

空・宇宙への輸送 ～ 航空機とロケット～

Aircraft and Rocket

前 沢 淳 一 小 林 実



1. はじめに

航空・宇宙分野の需要には、下記2種類がある。

- 輸送・物流ニーズに基づく輸送システムとしての需要
- 国家安全保障上のニーズに基づく防衛システム需要

前者は、世界経済のグローバル化を支える輸送インフラとしての需要であり、後者は、グローバル経済発展の前提となる安全保障インフラとしての需要であり、今後とも相互に整備が必須のものである。一昨年9月11日以降の世界情勢をみても、これからの世界には、“グローバル化・効率化”と“セキュリティ”の両立が求められる。この観点から、これらインフラの主要構成要素となる航空・宇宙製品は、ますますその重要性を増してくるものである。

こうした“輸送”ニーズや“安全保障”ニーズに対し、目指す方向は、製品・サービスの“システム化”と“インテグレーション”である。

防衛分野でいえば、従来のような機体単体のインテグレーションだけでなく、情報接続により、個々の製品が有機的なシステムとして機能する統合運用防空システムとしてのインテグレーションを目指していく必要がある。このためにも“国家の防衛と国民の安心”といった究極のニーズを最も効率的に実現するための技術開発を進めていかなければならない。

また、民間機分野でいえば、今まではボーイング、ボンバルディアといった海外メーカーが顧客でありこの重要性は今後変わらないが、その先の顧客である航空機ユーザにも目を向けて事業遂行能力を高めていく必要がある。MH2000によってヘリコプタ分野でこの端緒を開いたが、固定翼航空機においてもチャンスを見逃さず、全機取りまとめに向けた技術力の強化に着実に取り組んでいく必要がある。

宇宙分野でも同様であり、H-IIAの民営化といった大きな流れも見据え、ロケットのインテグレーションに向けた技術力の向上を図っていく必要がある。また、“輸送”手段であるロケットの根源のニーズとなる“宇宙利用”についても、例えば、宇宙太陽発電システムのような分野にも進出し、ク

リーンエネルギーの確保といった社会のニーズにこたえられるシステムのインテグレーションも目指していく必要がある。

今後の航空宇宙事業の発展のためには、このように“システム化”とインテグレーションによって顧客価値最大化を図っていくことが必要である。本報告においては、航空・宇宙製品の過去・現在・未来を俯瞰しつつ、当社航空宇宙事業の主要製品である航空機とロケット等宇宙機の製品・技術動向について紹介する。なお、一部の製品、技術については、紙面の都合上許す範囲でやや詳細に記載する。

2. 航空技術の展開

日本の航空機事業は、戦後米軍機のメンテナンス等で再開され、防衛庁機を中心にライセンス生産で設計、製造の基本技術を取得し、これらをベースに機体や部品の設計や製造技術を開発してきた。その後、民間機開発を通じ低コスト設計・製造技術を確立し、現在は国際共同開発で主翼、胴体等の大型構造部分を製造分担できるところまで事業を拡大、伸張させている。また、F-2のように第1線の主力戦闘機を国際共同開発するところまで技術力を発展させている。しかし、一方では、大型民間機は欧米の2大企業の市場占有状態が進み、また各国が市場を背景に民間機システムサプライヤ事業に進出してきており、今後製造分担競争が激化していくと考える。このため設計・製造技術力の付加価値向上を図っていく必要がある。

2.1 製品動向(表1)

当社の本格的航空機事業は、F-86F戦闘機のライセンス国産化から始まり、1960年代のF-104J超音速戦闘機のライセンス生産を通じて超音速機を経験し、1970年代に国産のT-2/F-1超音速練習機/戦闘機を開発して、超音速機の設計技術を取得した。その後T-2CCV機の開発、F-4EJ、F-15J戦闘機のライセンス生産を行い、超音速戦闘機メーカーとしての地位を確立した。F-2支援戦闘機(図1)は、米国GD社(現ロッキード・マーチン社)のF-16Cをベースに複合材主翼、フェーズド・アレイ・レーダ、デジタル・フライ・バイ・ワ

表1 航空宇宙主要製品と技術動向

製品	年代	60年	65年	70年	75年	80年	85年	90年	95年	2000年	05年	10年	15年
<航空機> 民間機 (国際共同開発機) (国産機) (当社開発機)			胴体 YS-11	コクピット YS-11量産	DC-10	テールコーン MU-300	B767-200 後胴 MD-11 747 フラップ	-300 後胴 B-777-200 B737-6,7,800	内舷フラップ GX	A-330/340 A-320 後 尾胴ドア 高効率次期機体 シニックルニザ	カーゴドア シユラウドボックス		エアバスプロジェクト 遺言速航空機、複合材設計 ボーイングプロジェクト 小型機自主/共同開発 ボンバルディア プロジェクト
防衛庁固定翼機 (ライセンス機) (開発機)		F-86F	F-104J		F-4EJ		F-15J,DJ					F-4後継機	製造技術取得 超音速機技術
				T-2	F-1	T-2CCV	F-2 支援戦闘機						デジタルフライバイワイヤ、 複合材 システムインテグレーション 自律飛行、ネットワーク技術
(無人機)						F-4EJ改					技術実証機 [無人機(高高度滞空型/戦術型等)]		
ヘリコプタ (民間機)													ヘリ基礎技術構築、 製品競争力向上
(防衛庁機)													国際共同開発 高性能ロータ、 着艦誘導支援装置、 戦術情報処理装置
<宇宙機器> ロケット													民間化、信頼性向上、 低コスト化、大型タンク 製造技術
宇宙ステーション													ステーション利用ニーズ
宇宙往還機													SSPS等太陽エネルギー利用 軽量、運用性、再突入技術

