



三菱重工技報

ISSN 0387-2432
VOL.42 NO.5 2005

MITSUBISHI JUKO GIHO

航空宇宙特集





表紙説明

H-IIAロケット7号機

H-IIAロケット7号機は、本年2月26日種子島宇宙センターより打上げられ“運輸多目的衛星新1号(MTSAT-1R)”を所定の軌道に投入し打上げは成功しました。

H-IIAロケットは、21世紀における人工衛星の打上げ、国際宇宙ステーションへの補給など、今後の多様な宇宙輸送需要に対し、高い信頼性を確保しつつ低コストでの打上げに対応するという要請に応えることを目的に、H-IIロケット開発で得られた技術成果を基に開発された日本の基幹ロケットです。

H-IIAロケット(標準型:H2A202型)は、全長52.5メートル、直径4メートル、総重量285トン(除く衛星重量)。第1段・第2段・フェアリング・固体ロケットブースター(SRB-A)の各部で構成されており、液体水素/液体酸素を推進システムとして搭載している高性能大型ロケットです。

目次	
巻頭言	
航空宇宙事業の発展と技術開発	戸田信雄 203
特集 技術論文	
知的エージェント型自律無人航空機の研究	鈴木 智・平沼 敏 藤本 淳・吉原洋光 204
SH-60K哨戒ヘリコプタの開発	山下尚之・矢崎 忠・福川慎一 松田 剛・佐藤 隆 208
レーザー光を利用した悪環境下での 長距離・高分解能監視システム技術の開発	落合勝敏・西村潔俊 山田利幸・馬場智義 212
環境適応型高性能小型航空機設計における 多分野統合最適化技術 (MDO) の適用	森野裕行・竹中啓三・畑中圭太 二ツ寺直樹・中橋和博・大林 茂 216
航空機複合材一次構造へのVaRTM適用化研究	武田文人・西山 茂・林 賢吾 子守康裕・須賀康雄・浅原信雄 220
環境適合型次世代超音速推進システムの研究開発	中江友美・霞 良隆・廣田 雅 河野 亮・森脇 敦 226
H-IIAロケット打上げ再開初号機の成功	前村孝志・浅田正一郎・二村幸基 渥美正博・奈良登喜雄 230
H-IIBロケットタンク構造の高信頼性化	後藤智彦・坂口秀明・佐藤広明 山田 毅・田中大助・原 英統 234
高信頼性を実現するロケットエンジン用機器の設計技術	吉川公人・小河原彰・宮川和芳 赤澤公雄・稲田 満 238
民生電子部品搭載 オンボードコンピュータの宇宙実証	柴山直樹・赤澤宣子・小山正博 宮川真一・伊藤哲正・上之郷一都 242
宇宙ステーション補給機 (HTV) の開発 - 大開口部を有した大型構造物の設計/検証	河野秀文・久野敦史 中村敏夫・三木陽一郎 246
人工衛星軌道姿勢制御用セラミックスラスタの開発	三島弘行・森島克成・野中吉紀 西野 宏・澤井秀次郎 250
宇宙用ライフサイエンス実験装置の開発	松本浩明・粟屋伊智郎・内田智子 254
設備紹介	
統合防衛システムインテグレーションの研究拠点“三菱重工ITラボラトリ”	260
<次号予定>	261

MITSUBISHI JUKO GIHO

Special Issue: Aerospace Technology

Vol.42 No.5 2005

CONTENTS

Foreword	<i>Nobuo Toda</i>	203
Special Papers		
Research on Intelligent Agent-based Unmanned Aerial Vehicles	<i>Satoshi Suzuki · Satoshi Hiranuma Atsushi Fujimoto · Hiromitsu Yoshihara</i>	204
Development of SH-60K Patrol Helicopter	<i>Takayuki Yamashita · Tadashi Yazaki Shinichi Fukugawa · Takeshi Matsuda · Takashi Sato</i>	208
Development of the Laser Radar Surveillance System Technology at Long-distances with High-resolution Under Inclement Weather	<i>Katsutoshi Ochiai · Kiyotoshi Nishimura Toshiyuki Yamada · Tomoyoshi Baba</i>	212
The Application of MDO Technologies to the Design of Environmentally Friendly High Performance Small Jet Aircraft	<i>Hiroyuki Morino · Keizo Takenaka Keita Hatanaka · Naoki Futatsudera Kazuhiro Nakahashi · Shigeru Obayashi</i>	216
Research on Aircraft Primary Composite Structures by the VaRTM Technique	<i>Fumihito Takeda · Shigeru Nishiyama · Kengo Hayashi Yasuhiro Komori · Yasuo Suga · Nobuo Asahara</i>	220
Research and Development of Environmentally Compatible Propulsion System for Next Generation Supersonic Transport	<i>Tomoyoshi Nakae · Yoshitaka Kasumi Masashi Hirota · Akira Kono · Atsushi Moriwaki</i>	226
Successful Return to Flight of the H-IIA Launch Vehicle	<i>Takashi Maemura · Shoichiro Asada Koki Nimura · Masahiro Atsumi · Tokio Nara</i>	230
Tank Structure of H-IIB Launch Vehicle with High Reliability	<i>Tomohiko Goto · Hideaki Sakaguchi · Hiroaki Sato Takeshi Yamada · Daisuke Tanaka · Hidenori Hara</i>	234
Design Methods for Highly Reliable Rocket Engine Components	<i>Kimihito Yoshikawa · Akira Ogawahara Kazuyoshi Miyagawa · Kimio Akazawa · Mitsuru Inada</i>	238
Space Verification of On-Board Computer Integrated with Commercial IC	<i>Naoki Shibayama · Nobuko Akazawa · Masahiro Koyama Shinichi Miyagawa · Tetsumasa Ito · Kazuto Kaminogo</i>	242
The Development of H-II Transfer Vehicle (HTV) -Design and Verification for Large Structure with a Wide Opening	<i>Hidefumi Kawano · Atsushi Kuno Toshio Nakamura · Yoichiro Miki</i>	246
Development of Ceramic Thruster for Space Propulsion System	<i>Hiroyuki Mishima · Katsushige Morishima Yoshinori Nonaka · Hiroshi Nishino · Shujiro Sawai</i>	250
Development of Life Science Experiment Equipment for Space	<i>Hiroaki Matsumoto · Ichiro Awaya · Satoko Uchida</i>	254
New Facility		
MITSUBISHI IT Laboratory for Future Integrated Defense Systems		260

航空宇宙事業の 発展と技術開発

航空宇宙事業本部長 戸 田 信 雄
代表取締役常務執行役員 Nobuo Toda



1903年のライト兄弟による初めての動力飛行から100年余り、航空宇宙技術はこの間めざましい発展を遂げてきました。1947年には音速を突破、1961年に有人宇宙飛行に成功、1969年のアポロ宇宙船による月面着陸とこの100年間の進歩のスピードを振り返ると、今後も航空宇宙技術は我々の想像もつかない速さで発展をとげていくことと思われま

す。三菱重工の航空宇宙事業は戦前においては輝かしい数々の名機を世に送り出してきましたが、戦後の航空機事業空白期を乗り越え、着実に発展を遂げ、今や世界の航空宇宙産業の中でも特筆すべき技術を有する有力企業として国内のみならず、世界中に特徴ある製品を送り出しています。

事業分野別の課題と将来の方向性については、まず防衛関連事業は厳しい国の財政状況の中で会社の持つ最先端技術を活用し、いかに効率的に国の求める最先端装備を提供するか、また国の防衛力の一端でもある民間企業の防衛技術生産基盤をいかに維持・強化していくかが課題と言えます。

現代のように環境変化の激しい時代では、企業としても従来以上に防衛庁のニーズを先取りした積極的提案を行わないと、国家の真のニーズに応えたことにはならなくなっていると考えています。陸・海・空の各種装備品を担当する当社は防衛庁の統合運用ニーズに対応して、ネットワークを活用したソリューションを提案しているところです。

防衛関連技術はこれまで困難と思われることに挑戦し、極限まで性能を迫ることで新技術を先導する役割を担ってきました。今回の特集では、こうした例として対潜戦、警戒・監視、輸送・救難など多様な任務を担うSH-60K新哨戒ヘリコプタの開発やレーザーダを利用した監視システム開発等について紹介します。

次に、民間機事業については、同時多発テロの後の航空輸送需要減退期を脱し、現在需要は急速に高まっており、当社も増産対応に追われています。長期的に見ても、民間航空機需要は高い伸びが予測されており、当社も民間航空機・民間機エンジンを伸張分野と位置づけ、積極的に投資をしております。

その代表が機体の主要構造に複合材を採用し、燃費や経済性の大幅な改善を図ったボーイング社の787であり、当社は主翼の開発・製造を担当しています。現在、平成19年度の出荷に向け各種試験を実施中であり、世界で初の複

合材主翼の玉成に向け全力で取り組んでいます。またこの787用の新エンジン開発にも参画しており、民間機・エンジンともに世界のセンター・オブ・エクセレンスとして確固たる地位を築きつつあります。民間小型ジェット機についても事業化を検討中であり、機体仕様の検討と差別化技術開発を進めております。

今回の特集では小型航空機関連の設計・製造技術と航空エンジン要素技術を紹介し

ます。最後に、宇宙機器については、今年の2月に打上げを再開したH-II Aロケットの連続打上げ成功が事業発展の必要条件となります。さらに大型の衛星打上げに対応した能力向上型の開発やJEM（宇宙ステーション日本実験モジュール）やHTV（H-IIトランスファービークル）など宇宙ステーション関係のプロジェクトの玉成も重要な課題です。

世界の主要国でも宇宙開発は大きな課題となっており、アメリカは月や火星への有人探査を計画中であり、中国も有人宇宙飛行に成功し、将来の月探査も計画しています。わが国でも（独）宇宙航空研究開発機構による長期ビジョンの中で、宇宙産業を日本の基幹産業に育て上げ、安全で豊かな社会を実現するという方向性が示されております。

今回の特集ではH-II Aロケットの打上げ再開や能力向上型開発、HTV等について紹介します。また、宇宙環境利用として宇宙ステーションを利用したライフサイエンス実験等についても紹介します。

世界の航空宇宙産業の地図は中国や韓国などの台頭により大きく変容しつつあり、従来のような欧米メーカの単純下請の地位を脱し、全機とりまとめ能力を有するモジュールサプライヤとして複合材主翼など特徴ある製品を作り出すことが生き残りの鍵となります。現在進めている787の開発を成功させ、更に事業参画範囲の拡大、機体最終組立、更には販売へと事業形態を発展させていくことが目標であり、引き続き自主開発民間機に対するビジネスチャンスについても検討を進めていきます。

防衛製品も含めて世界のマーケットの中で競争力を維持していくためには、確固たる差別化技術と低コスト製造能力が必須となります。21世紀の世界の航空宇宙産業の中で特徴ある差別化技術を磨き、日本の航空宇宙産業をリードして新たな飛躍に向かって次代につないでいくことが我々の使命と考えています。

知的エージェント型自律無人航空機 の研究

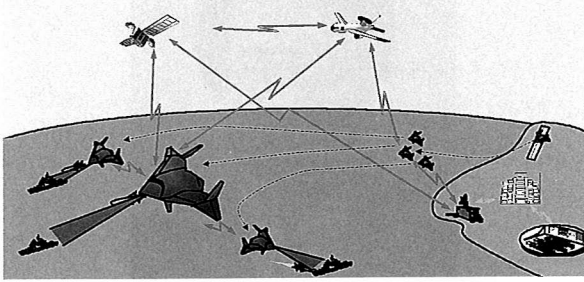
Research on Intelligent Agent-based Unmanned Aerial Vehicles

鈴木 智*1
Satoshi Suzuki

平沼 敏*2
Satoshi Hiranuma

藤本 淳*3
Atsushi Fujimoto

吉原 洋光*3
Hiromitsu Yoshihara



近年、世界的に無人航空機が急速に発展している。この無人航空機に関して、我々はM&S (Modeling & Simulation) を活用した運用構想策定技術、センサインテグレーション技術、制御技術等の種々の技術基盤を培ってきた。また、今後の無人航空機に必要な重要技術となる自律技術についても、重点的に研究を進めている。人工知能の考え方を取り入れ、“知的エージェント”として無人航空機を捉え、連続時間システムと離散事象システムを同時に扱うことが可能な自律飛行管理システムを構築し、シミュレーションにより検証した。今後飛行試験により、有効性、実用性の検証を実施する計画である。

1. はじめに

近年、世界的に無人航空機 (UAV: Unmanned Aerial Vehicle) が注目を集めている。古くはベトナム戦争、中東戦争の頃より戦場での偵察監視任務等に運用され、最近ではアフガニスタンやイラクでの活躍で大きな注目を受けている。様々な技術進歩により、無人航空機の有効性や役割は増加し、多種多様な無人航空機が配備・運用され、重要な任務を果たしている。現在欧米諸国では、攻撃型の無人航空機等、より複雑なミッションを目的とした無人航空機の開発も進められており、今後無人航空機の占める割合は更に増加し、多様な発達が進むと予想されている。

我々は、この無人航空機に対し、各種研究・開発を実施し、その技術基盤を培ってきている。本稿では、これまで実施した無人航空機に関する研究・開発についてを述べるとともに、今後、無人航空機の運用拡大及び安全性、信頼性向上のために必須となる自律技術について、人工知能的観点から進めている研究の概要と今後の展望について述べる。

2. 無人機に関する研究・開発の状況

これまで無人航空機に関する様々な研究・開発を通じて、運用構想/要求分析技術、航法・誘導・制御技術、センサインテグレーション技術、周辺状況認知技術及び自律飛行管理技術等の無人航空機の実現に重要不可欠な技術を培ってきた。これらの中で代表的な成果に

ついて、以下に概要を示す。

(1) 運用構想/要求分析技術

新たな装備品の開発においては、初期段階における運用構想 (CONOPS: Concept of Operations) や機能・性能要求分析が重要な位置付けを占める。我々は、シアターレベルでの模擬度の高い陸・海・空3自衛隊の統合防衛シミュレーションを構築し (図1)、様々なシナリオにおいて、関連装備との連携も含めた無人航空機の運用分析、要求仕様設定、有効性検討を可能としている。

また、無人航空機の任務管理、飛行管理を実施する地上管制装置のプロトタイプ (図2) を作成し、統合防衛シミュレーション内の無人航空機モデルと

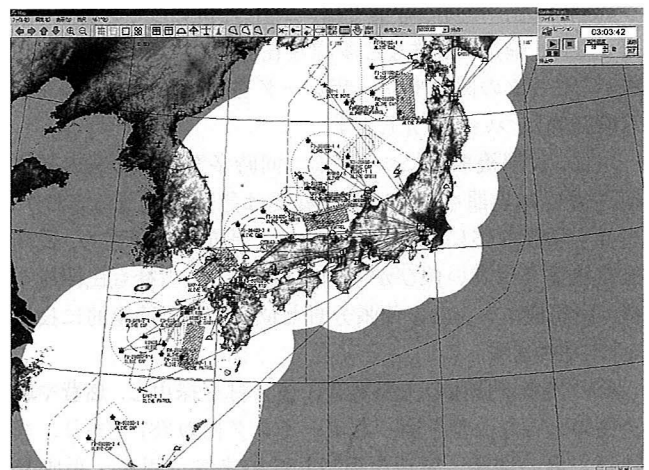


図1 統合防衛シミュレーション

*1 航空宇宙事業本部名古屋航空宇宙システム製作所航空機技術部主席
*2 航空宇宙事業本部名古屋航空宇宙システム製作所航空機技術部機上統合システム課主席

*3 航空宇宙事業本部名古屋航空宇宙システム製作所航空機技術部機上統合システム課

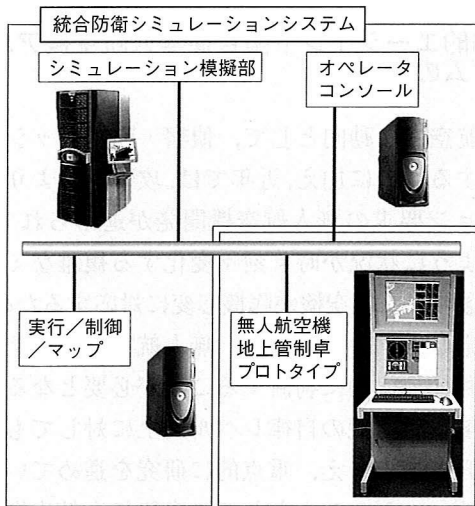


図2 地上管制卓プロトタイプと統合防衛シミュレーションとの接続

接続することにより、模擬運用環境下におけるマン・イン・ザ・ループでのマン・マシン・インターフェイス、機能性能評価を実施した。

(2) 航法・誘導・制御技術

無人航空機の運用では、パイロットは搭乗せず、地上オペレータは機体と離隔しているため、航法・誘導・制御技術が重要な技術となる。我々は社内研究及び官研究・開発への参加を通じて、この無人航空機に必要な航法・誘導・制御技術を培ってきた。

① F-104J 無人機化システムの開発⁽¹⁾

昭和62年以降防衛庁からの契約を受け、F-104J 無人機化システムの開発を行った(図3)。F-104Jを改修し機体のコントロールは、地上に設置した模擬コックピットから遠隔操縦により行うとともに、所定の飛行を実施するプログラム自律飛行機能を有し、機体と地上を結ぶ電波が途絶した場合等のような各種故障時の安全則も備えている。また難易度の高い着陸フェーズにおいて、確実に安全な無人機着陸を行うため、搭載TVカメラからのカラー視界映像、適正な着陸

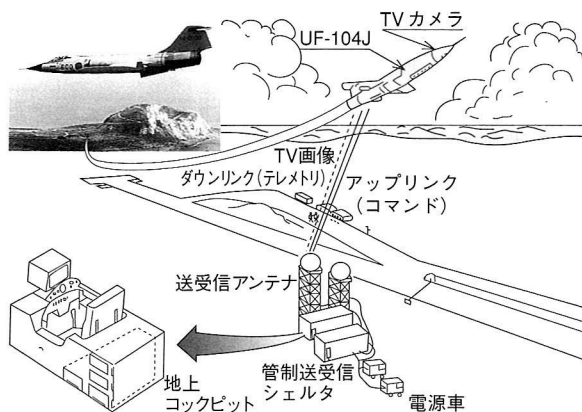


図3 UF-104J

経路を指示する着陸誘導指標等を地上パイロットに対して画面表示するとともに、横変位角制御機能と方位保持制御機能を有し、横風に対して容易な遠隔操縦性を与えた。

② ALFLEXの航法誘導制御システムの開発⁽²⁾

自動着陸技術確立を主題にNAL/NASDA(現JAXA, (独)宇宙航空研究開発機構)にて平成5年から実施されたALFLEX自動着陸実験機開発に参画し、中枢部である航法誘導制御システムを担当した。慣性センサユニット、DGPS(Differential Global Positioning System)、電波高度計等による複合航法を用いるとともに、通常の航空機と比較して不安定な空力特性に対してロバストな制御系を構成した。これにより平成8年には、我が国初の無人固定翼による自動滑走着陸を達成した。

③ 群制御技術⁽³⁾

上記のような単機での各種航法・誘導・制御技術に加え、無人航空機の運用拡大においては、複数の無人航空機を群として扱い、群全体を制御する“群制御技術”も重要となる。この群制御技術研究の一環として小型飛行実証機による自動フォーメーション飛行実証試験を行った(図4)。先頭機が8の字を描くようにオートパイロット機能により飛行し、随伴機はデータリンクにより取得した先頭機の情報に基づいて追従飛行に成功した。

(3) センサインテグレーション技術

無人航空機においてミッションを効率的に実施するためには、センサインテグレーション技術も重要となる。一般に、情報収集ミッションの場合、EO/IR(Electro-Optical/Infra-red)カメラ、合成開口レーダ、電波情報収集機器等のセンサが搭載される。このうち、電波情報収集ミッションにおいて

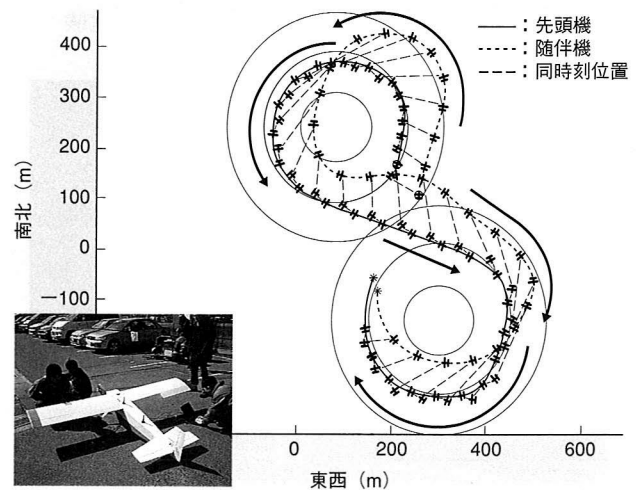


図4 自動フォーメーション飛行中の2機の飛行軌跡

は、電波情報収集用のアンテナの空力抵抗が機体性能に与える影響を極小にするため、機体形状に一体化したコンフォーマルアンテナのプロトタイプを開発し、空力抵抗の低減検討及び電波情報収集ミッションの成立性を実施した。図5に示すように胴体や主翼下面形状と一体化したアンテナを試作し、アンテナ・パターンを取得、実用性を評価した。

(4) 周辺状況認知技術

無人航空機を一般の空域で安全に運用するためには、他の航空機との衝突回避を確実に実現する必要がある。無人航空機では機体にパイロットが搭乗していないため、自機周囲の状況把握、特に自機以外の航空交通の認識が問題となる。このため、パイロット目視による衝突回避能力に相当する衝突回避システムが必要となり、他機を感知し、安全に回避するための小型軽量のシステムの実現が大きな技術課題となっている。我々はIR画像によるパッシブセンサーを用いた周辺航空機の探知・追尾アルゴリズムを開発し、実際に飛行中の航空機を撮影して、アルゴリズムの妥当性を検証した(図6)。



図5 電波情報収集センサ 電波特性取得試験



図6 衝突回避用状況認知システムのIR画像

3. 知的エージェント型自律無人航空機アルゴリズムの開発

無人航空機の動向として、偵察・監視ミッションを主体とするものに加え、近年では、攻撃等のより複雑なミッション要求の無人航空機開発が進められている。攻撃のように状況が時々刻々変化する複雑なミッションに複数の無人航空機が臨機応変に対応するためには、状況に応じたプラン変更等、無人航空機システム自体がある程度自律的に判断することが必要となる。このため、無人航空機の自律レベル向上に対しても、人工知能的観点をふまえ、重点的に研究を進めている。

(1) 知的エージェントとしての自律無人航空機

“知的エージェント”とは、ある環境をセンサで知覚し、環境に対して動作するものである。無人航空機をこの知的エージェントとして捉えた場合、気象状況や自機状況、周辺状況等の環境をセンサで知覚する“状況認知”，ミッション達成率，生存率等を最適化しよう行動を決定する“意思決定”，操縦舵面を動かす，センサを作動する，武器を発射するなどの“行動”の3つの機能に分けることができる。知的エージェントとしての無人航空機自律レベル向上は、この3つの機能すべてにおいて必要となるが、その中でも中心的な機能である“意思決定”機能についての研究状況を述べる。

(2) パイロットタスクと無人航空機のタスク

無人航空機の意思決定の検討に際して、攻撃ミッション中にパイロットが行う判断をもとに無人航空機の意思決定機能を明確化した。パイロットのミッション中の意思決定は大きく分けて以下の2種類があるものと考えられる(図7)。

- ① フェーズ管理やタスク管理(僚機とのタスク分配)等、順序的な判断が必要となる“離散的”意思決定
 - ② 攻撃パターン設定等、機体の運動方程式を用いた最適化が必要となる“連続的”意思決定
- したがって、自律無人航空機は、上記の“離散的判断”及び“連続的判断”の2種類の意思決定を同時に行う必要がある。

(3) 自律無人航空機アルゴリズムの検討

自律無人航空機の意思決定に必要な“離散的判断”，“連続的判断”の2種類の意思決定を行うには、通常それぞれ異なるアルゴリズムを構築し、別々に意思決定を行う。そのため、この2種類の意思決定を同時に最適化が可能なアルゴリズムとして、連続時間システムと離散事象システムを同時に扱うことが可能なアルゴリズムである“ハイブリッドシステ

フェーズ管理	発進	タスク管理 (僚機との タスク分配)	攻撃目標設定	● 攻撃飛行経路設定 ・ 飛行方位 ・ 飛行高度 等々 ● 武器発射時刻
	進出		攻撃パターン設定	
	索敵		攻撃	
	接敵		成果確認	
	攻撃		攻撃回避	
	帰投		再攻撃判断	
離散的判断			連続的判断	

図7 意思決定の種類

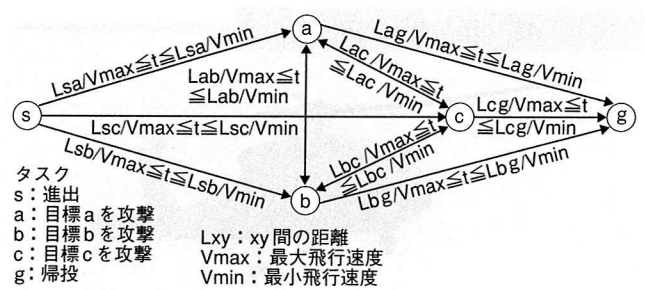


図8 ハイブリッドシステムによるモデリング

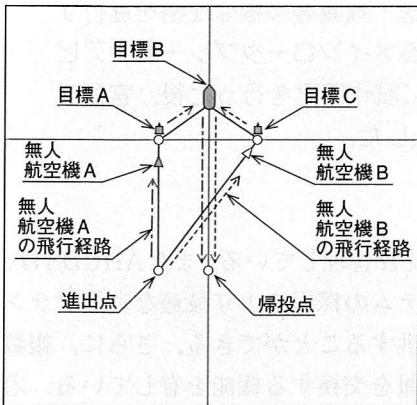


図9 シミュレーションツール

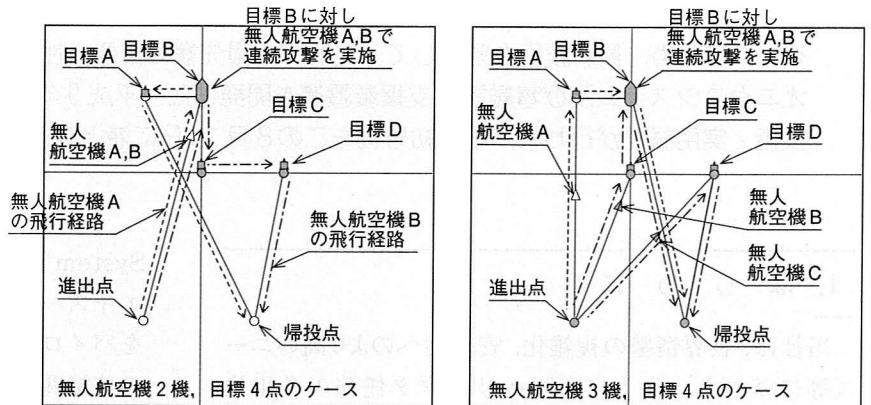


図10 シミュレーションによる検証

ム”を用いた自律飛行管理アルゴリズムを検討している。例として、複数の目標に対して攻撃を実施する複数の無人航空機についての検討結果を示す。無人航空機のタスクをハイブリッドシステムによりモデル化した例を図8に、シミュレーションツールを図9に示す。指定した攻撃目標の位置に対し、複数の無人航空機はそれぞれ任意の順序で任意の目標を攻撃可能とし、制約条件として攻撃目標Bのみは2機での連続攻撃が必要であるとした。すべての目標への攻撃を最短時間で遂行し、帰投するミッションを“ハイブリッドシステム”による自律飛行管理システムによりプランニングした。目標の数及び位置固定で無人航空機の数を変化させたケースについて、この自律飛行管理システムにより設定されたミッションプランを図10に示す。複数の攻撃目標に対し、最短時間で攻撃が終了し、かつ攻撃目標Bに対しては、連続攻撃を実施するよう自律的に役割を分担したプランニングが実現できている。

(4) 飛行実証構想

無人航空機の自律アルゴリズムの今後の検証として、飛行実証を計画している。シミュレーションとは異なる実環境下において、実センサ出力下での意思決定の有効性、リアルタイム性等を評価する計画である。

4. ま と め

これまで社内研究や官研究への参画により、M&S技術を用いた運用構想策定技術や、センサインテグレーション技術、制御技術等、無人航空機の開発に必要な種々の技術を蓄積してきた。また、無人航空機の運用拡大の重要な鍵となる自律技術について、人工知能的観点から知的エージェントとして無人航空機を定義し、その自律判断アルゴリズムとして“ハイブリッドシステム”を採用し有効性をシミュレーションにより検証した。今後、飛行試験で有効性、実用性を検証する計画である。

参 考 文 献

- (1) 炭田潤一郎ほか, F-104J無人機化システムの開発, 三菱重工技報 Vol.30 No.6 (1993)
- (2) 浅井滋ほか, ALFLEXの航法誘導制御システムの開発, 三菱重工技報 Vol.34 No.2 (1997)
- (3) 増子洋一郎, 航空機群の協調制御に向けて, 三菱重工技報 Vol.42 No.1 (2005)



鈴木智



平沼敏



藤本淳



吉原洋光

SH-60K哨戒ヘリコプタの開発

Development Of SH-60K Patrol Helicopter



山下 尚之*1
Takayuki Yamashita

矢崎 忠*2
Tadashi Yazaki

福川 慎一*3
Shinichi Fukugawa

松田 剛*3
Takeshi Matsuda

佐藤 隆*4
Takashi Sato

SH-60Kは、現在運用中のSH-60J対潜ヘリコプタの後継機として開発した新哨戒ヘリコプタであり、護衛艦に搭載され艦と一体となった対潜戦、対水上戦、警戒・監視及び輸送・救難等多様な任務を遂行する。このため、最新技術を駆使して、世界でも最先端の機能・性能を有するメインロータブレード、アビオニクスシステム及び着艦誘導支援装置等を開発した。平成9年～14年に試作開発を行った後、官側で技術／実用試験が行われ、量産初号機をこの8月10日に海上自衛隊に納入した。

1. はじめに

当社は、世界情勢の複雑化、安全性へのより高いニーズ等に基づき、海上自衛隊ヘリコプタ任務の多用途化・高性能化を図るため、現在運用中のSH-60J対潜ヘリコプタをベースに、表1に示す大日程に従って、新哨戒ヘリコプタSH-60Kを開発した。平成9年から試作開発を開始し、平成14年6月に試作機2機を防衛庁に納入した後、官側の試験である技術／実用試験が行われ、平成17年3月に部隊使用承認を取得した。量産機は、平成14年以降16年までに累計21機を受注し本年8月10日に量産初号機を納入した。

2. SH-60Kの特徴

SH-60Jからの改善点は多数あるが、特徴的なものは、新型のメインロータブレード、アビオニクスシステム及び着艦誘導支援装置があげられる。

新型のメインロータブレードは、全複合材製で、翼端に上下反角を持つ独特な形状となっており、ホバリング性能を向上させている。

アビオニクスシステムは、戦術情報処理表示装置(AHCDS: Advanced Helicopter Combat Direction

System)によって統合管理している。またAHCDSは、エキスパートシステムの採用により最適な戦術プランをパイロットに提供することができる。さらに、複数の僚機間で戦術情報を交換する機能を有している。着艦誘導支援装置は、特に夜間狭視界時に操縦負荷を軽減するため、自動的に母艦への誘導及び着艦を行う。これらは、いずれも世界でも最先端の機能／性能を有する。

その他、キャビン空間の拡大(SH-60Jと比べ、長さで30 cm、高さで15 cm拡大)、多機能型フライトデータレコーダ(FDR: Flight Data Recorder)、映像伝送システムの追加装備を行っている。

以下、SH-60Kの特徴的な装備品として、メインロータブレード、アビオニクスシステム、着艦誘導支援装置を概説するとともに、社内試験の状況を紹介する。

3. メインロータブレード

SH-60Kのメインロータブレードは、ロータ直径を母機であるSH-60Jから大きくすることなく、最大設計重量をSH-60Jの21 884 lbsから24 000 lbsへ増大することを可能とするために、ホバリング飛行時の空力特性に優れた上下反角及び後退角付きの翼端形状を有するメインロータブレードを採用した。メインロータブレードの外形を図1に示す。

メインロータブレードは、上述した複雑な外形形状、低振動設計のための最適な剛性／重量分布、重量及び製造コスト低減等を実現させるために、複合材料を多用した。メインロータブレードの構造概要を図2に示す。ブレード取付け部は、重量軽減、成形／加工性の容易化及びブレード着脱の容易化(2本のスリーブによるブレード取付け)のために、スーパーキャップをラグ穴周りに巻きつけるラップアラウンドラグ方式を

表1 試作開発／量産工事日程

9-13年度	14年度	15年度	16年度	17年度	18年度	19年度
	▼試作機(2機)納入(H14.6.24)					
■試作開発				▼部隊使用承認(H17.3.31)		
	■技術／実用試験			▼量産初号機初飛行(H17.3.25)		
				▼量産初号機納入(H17.8.10)		
		■量産14年度契約(7機)				
			■量産15年度契約(7機)			
				■量産16年度契約(7機)		

*1 名古屋航空宇宙システム製作所ヘリコプタ技術部首席プロジェクト統括

*2 名古屋航空宇宙システム製作所ヘリコプタ技術部 構造設計課

*3 名古屋航空宇宙システム製作所ヘリコプタ技術部電子装備設計課

*4 三菱エンジニアリング(株)電技総括部航空電装設計室室長

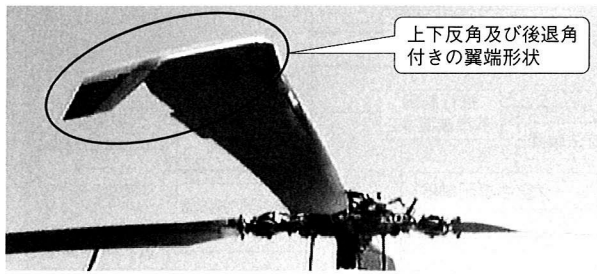


図1 メインロータブレードの外形

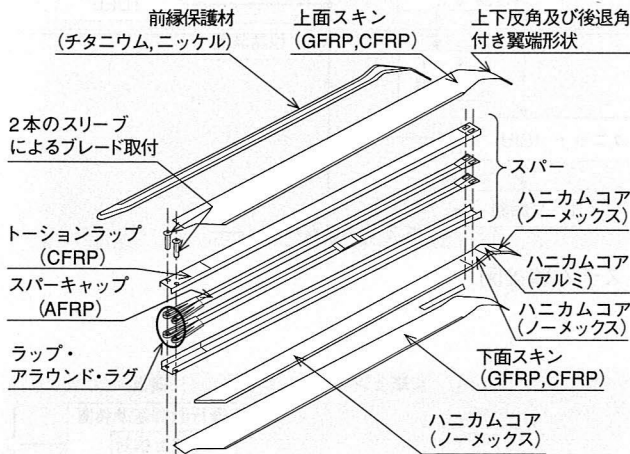


図2 メインロータブレードの構造概要

採用した。スパーキャップは主に遠心力及び曲げ荷重を受け持つ部材であり、歪疲労強度に優れるアラミド繊維複合材 (AFRP) を用いた。トーションラップは主にねじり荷重を受け持つ部材であり、高いねじり剛性を確保するために、高いせん断弾性率を有する高強度炭素繊維複合材 (CFRP) を用いた。スキンは荷重分担を低減させるために、比較的低い弾性率を有し安価な高強度ガラス繊維複合材 (GFRP) を主に用いた。ハニカムコアは軽量のノーマックスコアを主に用いたが、上下反角がありキンクしているブレード翼端部の一部には局所的な面外荷重が発生するため、高強度アルミコアを用いた。

メインロータブレードの開発及び強度保証 (静/疲労強度) は、材料基礎試験、構造要素試験、部分構造試験及び実大構造試験の各種試験を行いながらステップアップしていく Building Block 方式により行った。その他の実証試験としては、実大供試体を用いた耐雷試験、耐弾性試験及び回転試験 (ワール試験) を実施し、所定の耐久性、性能及び機能を有することを確認した。

4. アビオニクスシステム

(1) システム構築方針

アビオニクスシステムは、次の段階的方針に基づ

き、計器系統、飛行制御系統、AHCDSの3段階で構成した。

(a) 計器系統

計器表示に必要な装置を二重冗長系とし、機体信号取得、表示系統の冗長性を確保した。

(b) 飛行制御系統

二重化した装備品で取得した機体信号を基に飛行制御を行うとともに、本系統のみでも通信、航法系統の制御を可能とした。

(c) AHCDS

AHCDSはこれら飛行に必要な基本機能のもとで、任務装備品を統合するとともに、上記の各系統とも接続した構成とした。

(2) データバス方式

AHCDSと接続する各種装備品間の所要データ転送量は、1.2 Mbps程度と見積もられた。一方、各種装備品は既存品あるいは一部改修品であり、汎用性のあるインターフェースとして、軍用航空機で多数実績のある MIL-STD-1553B インターフェースを採用した。

