解 説

我が国のスペースプレーン*1 ——次世代有人宇宙輸送システム計画——

舞 田 正 孝*2

Key Words: Spaceplane, Hypersonic Flight, Airbreathing Propulsion

1. は じ め に

我が国の宇宙開発は、国際地球観測年 (IGY, 1957 年) のロケットによる上層大気観測に始まって以来、通信、気象観測、科学観測・探査等の分野の衛星の開発、および打上げロケットの開発において相応の実力を身につけ、現在では今後の宇宙空間の広範な利用を可能とする宇宙ステーションの国際共同作業に参加して我が国の実験モジュール (JEM) を開発することとしており、先般、宇宙ステーション協力協定 (IGA) の署名も実施された。また、1990 年代における衛星需要に対応し、2 トン級の大型静止衛星を打ち上げる能力をもつ H-II ロケットの開発により、国際的水準の自主技術基盤が確立されるとともに自在な貨物打上げ手段を手にする見込みである。

一方において、世界の宇宙開発は今や月から惑星探査へとその領域を拡大し、その活動も限られた先進国から開発途上国へ広がるとともに、高度多様な宇宙開発利用の進展が見られ、またとくに欧米を中心に宇宙活動の商業化へも発展しようとしている。

こうした宇宙開発をめぐる国内外の諸情勢の急速な

進展、変化に対応して、昭和 62 年 5 月、宇宙開発委員会の長期政策懇談会は、21 世紀を展望し、長期的ビジョンに立った我が国の宇宙開発のあり方について、「宇宙開発の新時代を目指して」と題し報告を行った¹⁾。

この報告は、我が国の 30 年の宇宙開発の歴史の上に、今後の 20 年間の長期的方針を提案している。「我が国は自主的な宇宙活動を自在に展開しうる技術基盤を早急に構築し」、「今世紀内の努力により、21 世紀初頭において世界の宇宙開発における中核の一翼となることを目標とすべき」と謳い、「宇宙フロンティアの開拓」と題し、むこう 50 年の長期ビジョンを展開した米国ペイン報告 (The Report of the National Commission on Space)²⁾ にも比肩しうる、きわめて意欲的な報告である。

この実現に向けては、これまでにない大規模な技術開発の推進が不可欠であり、科学探査、通信・放送、地球観測、宇宙環境利用、宇宙資源のエネルギー探求等の宇宙活動の展開はもとより、有人宇宙活動の展開とこれら宇宙開発・利用を支える恒久的宇宙施設およびこれらに容易にアクセス可能な宇宙輸送手段としての宇宙インフラストラクチャーの整備が求められる。

こうした宇宙新時代を支える宇宙インフラストラクチャーにおいて、地上と宇宙を結ぶ有人宇宙輸送システム、すなわちスペースプレーンは、最も基本的な要素の一つである。その実現には高度な技術研究開発の推進が必要であることから、科学技術庁研究開発局は、我が国としてふさわしいスペースプレーンの概念、研究開発の基本的推進の道筋等について検討を重ね、スペースプレーン検討会報告としてとりまとめた (昭和 62 年 6 月)³⁾。

本稿においてはこれらの検討等を踏まえ、スペースプレーンの基本的考え方、およびその実現の前提となる技術課題と研究開発の方向などについて解説を試みたい。

著 者 紹 介

舞田 正孝 (正会員)

昭和 23 年生。東京都出身。スタンフォード大学大学院航空宇宙学科修了。昭和 51 年科学技術庁航空宇宙技術研究所。昭和 58~59 年米国 NASA/スタンフォード JIAA 客員研究員。昭和 60~62 年科学技術庁研究開発局宇宙企画課長補佐。現在、航空宇宙技術研究所熱流体力学部主任研究官。STOL プロジェクト、スペースプレーンシステム等の研究に従事。AIAA メンバー、工学博士。