□ : ライセンス □ : 共同開発 (含部分下請) □ : 改造開発 ■ : 国産開発

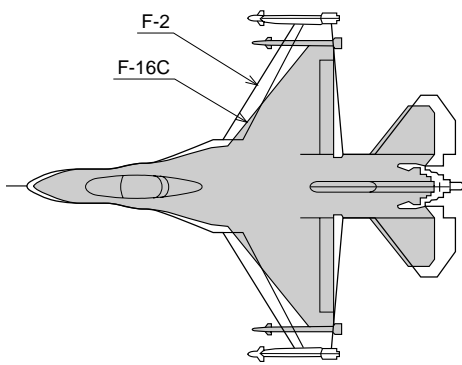


図1 F-2支援戦闘機 F-2支援戦闘機とF-16の形状比較を示す。

イヤ等我が国独自技術を採用し、当社が全機取まとめを行い完成させ、現在、航空自衛隊で技術的追認飛行試験を行っている。今後防衛分野で重点おくべきものは、情報RMA (Revolution in Military Affairs) に対応した将来製品群の提案と、戦闘機技術の維持・発展である。具体的には、戦闘機、無人機、地上システムなども含めた防空システム全体を俯瞰したアプローチから、製品提案に取り組んでいく。また、戦闘機の技術の維持・発展といった観点からも、今後の戦闘機に必須のステルス技術や機動性向上のための飛行制御技術、

運用効果向上を目指したアビオニクス統合化技術等の研究開発により、技術的なエッジの確保を図る必要がある。

特に、統合運用を実現する将来の総合防衛システムについては、そのビジョンを設定し、その運用効果をシミュレーションによって検証していく必要がある。また、これからの防衛システムにおいては、情報システム技術抜きには語れない。このような状況から、東京に新たに“ITラボラトリ”を設置した。ここでは、将来の総合防衛システムについて、そのビジョンと運用効果をシミュレーションによって提示する。そして、お客様の御意見を頂きながら、将来機種を提案をさらにブラッシュアップしていく、といった顧客志向の提案活動を行っている。名古屋航空宇宙システム製作所のみならず、空・海・陸・宇宙といった分野を総合化できるポジションにある当社の強みをいかして、より大規模なインテグレーションを目指していく一歩を歩み始めたところである。

民間機は、1950年代後半に戦後初の旅客機であるYS-11を開発した。これと並行して当社は独自の双発ターボプロップ多用途機MU-2を開発した。短距離離着陸性能と高翼面荷重による競合機に勝る高速性能を合わせて実現し、約765機を生産した。15年後、小型ビジネスジェット機MU-300を開発、高いマッハ数まで所要の揚力を保ちつつ抵抗急増とならない実用翼型を開発して、高速性・低燃費を実現し、約103機を

生産した。その後民間機開発については、いくつか計画が立案されたが業界規模、国内需要予測等から実現せず、海外メーカーが開発する機体の特定部位を設計・製造分担する国際共同開発が続いてきている。しかし、これまで蓄積した特定部位技術を結集し全機取りまとめを目指し、現在、小型機自主開発計画が官/民協力のもと立ち上がろうとしているところである。大型民間機分野では、2通路機(B767, B777)を中心にボーイング社との協業で構造部位の設計・製造分担拡大を図り、ボンバルディア社との協業ではリージョナル機の艦装を含めた設計・製造を通じて、コンカレントエンジニアリングによる短期低コスト設計・製造能力向上、構造解析・強度試験・艦装信頼性解析による型式証明取得能力強化を図った。また、エアバス社機種についても部品の下請け製造を担当している。今後の民間機全機取りまとめに向け、事業性を担保する競争力の源泉となる技術開発を進めていく必要がある。

ヘリコプタ事業は、1953年海上保安庁用にシコルスキー社製S-55のロックダウン生産から始まり、以降同社とのライセンス契約により、防衛庁向けの生産を行った。特に、米海軍SH-60Bに独自開発の自動操縦システム等を搭載したSH-60Jを開発した。この成功と派生型機であるUH-60J(A)の陸海空各自衛隊での採用で事業基盤を拡大した。さらにSH-60Jをベースに、優れたホバリング性能を有する全複合材ブレード、着艦誘導支援装置、戦術情報処理装置等を搭載した艦載哨戒ヘリコプタSH-60K(図2)を開発し、昨年試作機を防衛庁に納入した。今後、防衛庁向け将来ヘリの開発を目標に、運用性、整備性、低振動化等向上に努める。一方、民間向けとして、低騒音で安全性に優れた多目的民間ヘリMH2000を開発し、客先納入を開始している。また大型ヘリS-92の6ヶ国共同開発にも参画して、ヘリ開発でも三次元CAD(CATIA)による設計手法を全面的に取り入れている。

航空機用エンジン事業は、戦後米軍ガスタービンエンジンの修理から始まったが、陸自観測ヘリ用エンジンTS-1を自主開発した。さらに、TS-1開発に適用した当社蓄積技術をいかしMH2000用エンジンMG5を開発、このMG5ではエンジン制御装置FADEC(Full-Authority Digital Electric Control)も自主開発した。現在、遠心圧縮機技術の発展として中型エンジンの小型化に適した斜流圧縮機技術の蓄積を進めている。民間中・大型エンジン分野ではP&W社PW6000のリスクシェアパートナー(参画シェア7.5%)として中核部位であ

