析と光学計測を用いて空気の流れ場・燃料分布・燃焼場を可視化して設計に利用している。設計した燃焼器に対しては、高温高压燃焼試験にて性能評価を実施する。高压力比化が進むエンジンに対して実温実圧に近い条件で環状試験ができる設備は世界的にも希少であるが、当社は図8に示すJAXAの保有する大規模な高温高压燃焼試験装置を利用して、実温実圧に限りなく近い試験条件で性能評価を実施しているため、より精度良く性能を把握することができる。

(i) 予混合火炎

予混合度が異なる場合の燃料噴射弁の燃焼試験時の火炎を図9に示す。図中の赤い円状部分は円筒状設備が赤熱している領域であり、青い部分が火炎である。なお、図を左右に横切る棒は排出ガス計測プローブである。

予混合が不均一な場合である同図(a)では火炎が周方向に筋状となり、予混合が均一な場合である同図(b)では火炎が周方向に一様になっている。また、予混合が均一な場合のNOx排出量は、大幅に削減されている<sup>3)</sup>。予混合を均一にするためには、空気の流れ場および燃料分布を精度よく把握する必要がある。

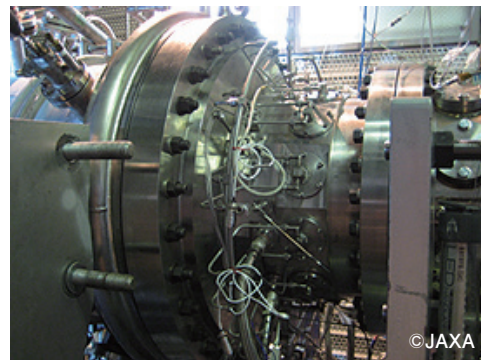
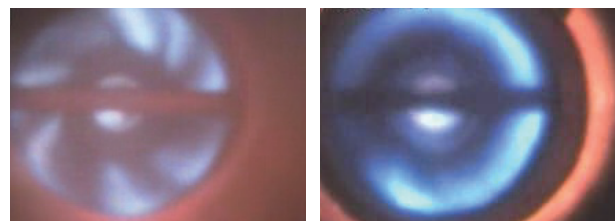


図8 高温高压燃焼試験装置  
Fig. 8 High temperature and high-pressure combustor test rig



(a) 不均一な場合の火炎 (b) 均一な場合の火炎

図9 予混合火炎  
Fig. 9 Premixed flame

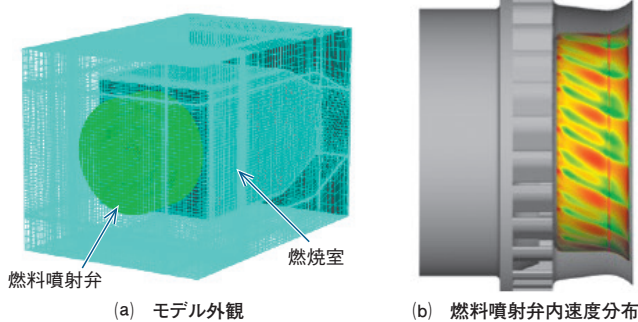


図10 燃料噴射弁内CFD  
Fig.10 CFD in the fuel injection device

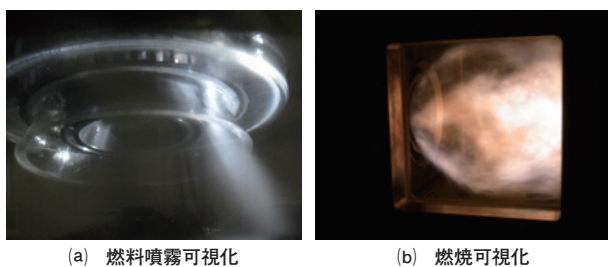


図11 燃焼器内部の可視化  
Fig.11 Visualization of the interior of combustor

(ii) 数値解析

空気の流れ場の把握のために、数値解析を利用している。着火・保炎性能や出口温度分布などに影響のある燃焼器内の大きな流れ場や、予混合および自着火や逆火のリスクを伴う燃料噴射弁内での空気流れの剥離や速度分布の把握に有効である(図10)。特に後者では、計算対象の形状を忠実に再現するために、より詳細で大規模な解析が必要であり、JAXAにおいて非燃焼解析コードUPACSとスーパーコンピュータを利用して解析を実施している。

(iii) 光学計測

高圧力雰囲気下における燃料噴射弁内の燃料噴霧分布の可視化試験の様子を図11(a)に示す。燃料噴射弁の最外殻の部品を透明化することで、燃料噴射弁内の燃料噴霧分布を可視化することができる。また、レーザを使用することで、可視化した燃料噴射弁の燃料噴霧粒径や液滴速度など、より詳細な情報を得ることができる。

燃料噴射弁の燃焼試験中の火炎の様子を図11(b)に示す。試験用燃焼室の壁面をガラスにすることで、燃焼状態を可視化している。可視化と合わせてレーザなどの光学装置を

使用することで、燃料噴霧分布・気化した燃料分布・燃焼場などの情報をより詳細に把握することができる。

あ と が き

将来の民間航空エンジン事業における当社技術の採用に向けて、圧縮機や燃焼器の技術開発に取り組んでいる。今後もさらなる技術開発とエンジン開発元OEMへの提案活動を継続していく。

本研究の一部は、九州大学およびJAXAとの共同研究で得られた成果であり、高度情報科学技術研究機構のHPCIシステム利用課題として採択されたものを含む。関係者に感謝の意を示す。

参 考 文 献

- 1) 特許 第5988261号, “燃料噴射装置”
- 2) S. Saito, M. Furukawa, K. Yamada, Y. Tamura, A. Matsuoka, N. Niwa, : “Vortical Flow Structure of Hub-Corner Separation in a Stator Cascade of a Multi-Stage Transonic Axial Compressor”, Proceedings of the ASME 2017 Fluids Engineering Division Summer Meeting, July 31-August 3, 2017, FEDSM2017-69116
- 3) R. Matsuyama, M. Kobayashi, H.Ogata, A. Horikawa, Y. Kinoshita,,:” DEVELOPMENT OF A LEAN STAGED COMBUSTOR FOR SMALL AERO-ENGINES”, Proceedings of ASME Turbo Expo 2012, June 11-15, 2012, GT2012-68272



酒井 祐 輔



松山 竜 佐



小田 剛 生



丹羽 直 之

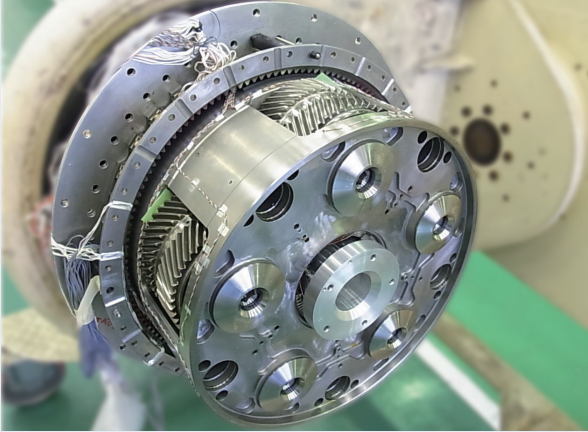


堀川 敦 史



# 航空機用ギアボックス設計技術の高度化

## Advancement of Aircraft Gear Box Design Technology



渡辺 浩二①	Koji Watanabe
五井 龍彦②※*	Tatsuhiko Goi
坂野 孝彦③	Takahiko Banno
今井 秀幸④	Hideyuki Imai
有澤 秀則⑤	Hidenori Arisawa
篠原 俊宏⑥	Toshihiro Shinohara
西川 弘泰⑦※	Hiroyasu Nishikawa

近年の航空機に対する燃費や信頼性向上への厳しい要求に応えるため、航空機用ギアボックスの軽量化・高信頼性・高効率化を実現する必要がある。当社では、これまでさまざまな航空機用ギアボックス製品の開発や製造を行ってきており、さらにCAE技術を活用した解析・シミュレーションによる世界トップクラスの設計技術の開発を行っている。

It is necessary to reduce the weight and enhance the reliability and efficiency of aircraft gear boxes to satisfy recent severe demands for improving the aircraft's fuel efficiency and reliability. We have developed and manufactured a variety of aircraft gear box products and developed world-leading design technologies through analysis and simulation leveraging CAE technology.

### まえがき

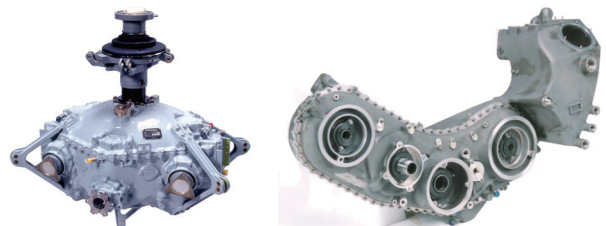
地球温暖化や燃料高騰に伴い、航空機に対する燃費向上・エミッション低減・信頼性向上の要求はますます厳しくなっている。また、旅客数の増加に伴う航空機便数の増加や主に洋上油田へのヘリコプターによる洋上輸送の拡大を受けて、安全性への要求も高くなっている。

用のギアボックスの研究開発を実施している。

航空機用ギアボックスの従来の設計は、これまでの実績や経験をもとに設計し、試作品の試験結果を見て設計変更と再試験を繰り返して最終形態を決定するという手順であり、試行錯誤が必要なために時間やコストを要していた。一方で、次世代航空機用ギアボックス製品に対しては、これまで以上に短期間かつ低コストで軽量・高信頼性・高効

### 1 背景

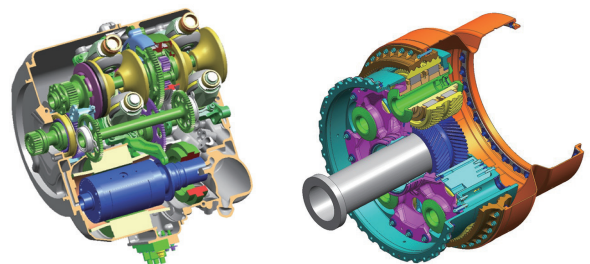
航空機市場は今後も堅調に成長することが予想されており、航空機用ギアボックス製品に対しては、軽量化・高信頼性・高効率化が求められる一方でコスト競争力のある新機種を早期に市場投入する必要性から、短期間かつ低コストでの製品開発が要求される状況となっている。



(a) 「BK117」トランスミッション (b) 航空エンジン用アクセサリギアボックス

### 2 航空機用ギアボックス設計における課題

当社は、図1に示すような、「BK117」をはじめとするヘリコプター用トランスミッション、航空エンジン用アクセサリギアボックス、トラクションドライブCVT（無段変速機）を応用した航空機用一定周波数発電装置「T-IDG」などの開発・製造および修理・オーバーホール事業を実施している世界トップクラスの航空機用ギアボックスメーカーである。また、近年ギアード・ターボファンなどギアを介してファンを駆動する航空エンジンであるギアードエンジンの開発が進んでおり<sup>1)</sup>、当社においてもこのエンジン



(c) 「T-IDG」 (d) ギアードエンジン用ギアボックス

図1 当社の代表的な航空機用ギアボックス  
Fig.1 Representative KHI aircraft gear box

率かつ安全性の高い製品を開発することが求められる。このため、要求仕様を満足する設計を短時間で実現する効率的な設計手法の開発が必要となっていた。

### 3 CAE技術を応用した設計効率化

以上の課題を解決するため、これまでの実績や経験および最新のCAE技術を駆使したシミュレーションと解析を組み合わせた設計手法を開発し、試験により検証している。各部品の変形や温度を予測して設計することで信頼性を向上させたり、損失を予測して設計することで効率を向上させたりしている。

#### (1) ギアボックス変形解析によるミスアライメントの低減

荷重を受けた各構成部品の変形によって起こるミスアライメントは、ギアの噛み合い歯面やベアリング接触部において片当たりを引き起こして、ギアボックスの信頼性に悪影響を与える。すなわち、ギアボックスの信頼性を向上させるためには、この影響を低減する必要がある。変形を抑えるためには、厚みを持たせるなどして剛性を高める必要があるが、重量が増加してしまうことになる。そこで、荷重を受けた際の各構成部品の変形を有限要素法FEM解析で予測して各部品の剛性を調整することで、変形の影響の低減と軽量化を両立した設計手法を開発した<sup>2)</sup>。

プラネタリギアシステムの従来の設計では、図2(a)に示すように、荷重伝達経路の前側と後側で剛性が異なるため、トルクによりキャリアがねじり変形してプラネタリギアの軸が傾いてしまう。これに対して開発した剛性最適化設計では、荷重経路の剛性を最適化することで、図2(b)に示すようにプラネタリギア軸の傾きを低減できる。

変形解析によりミスアライメント低減設計を実施した結果を図3に示す。初期形状ではフロントプレートの剛性が大きく荷重の影響によるプラネタリギア軸の傾きが大きい状態となっていたが、最適設計形状では前側と後側の剛性を均一にすることでプラネタリギア軸の傾きの低減と軽量

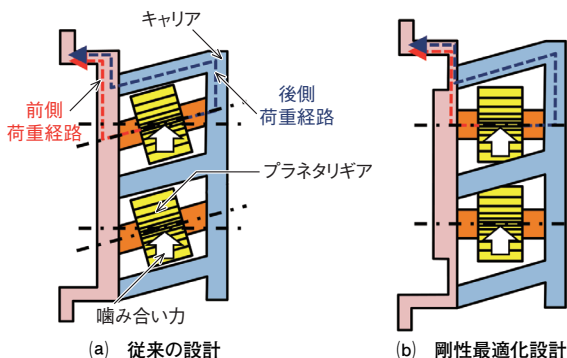


図2 プラネタリギアシステムの設計  
Fig. 2 Design of planetary gear system

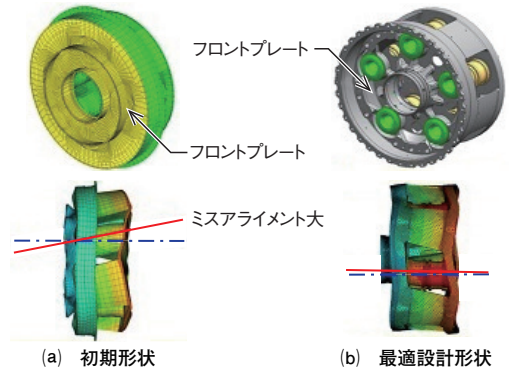


図3 変形解析によるミスアライメント低減  
Fig. 3 Misalignment reduction through deformation analysis