*1 平成元年 3 月 2 日原稿受理 On the Japanese Spaceplane—Perspective on the Next-Generation Manned Space Transportation System R & D

*2 航空宇宙技術研究所 Masataka MAITA

第1図 我が国の宇宙開発・利用の展開¹⁾

2. スペースプレーンの基本的考え方

我が国の宇宙輸送システムのあり方、とりわけ有人宇宙往還輸送システムの構築を課題として討議されたスペースプレーン検討会の報告を踏まえ、次世代の有人輸送システムすなわちスペースプレーンの基本的な考え方は、以下のようにまとめられる³⁻⁶⁾。

- (1) 今後の宇宙輸送システムの開発にあたっては、明確に「有人輸送と無人の貨物専用輸送について機種を分離」すべきこと。すなわち、人間の輸送にあたっては、安全性、信頼性の確保を最優先し、さらには人間にとっての快適性、経済性が重要視される。一方、物資の輸送については、大量の物資を低コストで効率よく輸送することが基本となる。
- (2) 有人宇宙輸送システムの目標としては、「安全で信頼性・運用性が高く、技術的にも経済的にも将来発展のあるシステムとして、航空機なみの十分な安全性、運用の自在性をもった有翼・水平離着陸方式の再使用型有人機（「スペースプレーン」という）」であること。
- (3) スペースプレーン開発においては、宇宙および航空技術基盤の高度化、総合化とともに、新素材、エレクトロニクス等、広汎な高度先端技術の結集が求められるが、この推進に際して我が国は「基盤技術の育成と確立、運用にあたっての自在性を念頭におき独自のプロジェクトとして推進」とするとともに国際協力について、「研究開発の初

期の段階から柔軟に配慮」しつつ、国際共同開発においても「我が国のデザイン・オーソリティを確保」すべきであること。

- (4) 21世紀初頭の実験的運用を目標に、計画段階、実験・実証段階およびプロトタイプ開発段階にフェーズ分けした段階的研究開発計画に基づき着実に推進。（オペレーショナルな運用段階の）スペースプレーンの開発は、これら段階的研究開発の過程で獲得される技術基盤をもって次に進むものとする。また、スペースプレーン実現に必要な技術と、その後の実際的な開発段階にまで成熟させるには地上での十分な試験と実験機による技術実証が不可欠である。
- (5) プロトタイプ開発段階までにおよそ2兆円と見込まれるスペースプレーン計画は、大規模で経済的、社会的に大きなインパクトを与えるプログラムであり、この推進にあたっては、各段階に応じた有効な実施体制の整備・拡充、研究開発施設・設備の開発・整備ならびに資金、人的資源の確保等の条件整備を図ることが不可欠である。

次世代の宇宙輸送システム構築においては、(1)の貨客分離の立場をとったことはきわめて重要である。この基本的考え方の背景には、米国のスペースシャトルの開発・運用等の過程が、有益な示唆となっている。

米国における宇宙往還機構想は、1950年代初期にすでに当時のNACAラングレーで現在の極超音速有翼機に近い概念が検討されていたところであるが、ソ連のSputnik打上げ成功による危機意識が米国をし

・プログラムレベル

2000
↓

・プロジェクトレベル

第2図 スペースプレーン研究開発計画³⁾

て、いかなる手段においても早期に人を宇宙に送ることを求めたこともあり、米国の最初の有人飛行は有翼回収機ではなく輸送カプセル回収となった。もちろんこの技術的背景には、当時十分に強力な推進エンジンの開発がこのスケジュールにのらなかったことも原因する⁷⁾。

その後、再使用型回収機計画として1960年代後半からILRV (Integral Launch and Recovery Vehicle) プログラムが検討され、1969年にNASAのプロジェクトとしてスペースシャトル計画の開始となる。スペースシャトルも当初は完全再使用型の2段式回収機(TSTO)として計画されたが、その後のいわゆる“Political Trauma”により、開発コストは大幅に削減され、この結果ビークルの規模も縮小し、オービターの主エンジンの推進剤は外部タンクにおき、フライバックブースターにかわり固体ロケットブースターとする現在のスペースシャトルの形態へと変更される⁸⁾。