る燃焼器モジュールを担当、GE社CF34-10燃焼器ケースの受注など、対等パートナーを目指した地位作りや客先の拡大に努めている。また、修理分野での事業拡大にも取り組んでおり、2002年にPW4000 94インチ型のFAA(Federal Aviation Administration) Full repair Station資格を獲得し、PW4000等のエアラインエンジンの修理事業進出を進めている。

2.2 技術動向

航空機のシステムとしての機能・性能向上に当たっては、“機体そのものの機能・性能向上”と“搭載システムの機能・性能向上”の2種類のニーズがある。

まず、機体そのものの機能・性能向上のためには“機体輸送効率”の向上と“機体運用性”の向上が必要である。ここで、機体輸送効率向上には、高速化、軽量化が必須である。高速化のキーの一つは、CFD(Computational Fluid Dynamics)を活用した最適空力形状設計技術である。また、軽量化のキーは、複合材設計・解析技術である。一方、“機体運用性”を向上させるためには、自動化・省人化・無人化による安全性・信頼性向上や飛行領域拡大及び革新的機動実現が必要である。これらを実現する技術は、コンピュータを活用した制御技術である。これらは、今後のシステムの高機能化や自律化、またIT等情報接続のプラットフォームとして必須となる技術であり、これを評価する技術がフライトシミュレーション技術である。

次に、搭載システムの機能・性能向上へのニーズには、ミッション遂行支援機能向上がある。したがって、情報表示、意思決定支援、操縦・操作入力といった機外・機内の情報処理・統合の集積部位であるコックピット関連システムの技術開発に重点を置く必要があり、これを実現するためにもアビオニクス統合化、高機能化が必要となる。

一方、航空機事業を事業として成立させるためには、顧客のニーズを的確に把握した上で、早く安く良い機体を開発・製造・販売していくこと等が必須である。このためにも、ライフサイクルコスト低減を目指した生産・製造技術面での新技術導入や改良を進めている。

これら設計・製造といった生産システムの効率化に必要なものが、デジタルエンジニアリングの活用である。その適用の実際として、最近の航空機開発で活用しているコンカレントエンジニアリング等について以下に紹介する。

(1) 設計

① コンカレントエンジニアリング

エンジニアリング力を高めるための手法として、フロントローディングやコンカレントエンジニアリング(C/E)がある。C/Eは、設計・製造データを一元化し、初期設計段階から設計・工作・資材部門を横通しして作業を同時進行することで多くの戻り作業を減らし開発コストと期間を低減する(図3, 図4)。この大きな推進力となるのがCATIAに代表される三次元設計ソフトである。この機能は三次元の製図のみならず応力解析、部品設計、組立て設計、三次元配管設計、電気配線、さらに製品組付け上の干渉やクリアランスも確認できる。ドア製造では、自動打鉚化率を向上させるた



図2 SH-60K艦載哨戒ヘリコプタ 対潜ヘリコプタの概要を示す。

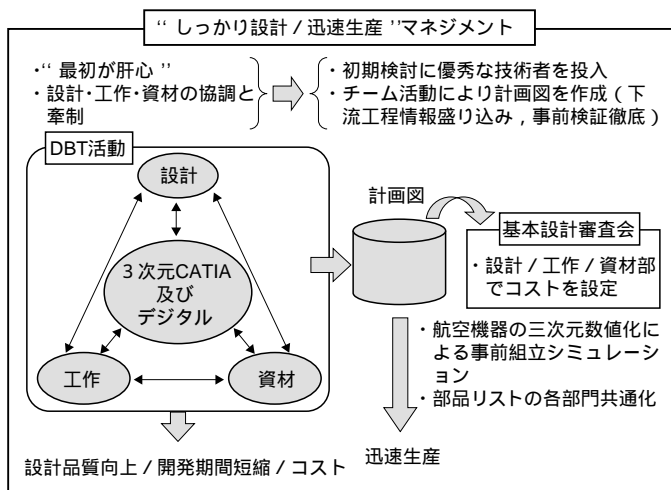


図3 コンカレントエンジニアリング 設計、工作、資材の連携によるコンカレントエンジニアリング内容を示す。

め、剛性を高めて位置精度向上を図る等工作要求が設計段階で反映できている。今後のドアの製造では完全自動化によるコスト低減も計画している。

② シミュレーション

設計フェーズでの解析・評価においてはCFD (Computational Fluid Dynamics)、構造解析、フライトシミュレーションといったシミュレーション技術が活用されている。現在ではさらにITラボのように製品提案フェーズでもシミュレーションを活用している。今後はデジタルエンジニアリングの基幹技術として、製品のライフサイクルのすべてにわたりシミュレーション技術を適用・発展させていく計画である。

空力設計 - CFD

従来、航空機の設計は机上検討から図面をおこし、模型を製作して、風洞試験を行うことにより高性能化を図っていた。しかし、風洞試験模型は時間と費用が掛かり、多数の形状を試験で評価することは困難であった。近年、コンピュータの発達とともに数値計算で流れ場を解析し風洞試験と同様な結果を得ることができるようになった。CFDの活用で風洞試験を行う模型数や、試験ケースを減少させることが可能となり、低コスト、短期間の設計を実現している。また、設計ツールとして単に与えられた形状に対して流れを解析するだけでなく、与えられた要求に対して最適形状を作り出す最適化プログラムが開発されており、設計のローディングを大幅に削減することが可能である(図5)。