化を両立している。本設計を採用した実機サイズの供試体で、実機の運転条件を模擬した耐久試験を実施した。耐久試験後の分解検査結果では、主要構造部材・各ギア歯面・ベアリングはすべて健全な状態であり、本設計手法の有効性を確認できた<sup>3)</sup>。

#### (2) 構成部品の変形を考慮した歯当たりの最適化

航空機用ギアボックスに使用されるベベルギアの高信頼性を実現するためには、運用中のさまざまな負荷条件において動力を伝達する歯面同士の歯当たり（歯の接触範囲や圧力分布）を適切にする必要がある。歯当りは、ギアとそれを支持する構成部品の荷重による変形に大きく影響される。変形を低減するためには各部品の剛性を高める必要があるが、重量が増加してしまうことになり、軽量化と高信頼性を両立する歯当たりの設計には長期間を要していた。そこで、短期間かつ低コストでこれらを両立させた設計を行うために、負荷による各部品の変形を解析により見積もるとともに歯当たり状態を予測してギア歯面を設計する手法を開発した。

開発した歯当たり最適化設計手法の概要を図4に示す。まず、FEM解析によりギアとそれを支持するハウジングなどの構成部品の変形を解析して、変形後の歯面形状や歯

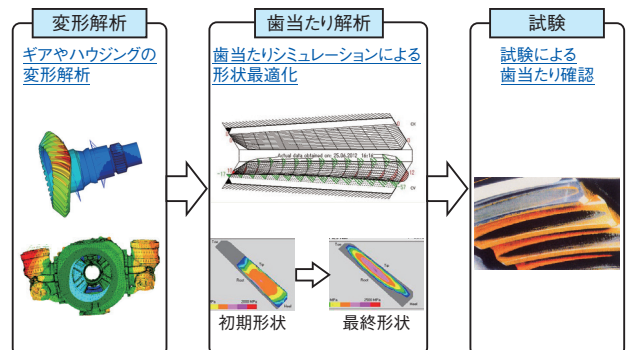


図4 歯当たり最適化設計手法  
Fig. 4 Gear tooth contact pattern optimization design method



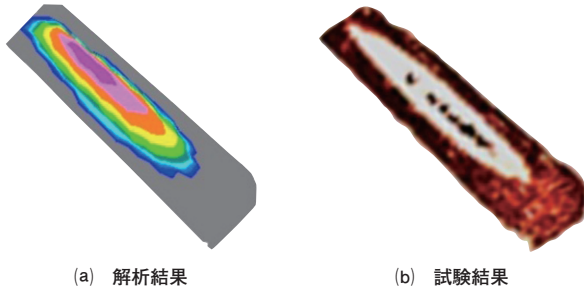


図5 歯当たり解析結果と試験結果  
Fig.5 Analysis and test results of gear tooth contact pattern

面どうしの位置関係を予測する。そして歯当たりシミュレーションソフトにより歯当たり状態を解析・調整し、歯当たりが適切となるギア歯面を設計する。その後、実際にギアを試作して、解析どおりの適切な歯当たりとなるかを試験により確認する。

本手法で実施した歯当たりの予測結果と、実際に負荷試験を実施して歯当たり状態を確認した結果の一例を図5に示す。図5(a)に示す解析結果の灰色部と図5(b)に示す試験結果の茶色部が1つの歯面であり、中央の楕円が歯当たり範囲となる。解析による結果と試験結果は良く一致しており、本設計手法が有用であることがわかる。

### (3) オイル流れCFDによる損失の低減

ギアボックス製品の効率にはギアボックス内部の回転部品が起因しており、これらが潤滑と冷却に用いるオイルをかきまぜる際のかきまぜ損失と風損、さらには部品同士の摩擦損失が主な要素である。

オイルのかきまぜ損失は、ギアの圧縮機羽根のようなポンプ作用により周囲流体を大きく攪拌することが主要因である。航空機用ギアボックスでは、小型軽量化のために高速回転ギアを用いており、オイルのかきまぜ損失がギアボックス全体の損失の50%を越える場合もある。この損失を低減するためには、オイルに伝達される運動量を最小化する、すなわち必要な箇所に必要な量のオイルを供給するとともに即座に排出する必要がある。

損失を低減した設計を実現するために、オイルと空気の高速二相流およびギアのかみ合い部分の適切なモデル化によるこれまでにないCFDシミュレーション技術を開発した<sup>4)</sup>。この技術を用いて、ベベルギアの損失低減のために、ギア周囲をシュラウドで囲みオイルの排出口を設ける構造について、オイルのかきまぜ損失と風損のシミュレーションによる予測と試験による検証を行った。

シュラウドが無い場合の状況を図6に、シュラウドが有る場合の状況を図7に示す。シュラウドが無い場合では、ギアボックス内部にオイルが飛散し、それをギアがかき混ぜるために損失が増加する。一方シュラウドがある場合では、オイルは必要な量だけギア歯面のみを流れ、さらにオ

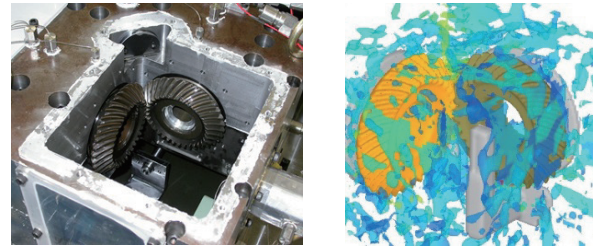


図6 対象ギアボックスとシミュレーション状況(シュラウド無し)  
Fig.6 Test gear box and simulation result (without shroud)

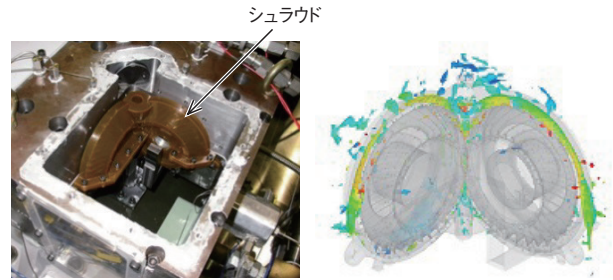


図7 対象ギアボックスとシミュレーション状況(シュラウド有り)  
Fig.7 Test gear box and simulation result (with shroud)

イルの排出口の位置を調整することでシュラウド内部のオイル流れをスムーズにして損失を低減する。シュラウドが有る場合の損失の低減率について、試験結果とシミュレーション結果は良く一致しており、本技術が高効率を実現する最適設計に有用であることを確認した。また、本試験でシュラウド形状およびオイルの排出口位置を調整することで、シュラウド無しの場合に比べて30%程度損失が低減されることも確認した。

本設計手法は、プラネタリギアシステムの実証試験用供試体の設計にも適用しており、ギアボックス全体で目標である99.5%以上の伝達効率を達成することができた<sup>5)</sup>。

### (4) CFDと伝熱解析によるドライラン性能の向上

ヘリコプターの安全性に関する要求のひとつに、トランスミッションのドライラン性能がある。ドライランとは、ギアやベアリングの潤滑と冷却に用いるオイルが失われる状態を指す。ドライラン状態においては、ギアやベアリングが過熱し焼き付いて作動不能となり、ヘリコプターの不時着や墜落という事態に陥るおそれがある。ドライラン状態に陥った際に、飛行を継続できる能力のことをドライラン性能と呼び、現在は30分以上のドライラン性能が要求されている。しかし、ヘリコプターによる洋上油田関連の輸送の拡大を受けて長距離輸送の機会が拡大しており、次世代ヘリコプターに対してはこれまで以上のドライラン性能が要求される。

ドライラン性能向上のための従来の設計は、焼付きを遅らせるようにギアやベアリングの寸法を試験データを元にした経験則から設定するというものであった。より高いド

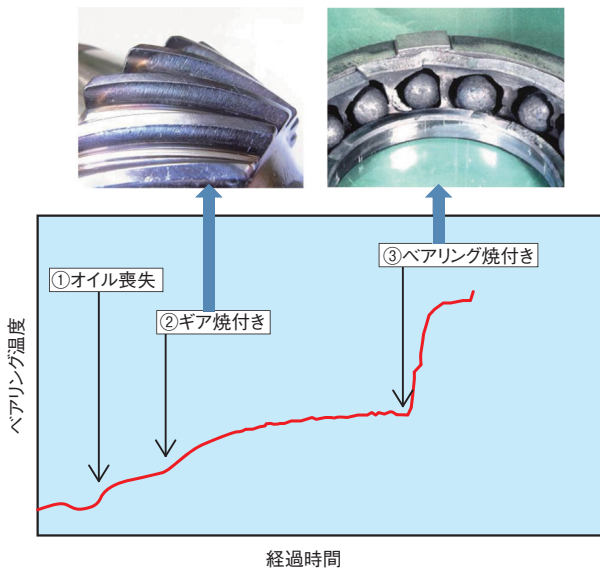


図8 ドライラン試験結果  
Fig.8 Dry run test result

ライラン性能を実現するためには、経験則による設計だけでは困難であり、新たな設計手法が必要となっている。

実機用ギアボックスのドライラン試験結果の一例として、オイル喪失後のベアリング温度変化を図8に示す。ギアやベアリングの潤滑と冷却に用いるオイルが失われると、各部品の温度が徐々に上昇して最終的にギアやベアリングが損傷する。ドライラン開始から終了までの温度上昇は、①オイルの喪失による発熱と放熱のバランス喪失、②ギアの焼付きによる温度上昇、③ベアリングの焼付きによる温度上昇、の3つの段階に大きく分けられると推定される。また、これらの各段階において発熱量と放熱量のバランスで決まる温度に向かって、一定の持定数で収束していくと考えられる。

過去の経験や実機試験によらず、設計段階でドライラン性能を定量的に評価するため、上記の推定をもとにCFDと伝熱解析を組み合わせたシミュレーションによるドライラン性能の評価手法を開発中である。

## あとがき

昨今のCAE技術の進歩により、設計最適化によるフロントローディング型の開発が可能となってきている。一方で、航空機用ギアボックスに対しては、他分野の製品以上の軽量化・高信頼性・高効率化が要求されるとともに、昨今の航空機市場状況から短期間・低コストでの開発が要求されている。

今回述べた世界トップクラス的设计解析手法やシミュレーション技術をさらに成熟させて実機設計に適用していくとともに新規設計技術の開発も進めていく。これらをもとに差別化とシェア拡大を図り、航空機用ギア関連製品の世界トップメーカーを目指す。

## 参考文献

- 1) 五井龍彦, “航空機エンジンの“Geared”化動向”, 日本ガスタービン学会誌 Vol.43 No.3 2015.5
- 2) Matsuoka, T. 他, “Light Weight and Low-Misalignment Planetary Gear System for Open Rotor Power Gearbox”, ASME IDETC/CIE 2011, DETC2011-47342
- 3) Sato, K. 他, “Design, Analysis, and Tests of Differential Planetary Gear System for Open Rotor Power Gearbox (Final Report)”, ASME IDETC/CIE 2015, DETC2015-46414
- 4) Arisawa, H. 他, “CFD Simulation for Reduction of Oil Churning Loss and Windage Loss on Aeroengine Transmission Gears”, ASME GT 2009, GT2009-59226
- 5) Imai, H. 他, “Design and Test of Differential Planetary Gear System for Open Rotor Power Gearbox”, ASME IDETC/CIE 2013, DETC2013-12089



渡辺 浩二



五井 龍彦



坂野 孝彦



今井 秀幸



有澤 秀則



篠原 俊宏

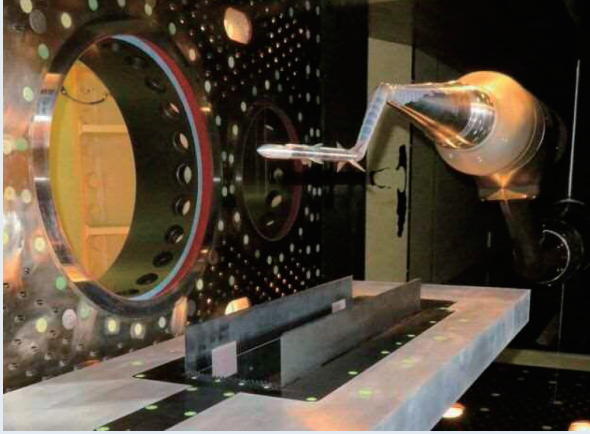


西川 弘泰



# 空力技術による航空機からの搭載物分離特性評価

## Evaluation of Store Separation Characteristics from Aircraft Using Aerodynamic Technology



園田 精一①	Seiichi Sonoda
越智 章生②※	Akio Ochi
鈴木 互③	Wataru Suzuki
木村 敏之④	Toshiyuki Kimura
橋岡 崇裕⑤	Takahiro Hashioka
白銀 英之⑥	Hideyuki Shirogane
小山 雅隆⑦	Masataka Koyama
久保田 哲也⑧※	Tetsuya Kubota

最新の航空機においてはステルス性能や速度性能向上を実現するため、搭載物の内装化が進んでいる。

そこで、内装ベイ周りの流れや飛行中の航空機から搭載物を分離する状況を把握するために、亜音速から超音速域まで流れ場解析するとともに風洞試験でシミュレーションする分離特性評価システムを国内で初めて開発して、防衛装備庁の千歳試験場三音速風洞に導入した。

The latest military aircraft is equipped with stores in the internal weapon bays to improve stealth and speed performance.

In this context, we developed a store separation characteristics evaluation system to analyze the flow-fields of the subsonic to supersonic ranges and simulate them at the wind tunnel test to identify the flow around the internal weapons bay and how the store is separated from the aircraft in flight for the first time in Japan. This system has been integrated into the Tri-sonic Wind Tunnel in the Chitose Test Center of the Acquisition, Technology & Logistics Agency.