(3) データバス接続形態

(a) 各種装備品の接続形態

システムバスへの各種装備品の接続形態については、幾つかの形態を比較検討した結果、故障が発生した場合のシステムの信頼度やデータ転送負荷に優れるため、図3のように全体を2系統に分け、相互につながりのある系統をシステムバスから独立させた階層構造型を採用することとした。

さらに、各種装備品の具体的なバス配置については、次の考え方にに基づき設定した。

- 飛行安全上重要な装備品：分散配置又は両バスに接続
- 相互にデータ交換する装備品：同系統バスに配置
- 特定の装備品間でのみ高負荷の通信を行う装備品：ローカルバスに分散配置
- 上記のいずれにも該当しない装備品：2系統のシステムバスのデータ転送負荷平準化の観点から、接続バスを設定

最終的に設定したアビオニクスシステムのバス接続形態を、図3示す。

5. 着艦誘導支援装置

着艦誘導支援装置は、夜間及び荒天時の着艦誘導時、搭乗員のワークロードを軽減し、着艦誘導を安全に遂行することを目的とし、母艦へのアプローチから飛行甲板上への自動進入/ホバリング/着艦を自動で行う

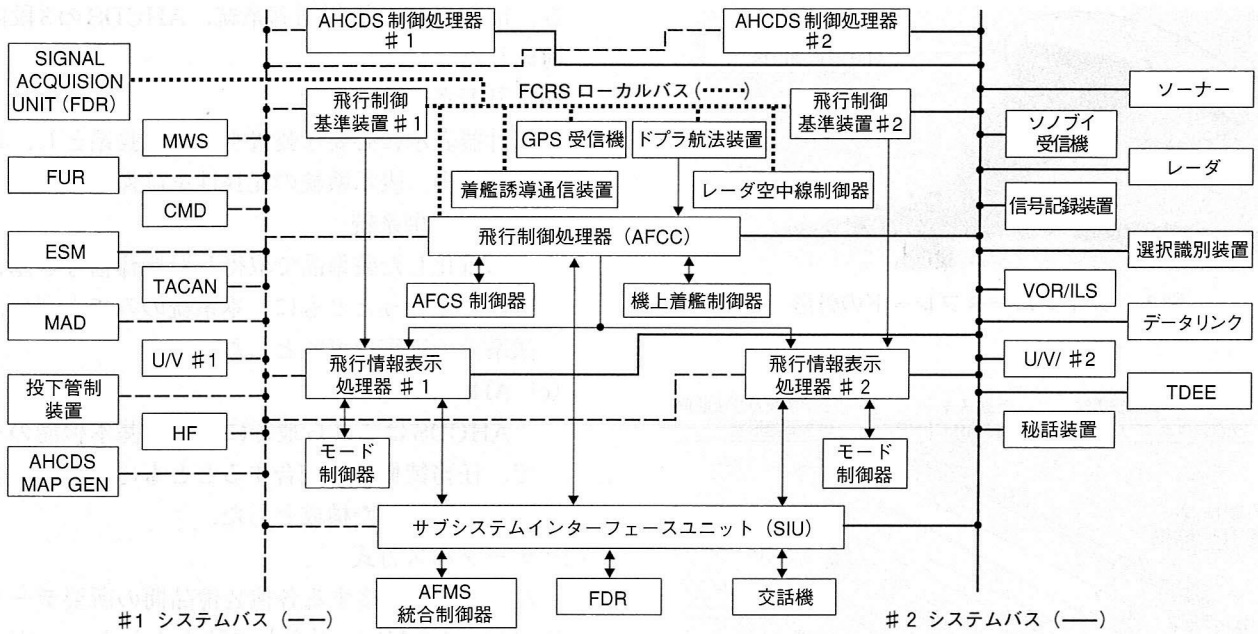


図3 アビオニクスシステム接続図

機能を有する。

着艦誘導支援装置は、SH-60K及び護衛艦に専用の装置を装備することにより機能を実現する。

着艦誘導支援装置の機器構成を図4に示す。

(1) 母艦へのアプローチ

母艦へのアプローチフェーズでは、機体及び母艦の速度から予め算出した飛行コースに沿って自動飛行を行う。飛行制御に使用する母艦と機体との相対位置データを計測する装置にはDGPS(Differential GPS)を採用することにより、精度良く相対位置を計測し、安全にアプローチすることを可能とした。

(2) 飛行甲板上への自動進入～自動着艦

飛行甲板上への自動進入以降のフェーズでは、艦上構造物に接近することから、飛行制御に使用する相対位置に対し高い計測精度が要求されるため、艦上に設置したレーザと赤外線を用いた着艦誘導センサを使用して計測することとした。

着艦誘導センサは、機体に取り付けたリフレクタ／追尾用マーカのマーカ部を赤外線カメラで追尾することにより、着艦誘導センサから発するレーザ光線をリフレクタ部に照射し、反射光を受光して相対距離を計測する(図5)。相対距離は機上に送信され、相対位置データの計算に使用される。

飛行甲板上での自動ホバリングでは、相対位置データから着艦用艦姿勢センサで計測した艦動揺量を差し引いた“空間上の固定点”に対して制御を行うことにより、艦の動揺に影響されない安定したホバリングを実現した。また、艦上構造物による乱流等の外乱に対して、SAS(Stability Augu-

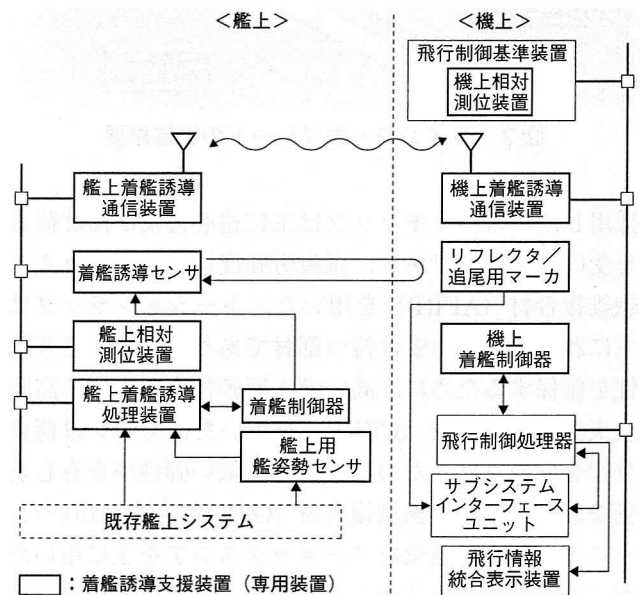


図4 着艦誘導支援装置機器構成図

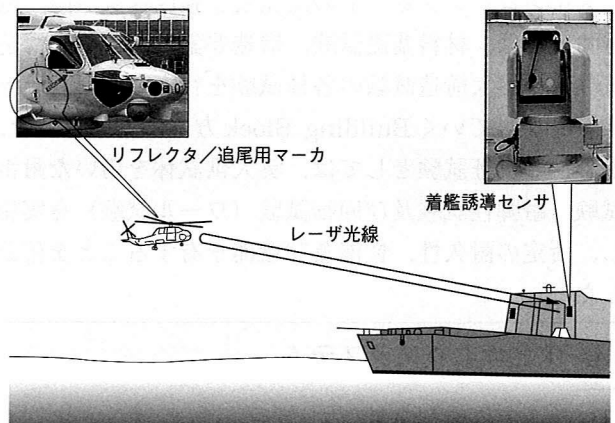


図5 着艦誘導センサによる相対位置計測

mentation System：安定性増大装置）のアクチュエータに相対位置／速度保持制御コマンドを積極的に出力することによりホバリング精度を向上させた結果、最終的には世界初となる有人ヘリコプタの自動着艦に成功することができた。

6. 社内試験状況

SH-60Kの試作段階の中で、全機レベルの試験として、システム統合試験、全機地上試験及び社内飛行試験を実施した。

(1) システム統合試験

システム統合試験は、アビオニクスシステムを統合するAHCDSとその他の電子装備品、及びSH-60Kと護衛艦搭載装備品との間の接続を確認するため実施した。本試験は、当社名航小牧南工場内に実機を模擬した試験設備を設置し、電子装備品を実機上の配置に合わせて装備し、更に艦側装備品及び僚機（模擬機）を、有線にてデータリンク結合させ実施した。

本試験により、実機搭載前の早期に不適合／要改善事項に対処することができた。また、本試験設備は、社内飛行試験等で判明した不適合の探求及び対策確認に使用され、極めて有効な開発ツールとなった。

(2) 全機地上試験

全機地上試験は、社内飛行試験に先立ち実施する試験で、実機装備状態での装備品の機能／性能、電磁適合性、電波機器の送受信にかかわる機能、及び操作性／視認性等の確認を主体に実施した。

(3) 社内飛行試験

社内飛行試験は、試作機納入後に防衛庁で実施される技術／実用試験（平成14年6月～平成17年3月の間実施）に移行できる見通しを得るために、機体の基本的飛行性能／特性及び搭載装備品の基本的機能の確認を目的として、2機の試作機を使用し、次のステップで実施した。

(a) 基本機能確認試験

飛行領域を拡大しつつ、初期段階で基本的な耐空性確認を行い、次段階の詳細機能確認試験へ移行できることを確認

(b) 詳細機能確認試験

飛行性能、飛行特性、飛行応力／振動、騒音、電磁適合性の確認及び空調系統、自動飛行制御系統、アビオニクスシステム系統の機能を確認

平成13年8月9日の初飛行以降、基本機能確認試験では、テレメータシステムにより、飛行諸元、応力／振動等を地上でリアルタイムモニタシ

ながら、飛行安全を確認しつつ、ステップアップ的に高度、速度、機体重量等の飛行領域を拡大した。並行して実施した自動飛行制御系統及びアビオニクスシステム系統等の機能試験は、確認された飛行領域内で実施して行った。

飛行性能、飛行特性の飛行試験結果、及びメインロータブレードの飛行荷重、ロータ特性の影響を直接受けるダイナミックコンポーネントの飛行荷重、機体振動は、いずれもほぼ設計通りであることが確認された。また、AHCDS、着艦誘導支援装置、ソーナー等装備品の機能も、問題無いことが確認された。

試作段階での社内飛行試験は、平成13年8月から平成14年5月の間に実施され、試作機2機で合計約456飛行時間に及び、計画通り終了した。

(4) 量産段階の社内試験

量産段階では、多機能型フライトデータレコーダ及び映像伝送システム等量産段階で追加／変更された系統を中心に、試作段階と同様、システム統合試験、全機地上試験、社内飛行試験を実施した。社内飛行試験では、平成17年3月25日の初飛行から試験が終了した7月まで、量産機2機を使用して合計約186飛行時間の試験を実施し、良好な結果を得て計画通り終了した。

7. ま と め

SH-60K量産機は、この8月10日に海上自衛隊に納入したばかりである。試作開発の立ち上がりから9年をかけたとはいえ、実運用においては新人であり、初期故障はもとより、各種の運用の中で発生する改善事象に対処していく必要がある。

また、今後十数年にわたって活用される機体であり、より信頼性が高く、使い勝手の良いものに改善していくのは勿論のこと、世界情勢／技術動向等を視野に入れた新たな提案も行っていく予定である。



山下尚之



矢崎忠



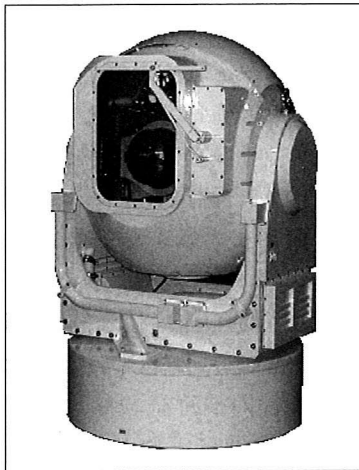
福川慎一



松田剛



佐藤隆



レーザー光を利用した悪環境下での長距離・高分解能監視システム技術の開発

Development of the Laser Radar Surveillance System Technology at Long-distances with High-resolution Under Inclement Weather

落合勝敏*1
Katsutoshi Ochiai

西村潔俊*2
Kiyotoshi Nishimura

山田利幸*2
Toshiyuki Yamada

馬場智義*3
Tomoyoshi Baba

夜間・雨天時等の悪環境下において、長距離・高分解能を同時に実現する監視システム技術を実用化した。本技術は、不可視レーザー光を利用したアクティブなイメージングシステム技術であり、安全性及び高秘匿性を確保しつつ、夜間における文字認識をはじめとする高い撮像性能や測距機能を有し、高い監視能力を持つ監視システムを実現した。

1. はじめに

9.11.米国テロ、日本海沖不審船事案等の発生により、国内外における監視・セキュリティシステムに対する需要は、近年非常に高まっている。

特に、夜間・雨天時等の悪環境下における監視システムについては、従来型の手法（高感度カメラや赤外線カメラ等のパッシブセンサ）では監視能力は大幅に低下するため、その必要性について以前より強く求められていた。

当社では、上記ニーズに対応し、これらの条件下においても長距離・高分解能を同時に実現する監視システム技術を実用化した。

本報では、本技術の動作原理と特徴、システム構成、実環境における画像例を紹介する。

2. 動作原理と特徴

2.1 動作原理

本技術は、不可視レーザー光によるレンジゲート方式を適用したアクティブなイメージングシステム技術である。動作原理図を図1に示す。このレンジゲート方式は、極短パルスのレーザー光を監視対象に向け、面状に拡げて照射し、対象からの反射信号光が到達する瞬間のみ画像として撮像を行う方式である。

さらに、上記レーザー光照射及び撮像を30 Hzにて繰り返し動作させることにより、通常のカメラ映像と同

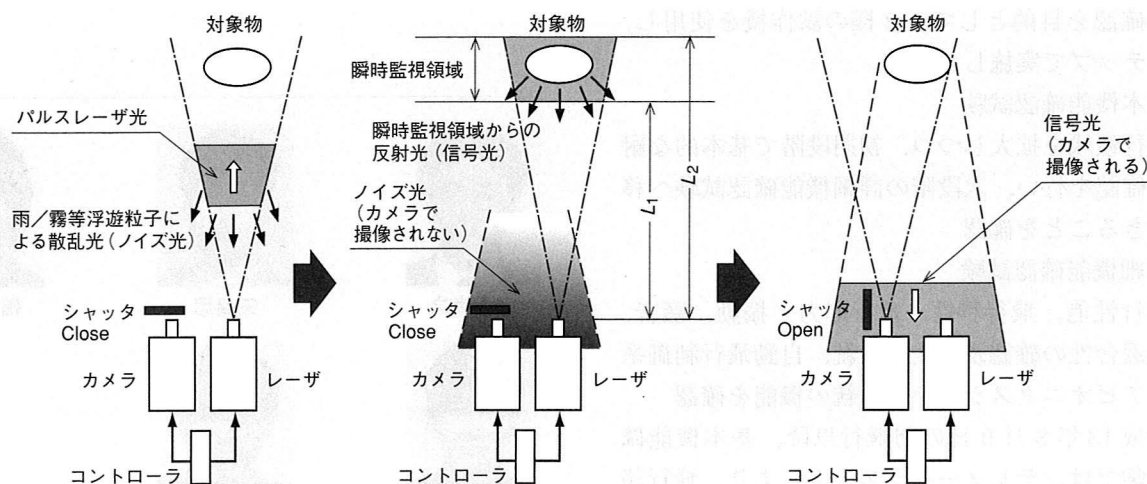


図1 動作原理図 極短パルスのレーザー光を照射し、反射信号光がカメラに到達する瞬間のみ撮像。

*1 長崎造船所特殊機械部

*2 長崎造船所特殊機械部システム機器設計課電子制御チーム

*3 技術本部長崎研究所応用物理研究室

様のリアルタイム動画での出力が可能である。

また、本原理の適用により、従来の高感度カメラ、赤外線カメラ等とは異なり、監視対象領域以外の領域からの散乱光、反射光等のノイズ光の影響を排除でき撮像時のノイズ光（監視対象までの空間中に存在する浮遊水粒子等からの散乱光）の影響を大幅に削減できるとともに、反射信号光の到達時間より距離出力も可能である。

2.2 システム構成、機能

システムのブロックダイアグラムを図2に示す。

本システムは大別すると、①撮像部、②制御・レーザ部より構成され、各部の機能は以下の通りである。

(1) 撮像部

レーザ照射用レンズ、受光用レンズ、ICCDカメラ及びカラー可視カメラ等から構成される。受光用レンズで受けた反射光は、ICCDカメラで増幅されるとともに画像データに変換され、制御部に送られる。また、昼間運用のため、カラー可視カメラが併設している。さらにレーザ照射用レンズ系、受光用レンズ系の制御により、レーザ照射領域と撮像領域との同一性を確保している。また、JIS規格に基づいた領域制御運用により、人体に与える影響、危険性を排除することが可能である。

(2) 制御・レーザ部

各種制御装置、PC及び操作盤等から構成され、撮像部から送られる画像データを画像処理し、その結果を表示装置にて表示する。また、制御ユーザインターフェースにて監視方位、領域等を任意に設定可能である。

船舶搭載型システムの外観を図3に示す。本船舶搭載型システムにおいては、波浪による船体動揺を補正する機能を持つ動揺安定装置上に撮像部が構成

されており、高波浪中及び船舶航行中においても、視点揺れない安定的な画像が提供可能である。

2.3 特徴

本システムは以下の特徴を有する。

- ① 昼間はカラー可視カメラによるカラーモード、夜間はレーザ照射 + ICCDカメラによるレーザモードでの撮像ができ、全時間帯における監視が可能である。
- ② 従来の赤外線カメラでは不可能であった文字認識やガラス越しの撮像も可能である（図4¹⁾）。

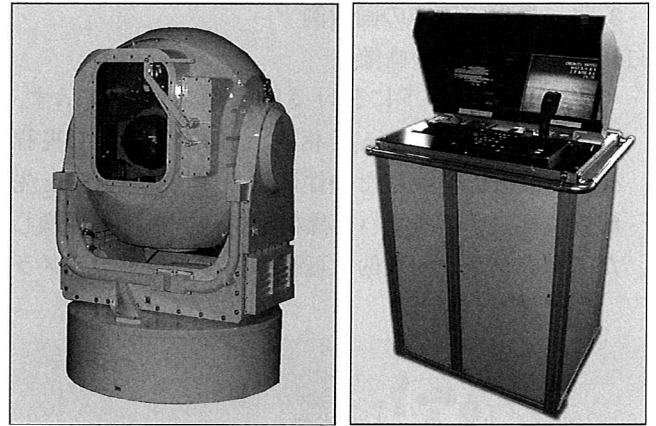


図3 システム外観 船舶搭載型システムの外観であり、撮像部と制御部から構成され、撮像部は船体動揺補正機能付き。

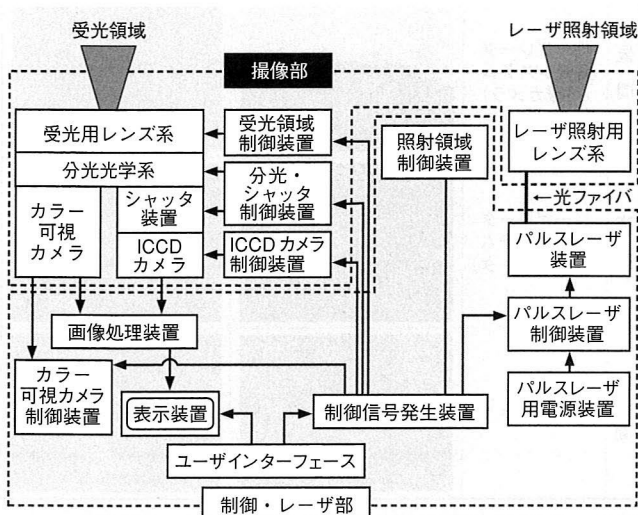


図2 システムブロックダイアグラム

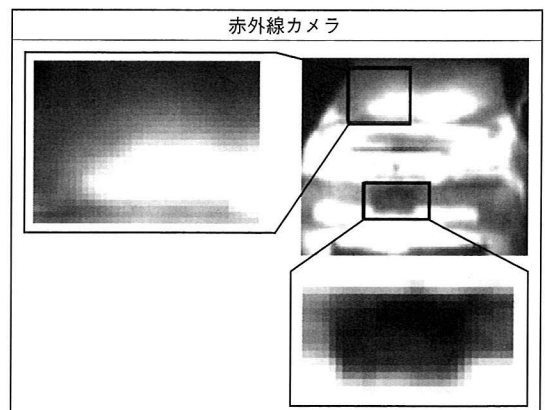
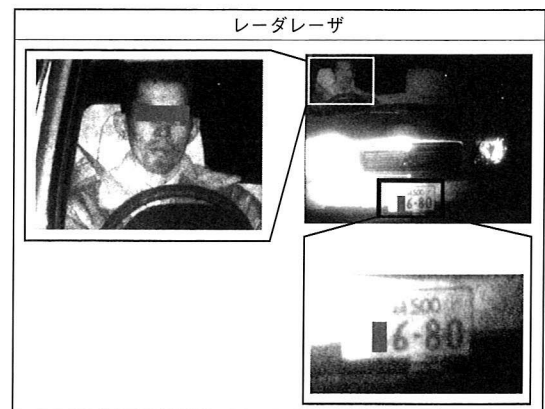


図4 文字認識、ガラス越し画像例 従来の赤外線カメラでは撮像ができなかったナンバープレート、ドライバーが撮像可能。

- ③ レーザモードにより，悪天候時の監視が可能である。
- ④ 不可視レーザ光適用により，レーザモード時にも秘匿性を確保した監視が可能である。
- ⑤ レーザモードにおけるシャッタ開閉制御により，距離分解画像の撮像が可能（図5）である。
- ⑥ ストロボ写真撮影と同じような，面状でのレーザ照射＋画像での撮像により，画像ぶれのない映像出力が可能である。

3. 画 像 例

3.1 悪環境下での画像例

(1) 模擬環境下での画像例

模擬環境条件下における画像例を図6に示す。雨天時として10 mm/h相当，霧中時として視程400 m相当を模擬した条件において，約1000 m先配置に相当する対象（白黒格子模様平板）を撮像した。その結果，一般的な可視カメラ，赤外線カメラ

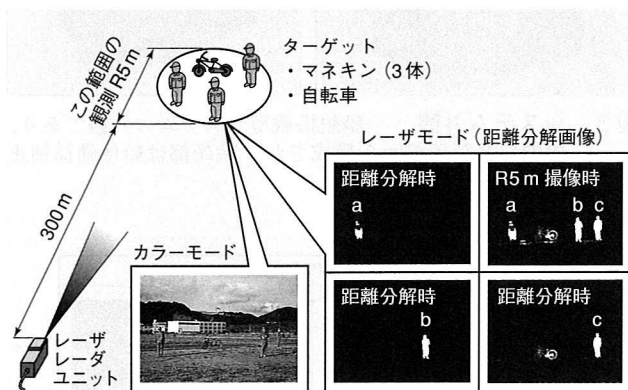


図5 距離分解画像例 距離の異なる対象に対して，任意に領域を切り出して個別に撮像可能。

	模擬環境試験 (1000m 先に相当)		
	晴 天	雨 天 (降雨量約10 mm/h)	霧 中 (視程約400m)
レーザーレーダ			
赤外線カメラ			
可視カメラ			

図6 模擬環境条件下における画像例 本システムにおいては，雨や霧の影響を大幅に削減でき，撮像可能。

では困難であった条件であっても，本システムにおいては，その影響を大幅に削減でき，撮像可能であった。

(2) 実環境下での画像例

晴天時，及び雨天時（雨量：5 mm/h程度）における，距離約1000 m先に設置されている展望台を対象とした画像例を図7に示す⁽²⁾。

図7において，最上段の画像は，本システムに併設されている可視カメラからの出力（レーザ照射なし）であり，中段のものはレーザモードによる出力である。

最下段の画像が性能比較のため，同一位置に設置した赤外線カメラの映像である。

赤外線カメラにおいて困難であった夜間の雨天時においても，本システムにおいては撮像が可能であった。

3.2 洋上対象に対する画像例

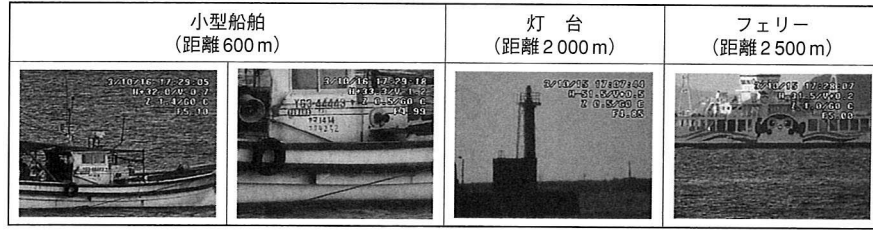
各種洋上対象（小型船舶，灯台，大型船舶フェリー）に対する画像例を図8に示す⁽²⁾。上段の画像は昼間の可視カメラによる画像，下段は夜間のレーザモードによる画像である。

次に，小型船舶（上段）及び大型船舶（下段）を対象とした夜間における長距離での検証結果画像例を図9に示す。上段の小型船舶には，25 cm角の文字（白地に黒色文字）を記載したボードを設置しており，併せて文字認識性能の検証を実施した。さらに，人物の動静把握性能の検証についても実施した（図9右）。その結果，夜間探知距離として小型船舶は5000 m以上，大型船舶は7000 m以上，また，25cm角文字に対する識別性能としては1000 m以上，人物動静把握

		晴天時	雨天時 (5 mm/h程度)
		展望台 (920m 先)	展望台 (920m 先)
昼間	レーザーレーダ監視システム (可視カメラ)		
夜間	レーザーレーダ監視システム (レーザーレーダ)		
夜間	赤外線カメラ		

図7 実環境下雨天時における画像例 赤外線カメラでは困難な条件下においても，本システムでは撮像可能。

[昼間 (可視カメラによる撮像)]



[夜間 (レーザーレーダによる撮像)]

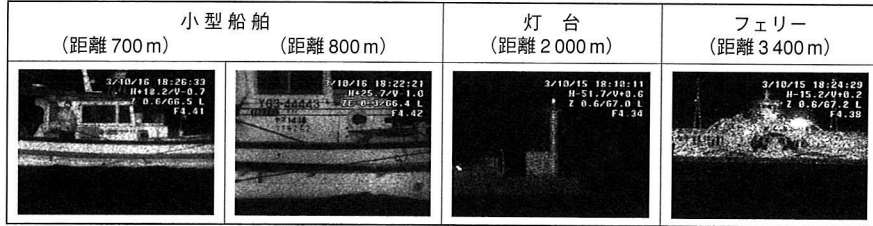
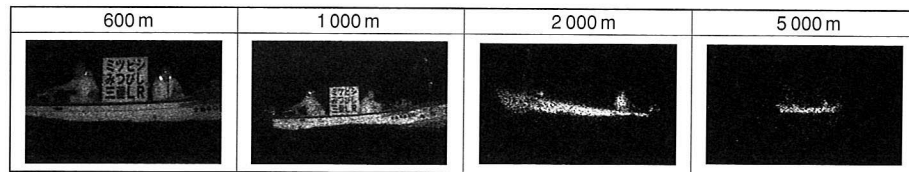


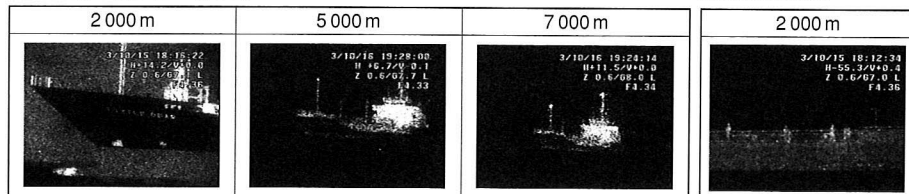
図 8 各種洋上対象における画像例

[小型船舶, 文字の撮影結果 (夜間)]



(撮影条件: 画角 0.3° 小型船舶: 長さ 6 m, FRP 船)

[大型船舶の撮影結果 (夜間)]



(撮影条件: 画角 0.6°)

(撮影条件: 画角 0.6°)

図 9 長距離での画像例 小型船舶 5 000 m 以上, 大型船舶 7 000 m 以上, 25 cm 角文字識別性能 1 000 m 以上, 人物動静把握 2 000 m 以上の性能を確認。

としては 2 000 m 以上の性能が確認できた。

4. ま と め

夜間・雨天時等の悪環境下において, 長距離・高分解能を同時に実現する監視システム技術を実用化した。本技術は安全性及び高秘匿性を確保した, 不可視レーザー光を利用したアクティブなイメージングシステム技術であり, 本技術の適用により, 夜間における文字認識をはじめとする高い撮像性能, 測距機能や高い監視能力を持つなどの特徴を有する監視システムを実現した。

本技術を適用した船舶搭載型システムについては本年より顧客での実運用が開始され, その能力を十分に発揮しているものと確信している。今後は, 陸上設置型等の開発を進め, 安全な社会の構築・維持に貢献していく所存である。

参 考 文 献

- (1) 馬場智義, レーザレーダ監視システムの開発, (社)日本深海技術協会会報 通巻 41 号 (2004) p.15
- (2) Baba, T, et al, Development of a sea obstacle detection system using laser radar technology, Proc. Undersea defence technology Korea (2002)



落合勝敏



西村潔俊



山田利幸



馬場智義



環境適応型高性能小型航空機設計における多分野統合最適化技術(MDO)の適用

The Application of MDO Technologies to the Design of Environmentally Friendly High Performance Small Jet Aircraft

森野 裕行*1
Hiroyuki Morino

竹中 啓三*2
Keizo Takenaka

畑中 圭太*2
Keita Hatanaka

二ツ寺 直樹*3
Naaki Futatsudera

中橋 和博*4
Kazuhiro Nakahashi

大林 茂*5
Shigeru Obayashi

航空機主翼の実設計に適用可能な多分野統合最適設計 (Multidisciplinary Design Optimization, 以下MDO) システムを開発した。従来の設計では、空力設計で低抵抗化を、構造設計で軽量化を、というように複数分野で異なる目標を置いた設計作業をシリーズで行うのに対し、MDOシステムを利用した新設計プロセスでは、異なる設計分野の同時最適化が高精度で実行され、異分野間のトレードオフ情報を含む多数の設計候補を一度に検討できることから、短期間で高性能な機体開発が可能となる。本稿では、MDOシステムの小型民間機主翼設計への適用例を紹介する。

1. はじめに

当社は2003年度よりNEDO民間航空機基盤技術プログラム“環境適応型高性能小型航空機 (通称MJ) 研究開発”の主契約会社として、自主開発民間機の実現に向けた研究開発を進めている。近年の民間機開発において、機体運用の低コスト化と開発フロータイムの短縮化に対する要求はますます厳しくなっており、この要求にいかに対応していくかが競争の激しい民需市場で勝ち残るためのキーポイントとなる。

高性能な機体を設計するためには、外形に関わる空力設計とその内部設計である構造・装備設計が高い次元で統合される必要があるが、主翼設計を例にとると、低抵抗化のためには薄翼化、軽量化のためには厚翼化というように空力的特性と構造的特性とは互いに相反する要素が多く、これらの最適な統合は容易ではない。また現在のように空力設計→構造設計/装備設計をシリーズで行う場合には、構造/装備設計からのフィードバックをもつ多サイクル設計を実施したり、多数の候補形態を並行して検討したりすることとなり、長い設計期間と多くの人的リソースが必要となるため、スケジュールが限られた実際の設計では、最適な解にたどり着くのが難しいという問題を抱えている。そこで当社では、東北大学との共同研究において、多分野統合最適化技術 (MDO) を利用した航空機主翼の空力・構造同時最適化設計システムを開発した。本稿では、開発したMDOシステムと、その適用例を

紹介する。

2. MDOシステム

当社が開発したMDOシステムでは、最適化手法に多目的遺伝的アルゴリズム (Multi Objective Genetic Algorithm, 以下MOGA)^①とKriging応答曲面法^②を採用しており、非線形性の強い問題に対してもロバストに大域的最適解を求めることができ、性能評価に数値流体力学 (以下CFD) のような計算負荷の高い解析コードを使用した場合でも、計算コストを抑えて現実的な設計サイクルでの最適化を実現している。システム全体の流れは以下の通りである (図1)。

① Optimizerにより装備性 (翼内装備品のスペース確

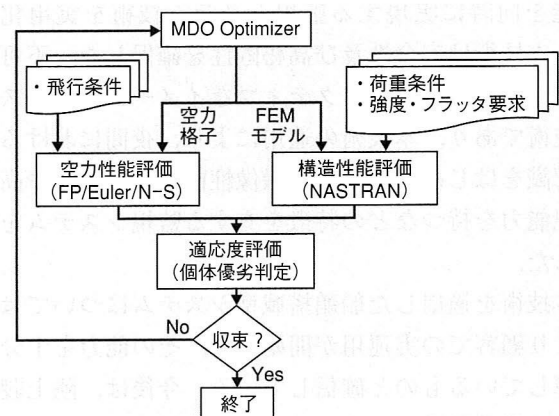


図1 航空機主翼MDOシステム 最適化処理と解析モデル作成を行うOptimizerと、機体の性能・適応度評価を行うモジュールで構成される。

*1 名古屋航空宇宙システム製作所研究部機体・機器研究課

*2 名古屋航空宇宙システム製作所研究部空力研究課

*3 名古屋航空宇宙システム製作所民間機技術部基礎設計課主席

*4 東北大学工学研究科教授 工博

*5 東北大学流体科学研究所教授 工博

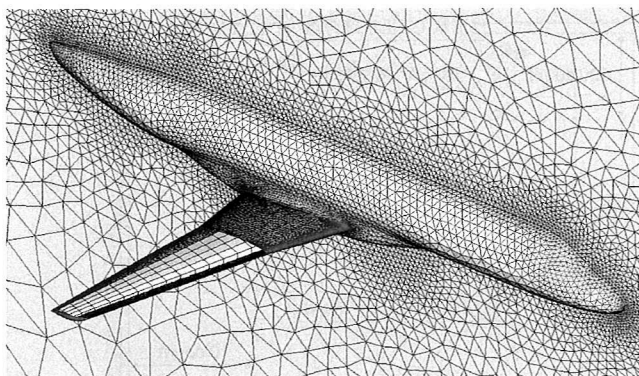


図2 主翼空力・構造モデル 翼胴空力形状を非構造格子で、Wing Boxを構成する桁・スキン・リブを板要素でモデル化。

保)・工作性(作り易さ)を考慮した形状制約条件を満足する初期個体群が生成され、各個体の空力モデル(CFD用空力解析格子)と構造モデル(NASTRAN用FEMモデル)が自動生成される(図2)。

- ② 各個体に対して、CFDによる空力性能評価(揚力、抵抗等)と汎用構造解析コード(NASTRAN)による構造性能評価(構造重量、強度余裕、フラッタ余裕)を行い、個体の適応度(優劣)を評価する。
- ③ 各個体の適応度を元にOptimizerで次世代の新たな個体群が生成され、①に戻る。この際Optimizerは適応度の高い優れた個体の因子を優先的に次世代個体群に伝える。

最適化は最適解が十分収束した時点で終了する。

本最適化ではCFDによる空力解析に要する計算負荷が最も高く、全個体(～数百)の空力性能をEulerコードやNavier-Stokes(以下NS)コードで評価することは現実的ではない。そこで、精度はやや劣るが計算負荷の低いフルポテンシャルコード(以下FP)による多点空力計算で設計空間全域に渡る評価関数分布を求めておき、その分布を元にKriging応答曲面法を用いて設計空間の近似モデルを構築した。最適化におけるCFD空力解析は、近似モデル上での代数計算に置き換えられるため、各個体の空力性能評価は瞬時に完了する。近似モデルの構築では、低次解析モデルであるFPの計算精度を補うために、Euler/NSコード等の高次解析モデルによる空力計算を最適解(パレート解)近傍の数点で行い、両解析モデルをつなぐ修正関数を構築した。近似モデルと修正関数を併用して個体の性能評価を行うことで、計算精度の向上と計算時間の短縮を両立させることができ、MOGAによる最適化が航空機主翼の実設計へ適用可能となった。