スペースシャトルの低軌道への打上げコストは3,000ドル/kgとされているが、これは、使い捨て部分の外部タンクならびに固体ロケットブースターの再取付け等の再使用性のないハードウェア部分が全体コストの40%以上を占め、またオペレーション経費も飛行オペレーションおよび地上オペレーション、ターンアラウンド、ミッション中の地上支援要員（1万人を超えるスタッフ）、支援施設などで40%を占める。

また、スペースシャトルの輸送ミッションとして、

相当部分の貨物が宇宙ステーションの建設および消耗品の片道輸送であるのに、たとえば宇宙実験室であるSpace Labまで持ち帰る設計としたため、ペイロードの占める割合が小さくなり、打上げコストを上げる結果ともなった。

また、運用コストの問題以外にスペースシャトルのシステムにおいてはターンアラウンド・タイムの問題、運用の自在性等についての制約が指摘されるに至った。

スペースシャトルは、人と物資の輸送を兼ねたシステム設計であるための、高い信頼性や生命維持のための複雑な機能要求と物資輸送のコスト低減化要求とのトレード・オフにより、結果的に開発費、運用費とも高価なものとなり、それぞれのミッション要求を一つの技術システムのなかで実現し、全てを満足させることがきわめて困難であることの例としてとらえることができる。

貨客分離の考え方は、また、物資輸送としてoptimizeしたビークルに、有人輸送機能をもたすことに付随する開発、運用コストが、結果的には正当化されないという示唆とも言えよう。