### まえがき

軍用機などにおいては、飛行中にミサイルや爆弾などの搭載物を分離・投下することがある。胴体下や主翼下に搭載物を取り付けると搭載物によるレーダー波の反射や空気抵抗によりステルス性能や速度性能が悪化するため、最新の航空機では性能向上のために搭載物を機体内部の内装ベイに格納するケースが多い。

### 1 背景

扉を開いた状態においては内装ベイは機体表面からくぼんでおり、複雑な空気の流れであるキャビティ流れが内装ベイ周りに発生する。キャビティ流れは流れの速度や圧力の変化が大きく、ここを通過する搭載物には時々刻々と変化する空気が作用する。また、飛行速度が亜音速の場合と超音速の場合とでは、キャビティ流れの状態が異なることも多く搭載物にかかる空気が変化するため、内装ベイから分離した搭載物の挙動を推定することが重要となる。

### 2 航空機からの搭載物分離

航空機から搭載物を分離する際に、搭載物が空気力により浮き上がって航空機に接触する可能性がある。このような事象を未然に防ぎ飛行の安全を確保するためには、実飛行の前に分離特性を検証しておくことが不可欠である。これには、CTS (Captive Trajectory System) 試験などの風洞試験に加えて数値流体力学CFD解析も用いられる。

図1に示す哨戒機「P-1」には、搭載物を機体内に格納する内装ベイが採用されている。内装ベイを使用する際の飛行速度は、「P-1」では比較的低速であるが、戦闘機では遷音速から超音速にわたる。そして、図2に示すように、内装ベイ内の流速の遅い空気と外側の流速の速い空気との間に速度差を持った“せん断層”と呼ばれる層が形成される。さらに、遷音速から超音速においては衝撃波と膨張波を伴う複雑な流れ場となるが、搭載物を含むキャビティ流れの解析事例は国内にはこれまでなかった。

また、風洞における分離試験についても、低速では十分な能力の施設を利用できるものの、遷音速および超音速における試験は海外の施設を利用している状況であった。



図1 内装ベイの例（「P-1」爆弾倉）  
Fig. 1 Example of internal weapons bay (P-1)

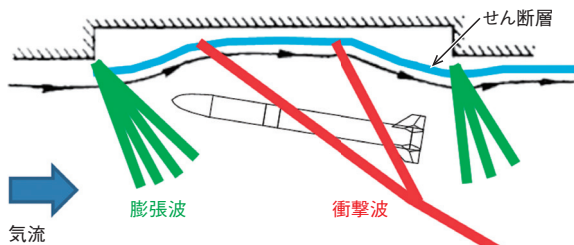


図2 内装ベイ周りの空気の流れの例  
Fig. 2 Example of air flow around internal weapons bay

### 3 分離特性評価に関連する技術課題

遷音速から超音速における搭載物の分離特性評価を行うためには、図3に示すような空力現象の把握と分離状況の風洞試験が必要である。

#### (1) 空力現象の把握

内装ベイから搭載物を安全に分離するために、内装ベイ周りの空力現象を把握することが重要となる<sup>1)</sup>。

遷音速から超音速においては、図2に示したように、機体表面に沿う超音速流が内装ベイによって曲げられると膨張波や衝撃波が発生する。また、内装ベイ内外の流れの境界においてせん断層が形成され、このせん断層の周辺においては時間的な流れの変化の大きい非定常な流れになる。内装ベイから分離していく搭載物がこの非定常な流れの中に入ると、空気力の変動によって搭載物の挙動に変化が生じて機体と接触する危険性がある。したがって、遷音速から超音速において搭載物を安全に分離するためには、搭載物に影響を及ぼす内装ベイ周辺の空力現象を把握する必要があるが、これまでは取り組まれていなかった。

#### (2) 分離状況の風洞試験

国内には、低速域から高亜音速域まで利用できるCTS装

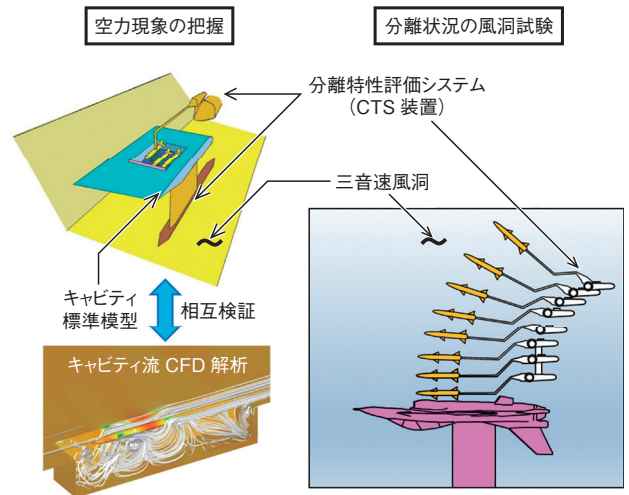


図3 分離特性評価の構想  
Fig. 3 Concept of store separation characteristics evaluation

置があるが、内装搭載物の分離をシミュレーションした経験は少ない。

また、遷音速から超音速における分離特性推定に関して、試験品質確保の観点から、飛行条件相当の気流条件（広いマッハ数範囲と高レイノルズ数）を実現できる防衛装備庁千歳試験場の三音速風洞<sup>2)</sup>の活用が適切である。この低速域から超音速域まで対応可能な三音速風洞用に、内装搭載物分離のシミュレーションに利用できるCTS装置の開発が必要であった。

### 4 分離特性評価に関連する技術開発

#### (1) 空力現象の把握

##### (i) キャビティ流れ解析ツールの開発

風洞試験でキャビティ流れの基礎データを取得するための内装ベイを模擬した模型とCFD解析ツールを作成して、風洞試験データとの相互検証を行った。

キャビティ流れの研究のために標準的に使用する模型を設計・製作した。この模型は搭載物を内装する航空機の内装ベイ周辺の胴体表面を模擬した平面に均一な流れを実現するように設計しており、ここに内装ベイを模擬したさまざまな深さや長さのキャビティを設置して圧力計測などを行った<sup>3)</sup>。

CFD解析ツールの構築において、「P-1」などの実機開発で培った複雑形状への格子作成技術を、内装ベイや搭載物の複雑形状の解析に活用した。このCFD解析ツールは、市販CFD解析ソフトウェアのFLUENT上で作動する格子データと計算条件設定ファイルからなり、数回にわたる風洞試験により精度向上を図ってきたものである<sup>4)</sup>。

##### (ii) 解析ツールの検証

キャビティ流れは、キャビティの寸法やマッハ数によって敏感に変化するもので、空力的に予測や再現が難しい現

⑦ 技術開発本部 ものづくり推進センター ものづくり自動化推進部  
⑧ 技術開発本部 システム技術開発センター 機電システム開発部



象である。その流れ場は、OpenタイプとClosedタイプ、その中間のTransitionalタイプの3つに分けられ、キャビティ底面の圧力分布が異なることが知られている。

Transitionalタイプについて、流れ場の概要およびCFD解析と風洞試験におけるキャビティ底面の平均圧力分布を図4に示す。

キャビティ前方から流れてくる気流がキャビティ先端の角を回り込む際に膨張波が発生し、気流の向きが変わってキャビティの中に入り込む。キャビティ内で気流は圧縮され、発生した衝撃波によって気流の向きが変わってキャビティの外に出る。その際、キャビティ後端の角に膨張波が発生し、気流は再び偏向して後方へ流れていく。キャビティ底面の平均圧力分布を見ると、キャビティ先端付近においては膨張波の影響で流れが加速されキャビティ底面圧力 $C_p$ が負になり、その後下流に向けて衝撃波の影響で流れが圧縮されて $C_p$ が増加している。

3つの流れ場タイプについてCFD解析と風洞試験結果の圧力分布を比較し、CFD解析によりキャビティ流れ場を予測できることを確認した。

(iii) 前縁デバイスの効果の評価

図5に示すような前縁デバイスをキャビティの先端部に設置することで、キャビティ流れを制御する効果を検証した。前縁デバイス無しの場合のキャビティ流れでは、図6(a)に示すようにせん断層がキャビティの中に入り込んでTransitionalタイプの流れ場となっている。一方、前縁デバイス有りの場合は、同図(b)に示すように前縁デバイス位置からせん断層が上方へ跳ね上げられている。このときの

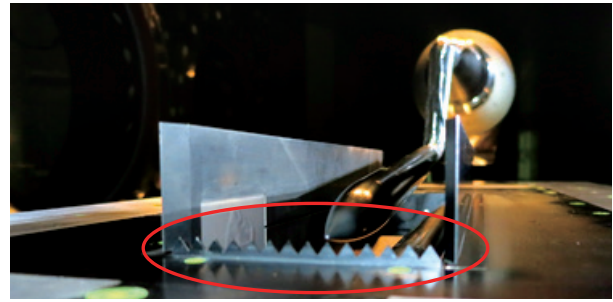


図5 前縁デバイスの形状  
Fig.5 Shape of leading edge device

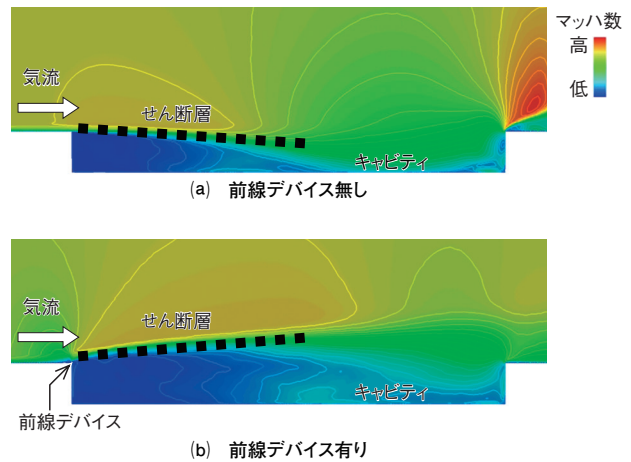


図6 前縁デバイスの有無によるキャビティ流れの違い  
(マッハ数分布, 気流マッハ数0.85)  
Fig.6 Effect of leading edge device on cavity flow  
(Mach contour, free stream Mach 0.85)

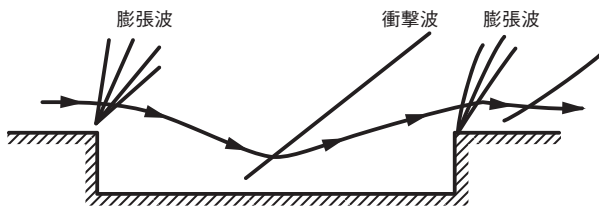
流れ場はOpenタイプとなり、前者とは流れ場タイプが異なることが明確に分かる。このせん断層位置の違いは、CFD解析とともに風洞試験の総圧分布計測でも捉えており、両者のデータは対応していた。

このようにCFD解析と風洞試験データとの相互検証を行うことで、搭載物がある場合の内装ベイ周辺の流れ場解析が適切に実施できることを確認した。

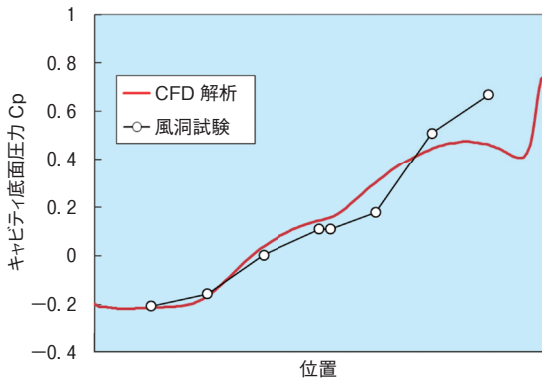
(2) 分離状況の風洞試験

当社は2003年に国内初の「高速風洞用CTS装置」を、社内のロボット技術を活用して開発し、岐阜工場の遷音速風洞に導入した<sup>5)</sup>。この装置を「P-1」開発時の高速域の分離特性評価にも使用するとともに、そこで培った装置設計ノウハウと分離特性評価技術を図7に示す「三音速風洞用CTS装置」の開発に活用した。

「三音速風洞用CTS装置」は、3軸ロボットアーム状の装置で搭載物である模型を支持しており、模型の姿勢角を変更する。本装置は、3軸の内1軸を傾斜させた傾斜回転関節機構としてスリムな形状を実現しており、風洞内の空力的な影響を低減している。また本装置の導入にあたっては、研究試作と性能確認試験を実施した<sup>6)</sup>。



(a) 流れ場の概要



(b) キャビティ底面圧力 $C_p$ の分布

図4 キャビティ流れの例 (Transitionalタイプ, マッハ2.0)  
Fig.4 Example of cavity flow (transitional type, Mach 2.0)

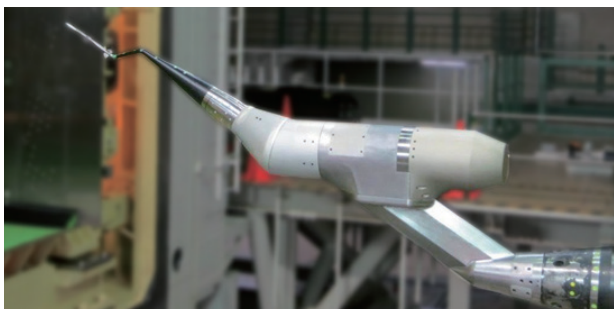


図7 「三音速風洞用CTS装置」  
Fig.7 CTS for Tri-sonic Wind Tunnel

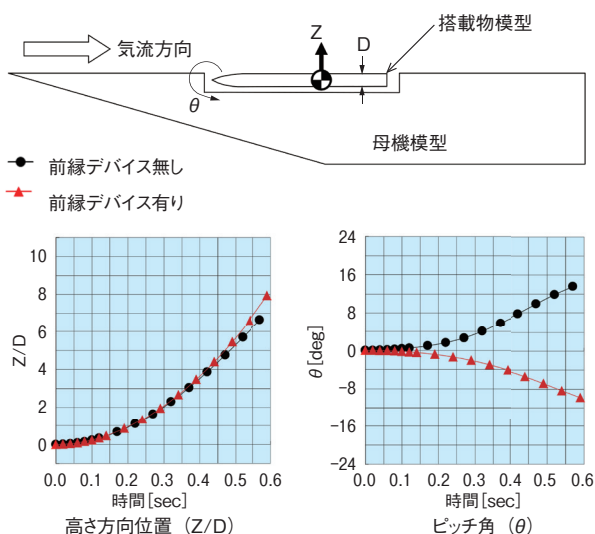


図8 前縁デバイスの有無による内装搭載物分離の軌跡の違い  
Fig.8 Store separation trajectories with or without leading edge device

本装置を用いて、将来戦闘機に想定される速度範囲（マッハ数0.3～2.5）で試験が実施できることを確認した。また、内装ベイからの搭載物の分離状況をシミュレーションする技術を確認するために、内装搭載物分離試験を実施した。本試験では、キャビティ標準模型を用いて、遷音速から超音速まで内装搭載物のキャビティ内の搭載位置からの分離シミュレーションが可能であることを確認した。