3. 小型ジェット旅客機設計への適用

MJを想定した小型ジェット旅客機の翼胴形状設計

に本MDOシステムを適用して空力と構造の同時最適化を試みた。その適用例を以下に紹介する。

3.1 最適化問題の定式化

翼胴形状設計の最適化問題を以下のように定義した。

<目的関数：4つの目的関数に対する最小化問題>

- 巡航抵抗
- 巡航ピッチングモーメント(トリム抵抗低減)
- 高速飛行時の抵抗増分(抵抗発散マッハ数向上)
- 主翼構造重量

<前提条件>

- 胴体形状及び主翼平面形は不変
- 主翼の構造様式(桁位置、Rib配置等)は不変

<設計変数：合計109変数>

- 4断面位置での翼型形状(図3)
→26変数(NURBS翼型表現⁽³⁾) × 4断面 = 104変数
- 5断面位置での振り角(スプライン表現) → 5変数

<制約条件>

- 後桁高さ > 要求値(装備性を考慮)
- 強度余裕/フラッタ余裕 > 要求値

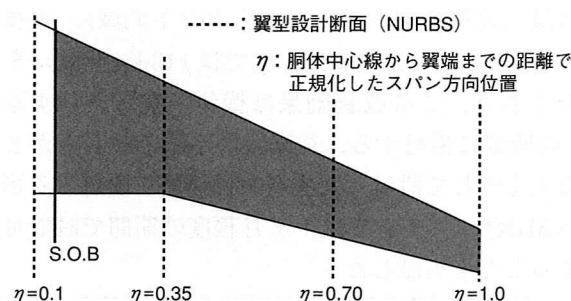


図3 小型ジェット旅客機の主翼設計断面 三次元主翼形状を4断面翼型と5断面位置での振り角で定義。定義断面間の形状はスプライン関数で補間。

3.2 最適化結果

Kriging近似モデルにMOGAを適用することで4つの目的関数に対するパレート面(パレート最適解の集合)を取得した。図4にパレート面の二次元投影図を示す。パレート最適解とは、多目的最適化において、ある目的関数の値を改善するためには少なくとも1つの他の目的関数値を改悪せざるを得ない解のことであり、複数目的関数間のトレードオフに関して最適な解の集合を形成する。設計者はパレート面から様々なトレードオフ情報を抽出することができるため、航空機主翼のように空力的特性と構造的特性で相反する要素が多い設計作業においても、多くの設計候補から種々の条件に見合う機体を選ぶことができ、短時間で最適な機体設計が可能となる。

図4のパレート面では、巡航抵抗・主翼重量・ピッ

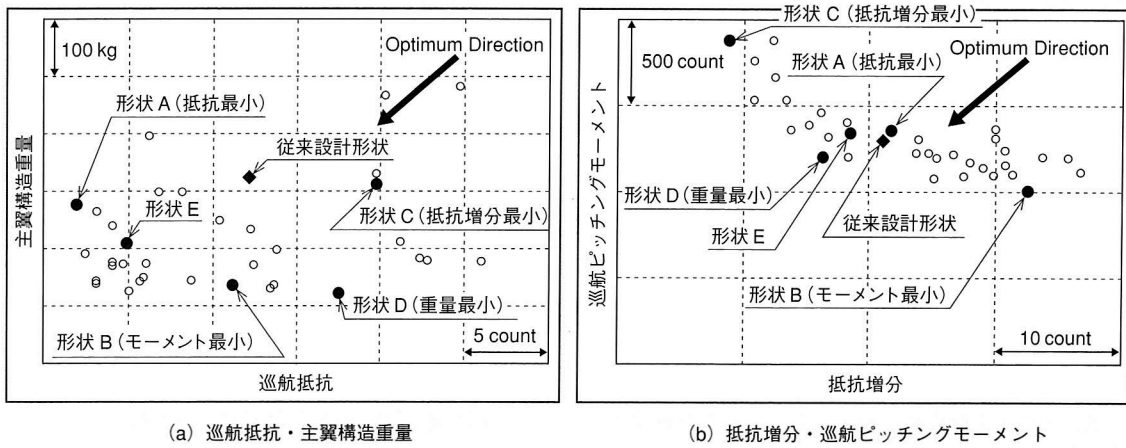


図4 4目的関数パレート面の二次元投影図 4目的関数のトレードオフ特性を明らかにし、空力・構造双方の特性を考慮した多数の設計候補を取得。

チングモーメント・抵抗増分の低減を目標とした設計に対して、トレードオフ情報を含む多数の最適形状候補が示されている。同定したパレート面から、各目的関数に対してバランスの取れた最適解（形状E）を選んでEuler空力解析による検証計算を実施したところ、従来設計形状（設計者の経験に基づく従来手法で設計した形状）と比較して、巡航抵抗5カウント低減（近似モデル上では7カウント低減）、主翼重量153 kg低減（近似モデル上では113 kg低減）を達成しており、この改善効果は機体燃費に換算すると2.1%低減に相当する。従来設計手法で設計者が2ヶ月以上を要して設計した主翼を性能面で凌駕する形状が本MDOシステムでは1ヶ月程度の期間で設計可能であることを実証した。

4. 詳細空力設計技術と革新的統合設計プロセス

当社では、2～3章で紹介した主翼MDOシステムに加え、高揚力装置やエンジンの主翼との統合等、より詳細な部位設計に供する空力設計システムについても開発を進めており、以下で紹介する。

4.1 高揚力装置設計システム

民間機のコスト低減と性能・安全性の向上を図るためには、離着陸性能を左右する高揚力装置（以下HLD）の高性能化が特に重要となるが、高性能なHLDを短時間で開発することは難しい。そこで、東北大学との共同研究によりAdjoint法⁽⁴⁾と非構造NSコードを用いた二次元HLDの最適設計システムを開発した。開発したシステムの設計フローチャートを図5に示す。Adjoint法は勾配法の1種であるが、目的関数に対する設計変数感度（勾配）の算出に要する計算負荷が設計変数の数に依存しないという高効率性から、近年、航空機の様々な部位の最適設計に応用されている。開発した最適設計コードを3翼素のHLD設

計（設計変数はスラット及びフラップ形状、ギャップ、オーバーラップ、舵角を含む計26変数）に適用したところ、5日程度の設計期間で着陸形態において初期検討形状より最大揚力の7%向上を達成した。

4.2 推進系統合設計システム

民間機主翼の空力特性は推進系（エンジンナセルパ

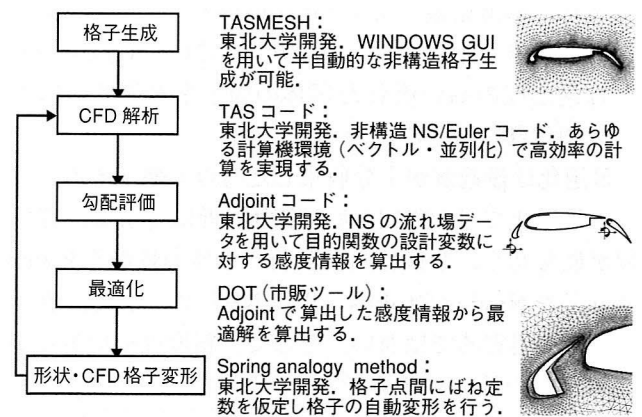


図5 HLDの最適設計フローチャート CFD解析ツールや最適化ツール等高度な要素技術ツール群を統合し自動最適化を実現。

	C_L	C_D (pressure)
初期形状	0.14	0.0080
最適化形状	0.14	0.0064

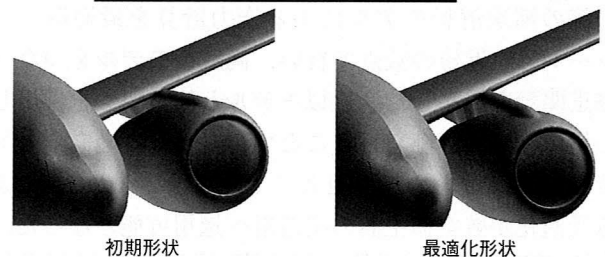


図6 DLR-F6推進系統合最適設計結果（マッハ数分布）初期形状においてはパイロン内舷側に衝撃波が存在するが、最適設計により衝撃波の大幅な低減を実現。

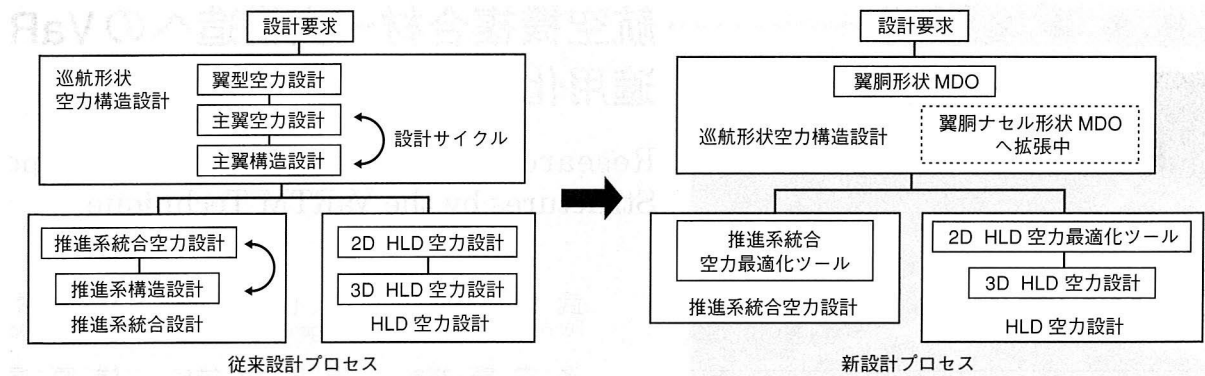


図7 革新的航空機空力・構造統合最適設計プロセス
幅削減により高効率な設計プロセスを構築。

形状修正・性能評価の自動化とフィードバック作業の大

イロン) との干渉による影響が大きいいため、主翼と推進系を統合した形状での最適設計が求められる。しかしながら、そのような複雑形状においては、設計自由度が非常に高い事による設計自体の複雑さに加え、従来のCADソフトを活用した設計時の形状修正に要する作業量が多く、短期間の設計では十分な性能を得ることが難しいため、結果的に設計作業の多くを風洞試験でのパラメトリック検討に頼ることになる。そこで当社では、東北大学との共同研究により、主翼と推進系の干渉効果を考慮した空力最適化を効率的に行うことのできる推進系統合設計システムを開発した。本システムでは、最適化手法に4.1項で紹介したAdjoint法を、空力性能評価に非構造Eulerコードを採用した。最適化作業でネックとなる形状変更・エンジン位置変更等に伴う空力格子の再生成については、バネモデルを利用した自動格子修正ツールを開発することにより、CADソフトによる形状修正作業を不要とし、設計作業の大幅な短縮化を図った。

本システムの検証として公知のDLR-F6翼胴ナセルパイロン形態（設計変数は内翼形状、パイロン形状、ナセル鉛直位置、ナセルピッチ角を含む82変数）に適用し、2週間程度の設計期間で16カウントの干渉抵抗低減とパイロン部に生じる衝撃波の緩和を達成した（図6）。

4.3 革新的統合設計プロセス

上述の主翼MDOシステム、HLD設計システム、推進系統合設計システムを統合して、革新的な航空機空力・構造設計プロセスを構築した。新設計プロセスのフローチャートを従来設計プロセスと比較して図7に示す。新設計プロセスでは形状修正・性能評価を含むシステムが自動化され、三次元形状を直接設計できるため、従来の二次元翼型設計は不要となる。さらに翼胴形状設計における空力-構造間のフィードバック作業を大幅に削減できることから、従来設計プロセスよりも短期間で高性能な機体設計が可能となる。

5. ま と め

航空機翼胴形状の空力・構造同時最適化を行うMDOシステムと高揚力装置／推進系統合に関する詳細空力設計を可能とする最適化システムを開発した。本システムを活用した新設計プロセスにより、異なる設計分野の同時最適化を高精度で実行でき、従来設計手法の問題点を解消して短期間で高性能な航空機開発を可能とした。今後はシステムの設計自由度拡張を図り、航空機開発における設計期間の短縮と機体の高性能化をさらに進めていく。

参 考 文 献

- (1) Sasaki, D. et al., Navier-Stokes Optimization of Supersonic Wings with Four Objectives Using Evolutionary Algorithm, Journal of Aircraft, Vol.39 No.4 (2002) p.621
- (2) Shinkyu, J. et al., Efficient Optimization Design Method Using Kriging Model, AIAA paper 2004-0118.
- (3) Takenaka, K. et al., The Application of MDO Technologies to the Design of a High Performance Small Jet Aircraft-Lessons learned and some practical concerns -, AIAA paper 2005-4797.
- (4) Kim, H. J. et al., Discrete Adjoint Method for Unstructured Navier-Stokes Solver, AIAA paper 2005-0449.



森野裕行



竹中啓三



畑中圭太



二ツ寺直樹



中橋和博



大林茂

航空機複合材一次構造へのVaRTM適用化研究

Research on Aircraft Primary Composite Structures by the VaRTM Technique



武田 文人*1
Fumihito Takeda

西山 茂*2
Shigeru Nishiyama

林 賢 吾*3
Kengo Hayashi

子守 康 裕*4
Yasuhiro Komori

須賀 康 雄*5
Yasuo Suga

浅原 信 雄*6
Nobuo Asahara

複合材のVaRTM成形プロセスは、プリプレグ積層型複合材とは異なり、真空圧で樹脂含浸、オープンで硬化する低コスト成形技術であり、風車等の民生品では既に実用化されている。本研究では、現用のVaRTM技術を航空機一次構造に適用し得る技術とするため、材料、プロセスを改良し、低コスト一次構造を提供するための開発を推進してきた。VaRTM材料の力学特性は、プリプレグ材に匹敵することが確認でき、MJの尾翼に適用し得る目処を得た。今後、低コスト化を更に推進するとともに、民間機への適合証明取得を目指していく。

1. はじめに

樹脂系複合材は、アルミ合金と比較して比強度に優れ軽量化が期待できることから、運用コスト低減を追求する民間機への適用範囲拡大が進められており、MHIでも平成15年度からの(独)新エネルギー・産業技術総合開発機構助成事業、“環境適応型高性能小型航空機研究開発”(MJ)の中での適用検討を鋭意推進中である。

従来の民間機用複合材は、一方向に引きそろえられた炭素繊維に樹脂を含浸したプリプレグを材料として部品を成形しているが、プリプレグは比較的高価で、併せてこれを硬化するためのオートクレーブに多額の

費用が必要であるため、高コストな部品となっている。そこでMJでは、環境適応型機体の開発としてコスト、重量低減のため風車等民生品で低コスト複合材製品実績のあるVaRTM (Vacuum assisted Resin Transfer Molding) 技術を用いた航空機一次構造用複合材の開発を進め、図1に示す垂直尾翼への適用を目指している。

2. VaRTMの概要

VaRTMは、“真空圧と大気圧の差圧を利用して織物や繊維で形成した基材に樹脂を含浸して複合材を成形する技術”である。従来の航空機用複合材成形で用いられているプリプレグやオートクレーブを使用しな

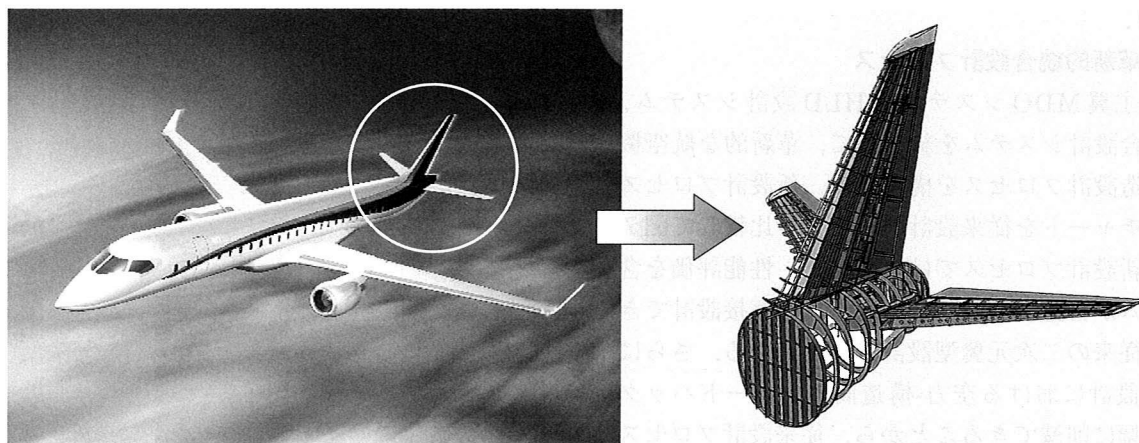


図1 MJ尾翼構造 VaRTM技術を垂直尾翼へ適用するため研究開発を実施。

*1 名古屋航空宇宙システム製作所研究部化学研究課複合材チーム
*2 名古屋航空宇宙システム製作所研究部化学研究課複合材チーム主席
*3 名古屋航空宇宙システム製作所民間機技術部主席

*4 名古屋航空宇宙システム製作所民間機技術部構造設計課
*5 東レ(株)コンポジット開発センター所長
*6 東レ(株)コンポジット開発センター第一開発室主任部員

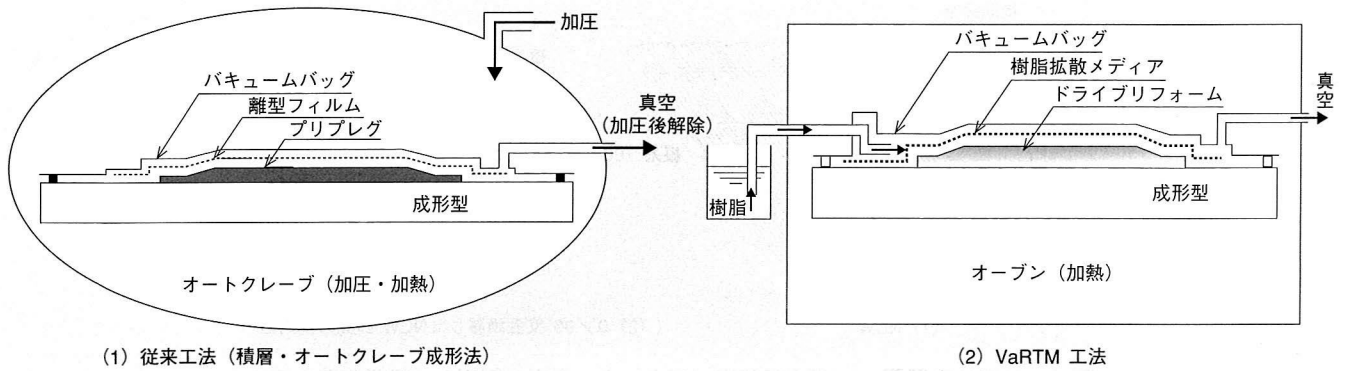


図2 複合材成形法の差異 VaRTMでは高価なオートクレーブが不要。

いため、低コストで複合材製品を得ることが期待される技術である。図2に従来工法との違いを模式的に示す。

当社ではA-VaRTM (Advanced VaRTM) 技術として、VaRTMプロセスをPSE(Principal Structural Element)に適用するため、東レ(株)とともに協同研究開発を実施してきた。A-VaRTMは、従来のVaRTM技術を基に、航空機用一次構造材適用を目指した高品質な強化繊維基材の採用と、高い繊維体積含有率(Vf:目標55~60%)の複合材を得るため、樹脂含浸前の基材のホットコンパクション、含浸後の余剰樹脂のブリード等の特徴とする技術である。

A-VaRTM材のクーボン試験による力学特性は、表1に示すとおり航空機一次構造用プリプレグ材に匹敵するが⁽¹⁾、実用化に当たっては現状で以下に示す技術課題がある。

- ① 構造要素の成立性確認
- ② 品質安定化

- ③ 低コスト化
- ④ 適合証明取得

3. A-VaRTMの基本成形プロセス

A-VaRTM基本成形プロセスの概要を図3に示す。

A-VaRTMの強化繊維基材は、繊維強度を有効に発現させるため図4に示すとおりクリンプを無くし一方向性を高めた特殊な織物(NCW: Non Crimp Woven)を開発した⁽²⁾。マトリックス樹脂についても、積層したNCWへの含浸性に優れる低粘度の2液性エポキシ樹脂を開発した⁽¹⁾。

A-VaRTMでは、高Vfの成形品を得るためNCWを積層した後ホットコンパクションを適用し、プリフォームの高密度化を行った。ホットコンパクション後のNCW上には、樹脂の通り道となる樹脂拡散メディア(RDM: Resin Distribution Media)を配置して真空バッグを行った。樹脂はRDMを通じてNCW表面に拡散しながら板厚方向に含浸され、余剰

表1 A-VaRTM材と一次構造用プリプレグ材の力学特性

試験項目	試験環境	A-VaRTM 成形品 (T 800 S/TR-A36)	プリプレグ成形品 (T 800 S/3900-2B)
0° 単層板 引張強さ (MPa)	RT	2890	2960
0° 単層板 弾性率 (GPa)	RT	150	153
0° 単層板 圧縮強さ (MPa)	RT	1570	1500
	82°C Wet	1250	1280
有孔引張り強さ (MPa)	RT	519	500
	-59°C	473	448
有孔圧縮強さ (MPa)	RT	295	298
	82°C Wet	238	236
衝撃(30.5J*)付与後 圧縮強さ (MPa)	RT	277	300
衝撃(40.7J*)付与後 圧縮強さ (MPa)	RT	248	272

*試験片に付与した衝撃エネルギー

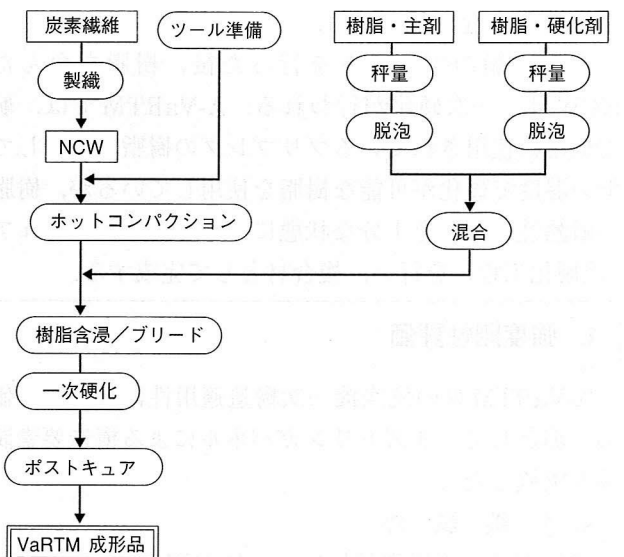


図3 A-VaRTMによる複合材成形フロー

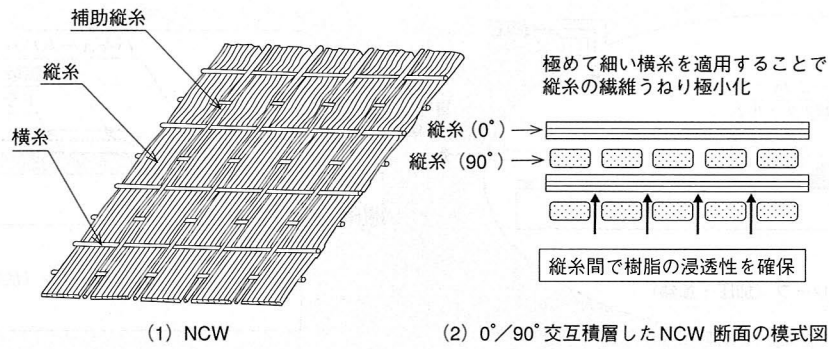


図4 NCWの概要 炭素繊維束（縦糸）を一方向に配列し、繊維束間にガラス繊維を配置して樹脂の流れを確保する。

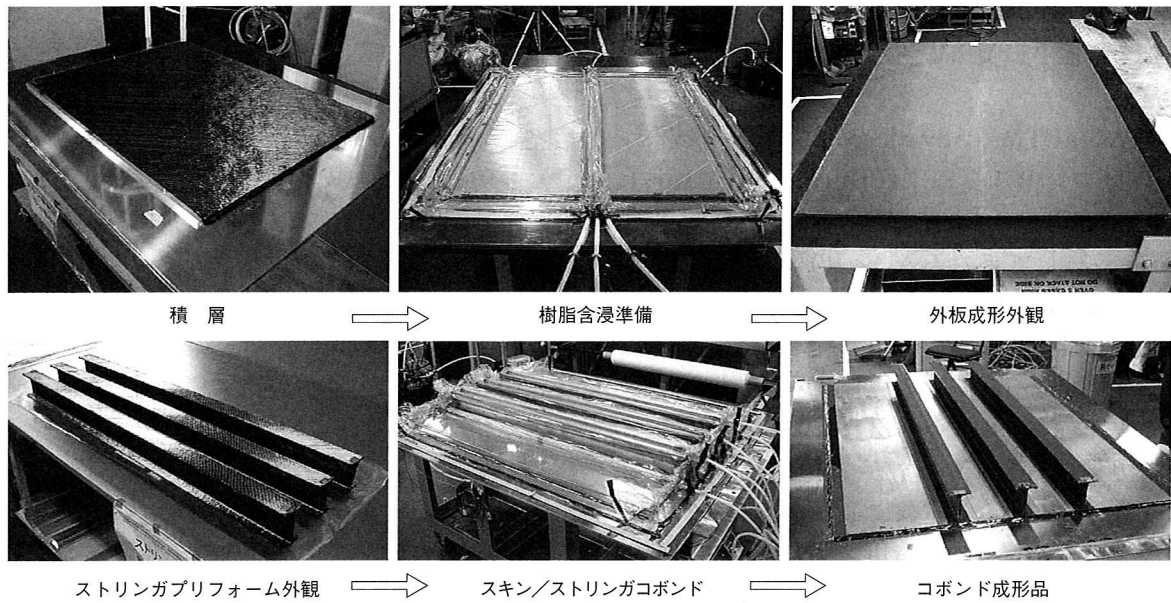


図5 3ストリンガパネル成形工程

分が下流の引き口から流出する。

NCWは、樹脂が含浸されると板厚が厚くなりVfが低下するため、含浸後に余剰樹脂を抜き取るブリードを行い高Vf化が図られる。

余剰樹脂のブリードを行った後、樹脂を含んだNCWは、一次硬化が行われる。A-VaRTMでは、航空機用に使用されているプリプレグの樹脂と比較して低い温度で硬化が可能な樹脂を使用しているが、樹脂の耐熱性、強度を十分な状態にするためポストキュア（後硬化工程）を行い、複合材として完成する。

4. 強度剛性評価

A-VaRTM材の航空機一次構造適用性に関する評価の一環として、3ストリンガパネルによる構造要素試験を実施した⁽³⁾。

4.1 供試体

強度剛性評価用供試体は、A-VaRTMの基本成形プロセスに基づき製作した。スキンとストリンガの接合

は、予め成形した幅850×長さ1050mmのスキンにフィルム接着剤を介してI型断面に賦形した1000mmのストリンガ基材を3本設置し、ストリンガに樹脂を含浸して硬化するとともにフィルム接着剤で接着させる“コボンド”技術で実施した。供試体成形状況を図5に、材料、治具配置の概要を図6に示す。

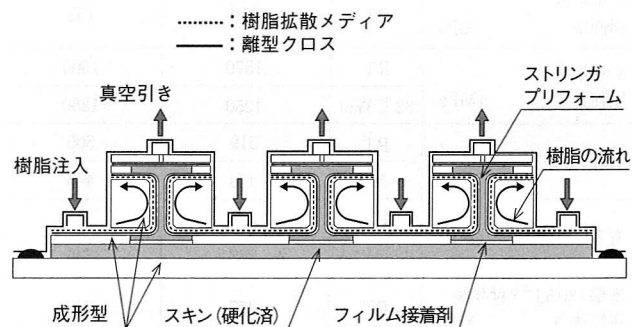


図6 スキン/ストリンガコボンドのセットアップ 予め成形したスキンにドライのストリンガを接着剤を介して設置し、樹脂含浸、硬化する。

供試体は、外観、断面とも良好で強度試験に供し得る構造体を製作することができ、量産に向けた成形プロセスの目処付けができた。成形した供試体は、幅415×長さ1000mmに加工し、端面にアルミブロックを接着し、強度試験に供した。なお、供試体には運用時想定し得る損傷として、MIL-HDBK-17で規定されるカットオフエネルギー（136J）を上限に衝撃エネルギーを与えBVID（Barely Visible Impact Damage）を付与した残留強度試験も実施した。

4.2 圧縮特性評価

BVIDを付与していない供試体での圧縮試験結果を図7に示す。古典積層理論による解析結果と試験結果は、非常に良い相関を示した。スキンBVID供試体の圧縮試験結果及びストリングBVID供試体の圧縮試験結果を図8に示す。

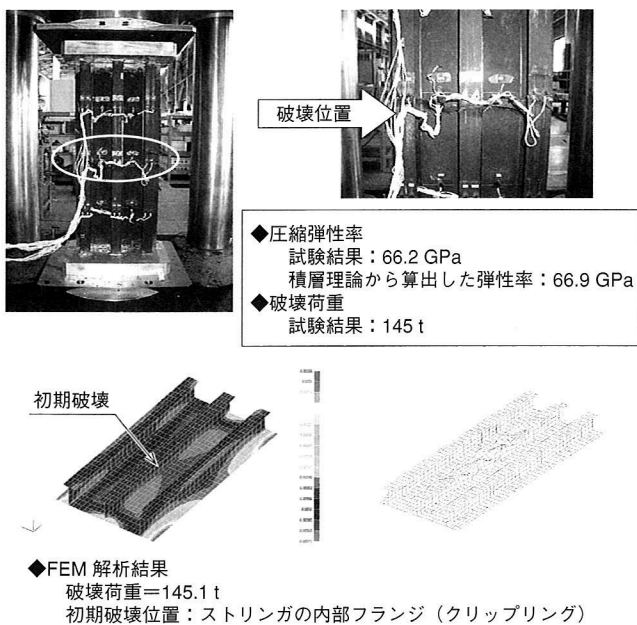
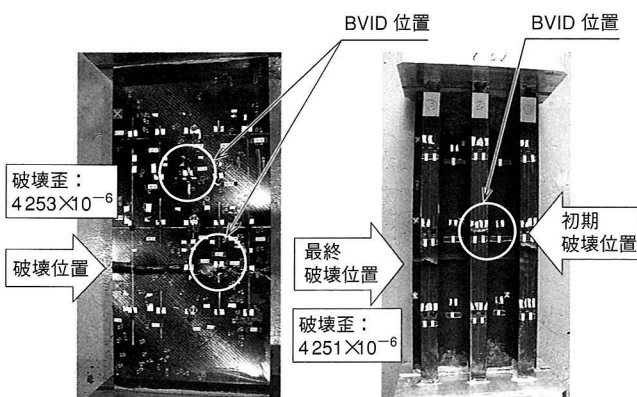


図7 3ストリングパネル圧縮試験結果 供試体の破壊状況と解析結果はよく一致している。



(1) スキンにBVIDを負荷した供試体 (2) ストリングにBVIDを負荷した供試体
図8 BVIDを付与した供試体の圧縮試験結果 高いレベルの損傷を与えた場合でも、供試体の破断歪は 4000×10^{-6} を達成した。

非常に大きな衝撃損傷を与えた供試体にもかかわらず、目標値 4000×10^{-6} を超える破壊歪を発生し、尾翼構造適用に十分耐え得る性能を有していることが確認できた。

5. 品質安定性の評価

3ストリングパネルによる構造要素試験結果から、尾翼適用に供し得る強度・弾性率特性を有することが確認できた。

しかし、複合材は従来プリプレグによる成形品でもプロセスに依存して強度特性（特に損傷後強度）が変動するという現象を発生することがある。定性的には強度のプロセス依存性がより高いと思われるA-VaRTM技術について、強度特性に影響を与えるプロセスウィンドウを組み合わせる上で、強度特性のばらつきを確認する必要がある。そこで、強度特性を代表してCAI（Compression strength After Impact）をクーポン試験片で取得し、ばらつきレベルをPSE用プリプレグと比較した。

CAI試験スペックは公共スタンダードである、SACMA（Suppliers of Advanced Composite Materials Association）SRM 2R-94を適用し、衝撃エネルギーは6.7J/mm（1500in-lb/in）を適用した。

A-VaRTMでは損傷後強度に依存する可能性の大きい成形パラメータとして、樹脂注入温度、昇温速度、樹脂ブリード量を選定し、これ以外のプロセスパラメータについては一致させた。

A-VaRTMプロセスのパラメータを実験計画法に基づき組み合わせ、CAIを取得した結果のばらつき量をCV（Coefficient of Variation）値で定量評価した結果を表2に示す。結果として、A-VaRTM材のCV値は一次構造用プリプレグ材に対し、同等もしくはそれ以上であり、プロセスの変動にそれほど影響を受けず、安定した品質に基づく安定した強度特性を発生することが確認できた。CAIの絶対値は一次構造用プリプレグに比し、低いものの現状考慮する尾翼桁間には十分耐えうる性能であり、本結果に基づき今後は量産に向けたプロセスの全ウィンドウを設定していく必要がある。

表2 A-VaRTM材と一次構造用プリプレグ材のCAI試験結果

供試体	供試体数	CAI 最大値 (MPa)	CAI 最小値 (MPa)	CAI 平均値 (MPa)	C.V. 値 (%)
A-VaRTM材	64	270	207	237	5.5
一次構造用プリプレグ材	70	348	236	295	7.1

6. プリフォーム技術

複合材を民間航空機に適用する上で、最も大きな課題は製造コストである。前述のとおり、A-VaRTM材の特性は一次構造用プリプレグに匹敵し、尾翼へ適用できる性能を有していることが確認されているが、コスト面ではプリプレグと比較して低コストではあるがアルミ構造に対しては高価である。そこで、更なる低コスト化を図るため、A-VaRTM用基材への既存の立体織物製織技術によるプリフォーム技術の適用を検討した。

プリフォーム技術は、繊維束を直接加工し形状付与する技術で、NCF等シート状の基材を切断、積層して形状付与する方法に比べ、二次加工の手間が省けるので低コスト化に有効と考えられる。そこで、プリフォーム化検討の第1歩として、I型ストリングをプリフォームから試作することとした。

ストリングプリフォームによるA-VaRTMでは、I型形状を保持するためのマンドレルを使用する以外は平板を成形する手法と同じ方法で成形した。試作I型ストリングは、断面観察によりボイド、繊維蛇行が若干確認されたが、圧縮強度に供し得ると判断しその特性を取得した⁽³⁾。

ストリング供試体は、端面加工を行いアルミブロックを接着し圧縮試験に供試した。比較のため、NCWを用いた従来プリプレグと同様の積層方法でA-VaRTMプロセスにて成形した供試体も同時に試験を実施した。

試験結果を図9に示す。試験結果から、プリフォームから成形したストリングは古典積層理論からやや特

性が落ちる(平均約5.5%)ことが判明し、供試体の破壊時特性もやや剥離の大きいことが確認された。

プリフォーム適用による成形簡素化評価として、スキンの板厚変化を模擬した成形治具を用いて、プリフォームの成形時の変形追従性についても確認した。

プリプレグでは十分な変形追従性が得られないため、100:1という大きな板厚変化率がスキンプライドロップ部に必要であったが、ドレープ性に優れるプリフォームは、板厚変化率が25:1でも成形品のウェブ面、コーナ部での繊維うねり、レジンスターブ等は確認されず、良好な品質を確保できた⁽³⁾。

また、ウェブ中央の断面、フランジ断面の観察も実施したが、段差部での繊維の乱れ、ボイド等の発生は無く良好であった。

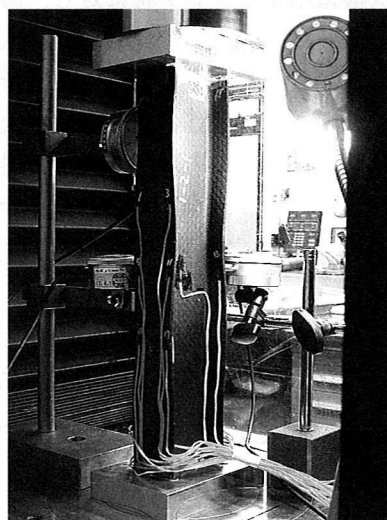
プリフォーム技術の確立により、連続した一定断面の材料供給で適切な形状の部品の成形が可能であり、コスト、重量の低減にも寄与できると考える。

以上のとおりプリフォーム技術を導入することにより、図10に示すとおり量産費はアルミ構造尾翼に比し約1.2倍程度にまで圧縮できる見込みを得た。構造様式を含めた複合材/A-VaRTMの低コスト化を検討し、更なる低コスト化と実機構造要素での実証が今後の課題である。

7. ま と め

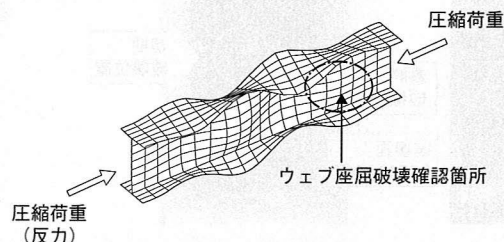
7.1 材料の目処付け

現状のA-VaRTM材で、尾翼桁間・舵面に適用しうる品質安定性・強度を確保できる目処が得られた。今後は、部分構造、実大供試体による成形性、強度の評価を実施する。



(1) 試験状況

破壊荷重		弾性率	
プリフォーム (理論)	278 kN	古典積層理論	65.8 GPa
プリフォーム (試験)	263 kN	プリフォーム (試験)	64.5 GPa
NCW (理論)	144 kN		
NCW (試験)	145 kN		