複合材料 - 構造解析

従来の金属材料を主体とした航空機構造の強度解析は、構造全体のFEMモデル(有限要素法: Finite Element Method)により部材荷重を算出し、経験により裏付けされた計算式とそれを用いた設計チャートより各部材の強度を評価している。しかし、近年一次構造部材にも多く適用されるようになった複合材構造には、従来の金属構造に対する設計手法の延長では限

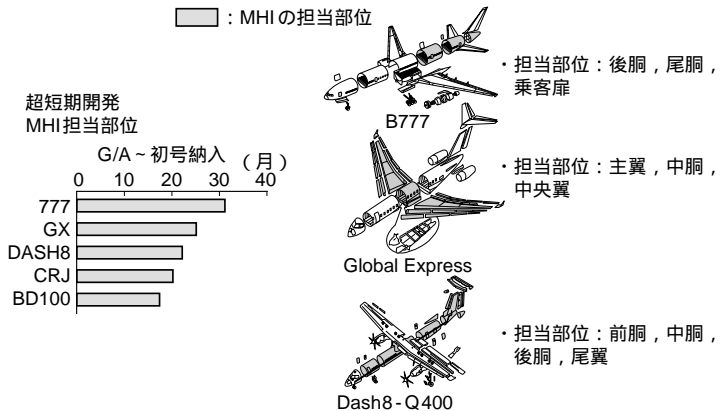


図4 民間機担当部位と開発期間 民間機各機種でコンカレントエンジニアリング確立により開発期間が短縮されたことを示す。

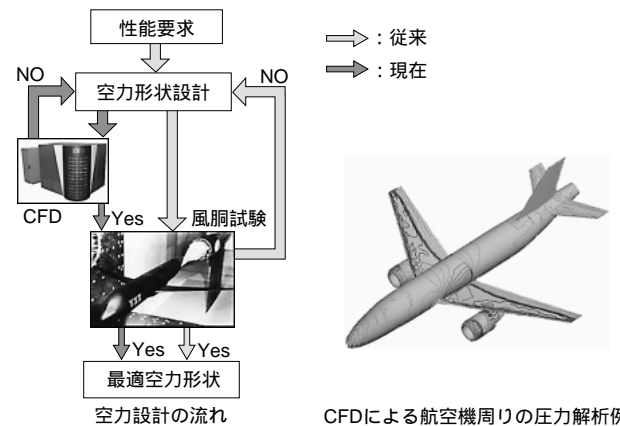


図5 空力設計 - CFD解析 最適空力形状を求めるための流れとCFD解析例を示す。

界のあることが、種々の製品開発を通じて明らかとなってきた。複合材料は、金属材料に比べ設計変数が格段に多く、要素試験のみから設計チャートを得ることは得策ではないため、複合材構造特有の強度解析技術の確立が必要となる。複合材の破壊は、層間剥離といった内部損傷に起因することが多く、破壊メカニズムは正確には解明されていないが、各層単位の差異を表現できるミクロなモデル化を行いFEM解析すれば、ある程度解析的に破壊過程が追えることが分かってきた。

一般的な構造要素に対しては、あらかじめ検証されたミクロなFEMモデルを用いて、設計変数をパラメトリックに振った強度評価を行うことで、従来の設計チャートに相当する結果を得ることが可能となる。試作段階であるが、設計変数や材料特性を入力するだけで、自動的に強度評価できるツールが実用化できれば、複合材構造の強度設計における強力な支援となる(図6)。

フライトシミュレーション

最近ではモデル&シミュレーションと呼ばれる概念に基づき、研究・開発全般にシミュレーションを幅広く活用し、システムの仕様設定にも活用されつつある。通常の航空機用シミュレータは、コックピットマンマ

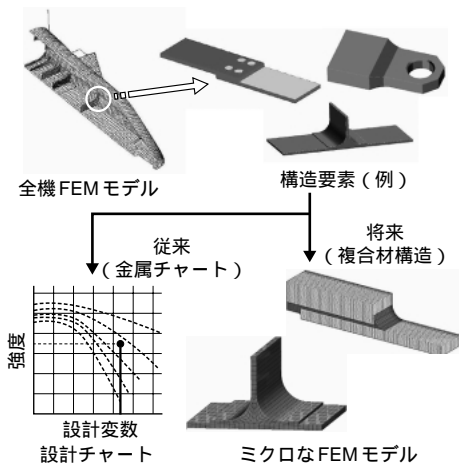


図6 複合材構造解析 ミクロモデルを使った有限要素法による複合材構造解析。

シンインタフェース，計算機，模擬視界装置等から構成される。これらを使い，新規開発する航空機的设计データ等を計算機に設定し，操縦シミュレーションで得た飛行性能，特性に関するデータを解析したり，操縦装置等の負荷やパイロットインタフェースの人間工学的な評価を行う。近年のコンピュータグラフィック技術の進歩により，リアルな映像を提供することで，パイロットは高い臨場感の下で，各種機動や飛行特性を評価可能となり，航空機開発には必須のものとなっている（図7）。

③ アビオニクス（航空機搭載電子機器）の統合化，高機能化

アビオニクスは当初は独立した機器の集合体であったが，サブシステム毎に統合され多重データベースで連携されるようになり，1980年代後半以降はデータ処理用コンピュータ及びマンマシンインタフェースが統合化されて，現在は統合化部分の総モジュール化及び仕様横通しの概念が出現しつつある。将来的にはアナログ信号処理ハード，センサまで統合化されるものと予想される。搭載アビオニクスの高機能化/高性能化に伴いコックピット等は，ディスプレイの多機能化，大型化，多色化が図られ，近年はタッチセンサ付ディスプレイ，HMD（Helmet Mounted Display），音声情報システム等の新たなインタフェースの追加や，エキスパートシステム等による判断に対する助言等の自動化機能が出現している。今後，情報ネットワーク機能の向上，総合的な運用環境下でのアビオニクス/情報システム構築を進める。