(2)に述べた基本的考え方は、次世代のスペースプレーンが安全性、信頼性の確保、運用の自在性そして運用コストの低減を目指すこととして要約される。

我が国の宇宙開発において、これまでの無人の宇宙活動という開発基盤から有人宇宙活動へと展開がなさ

第1表 欧米の代表的な R&D 計画

国名	米国	英国	フランス	西ドイツ
プログラム計画名称	NASP (National Aero-Space Plane) (1-3)	HOTOL (Horizontal Take-Off and Landing) (1a)	Hermes (0a,1)	Sänger Space Transport System (12,13)
機関	NASA/DOD	BAe/Rolls-Royce	CNES/Hermes Consortium (Aerospatiale, Dassault-Breguet 等)	DLR/MBB
概要	有人 SSTO (Space Launch Vehicle) 有人 HST (Hypersonic Cruise Airplane)	無人完全再使用 SSTO (ロケット推進 trolley or sled により 3~4 km の runway から離陸)	垂直打上げ (Arian/Hermes) 水平着陸の再使用型有人システム、小型スペースシャトルタイプ (貨物については 15 t 級ペイロード 打上げの Arian 5/L-5 version)	・2 段式再使用型 TSTO ・有人システム Sängler/HORUS (Cargo Version) は Sängler/CARGUS ・その他第 1 段のブースタは European Hypersonic Transport Vehicle (EHTV) ・Arian 5/Hermes の 10~30% の打上げコストに低減 ・HTO ・2~6 crew ならびに 2~4 ton Cargo (LEO) (Cargus 15 t のペイロード、GEO には 2.5 t) ・全体重量は B 747 class の 500 t 以下 (オーバービタは 90 t 程度)
規模・性能	マッハ 8~12 (HST 巡航) 25 (SSTO) 高度、150,000 ft, 400,000 ft. (詳細規模は不明) 技術開発アモンストレータ X-30 \$3.3 billion	・To Orbit ・Concorde 規模をベース ・300 km 共軌道に 7 ton のペイロード ・有人のオペレーションはペイロード・ベイトに passenger カプセルにより対処 ・シャトルに比べて打上げコストを 1/5 に低減を目標、衛星 打上げおよび ESA/Columbus モジュールへの Cargo 輸送	・21 t (Hermes 重量) ・15 m × 10 m × 5 m ・ESA の Columbus モジュールへ 3 名の crew と 3 t 程度の Cargo Payload ・ミッション 11 日間を予定 ・EVA (One man) ・Max. Waiting time to ground → 6 h ・Cross range 2,000 km ・Runway 3,000 m	・Arian 5/Hermes の 10~30% の打上げコストに低減 ・HTO ・2~6 crew ならびに 2~4 ton Cargo (LEO) (Cargus 15 t のペイロード、GEO には 2.5 t) ・全体重量は B 747 class の 500 t 以下 (オーバービタは 90 t 程度)
推進エンジン	エアブリージングエンジン (Scramjet) + ロケット	空気液化エンジン LACE (M=5, 216 km) でロケットに convert.	主エンジンはなし。 リアン 5 ロケットエンジンにより打上げ。	ブースタはターボラムジェット (LH 2) オービタの HORUS はロケット推進
開発計画	・1982-1985 フェーズ I (Concept Definition) ("Copper Canyon" のコード名で予備検討) ・1985-1990 フェーズ II (Concept Validation, \$0.96 billion) ・1990-1994 フェーズ III (Build X-30, Flight Test, \$2.4 billion) ・1995-2000+ (Future Operational System Development) ・現在フェーズ II として Pratt & Whitney, Rocketdyne がエンジン, General Dynamics, McDonnell Douglas および Rockwell が機体開発検討	・開発が authorize されれば無人 version は 1997 年、有人仕様は 2000 年までに運用 ・1986 年 BAe により、2 年間の proof-of-concept スタディとして HOTOL Scale Model の風洞試験開始	・1988 年 1 月 Hermes プログラムが開発フェーズに入る。(フェーズ I, 3 年間で 1990 年まで) ・1996 年に無人の Qualification Test, 有人飛行は 1997 年に予定 (Qualification Flight) ・全体開発費は 4,100 MAU (フェーズ I で 530 MAU) ・1999 年に実運用段階を予定	・2005 年の運用計画 ・1985 年 MBB が Concept を提案、1987 年に西独 BMFT (Ministry for Research & Technology) が Concept Study に助成 ・1988 年に 5 年間の National Technology Program として System Definition study を推進 (1988~1992 年で政府が 2.2 億マルク、その他産業界等から 1 億マルクの投資を予定)
その他備考	・その他有人ミッションのシャトル II (完全再使用型) や無人のシャトル C (Cargo) についても NASP の前段階として検討。 ・Far Space Shuttle として低軌道 (第 1 段) から静止軌道等への有人および無人の 2 段式シャトルも構想が検討されている。 ・1987 年 7 月より ALS (Advanced Launch System) プログラム検討が開始。ALS は Cost Optimized Vehicle として 1990 年代後半以降に \$300/lb の低コスト 打上げを目指す。	BNSC プロジェクトとしての HOTOL 開発 (開発コストは \$6,000 million) に対しては、1988 年 7 月、英国政府はその助成を cut。 現在 BAe, Rolls-Royce を主体に HOTOL Development Corporation 設立を検討中。	ESA として Arian 5/Hermes 計画を 3 年間のフェーズ I/II プログラムとして公式に承認、(1987 年 11 月)	・1987 年の TSTO Concept と区別して Sängler II 計画ともいう。フランス主導の Hermes 計画の logical follow-on としての プログラムに移行しつつある。

れるとき、これまで70年余にわたる有人輸送の視点に立脚する航空の技術基盤の活用、さらには航空と宇宙技術との融合という新たな技術領域が求められる。

安全性、信頼性のさらなる向上を図るうえで、エンジン故障を前提とした冗長系、航空機タイプの制御システム、翼による空気力の利用による推力重量比（thrust loading）の低減、飛行アポート能力、クロスレンジ能力の拡大、設計クライテリア、研究開発プロセス等の活用が不可欠である。