(2) モデル変形図

図9 ストリング単体の圧縮試験 NCWは試験値と理論値が一致したが、プリフォームは強度、弾性率とも試験値が低かった。

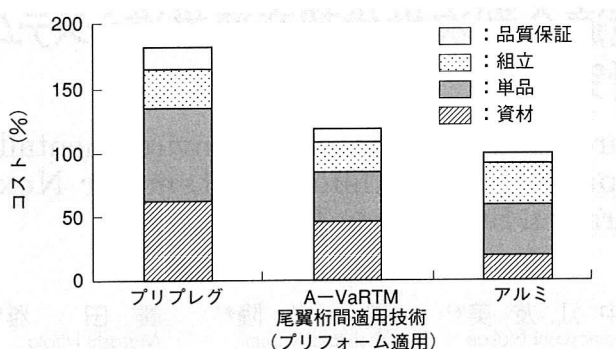


図10 尾翼桁間構造のコスト比較 プリフォームを適用することで、アルミ構造の1.2倍までコスト圧縮の見込みを得た。

7.2 低コスト化

低コスト化が期待できるプリフォーム技術は、現状ではNCWと比較して繊維の直進性やタフネスが十分でない。今後、製織メーカー・材料メーカーとの協業を模索しながら、最適な適用方法を設定していく予定である。

今後は、実大構造要素を通じて、プロセス設定、強度確認、コスト評価を実施する。

7.3 適合性証明取得計画

A-VaRTM材の適合性証明取得に関しては、DER (Designated Engineering Representative: FAA (米国航空局) 認定審査代理人) から証明取得方法の助言

を得ながら、従来複合材と同様にビルディングブロックアプローチによるリスクの明確化、製造プロセスの確立、設計データの認証作業を検討していく。

参考文献

- (1) Toshio Abe, et.al., A-VaRTM Process for primary aircraft structures", Proc. 25th Int. Conf. SAMPE Europe, Paris, April (2004)
- (2) Toshio Abe, et.al., A-VaRTM Process and Z-Anchor Technology for Primary Aircraft Structure", Proc. 24th Int. Conf. SAMPE Europe, Paris, April (2003)
- (3) Toshio Abe, et.al., A-VaRTM for primary aircraft structures", Proc. 26th Int. Conf. SAMPE Europe, Paris, April (2005)



武田文人



西山茂



林賢吾



子守康裕



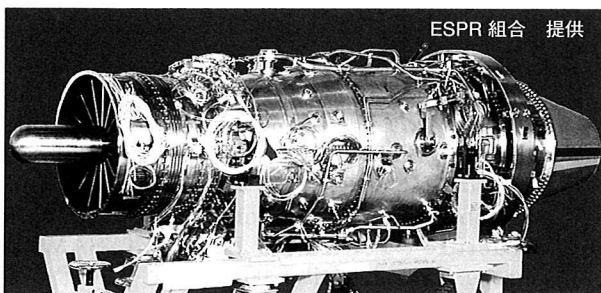
須賀康雄



浅原信雄

環境適合型次世代超音速推進システムの研究開発

Research and Development of Environmentally Compatible Propulsion System for Next Generation Supersonic Transport



中江友美*1
Tomoyoshi Nakae

霞良隆*1
Yoshitaka Kasumi

廣田雅*1
Masashi Hirota

河野亮*2
Akira Kono

森脇敦*3
Atsushi Moriwaki

環境問題に対する意識の高まりから、航空エンジンにおいてもCO₂やNO_x等の排出低減要求は厳しくなりつつあり、これを満足することが急務となっている。当社は、国内外7社が参加する、環境適合性技術の開発に焦点をあてた航空エンジン研究開発プロジェクトにおいて、この要求に応えるべくMMC（金属基複合材料）の研究、燃焼制御によるNO_x低減研究を行ったので、その成果の概要について報告する。

1. はじめに

環境適合型次世代超音速推進システム（ESPR）は、経済産業省の民間航空機基盤技術プログラムにより、超音速輸送機用推進システム技術研究組合（ESPR組合）とりまとめの下、国内外7社が、参加して平成11年より、5ヶ年の計画で行われた超音速機用エンジンの研究開発プロジェクトである。本研究開発では、特に、環境適合性（低騒音化、CO₂排出低減、NO_x排出低減）技術の向上を目標としており、当社は、CO₂低減のための軽量化材料の研究として、“MMC材のファンロータへの適用研究”と、NO_x低減のための燃焼研究として“燃焼制御によるNO_x低減技術の開発”等を実施した。ここでは、この2テーマについて、その成果の概要を報告する。

2. MMC材のファンロータへの適用研究

航空機エンジンが排出するCO₂を低減するための有効な対策として部品の軽量化があげられる。そのため、高比強度、高比剛性の性質を持つMMC（金属基複合材料）は、近年、欧米で研究開発が盛んに行われている。特に、MMC材の一種であるTMC（Titanium Matrix Composites：チタン基複合材料）材は、エンジン部品への適用により大幅な軽量化が期待され、ヨーロッパでは、実際にエンジンメーカーでTMCにより強化されたエンジン部品が試作され、その特性が評価されている⁽¹⁾⁽²⁾。

エンジンのファンはTi合金製のディスクとブレードで構成されているが、このディスク部に高比強度のTMCを適用して円周方向を強化することによりポ

ア径を大きくしスリム化するとともに、ディスクとブレードを一体化したブリスク形態の採用により軽量化を図ることができる（図1）。著者らは、エンジンファンロータ部にMMCブリスクを適用することにより同ロータ部品の30%の軽量化を目標として研究開発を行った。

2.1 製造プロセスの検討

チタン基複合材料を適用する上での課題の一つは製造コスト低減である。TMCリング製造プロセスとしては、主にCoated Fiber法（Ti合金がSiC繊維にコーティングされているCoated Fiberをディスク形状に巻きつけてプリフォームを製造する方法）、箔／繊維／箔積層法（スパイラル状にある一定間隔を持たせて巻いた繊維とTi合金箔を積層してプリフォームを製造する方法）が報告されている⁽¹⁾⁽³⁾。これらの方法は従来試作されているエンジンの回転軸方向厚さの薄いディスク（ブリスク）に対しては、製造コストは低いが、今回適用するファンロータのリングに適用した場合、積層数が膨大となり必ずしも低コスト製造法とは言え

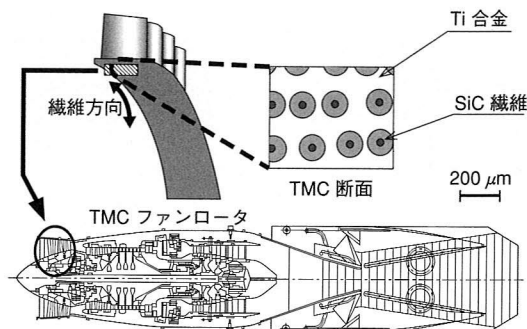


図1 MMC（TMC）材のファンロータへの適用

*1 名古屋誘導推進システム製作所エンジン・機器技術部ガスタービンエンジン設計課

*2 名古屋航空宇宙システム製作所大江工作部生産技術課

*3 技術本部高砂研究所流動・燃焼研究室

ない。また、強化繊維、チタン合金箔、Coated Fiber等の材料費も高価なため、低コスト化のためには、製造プロセスの低コスト化のみでなく、強化領域のミニマム化も有効となる。

そこで、著者らは、Ti基複合材料（TMC）リングを低コストで製造するプロセスとしてモノテープ法を新たに考案した（図2）。複合化方法としては真空中でホットプレスにより複合化するという方法を取り、これを順次断続的に行うことで長いモノテーププリフォームを製作する。次にこのモノテープをカプセルに封入し、HIP処理により最終的な複合化処理を行う。図1に示すような、リング幅が広く、リング回転方向への厚みが薄い部品に対してはリング径方向に積層するモノテープ法は最も低コストな製造方法であると考えられるため、本プロセスを選定した。

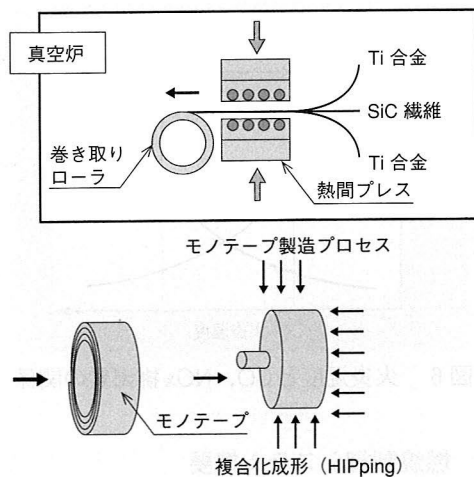


図2 モノテープ製造プロセス

2.2 材料データ取得及び小型ロータモデル評価

選定したプロセスに基づきクーポン試験片を製作し、引張及び疲労試験によりファンロータディスク設計に必要な機械特性データを取得した。ファンロータ部品にMMCを適用する場合には、繊維方向のみでなく積層方向にも荷重が負荷されるため、繊維方向及び積層方向の静強度、疲労特性データを取得した。

取得したデータに基づき過回転試験、サイクリック試験の破断回転数を予測し、これを小型ロータモデル供試体（図3）を用いた回転試験により評価した。

MMCをエンジンに適用する際の想定クライテリアは、過回転数121%，LCF2000サイクル以上である。MMCの高比強度の性質を生かせば大幅な軽量化が果たせるが、一方MMCは金属と異なる疲労特性を持っているため、疲労クライテリアについても配慮する必要がある。そこで過回転特性重視型供試体、疲労特性重視型供試体の二種類の供試体を製作し、その過回転

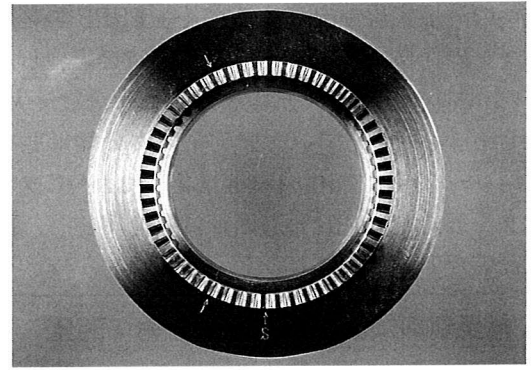


図3 小型ロータモデル外観

特性、サイクリック特性につき評価することとした。

MMCは繊維含有率と静強度の間に複合則と呼ばれる関係があり、高比強度化のためには繊維含有率（Vf）を増やせばよい。過回転試験特性重視型供試体ではMMCをできるだけ高比強度化する目的から、Vf = 26%とした。疲労特性重視型回転試験供試体では、MMCの疲労特性は繊維ピッチによる影響が最も大きく、Vfを下げるにより繊維ピッチを広げた方が好ましいと考えられることから、Vf = 19%とした。

過回転試験及びサイクリック試験結果を表1に示す。疲労特性重視型回転試験供試体（Vf = 19%）については過回転試験、サイクリック試験ともに予想回転数と破断回転数がほぼ一致しており、材料特性データに基づき設計すればよいと考えられる。過回転試験重視型供試体（Vf = 26%）については、サイクリック試験において予想値より短い1636サイクルで破壊した。繊維ピッチを調査したところ材料特性データを取得した試験片と比較してばらつきが大きく、繊維ピッチも極端に狭い領域が確認された。よってVf = 26%となる場合には繊維ピッチが安定したプロセスの見直し、もしくは設計カーブの修正が必要であることが明らかになった。

以上の結果を元に、実機仕様に基づいたファンロータ軽量化設計を行い、図4に示すとおり、軽量化達成を確認することができた。

2.3 実大モデルによる回転試験

大型化した場合の製造上の成立性を確認し、より軽

表1 過回転試験及びサイクリック試験結果

	予 測	結 果
MMC リング (Vf=19%) ・過回転試験 ・サイクリック試験	47000 rpm 2000 cycles	46600 rpm 2000 cycles
MMC リング (Vf=26%) ・過回転試験 ・サイクリック試験	48000 rpm 2000 cycles	55000 rpm 1636 cycles

量化への適用実現性を高めるべく、ESPRエンジン2段ファンの仕様に基づき、設計・製造を実施した(図5)。小型ロータモデル試験結果を元に設計を実施し、繊維含有率26%、ブレードディスク分離形態を採用し、同ロータ合計で10%を軽量化したMMCファンディスクを製造し、121%過回転試験を実施し、健全性を確認した。

3. 燃焼制御によるNOx低減技術の開発

超音速機用エンジンにおいて、NOx排出を低減することは、重要な課題であるが、そのためには、広い範囲で変動する燃焼器の入口条件に対応して、いずれの条件でもNOx排出量を低減し、かつ、安定した燃焼を実現することが、特に、要求される。この要求を満足させるために、燃焼器の入口条件、出口状態を逐次計測し、燃焼状態に応じて希釈空気の流量配分を調整し、一次燃焼域の局所当量比を制御することにより、NOxの排出量を抑える制御システムを構築すること

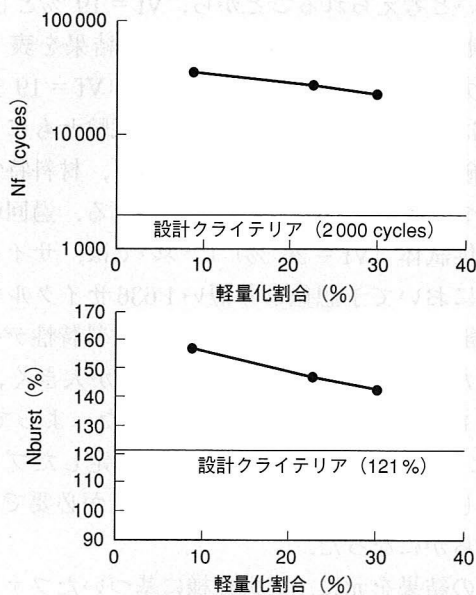


図4 ロータ重量とバースト回転数及びサイクル数の関係

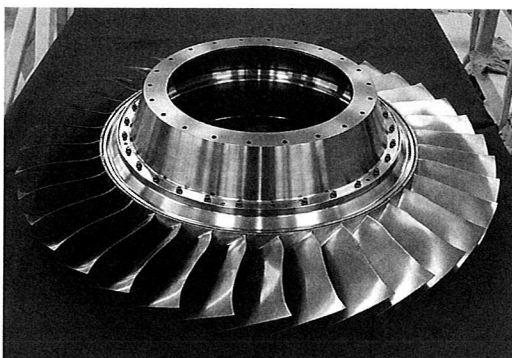


図5 実大MMCファンロータ試作部品

を目標として、研究開発を行った。

3.1 NOx低減の原理

火炎温度 (Flame Temperature) とCO, NOx排出量の関係を図6に示す。NOx排出量は火炎温度に対し指数関数的な値をとる。そのため、温度が高くなる一次燃焼域の当量比を小さくし、火炎温度を低下させればNOx発生量を抑制することができる。しかし、火炎温度が低くなりすぎると燃焼が不安定になり、CO発生量が急増する。したがって、いずれの条件でもNOx, COが共に少なくなる火炎温度領域を維持することが理想である。

本研究では、燃焼器下流で計測されたNOx, CO濃度に基づいて希釈空気 (Dilution Air) の流量を調整し、一次燃焼域の火炎温度を最適な値に制御することによってNOxの低減と火炎の安定を両立させる。

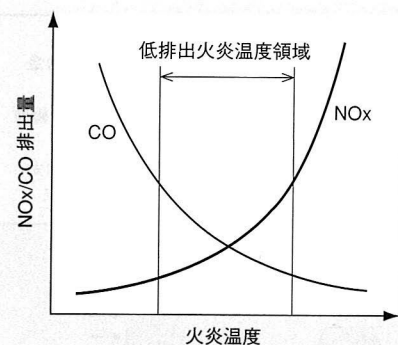


図6 火炎温度とCO, NOx排出量の関係

3.2 燃焼制御システム概要

燃焼制御実証試験装置のシステムを図7に示す。燃焼器下流で計測されたNOx濃度とCO濃度の両方を勘案して得られる、以下のファジー評価関数 (CI値) を導入し、燃焼制御実証試験を実施した。制御ユニット (Combustion Control Unit) はCI値に基づいて希釈空気流量調整バルブ (Dilution Flow Control Valve) を調整し、一次燃焼域の当量比 (火炎温度) を最適な値に制御する。

$$CI = \frac{3 \log(\rho INOx) \cdot \rho INOx - \log(0.1 \rho ICO) \cdot \rho ICO}{\rho INOx + \rho ICO}$$

$$\rho INOx = \frac{NOx \text{ 計測濃度 (ppm)}}{8.7 \text{ (ppm)} + 0.78 \cdot \text{Pilot} (\%)}$$

$$\rho ICO = \frac{CO \text{ 計測濃度 (ppm)}}{25 \text{ (ppm)}}$$

$$\text{Pilot} = \frac{\text{パイロット燃料流量 (g/s)} \cdot 100}{\text{全燃料流量 (g/s)}}$$

3.3 燃焼制御実証試験

燃焼制御実証試験では、制御の安定性や外乱に対する応答性などの制御特性を計測した。ここではその一

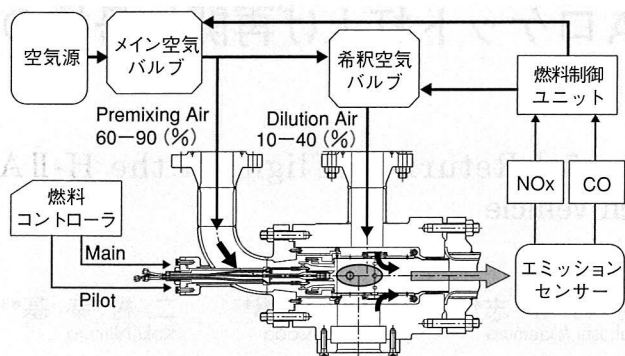


図7 燃焼制御実証試験装置のシステム図

例として、CI目標値（-0.5）に安定に制御されている状態で、燃料流量を急増（+10%）させた場合の制御特性について述べる。

図8に、中間出力状態（ $T_3 = 456\text{ }^\circ\text{C}$ ， $P_3 = 0.3\text{ MPa}$ ）における燃焼制御実証試験結果を示す。縦軸にNO_x及びCO濃度、希釈空気比（Dilution Air Ratio）、CI値（CI Value）、横軸に経過時間（Time）を示す。時刻0 [sec]において燃料が急増すると、火炎温度が上昇するため、一旦、NO_x排出濃度が増加し、CI値も増加した。しかし、制御システムが有効に働き、CI値を目標値に近づけるため、希釈空気流量調整バルブの開度を絞りを、希釈空気比が減じられるように作動した。その結果、NO_x排出濃度は低下し、CI値が目標値を維持するように安定に制御された。その他の条件についても、低出力状態ではCO排出濃度を最小化するように安定に制御され、高出力状態ではNO_x排出濃度を最少化するように安定に制御されることを実証した。

4. ま と め

“MMC材のファンロータへの適用研究”では、エンジンのファンロータ部品を大幅に軽量化することを目標として研究開発を行い、

- 低コスト製造プロセスであるモノテープ法を考案し、これにより製造した試験片を用いて、ファンロータの設計・製造に必要な材料データを取得
- 取得した材料データに基づき、小型ロータモデル、実大ファンモデルを設計・製作し、各種の回転試験により、既存の金属材料に比べて、大幅な重量軽減が可能であることを確認した。

また、“燃焼制御によるNO_x低減技術の開発”では、燃焼制御を行うことによりNO_xを低減することを目標として、研究開発を行い、

- NO_xとCOの排出が共に低い理想的な火炎温度を制御・維持するため、NO_xとCO濃度の両方を勘案

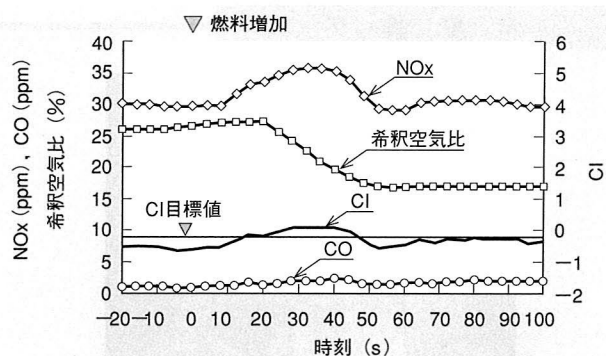


図8 燃焼制御実証試験結果（中間出力状態）

したファジー評価関数CIを導入した制御システムを構築

- このシステムを用いて、燃焼制御実証試験を行い、燃焼器出口にて計測されたNO_x及びCO濃度に基づいて、燃焼制御を行うことにより、NO_xが、低減できることを確認した。

本研究開発は、経済産業省 民間航空機基盤技術プログラムにより、(独)新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）から委託を受けて実施したものである。研究開発の実施に当り、関係各位より頂いた貴重なご指導とご協力に対し、深く感謝の意を表す。

参 考 文 献

- (1) P.W.M.Peters, Mono-Filament Reinforced Metals in MMC ASSESS, MMC VIII-Metallic Composites and Foams, 26-27 November (2001)
- (2) J.Kumpfert, M.Peters, W.A.Kaysser, The Potential of Advanced Materials on Structural Design of Future Aircraft Engines, 42, Proc. Nato-RTO Symposium on Design Principles and Methods for Aircraft Engines, 11-15 May (1998)
- (3) T.Yamada, A.Fukushima, C.Fujiwara, M.Hirota, Y.Kawachi and S.Yamamoto, Development of Titanium Matrix Composite Rings, Proceedings of 7Th Japan International SAMPE Symposium & Exhibition (2001)



中江友美



霞良隆



廣田雅



河野亮



森脇敦

H-IIA ロケット 打上げ再開初号機の成功

Successful Return to Flight of the H-IIA Launch Vehicle

前村 孝志*1
Takashi Maemura

浅田 正一郎*2
Shoichiro Asada

二村 幸基*3
Koki Nimura

渥美 正博*4
Masahiro Atsumi

奈良 登喜雄*5
Tokio Nara



平成 15 年 11 月の 6 号機打上げ失敗以来、H-IIA ロケットの打上げを中断していたが、この事故を教訓に直接事故原因への対策とともにロケット全体の再点検による信頼性向上改善対策を施し打上げ再開に臨み、平成 17 年 2 月 26 日に打上げ成功させた。本報告では、その打上げ再開に向けた活動内容とその成果を紹介する。

1. はじめに

H-IIA ロケットは、約 4 トンの衛星を静止遷移軌道 (GTO) に打ち上げる能力を持つ我が国を代表する 2 段式ロケットである。第 1 段下部に固体ロケットブースタ (SRB-A) 及び固体補助ロケット (SSB) を搭載する。打ち上げる衛星の要求に応じて SSB を 2 本又は 4 本取り付ける形態を用意しており、H-IIA ロケットのファミリーを構成している (図 1)。

平成 13 年 8 月 29 日初号機打上げ以来 5 機連続成功を続けてきたが、平成 15 年 11 月 29 日の H-IIA ロケット 6 号機打上げに失敗した。原因調査の結果、左右 2

本のうち右側 SRB-A のノズル部が破孔し燃焼ガスが噴き出したことによるものと判明した。この事故から打上げ再開に向けた活動として、直接事故原因となった SRB-A ノズル部の改善だけでなく、H-IIA ロケット全体にわたり設計の原点にまでさかのぼって点検・評価を行う“再点検活動”を行い、信頼性を向上させる改善対策を抽出し機体に反映させることを行ってきた。これらの活動の結果として、平成 17 年 2 月 26 日の再開初号機打上げに臨み、衛星を所定の軌道に投入することに成功した。

本報告では、6 号機失敗以降の打上げ再開に向けた活動内容とその成果を紹介する。

2. 6 号機事故状況

6 号機は、平成 15 年 11 月 29 日 (土) 13 時 33 分、種子島宇宙センタから打上げられた。打上げ後から SRB-A 分離までの間は、ほぼ計画どおりの経路を飛行している。打上げ後約 105 秒に第 1 段機体に搭載された計算機から SRB-A の分離信号が送出されたが、2 本ある SRB-A のうち右側 1 本の分離に失敗した (図 2)。

その後、徐々に慣性速度が不足し始め、SSB、上部衛星フェアリング、第 1 段機体を順に分離後、第 2 段エンジンが燃焼を開始したが、そのままでは衛星の軌道投入に必要な高度及び速度が不足することから、13 時 43 分 53 秒 (打上げ後約 10 分 53 秒) に指令破壊信号をロケットに送信した。このため、ロケット及び衛星は太平洋上に落下した。

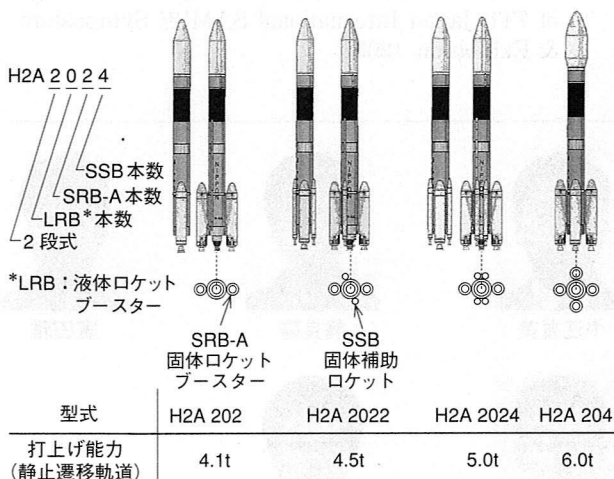


図 1 H-IIA ロケットのファミリー H-IIA ロケットのファミリーを構成する各形態を示す。

*1 名古屋航空宇宙システム製作所宇宙機器技術部長

*2 名古屋航空宇宙システム製作所宇宙機器技術部主幹

*3 名古屋航空宇宙システム製作所宇宙機器技術部次長兼 H-II A プロジェクトマネージャ

*4 名古屋誘導推進システム製作所エンジン・機器技術部液体ロケットエンジン設計課長

*5 名古屋航空宇宙システム製作所宇宙機器技術部主幹



図2 H-IIAロケット機体搭載 CCDカメラの取得画像 6号機でのSRB-A不分離の状況を、正常分離した5号機との比較で示す。

原因調査の結果，“右側のSRB-Aのノズル部内面断熱材が局所エロージョンにより浸食され破孔し，燃焼ガスが吹き出したことにより分離機能を損傷させ分離に失敗した”ことが判明した。発生事象の概略は以下のとおり（図3）。

- ① ノズル部の断熱材（CFRP）が局所エロージョンにより破孔
- ② 断熱材の破孔により燃焼ガスが漏洩
- ③ SRB-Aを分離するための導爆線が加熱され機能を喪失
- ④ このため分離信号が発出されたが，右側のSRB-Aの分離に失敗

3. 打上げ再開に向けた取り組み

打上げ再開に向けた取り組みとして以下を実施した。

- ① 直接事故原因究明と対策
 - ② H-IIAロケット全体の再点検
 - ③ 各社製品（客先支給品）についての信頼性確認作業
- (1) 直接事故原因究明と対策

6号機事故の直接の原因となった“燃焼ガス漏れを引き起こしたSRB-Aノズルの破孔”に関する原因究明・対策仕様検討について，当社も宇宙航空研究開発機構（JAXA）との共働点検者として参画しSRB-A改良型の仕様設定を行った。

検討の結果，局所エロージョンの発生を極力排除したSRB-A改良型は以下の対策を採用することとした（図4）。

- 燃焼圧力の低減
- ベル型ノズルの採用
- ノズル断熱材厚さを増大

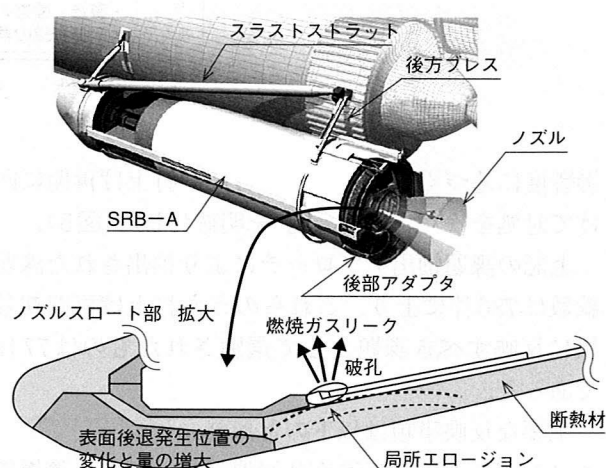


図3 6号機で発生した事象 6号機事故原因となったSRB-Aノズル部破孔の状況を示す。

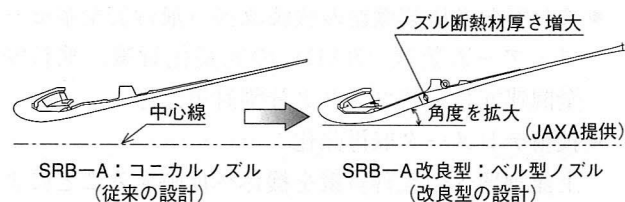


図4 SRB-Aノズル部の改善 SRB-Aノズル部に施した改善対策内容を示す。

上記の対策については地上燃焼試験により効果を確認し，信頼性を高めて再開初号機へ適用することとした。

(2) H-IIAロケット全体の再点検

6号機事故を踏まえてH-IIAロケットシステム全体にわたり設計の原点にさかのぼって徹底的に点検・評価を行う“再点検活動”を実施し，課題を抽出し，さらに各課題について発生可能性と発生時の

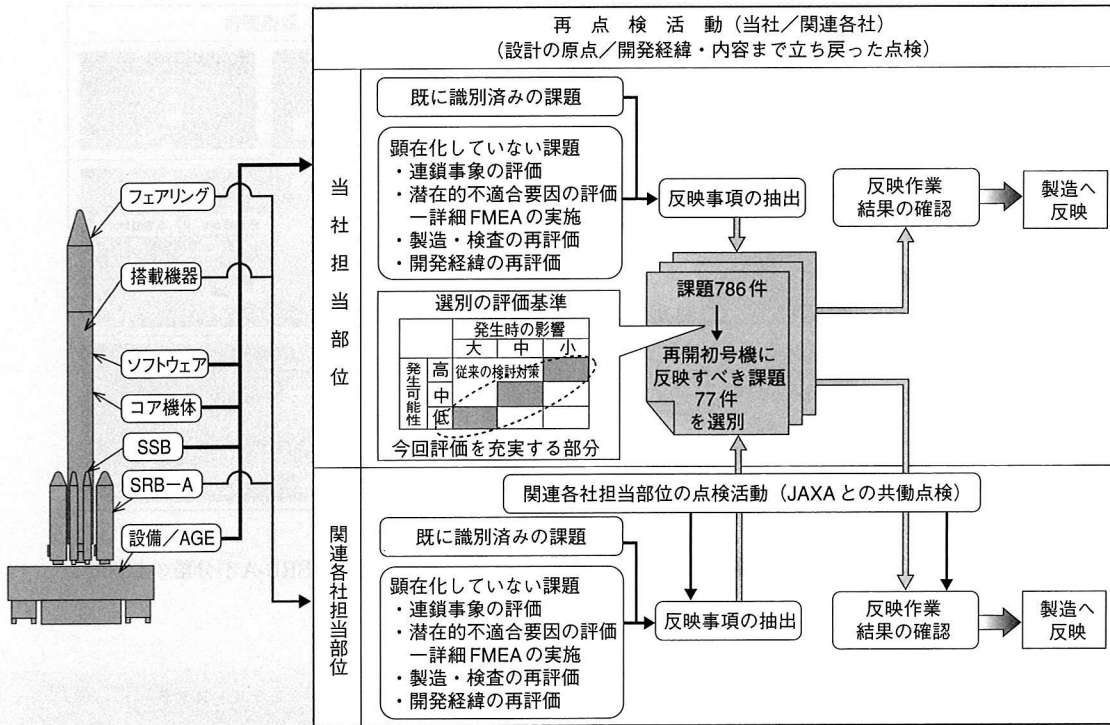


図5 H-II Aロケット再点検活動 当社及び関連各社における再点検活動内容のフロー。

影響度に基づくリスク評価を行い“打上げ再開に向けて対処を検討すべき課題”を明確にした(図5)。

上記の課題抽出アプローチにより抽出された課題総数は786件に上り、これらのうち打上げ再開初号機に反映すべき課題として選別されたものは77件であった。

主要な反映事項は以下のとおり。

- エンジンからの高温ガス漏洩対策（電線・導爆線への保護対策，艀装ルート変更）
- SRB-Aからの高温ガス漏洩対策（飛行安全関連機器の搭載位置変更，導爆線艀装ルート変更）
- 飛行安全系搭載機器の艀装改善（飛行安全系セーフ・アーム装置（SAD）の冗長化対策，飛行安全関連冗長系統コネクタ分割対策，等）
- 技術テレメータ取得強化

上記課題への改善対策を機体へ反映することによりH-II Aロケット全体の信頼性を向上させることができた。

(3) 各社製品に対する信頼性確認作業

打上げ再開に向けたH-II Aロケット全体の製品品質向上対策の一環として，従来客先からの支給品として当社が受け取り機体に組み込んでいる各社製品（SRB-A，衛星フェアリング，ガスジェット装置，火工品，アビオ搭載機器等）について，その製造段階での品質確認に同じ製造メーカーでありシステム取りまとめメーカーでもある当社の視点を加えることにより信頼性を向上させる活動を行った（図6）。

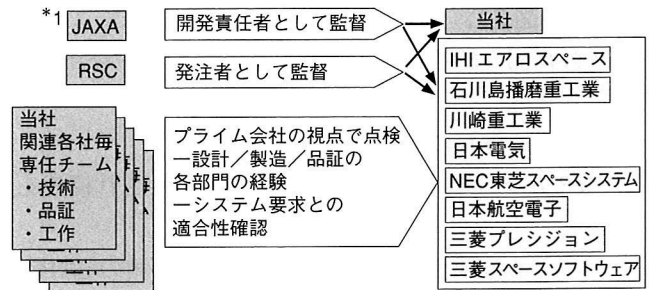


図6 信頼性確認活動の概要 当社が実施した関連各社に対する信頼性確認活動の位置付け。
*1) JAXA：宇宙航空研究開発機構
RSC：(株)ロケットシステム

4. 再開初号機打上げ結果

再開初号機（7号機）は，平成17年2月26日の18時25分に打ち上げられ，計画した飛行経路に沿って正常に飛行を続け（図7），リフトオフ後40分02秒後に“運輸多目的衛星新1号（MTSAT-1R）”を所定のGTOへ投入することができた（表1）。取得されたフライトデータ評価の結果より各システムの作動状況は正常であり所定の機能・性能を果たしていることが確認でき，打上げ再開に向けて施した改善対策が適切であることを確認した。この打ち上げによりH-II Aロケットが高精度でかつ高信頼性のシステムであることが実証できた。

5. 今後の打上げ計画

H-II Aロケットの今後のミッションとしては，平成

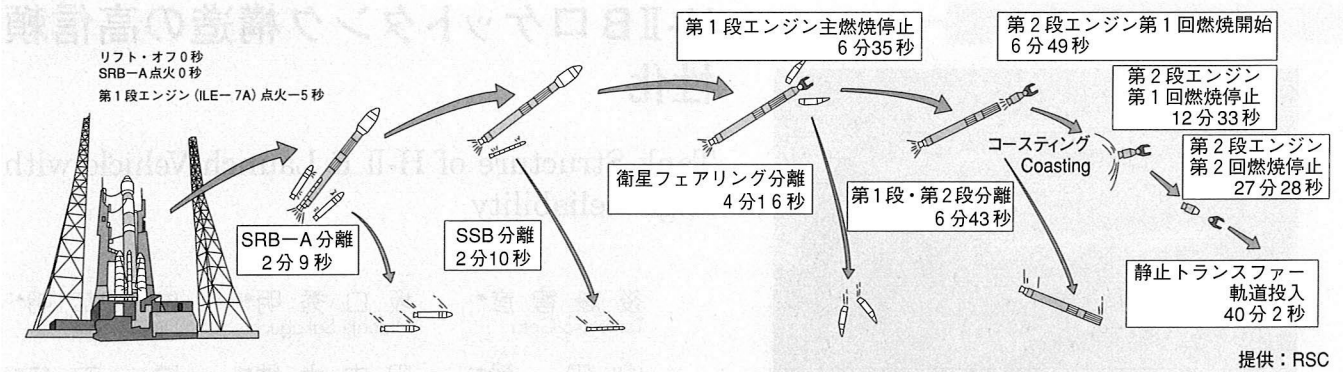


図7 再開初号機打上げシーケンス 再開初号機の打上げシーケンス（リフトオフから衛星分離まで）。

表1 再開初号機の衛星（MTSAT-1R）軌道投入結果

■MTSAT-1R軌道投入結果

	計画値（許容値）	飛行結果	誤差
遠地点高度 (km)	35786 (±180)	35793	7
近地点高度 (km)	250 (±4)	249	-1
軌道傾斜角 (度)	28.5 (±0.02)	28.5	0