(2) 製造

機体開発期間・費用や製造コストの低減には，CATIAを共通のデータメディアとする本機設計，治工具設計・製作，部品加工，組立てが必須である。また，ピーンフォーミングのような型無し成形による低コスト化，穴基準組立てへの省人化・無人化システム適用による低コスト化や部品一体化等による組立てコスト削減を一層進める必要があ



図7 フライトシミュレーション 飛行シミュレーションの内容を示す。

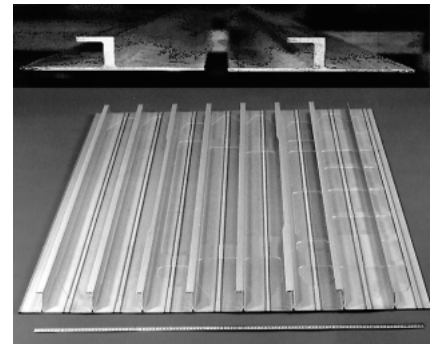


図8 FSWによる一体化パネル 摩擦接合による一体化パネルを示す。

る。

① 金属加工

機体製造コストのうち組立てコストの割合は比較的高く，これを低減するには，部品点数を減らすことが最も有効であり，部品の一体化を推進している。一体化技術は，厚板材からの削り出し，鋳造，超塑性成形/拡散接合，溶接等がある。機械加工の削り出しは，最近の超高速切削による効率向上・低コスト化を図っている。鋳物では，材料の高強度化とともに大型化・精密化が進み，強度要求が大きい部位にまでその適用を拡大しつつある。一方，超塑性成形技術は，ボーイング機種の点検ドアに適用している。リベット組立て方式に比較し部品点数を格段に減らしている。溶接は，英国で開発されたFSW（摩擦攪拌接合）の適用化研究を進めており，図8に押し出し材のFSWによるスキン・ストリンガー一体構造部品試作材を示す。

その他の有効な低コスト化技術として治具レス化があり，ビジネスジェット機種の主翼外板は，治具を必要としないショットピーニングで成形している。最近では，フレキシブル治具による成形技術開発にも積極的に取り組んでいる。

② 複合材料の成形加工

航空機用複合材料構造は，一体成形することで，部品点数を大きく削減できるため，軽量化とともに低コスト化の手段として用いられるようになってきた。一体成形は個々の積層体の構造部品を型上で僅かに加熱して，予備成形し，次にこの構造部品を成形治具に組み付けてオートクレーブで一体硬化する（図9）。大型複雑なF-2主翼に一体成形を適用するため，内部欠陥防止，複雑部位への加圧力評価法の開発や誘電特性モニタによるオートクレーブ成形条件の最適化を行い，外板/リブ・フレーム/キャップの主翼下部ボックス構造を開発できた。

直径4 m長さ7 mのH-IIAロケット段間部も，部品点数を90%削減し，オートクレーブ成形で製作，実用化している。また，脱オートクレーブとしてオープンを用いて低温真空成形し，15 mの主翼・胴体一体構造のHOPE-X原型構造を試作開発した（図10）。将来技術