前縁デバイスの有無による内装搭載物の分離シミュレーションの結果を図8に示す。前縁デバイスによるせん断層位置の違いの影響は、高さ方向位置（Z/D）では表われないが、ピッチ角（ $\theta$ ）では符号が逆転するほどの効果が見られた。

### あとがき

内装ベイ周りの流れを評価可能なCFD解析ツールを構築してキャビティ流れに対する空力現象を把握することができた。この成果は今後の戦闘機などの研究開発に適用可能である。また、「三音速風洞用CTS装置」を開発し、国内で初めて超音速域までの内装搭載物の分離シミュレーション

を実施できることを確認した。本装置は将来の航空機開発における搭載物の分離シミュレーションに利用されていく予定である。

本開発は、防衛装備庁「ウェポン内装化空力技術の研究試作」として実施したもので、ご協力いただいた航空装備研究所に感謝の意を示す。

### 参考文献

- 1) 宇田川, 菊本, 園田, 越智, 橋岡, 白銀, 川村: “航空機の搭載物分離特性に関する複合的研究 研究全般概要”, 第54回飛行機シンポジウム講演集 (2016)
- 2) 杉田: “三音速風洞の概要”, 第45回飛行機シンポジウム講演集 (2007)
- 3) 菊本, 宇田川, 高尾, 園田, 鈴木, 北川, 木村, 上田: “航空機の搭載物分離特性に関する複合的研究 内装搭載物のキャビティ流風洞試験”, 第54回飛行機シンポジウム講演集 (2016)
- 4) 越智, 永田, 宇田川, 菊本, 大澤: “航空機の搭載物分離特性に関する複合的研究 キャビティ流CFD解析と風洞試験の比較”, 第54回飛行機シンポジウム (2016)
- 5) 濱田, 葉山, 越智, 辻内, 鈴木: “航空機開発を支える空力・騒音の基盤技術”, 川崎重工技報, No.171, pp.28-33 (2011)
- 6) 橋岡, 白銀, 小山, 久保田, 竹中, 宇田川, 菊本, 金子: “航空機の搭載物分離特性に関する複合的研究 三音速風洞用CTS (Captive Trajectory System) の開発”, 第54回飛行機シンポジウム (2016)



園田 精一



越智 章生



鈴木 互



木村 敏之



橋岡 崇裕



白銀 英之



小山 雅隆



久保田 哲也



# ヘリコプター用救助支援システムの開発

## Development of Rescue Operation Support System for Helicopter



篠田 直正<sup>①</sup> Naomasa Shinoda  
 久芳 義治<sup>②</sup> Yoshiharu Kubo  
 安藤 晋一郎<sup>③</sup> Shinichiro Ando  
 坂本 純一<sup>④</sup> Junichi Sakamoto

山岳地帯において救助活動中の消防防災ヘリコプターの墜落事故を防ぐため、救助活動時のホバリングおよび不整地などへの着陸において、パイロットに危険を適切に認知させるヘリコプター用救助支援システムを開発している。

システムの本格的な開発に先立ってデモ用評価システムを試作し、システムの検討とマンマシン・インタフェースの確認を行うとともに、障害物検出センサの事前評価と無線LANが機体に与える影響についても確認した。

To prevent fire-fighting and rescue helicopters from crashing during rescue operations in mountain areas, we have developed a rescue operation support system for helicopters to help the pilot properly recognize risk when hovering during rescue operations or landing on uneven terrain.

We prototyped a system for demonstration and assessment to examine the system, check the man-machine interface, assess the obstruction detection sensor in advance and verify the effects of wireless LAN on the fuselage before starting full-fledged development of the system.

### まえがき

ヘリコプターによる救助活動は、陸路や海路からのアクセスが困難であったり時間を要したりする場合に有効である。特に国土の7割が山間部である日本では、消防防災ヘリコプターの救助出動件数のうち約6割が山岳救助活動のための出動となっている。

### 1 背景

ヘリコプターが高度と位置を固定したホバリング飛行状態でホイスト装置から繰り出されるロープを用いて吊り上げを行う救助方法は、離着陸するスペースがない場所での人員救出において極めて有効な手段である一方で、衝突などの危険を伴うことになる。

山岳地帯において救助活動中の消防防災ヘリコプターの墜落事故を契機に、消防庁は事故再発防止のため平成24年3月に「消防防災ヘリコプターによる山岳救助のあり方に関する検討会報告書」を作成した。この報告書を受けて各部隊は、「機体左後方などの機外監視などを行う機内補助者を増員する」とともに「ホバリングする際には、障害物から水平方向に10m、下方向に6m以上のクリアランスを確保する」などの安全運航基準を明確にしている。また、すべての災害活動において操縦士2名体制で対応するよう義務付けた防災航空隊もある。いずれも機外の安全監視を

強化したものであり、このことから山岳救助活動の困難さがうかがえる。

### 2 ヘリコプター用救助支援システムの開発方針

ヘリコプター用救助支援システムは、ホバリングによる人員救助活動や不整地への着陸において、周囲障害物の監視を支援して人的負担を軽減するため、周囲視界映像（特に後方視界映像）と下方視界映像および周囲の障害物距離情報を専用の表示装置に提示するシステムである。開発にあたっては、低コストかつ容易に機体に装備可能とすることとした。

#### (1) 障害物検出センサの低コスト化

一般的な航空機用レーダは、数キロ先の障害物や気象情報を取得できるが非常に高価である。本システムは人員救助活動時のホバリングや不整地への着陸時の周囲障害物の監視に限定しており、自動車の自動運転用に開発された障害物検出センサとカメラを採用することで低コスト化を実現する。

#### (2) 機体への装備の容易化

機体への装備を容易にするために、専用表示装置と計算機との通信に無線LANを用いることで、必要な配線を

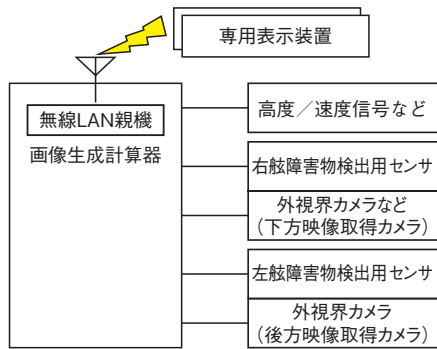


図1 システム構成  
Fig.1 System configuration



図2 機体への装備イメージ  
Fig.2 Image of installation

最小とする。具体的には次のように対応している。

- ・ヘリコプター右舷の乗降用ステップ後方に右舷側障害物検出センサおよび後方映像取得カメラを、ヘリコプター左舷の乗降用ステップ後方に左舷側障害物検出センサおよび下方映像取得カメラをそれぞれ装備する
- ・画像生成計算機および無線LANの親機を機内キャビン後方に装備する
- ・専用表示装置を機内持ち込み品とすることで、操縦席周りの改造を行わない

システム構成を図1に、機体への装備イメージを図2にそれぞれ示す。

### 3 デモ用評価システムの試作

システムの本格的な開発に先立ち、要素試験を行うためにデモ用評価システムを製作した。主なハードウェアについて詳細を示す。

#### (1) 障害物検出用センサ

障害物検出用センサは、自機から障害物までの距離と方向を検出する。機体周りの全地球エリアの障害物が検出できることが理想であるが、メインロータおよびテールロー

タ(図2参照)と障害物とのクリアランスを確保することを優先し、機体の周囲(特に後方および側方)の障害物を検出することとした。実機では水平180°の覆域を有する障害物検出センサを両舷後方に配置するが、デモ用評価システムでは小型無人機胴体下部に装備して評価を行うため水平360°の覆域を有するVelodyne社製のレーザーレーダ(VLP-16)1台を採用した。仕様を表1に示す。

#### (2) 外視界カメラ

外視界カメラは、自機の周囲映像を取得する。図3に外視界カメラの映像取得範囲を示す。カメラ映像は、機体全周(アラウンドビュー)および広範囲な下方映像(バードビュー)を取得できることが理想である。

デモ用評価システムでは、小型のウェブカメラを後方用および下方用として計算機に接続して、複数のカメラを無人ヘリコプターに搭載して振動の影響を確認した。

#### (3) 専用表示装置

専用表示装置は、機体からの電源供給を受けない独立したものとし、汎用のパッド型ディスプレイおよびヘッドマウントディスプレイ(HMD)を採用した。本システムを実機に搭載する際の費用を最小とするため、画像生成計算機との通信に無線LANを用いた。また、これらは航空機搭載品とせず機内持ち込み品とした。

表1 Velodyne社製レーザーレーダの仕様  
Table 1 Specifications of laser radar from Velodyne

センサタイプ	16個のレーザー+検出器
測定範囲・測定視野	水平360° 全方位 垂直30° (+15° ~ -15°)
測定距離 [m]	約100 (1~100)
測定ポイント数 [ポイント/秒]	約300,000ポイント/秒
測定精度	±3 cm (1σ@25m)
レーザークラス	Class 1 Eye Safe
レーザー波長 [nm]	903
重量 [g]	約830
寸法 [mm]	H71.7×φ103.3

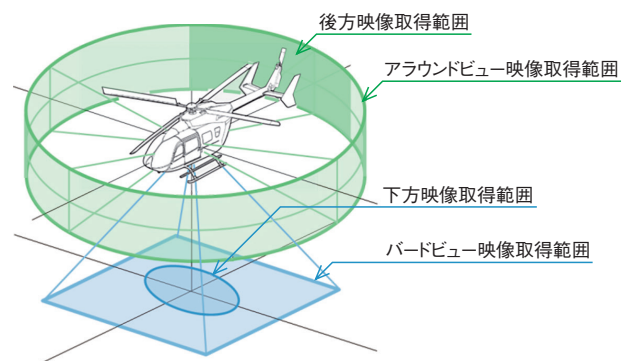


図3 外視界カメラの映像取得範囲  
Fig.3 Video acquisition range of the external view camera



(4) 画像生成計算機

画像生成計算機は、ホバリング時の状況把握に必要な慣性センサからの機体の姿勢・位置・速度信号と障害物検出用センサ情報および外視界カメラからの映像を元にして、各乗務員に提示する画像を生成するもので、航空機搭載環境に対応した専用計算機である。

デモ用評価システムでは、同等の性能を有するノートパソコンで代用した。

4 デモ用評価システムによる事前確認

デモ用評価システムを用いて実施した要素試験の結果について示す。

(1) 専用表示装置により提示する情報の精査

専用表示装置により提示すべき情報を、消防防災隊の方々のご指摘を受けて設計した。

表示例を図4に示す。ホバリング状況表示については、機体を中心とした円周上に赤・黄・緑の3色で障害物の状況（赤：自機中心より5m～15m／黄：同16m～25m／緑：26m～35m／36m以遠は非表示）を示すとともに、自機の水平移動速度ベクトル（移動方向と移動速度）を青い直線で示している。また、右側に垂直移動速度バーと高度情報を表示している。さらに、垂直移動速度を右上欄、水平移動速度を左上欄にそれぞれ数字で表示している。

後方表示については、後方映像取得カメラからの映像を表示している。また、バックミラーで後方を見ることを想定し、映像は左右逆転して表示させている。下方表示については、下方画像に自機の機影（CG）を重ねて表示している。そして、左下の小さな画像をタッチすることで後方表示と下方表示を切り替えることができる。

HMDについては、ホバリング状況表示のみを表示している。



図4 専用表示装置の表示例  
Fig. 4 Display example of the dedicated display unit

(2) Velodyne社製レーザーレーダの性能確認

レーザーレーダからターゲットまでの距離精度を計測し、1mから100mの範囲で誤差は50センチ以下であることを確認した。

また、センサターゲットの材質による影響を確認するため、フィールドデータを取得して建物と木が共に検出されていることも確認した。レーダ取得データとともに同じ場所の写真を図5に示す。

レーザーレーダは、雪や大粒の雨についても障害物として検出する。本システムは、有視界飛行時に使用するシステムであるが、山岳地帯の一時的な天候の悪化などを考慮して、雪粒などの飛散物の影響を低減するための処理を行った。処理アルゴリズムにおいては、メインロータの回転範囲内であるような至近の観測結果は無視している。また、センサからの距離によって一定時間内の障害物の判定基準回数に重み付けをして、近い距離については複数回同じ位置に検出した場合にのみ障害物と判定するとともに、距離が遠くなるに従って判定基準回数を減少させている。さらに、機体の速度が一定未満の場合では判定基準回数を増加させるなど、機体の速度に応じて変更している。

静止状態において、距離に応じた判定基準回数を適用した場合の障害物検出結果を図6に示す。雪の影響なく障害物を判定できている。

今後は移動状態における判定基準回数の妥当性についても評価を行う。

(3) ラジコンヘリコプターによる飛行試験

振動に対するレーザーレーダおよびカメラの影響評価のため、デモンストレーション用評価システムをラジコンヘリコプターに搭載して飛行試験を実施した。

図7に示す通り、後方用と下方用のウェブカメラを機体に装備し、ノートパソコンおよび慣性センサを機体腹部に取り付けた箱の中に設置した。

専用表示装置は、本システム構成上は機内にて周囲の障害物および飛行状況をモニタするための装置であるが、本試験においてはラジコンヘリコプターからのデータを地上で受信して飛行状況をモニタした。

レーザーレーダが障害物を認識することと障害物の確認

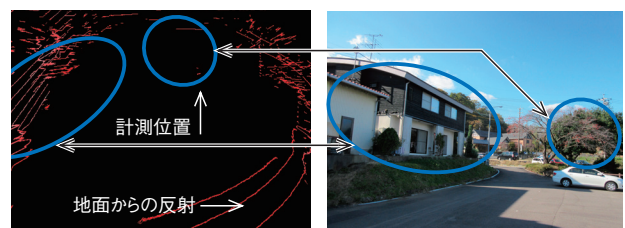
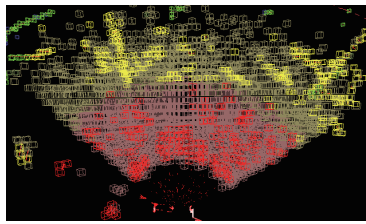
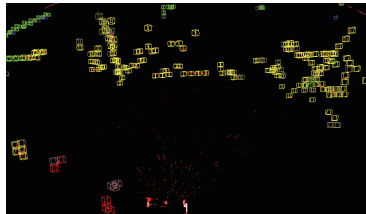