また、運用の自在性、Orbit On-Demand能力、運用コストの低減を図るうえで航空機タイプのオペレーション（地上支援施設、垂直打上げ用アSEMBル塔の制約や使い捨て部分の排除など）の活用がきわめて有効である。さらにこれまでのロケットベースの打上げ手段において全重量の80%以上を占める推進剤を減らすために空気の推進剤としての積極的な利用も不可欠となる。

次世代の輸送手段の構築として二つの、本質的に異なる互いに補足しあうアプローチがあると思われる。その一つは新しい概念と技術の導入により革新的なシステムを構築する方法であり、他の一つは既存のシステムをベースにしてシステムティックな設計改良と発展的開発により信頼性とコスト低減につなげる過程である。我が国において次世代の有人システムを考えると前者の考え方に基づく概念と技術の革新によるシステムの発展性に着目すべきであり、係るシステムの実現に向けてシステムティックな技術開発プログラム

を具体化すべきである。

3. 諸外国の動向

今後の宇宙輸送システム計画について、諸外国の動向、状況について簡単にふれたい。第1表に欧米の関連する計画およびその現状をまとめた⁹⁻²⁷⁾。それぞれ詳細は表中の説明を参照されたいが、先進諸外国は宇宙開発を国の威信、経済発展の成否にかかわる重要問題として、独自に積極的な政策を推進しているところである。

すなわち、米国は宇宙フロンティアにおける世界のリーダーシップをとることを目指し、また欧州は米国

第3図 米国 NASP 計画—X30 実験機—

第4図 英国 BAe/Rolls Royce HOTOL

第5図 西独 Sanger II

に依存しない独自の地歩を確保し、欧州独自の宇宙インフラストラクチャー構築を目指している。またソ連についても、プラン開発の成功にみられるように有人輸送システムは本格的な開発段階に入っている。またロケット推進の水平離着陸式エアロスペースプレーンについても検討中といわれる¹⁸⁾。

このように現在、諸外国においては、それぞれ独自に積極的な政策が推進されているが、地球から宇宙へのアクセスというスペースプレーンの本質的役割を考えると、やがては現在の世界各国の競争から協調へと移っていくものと思われる。しかしながら、ここで重要なことは、前章にも指摘されるように、その際、我が国が積極的な役割を果たしていくためには、本分野において国際的水準の自主技術能力を有することが不可欠である。

4. スペースプレーンの特徴と技術課題

2章で述べたように、スペースプレーンは水平離着陸方式の再使用型有人宇宙往還機であり、航空機、宇宙輸送機および軌道上宇宙機の機能を基本的に併せもつものである。すなわち、航空機のように滑走路から水平離陸し、加速上昇を行う。

亜音速から極超音速にいたる空気の利用可能限度を越えたのちは、ロケットにより上昇加速を続け軌道運動に必要な第1宇宙速度 (7.9 km/s) に達する。軌道上ではランデブ・ドッキングにより宇宙ステーション等、有人活動の拠点となる施設へアクセスして人員の供給・支援を行うなど宇宙機としての役割を担い、ミッション達成後は、軌道から離脱し、大気圏に再突入して再び航空機のように滑走路に着陸する。第6図にこのような飛行形態をとるスペースプレーンの代表的

第6図 スペースプレーンの代表的飛行経路

な飛行経路を例示した。

これまでの宇宙へのアクセス手段は基本的にロケット推進によるものであるが、この基盤に立ったスペースシャトルの軌道投入への経路との相違は明らかである。ロケット推進の場合、空気の影響はピークルの抵抗として作用する以外は、ロケットエンジン推力への影響をほとんど無視できるから、ロケット推進による基本的な飛行方式は、はじめに高度を主体にとり、大気密度が十分小さくなってから、加速フェーズに入る。一方スペースプレーンのようにエアブリージング・エンジンによって推進される vehicle では、そのエンジン推力が大気の密度等に大きく依存することから、機体の熱的/空力的な性能限界、制約条件下で基本的に可能な最大動圧の経路に沿って加速し (すなわち軌道投入に必要なエネルギーのほとんどを占める kinetic energy の相当量 (マッハ 18~19 までの加速でその半分程度) を大気中で得てから)、次に上昇軌道に投入する経路をとる。