（注）飛行結果：MTSAT-1Rの追跡データにより決定された軌道

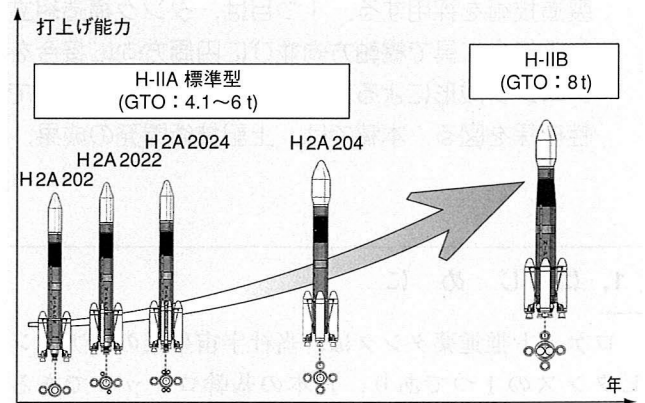


図8 H-II A ロケットの発展構想 現在のH-II A ロケットから今後のH2A204形態開発～H-IIB ロケット開発へと続く発展構想を示す。

17年度後半以降に陸域観測衛星（ALOS），運輸多目的衛星新2号（MTSAT-2）等の打上げが予定されている。これらを連続成功させていくことにより，打上げ再開を果たしたH-II A ロケットの信頼性の実績を積み重ねていき，今後の商業衛星打上げサービス受注へ繋げて行く。

また，現在GTO 6トン級衛星（技術試験衛星VIII型等）へ対応するためにSRB-Aを4本搭載したH2A204形態を開発中である。本形態は6号機事故により開発を一時中断していたが，打上げ再開ができたことにより本開発作業も再開した。6号機事故からの改善対策事項を盛り込んだ上で，平成18年度の打上げを計画している。

さらにその先の宇宙ステーション補給機（HTV）打上げ需要に対応するため，1段直径を約5 mに大型化し打上げ能力を向上させたH-II B ロケットの開発立上げを進めている（図8）。

6. ま と め

H-II A ロケット打上げ事業は現在民営化という大きな変革期を迎えており，当社もコア機体の製造請負からロケット全体の製造プライム～打上げサービス提供へと事業形態を大きく変化させようとしている段階であり，その中で起こった6号機打上げ失敗であった。確かに“失敗”は負の要素であるが，この6号機事故



前村孝志



浅田正一郎



二村幸基



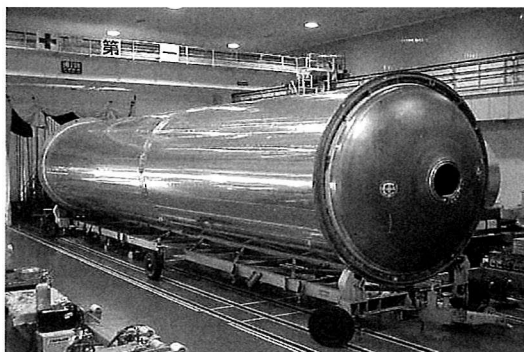
渥美正博



奈良登喜雄

H-II B ロケットタンク構造の高信頼性化

Tank Structure of H-II B Launch Vehicle with High Reliability



後藤 智彦*1
Tomohiko Goto

坂口 秀明*2
Hideaki Sakaguchi

佐藤 広明*3
Hiroaki Sato

山田 毅*4
Takeshi Yamada

田中大助*5
Daisuke Tanaka

原 英統*6
Hidenori Hara

H-II B ロケットは、推進薬タンク構造の高信頼性化を図るために、社内研究で新たに開発された2つの製造技術を採用する。1つ目は、タンク構造組立に摩擦攪拌接合 (FSW) を適用し、ポピンツールと呼ばれる接合工具で機軸方向並びに円周方向に接合を行い、タンク全体の高信頼性化を図る。2つ目は、スピニング成形による大型一体成形ドームの採用であり、H-II A ロケットの海外調達依存から脱却し、自律性確保を図る。本稿では、上記技術開発の成果、及び実機適用に向けた今後の開発計画を報告する。

1. はじめに

ロケット推進薬タンクは、当社宇宙事業のコアコンピタンスの1つであり、日本の基幹ロケットであるH-II A ロケット用だけでなく、米国Boeing社のDelta IV ロケット用として輸出を行っている。また、当該技術を活用して国際宇宙ステーションの与圧モジュールの開発も行っている。

この推進薬タンクの高信頼性化を図るために、当社では次の2つの製造技術を開発してきた。

- (1) 摩擦攪拌接合 (Friction Stir Welding, 以下 FSW)
- (2) スピニング成形による大型一体成形ドーム

これらの技術はH-II B ロケットに適用すべく、実機製造設備・プロセスの開発を進めている。H-II B ロケットの開発は官民合同で進められ、民間が主体性を持って行う開発であり、当社は社内試験研究により培われた上記技術を核とした開発計画を(独)宇宙航空研究開発機構 (JAXA) に提案し採用された。

本稿では、上記技術開発の成果、及び今後の開発計画について報告する。

2. H-II B ロケット推進薬タンクの概要

H-II B ロケットは、H-II A ロケットの打上能力向上を図り、国際宇宙ステーション軌道へのHTV (H-II A Transfer Vehicle) の上げや、商業上げにおける国際競争力の向上を主目的としたロケットである (図1)。現行のH-II A ロケットからの主要な変更点を以下に示す。

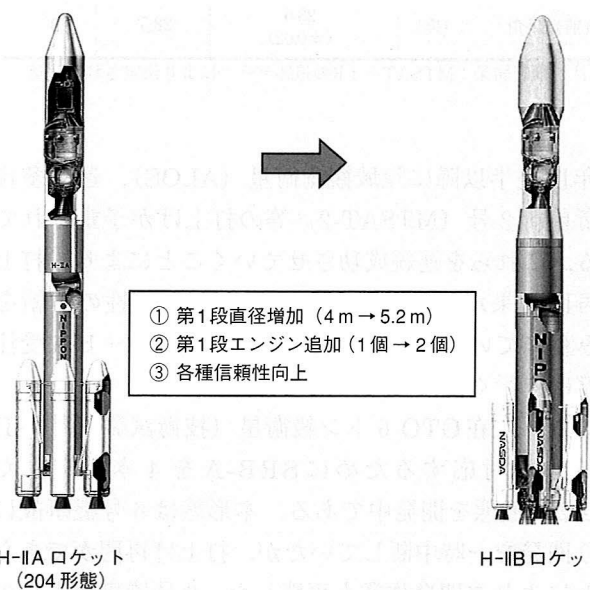


図1 H-II B ロケットにおける主な変更点 現行のH-II A 204形態からH-II Bへの主要変更点を示す。

- ① 第1段コア機体の大型化 (直径を4 mから5.2 mへ)
- ② 第1段エンジンLE-7Aのクラスター化 (1機から2機搭載へ)
- ③ 各種信頼性向上対策の採用

上記変更に対応して推進薬タンクを新規に開発する。

推進薬タンクは極低温の推進薬 (-253℃の液体水素、-183℃の液体酸素) が充填・加圧され、内圧荷重だけでなく飛行中や射点起立時の空気力及び自重により負荷される全機荷重に耐荷することが要求される構造体である (図2)。第1段タンクは直径5.2 m、全長は各々約7 m (液体酸素タンク) と約20 m (液

*1 名古屋航空宇宙システム製作所宇宙機器技術部主席

*2 名古屋航空宇宙システム製作所大江工作部生産技術課主席

*3 名古屋航空宇宙システム製作所研究部材料研究課主席

*4 名古屋航空宇宙システム製作所大江工作部生産技術課 エネ博

*5 広島製作所機械工作部生産管理課

*6 名古屋航空宇宙システム製作所宇宙機器技術部構造設計課



図2 ロケット推進薬タンク外観 ロケットタンクの代表例として、現行のH-IIAロケット1段液体水素タンクの外観を示す。

体水素タンク)であり、合計約170tの推進薬を搭載する。タンクの主構造はアルミ合金製で、アイソグリッドと呼ばれるリブ一体削り出しパネルを曲げ成形したものを機軸方向に溶接したシリンダ部と、スピニング成形一体ドーム(鏡板)を円周方向に溶接して製作される(図3)。

現在は、溶接方法としてTIG(Tungsten Inert Gas)溶接を採用しているが、アルミ合金の熔融溶接に共通する前処理作業に長時間を要すること、及び安定した溶接施工維持の難しさ(特殊認定作業)により、高品質を維持する労力が極めて大きい。したがって、前処理が不要で作業時間短縮が可能、プロセスの安定性が高いFSWを適用することにより、高信頼性化の実現が可能である。

一方、ロケットタンクに適用できる高品質な大型一体成形ドームを製造できるメーカーは海外2社程度であり、現状のH-IIAロケットはこれら2社から海外調達している。ドームという主要部品を国産化すること

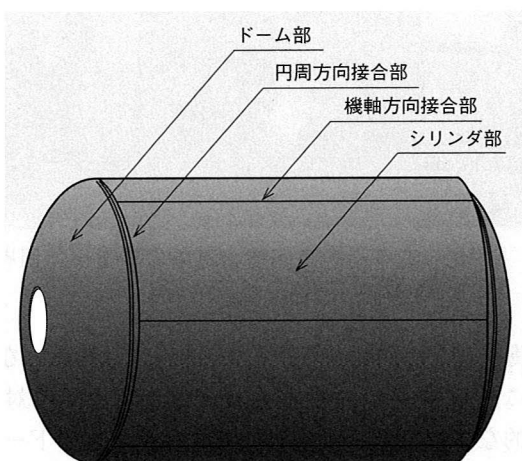


図3 ロケットタンク主構造の構成 ロケットタンク主構造の部品構成、接合部の位置関係を示す。

で、課題であったロケットの自律性確保・品質安定化が可能である。

3. ロケットタンクの製造技術開発

3.1 摩擦攪拌接合

FSW(摩擦攪拌接合)は、1990年代に英国TWI(The Welding Institute)社により発明された接合方法で、突起部を有する工具を回転させながら接合部に押し当て、摩擦による発熱で材料を軟化させながら攪拌して接合する技術である。プロセスの安定性や接合の高速化といった特徴に後押しされ、鉄道や船舶をはじめ産業界に広く適用が進んでいる技術である。

現在のところ主な適用対象は長手方向(ロケットタンクでは機軸方向)の接合部に限定されている。その理由は、上記の摩擦による発熱を生み出すために工具を材料に押し当てることから、工具の裏面側に大規模な当て金を設けて工具の押し当て荷重の反力をとらねばならないからである(図4の従来方式)。円周方向接合部に適用すると、このような当て金をタンク内部に設ける必要があり、すべての接合を完了した後に当て金をタンクの外に運び出す必要がある。特にロケットタンクのような大型の容器では当て金が大きく、非効率で危険な作業となる。

そこで、当社はFSWをロケットタンクに適用するに当たり、ポビントールと呼ばれる接合工具を実用化した。本工具は接合荷重を工具の内力系で釣り合わせることが可能となり、当て金なしでもFSWが可能となる(図4)。これにより、直線方向及び円周方向の接合部にFSWを適用可能とした。世界の他ロケットにおいても、ロケットタンクの円周方向接合部にFSWを適用した事例は未だ報告されていない。FSWをロケットタンクにも適用することで、表1に示す効果が得られる。

平成12年度の社内研究で最適な工具形状・部品保持

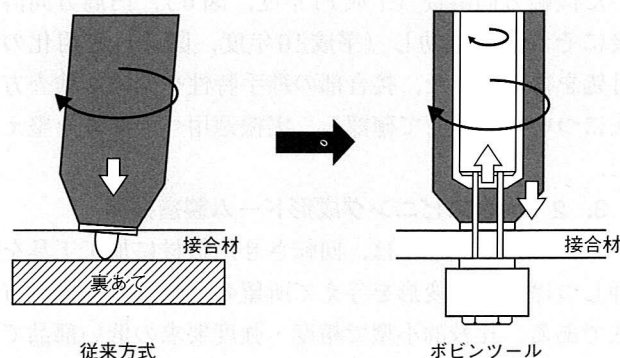


図4 ポビントール方式接合工具の概念 従来方式の工具とポビントールの比較。ポビントールは工具の内力系で接合荷重をとっている。

表1 ロケットタンクへのFSW・ドーム国産化の適用による効果

項目	主な効果
FSW	(1) 信頼性向上 ・機械加工に近いプロセスであり接合の安定性向上 ・材料組織改善（非溶融・攪拌による組織細粒化）による良好な継手特性（強度・靱性の向上） ・継続的に安定して高品質に接合ができる継手板厚の増加（タンク直径大型化への対応） (2) 価格競争力向上 ・接合前処理の簡素化 ・溶接時間の短縮（検査も含む） (3) 発展性 ・軽量なアルミリチウム合金の接合が可能（溶融溶接では不安定）
ドーム国産化	(1) 自律性向上 ・輸出許可取得の制約排除 ・納期管理や緊急対応の改善 ・木目細かい品質管理の実現 (2) 価格競争力向上 ・海外メーカーの半独占状態からの脱却

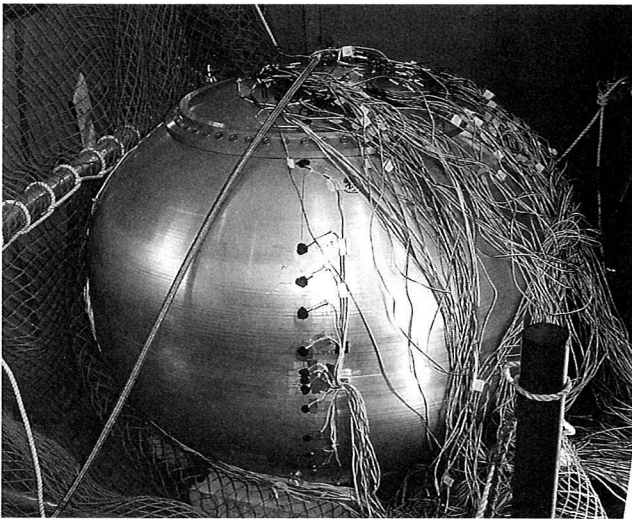


図5 サブスケールタンクによる加圧試験の様子 スピニング成形で製作したドームをFSWにより接合して組立したサブスケールタンクの加圧試験の様子を示す。

方法・基本接合条件を明確にした。平成13年度にはサブスケールタンク（直径約1m）の円周接合を行い、加圧試験により実機運用時の1.5倍以上の応力レベルを溶接部に負荷して強度を確認した（図5）。上記をもとにプロトタイプのFSW装置を試作し、H-IIAロケット標準型と同じ直径（4m）を有する部品を用いた機軸方向溶接（平成14年度、図6）、円周方向溶接にそれぞれ成功し（平成16年度、図7）実用化の目処を得た。また、接合部の継手特性や非破壊検査方法についても併せて確認し、実機適用への準備を整えた。

3.2 大型スピニング成形ドーム製造技術

スピニング成形とは、回転させた板材に加工工具を押しつけて塑性変形を与えて所望の形状にする成形方法である。比較的小型で精度・強度要求の低い部品では、一般的な成形方法である。ところが、ロケットタンクに使用する熱処理された高強度のアルミ合金製の大型・薄肉・高精度のドームは、製作ができるメーカ

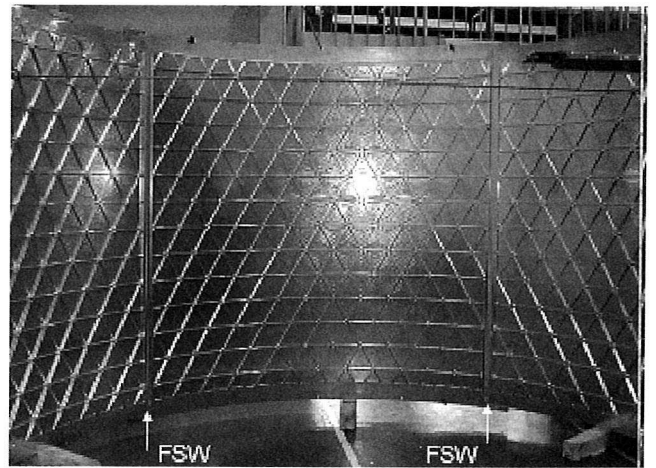


図6 FSWによる機軸方向溶接部 直線方向接合により実機大部分を良好に接合した。

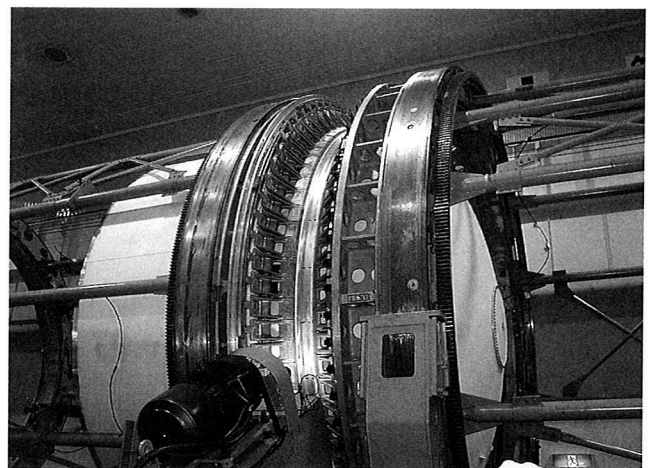


図7 FSWによる円周方向接合試験の様子 円周方向接合試験の様子を示す。

ーは海外に2社程度あるだけで、国内には存在しない。

そこで、平成12年度から社内研究で上記に対する基本的なプロセスを設定し、サブスケールのドーム試作を行った（図8）。当該ドームは前述のとおり、加圧試験により強度を確認している。また、2種類の異なる直径のドームを用いて、スピニング成形において

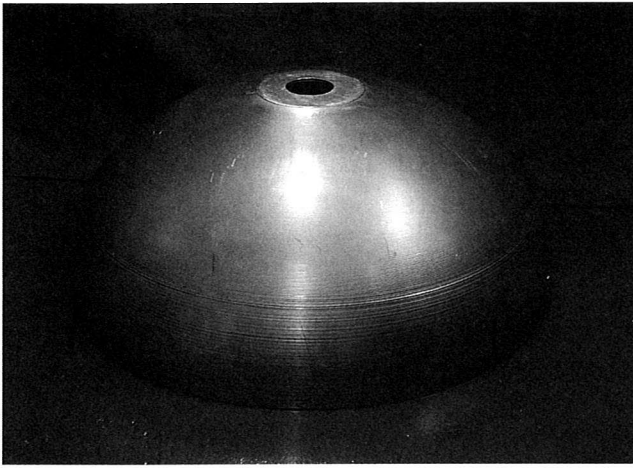


図8 ドーム試作品（直径900 mm） サブスケールサイズのドームをスピニング成形により試作した。

相似則が成立していることも確認できたため、この相似則に基づき実機サイズのスピニング成形条件を設定した。

ドームの材料は成形後に熱処理を行うことで設計上要求される材料強度を達成することが要求される。一方で、薄肉（最も薄いところで5 mm以下）で変形し易いにもかかわらず高い形状精度が要求されるため、機械加工時の過大な変形を避ける必要がある。したがって、焼入れ時の過大な部品の熱変形を避けつつ要求強度を達成するために、木目細かい冷却速度の管理ができ、ドーム全面で任意の冷却条件を与えることが可能なスプレー方式の焼入れを採用した。

上記成果をベースに、大型機械装置の開発実績が多く、既存工場設備の有効活用が可能な当社・広島製作所において実機ドームの開発を進める計画である。ロケットタンクドームの開発によって得られる効果を表1に示す。

4. H-IIロケットへの適用計画

次にH-IIロケット適用に向けた開発状況、及び今後の計画について報告する。現在、FSW及び大型スピニング形成ドームを含むタンク製造設備を製作中である。並行してJAXA契約で要素試験を行い、工作試験の事前検証を進めている。平成16年度には、実機大ドーム（直径約5 m）の1/4周供試体を用いて、焼入れ時の冷却性能確認試験等を行った（図9）。タンク設備が完成する平成18年度には工作試験を行い、生産条件の最終確認・技術要求を満足していることの確認（材料特性確認試験等）を行う。その後、認定試験用タンクを製作して、タンク構造体としての開発を完了する。実機適用は、平成20年度以降の見込みである。

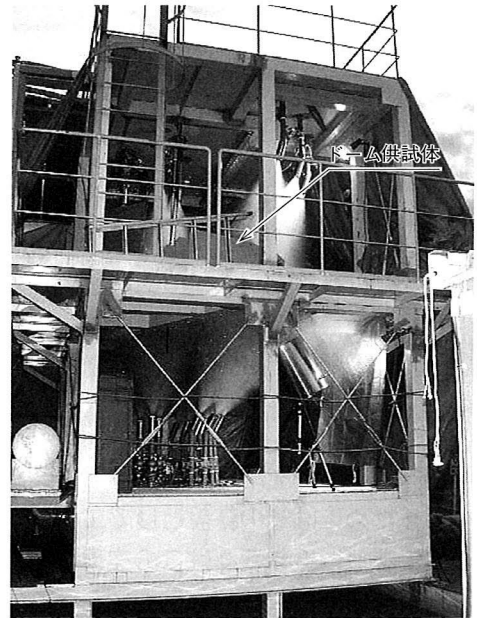


図9 ドーム焼入れ性能確認試験
実機ドームの1/4周を模擬した供試体により、スプレー焼入れ方式の焼入れ装置に関する冷却性能を確認した。

5. ま と め

H-IIロケットタンクにおける2つの新規製造技術の開発状況と今後の計画について報告した。H-IIロケットは、従来以上の短期間開発、初の官民合同開発、さらには初号機のペイロードであるHTV打上時期に関する国際的な責任等、従来以上に確実な開発が求められる【Mission】。これまで蓄積してきた成果をベースに、十分にリスクを事前検証し【Prediction】、関係者一丸となって開発目標を達成していく【Commitment】。名古屋航空宇宙システム製作所のスローガンであるM・P・Cを確実に遂行し、信頼性で世界をリードするロケットタンクを開発していきたい。

参考文献

- (1) http://www.JAXA.jp/index_j.html (JAXAホームページ)



後藤智彦



坂口秀明



佐藤広明



山田毅



田中大助



原英統

高信頼性を実現するロケットエンジン 用機器の設計技術

Design Methods for Highly Reliable Rocket Engine Components

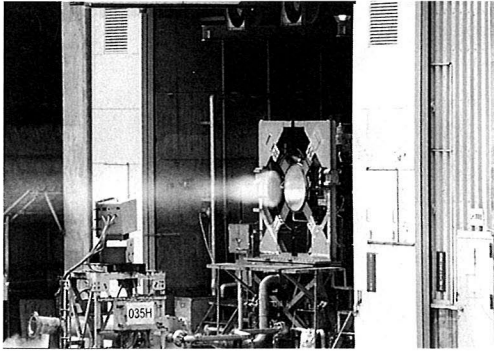
吉川 公人*1
Kimihiro Yoshikawa

小河原 彰*1
Akira Ogawahara

宮川 和芳*2
Kazuyoshi Miyagawa

赤澤 公雄*3
Kimio Akazawa

稲田 満*4
Mitsuru Inada



現在国内・国外を問わずロケットエンジンに要求される最も大きな課題は高い信頼性である。高い信頼性を得るためにはその基盤としてエンジンシステム及び構成機器の特性を定量的に評価・予測できる技術が必須であり、近年我々はこの実現に取り組んでいる。本論文ではこれら取り組みの内、実際の開発に適用し効果をあげた代表的な例を紹介する。

1. はじめに

世界のロケット打上げの失敗原因の約6割から7割はロケットエンジンを含むロケットの推進系に起因する不適合⁽¹⁾である。日本の場合も、H-II、H-II Aロケットの打上げ失敗はいずれも液体、固体のロケットエンジンに起因する不適合であり、ロケットエンジンの信頼性がロケットの信頼性を左右するといっても過言ではない。

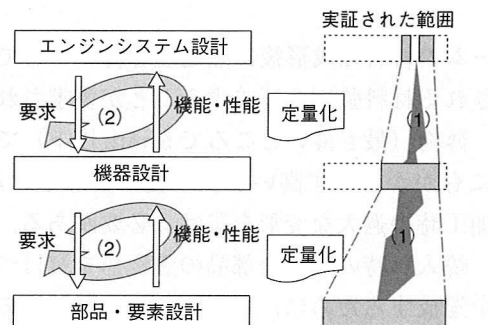
このためロケットエンジンの信頼性を向上する取り組みが世界的に行われているが、その基盤として、エンジンシステム及びシステムを構成する機器の特性・作動を定量的に評価・予測できる設計技術が必要となる。

本報ではこのロケットエンジンシステム及び構成機器の作動を評価・予測するための設計技術の内、当社が取組んできた代表的な技術に関する概要とその適用例について報告する。

2. 高信頼化に必要な設計技術と取り組み

高信頼設計とは一般に“システムに内在するリスクを設計段階で把握しその分布を制御すること”と定義される。これはもう少し平易な言葉に言い換えると、“システム内で機器・要素の機能が適正に配分され、過大な要求や過度に弱い箇所を持たず、想定しうる全運転範囲に対し安定して作動するシステムを設計すること”であり、その設計フローは図1のようになる。

この設計フローを実現するためには、その基盤として以下の二つの設計技術が必要であり、当社は社内研究でこれらの構築に取り組んでいる。



(1) 特性が把握された機器・要素を積上げシステムを構築
(2) システム内で要求・機能を適正にバランス

図1 高信頼性設計フロー

- ① システムを構成する機器・部品の特性が定量化され、その挙動・特性分布（ばらつきを含む）・作動限界が定量的に予測・評価できること。
- ② それらを組み合わせたシステム（エンジン）全体の作動が予測（シミュレート）でき、システム内各要素の相関が定量的に把握できること。

3. 高信頼設計に必要な設計技術の構築例

高信頼化に向け当社が取組んできた代表的な設計技術構築の例として以下に関する取り組みを紹介する（図2）。

- (1) エンジンシミュレータの開発
- (2) 燃焼器設計ツールの構築
- (3) 液体酸素ターボポンプ開発

3.1 エンジンシミュレータの開発

高信頼性設計技術の核となるのがシステム全体の作動を解析・予測するためのエンジンシミュレータである。このエンジンシミュレータはVISREC（Visual

*1 名古屋誘導推進システム製作所エンジン・機器技術部液体ロケットエンジン設計課主席

*2 技術本部高砂研究所ターボ機械研究室主席

*3 技術本部高砂研究所制御・システム研究室主席

*4 技術本部高砂研究所流動・燃焼研究室主席

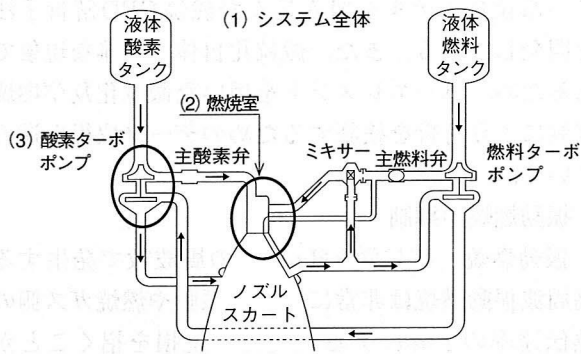


図2 代表的なエンジンシステム エキスパンダブリードサイクル。

Integrated Simulator for Rocket Engine Cycle) と呼ばれており、1999年から開発に取り組み、現在では解析精度・操作性ともに世界でもトップレベルに達している。VISRECの開発の歴史を図3に示す。

VISRECは一次元の流体と熱の流れを、厳密な流体物性を用いて時間依存で解くもので、質量保存とエネルギー保存則を解く“ノード”と呼ぶ要素と、運動量保存則を解く“リンク”と呼ぶ要素との組み合わせでシステムをモデル化する。こうしたモデル化や解析の基本部分は社内開発の熱流体汎用シミュレーションプログラムPRANET⁽²⁾をベースとしている。これに、燃焼室やターボポンプなどロケットエンジン特有の要素モデルを追加するとともに、ロケットエンジンに使われる推進剤である水素及び酸素の物性を組み込むことにより、汎用的なロケットエンジン解析ツールを実現させている。

VISRECはまた、各種算術及び論理演算要素、積分要素やPID演算要素を内蔵しており、これらと熱・流体要素を組み合わせることにより、バルブの機構動作や制御ロジックも組み込んだ解析が可能となる。

VISRECのもう一つの特徴は、グラフィックインターフェイスを利用した操作性の良さである。ユーザはライブラリーから要素を画面上に置き、これをつなぐことにより簡単かつ自由に流体及び熱の流れを定

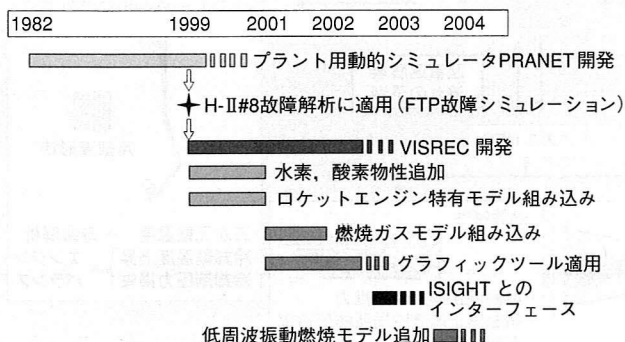


図3 VISREC開発の歴史

義できる。さらに各要素が設計情報を格納しており、画面上で要素をクリックすることにより入力・編集が可能である。つまり視認できるエンジンシステムそのものが解析モデルであるため、モデル化時間を大幅に短縮可能であるとともに入力ミスを防止することにもなる。

VISRECは既存のエンジンに適用され、その過渡特性予測に成果をあげている。また将来型エンジンのトレードオフにも適用されている。図4に燃焼器単体試験におけるエンジンのモデルを、図5に同試験における解析と試験データとの比較を示す。この試験は燃焼器への推進薬の供給をターボポンプを用いずに設備の高圧タンクから行うもので、燃焼器単体の先行開発として実施したものである。高圧で推進薬を供給するため時間に対する流量の変化率が大きく、解析としては難しい部類に入るが、ほぼ試験データに一致する解析結果を得られていることが分かる。

今後実際の解析を通して更なる解析精度の向上、解析時間の短縮のための改良を進めるとともに、次項に示す燃焼解析ツールのようなコンポーネントの設計計算から得られる予測特性を自動的に取り込めるよう統

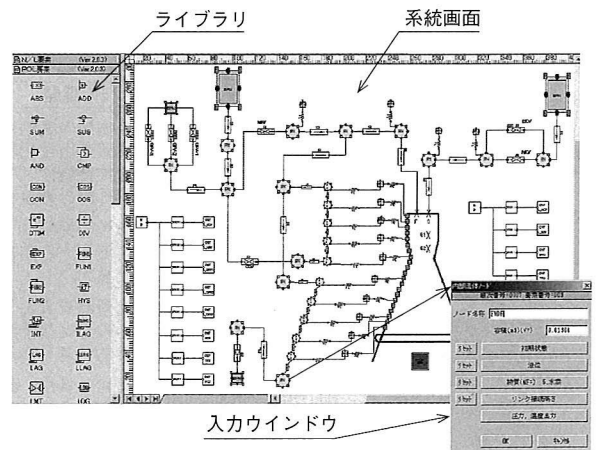


図4 エンジンモデル例 燃焼器単体試験。

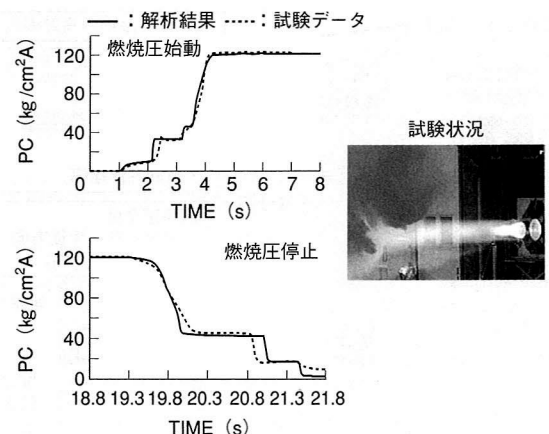


図5 解析結果例 燃焼器単体試験。

合化を進めて行く計画である。

3. 2 燃焼器設計ツールの構築

ロケットエンジンを構成する機器の中で、最も重要でありながら現象の定量化・モデル化が難しいのが燃焼器である。図6にロケットエンジンにおける燃焼現象の模式的な説明と技術課題を示す。

これらに対して我々が適用してきた従来の設計手法の多くは一次元の簡易解析あるいは経験式に基づくもので、精度あるいは適用範囲の面で十分ではなかった。今までは新しいエンジンの燃焼器を作る場合、これら経験式を外挿して設計・試作し、問題点が生じたら改良するというトライ・アンド・エラーに近い状態であり、エンジン開発の中で大きなリスクを負う部分となっていた。エンジン全体の信頼性を向上させるために、これらのすべての課題に対して定量的な評価が可能な解析ツールを実現すべく開発を進めている。開発のアプローチを図7に示す。

(1) 液ガス燃焼の高効率化

通常酸素は液体、水素は気体の状態（超臨界で作動するエンジンもあるが、その場合でも圧縮性の面ではこの表現に近い）で噴射され、酸素が微粒化され拡散混合燃焼する。これを解析的に再現するため

に、微粒化モデルを組み込んだ燃焼CFD解析手法を開発している。また、微粒化自体が複雑な現象であるため、単一エレメントを用いた微粒化及び燃焼実験により解析を検証するためのデータ取得を進めている。

(2) 振動燃焼の抑制

振動燃焼、特に数kHz以上の周波数で発生する高周波振動燃焼は非常に大きな振動や燃焼ガス側の熱伝達率の上昇による燃焼壁の焼損を招くことから、最も注意すべき異常現象の一つであるが、同時に最も予測が困難な現象でもある。現在燃焼CFDと燃焼室音響解析を組み合わせた解析ツールの開発を進めており、現状定性的な傾向は試験結果と一致している。今後燃焼反応部分の精度向上を図るとともに、フィードラインの影響も考慮し、定量的安定性評価につなげて行きたい。

(3) 超音速解離流れの予測

3000℃を超える高温のために燃焼室内で解離したガスはスロートを通過後、膨張による温度低下で再結合しようとするが、一部は反応完了前にノズルから放出されてしまう。

エンジンが発生する推力を正確に予測するために

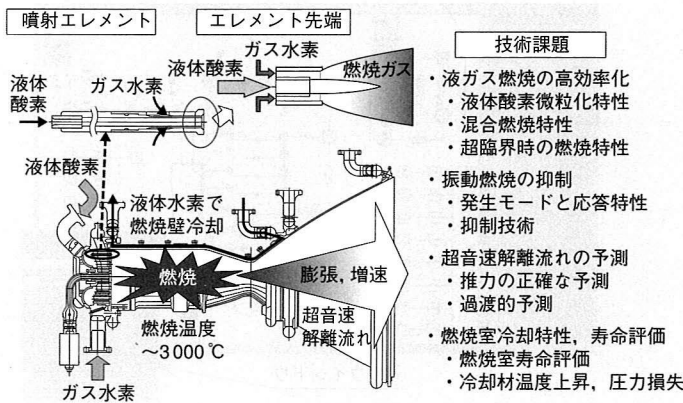


図6 ロケットエンジン燃焼器の特徴と技術課題

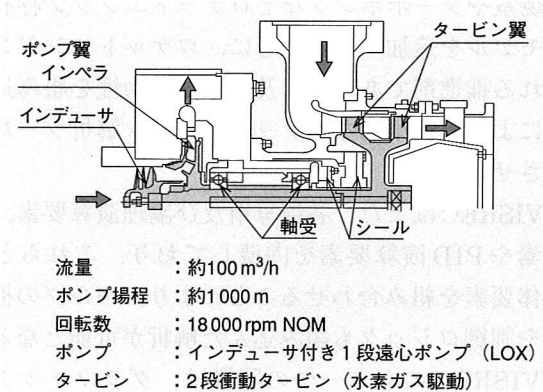


図8 液体酸素ターボポンプ

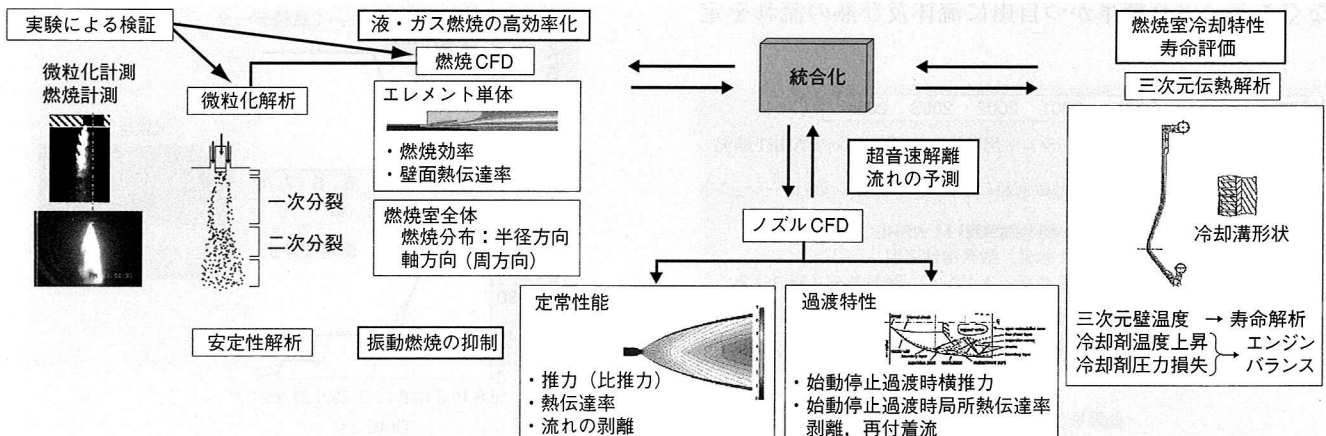


図7 燃焼器系技術課題に対する解析的アプローチ

はこの一連の化学反応を含む超音速流れを解析する手法を開発する必要がある。また、過去のエンジンでは始動・停止過渡における一時的な流れの剥離・再付着がエンジンの振動増加やノズル壁の熱負荷増加の原因となったケースもあり、過渡現象に対する解析も必要である。いずれも達成の目処は得ており、実際のエンジンデータによる検証と精度向上を進めている。