図5 レーダ取得データと写真の対比  
Fig. 5 Comparison between data acquired by radar and photo



(a) 処理前



(b) 処理後

図6 降雪時の障害物検出結果  
Fig. 6 Obstruction detection results in snow

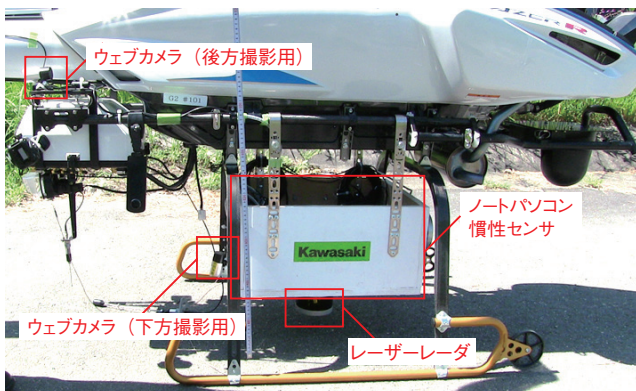


図7 デモンストレーション用評価システムの搭載状況  
Fig. 7 Equipment of the system for demonstration and assessment

目的であれば、機体の振動はカメラ映像にそれほど影響しないことを確認した。

試験において取得した専用表示装置の画像を図8に示す。左上にはテールロータを徐々に山に接近させたときのホバリング状況表示を左下には後方表示の映像をそれぞれ示しており、ホバリング状況表示画像では障害物が機体右舷後方に接近していることが分かる。また、同図右側は遠方から自機を撮影した画像である。

#### (4) 無線LANの実機への影響確認

本システムでは、画像生成計算機から専用表示装置への画像およびデータの伝送手段として無線LANを採用している。これは軽量化および配線作業の低減に効果的ではあるが、機体の電子システムに対して影響を及ぼす懸念もあるため、デモンストレーション用評価システムの一部を用いて試験を実施した。

試験は2.4GHz帯の無線LAN機器を用い、電子装置が比較的多く装備されているコックピット付近に設置した。ウ

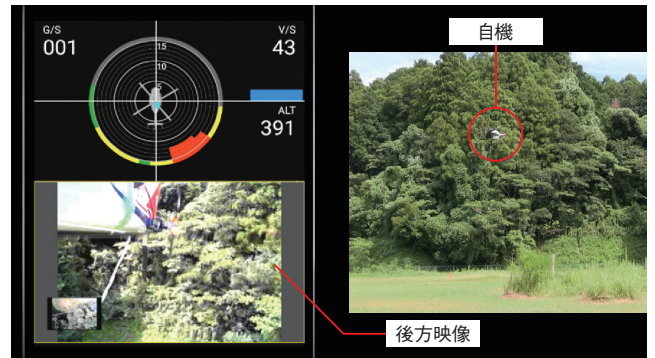


図8 専用表示装置の画像（左下）および飛行映像（右側）  
Fig. 8 Image of the dedicated display unit (left bottom) and flight movie (right)

ェブカメラ1台を機外モニタ用として後列右席の窓側に設置しており、別の1台は電磁干渉の影響で無線LANが切れた場合にそのことを目視判断するために使用した。

試験の結果、無線LANの電波が、機体の表示装置・機内交話装置・GPS装置・外部無線装置などの電子システムに有害な電磁干渉を与えないことを確認した。さらに、専用表示装置を常時作動させた状態において機体の電子システムを操作した場合に、その表示や画像切替え操作に異常がないことも確認した。

#### あ と が き

現在、本システムの実機搭載用プロトタイプ製作に向けて、ヘリコプターに搭載可能な小型で安価な障害物検出センサや映像取得用カメラなどの選定を行っている。2019年度後半には、ヘリコプター「BK117」に搭載して飛行実験を実施する計画である。コストやサイズなど検討課題はあるが、製品化に向けて開発を推進している。

本システムの開発にあたり、運用者の観点から貴重な意見をいただいた岐阜県防災航空隊、埼玉県防災航空隊、愛媛県消防防災航空隊、徳島県消防防災航空隊、香川県防災航空隊関係各位に謝意を示す。



篠田 直正



久 芳 義 治



安藤 晋一郎



坂本 純一



# 航空機用テレメータ・ネットワーク技術

## Airborne Telemetry Network Technology



阿部 克彦① Katsuhiko Abe  
 伊藤 聖② Sei Ito  
 森松 孝文③ Takafumi Morimatsu  
 本多 猛師④ Takeshi Honda  
 青山 大毅⑤ Daiki Aoyama

航空機の開発では、最終的な性能確認のため飛行試験が行われる。飛行試験においては、安全監視や試験の成否判断のために、テレメータ技術を用いて地上にデータを送信している。航空機の搭載システムの高度化に伴う計測データの増加や、地上から航空機への通信に対応するために、大容量通信機能と双方向通信機能を有するテレメータ・ネットワーク技術の飛行試験への適用に取り組んでいる。ヘリコプターによる実証を進めており、今後はさらに固定翼の航空機へと適用範囲を広げていく。

The flight test is conducted for final performance verification during aircraft development. At the flight test, data is transmitted to the ground with telemetry technology to monitor safety and determine whether the test is successful. We work on applying the technology of the telemetry network equipped with high-capacity communication and bidirectional communication functions to the flight test in order to address an increase in measurement data in line with advancements made in onboard airborne systems and communication from the ground to the aircraft. We are now demonstrating this technology using helicopters and will apply it to fixed-wing aircraft in the future.

### まえがき

航空機の開発や改修においては、最終的な性能・機能・安全性を確認するために飛行試験が行われる。これらの飛行試験においては、テレメータ技術を用いて航空機から地上にデータを送信して、航空機の安全監視や試験の成否判断を地上で行っている。

### 1 背景

飛行試験においては、機体構造を評価するための応力や振動などのデータ、搭載システムを評価するための機器間通信データ、装備品の動作状況を把握するための画像データなどのさまざまなデータを取得する必要がある。また、航空機の機体構造や搭載システムおよび装備品は年々高度化しており、それに伴って必要なデータ量も増加している。

しかし、テレメータ技術により送信可能なデータ量には制限があるため、機上で取得するデータの中から必要最低限のデータを選別して送信しているのが実情である<sup>1)</sup>。今後もデータ量が増加することから、従来のテレメータ技術では飛行試験への対応が困難になると予想される。

また、飛行試験の効率化などの観点から、地上から機上へのデータ送信、機上計測機器の制御、電波状況により送信できなかったデータの再送信などさまざまな要求も増え

ていくと予想されるが、これらは双方向の通信機能が必要となるため、この点においても従来のテレメータ技術では対応できない。

このため、通信速度の向上が期待できるとともに双方向通信機能を有しているテレメータ・ネットワーク技術の研究を開始した。

### 2 テレメータ・ネットワーク技術の概要

テレメータ・ネットワーク技術とは、イーサネットベースの計測機器によりデータを取得するものである。本技術の適用において、図1に示すように機器はネットワーク・スイッチを介して接続される。また、航空機搭載のネットワークである機上ネットワーク、双方向無線通信のネットワークであるRFネットワークと地上ネットワークの3つのネットワークで構成される。RFネットワークでは、ネットワーク・トランシーバを介して機上ネットワークと地上ネットワーク間の通信を行う。

アメリカ国防総省主導で進められているテレメータ・ネットワーク技術はiNET (integrated Network Enhanced Telemetry) と呼ばれ、2017年にはテレメータ技術の規格であるIRIG 106に追加されている。

iNETはアメリカ国防総省における今後の飛行試験の標

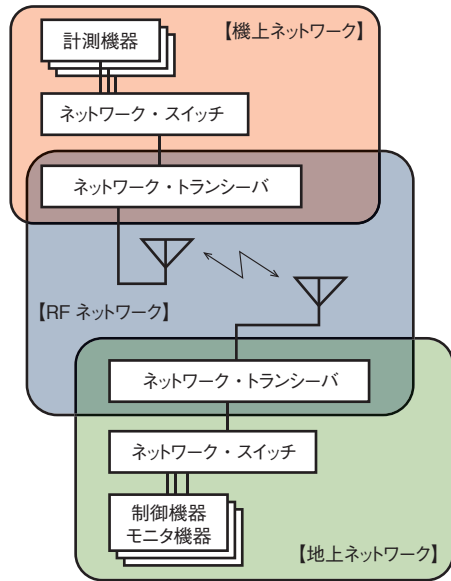


図1 テレメータ・ネットワーク技術の概要  
Fig. 1 Overview of the telemetry network technology

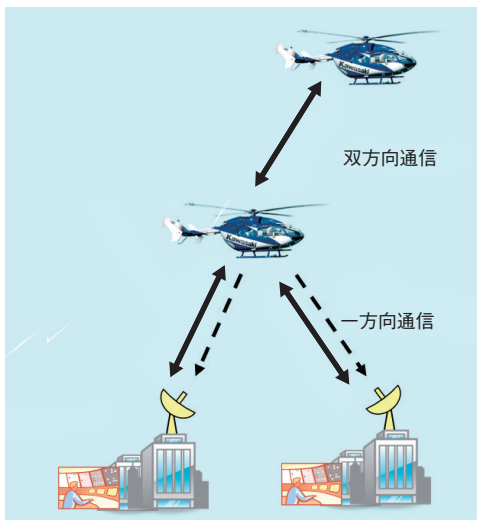


図2 iNETの概要  
Fig. 2 Overview of iNET

準となる方式である。アメリカ国防総省は多数の飛行試験エリアを有しており、各エリアをまたいだ広範囲な飛行試験を実施するために、このiNETの技術を活用していく計画である。

iNETの概要を図2に示す。航空機間は双方向通信を行い、航空機と地上の間は双方向通信と従来の一方方向通信を組み合わせて行うものである。

当社のテレメータ・ネットワーク技術はこの規格に準拠したものである。

### 3 従来技術との比較

従来のテレメータ技術は機上から地上にデータを送信す



図3 ネットワーク・トランシーバ  
Fig. 3 Appearance of network transceiver

表1 ネットワーク・トランシーバの諸元  
Table 1 Specifications of network transceiver

中心周波数 [MHz]	2,200~2,400
占有帯域 [MHz]	20以下
送信出力 [W]	80 (ピーク)
変調方式	OFDM (802.11a)
インターフェース	イーサネット
寸法 [mm]	W159×D168×H74
質量 [g]	2,903

る一方方向通信である。機上で取得したデータをシリアルデータ (PCMデータ) に変換した後、周波数変調または位相変調を行い送信する。この方式における通信速度の当社実績は、Sバンド帯のテレメータにおいて最大で3 Mbps程度である<sup>1)</sup>。

一方、テレメータ・ネットワーク技術は双方向通信となる。機上で取得したデータをイーサネットの規格に準じてパケット化して、ネットワーク・トランシーバにより、無線LANの規格IEEE802.11aに準拠したOFDM (直交周波数分割多重方式) で通信する。また、電波の受信レベルにより自動で変調方式が16QAM, QPSK, BPSKへ切り替わる。通信速度の最大値は推定値でそれぞれ約20Mbps, 10Mbps, 5Mbpsとなり、従来方式と比較して格段に通信速度が向上する。

また双方向通信となることで、従来のテレメータ技術では実現できない機上機器の遠隔制御や途絶データの再送信などが可能となる。ネットワークカメラなどのイーサネットベース機器の接続も可能であり、ソフトウェアを開発することでさまざまな機能を付加することができる。

当社で使用しているネットワーク・トランシーバの外観を図3に、諸元を表1に示す。

### 4 当社におけるテレメータ・ネットワーク技術の適用

前述した3つのネットワークのうち、機上ネットワークの実証は完了しており、現在はRFネットワークの実証を行っている。特にRFネットワークを飛行試験へ適用することに取り組んでおり、到達距離・通信レート・双方向通



信機能などの実証に加えて、それらを実現するための各種設定や機体への装備方法に関するノウハウについても蓄積している。

(1) 効率的で安定した通信レートの確保

飛行試験においては電波状況が刻々と変化するため、その中でいかに効率的に安定した通信レートを確保できるかが重要となる。通信レートは変調方式によって左右されるため、変調方式の切換え要領や切換えを行う受信レベルのしきい値設定などについて、飛行試験におけるさまざまな受信状況の中で実証を行っている。

(2) 通信時間帯の割り当ての最適化

テレメータ・ネットワーク技術では時分割多元接続(TDMA: Time Division Multiple Access)による通信割り当てを行っており、機上から地上のダウンリンクと地上から機上のアップリンクとを時間帯で割り当てている。飛行試験においては、この機上と地上の時間割り当てをどのような配分にするかということも重要であるため、飛行試験でさまざまな配分を試行して最適な配分となるよう実証を進めている。

(3) 機上からのデータ再送信機能の確認

双方向通信の特性を活用した新たな機能の追加にも取り組んでいる。テレメータ技術による通信では、機上と地上設備の間に障害物がある場合や航空機の姿勢変化などにより、アンテナ間の通信が確保できない時間帯が生じることがある。この場合には電波途絶により地上における受信データに欠落が生じるため再試験が必要となる。そこで、テレメータ・ネットワーク技術の双方向通信のメリットを活用し、地上から機上へのデータ再送コマンドを送信してデータが欠落した部分を再度送信する機能を開発した。この機能についても飛行試験において、電波のさまざまな途絶状況における実証を進めている。

上記に関するこれまでの試験の実施内容を表2に示す。2015年の通信試験では、北海道の大樹町多目的航空公園において係留型飛行船を使用した遠距離通信の実証を行った。飛行船の高度120m、通信距離34kmにおいて、最大約20Mbpsの通信を確立している。

表2 試験の実施内容  
Table 2 Details of test conducted

年度	内容
2007	テレメータ・ネットワーク技術に関する調査
2014	飛行試験用テレメータ設備を導入
2015	係留型飛行船を用いた双方向テレメータの通信試験
2016 2017	ヘリコプターによる双方向テレメータの実証

5 ヘリコプターを用いた飛行試験による実証

ヘリコプターを用いた飛行試験による実証を2016年度から開始している。この試験においては到達距離・通信レート・機能全般が航空機の飛行試験に適用できることを確認することが目的である。2016年度の実施概要を示す。

(1) 使用機器・設備

ヘリコプター「川崎式BK117 C-2型」を使用した。

(i) 機体への搭載機器

研究のための一時的な使用になることから、改修規模を小さくするため、機体には図4に示すように計測機器を簡易的に搭載した。主要な機器はキャビンに、テレメータアンテナは既存のステーに、GPSアンテナは乗降用のハンドグリップにそれぞれ取り付けた。