さて第6図に示されるように現用の航空機の高度/速度で 100×10^3 フィート/マッハ 3 程度である。スペースプレーンはこれに比べてオーダーとして一桁高い運用エンベロープが求められるとともに、通常のロケット推進方式にみられる重いブースト段などを順次切り離していく多段式、使い捨ての考え方は基本的に排除される。

このようなスペースプレーンの実現には、新しい概念と技術のブレークスルーが求められる。スペースプレーンがシステムとして成立するためには加速上昇時における、空気力の利用、空気の推進剤としての積極的な利用および構造重量、空気抵抗の大幅な軽減等による飛行限界、性能限界の飛躍的な拡大が不可欠であり、このためには、エアブリージング・エンジンお

第7図 スペースプレーン(SSTO)のイメージと技術課題

よびロケットエンジン技術，超軽量機体構造，超高温耐熱材料技術，離着陸/最適軌道の誘導制御技術，機体空力形状，エンジン機体一体化技術，などの革新技術ならびにこれら技術の最適システムインテグレーションが主要な課題となる。

第7図にスペースプレーンの概念イメージと代表的な技術課題を示した。

推進システムとしてエアブリージングエンジンはスペースプレーンの形態を決定する最大の要因の一つである。とくに SSTO 方式のスペースプレーン実現には，推力重量比が大きくかつ高い比推力を広い作動範囲で可能とするラム/スクラムジェットエンジンの実現が求められる。また，機体とエンジンのインテグレーションによる最適化は不可欠であり，有効な空気を取りこみ，効率的な precompression を実現する上で機体フォアボディ，インテーク，アフターボディの最適空力設計がなされねばならない。またエアブリージングエンジンの作動限界の拡大のため，ラム，スクラムジェットエンジンのデュアル化，cryogenic mass の付加等によるスクラムの作動上限の拡大を図ることも重要である。さらにラム/スクラムジェットエンジンの作動域までつなぐエンジンとしてターボ系もしくはロケットエンジンをベースとするダクティッドロケット，LACE 等との複合化が必要であり（第8，9図参照），たとえば，スクラムレースエンジンはその有力な候補として検討されている。LACE については空気液化システムの効率化（窒素を分離して酸素を液化するシステムの検討も含む）により，LACE システムのみによる SSTO 成立の可能性の追求も重要な検

第8図 エアブリージングエンジンの基本サイクルと複合システム⁴⁸⁾ 第9図 エアブリージングエンジン性能⁵⁰⁾

ベースライン性能はダクティッドロケット/ラム-スクラムジェットエンジンのサイクルによる有効比推力 (SSTO モデルで計算)。 I_{eff} の増加は A (空気液化システム), B (cryo-cooled コンプレッサー), C (oxygen の付加)