(4) 燃焼室冷却特性、寿命評価

燃焼室は3000℃で数百気圧の燃焼ガスに耐えるため液体水素により冷却されている。そのため燃焼壁には大きな熱歪みが発生し、多くの場合はこの部分がエンジン全体の寿命を支配している。したがって燃焼室の寿命予測精度を向上させることがエンジン全体の高信頼化につながる。そのためには燃焼ガス側の熱伝達率の予測精度の向上が重要である。解析は燃焼CFDの開発を通じて検証と精度向上を図ってゆく計画である。ただし、現状では検証データが十分ではないため、サブスケール燃焼器等によるデータ取得を検討中である。

3.3 液体酸素ターボポンプ開発⁹⁾

燃焼器と並んでエンジンの性能に大きな影響を及ぼすもう一つの機器が、推進薬である液体酸素/液体水素を昇圧して燃焼器に送り込むターボポンプである。ターボポンプはそれ自身が、ポンプ/タービン翼や軸受、シールなど様々な機能部品からなるシステムであり、信頼性の面からはエンジンシステムの中での機器としての最適化に加え、ターボポンプ自身の内部最適化・高信頼化も大きな課題となる。このため、液体酸素ターボポンプを題材に各要素部品特性の定量化とターボポンプシステムとしての最適化を試みた。

開発したターボポンプの概略形状と仕様を図8に示す。

ターボポンプではポンプ翼(インペラ)を出た流れの一部がインペラ背面に設けられたバランスディスクと呼ばれるタービン、ポンプの軸方向推力を吸収する機構に流れ込む。その一部は更に軸受室へ流れ込み軸受を冷却した後、バランスホールからインペラ入口へ戻る(図9)。この流れは、二次流れ(軸受冷却流れ)と呼ばれ軸受・シールの冷却はもとよりシール差圧、軸方向推力の吸収能力、ポンプ翼性能等ポンプの様々な性能に影響を与える。設計では、CFDを用いて二次流れの分布をモデル化(フローネットワーク)し、更に感度解析を行って性能・マージンをバランス良く配分できるよう各部の形状・寸法を決定した。またこれらを組み込んだターボポンプ全体の動解析シミュレータを構築、各種作動条件下でのポンプの定常・過

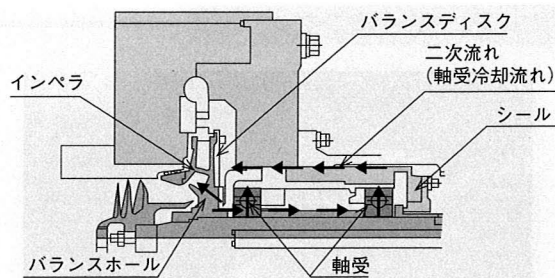


図9 ポンプ二次流れ(軸受冷却流れ)

渡シミュレーションを設計段階で行って、ポンプトータルの作動に問題がないことを事前に確認した。その結果実際の試験では短時間でトラブルなく定格運転を達成することができた。

構築したモデルは、今後3.1項で構築しているエンジンシミュレータに統合することで、ポンプ内の主要パラメータとエンジンシステムとの相関を把握することが可能となる。

4. ま と め

ロケットエンジンの高信頼化を実現するため、当社が取り組んでいる設計手法構築の概要を述べた。燃焼器、ターボポンプ等の主要機器特性の数値モデル化、エンジンシミュレータ構築等により、エンジンの作動を定量的に予測する技術の基礎を構築できた。今後は各モデルを精査するとともに更に全体を統合化してファイナッシュエンジンシステムの中で各要素・機能をバランスさせていく活動に取り組んでいく。

参 考 文 献

- (1) I-Shih Chang, Investigation of Space Launch Vehicle Catastrophic Failures, Journal of Spacecraft and Rockets Vol.33 No.2 (1996)
- (2) 赤澤ほか, “ロケットエンジン過渡時動的挙動解析技術の開発”, 三菱重工技報 Vol.39 No.1 (2002)
- (3) 宮川ほか, “高性能液酸ターボポンプの開発”, 平成16年度ターボ機械協会総会講演会



吉川公人



小河原彰



宮川和芳



赤澤公雄



稲田満

民生電子部品搭載

オンボードコンピュータの宇宙実証

Space Verification of On-Board Computer Integrated with Commercial IC



柴山直樹*1 Naoki Shibayama 赤澤宣子*2 Nobuko Akazawa 小山正博*2 Masahiro Koyama
宮川真一*2 Shinichi Miyagawa 伊藤哲正*3 Tetsumasa Ito 上之郷一都*4 Kazuto Kaminogo

衛星搭載機器の低コスト化・高性能化・小型化の実現手段として、近年、民生部品・技術を積極的に取り込み、宇宙転用していくことが重要な鍵となっている。当社では、民生部品・技術を採用した将来衛星搭載用低コスト・高性能オンボードコンピュータ（OBC）の開発を行い、2003年11月より宇宙環境信頼性実証衛星（SERVIS）1号機にて、宇宙実証実験を実施中である。今日まで良好な実証結果を得ており、約2年近くの長期運用実績を得た。本報では、今回開発したOBCの概要及び宇宙実証試験結果について紹介する。

1. はじめに

21世紀のグローバルネットワーク構築に向けて、衛星通信、観測分野の衛星需要は高く、衛星搭載機器の低コスト化・高性能化・小型化が要求されている。

現状の衛星搭載機器には、特殊な高信頼性部品が使われており、非常に高価で性能的にも時代遅れのものとなっている。このため、低コスト化・高性能化・小型化の実現手段として、民生部品・技術を取り込み、宇宙転用していくことが重要な鍵となっている。

しかしながら、民生部品は厳しい宇宙環境下で使用するように設計されておらず、耐放射線性や耐環境性（振動、熱等）に問題がある。特に、放射線に関しては、機器設計上必要な部品メーカーの放射線保証データはなく、軌道上での耐放射線性評価方法も十分確立されていない等、課題が多い状況である。

当社では、上記の課題を解決し、宇宙転用を図るため、各種対策を施した民生部品搭載の低コスト・高性能オンボードコンピュータ（OBC）を開発し、宇宙環境信頼性実証衛星（SERVIS）1号機にて、宇宙実証試験を実施中である。

2. 実験機器の開発

2.1 開発仕様

本機器は、将来衛星搭載機器への適用を目指しており、それらに要求される処理性能を想定し、開発仕様を表1の通り設定した。処理性能は、画像処理等を実現可能とするため、従来衛星用の10倍以上である

100 MIPS以上と設定した。

また、機器には2.3項の各種放射線対策と、搭載した民生部品単体の耐放射線評価回路を追加した。

OBCの外観を図1に示す。

2.2 採用した民生部品・技術

今後のプロジェクトで低コスト化・高性能化・小型化実現の必要性が高い部品であり、また地上の放射線試験結果から、宇宙転用の耐性評価に有効な部品と

表1 開発仕様

項目	性能・諸元
CPU	32 bit CPU
処理性能	100 MIPS (百万命令/秒) 以上
メモリ容量	SRAM (1 Mbyte), SDRAM (16 Mbyte)
消費電力 (Typ)	20 W
外形寸法 (Typ)	302×230×84 mm
質量 (Typ)	5.2 kg 以下
追加機能	耐放射線対策回路, 部品単体評価回路

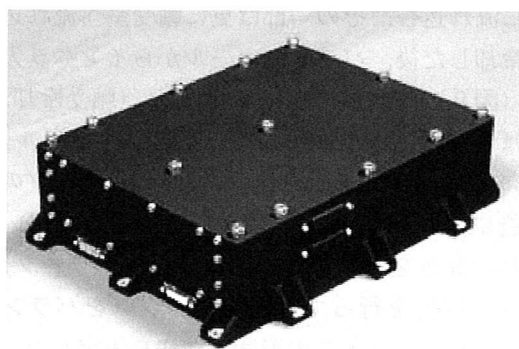


図1 オンボードコンピュータ（OBC）の外観（3段構造）

*1 名古屋誘導推進システム製作所誘導・電子機器技術部主幹

*2 名古屋誘導推進システム製作所誘導・電子機器技術部電子機器・ソフト設計課

*3 中菱エンジニアリング(株)電技総括部誘導電子設計室主務

*4 中菱エンジニアリング(株)電技総括部 誘導電子設計室

して、コンピュータを構成するCPU・メモリ等の中枢部分に、表2に示す6種類の高性能民生部品を採用した。また、民生技術には、耐環境性向上・低コスト・小型化に有効なマルチチップモジュール(MCM)実装技術を適用し、採用した民生部品をシリコンベアチップの形態で1個の名刺サイズ(55×95mm)のセラミックパッケージに実装した。これにより、汎用CPUボードと比べ約1/5の小型化・低コスト化を実現できた。

製作したCPU-MCMの外観を図2に示す。

2.3 民生部品の弱点と対応策

民生部品は、低コスト・高性能であるが、軌道上で使用するには耐放射線性や耐環境性(振動, 熱等)に問題がある。特に軌道上では様々な放射線(太陽系外から飛来する重イオン, 太陽から放出される陽子, 地球磁場に捕捉されている陽子)が存在し、これらが電子部品に入射すると以下の(1)~(3)の誤動作や永久損傷を引き起こすため、何らかの対策を採用する必要がある。また、部品ごとに、これらの耐放射線性に対する評価項目が必須となる。

(1) SEU (Single Event Upset)

1個の陽子, 重イオンの入射により発生。メモリの“1”“0”というbitデータが反転する一時的誤動作を引き起こす。試験内容は、エラー発生頻度を評価。

(2) SEL (Single Event Latchup)

1個の陽子, 重イオンの入射により発生。部品内部でラッチアップと呼ばれる過電流を発生させ、部品の永久焼損等を引き起こす。試験内容はラッチアップの発生有無を評価。

表2 採用した民生部品

部品種類	機能
CPU	32 bit RISC型 CPU
SDRAM	64 Mbit メモリ
SRAM	4 Mbit メモリ
Gate Array	48 000 ゲート FPGA
Digital IC1	16 bit バストランシーバー
Digital IC2	RS-422 ドライバー

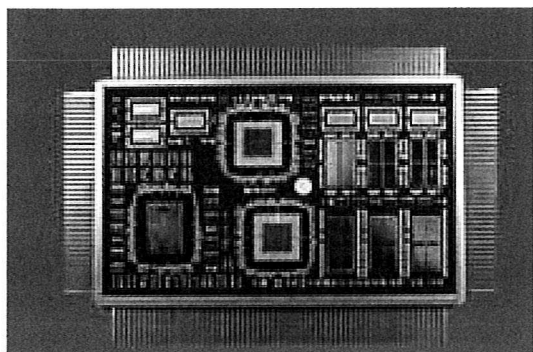


図2 CPU-MCMの外観(55×95 mm)

(3) TID (Total Ionizing Dose)

電子・陽子等の照射の影響が蓄積して消費電流が増加し、最終的に機能異常を引き起こす。試験内容は、消費電流増加や機能異常の発生有無を評価。

これらの耐放射線性を含めた耐環境性を向上させるために、OBCに採用した各種の対応策を表3に示す。

表3に示す対策を機器に適用することにより、民生部品の宇宙転用における高信頼性化の実現を図った。

2.4 実験機器の機能構成

本機器の機能構成を図3に示す。システムは2重冗長系(A系, B系)になっており、各系統は、機能的にCPU-MCMを搭載したCPU回路部と電源部の2つに大きく分かれ、OBCは下記3つの回路部を積み重ねる3段構造となっている。

- A系/B系統CPU回路部：各1段
- 電源回路部：1段(2系統の供給電源部を搭載)

また、OBCの機器レベルにおける宇宙実証試験項目は、CPUの演算機能(模擬フライト制御演算, 模擬画像演算, 性能評価演算(MIPS値)), 及び消費電流であり、主として放射線による影響を評価する。

表3 OBCに採用した各種の対応策

対応策	目的
メモリエラー検出・補正回路(SEU対策)	メモリのデータエラーを検出・補正する回路。(2 bit エラーまで検出, 1 bit エラーを補正)
冗長系システム(SEU対策)	2重系を構成し、片系統のCPUが誤作動しても、処理を中断しないよう、他系統でバックアップするシステム。信頼性を向上できる。
ウォッチ・ドッグ・タイマー(SEU対策)	CPUが一定時間間隔で所定の処理を実施していることを監視する機能であり、CPUの誤動作を検出しCPUを再起動し復帰処理を行う。
過電流検出回路(SEL, TID対策)	部品の過電流を検出し、電流を遮断することにより、部品の焼損を防ぐ回路。
MCM実装技術(小型化・耐環境性向上・低コスト化)	複数個のベアチップICをセラミックや金属のパッケージに高密度で実装する技術であり、小型化に有効。民生部品(樹脂パッケージ)の弱点である耐振・耐湿・耐熱性を改善できるため、民生部品を組み込むことで耐環境性向上・低コスト化を両立できる。

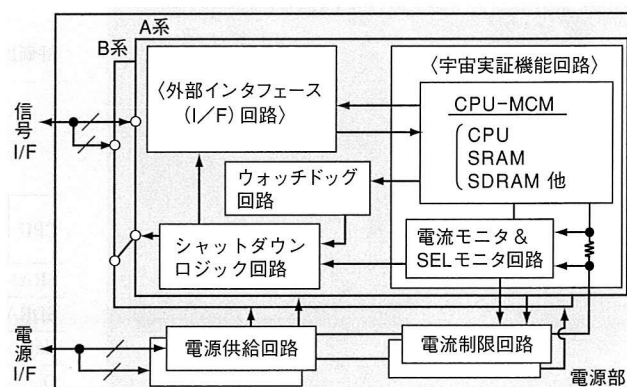


図3 機能構成(A系, B系の2重冗長系システム)

3. 今日までの宇宙実証結果

本機器は、SERVIS 1号機に搭載され、2003年10月30日に打ち上げられた。軌道高度1000 km、傾斜角100 degにおいて、約2年間の計画で宇宙実証試験を実施中であり、今日まで故障もなく良好な実証結果を得ている。

宇宙実証試験は、機器レベルと部品単体レベルの2つの評価試験で構成されており、軌道上で同試験が自動的に実施され、その結果は、衛星から地上へ送信・蓄積されている。ここでは、運用開始(2003年11月)から、2005年7月時点までの宇宙実証試験結果について記述する。

3.1 機器評価試験結果

機器レベルの宇宙実証試験結果を表4に示す。打上げ開始から今日まで、各模擬演算を正常に実行中であり、CPUの演算処理性能も約110 MIPSで実行しており、開発仕様の100 MIPSに対して、それ以上の性能が得られている。

また、放射線対策として付加した機能も正常に動作しており、メモリエラー検出・補正回路は、今日までに9回のエラー補正を実施している。

3.2 部品評価試験結果

宇宙実証試験で取得した各部品評価試験結果を以下に示す。考察は、打上げ前に実施した、各民生部品の地上放射線試験結果から算出した耐性予測値と比較・

表4 宇宙実証試験結果(機器レベル)

評価項目及び結果(放射線対策評価を含む)	
(1) 模擬制御演算(飛行制御演算)	→放射線による異常動作なく、正常に演算実施中。
(2) 模擬画像演算(画像データ処理演算)	→放射線による異常動作なく、正常に演算実施中。
(3) 性能評価演算(CPU演算処理の性能評価演算)	→110 MIPS(100万命令/秒)にて演算実施中。
(4) 放射線対策	→メモリエラー検出・補正回路の有効性を確認。

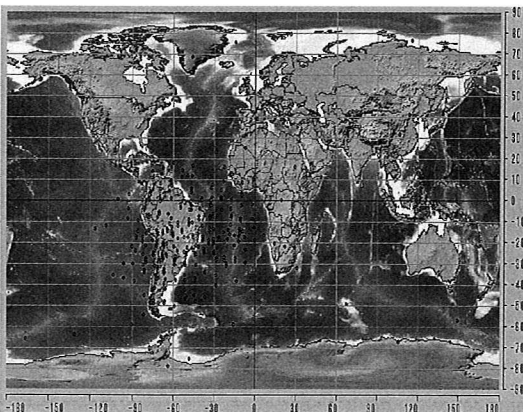


図4 SEUエラー発生場所(SRAM)

検討を行った。

(1) SEU・SEL評価結果

表5にSEU発生頻度の評価結果を示す。SEU発生頻度の予測計算は3STEPあり、まず、第1STEP目に各軌道における放射線環境をシミュレーションにより算出、第2STEP目に、衛星構体とOBC筐体の遮蔽による減衰を考慮した放射線環境を算出し、第3STEP目に各部品の耐放射線性(地上放射線試験のデータ)を用いて予測値を算出した。

表中の①と②は、部品の地上放射線試験結果より予測したエラー発生頻度、③は実際の宇宙軌道上で実測したエラー発生頻度を示す。なお②は、計算1ステップ目の放射線環境について、実際の衛星に搭載された放射線センサによる計測データを用いて予測計算を参考に行った。

評価結果は、6品種中3品種でSEUが発生しており、いずれもエラー発生頻度が、地上評価試験結果による予測結果より低く、CPUとSRAMは、約1/4、SDRAMは約1/17という結果が得られた。

また、エラー発生場所は、図4に示すように南大西洋異常(SAA: South Atlantic Anomaly)と呼ばれる地域(地球磁場が落ち込み、低高度でも陽子が多く捕捉されている場所)に集中しており、軌道上で観測された放射線粒子数は、陽子(100~500 [1/(cm²・sr・s)]), 重イオン(0.1 [1/(cm²・sr・s)])であることより、エラー発生要因は陽子の影響が主であることが分かる。

また、SELは、6品種とも過電流(ラッチアップ)の発生はなく、地上評価試験の予測結果と同じであった。

表5 SEU発生頻度の評価結果(①~③にて比較)

評価民生部品		地上評価試験結果からの予測値		軌道上実測値
		シミュレーションによる放射線環境使用	軌道上で計測した放射線環境を使用(2005年7月)	—
CPU		解析条件 遮蔽効果: 衛星構体とOBC筐体の遮蔽による放射線環境の減衰を計算 部品耐性: 重イオン放射線試験データ使用(陽子のSEU効果へ換算して使用)		・衛星上でエラーを実測(2005年7月) ・陽子によるエラーが支配的
		SEU発生頻度①	SEU発生頻度②	SEU発生頻度③
		命令キャッシュ	0.08回/日	0.5回/日
データキャッシュ		3.87回/日	27回/日	0.21回/日
SRAM		17回/日	117回/日	4.0回/日
SDRAM		16.7回/日	109回/日	≒0回/日
Gate Array		≒0回	≒0回/日	0回
Digital IC1		≒0回	≒0回/日	0回
Digital IC2		≒0回	≒0回/日	0回

表6 評価部品のTID結果

評価民生部品	TID量の比較 (遮蔽による減衰後の値を算出)	
	環境シミュレーション より算出した予測値	軌道上実測値 (2005年7月末時点)
全6部品	2.5krad (Si) (3.8 rad/d)	1.7krad (Si) (2.6 rad/d)

(2) TID評価結果

表6に評価部品のTID結果を示す。TID量の実測値は、予測値より小さく7割程度の結果であった。消費電流は、全6品種において変化が見られず、機能異常も発生していない。したがって、現時点のTID耐性は各部品とも1.7krad (Si) (シリコン (Si) に対する放射線の吸収線量の単位) 以上であることがいえる。地上評価試験における各部品の耐性はこの数10倍以上であり、今回のミッションにおいては特に問題ないと考えられる。

3.3 宇宙実証試験結果の考察

宇宙実証試験結果より、機器レベルでは、現在まで各演算の正常動作を確認でき、開発仕様以上の動作性能 (110 MIPS) が得られた。したがって、表3に示す各種対策を適用することにより、約2年間の宇宙動差実績が得られ、民生部品の宇宙転用における高信頼性化実現の目処を得ることができた。

また、部品単体レベルでは、各6部品の耐放射線データを宇宙実証試験において取得でき、中低軌道における本部品の宇宙転用を図ることができた。

なお、設計上重要となるSEU発生頻度予測について、地上評価試験結果から、軌道上の耐放射線性を予測する際の誤差要因について考察した。図5に、SEU発生頻度の算出フローとSEU発生頻度①～③の誤差要因の比較を示す。図中の各フローより地上と軌道上の評価試験結果の誤差要因を抽出すると、大きく以下の3つが起因していると考えられる。

- 放射線環境の実環境との誤差 (Δa_1 , Δa_2)
- 遮蔽による減衰効果の計算誤差 ($\Delta \beta$)
- 陽子による部品の耐放射線性の予測誤差 ($\Delta \gamma$)

1つ目の放射線環境の実測値は、予測値より今回約1桁多い結果であり、環境計測の誤差や環境シミュレーションモデルの誤差要因が考えられる。次に、2つ目の遮蔽による減衰効果の誤差は、宇宙空間から部品までの遮蔽厚モデル及び減衰計算コードの要因が考えられる。また、陽子による部品の耐放射線性の予測誤差は、地上の重イオンによる耐性から、SEU主要因の陽子への耐性変換モデルの要因が考えられる。

今後は、上記誤差要因の原因を更に調査し耐放射線性予測精度の向上を図っていく必要がある。

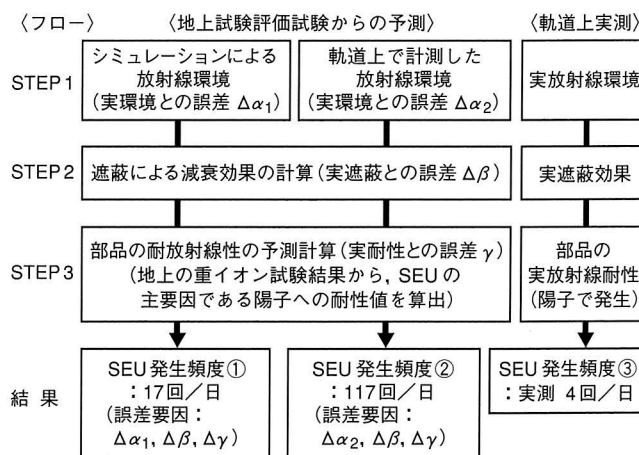


図5 SEU発生頻度の算出フローと誤差要因の比較 (例: SRAM)

4. ま と め

将来の衛星搭載機器への適用を目指して開発したOBC及び、OBC搭載民生部品の約2年間の宇宙実績を通して、本機器の宇宙転用の目処付けを得ることができた。また、民生部品・技術の宇宙転用に関して、下記の成果が得られた。

- (1) 高性能民生部品採用・MCM技術適用の効果確認
 - 低コスト化：従来機器の1/3 (MCMにて1/5)
 - 高性能化：従来機器の10倍以上
 - 小型化：従来ボードの1/5 (名刺サイズのMCM)
 - (2) 耐環境性向上及び高信頼性対策のノウハウ取得
 - (3) 耐放射線性評価技術及び予測手法のノウハウ取得
- なお、今後も、宇宙実証試験を継続することにより、評価データを蓄積し、データの信頼性を高めていく。

本機器の開発に当たり、多大なご指導、ご助言を頂きました。(独)新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) 及び(財)無人宇宙実験システム研究開発機構 (USEF) の関係各位に深く感謝致します。



柴山直樹



赤澤宣子



小山正博



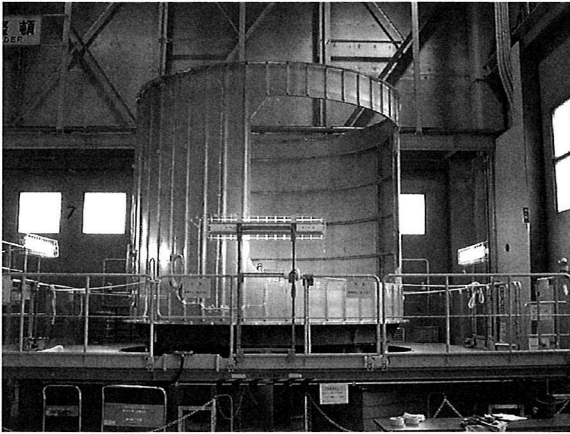
宮川真一



伊藤哲正



上之郷一都



宇宙ステーション補給機 (HTV) の開発 —大開口部を有した大型構造物の設計／検証

The Development of H- II Transfer Vehicle(HTV)
-Design and Verification for Large Structure
with a Wide Opening

河野 秀文*1
Hidefumi Kawano

久野 敦史*1
Atsushi Kuno

中村 敏夫*2
Toshio Nakamura

三木 陽一郎*3
Yoichiro Miki

スペースシャトル運用の在り方が議論される中、国際宇宙ステーションへの物資輸送システムとして、HTV (H- II Transfer Vehicle) が注目されている。特に、宇宙空間に曝露された非与圧環境下での物資輸送についてはニーズが高く、その能力を有するのは、スペースシャトル以外にはHTVのみである。その目的を達するための大開口部構造設計・検証は、難易度が高く、かつ興味深い内容である。厳しい重量軽減要求を満足しつつ、当該構造の開発を成功させたことによるプロジェクト玉成への貢献度は大きい。

1. はじめに

HTV(H- II Transfer Vehicle)は、H- II Bロケット(H- II Aの能力向上タイプ)で打ち上げられ、国際宇宙ステーションに物資(ペイロード)を補給するための宇宙機である。(独)宇宙航空研究開発機構(JAXA)の下で開発が進められており、当社は、全体システム取り纏めのほか、ペイロードを収納する与圧部/非与圧部、及び推力を発生する推進モジュールの設計・製造を進めている。

HTVは、4つのモジュールから構成される(図1)。与圧部/非与圧部は、輸送物資(ペイロード)を収納するためのモジュールである。与圧/非与圧ペイロードを合わせて、最大6トンの輸送能力を持つ。特に、非与圧部は、宇宙空間に曝露した状態でペイロードを輸送・廃棄するための“曝露パレット”を搭載するため、

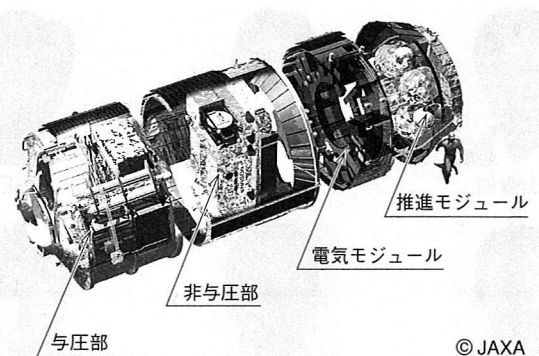


図1 HTV概要

“大開口部”を有する。電気モジュール、推進モジュールは、軌道間輸送機能を受け持つ部分であり、電装系及び推進系の構成品を搭載するための内部構造(二次構造)を有している。

本稿では、HTVの主構造(一次構造)に着目し、ベースとなる設計思想等を述べる。また、“大開口部”の設計・検証の内容について紹介する。

2. 主構造設計の考え方

2.1 荷重条件の設定

衛星構造体においては、通常、“打上げ時”荷重が設計評定となる。打上げ時における衛星の荷重条件は、CLA (Coupled Load Analysis) に基づいて設定される。CLAは、衛星側(HTV)と打上げ機体(ロケット)の数学モデルを柔結合し、打上げ時のロケット側外力を入力して、衛星側の過渡応答を出力する解析である。HTVにおいても、開発仕様(数学モデル仕様)の進捗に伴い、過去4回のCLAを実施している。

2.2 構造設計の考え方

HTV主構造は、基本的にセミモノコック(ストリング、スキン、フレームによる骨組み構造)である。

ストリングは、最も厳しい機体軸方向の圧縮力荷重を伝達させる働きを有しており、各モジュール間を通じて、周方向同一位相に配置している(HTVでは、基本的に周上48本の伝達経路となっている)。

スキンは、機体軸直角方向(横揺れ加速度)の荷重を受ける。ストリング、フレームに周囲を支持された

*1 名古屋誘導推進システム製作所誘導・電子機器技術部構造装備設計課

*2 技術本部長崎研究所強度研究室主席

*3 名古屋誘導推進システム製作所誘導・電子機器技術部宇宙システム設計課主席

板が、せん断応力に耐荷する形となるが、軽量化要求の厳しい宇宙機構造としての事情から、“弾性領域での座屈は許容する”設計となっている。座屈後のスキンは、“不完全張力場”を形成し、機軸直角方向の荷重に耐荷するが、永久変形（残留ひずみ）が生じてはならない。また、ストリングと結合されている部位の近傍（有効幅）領域は、機軸方向荷重の伝達にも寄与する。

フレームは、ストリング／スキンによる荷重伝達を円滑にするための剛性保持を主目的とした部材である。ストリング末端支持、スキン周辺境界支持に加えて、全体の機体剛性を保つために、適切な断面形状と配置が必要である。

3. 非与圧部開口部構造設計

非与圧部の一次構造はセミモノコックであるが、曝露パレットを引出／挿入するための大開口部を有している（図2）。当該開口部に起因して、周辺部位は、厳しい集中荷重に晒される。また、機体全体としての剛性（特に振り方向剛性）は極端に低下する。

以下では、主に強度上の課題に対する設計アプローチと、検討手法の概要について述べる（剛性低下に対する評価については、別の機会に論ずるものとする）。

3.1 補強仕様

開口部の両側には、一般部位のストリングの10倍以上に当たる強度／剛性を有する縦通材（ロンジロン）を配置した。また、その両脇の領域に配置されるスキンについては、一般部位の3倍以上の板厚とし、“いかなる座屈も許容しない”思想としている。さらに、開口部コーナー部位には、応力集中を緩和するための補強ブラケット（ガセット）を配置した。

3.2 強度評価（開口部）

(1) 基本手順

開口部強度評価の基本手順を図3（①～④）に示

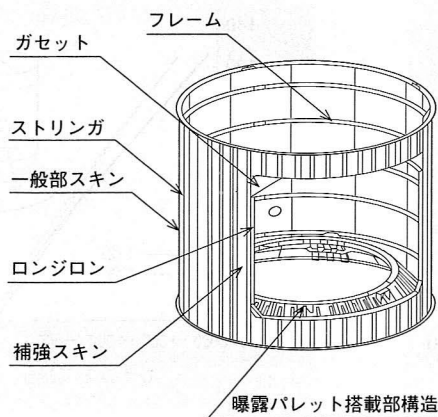


図2 非与圧部主構造概要

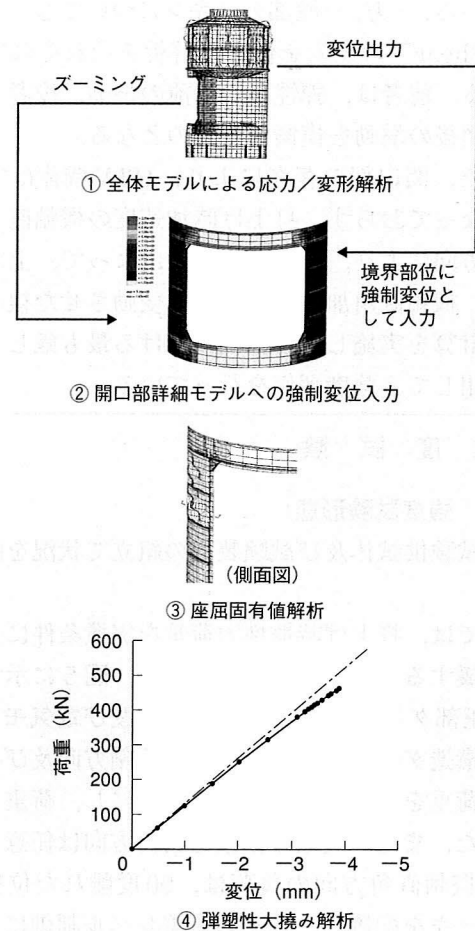


図3 開口部強度評価解析の基本手順

す。

- ① 打上げ時荷重（加速度）を荷重した全体モデル解析により、非与圧部開口部境界部位の変位を算出。
- ② ①で得られた開口部変位を、詳細ズームモデルに強制変位として入力し、応力分布を算出（本操作により、計算機能力の制約にとらわれることなく、開口部周辺構造に特化した詳細評価モデルを構築できる。以下に示す③、④の解析評価が可能になったのも、本作業によるモデルの最適化ゆえである）。
- ③ 上記②の数学モデルを基に、座屈固有値解析を実施。開口部周辺部位のストリング・スキンが、所定荷重に対して座屈しないことを確認。
- ④ 更に、大変形を模擬した解析（弾塑性大撓み解析：解析ツールはABAQUS）により、当該部位が極度な非線形変形を引き起こさないことを確認。

(2) 特記事項

“弾性座屈を許容する”ことを考慮し、スキン部分の数学モデル要素は、基本的に“Shear Panel”（軸方向剛性を有さない）としている。ただし、開口部周辺部位スキンは、“座屈させない”思想であるため、“Shell Panel”（軸方向剛性を有する）と

している。一方、一般部のスキンについても、“Shell”と“Shear”の要素を使った解析をそれぞれ実施している。前者は、弾性座屈以前の挙動、後者は、弾性座屈後の挙動を模擬したものとなる。

また、開口部の存在により、HTV機体は対称構造となっておらず、打上げ時加速度の機軸直角方向負荷方向により、挙動が変わる。よって、上記解析では、機軸直角加速度の方向を変動させた複数ケースの計算を実施し、各部位における最も厳しい荷重を適用して、強度評価を行っている。

4. 強度試験

4.1 強度試験形態

強度試験供試体及び試験装置の組立て状況を図4に示す。

試験では、打上げ時慣性力荷重を実機条件に近い分布で模擬する方が望ましい。そこで、図5に示すように、与圧部ダミー部、曝露パレット部及び電気モジュール二次構造ダミー部の3断面に、機軸方向及び機軸直角方向荷重を個別に負荷できるようにし、荷重分布を再現した。また、実際の慣性力負荷方向は任意となるため、機軸直角方向の負荷は、90度離れた位置に油圧ジャッキを配置し、各々の荷重レベル制御によるベクトル形成により、任意方向に負荷できるように設計した（実際の試験では、4方向の荷重負荷ケースを設定した）。

さらに、スキンの座屈挙動/残留変形を確認するため、4台のビデオカメラにより撮影を行い、画像解析によりスキンパネルの座屈挙動データの取得を行った。

4.2 試験結果

4つの試験ケースすべてにおいて、供試体は設定荷重条件（制限荷重/終極荷重）に耐荷し、構造設計の妥当性を確認できた。

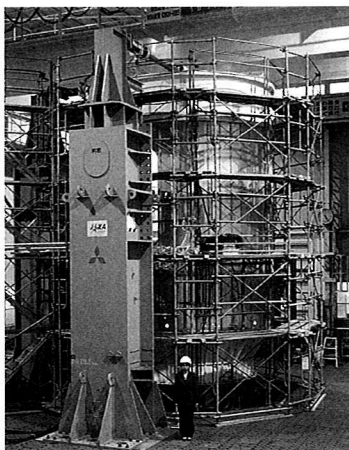


図4 主構造の強度試験概要

以下では、代表的な試験ケースとして、非与圧部開口部方向に機軸直角方向荷重を負荷した試験ケースの計測結果例を紹介する。なお、図中の縦軸は、負荷荷重(F)を評定荷重(FLMT)で無次元化している。

図6は、せん断応力が最大となる箇所のせん断方向ひずみと負荷荷重の関係である。F/FLMT = 50%で座屈が生じるが、スキンはせん断応力場を形成して荷重を分担するため不安定にはならず、最大負荷荷重まで安定し増加する。除荷時は、ほぼ同じ履歴でひずみは減少し、残留ひずみは生じていない。

図7は、開口部の補強材のひずみと負荷荷重の関係である。一般部スキンに座屈が生じるF/FLMT = 50%でひずみの増加が若干見られるが、その後はほぼ負荷荷重に比例して増加する。また、除荷後の残留