GPSアンテナは機上と地上との通信の同期に必要となる器材である。

(ii) 地上設備

地上設備は、図5に示すように当社岐阜工場の建屋屋上に設置したアンテナ、モニター室に設置した遠隔操作システム、およびデータの制御・モニタ用パソコンで構成している。

アンテナは航空機に搭載したネットワーク・トランシーバの位置情報を取得して航空機を自動追尾できる。制御・モニタ用パソコンにより、通信レートなどの通信品質に関する測定を行う。



図4 機体への機器搭載状況  
Fig. 4 Equipment in fuselage

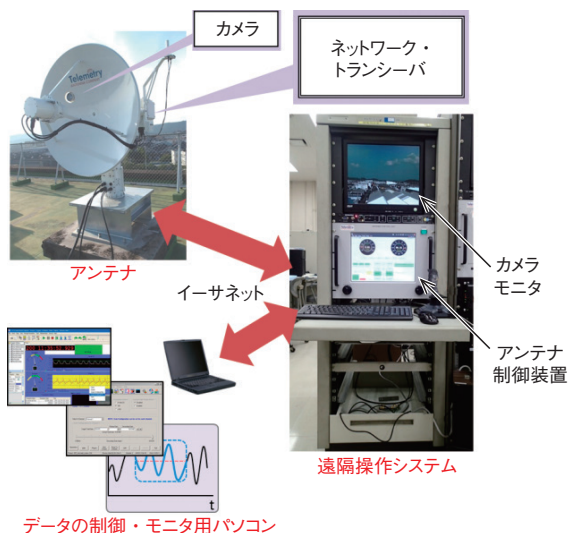


図5 地上設備  
Fig.5 Ground facilities



図6 試験の概要  
Fig.6 Overview of test

## (2) 飛行試験の概要と結果

図6に示すように当社岐阜工場から50kmまでの距離を往復しながら、到達距離と通信レートの確認・機上計測機器の地上からの制御・電波途絶時のデータの再送信の試験項目を実施した。

到達距離50kmにおいて通信レート5Mbpsの達成を確認するとともに、機上計測機器を地上から制御可能であることと電波途絶時のデータを再送信できることを確認した。

通信レートは、その後の解析結果から10Mbpsを確立できる見通しが得られている。

引き続き機上計測装置の設定を変更して試験を進めており、通信距離および送信レートがさらに向上した結果が得られている。

## あとがき

テレメータ・ネットワーク技術は、日本においてはこれまで運用実績が無い方式であるが、今後の飛行試験の標準となっていく技術であり、実用化に向けた研究を継続していく。今後はさらに通信距離を延長し、固定翼などの高速で移動する航空機を用いて実証する。

また、災害時に出動する多数の救難航空機に対して、情報共有のために被災地の映像データなどを送受信するシステムへの適用についても取り組んでいく。

## 参考文献

- 1) 伊藤：“飛行試験リアルタイムモニタシステム”，川崎重工技報，No.171，pp.52-53（2011）



阿部 克彦



伊藤 聖



森松 孝文



本多 猛師



青山 大毅



# 固定翼哨戒機「P-1」 および輸送機「C-2」

## Maritime Patrol Aircraft P-1 and Cargo Aircraft C-2



出典：防衛省

固定翼哨戒機「P-1」は、我が国周辺海域における広域の警戒監視や広域の哨戒をはじめとする多様な任務を遂行するため、海上自衛隊の現有機「P-3C」の後継機として開発を進めてきた航空機である。

輸送機「C-2」は、航空自衛隊の「C-1」などの後継機として、有事においては主に作戦部隊の機動展開そして平時においては主に自衛隊の業務遂行に必要な航空輸送を目的として開発した国産最大の航空機である。

これらの機体を同時・共同開発することで、開発費を大幅に低減した。

### まえがき

周辺海域における広域の警戒監視や自衛隊の業務遂行に必要な航空輸送などの必要性が増している。

### 1 背景

当社は2001年に固定翼哨戒機「P-1」および輸送機「C-2」の主担当企業に指名され、各種試作機的设计・製造に着手した。「P-1」については、2013年の量産初号機納入後、2016年に20機一括受注するなど着実に量産を進めている。「C-2」については、2010年の試作初号機の初飛行以来、各種試験と改良を重ねて2016年度末に開発を完了して、現在は量産を進めている。

### 2 製品の概要

#### (1) 「P-1」

「P-1」の機体の大きさや重量は、現有機「P-3C」とほぼ同じ機体規模である（表1）。

「P-1」は、耐電磁干渉性に優れた実用機世界初のフライ・バイ・ライト操縦システム、潜水艦や不審船の探知能力を向上した新規開発の音響システムおよびレーダ・システムを採用している。また、新規国産開発した高バイパス比ターボファンエンジン（IHI製F7-10）を搭載しており、任務能力と機体の性能ともに現有機の「P-3C」を凌駕している。

捜索／探知のためのレーダ・光波・音響・磁気などの各種センサと、胴体に爆弾倉を主翼の下にミサイルなどを搭載しており、攻撃することも可能である。さらに、ミサイ

ル回避のための防御機能としてフレア射出機構も装備している（図1）。

#### (2) 「C-2」

「C-2」の機体の重量は、現有機「C-1」のほぼ3倍の機体規模である（表2）。

表1 固定翼哨戒機「P-1」と「P-3C」の比較

Table 1 Comparison between maritime patrol aircraft P-1 and P-3C

項目	「P-1」	「P-3C」
エンジン	F7-10 (ターボファン)	T56 (ターボプロップ)
全長 [m]	38.0	35.6
全幅 [m]	35.4	30.4
全高 [m]	12.1	10.3
基本離陸重量 [t]	79.7	56.0



出典：防衛省

図1 フレア射出によるミサイル回避  
Fig. 1 Avoiding missiles by deploying flares

表2 輸送機「C-2」と「C-1」の比較

Table 2 Comparison between cargo aircraft C-2 and C-1

項目	「C-2」	「C-1」
エンジン	CF 6-80C 2	JT 8 D
全長 [m]	43.9	29.0
全幅 [m]	44.4	30.6
全高 [m]	14.2	9.99
最大離陸重量 [t]	141	45

「C-2」は、わが国が開発した最大の機体であり、同様の形状である現有機「C-1」と比べると、速度・積載量・航続距離ともに凌駕している。また、空中で追加の燃料を補給できる空中受油も可能であり、さらなる長距離・長時間の飛行ができる。新規開発の飛行管理システムならびに省力化された搭載しゃ下システムを採用したことで、運用者のワークロードも軽減している。エンジンは、信頼性に定評があり航空自衛隊のKC-767やE-767でも採用されているアメリカのゼネラル・エレクトリック社製の高バイパス比ターボファンエンジンCF-6である。

貨物室は、長さ15.7m高さ4mであり、後方には上下に開く大きな扉を有している。この扉をスロープにして、トラックなどの車両も自走により搭載して空輸することができる（図2）。また、戦術任務の一つである空挺隊員や物資の空中降投下にも使用できる（図3）。

### (3) 同時・共用開発

コックピット風防・主翼外翼（全体の半分）・水平尾翼などの機体構造や、統合表示機・慣性航法装置・飛行制御計算機・補助動力装置APU・衝突防止灯・脚揚降システムコントロールユニットなどの装備品を共通・共用化しており、機体重量比で約25%が共通部品、搭載システムでは品目数で約75%が共通の装備となっている（図4）。



図2 トラック車両の自走搭載  
Fig. 2 Driving a truck into the aircraft



図3 空中投下状況  
Fig. 3 Air drop

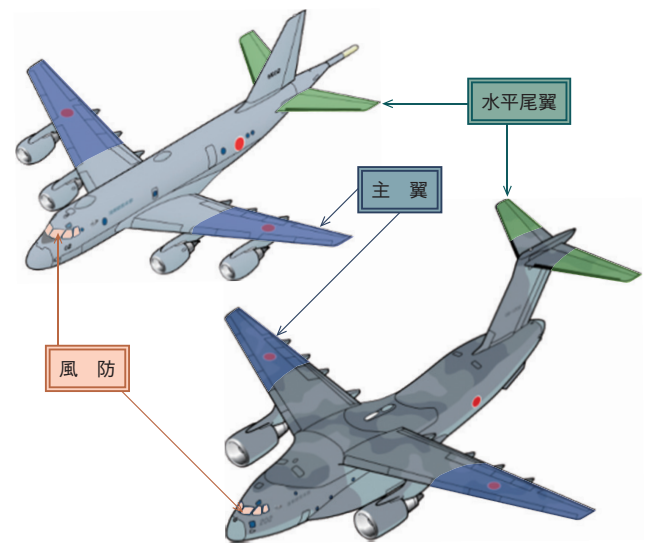


図4 機体構造の共用化部位（左上：「P-1」、右下：「C-2」）  
Fig. 4 Shared structural parts of fuselage (left: P-1, right: C-2)

### あとがき

今回、同時開発した「P-1」と「C-2」は、防衛省と日本の航空機メーカーの総力を結集したものである。「P-1」は2013年度、「C-2」は2016年度に開発完了しており、現在、それぞれ15号機と7号機まで自衛隊において運用され国防の一翼を担っている。今後も量産機を製造・納入して部隊運用を支えながら、輸出や派生機の提案活動も行っていく。

〔文責 航空宇宙システムカンパニー〕

防衛宇宙プロジェクト本部 哨戒機・輸送機設計部  
藤田 将一郎

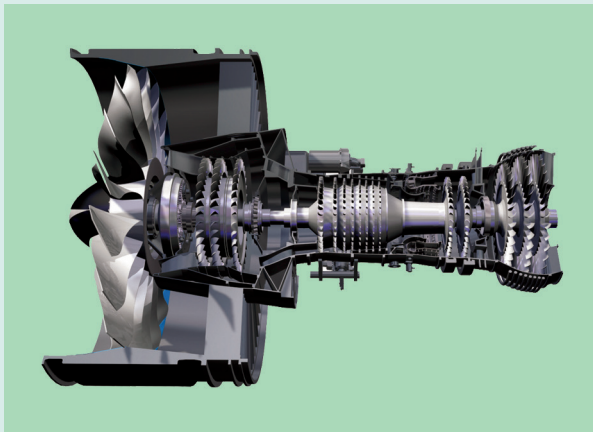
### 〔問い合わせ先〕

航空宇宙システムカンパニー  
防衛宇宙プロジェクト本部 哨戒機・輸送機設計部  
Tel. (058) 382-5577, Fax. (058) 382-6176



# リージョナルジェット機用エンジン「PW1500G」 / 「PW1900G」

## Regional Jet Engines PW1500G and PW1900G



世界の航空機需要が年々増加する中、地球環境にやさしいエンジンが注目されている。リージョナルジェット機用エンジン「PW1500G」および「PW1900G」は、先進ギアシステムの採用により高バイパス比を実現し、従来機に対して16%の燃費改善と50%の騒音低減、加えてCO<sub>2</sub>やNO<sub>x</sub>も大幅に削減したギアード・ターボファンエンジンで、当社が担当する燃焼器とファンドライブギアシステムはその中核部位である。

### まえがき

世界人口の増加やアジア・南米などの新興国の経済発展に伴って航空機の需要は年々増加しており、今後もこの傾向は続く予想されている。このように成長する市場の中で、航空各社は燃費の良い航空機を望んでおり、地球環境にやさしいエンジンが注目されている。

### 1 背景

当社はプラット・アンド・ホイットニー社（PW社）の次期リージョナルジェット機用エンジンPure Power「PW1500G」および「PW1900G」の開発・生産プログラムにRRSP方式で参画している。この方式は、参画シェアに応じて、エンジンや補用部品の販売・修理事業などのすべての事業収入の配分を受ける一方で、開発・量産・販売に関するすべての費用とリスクを配分に応じて負担する契約方式である。このプログラムにおいて、民間航空機用エンジン向けでは当社初となる燃焼器とファンドライブギアシステムの量産を担当した。これらは同エンジンの中核部位として位置付けられており、エンジン性能の向上に重要な役割を果たしている。

### 2 仕様

「PW1500G」および「PW1900G」の主要諸元を表1に示す。これらは、先進ギアシステムの採用により高バイパス比を実現し、従来機に対して16%の燃費改善と50%の騒音低減、加えてCO<sub>2</sub>やNO<sub>x</sub>も大幅に削減したギアード・ターボファンエンジンであり、当社はその中核部位である燃焼器とファンドライブギアシステムを担当している。

### 3 特長

#### (1) 燃焼器

燃焼器は、エンジンに取り込んだ空気に航空用燃料を混ぜて燃焼させることで、エンジンの原動力となる高温の燃焼ガスを発生させるための部品である（図1）。このため、エンジンの中では最も熱くなる部品であり、その燃焼ガスは2,000℃を超える。この環境下で効率良く燃料を燃やし、同時に有害排出物であるNO<sub>x</sub>の排出量を抑えることが要求される。

当社では、防衛航空機用エンジン向け燃焼器の設計・製

表1 主要諸元  
Table 1 Main specifications

項目	「PW1500G」	「PW1900G」
推力 (lb)	19,000 ~ 23,300	~ 23,000
バイパス比	12 : 1	12 : 1
ファン径 (in)	73	73

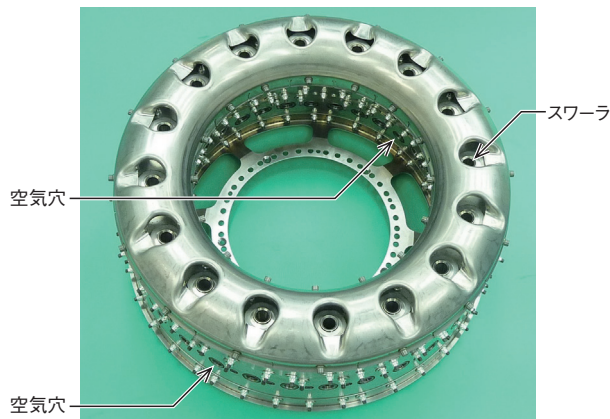


図1 燃焼器  
Fig. 1 Combustor

造や産業用エンジン向け燃焼器の量産実績があり、これらの経験を最大限活用している。

#### (i) 高温化

高温の燃焼ガスを包み込むために、燃焼器には無数の小さい冷却孔が設けられている。所定の位置に精度良くこれらの孔を配置させるために、当社では最新鋭のレーザ加工機や放電加工機を活用している。

燃焼ガスに面する内壁は、耐熱性の高いコーティングを施した脱着可能な鋳造製の耐熱パネルを採用することで、長寿命を確保するとともに整備の際に必要なに応じて交換可能な構造としている。