第2表 スペースプレレンの技術課題

技術分野	内容	重点課題ならびに配慮すべき事項
空力技術	空力抵抗の低減、高 Volumetric 効率、高 L/D (揚力/抗力比) を実現し、かつ低速(離着陸時)領域での空力安定性、高揚力性能を満足し、推進エアブリーディングエンジンとのインテグレーション (Forebody/インレット/Afterbody) による最適空力形態設計。	<ul style="list-style-type: none"> ・システム性能(ペイロード率)の増加要求、大クロスレンジの確保、滑走路長の短縮等) ・エンジン一体化として Forebody での Precompression 効率、境界層の影響 (境界層 Scoop 等)、および Afterbody ノズルとは推力モメントの最適釣り合い等を考慮 ・空力加熱に伴う Nose, 翼前縁, インテーク等の TPS, アクティブクレーキング等熱防衛構造、形状と Drag, 重量とのトレードオフ ・縦・横方向の静的空力安定、動安定問題 ・ABE → ロケット切換え時の最適軌道制御 ・ソニックブーム等 Environmental Factor
機体構造・材料	機体構造重量の超軽量化、空力加熱から機体構造を防護する熱防衛材、アクティブ冷却方式および極低温環境から超高温環境に耐える軽量機体構造設計。	<ul style="list-style-type: none"> ・Hot Structure, 逆熱/冷却構造および強制冷却構造の軽量化、信頼性向上、Complexity の改善 ・冷媒としての極低温燃料の移送制御、エンジン/機体の冷却方式および熱管理技術 ・極低温燃料のタンク構造軽量化 (Slush 氷素等のタンクインテグレーション) ・飛行軌道 (許容最大動圧パス, 空力加熱等 Aero/Thermal 荷重) と機体構造重量増加との最適化 ・複合エンジンシステムとの一体化構造設計 ・急冷凝固 (RSR) タタン合金, 金属マトリックス複合材 (MMC), 耐熱高分子基複合材 (PMC), カーボン/カーボン (CCC), セラミックスマトリックス (CMC) 等先進耐熱材料の開発
飛行制御技術	離陸から加速・上昇、軌道投入、ランデブ・ドッキング、軌道離脱、リエントリ、最終エネルギーマネージメント (TAEM)、着陸フェーズにわたる飛行、速度領域での最適航法・誘導・制御システムの構築、とくに着陸時および超/極超音速での上昇、降下時の信頼性、安定性の高い飛行制御、冗長管理技術の確立。	<ul style="list-style-type: none"> ・空力 Control Surface とエンジン推力制御、軌道操縦システム (OMS), 姿勢制御システム (RCS) 等との最適化 ・縦・横方向の静安定不足から RSS 等アクティブ制御技術 (ACT) も課題 ・安定性、操縦性基準などの評価基準の確立、フライトシミュレータ開発 ・人工知能 (AI) 技術等の応用/Fault Tolerant・Selfcheck システム、マン・マシンインタフェース ・超軽量、高精度のアクチュエータ, Fuel システム, APU 等サブシステムおよび耐環境性に優れた高精度センサー等の開発
数値シミュレーション技術	スーパーコンピュータ/CFD 技術等の適用により、スペースプレレンの性能評価/解析、重量評価、Configuration 設計、解析等の高度化および効率化を図るとともに、最終的に総合知能化設計システム構築を行う。また、地上の試験設備等の制約により実験的に対応できない試験領域をシミュレートしての解析。	<ul style="list-style-type: none"> ・Full Navier Stokes 解法の utilization ならびにペースデータ Correlation ・実在機体効果、乱流モデル、境界層制御の影響や化学反応、解離、非平行反応、希薄体 flow field 解析 ・エアブリーディングエンジン/機体下面 (Fore/Aftbody) 設計、解析では、とくに Nose, Forebody の空力熱荷重, Forebody 下面の Wedge 形状, インレットカウルの形状, Cryogenic Mass Addition 等によるインレット性能解析ならびにエンジン内部流れ場, ダクトロス評価等の解析 ・スクラムジェットの作動域拡大と性能解析ならびにマッハ 8 以上の作動領域の設計性能のシミュレーション
有人技術	離陸から加速・上昇、大気圏突入および宇宙環境ならびに communication プラットフォームを含む帰還時において、安全性、信頼性、快適性を補償するための有人環境制御生命維持システム、有人安全設計・評価システム、緊急事態対応システムおよびパイロット養成訓練、能力維持向上等に係る技術。	<ul style="list-style-type: none"> ・スペースプレレンプログラムの初期の段階からパイロットが参画することが重要 ・業務遂行能力(パフォーマンス)マネージメント, タスク解析などの有人活動技術には、マン・マシンインタフェース系の最適設計が不可欠
推進系技術	推進系はスペースプレレンの Configuration を決定する最大の要因の一つ、軽量かつ高比推力の推進エンジンの開発が必要である。候補としてのエアブリーディングエンジンには、ラム/スクラムジェットエンジンを中心にターボ系(可変サイクルエンジン(VCE)), ターボラム, エアターボラム等、またロケット技術を基盤とした LACE (Liquid Air Cycle Engine), ダクティッドロケット等がある。(第8図)	<ul style="list-style-type: none"> ・エアブリーディングエンジンの作動領域の拡大、高比推力 (I_{sp}) 等高性能化、高い推力重量比 (軽量化) のため熱交換器, 熱交換器, インテーク/圧縮機等の各要素の高負荷比, 超音速燃焼 (scram) についての安定化, 内部ロスの低減およびインテークとの干渉回避, チュアルモード作動の適合性, 最適化技術 ・とくに SSTO 方式のスペースプレレン実現には、スクラムジェットの作動領域の拡大がポイントであり、このため機体下面での Precompression の段階での Cryogenic Mass Addition 等により解離に伴う作動限界の拡大, エネルギのコンバーション, リカバリーが重要。また、ラム/スクラムエンジン作動域までつなぐエンジンとしてターボ系, エジェクター, ダクティッドロケット, LACE 等との複合エンジンシステム化が必要 (第9図) ・このほか、Slush 氷素燃料の採用は冷熱源の確保とともにタンク容量を減少 (固体重量率約 50% の slush で密度は約 15% 増大) するメリットから Slush H₂ 推進システムへの対応も重要課題