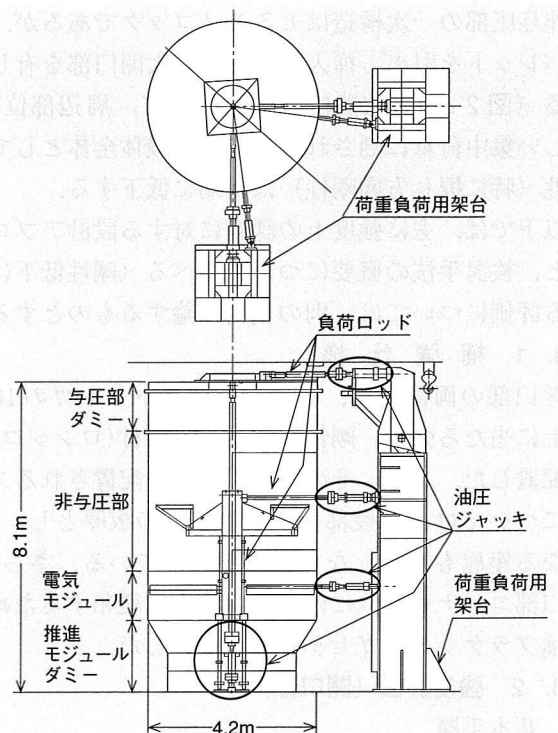


図5 供試体及び強度試験装置概要

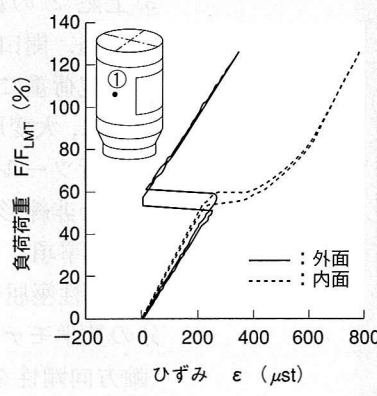


図6 負荷荷重とスキンパネルのひずみの関係

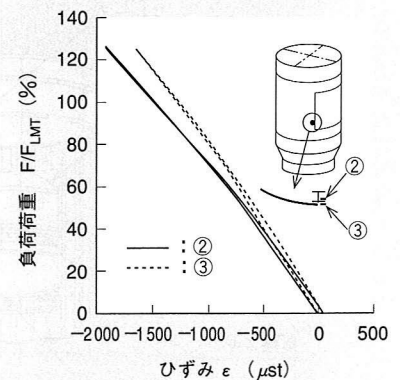


図7 負荷荷重と開口部補強材のひずみの関係

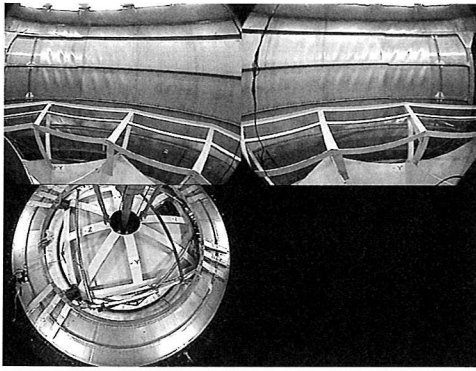


図8 スキンパネルの座屈発生状況

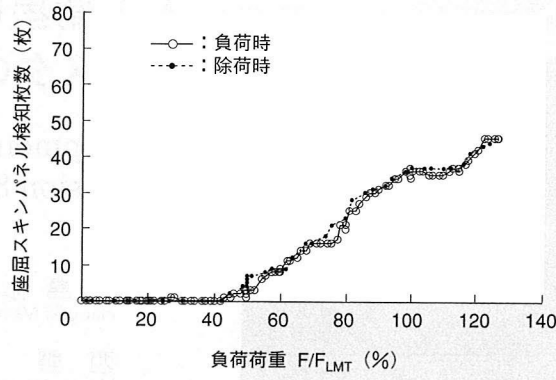


図9 負荷荷重とスキンパネルの座屈発生数の関係

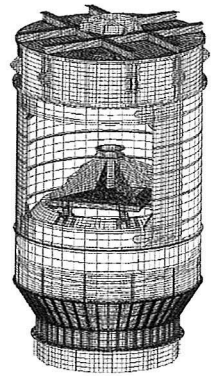


図10 解析モデル (試験体系)

ひずみも生じていない。

また、スキンパネルのビデオ撮影を行い（図8）、画像解析によりスキンパネルの座屈判定を行った。負荷荷重と判定されたスキンパネル数の関係を図9に示す。F/FLMT = 50 %から座屈パネル数が増加し、最大負荷時には45箇所判定された。除荷時も負荷時と同様の履歴となり、除荷後は全スキンパネルにおいて残留変形がないことを確認できた。

4. 3 強度解析（試験対応モデル）

上記の通り得られた試験結果に基づき、解析数学モデルの妥当性を検証する必要がある。そこで、試験結果と試験に対応した解析結果を比較した。

解析モデル概要を図10に示す。上述の通り、スキンパネルを“Shell”と“Shear”にした2種類のものを準備した。

4. 2項の試験ケースに対応した解析結果と試験結果の比較を図11に示す。本図は、負荷荷重と与圧部ダミーの機軸直角方向変位量の関係を示している。図中の実線は試験結果であり、破線及び1点破線はそれぞれ“Shell”要素及び“Shear”要素を用いた解析結果である。

試験結果では、F/FLMT = 50 %より変位量の増加に非線形性が見られ、その後はほぼ直線的に増加する。この剛性の低下は、前述したスキンパネルの座屈によるものである。解析結果と試験結果を比較すると低荷重領域では、Shell要素の解析結果に近く、スキンパネルに座屈が発生した後は、Shell要素とShear要素の解析結果の間になる。このことから、強度設計での解析モデルは十分な精度を有しており、安全側の評価が実施できていたことが確認できた。

なお、図11では、除荷後に1 mm程度の残留変位が生じているように見えるが、これは供試体下端固定位置から約8 000 mm位置での変位量であり、角度に換算すると十分に微小である。各モジュール間はファスナ結合されているため、その間の微小なずれ量が積

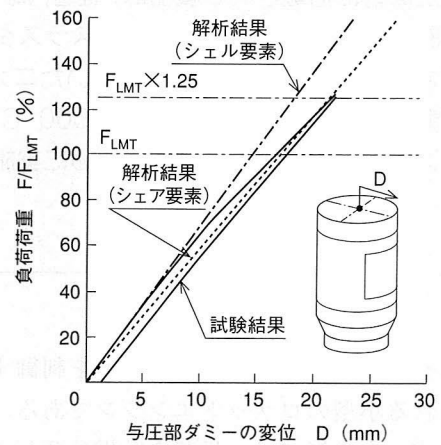


図11 負荷荷重と与圧部ダミー上端変位量の関係

分されて生じたものと考えられる。

5. ま と め

国内宇宙機開発史上、主構造体がこのような大きな開口部を有し、かつ“蓋無し”でフライトに供される例は皆無であり、技術的にチャレンジングな開発を遂行することができた。その結果、HTVは非与圧ペイロード搭載能力を有し、スペースシャトルに替わる有力な軌道上補給システムとなり得るに至った。



河野秀文



久野敦史



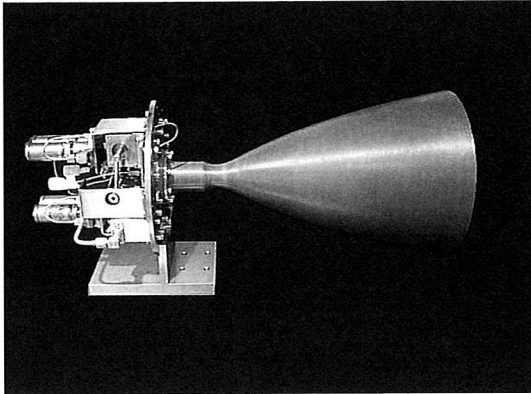
中村敏夫



三木陽一郎

人工衛星軌道姿勢制御用セラミック スラスタの開発

Development of Ceramic Thruster for Space Propulsion System



三島 弘行*1
Hiroyuki Mishima

森島 克成*1
Katsushige Morishima

野中 吉紀*2
Yoshinori Nonaka

西野 宏*3
Hiroshi Nishino

澤井 秀次郎*4
Shujiro Sawai

人工衛星に搭載される機器は、軽量、高性能かつ信頼性が高いことが求められる。特に人工衛星の軌道・姿勢制御用スラスタにおいては、スラスタ性能を向上させることで、衛星の軽量化に大きく貢献することができる。そこで、従来使用していたニオブ系耐熱合金（耐熱温度1300℃程度）を、より高性能な窒化珪素セラミックス（耐熱温度1500℃）に変更することで、スラスタ性能の向上を図った。試作したスラスタで、実用性を評価するために実施した燃焼試験、振動試験等の結果を報告する。

1. はじめに

スラスタは、人工衛星の軌道や姿勢を制御するために使用される小型のロケットエンジンである。現在の人工衛星等の宇宙機では、推進剤を触媒分解して高温・高圧のガスを発生させて推力を得る一液スラスタと、燃料と酸化剤を混合し、燃焼ガスを噴射して推力を得る二液スラスタが使用される。

一方、人工衛星に搭載される機器は、軽量、高性能かつ信頼性が高いことが求められる。特に人工衛星の軌道・姿勢制御用スラスタでは、衛星の軽量化に大きく貢献することができるので、スラスタ性能が少しでも高いことが要望される。

二液スラスタは、一液スラスタと比較して高性能であるが、2000℃を越える燃焼ガスに耐える特殊な耐熱合金が必要となる。

従来の二液スラスタでは、ニオブ系耐熱合金が使用されていたが、耐熱温度が1300℃程度であり、また耐酸化コーティングが必要であることから、性能・信頼性の面で大きな制約があった。そこで、耐熱温度のポテンシャルが大きいセラミック系材料に注目し、数種類のセラミックスについて検討した結果、耐熱温度1500℃で高強度・高靱性の構造用セラミックスである窒化珪素系セラミックスが燃焼器材料として有望であることが分かった。

本報では、セラミックスラスタに不可欠な技術と、試作した20N及び500N二液スラスタの燃焼試験、振動試験等の結果について報告する。

2. セラミックスラスタの概要

2.1 スラスタの概要

図1に20N二液スラスタの構成を示す。スラスタは、推進剤の供給を制御する推進弁、推進剤を混合・燃焼させる噴射器、推進剤が燃焼する燃焼器の3つの部分からなる。

二液スラスタでは、自着火性を持ち常温で長期保存が可能であることから、燃料としてヒドラジン (N_2H_4) あるいはモノメチルヒドラジン ($N_2H_3CH_3$) を、酸化剤として四酸化二窒素 (N_2O_4) が使用される。この組み合わせでの燃焼ガスの温度は2000℃を越えるので、燃焼器は耐熱性が高いことが求められる。従来のスラスタでは、耐熱温度約1300℃のニオブ合金 (C-103) が使用されてきた。ニオブ合金は、融点が2350℃と高く高温での強度低下が少ないという長所を持つが、酸化に弱いため、耐酸化コーティングが必要であった。このコーティングの耐熱性が材料の寿命を制限し、性能・信頼性の面で大きな制約があるだけ

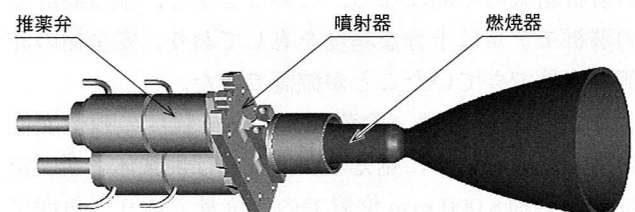


図1 スラスタ構成 スラスタのイメージと主要構成部品を示す。

*1 長崎造船所特殊機械部宇宙機器設計課

*2 技術本部長崎研究所強度研究室

*3 技術本部長崎研究所振動研究室主席 工博

*4 (独) 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部助教授 工博

でなく、製造の面でも工程が複雑化するなど不利な面があった。

2.2 窒化珪素セラミックスの特性

燃焼器材料に対する厳しい耐熱性を満たす材料として、耐熱温度のポテンシャルが大きいセラミック系材料に注目し、数種類のセラミックスについて検討を行った。その結果、耐熱温度はセラミックス系材料のなかではそれほど高くはないが、強度・靱性が高い窒化珪素（京セラ（株）製SN282）を燃焼器材料として選定した。主要な物性について、従来使用してきたニオブ合金（C-103）と比較した結果を表1に示す。スラスタの燃焼器材料としてみた場合、高い耐熱温度と高温での強度低下が小さい窒化珪素は非常に優れているといえる。また、大きな熱伝導率は、熱衝撃に対する耐性が強い材料であることを示している。このように窒化珪素は、ニオブ合金と同等以上の性能を持つことが分かる。

3. セラミックスラスタの設計・製造技術

3.1 強度設計

セラミックスのような脆性材料は、強度の体積依存性（大型の部品ほど低強度になる）等の特徴的な性質を持つので、金属などの延性材料と違い破壊確率を考慮した強度設計が必要となる。

表1 窒化珪素とニオブ合金（C-103）の特性

	窒化珪素 Si ₃ N ₄ (SN 282)	ニオブ合金 (C-103)
密度 (kg/m ³)	3 400	8 870
曲げ強度 (常温) (MPa)	634	640
曲げ強度 (高温) (MPa)	366 (1 500℃)	76 (1 370℃)
熱伝導率 (W/m・K)	64.0	41.9
耐熱温度 (℃)	1 500	1 300
コーティングの有無	不要	必要

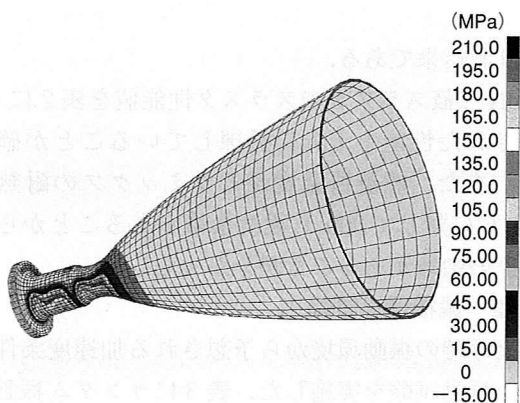


図2 打上げ環境における強度解析結果 打上げ時の振動による応力分布を示す。

セラミックスラスタの設計にあたって、打上げ時の振動荷重と燃焼時の熱応力に対して、ワイブル統計に基づく強度評価を行った¹⁾。

打上げ時の振動環境から予想される加速度条件を負荷した場合の三次元応力解析結果を図2に示す。燃焼器付根とスロート部分に、高い曲げ応力が発生しているが、形状を工夫することで発生応力を200 MPa程度に抑え、破壊確率は十分低く保たれている。

120秒間の連続燃焼時の応力の時間履歴計算結果を図3に示す。熱応力は燃焼時間とともに増加し、燃焼開始後120秒時に最大となるが、当初懸念されていた熱衝撃は、窒化珪素の高い熱伝導率により生じないことが分かった。

3.2 接合技術

セラミックスと金属を接合するには、ファスナによって機械的に結合する方法が一般的であるが、セラミックス材料に穴を開けることは強度上望ましくなく、またフランジをつけると質量が増加することになる。

そこで、窒化珪素セラミックスと線膨張率が近いニオブ合金とのろう付け試験を実施した。ろう付け試験片を図4に示す。高温での強度試験の結果、約750℃までろう付け強度が保持できることが確認できた。この接合手法は、軽量化の要求が厳しい20N二液スラスタの燃焼器（SN282製）とインジェクタ（チタン合金製）間の接合に適用した。

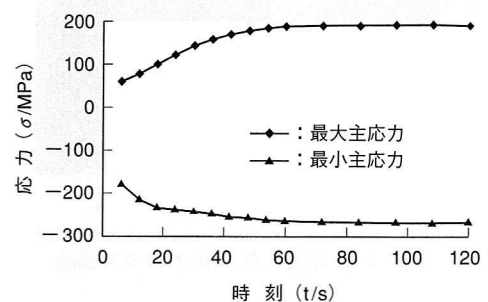


図3 燃焼時の強度解析結果 120秒燃焼における応力の時間履歴を示す。

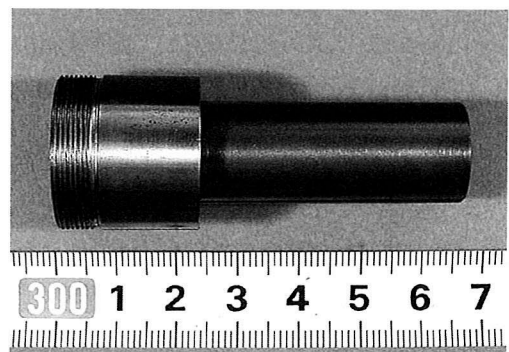


図4 ろう付け試験片 セラミックス(SN282)とニオブ合金のろう付け状況を示す。



図5 20N二液スラスタ燃焼器 全長約130 mm, 最大径60 mm.

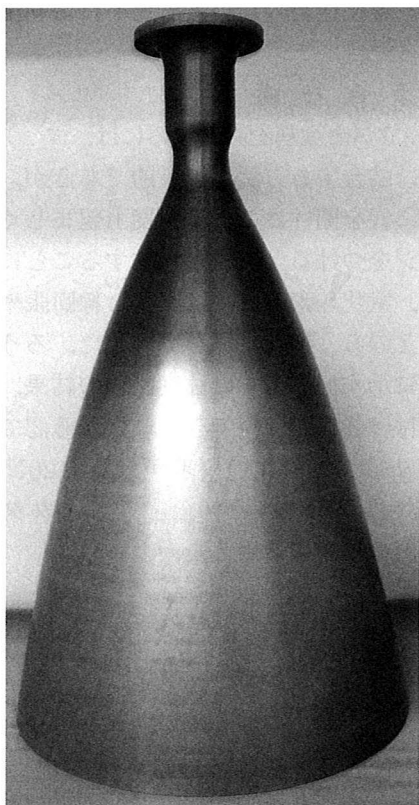


図6 500N二液スラスタ燃焼器
全長約465 mm, 最大径280 mm
の世界最大級のセラミックス部品.

3.3 試作スラスタ

試作した20N二液スラスタの燃焼器を図5に、500N二液スラスタの燃焼器を図6に示す。

500N二液スラスタの燃焼器は、長さ約465 mm、出口直径280 mmとセラミックス部品としては世界最大級のサイズである。

4. 実証試験

4.1 燃焼試験

燃焼試験は、宇宙空間での使用を模擬し低圧チャンバ内で実施した。図7にチャンバ内にセットしたスラスタを、図8に燃焼中の20N二液スラスタを示す。図8の右下の図はサーモグラフィ装置による燃焼中の

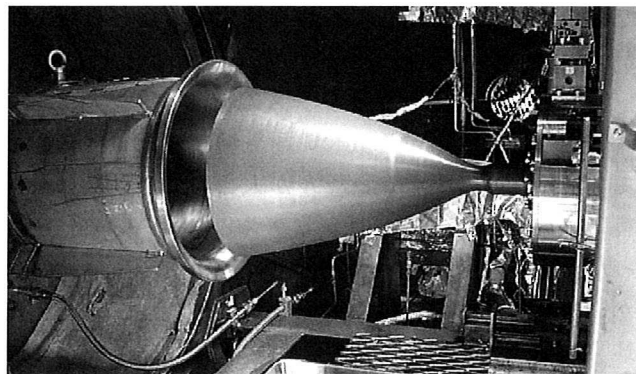


図7 燃焼試験セットアップ状況 低圧チャンバ室内にセットアップされた500Nセラミックスラスタ.

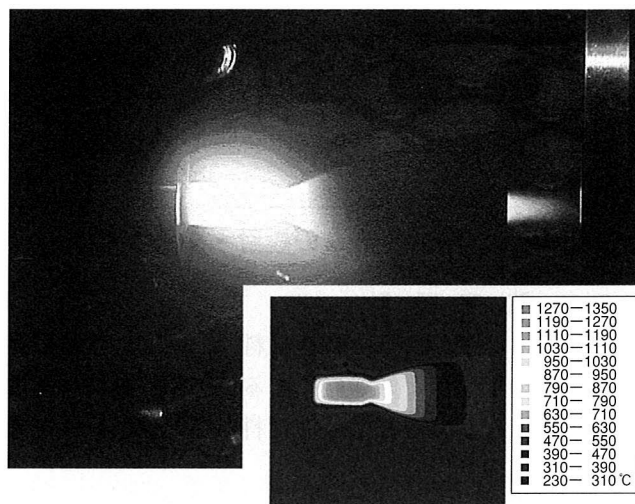


図8 燃焼中の20N二液スラスタ 図の右下はサーモグラフィ装置による温度計測結果.

表2 燃焼試験結果
(500Nセラミックスラスタ)

	計画値	試験結果
燃焼圧 (MPa)	0.70	0.72
O/F	0.80	0.78
推力 ^{※1} (N)	500	533
比推力 ^{※1} (s)	310	319
燃焼器温度 (°C)	1 250	1 180

※1: 開口比150と仮定した値

温度計測結果である。

500N二液スラスタのスラスタ性能値を表2に示す。予定された性能を十分に発揮していることが確認できた。また、燃焼器温度がセラミックスの耐熱温度1500°Cに対して300°C程度余裕があることから、性能向上の余地があることが分かった。

4.2 機械環境試験

打上げ時の振動環境から予想される加速度条件を負荷した振動試験を実施した。表3にランダム振動の加振条件を、図9に振動試験の実施状況を示す。縦軸方向及び横軸方向のランダム振動試験、低周波衝撃試験

表3 ランダム振動試験条件

印加時間	水平方向		垂直方向	
	45 s		45 s	
加振レベル	周波数 (Hz)	PSD (G ² /Hz)	周波数 (Hz)	PSD (G ² /Hz)
	20	0.040	20	0.180
	40	0.010	48	0.180
	120	0.010	70	0.810
	300	0.114	80	0.810
	360	0.114	160	0.051
	600	0.029	1 250	0.051
	2 000	0.029	2 000	0.020
8.51 Grms		11.02 Grms		

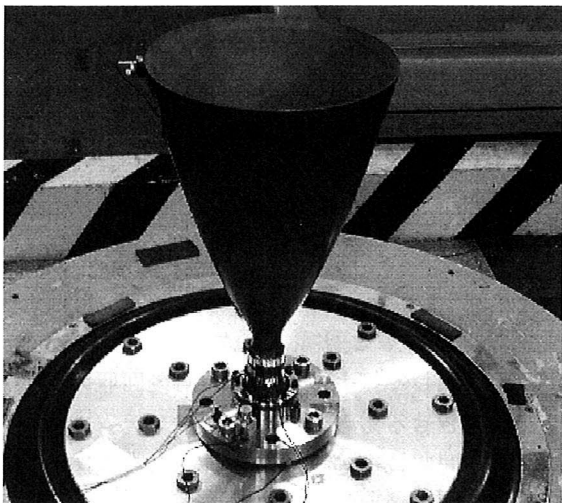


図9 振動試験セットアップ状態 加振機上に固定された500Nセラミックスラスタ。

を実施した結果、ほぼ予想通りの応力発生であり、供試体の損傷等もなく、強度的に問題ないことが確認された。

4.3 耐衝撃性試験

宇宙空間で使用する場合、スペースデブリの衝突を無視することはできない。特にセラミックスのような脆性材料においては、スペースデブリとの衝突による衝撃で、構造体全体が破壊しないことを確認する必要がある。

そこで、ノズル先端部の厚さを模擬した試験片に直径0.3 mmのガラス粒を4.0 km/sで衝突させる実験を実施した。これは、惑星間空間で宇宙機に衝突する可能性がある速度約20 km/s、直径0.1 mmのメテオロイドとの衝突をエネルギー的に模擬した条件である。図10に示すように衝突によってクレータが発生するが、試験片自体は破壊せず、スペースデブリ衝突に対して一定の強度を持つことが確認できた。

5. ま と め

高強度・高韌性が特徴である窒化珪素セラミックス

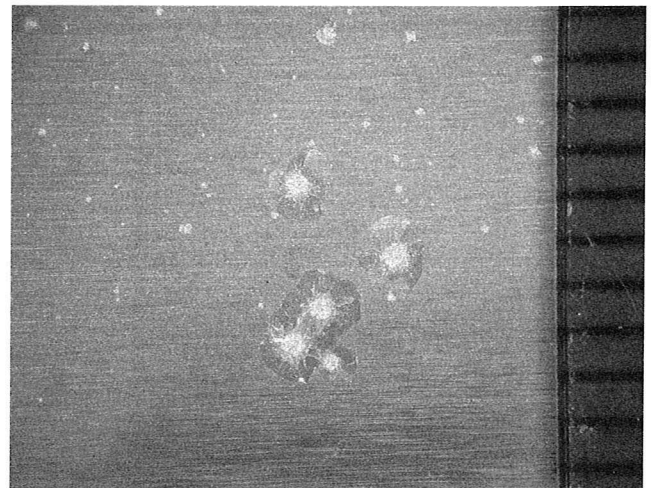


図10 対衝撃性試験片 直径0.3mmのガラス球衝突後のクレータを示す。

を使用した二液スラスタを試作し、燃焼試験、振動試験等を実施し、セラミックスラスタが実用化に十分な性能を持つことが確認できた。

今後、燃焼器温度に余裕があることが燃焼試験の結果判明したので、インジェクタの最適化を行いスラスタ性能の向上を図るとともに、実機搭載に向けた品質確認試験を実施する予定である。

終わりに、セラミックスラスタの開発全般にわたり、多くのご指導を受けた(独)宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部の上杉教授、佐藤助教授を初めとする関係各位、及び基礎データの提供、製造に関するご支援を頂いた京セラ(株)の関係各位に深く感謝の意を表します。

参 考 文 献

- (1) 野中吉紀ほか、衛星用セラミックスラスタ-セラミック部品の高信頼性設計、まてりあ、第44巻第7号(2005) p.565
- (2) Sawai, Shujiro et al., Development of Ceramic Based 500 N Class Bipropellant Thruster, 56th IAC, IAC-05-C4.3.01 (2005)



三島弘行



森島克成



野中吉紀



西野宏



澤井秀次郎

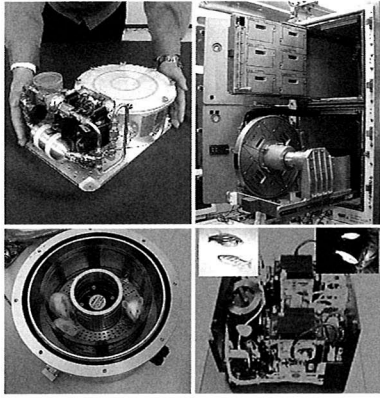
宇宙用ライフサイエンス実験装置の開発

Development of Life Science Experiment Equipment for Space

松本 浩明*1
Hiroaki Matsumoto

粟屋 伊智郎*2
Ichiro Awaya

内田 智子*3
Satoko Uchida



1992年のスペースシャトル搭載実験以来、当社は(独)宇宙航空研究開発機構と数々の宇宙用ライフサイエンス実験装置を開発してきた。今回は宇宙ステーション JEM 搭載用細胞培養装置及び水棲生物実験装置の開発状況を紹介しますとともに、このライフサイエンス技術をベースに将来の有人宇宙開発に向けて社内研究中の回収カプセル型生物実験システムについても報告する。これら宇宙実験機器は将来の有人宇宙開発に必要な技術も含んでおり、本稿を通じその技術開発に関する当社の取組みについて理解を深めて頂ければと思う。

1. はじめに

日本でスペースシャトルを用いた本格的な宇宙実験が開始されてから約15年がたつ。その間、当社では主にライフサイエンス系の実験装置の開発に取り組んできた。この中で水棲生物実験装置は、1992年の第一次材料実験 FMPT (First Material Processing Test) 以来日本の得意とする実験装置として継続的に開発を行ってきており、技術的にも海外の宇宙機関から高い評価を受けている。JEM 搭載用として今回紹介する水棲生物実験装置は、特徴として最長3ヶ月の長期飼育を可能としている。技術的課題についてはほぼ目処がたっており、2006年頃からの装置開発着手を目指す。

また細胞培養装置は、温度・湿度・CO₂濃度をコントロールできる庫内に回転するターンテーブルを設け、そこに供試体を設置することで軌道上で1 Gと μ G環境の比較対象実験を可能とした世界初の装置である。本装置は2002年3月に(独)宇宙航空研究開発機構(以下“JAXA”と称す)に納入し、現在打上げに向けた最終調整作業を実施中である。2007年夏期に打上げ予定であり、打上げ後3年間の軌道上実験を計画している。

また、これらライフサイエンス技術をベースに社内研究として将来の有人宇宙開発を睨んだ準備実験として回収カプセル型生物実験システムの開発に着手している。本システムは哺乳類(マウス)飼育実験装置を

内蔵した小型衛星をH-IIAロケットのピギーバックエリアに搭載して打上げ、軌道周回後回収カプセルにて地上帰還させるものである。本システムでは、生命維持技術と回収技術等、将来の日本の有人宇宙開発に必須な基礎技術の取得が期待できる。

これら3装置の開発状況について以下に紹介する。

なお、細胞培養装置及び水棲生物実験装置はJAXAからの委託・研究開発にて開発したものであり、回収カプセル型生物実験システムは社内研究として研究中のものである。

2. 実験装置の開発

2.1 細胞培養装置

(1) システム概要：細胞培養装置(CBEF: Cell Biology Experiment Facility)は、国際宇宙ステーションのJEM内部に搭載され、宇宙に生物が長期間曝された場合、その遺伝子、形状に無重力あるいは宇宙放射線というファクターがどう影響するのかを細胞レベルで研究するために開発された装置である。本装置は図1に示すように、細胞を培養するインキュベータ部と培養環境を制御する制御装置から構成されている。

宇宙実験用装置としての特徴として、微小重力環境下での μ G実験部と遠心力を利用して擬似重力環境を発生する1 G実験部を設けたことが挙げられる。これにより、軌道上での対照実験が並行して実施できるように配慮されている。装置の主要機能、

*1 神戸造船所新製品・宇宙部宇宙機器設計課長

*2 神戸造船所新製品・宇宙部宇宙機器設計課主席 工博

*3 神戸造船所新製品・宇宙部宇宙機器設計課主席

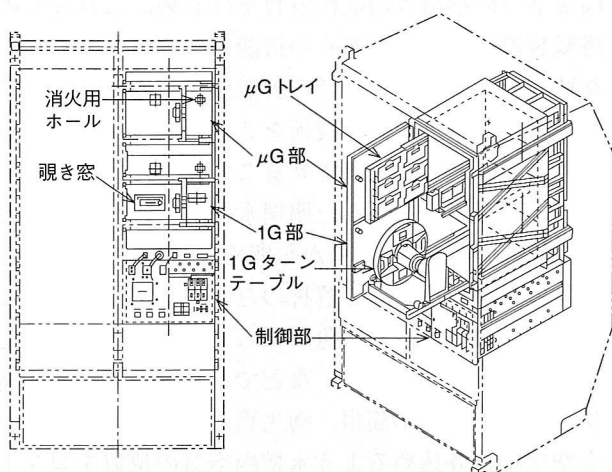


図1 細胞培養装置外略図 細胞培養装置の構成機器の概要を示す。

性能は以下の通りである。

●実験環境制御機能

温度：15～40 ± 1℃ (供試体発熱が無い時)

湿度：最大80 ± 10 %RH

炭酸ガス濃度：0～10 %Vol.