#### (ii) 低NO<sub>x</sub>化

燃焼器は、燃料と空気を均一に混合して安定的に燃焼できる火炎をつくるためのスワーラと、燃焼器出口温度を均一にコントロールするための燃焼用空気穴で構成される。先端的な解析や実験を繰り返して設計されたこれらの形状・寸法を正確に再現するために高度な板金成形技術や溶接技術を適用しており、ここにも当社の経験が生かされている。

### (2) ファンドライブギアシステム

従来の2軸エンジンでは、低圧軸とファンが直結されており、これらは同じ回転数となる。直径の大きなファンは先端速度が音速付近になると効率が低下するため回転数を下げることが望まれる一方で、より直径の小さい低圧圧縮機および低圧タービンは回転数を上げて一段当たりの負荷を増やして段数を削減することが望まれる。ギアード・ターボファンエンジンは、低圧系からの回転をギアボックスで減速してファンを回すことで、双方をともに望ましい回転数に合わせるものである。

ファンドライブギアシステムは、入出力が同軸上であることと容積あたりの伝達馬力が大きいことから、スター形の遊星歯車装置を用いている(図2)。

当社には、ヘリコプター用トランスミッションおよび航

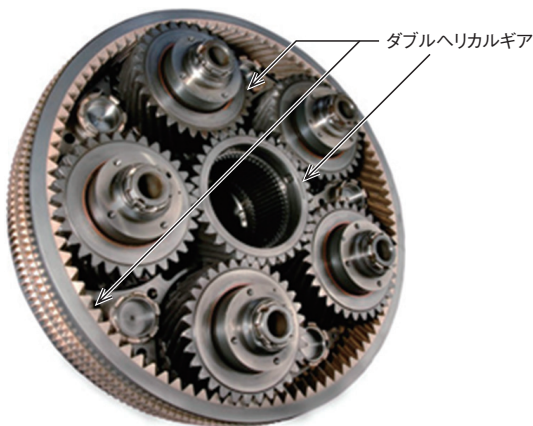


図2 ファンドライブギアシステム  
Fig.2 Fan drive gear system

空機用アクセサリ・ギアボックスなどの設計・製造の実績があり、また、オープンロータ・パワーギアボックスの技術開発の経験もあり、これらを活用している。

#### (i) 軽量・コンパクト・高信頼

ねじれ方向が反対のヘリカルギアを2式合わせてギア反力の軸平行成分を打ち消しているダブルヘリカルギア、焼き戻し温度の高い高温高強度鋼、適切な潤滑をすれば無限寿命と考えられるすべり軸受を採用しており、高負荷・高耐久性化が図られている。

#### (ii) ミスアライメント低減構造

ギア・ベアリング片当たり防止のために、前後対称形状のキャリアおよび柔軟な支持構造によるマウント方式を採用しており、ミスアライメントの極小化が図られている。

#### (iii) 伝達効率向上

ギア歯面に化学処理とバレル加工を組み合わせた鏡面仕上げを施して、歯面摩擦損失の低減およびギア寿命の延長を図っている。

## 4 納入事例

当社は、カナダのボンバルディア社の次期リージョナルジェット機「C Series」用エンジンとして「PW1500G」の燃焼器をPW社に向けて2017年5月29日に明石工場から初出荷した。民間航空機エンジンにおいて燃焼器の開発・製造を行うのは今回が初めてとなる。

ファンドライブギアシステムは、リグおよびエンジン試験用の供試体を2019年4月にPW社に向けて出荷するとともに、同年より量産を開始する予定である。

## あとがき

「PW1500G」は「C Series」へ独占的に搭載される。また、「PW1900G」は「PW1500G」の派生型エンジンで、ブラジルのエンブラエル社の次期リージョナルジェット機「E190E2」「E195E2」へ独占的に搭載される。

「C Series」および「E190E2」「E195E2」は、合計600機以上の確定受注が公表されており、機体に搭載されるエンジンは1,200台以上となる。当社の製品が今後も継続的に社会で愛用されるように技術を向上させていく。

[文責 航空宇宙システムカンパニー 技術本部  
エンジン要素技術部 緒方 秀樹]

### 【問い合わせ先】

航空宇宙システムカンパニー  
民間エンジンプロジェクト本部 民間エンジン業務部  
Tel. (078) 921-1504, Fax. (078) 921-6541



# 高性能多用途双発ヘリコプター [H145//BK117 D-2型]

## High-Performance, Twin-Engine, Multi-Purpose Helicopter H145//BK117 D-2



民間用途のヘリコプターは幅広い分野において需要が増加している。それに応えて、さまざまな用途への適応性を高めるため、多用途双発ヘリコプター「BK117」を改良した。

「H145//BK117 D-2型」は、当社とドイツのMBB社（現AHD/エアバス・ヘリコプターズ・ドイツ社）が共同開発を続けてきた「BK117」のシリーズ最新モデルである。

新エンジンの採用およびトランスミッションの改良による大幅な性能の向上、4軸オート・パイロットおよび新統合計器によるパイロットのワークロードの低減、さらにフェネストロン型テール・ロータの採用により安全性向上と低騒音化を実現した。

### まえがき

民間用途のヘリコプターは、機体の安全性や信頼性の向上に伴い、消防防災、救急医療、警察、報道、人員輸送など、幅広い分野で需要が増加している。

「BK117」は、このような中、当社とドイツのMBB社（現AHD/エアバス・ヘリコプターズ・ドイツ社）が、1977年から国際共同開発を続けてきた多用途双発ヘリコプターであり、世界で1,300機を超える納入実績を有している。

### 1 背景

一般に、ヘリコプターは空気密度が低下する高温や高高度においては性能が低下し、またホバリングや垂直上昇など前進速度のない飛行条件下においては高いエンジン出力が要求される。これらの条件が組み合わさった高負荷な飛行条件が想定される場合には、装備や人員および搭載燃料を制限し、あらかじめ機体の総重量（全備重量）を軽減しておく必要がある。

「BK117」を含む中型の多用途双発ヘリコプターは、山岳救助における高高度でのホバリングや、狭所への垂直離着陸などの高負荷な飛行条件が想定される。このような飛行条件への適応性に加えて操縦のしやすさ・低騒音・安全性など、航空機としての普遍的な性能向上が望まれていた。

そこで、「BK117」にさらなる性能向上やパイロットのワークロードの低減・低騒音化・安全性向上などの改良を実施して、2016年1月に「H145//BK117 D-2型」（D-2型）の日本での型式証明を取得した。

### 2 仕様

最新型である「D-2型」と従来型である「川崎式BK117 C-2型」（C-2型）の仕様を表1に示す。「D-2型」では、エンジンおよびトランスミッションの定格出力を向上している。片発故障時のエンジン出力の制限として、「C-2型」では片発2.5分間出力要求を適用したが、「D-2型」では実際の片発故障時の状況に合わせて30秒/2分間出力要求を適用してより高い出力を実現している。

表1 最新型「D-2型」と従来型「C-2型」の仕様

Table 1 Specifications of the latest D-2 and the conventional C-2

		「D-2型」	「C-2型」
全長×胴体幅×全高 [m]		13.64×1.73×3.95	13.03×1.73×3.96
定員（標準座席）[名]		10	10
最大全備重量 [kg]		3,700	3,585
最大速度 [km/h(kt)]		265(143)	269(145)
トランスミッション 定格出力 [kw(SHP)]	片発 30秒間出力	662(887)	-
	片発 2分間出力	574(769)	-
	片発 2.5分間出力	-	548(735)
	片発 連続出力	441(591)	404(542)
	両発 離陸出力 <使用可能時間>	838(1,123) <30分間>	776(1,040) <5分間>
	両発 連続出力	653(875)	633(848)
エンジン 定格出力 [kw(SHP)]	片発 30秒間出力	800(1,072)	-
	片発 2分間出力	775(1,038)	-
	片発 2.5分間出力	-	528(708)
	片発 連続出力	710(952)	528(708)
	両発 離陸出力 両発 連続出力	667(894) 575(771)	528(708) 516(692)

### 3 特 長

「D-2型」では、「性能の向上」、「パイロットのワークロードの低減」、「低騒音化」のほか、新エンジン採用による定格出力の向上や非常操作トレーニング機能の実装による「安全性の向上」と、エンジンの耐久性向上によるメンテナンスインターバル延長により「整備維持費の低減」を実現している。

#### (1) 性能の向上

##### (i) ホバリング性能

「D-2型」は、最大全備重量が「C-2型」より115kg増加しているが、最大全備重量時の地面効果外ホバリング可能高度は、地上気温35℃（国際標準大気+20℃）の大気条件において2,316m（7,600ft）と「C-2型」より2,103m（6,900ft）高くなっている。

##### (ii) 離陸出力使用可能時間

離陸出力とは、主に離陸時に使用される高出力のことであるが、離陸時だけでなくホバリング状態でホイストを使用する救助活動時にも多用される。

「C-2型」の離陸出力使用可能時間は5分間であったが、「D-2型」ではトランスミッションの改良により30分間に延長している。これは、要救助者が複数の場合の救助活動に対応した改良である。

##### (iii) TA級運用

「BK117」は航空法の定める耐空類別において輸送TA級の要件を満たす機体であり、法規に従って屋上ヘリパッドのような周囲に不時着できない場所における片発故障も想定した安全な離着陸方式を規定している。

片発不作動時の定格出力が向上した「D-2型」では、「C-2型」より重い全備重量でこの方式に従った離着陸が可能である。たとえば地上気温35℃（国際標準大気+20℃）で高度1,829m（6,000ft）の条件では、許容される全備重量が3,270kgと「C-2型」と比較して560kgも増加している。

#### (2) パイロットのワークロードの低減

「D-2型」では4軸オート・パイロットを採用している。「C-2型」では機体姿勢（ピッチ/ロール/ヨー）の3軸制御であったが、さらに推力を変えられるコレクティブ・ピッチ制御を追加している。これにより、選択できるモードが従来の10種類から15種類に増加して、より多様な状況においてオート・パイロットを活用できるようになっている。

また、「D-2型」では、新統合計器Helionixを採用している（図1）。「C-2型」では7台のディスプレイに分散していた計器表示を、「D-2型」では3台の大型ディスプレイ（MFD）に集約した。MFDは、外周に配置したベゼル・キーを押すことで表示内容を素早く切替えることが可能で



図1 「D-2型」の Helionix  
Fig.1 Helionix in the D-2



図2 フェネストロン  
Fig.2 Fenestron

あり、状況に応じた見やすい視覚情報をパイロットに提供してワークロードを低減する。

#### (3) 低騒音化

「C-2型」の2枚ブレードのテール・ロータに代えて、「D-2型」ではフェネストロンを採用している（図2）。フェネストロンは、ロータ周囲のシュラウドによる防音効果に加えて、意図的に不等ピッチで配置したロータ・ブレードやそれぞれ異なる取付け角を持つ10枚のステータ（整流板）などにより機外騒音を低減している。

### あ と が き

現在、消防防災と救急医療用途をターゲットに販売活動を展開中である。これらの用途で必要となる各種オプション装備品も開発中であり、有用性をより高めていく。

〔文責 航空宇宙システムカンパニー

ヘリコプタプロジェクト本部 ヘリコプタ設計部 野口 一成〕

#### 【問い合わせ先】

航空宇宙システムカンパニー  
営業本部 ヘリコプタ営業部  
Tel. (03) 3435-2019, Fax. (03) 3435-2337



特許 第4890424号

発明の名称：薄板曲面被加工物の加工装置

発明者：笠原 健治，田村 純一，鈴木 悟史，後藤 喜朗，  
佐々木 勉，柏原 仁

—航空機用部品の高精度加工を支える—

航空機は非常に精密な機械構造物であり，用いられる部品には高い加工精度が求められる．このために，被加工物を非常に高い精度で固定して加工する必要がある．このような被加工物の固定手段として，一般的には被加工物を上下から挟み込むクランプが用いられている．しかし，クランプにより固定した箇所は，加工工具と干渉するため工作機械で加工することができない．このため，加工の進捗に応じてクランプの位置替え作業を行う必要があり，加工時間が増大するという課題があった．

本発明は，図1に示すように，3次元曲面形状の薄板状の被加工物を枠体の上面に載置し，被加工物を吸引部で吸引して枠体の上面形状に沿わせて正確に固定することで位置決めできる加工装置である．

被加工物を高い精度で固定することができるとともに，加工面の干渉物が無くなるため加工中の被加工物の固定作業時間を削減することができる．

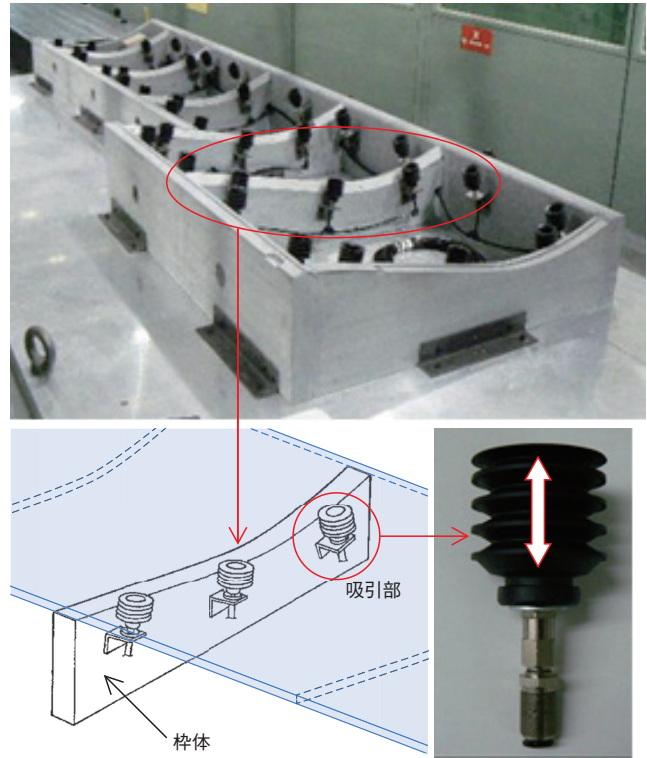


図1 被加工物を固定する枠体と吸引部

特許 第5988261号

発明の名称：燃料噴射装置

発明者：松山 竜佐，小林 正佳，堀川 敦史

—クリーンな航空エンジンを実現する—

航空機による環境負荷を低減するため，ジェットエンジンから排出される大気汚染物質，特に窒素酸化物NO<sub>x</sub>の低減が求められている．

NO<sub>x</sub>の排出量は，ジェットエンジン内部の燃焼温度を下げることで低減することができる．その方法の一つとして，希薄燃焼方式の燃料噴射装置が知られている．希薄燃焼方式では，あらかじめ燃料と空気を混合して予混合気を形成して燃焼させ