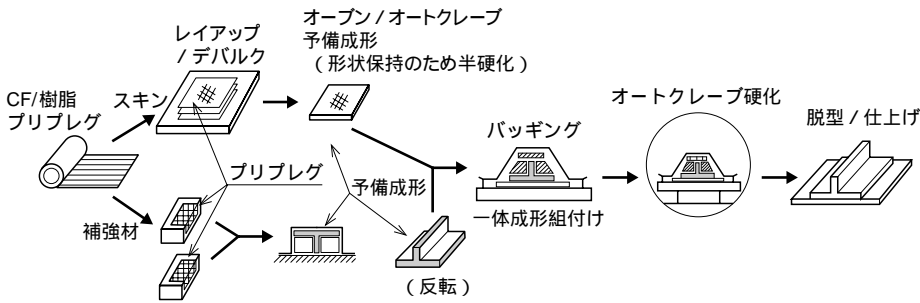


図9 一体成形プロセス工程概念 複合材の一体成形プロセスの工程。

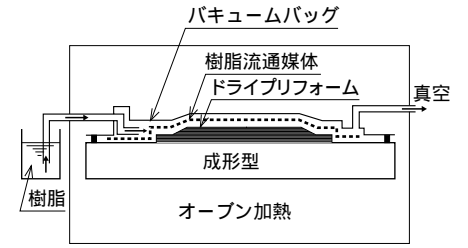


図11 VaRTM成形 真空含浸法による複合材の成形法を示す。

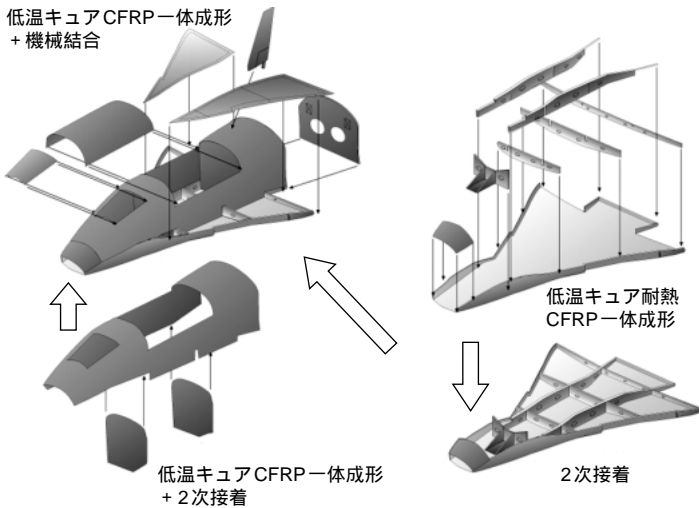


図10 HOPE-X原形構造試作 オートクレープを使わない複合材構造試作法を示す。

として立体形状織物のプリフォーム材をRTM (Resin Transfer Molding) 法などで複合化する三次元複合材料技術が、性能向上策として期待されている。また、強化繊維織物プリフォーム材に、真空圧力下で樹脂含浸するVaRTM (Vacuum Assisted Resin Transfer Molding) 法 (図11) で複合化する技術や、ファイブプレースメント自動積層に紫外線/電子線硬化を組み合わせた技術等、大型複合材構造物を低コスト化する開発研究を行っている。

3. 宇宙技術の展開

1969年宇宙開発事業団 (NASDA) 発足とともにNロケット計画が立ち上がり、当社はN-Iロケット開発、打上げを担当した。米国ロケットダイン社から技術指導を受け、第2段用LE-3国産開発では貴金属ろう付け管構造燃焼室、電子ビーム溶接や放電加工を多用した噴射器による管構造に取り組み、これが今日の液体ロケットエンジンの技術基盤となった。その後、液体酸素、液体水素エンジンに取り組み、苦心の末に第2段エンジンLE-5を完成し、1986年にH-Iロケットが打上げられた。さらに、国産技術による高性能化の取り組みが続き、H-IIの第1段エンジンLE-7では二段燃焼サイクルに取り組み、世界トップレベルに到達した。その後、商業化に向け大胆な構造簡素化や部品点数の大幅削減に取り組んだが、H-II最終号機に搭載したLE-7が水素ターボポンプのキャビ

テーションが原因で異常となり打上げ失敗となった。原因究明と対策の3年間に、世界の衛星打上げ市場がロケット過剰傾向に変化し商業化推進は厳しくなったものの、設計、製造、品質保証の各技術の総ざらいを行い、2001年夏H-IIA試験初号機成功に結びつけている。今後、ロケット民営化に向け打上げ成功に全力を尽くしていく。また、ロケット以外の宇宙機器開発も当社は積極的に取り組んでおり、国際宇宙ステーション関係のJEM、CAM、HTV、宇宙太陽発電、再使用型宇宙往還機と21世紀の将来社会に向けた開発を進めている。

3.1 製品開発

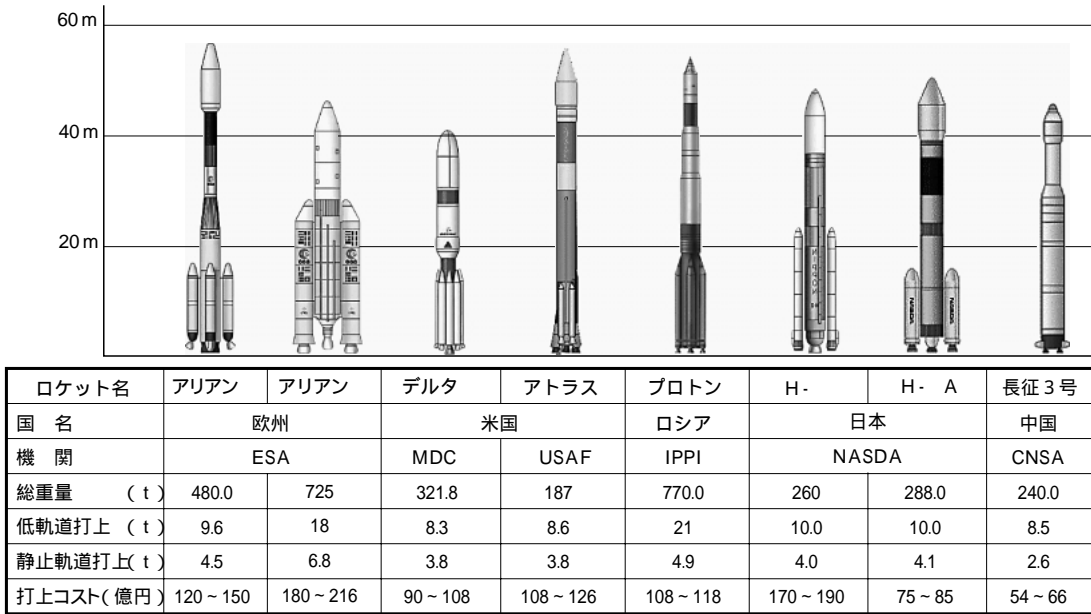
(1) ロケット

1～4号機の打上げに成功したH-IIAロケット (標準型) は、静止軌道に約2トン級の人工衛星を打ち上げる国産ロケットであり、今後の商業ビジネス参入を目標に様々な新技術を採用しコストダウンと信頼性向上を実現した。H-IIAロケットはH-IIで蓄積された技術を基本に、構造や打上げ作業を簡素化するため、1段/2段エンジンの改良、機体構造のほか地上設備に至るまで様々な変更がなされており、改良部分はほとんどすべてのコンポーネントに及んでいるといっても過言ではない。コスト的にもH-IIに比べて約半分を達成し、能力的にも世界の商業ロケットと十二分に対抗し得るレベルに達している (表2)。今後、打上げ能力増大のための能力向上及び増強型開発も世界のロケット市場参入には必要であり、民営化と併せて推進していきたい。