1 G部重力：0.1～2 G (回転数20～140回転)

●供試体の搭載

実験供試体部分はキャニスタと称されるアルミ製筐体に収納され、インキュベータ部のμGトレイ、1Gターンテーブルに搭載される。この状態でキャニスタを介してコネクタ接続され、電力や信号等の授受を行う。インキュベータ実験部庫内へ供試体(キャニスタ)を搭載した状態を図2に示す。

(2) 技術開発：装置の機能としては、市販のインキュベータに相当するものであるが、有人の宇宙環境利用実験に使用するため、以下の点について技術開発を行った。

●インキュベータ庫内の培養環境維持

限られたスペース内で効率的な実験が行えるよう、発熱のある供試体からの排熱性向上のため、解析プログラムを用いて、送風ガイドの吹き出し位置やそれぞれの吹き出し位置での送風量分量の最適化を行った。また、特に高発熱時の対応として、攪拌ファンを併用して、温度分布の発生を抑えるように配慮している。

●発生加速度の低減

装置作動時に発生する加速度のレベルによっては、装置のみならず、JEM内の微小重力実験環境も乱してしまう恐れがある。そのため、装置に搭載するモータ等の機器は加速度発生が少ないタイプを選択、使用している。特に、環境制限の厳

しい低周波加速度が発生する人工重力発生機については、部品レベル、組立レベルでの公差管理を徹底するとともに、組立後のマスマバランス調整を行うことにより発生加速度の低減を図った。さらに、搭載する供試体についても事前に地上でバランス調整、確認が行えるように専用の支援装置を準備している。

●安全性対応

実験装置には、NASAの有人プログラムに対応した材料の制限(腐食、可燃性、オフガス、抗菌性)や運用時クルーに対して危害を及ぼさない安全性が要求されている。これらについては、装置設計時点から製作、検証に至るまで3段階の審査を受けており、特に本装置の場合では、搭載機器の一部は不燃材料で構成することができなかったため、インキュベータの構体(複合材)に電磁干渉低減を兼ねた金網を組み込むことにより不燃化して対応している。

(3) 装置の搭載計画：細胞培養装置単独では実験要求に合致した実験が行えないため、装置搭載用ラック(SAIBOラック)にクリーンベンチ(CB)とともにラックに組み込まれて搭載される。ラック搭載状態を図3に示す(向かって右側がCBEF、左側がCBである)。

なお、CBは実験試料の準備、調整、観察、取り出し固定等は無菌環境下で行う、グローブボックス型の装置である。

(4) 今後の予定：装置はラック組立レベルまでの地上開発試験作業を終え、今後の米国整備作業、軌道上運用に備えた装置点検、整備作業に着手している。

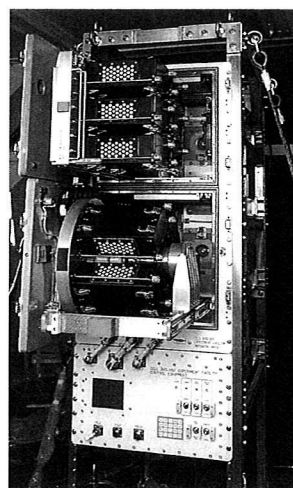


図2 細胞培養装置フライト品 細胞培養装置フライト品に収納された供試体を示す。

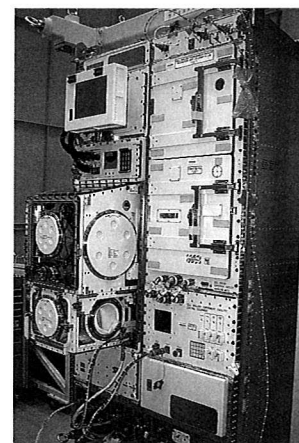


図3 細胞培養装置ラックへの搭載状況 細胞培養装置の宇宙ステーションラックへの搭載状況を示す。手前が細胞培養装置、向こう側がクリーンベンチを示す。

2.2 水棲生物実験装置

- (1) システム概要：国際宇宙ステーション搭載用水棲生物実験装置 AQH (Aquatic Habitat) は、魚類と両生類を対象生物とし、世代時間が2～3ヶ月と短い小型魚類、メダカとゼブラフィッシュについては3世代の継代飼育が行えること、両生類であるアフリカツメガエルについては幼生から変態期を含む飼育が行えることを目標とした装置である。装置構想図を図4に、基本仕様を表1に示す。
- (2) 技術開発状況：宇宙で水棲生物を飼育するための基盤技術として、完全閉鎖型の飼育循環システムの構築、生物から排泄される有毒なアンモニアを毒性の少ない硝酸に変換するための硝化菌による水質維持技術は、スペースシャトル搭載用装置の開発をとおしてすでに確立されていたが、本装置では宇宙

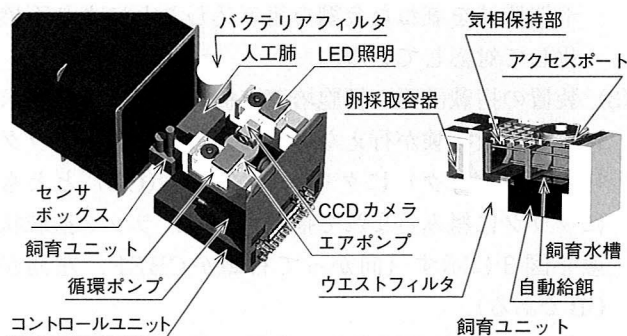


図4 水棲生物実験装置 (AQH) 構想図 宇宙ステーション JEM 搭載用水棲生物実験装置の構想図。

表1 水棲生物実験装置基本仕様

項目	仕様
実験期間	最大90日間
飼育水循環系	1 飼育水循環系, 2 飼育水槽/装置
飼育水総保水量	3～4L/装置
飼育水槽	内寸法: 15 cm (W) × 7 cm (D) × 7 cm (H) 内容積: 飼育水 600 ml + 気相 100 ml 気液界面: 気相保持部により水槽上部に固定
飼育環境制御	飼育水温度: 20～30℃, ±0.5℃ 飼育水流量: 0～0.5L/min, ±0.05/min O ₂ 供給 CO ₂ 除去: 人工肺によるガス交換 水質維持: 硝化菌によるアンモニア, 亜硝酸処理 飼育水交換: 硝酸蓄積時の飼育水交換可能 老廃物除去: 濾布による捕捉, 活性炭による吸着
昼夜照明	白色 LED (400～700 nm) 最大1500 Lux (水槽底部) 任意の昼夜サイクル設定可能
自動給餌	粉餌を封入した給餌カセットによる幼生から成体までの自動給餌 最大50 mg × 300回/給餌カセット 生物種, 成長にあわせて給餌量のプログラム可能
生物の採取	水槽部アクセスポートからの水槽内生物の採取可能 採取生物は附属器具により化学固定・凍結などが可能
画像モニタ	装置内蔵 CCD カメラによる観察 赤外光 (850 nm) による暗視観察 顕微鏡カメラによる胚発生観察 (装置外部)
データモニタ	飼育水温度, 流量, 圧力, 溶存酸素濃度, pH
コマンド	飼育水温度, 流量, 照明強度, 昼夜サイクル, 給餌時間, 装置内蔵 CCD カメラ操作

環境下での小型魚類継代飼育をはじめ、これまでの搭載装置になかった多くの機能が必要とされた。主な技術課題は、これまでの装置開発で蓄積された完全閉鎖系での魚類飼育技術を3ヶ月の長期間に対応できるものとして発展させること、また、これまでに達成されていなかった閉鎖水槽内生物へのアクセス、すなわち、閉鎖水槽から卵や飼育生物を採取し、世代の分離や地上での解析のための処置ができること、孵化後の稚魚が成魚となるまで自動で成長に応じた給餌ができること、などである。さらに、胚発生過程の高倍率観察、両生類が微小重力環境下でも空気を取り込めるよう水槽内空気的位置をコントロールする機構も必要とされた。

図4に示すように、装置は1閉鎖循環系に2式の飼育ユニットを有する。飼育水循環系は基本的にこれまでのスペースシャトル搭載用装置と同様の構成であり、ガス交換を行う人工肺、水質を維持する細菌アフィルタ、熱交換器などが組み込まれているが、飼育期間が長期となるため、詰りが予想されるウエストフィルタと人工肺は軌道上で交換可能とし、また飼育水 pH と溶存酸素濃度をセンサ組み込みによりモニタ可能としている。飼育ユニットはこれまでの装置と大きく異なり、飼育水槽内に小型魚類の長期継代飼育のための機能として自動給餌機構、水槽内生物採取のためのアクセスポート、卵採取機能、また両生類飼育に必要な気相保持部などを持つ。自動給餌機構は飼育水槽の底に設置されており、稚魚から成魚まで成長に応じてプログラムされた1回分ずつの粉餌を水中で給餌することができる。メダカ成魚への給餌状況を図5に示す。また、図6に示すように、生物採取の際にも水がこぼれないよう、アクセスポートには特殊な形状のシートを取り付けている。飼育水槽の上部には気相保持部を設け、微小重力下でも地上と同様の水面を維持することにより、両生類の空気呼吸を可能としている。図7に気相保持部による水面維持を航空機実験によるパラボリックフライトで検証した結果を示す。また、水槽出口側には水槽内で産卵された卵を水流で流すことにより採取する卵採取容器が設置できる。さらに、装置内部には小型 CCD カメラ1式を組み込み、水槽内生物の挙動を常時観察可能とした。飼育水槽上面には昼夜照明のための白色 LED を設置し、暗時には赤外 LED に切り替えることにより暗視観察も可能である。

これら新規技術の開発には平成12年度より着手しており、飼育系要素試作モデルによる機能確認も含め、技術検討はその大部分を終了した。飼育系要

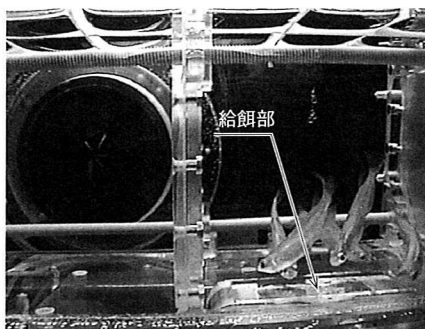


図5 メダカ成魚への自動給餌
メダカが底部の自動給餌機構から提供される餌を食べているところ。

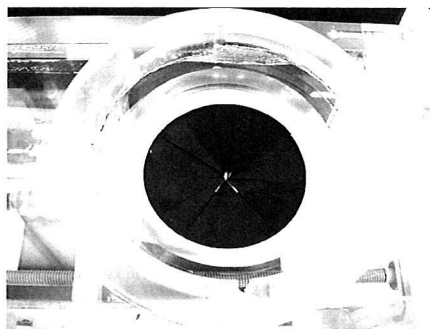


図6 試料採取のためのアクセスポート
手前の黒い部分に切り欠きが見えるところがアクセスポート。

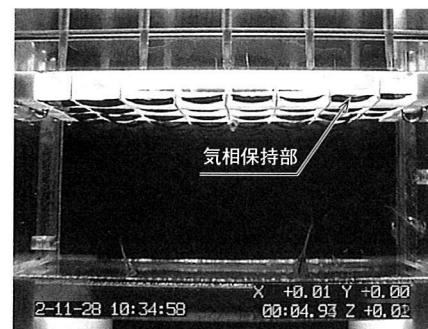
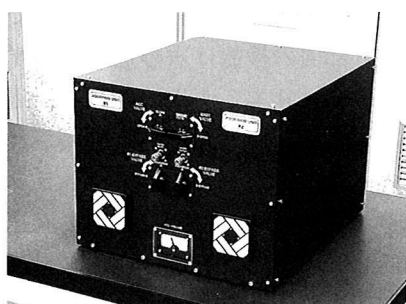
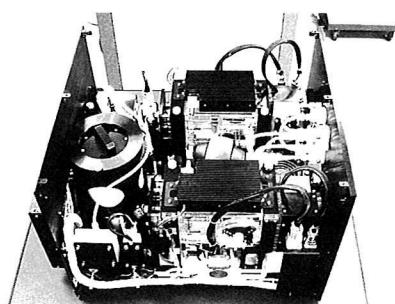


図7 気相保持部 航空機実験による微小重力下での気相保持の検証。



(a)



(b)

図8 飼育系要素試作モデル (a) が要素試作装置の全体外観、(b) が内部機器配置状況。

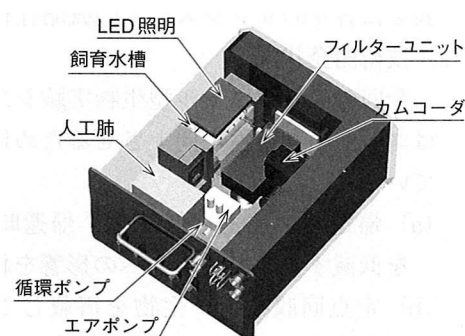


図9 中型装置構想図
スペースシャトルあるいはステーション搭載用中型装置。

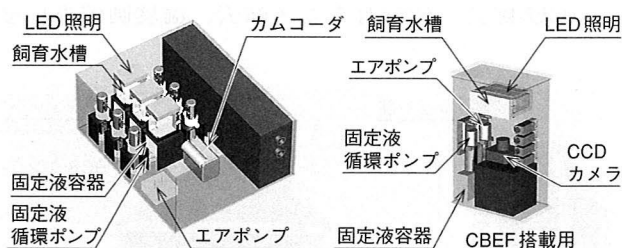


図10 小型装置構想図(化学固定用) CBEFあるいはソユーズ、フリーフライヤー等搭載用小型装置。

素試作モデルを図8に示す。

(3) 早期実験機会への対応：国際宇宙ステーション搭載用の実験装置は、JEM内実験ラックへの搭載が想定された大型装置であるが、宇宙利用実験の機会が得難いものとなっている背景を受け、JEMのみでなく、ロシアサービスモジュール、ソユーズ、無人のフリーフライヤーなど様々な搭載機会に対応可能な中型装置、小型装置についても検討を行った。中型装置の構想図を図9に、小型装置の構想図を図10に示す。中型装置は、水槽数を1式とした約半分の規模の装置であるが、大型装置とほぼ同等の機能を持ち、長期の有人飛行の場合には小型魚類の継代飼育も可能となる。小型装置では飼育機能が簡略化されるため、搭載試料や実験期間は限定されるが、自動操作による生物試料の化学固定機能を持たせることにより無人実験にも対応可能としている。また、さらに小型となるが、細胞培養装置への搭載も視野に入れ、機動性の高い柔軟な運用が可能な装置として検討を行っている。

(4) 今後の予定：国際宇宙ステーション搭載用装置は、2006年頃の開発着手、2010年からの本格稼働を目標に、新たな課題となったスペースシャトル退役後の試料輸送方法を含めて検討を進めている。さらに、宇宙ステーションに先立つ早期実験機会を目

指した小型装置の検討も並行して実施しており、新たなフェーズの水棲生物宇宙実験を開始するための準備は着々と進んでいる。

2.3 回収カプセル型生物実験システム

(1) システム概要：回収カプセル型生物実験システムは、現状米国主導のもと国際協力が開発が進んでいる宇宙ステーションとは異なり、H-IIAロケットのピギーバックエリアに搭載することで、日本独自で簡易にサンプルの打ち上げから回収までの生物実験ができることを特徴としている。特に生物として医学研究に多く用いられる哺乳類(マウス)を搭載し、宇宙実験を行うことで、将来の有人宇宙開発に有効な医学関連データの取得を行う。また、微小重力環境にマウスを晒すことにより自然発症型の病態マウ

スが作製でき、これに薬を投じることでその効果を
 確認する薬効検定システムとしての適応が期待で
 ける。さらに本実験を行うことで、システム的には
 生命維持技術と回収技術の取得が期待できる。本シ
 ステムは、帰還モジュールと軌道上モジュールに分
 類される。軌道上モジュールは主に電源、通信系な
 ど軌道上のみで必要なものを搭載している。帰還モ
 ジュールとは回収カプセルそのものを指し、バス部
 とミッション部から構成され、各々にサブシステム
 を有する。カプセル全体のサイズ、現状質量は、図
 11に示す通りであり、H-IIAロケットのピギーバ
 ックエリアに搭載可能なサイズを目指している。また
 表2に各々のサブシステムの概略仕様を示す。

(2) 技術開発状況

今回の回収カプセル型生物実験システムの開発で
 はユーザの利便性を向上させるため以下を目標とし
 ている。

- (a) 帰還時の加速度低減化：帰還時の加速度環境
 を低減することで生物への影響を緩和する。
- (b) 定点回収技術：生物を搭載していることで帰
 還後すぐに生物にアクセスできるよう定点着地を
 実現する。
- (c) 生命維持技術：生物搭載により生物飼育環境
 (CO₂除去、微量有害ガス除去、温度制御等)を

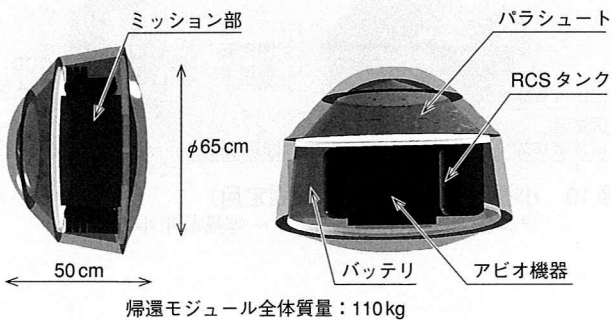


図11 回収カプセル型生物実験システム概要 システ
 ム全体の形状、サイズ、質量を示す。

表2 主要構成機器

バス部		ミッション部	
系統	ベースライン	系統	仕様
構造	アルミ	生物実験装置	
熱防護	アブレータ	飼育システム	機械式自動給餌, 機 械式自動給水, 気流 による糞尿処理装置
熱制御	蓄熱材	環境制御 システム	O ₂ 濃度制御, CO ₂ 吸 着, 温湿度制御, アン モニア吸着 (TBD)
軌道変換	固体モータ	実験システム	CCDカメラ, 市販バイ オテレメトリーシ ステムの宇宙用改修
姿勢制御装置	GN2スラスタ		
減速・回収	パラシュート		
誘導制御	再突入誘導		
電装	バッテリー		
通信データ処理	ダウンリンク		

一定に維持する。

- (d) レイトアクセス, アーリアアクセス：生物のハ
 ンドリング上, 打上げ直前での生物試料の搭載,
 及び帰還後速やかに生物を取り出せるシステム。

今後これらの開発目標を本研究開発の中で具現化
 していく予定であるが、本稿ではこの中で特に生命
 維持技術に関するミッション部について、その取り
 組み状況を以下に示す。

ミッション部要素研究：飼育部と環境制御部等か
 ら構成されるミッション部を試作した。試作モデル
 の形状・サイズ・質量は図12に示す通りである。
 これらは後述するクリノスタットを用いた基礎試験
 の結果のもと、マウス3匹が搭載できるものとして
 試作した。また、飼育部内の機能は次の通り。まず
 エア循環は飼育部の中心よりエアが送出され、周辺
 部より吸い込まれる。また、ゲージ部内で排出され
 たマウスの糞はこの気流により下部エリアでトラ
 ップされるような構造としている。ただし、エア流速
 が遅すぎると糞の回収は困難となるが、逆にエア流
 速が速すぎるとマウスに悪影響を及ぼすため、今後
 航空機実験などで適したエア流速を確認していく。
 また、気流路中に除湿材、CO₂吸着材等を設置する
 ことで、ケージ内環境をコントロールする予定であ
 り、これらについては同コンフィギュレーションで
 特性確認試験を行い良好な結果が得られている。

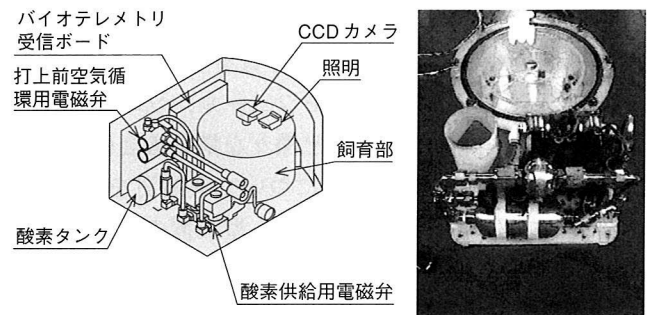


図12 ミッション部試作モデル 現在試作しているミッ
 ション部試作モデルの概要及び写真を示す。

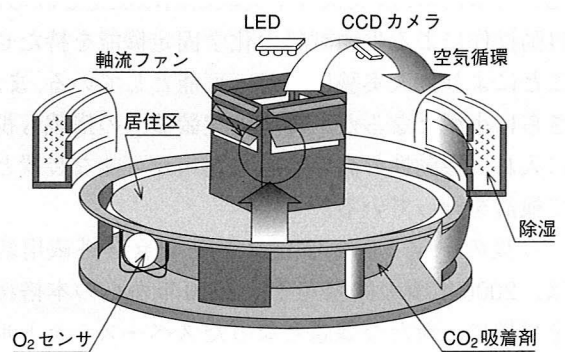


図13 試作モデル機能概要 ミッション部の試作
 モデル内部のエア流れの状況を示す。

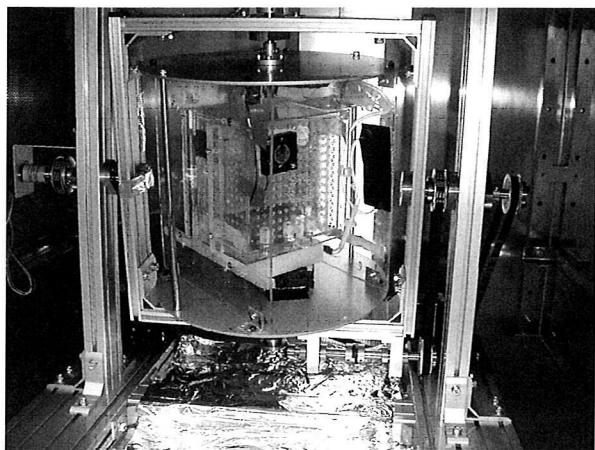


図14 生物適合性試験状況 3Dクリノスタット（三次元的に回転させる機器）内に生物を搭載し、ケージ内でのマウスの挙動等を確認。

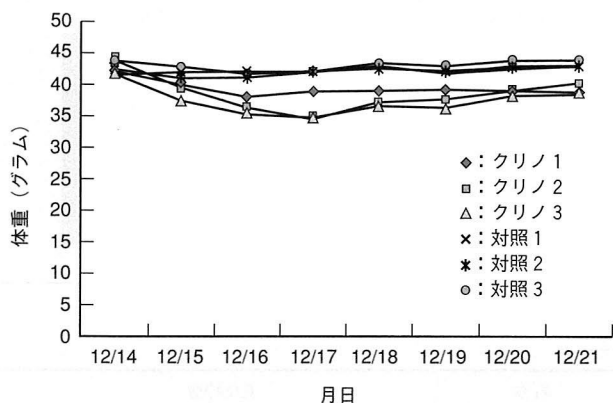


図15 生物適合性試験結果概要 クリノスタットに搭載したマウスの体重変化を示す。

以上概要図を図13に示す。また、これに先立ちマウスの長時間にわたる狭閉環境における居住性について検討を行った。クリノスタットという三次元的に回転させ無重力環境を模擬する機器内にマウスの飼育ケージを載せ、マウスを長時間飼育してストレス等について確認した（図14）。この結果、マウスは一時的にストレスによる体重の減はあるがすぐに平常に戻ることが確認できた（図15）。

(3) 飛行計画：本システムはピギーバックエリアに搭載され、主衛星と同様の軌道を周回する。飛行計画を図16に示す。

(4) 今後の取り組み：本研究開発では、各々の技術課題をクリアし、システム概念を固めることを目的としている。実機開発に当たっては、同研究開発成果を社外にPRし働きかけていくことで、新規プロジェクトとして立ち上げていく所存である。

3. ま と め

JAXAの長期ビジョンが2005年4月に発表され、

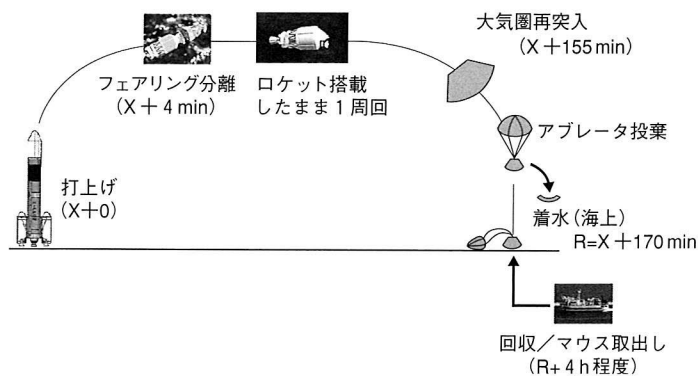


図16 飛行計画 回収カプセル型生物実験システムの打上げから着水までの一連の流れを示す。

この中で宇宙ステーションJEM等を用いて有人宇宙開発に向けた研究を行い技術蓄積を行うことが示唆されている。現在取り組んでいる水棲生物実験は有用な突然変異体が多く得られ、ヒトの疾患モデルとして応用可能な突然変異体を利用した研究材料として注目されており、将来の有人宇宙開発に向け重要な実験テーマとして期待されている。また、回収カプセル型生物実験システムで得られる回収技術及び生命維持技術は、将来の有人帰還システムそのものにつながる技術であるとともにマウスで得られる生態データも地上への医薬関連データに応用できるものと期待される。特に後者については地上へのスピノフとして医薬分野への創薬開発につながる新しい薬効検定システムの場合としても期待できるものと考えられるため、医薬メーカー等との共同研究等の連携も念頭に入れて開発に取り組んでいくこととしたい。神戸造船所では上記のように従来より宇宙環境利用分野でライフサイエンス系実験装置の開発に取り組んできたが、今後はこれらの技術を基に、日本の有人宇宙開発に向けた研究にも着目し積極的に開発業務に取り組んでいく所存である。

尚、細胞培養装置の開発及び水棲生物実験装置の検討業務は、(独)宇宙航空研究開発機構の委託・研究開発として取り組んだものであり、本業務遂行にあたり御指導くださった宇宙基幹システム本部宇宙環境利用センターの藤本信義主任開発員ならびに益川充代開発員には深く謝意を申し上げます。



松本浩明



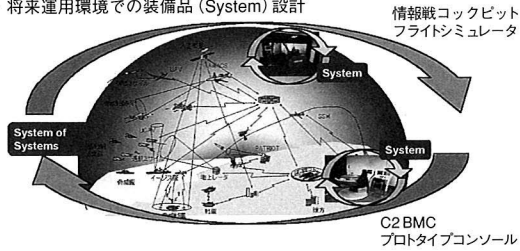
栗屋伊智郎



内田智子

設備紹介

複雑化する将来運用環境 (NCW 環境)
 ・ System of Systems 設計
 ・ 将来運用環境での装備品 (System) 設計



防衛分野においては、情報通信技術 (IT) の急激な進展により、情報技術、ネットワーク技術を駆使した統合運用システムの検討が行なわれている。

当社は、航空機・ミサイル・特車・艦艇・水中武器等の幅広い防衛システムを手がけてきたが、タイトル図に示す複雑化する将来の運用環境 (NCW* 環境) に対応する System of Systems, 及びこれに適合した個別システム提案力を強化すべく、モデリング&シミュレーション技術等の最新技術を活用した“ITラボラトリ”を平成14年に開設・運用し、社内研究成果等の展示を通じて、広く防衛関係者(官庁, 企業等)の意見交換の場として活用している(一般非公開)。

* Network Centric Warfare : ネットワーク中心の戦い

1. 設備の概要

本設備は、社内の防衛関連シミュレーション中核設備として、下記の3つの機能を有している。

- (1) “総合防衛シミュレーション”: 装備・指揮統制などを戦域レベルで総合的に模擬し、総合システムとして性能を評価・検討
- (2) “将来装備システム”: Human-in-the-Loop シミュレーション設備により、全体システムにおける特定装備の仕様や操作性等の評価・検討
- (3) “シミュレーション技術研究”: シミュレーション構築技術 (米国標準のシミュレーション接続規約 HLA (High Level Architecture) 等の汎用技術の応用を含む)、シミュレーション三次元表示等の要素技術の評価・検討

コンピュータ、Human-in-the-Loop シミュレーション設備等の主な設備は次のとおり。

	名称	数量	名称	数量
計算機	シミュレーションサーバ	1	大型スクリーン	4
	グラフィックスワークステーション	2	情報戦コックピットフライトシミュレータ	1
	汎用ワークステーション	1	立体表示パイロット訓練評価システム	1
	パソコン	6		
	視界映像発生装置	3	C2BMCプロトタイプコンソール	1

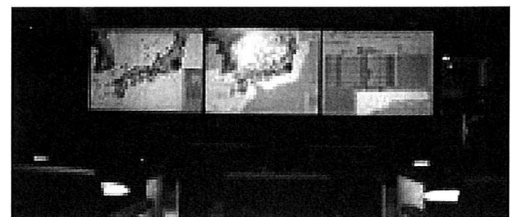
統合防衛システムインテグレーションの研究拠点“三菱重工ITラボラトリ”

MITSUBISHI IT Laboratory
for Future Integrated Defense Systems

本社営業窓口 航空宇宙事業本部統合防衛システム室

☎ (03) 6716-4417

シミュレーションサーバを中心として、ネットワークで接続され、プレゼンテーション時には、任意の計算機等の表示画面をビデオ切替装置により大型スクリーンに表示できる。



2. 主な実施シミュレーションの概要

名称	主な特徴
弾道ミサイル防衛シミュレーション	各種シナリオによる弾道ミサイル防衛の戦域レベルシミュレーション 米国ソフトとのHLA接続
C2BMCプロトタイプ	オープンアーキテクチャによる統合作戦運用シミュレーション、艦載コンパクトシステム等プロトタイピング技術活用システムの設計と評価
統合防衛シミュレーション	海・空プラットフォームの機動・探知・交戦、弾道弾迎撃ミサイルの兵器割当/要撃誘導、ネットワーク(地上ネットワーク、データリンク等)の模擬機能を有する戦域レベルのマクロシミュレーション
情報戦コックピットフライトシミュレーション	将来の戦闘機をイメージしたコックピットITラボラトリ内あるいは名航**シミュレータとの接続による航空戦闘シミュレーション **名古屋航空宇宙システム製作所
対潜戦術シミュレーション	哨戒ヘリコプタの複数機ネットワーク統合運用と、自律的な機能向上が可能な、潜水艦捜索、攻撃シミュレーション
将来魚雷シミュレーション	魚雷、目標艦、水中音響等を数学モデルで表した詳細なシミュレーション

3. 今後の展開

開設後3年半で約1600名の防衛関係者の方々との意見交換を通じ、提案内容の充実、社内技術の向上に寄与している。今後は、さらに多様な事態の検討ができるように統合運用シナリオの拡充等の各種検討を実施し、機能強化・充実を図っていく。

次 号 予 定

[Vol.43 No.1 (新製品・新技術特集) 平成18年1月発行]

巻 頭 言

- 新製品・新技術特集の発刊に際して

技術論文

- 短工期・低被ばくで完遂した世界初PWR炉内構造物の一体取替え工事 (CIR)
- 原子力防災支援システムの開発
- APWRプラント主給水制御弁に作用する流体力を考慮した制御性評価
- PWR原子炉容器出口管台内面クラディングの実機適用
- 地熱用タービンロータの肉盛溶接補修による再生技術
- VaRTM (真空含浸工法) による大型複合材製造技術
- 大型ディーゼル機関用高効率過給機MET-MAシリーズの開発
- 国産初の100%低床LRV (Light-Rail-Vehicle)
- 燃料電池搭載深海巡航探査機“うらしま”
- 地球深部探査船における最新技術の紹介
- ドラグザクション浚渫兼油回収船“清龍丸”
- 大規模PCB汚染土壌処理への取り組み－オンサイト・オフサイト浄化事業へ向けて－
- 電解脱窒素システム適用による環境負荷低減を

目指したトータル水処理プロセス

- 潜熱回収ボイラを配した高効率下水汚泥ガス変換発電システムの実証
- 鋼構造物 (水門扉) の腐食劣化に対する余寿命診断技術およびシステム (CLAS-G)
- 2流体ノズルを用いた水損低減型消火システム
- 既設鉄筋コンクリート造建物の制震ダンパーによる新耐震改修システム
- 人と暮らす世界初の本格的コミュニケーションロボット wakamaru
- 印刷業界の夢を実現したパリアブルサイズ商業用オフセット輪転機LITHOPIA MAX-V
- MEMSデバイスの高効率・低コスト生産に貢献するウエーハ常温接合装置
- 流動層反応器によるカーボンナノチューブ製造技術開発
- 3次元スクロール圧縮機による冷凍・空調製品の高性能化

製品紹介

- 環境に優しくメンテナンスフリーの長期防錆保管技術
- 新型三菱メイキ4サイクルガソリンエンジン“GBシリーズ”の開発

電子ジャーナルへの移行のお知らせ

平素より弊誌“三菱重工技報”をご愛読いただきありがとうございます。

1964年（昭和39年）7月の創刊以来、42年間にわたり発行してまいりました“三菱重工技報”は、2006年発行の43巻から新たに電子ジャーナルへ移行することになりましたのでお知らせいたします。

電子ジャーナル“三菱重工技報”は、年4回（1月、4月、7月、9月各月末）弊社ホームページ <http://www.mhi.co.jp/tech/index.htm>へ掲載し、世界中の人々の安全で豊かな生活に貢献する弊社の製品・技術を、タイムリーに、分かりやすくお伝えすることを目指します。

例えば、世の中のホットな話題に的を絞った小特集の企画や、写真や図表をカラーにし従来お伝えすることが難しかった製品・技術の特徴をビジュアルにお伝えするなど、内容豊富なものにしていきたいと考えております。

また今後は、ホームページを介しまして読者の皆様方のご意見・ご要望をお聞きしながら電子ジャーナル“三菱重工技報”を更に進化させていきたいと考えておりますので、従来同様“三菱重工技報”をご愛読下さいますようよろしくお願い申し上げます。

電子ジャーナル“三菱重工技報”の発行をタイムリーに電子メールでお知らせいたしますので、皆様方の電子メールアドレスをご連絡下さるようお願いいたします。

（技報編集事務局 電子メールアドレス:mhi-giho@mhi.co.jp 又は Fax 045-224-9990）

ご案内する電子メールでは、電子ジャーナル“三菱重工技報”を掲載したアドレスのほか、簡潔な情報をお伝えする予定です。

なお、42巻（2005年）の発行は、都合により本号（5号）をもちまして終了し、第6号を欠号とさせていただきますので併せお知らせいたします。

本誌の全内容を、以下のURLでご覧いただけます(PDFデータ*).

<http://www.mhi.co.jp/tech/index.htm>

*Adobe Acrobat Reader (Version 4.0以上) が必要です。

三菱重工技報編集委員会

委員長	青木素直
副委員長	名山理介
委員	林和弘
同上	小澤豊
同上	納富啓
同上	児玉敏雄
同上	橋本律男
同上	小瀬公利
同上	藤原誠
同上	藤原力
同上	田口誠
同上	井上俊司
同上	小村卓郎
同上	太田一広
同上	湯浅哲史
同上	上野大司
同上	堀謙一
同上	原聖一
同上	加納盛富
同上	牧野哲夫
同上	三宅哲也
幹事	渡邊清
特集編集責任者	堀謙一

三菱重工技報

第42巻 第5号（通巻250号）

平成17年12月25日印刷

平成17年12月31日発行

（隔月発行）

—禁無断転載—

定価 1部500円（送料別）
（本体476円）

発行人 上島直幸

発行所 三菱重工業株式会社
（技術企画部業務グループ）

〒108-8215 東京都港区港南二丁目16番5号

編集所 菱日エンジニアリング株式会社
（技術情報部）

〒220-8401 横浜市西区みなとみらい三丁目3番1号
電話(045)224-9055

印刷所 凸版印刷株式会社
〒110-8560 東京都台東区台東一丁目5番1号

発売元 株式会社オーム社
〒101-8460 東京都千代田区神田錦町三丁目1番
電話(03)3233-0641(代) 振替 東京(20018)

© by Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.

三菱重工業株式会社

取締役社長 佃 和 夫

本社	☎108-8215	東京都港区港南二丁目16番5号	☎東京(03) 6716-3111 (大代表)
技術本部	☎108-8215	東京都港区港南二丁目16番5号	☎東京(03) 6716-2984 (技術企画部業務グループ)
船舶・海洋事業本部	☎108-8215	東京都港区港南二丁目16番5号	☎東京(03) 6716-3126 (船舶技術部)
鉄構建設事業本部	☎108-8215	東京都港区港南二丁目16番5号	☎東京(03) 6716-4126 (鉄建ビジネスソリューショングループ)
原動機事業本部	☎220-8401	横浜市西区みなとみらい三丁目3番1号	☎横浜(045) 224-9151 (火力プロジェクト部)
原子力事業本部	☎108-8215	東京都港区港南二丁目16番5号	☎東京(03) 6716-4818 (原子力業務部)
機械事業本部	☎108-8215	東京都港区港南二丁目16番5号	☎東京(03) 6716-3619 (機械業務部マーケティング・戦略グループ)
航空宇宙事業本部	☎108-8215	東京都港区港南二丁目16番5号	☎東京(03) 6716-4322 (航空宇宙業務部)
汎用機・特車事業本部	☎229-1193	相模原市田名3000番地	☎相模原(042) 761-1101 (総務部総務課)
冷熱事業本部	☎108-8215	東京都港区港南二丁目16番5号	☎東京(03) 6716-4235 (総務部)
紙・印刷機械事業部	☎729-0393	三原市糸崎町5007番地	☎三原(0848) 67-2054 (総務部総務勤労課)
工作機械事業部	☎520-3080	滋賀県栗太郡栗東町六地蔵130番地	☎栗東(077) 553-3300 (総務部総務課)

支社・営業所

関西支社	☎550-0001	大阪市西区土佐堀一丁目3番20号(三菱重工大阪ビル)	☎大阪(06) 6446-4000 (受付・案内)
中部支社	☎461-0047	名古屋市東区大幸南一丁目1番9号(三菱重工名古屋ビル)	☎名古屋(052) 725-5111 (代表)
九州支社	☎812-0011	福岡市博多区博多駅前二丁目2番1号(福岡センタービル)	☎福岡(092) 441-3741 (総務課)
北海道支社	☎060-0002	札幌市中央区北2条西4丁目1番地(北海道ビル)	☎札幌(011) 261-1541 (代表)
中国支社	☎733-0036	広島市西区観音新町一丁目20番24号(リョーコー・センタービル)	☎広島(082) 531-4100 (代表)
東北支社	☎980-0811	仙台市青葉区一番町一丁目8番1号(東菱ビル)	☎仙台(022) 264-1811 (総務課)
北陸支社	☎930-0858	富山市牛島町18番7号(アーバンプレイス)	☎富山(076) 432-8089 (代表)
四国支社	☎760-0055	高松市観光通二丁目2番15号(ダイヤビル)	☎高松(087) 834-5706 (代表)

研究所

先進技術研究センター	☎236-8515	横浜市金沢区幸浦一丁目8番地1	☎横浜(045) 771-1022 (研究サポートグループ)
長崎研究所	☎851-0392	長崎市深堀町五丁目717番1号	☎長崎(095) 834-2050 (研究サポート課)
高砂研究所	☎676-8686	高砂市荒井町新浜二丁目1番1号	☎高砂(0794) 45-6700 (研究サポート課)
広島研究所	☎733-8553	広島市西区観音新町四丁目6番22号	☎広島(082) 294-9821 (研究サポート課)
横浜研究所	☎236-8515	横浜市金沢区幸浦一丁目8番地1	☎横浜(045) 775-0782 (研究サポート課)
名古屋研究所	☎453-8515	名古屋市中村区岩塚町字高道1番地	☎名古屋(052) 412-0199 (研究サポート課)

事業所・工場

長崎造船所	☎850-8610	長崎市飽の浦町1番1号	☎長崎(095) 828-4121 (総務課)
神戸造船所	☎652-8585	神戸市兵庫区和田崎町一丁目1番1号	☎神戸(078) 672-2222 (総務課)
下関造船所	☎750-8505	下関市彦島江の浦町六丁目16番1号	☎下関(0832) 66-2111 (総務課)
横浜製作所	☎231-8715	横浜市中区錦町12番地	☎横浜(045) 629-1201 (総務課)
広島製作所	☎733-8553	広島市西区観音新町四丁目6番22号	☎広島(082) 291-2140 (企画経理課)
高砂製作所	☎676-8686	高砂市荒井町新浜二丁目1番1号	☎高砂(0794) 45-6125 (総務課)
名古屋航空宇宙システム製作所	☎455-8515	名古屋市港区大江町10番地	☎名古屋(052) 611-2111 (大代表)
名古屋誘導推進システム製作所	☎485-8561	小牧市大字東田中1200番地	☎小牧(0568) 79-2113 (総務課)
プラント・交通システム事業センター	☎729-0393	三原市糸崎町5007番地	☎三原(0848) 67-2072 (総務勤労課)

三菱重工技報掲載内容に関する照会は、当該関連部門の上記電話番号(窓口)にお問合せ下さい。

舞台は世界。 先進の技術と確かな信頼が パスポートです。

卓越した技術でお客様の信頼に応え、
世界中の人々の安全で豊かな生活に貢献する。

私たち三菱重工は

「モノづくり」の最先端を見つめ、

発電や輸送・防衛、環境、

社会生活から産業基盤にいたるあらゆる分野で、

お客様の最大価値を実現するための

技術開発を推し進めてまいります。

Power & Energy

大型発電プラントから風力発電設備、太陽電池、高効率エンジンまで、
世界のすみずみに高効率でクリーンなエネルギーを送ります。

Transportation & Security

船舶、民間航空機、最先端宇宙機器をはじめとする次世代の物流・交通システムから防衛機器まで、
あらゆる輸送を支え、国を守ります。

Environment & Society

橋梁、文化・スポーツ施設、環境保全装置から、医療機器や生活支援ロボットにいたるまで、
人々の豊かな暮らしを支えます。

Industries

製鉄、印刷など各種産業機械から化学プラントまで、
産業基盤をつくるあらゆる分野で世界のモノづくりを支えます。



三菱重工業株式会社

〒108-8215 東京都港区港南2-16-5 TEL. (03) 6716-3111

<http://www.mhi.co.jp>

This document is provided by JAXA.

雑誌 08437-12