る．しかし，予混合気の混合が不均一であると，燃料濃度が高い部分において燃焼温度が高くなり，NO<sub>x</sub>の排出量が増加してしまう．

ジェットエンジンでは，スペース上の制約から，均一な予混合気を形成するための流路を確保することが困難であるという課題があった．

本発明は，径方向寸法の増大を抑えながら，均一な燃料分布の予混合気を形成することが可能な燃料噴射装置である．図1に示すように，径方向に流れる空気1と燃料の混合気が軸方向に流れる空気2にほぼ直角に合流する構成によって，寸法の増大を抑えながら均一な予混合気を形成するものである．

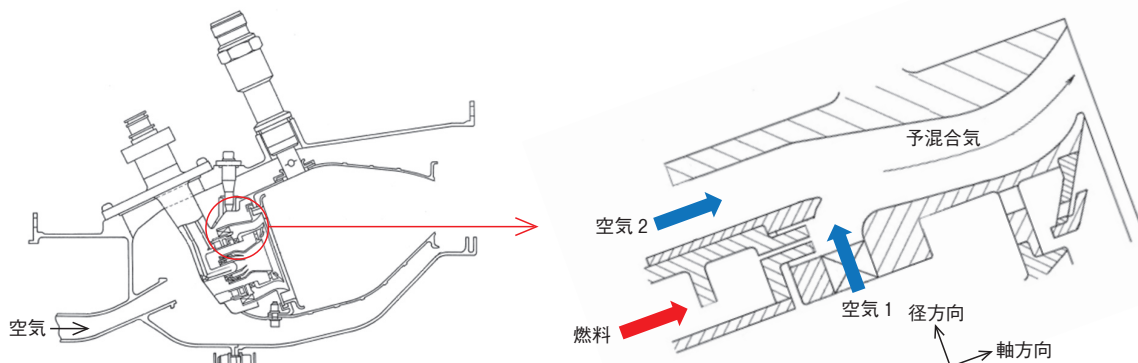


図1 ジェットエンジンの燃焼器と燃料噴射装置

## 事業セグメント別主要製品／生産拠点

事業セグメント	主要製品	主要製品拠点
船舶海洋	・LNG 運搬船, LPG 運搬船, 油槽船, ばら積み船, コンテナ船, 自動車運搬船, 超高速船, 艦艇, 官公庁船	神戸工場 坂出工場 南通中遠川崎船舶工程有限公司 (中国) 大連中遠川崎船舶工程有限公司 (中国)
車両	・鉄道車両, 新交通システム, 貨車 ・ニッケル水素電池「ギガセル®」	兵庫工場 播磨工場 Kawasaki Motors Manufacturing Corp., U.S.A. (アメリカ) Kawasaki Rail Car, Inc. (アメリカ)
	・ロータリー除雪車, 凍結防止剤散布車 ・軌道モーターカー, 重量物運搬車	(株)NICHIGO・本社工場 (株)NICHIGO・曙工場
航空宇宙システム	・航空機 (固定翼機/ヘリコプター), 誘導機器, 電子機器, 宇宙関連機器, シミュレータ	岐阜工場 名古屋第一工場 名古屋第二工場 Kawasaki Motors Manufacturing Corp., U.S.A. (アメリカ)
	・航空機部分品, 標のシステム, ロケット部分品, 宇宙機器, 航空機整備・改造	日本飛行機(株)・航空宇宙機器事業部 日本飛行機(株)・航空機整備事業部
	・航空機用エンジン	明石工場 西神工場
エネルギー・プラント環境	・船用ガスタービンエンジン ・ガスタービン発電設備, コージェネレーションシステム	明石工場 西神工場
	・蒸気タービン, ディーゼル機関, ガスエンジン, 大型減速装置 ・船用推進装置 (サイドスラスト, 旋回式スラストなど) ・各種空力機械 (天然ガス圧送設備, 送風機など)	神戸工場 播磨工場 武漢川崎船用機械有限公司 (中国)
	・空調機器, 汎用ボイラ	川重冷熱工業(株)・滋賀工場
	・各種産業用プラント (セメント, 化学, 搬送プラント) ・各種陸船用ボイラ (発電事業用ボイラ, 産業用ボイラなど) ・ごみ処理設備 ・各種低温貯蔵設備 (LNG タンク) ・シールド掘進機, トンネル掘削機	播磨工場 上海中遠川崎重工鋼結構有限公司 (中国) 安徽海螺川崎節能設備製造有限公司 (中国) 安徽海螺川崎裝備製造有限公司 (中国) 上海海螺川崎節能環保工程有限公司 (中国)
	・破碎機, 環境関連機器	(株)アーステクニカ・八千代工場
	・モーターサイクル, ATV (四輪バギー車), レクリエーションユティリティビークル, 多用途四輪車, パーソナルウォータークラフト「ジェットスキー®」 ・汎用ガソリンエンジン	明石工場 加古川工場 Kawasaki Motors Manufacturing Corp., U.S.A. (アメリカ) Kawasaki Motores do Brasil Ltda. (ブラジル) India Kawasaki Motors Pvt. Ltd. (インド) Kawasaki Motors Enterprise (Thailand) Co., Ltd. (タイ) P.T. Kawasaki Motor Indonesia (インドネシア) Kawasaki Motors (Phils.) Corporation (フィリピン) 常州川崎光陽發動機有限公司 (中国)
精密機械・ロボット	・建設機械用油圧機器, 産業機械用油圧機器・装置 ・船用舵取機, 船用各種甲板機械 ・産業用ロボット ・医薬・医療ロボット	明石工場 西神戸工場 Kawasaki Precision Machinery (U.K.) Ltd. (イギリス) Wipro Kawasaki Precision Machinery Private Limited (インド) 川崎精密機械 (蘇州) 有限公司 (中国) 川崎春暉精密機械 (浙江) 有限公司 (中国) 川崎 (重慶) 機器人工程有限公司 (中国) Flutek, Ltd. (韓国)
	・油圧プレス	川崎油工(株)



● 「T-IDG」, 「KJ14」 は, 川崎重工業株式会社の登録商標です.

● 本誌に記載されている社名, 商品名, サービス名などは, それぞれ各社が商標として使用している場合があります.

●  **Kawasaki Green Product Promotion Activity**

Kawasakiグリーン製品は, 当社のグループミッション「世界の人々の豊かな生活と, 地球環境の未来に貢献する “Global Kawasaki”」の達成に向け, 製品の環境性能と生産過程での環境管理活動において当社が独自に定めた基準を満足する製品を, 「Kawasakiグリーン製品」, 「Kawasakiスーパーグリーン製品」として適合性評価を行い, 社内外に推進しているものです.

**川崎重工技報 第179号**

2018年5月1日

**編集・発行** 兵庫県明石市川崎町1番1号  
川崎重工業株式会社 技術開発本部

**発行責任者** 技術開発本部長 門田浩次

**発行人** 技術開発本部 技術企画推進センター長  
久保貞夫

**印刷** 広島県広島市中区中島町9番6号  
株式会社 秀巧堂

禁無断転載

## 事業所・生産拠点・研究開発拠点

### 東京本社

〒105-8315 東京都港区海岸1丁目14番5号  
Tel. 03-3435-2111 / Fax. 03-3436-3037

### 神戸本社

〒650-8680 兵庫県神戸市中央区東川崎町1丁目1番3号  
(神戸クリスタルタワー)  
Tel. 078-371-9530 / Fax. 078-371-9568

### 技術開発本部

〒673-8666 兵庫県明石市川崎町1番1号(明石工場内)  
Tel. 078-921-1611 / Fax. 078-921-1867

### 北海道支社

〒060-0005 北海道札幌市中央区北5条西2丁目5番  
(JRタワーオフィスプラザさっぽろ14階)  
Tel. 011-281-3500 / Fax. 011-281-3507

### 東北支社

〒980-0021 宮城県仙台市青葉区中央1丁目6番35号(東京建物仙台ビル16階)  
Tel. 022-261-3611 / Fax. 022-265-2736

### 中部支社

〒450-6041 愛知県名古屋市中村区名駅1丁目1番4号  
(JRセントラルタワーズ)  
Tel. 052-388-2211 / Fax. 052-388-2210

### 関西支社

〒530-0004 大阪府大阪市北区堂島浜2丁目1番29号(古河大阪ビル)  
Tel. 06-6344-1271 / Fax. 06-6348-8289

### 中国支社

〒730-0013 広島県広島市中区八丁堀3番33号(広島ビジネスタワービル12階)  
Tel. 082-222-3668 / Fax. 082-222-2229

### 九州支社

〒812-0011 福岡県福岡市博多区博多駅前1丁目4番1号  
(博多駅前第一生命ビル)  
Tel. 092-432-9550 / Fax. 092-432-9566

### 沖縄支社

〒900-0015 沖縄県那覇市久茂地3丁目21番1号(國場ビル)  
Tel. 098-867-0252 / Fax. 098-864-2606

### 岐阜工場

〒504-8710 岐阜県各務原市川崎町1番地  
Tel. 058-382-5712 / Fax. 058-382-2981

### 名古屋第一工場

〒498-0066 愛知県弥富市楠3丁目20番地3  
Tel. 0567-68-5117 / Fax. 0567-68-5161

### 名古屋第二工場

〒490-1445 愛知県海部郡飛鳥村金岡7番地4  
Tel. 0567-68-5117 / Fax. 0567-68-5161

### 神戸工場

〒650-8670 兵庫県神戸市中央区東川崎町3丁目1番1号  
Tel. 078-682-5001 / Fax. 078-682-5503

### 兵庫工場

〒652-0884 兵庫県神戸市兵庫区和田山通2丁目1番18号  
Tel. 078-682-3111 / Fax. 078-671-5784

### 西神工場

〒651-2271 兵庫県神戸市西区高塚台2丁目8番1号  
Tel. 078-992-1911 / Fax. 078-992-1910

### 西神戸工場

〒651-2239 兵庫県神戸市西区榎谷町松本234番地  
Tel. 078-991-1133 / Fax. 078-991-3186

### 明石工場

〒673-8666 兵庫県明石市川崎町1番1号  
Tel. 078-921-1301 / Fax. 078-924-8654

### 加古川工場

〒675-0112 兵庫県加古川市平岡町山上向原170番地  
Tel. 079-427-0292 / Fax. 079-427-0556

### 播磨工場

〒675-0180 兵庫県加古郡播磨町新島8番地  
Tel. 079-435-2131 / Fax. 079-435-2132

### 坂出工場

〒762-8507 香川県坂出市川崎町1番地  
Tel. 0877-46-1111 / Fax. 0877-46-7006

## 海外事務所

### 台北事務所

15F, Fu-key Bldg., 99 Jen-Ai Road, Section 2, Taipei, Taiwan  
Tel. +886-2-2322-1752 / Fax. +886-2-2322-5009

### バンコク事務所

28th FL, Sathorn Square Office Tower, 98 North Sathorn Road Silom,  
Bangrak, Bangkok 10500  
Tel. +66-2-163-2839 / Fax. +66-2-163-2841

## 現地法人事務所

### Kawasaki Heavy Industries (U.S.A.), Inc.

60 East 42nd Street, Suite 2501, New York, NY 10165, U.S.A.  
Tel. +1-917-475-1195 / Fax. +1-917-475-1392

### Kawasaki Heavy Industries (U.S.A.), Inc. Houston Branch

333 Clay Street, Suite 4310, Houston, TX 77002-4109, U.S.A.  
Tel. +1-713-654-8981 / Fax. +1-713-654-8187

### Kawasaki do Brasil Indústria e Comércio Ltda.

Avenida Paulista, 542-6 Andar, Bela Vista, 01310-000, São Paulo, S.P., Brazil  
Tel. +55-11-3289-2388 / Fax. +55-11-3289-2788

### Kawasaki Trading do Brasil Ltda.

Avenida Paulista, 542-7 Andar, Cj. 7, Bela Vista, 01310-000, São Paulo, S.P., Brazil  
Tel. +55-11-3266-2790 / Fax. +55-11-3266-2853

### Kawasaki Heavy Industries (U.K.) Ltd.

4th Floor, 3 St. Helen's Place, London EC3A 6AB, U.K.  
Tel. +44-20-7588-5222 / Fax. +44-20-7588-5333

### Kawasaki Heavy Industries Middle East FZE

Dubai Airport Free Zone, Bldg. 6W, Block-A, Office No.709,  
P.O. Box 54878, Dubai, UAE  
Tel. +971-4-214-6730 / Fax. +971-4-214-6729

### Kawasaki Heavy Industries (Singapore) Pte. Ltd.

6 Battery Road, #23-01, Singapore 049909  
Tel. +65-6225-5133 / Fax. +65-6224-9029

### Kawasaki Heavy Industries (India) Private Limited (Headquarters)

Room No. 1777, ITC Maurya, Sardar Patel Marg, Diplomatic Enclave,  
New Delhi - 110021, India  
Tel. +91-11-4358-3531

### Kawasaki Trading (Shanghai) Co., Ltd.

10F, Chong Hing Finance Center 288 Nanjing Road West,  
Huangpu District, Shanghai 200003, People's Republic of China  
Tel. +86-21-3366-3700 / Fax. +86-21-3366-3701

### Kawasaki Heavy Industries Management (Shanghai), Ltd.

10F, Chong Hing Finance Center, 288 Nanjing Road West,  
Huangpu District, Shanghai 200003, People's Republic of China  
Tel. +86-21-3366-3100 / Fax. +86-21-3366-3108

### Kawasaki Heavy Industries Management (Shanghai), Ltd. Beijing Branch

Room No. 2602, China World Office 1, No. 1, Jian Guo Men Wai Avenue,  
Beijing 100004, People's Republic of China  
Tel. +86-10-6505-1350 / Fax. +86-10-6505-1351

### Kawasaki Heavy Industries Russia LLC

Office 1803 (18th Floor), Entrance 3, Krasnopresnenskaya nab. 12, 123610,  
Moscow, Russian Federation  
Tel. +7-495-258-2115 / Fax. +7-495-258-2116

### KHI (Dalian) Computer Technology Co., Ltd.

Room 205, International Software Service Center, Dalian Software Park,  
18 Software Park Road, Dalian, People's Republic of China  
Tel. +86-411-8474-8270 / Fax. +86-411-8474-8275