H-IIAロケット概要 (図12)

H-IIAには、LE-7A (1段) とLE-5B (2段) エンジンが搭載されている。推進系では、極低温ヘリウムによる1段酸素タンク加圧を液体酸素が一部気化した酸素で行うなど、コンポーネントの削減等、簡素化を行っている。ジンバル系は、1段油圧供給系の簡素化、及び2段油圧系を電動へ置き換え、機能試験作業等の簡素化を図った。機体構造の変更点は、H-II第2段では真空断熱された共通隔壁を持つ一体タンク構造だったが、H-IIAでは別々のタンクをトラス構造で接続する形式に変更し、組立ての容易化、極低温推進薬充填時の温度/圧力 (タンク間差圧) 管理の簡素化を図った。第1段と第2段を接合する段間部は、アルミ合金から炭素繊維複合材料 (CFRP) へ変更し軽量化している。機体を制御する電子制御系アピオニクス (航法装置) は、データバス化形式とし、打上げ作業時の内部機器と地上設備の接続が簡

表2 国産ロケットと世界のロケット



H- からH- Aへの主な改良の比較

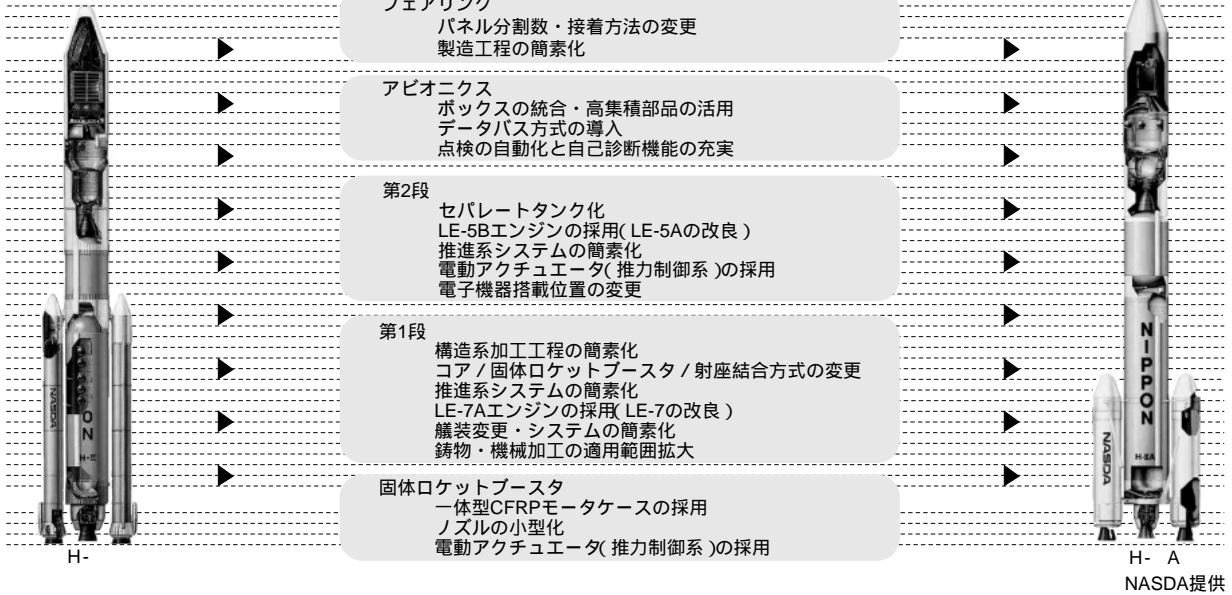


図12 H-IIAロケットの主な改良 ロケットの改良点を示す。

単になるとともに、機器チェックが容易になり、ロケット搭載機器に自己診断させることで、信頼性を高めている。一方、N-IからH-IIAの開発で最も困難を極めたのがエンジン開発で、H-IIAの第1段エンジンLE-7Aには二段燃焼サイクル方式が採用されている。プリバーナという前段燃焼器に液体水素の全量と液体酸素の一部を送り込み、発生する高圧燃焼ガスは液体酸素と液体水素ポンプを駆動させ、次に主燃焼室に送られ再度燃焼して推力を得る方法で、燃焼が2段階で行われ、効率の高いエンジンである。毎分4万回転するターボポンプからの270気圧で-253の液体水素と130気圧で約3300の主燃焼室が接しており、かつ燃焼時にすさまじい機体振動、音響振動が加わる過酷なエンジンで開発は苦難の連続であったが、その都度改善を図り完成させた。現在、

LE-7Aの完全再生長ノズルスカート開発による性能向上など、更なる改良とH-IIA商業化への取組みを推進している。

(2) 日本実験モジュール(JEM)開発試験

国際宇宙ステーションの日本実験モジュール開発(図13)は、日本での最終試験となるペイロード、地上システムとの組合せ試験を筑波宇宙センターで終了し、NASAケネディ宇宙センターへ本年移送する。輸送後NASAで射場準備作業を進め、打上げを待つ予定である。その他、重力環境が生物に与える影響を研究する生命科学実験施設(CAM: Centrifuge Accommodations Module)や宇宙ステーションの補給機(HTV: H-II Transfer Vehicle)の開発も進めている。

(3) 再使用型ロケット

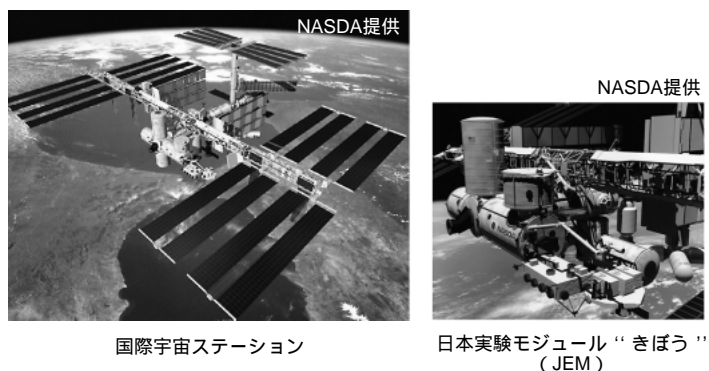


図13 国際宇宙ステーションの開発 宇宙ステーションの全体写真



図14 再使用型ロケット概念 RLVの外観を示す

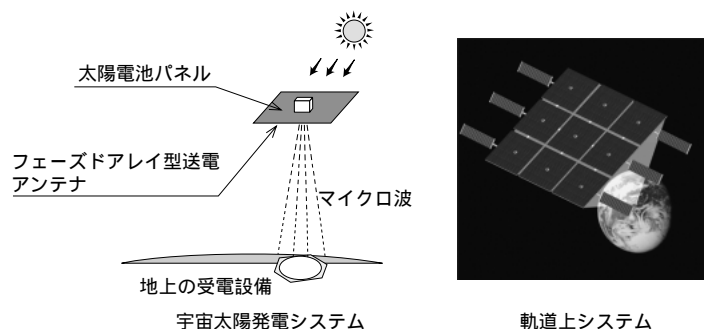


図15 宇宙太陽発電システム 宇宙太陽発電システムの原理を示す

次世代の宇宙輸送システムとして、再使用型宇宙輸送機の研究に取り組んでいる。この研究では、現在の使い切り型ロケットに替えて再使用型の宇宙輸送機を実現し、宇宙輸送システムの大幅なコストダウンと航空機並の高い安全性・信頼性を実現することで、将来の宇宙活動を飛躍的に発展させることをねらったものである。

再使用型宇宙輸送機の機体コンセプトは、スペースシャトルのような垂直打上/水平着陸式、一般航空機のような水平離着陸式、さらには垂直離着陸式など複数の案が検討されている。図14は水平着陸式の一例で、将来の有人宇宙機や完全再使用型宇宙機開発への第1段階となる。ここでは、表3に示す運用をねらうとともに、高信頼性設計手法の確立と、ロバストなエンジン/軽量構造等の基盤技術の取得を目的としている。

当社は、宇宙往還機の開発で培った複合材構造、熱防護材、誘導制御等の技術、及びHシリーズロケット等の開発で得たロケット推進技術、極低温推進薬マネージメント技術、打上げ運用技術等の基礎技術をベースに、更なるコストダウンと信頼性の向上を実現すべく、この再使用型ロケットの研究に取り組んでいる。現在のロケットに続く、将来の宇宙輸送系システムの基幹となるプログラムとしてとらえている。

(4) 宇宙太陽発電システム (SSPS)

宇宙太陽発電システムは、宇宙空間で太陽光発電した電力をマイクロ波で地上に送り、地上の受電設備で受け、電力に変換し利用するシステムである(図15)。宇宙での太陽光発電は、昼夜や天候の影響を受けないため、地上の10倍以上の発電効率が得られ、化石燃料等を消費しない

表3 再使用宇宙輸送機の概要

システム運用要求		機体主要諸元	
ペイロード能力	: LEO 3 ton	全長	: 29.0 m
機体喪失確率	: 1 / 400	全備質量	: 98.0 ton
フライト間作業期間	: 7日	推進薬	: 液体酸素 / 水素
フライト間運用人員	: 100人日		

LEO : Low Earth Orbit, 低高度地球周回軌道

クリーンエネルギーで、地球温暖化にも対処できる。宇宙の電力を日本に常時送電する場合は、日本近傍の静止軌道(軌道高度36000km)上に宇宙発電所を設置する必要がある。宇宙の大規模な発電・送電施設の建設、マイクロ波を使った送電制御、地上での受電、地上から宇宙への低コスト資材輸送等は広範な技術が必要で、当社は、現在これらの研究開発を進めている。図15に軌道上大規模システムを示す。静止軌道上の宇宙発電所の電力規模は数十万~百万KWで、送電アンテナの直径は数百~1000m、地上のマイクロ波受電の設備は直径数kmである。今後、実証研究として、技術実証機(衛星)、パイロットプラントによる実証、その後宇宙発電所実用プラント実現を目指している。本格的なシステム成立のためには、低コストでの地上から宇宙への輸送系も必須であり、このためには、当社の得意とする宇宙輸送系技術の活躍が期待されることである。

4. おわりに

航空宇宙事業は当社の今後の重点分野である、“交通・物流”や、“防衛”分野を支える重要な事業分野である。航空機やロケット技術がこれらを支えることができるように技術の進歩、発展に努めていきたいと考えている。皆様のご指導とご鞭撻をお願い致します。



前沢淳一
常務取締役
航空宇宙事業本部長



小林実
航空宇宙事業本部
名古屋航空宇宙システム製作所
研究部長