討課題である。このほかスラッシュ水素燃料（固体重量率 50% のスラッシュ状態で密度は約 15% 増大）の採用は、タンク容量の減少等のメリットをもつことからタンク構造、推進システムについても、この対応が検討されている。

スペースプレーン実現において、その基本的前提となるものは推進エンジンを含む機体の構造・材料技術の革新であり、これによる超軽量化が図られねばならない。また基盤技術として数値シミュレーション技術の有効な活用が不可欠である。

それぞれの技術の概要、課題と研究開発の方向について第 2 表にまとめたので、詳細については表を参照されたい²⁸⁻⁵⁶⁾。

つぎに、スペースプレーンのシステムスタディについて簡単にふれたい。

これまで、諸外国を含めたエアブリージングエンジン推進方式のローンチビークルの検討は、米国での Goddard (1933 年)、西独 Sanger (1956 年) 等以来技術検討がなされてきたものであり、決して新しいことではない。

これまでの検討の多くは 2 段式水平離着陸方式 (TSTO) が中心であったが、これはステージングによるペイロード率の増大ということもさることながら、検討時におけるエアブリージングエンジンの作動、性能限界や先端材料、構造設計の重量低減化ポテンシャル等によることも多い。さて、我が国においてはスペースプレーン検討会報告をうけ、スペースプレーン研究開発プログラムについて具体的、技術的な討議を行うため、航空宇宙技術研究所、宇宙開発事業団および宇宙科学研究所が中心となって産学官の連携の下に、「スペースプレーン研究開発連絡協議会」(昭和 62 年 7 月) が設置され、この協議会の下にプログラム、機体およびエンジンの各分科会を設け、スペースプレーンのシステムコンフィギュレーション、推進システムの評価/検討、研究開発プログラマティック等の検討が行われている⁵⁷⁾。スペースプレーンシステムスタディ

においては、単段水平離着陸形態の SSTO モデル(全備重量 350 ton クラス、4 名のクルー、ミッション重量 2 ton、500 km の低軌道ヘアクセス)をリファレンスとして設定したシステム検討を行っている。これら関係機関、連絡協議会等の努力により、我が国のスペースプレーンのコンセプトとしてより具体的なイメージが明らかにされていくとともに、本格的な研究開発プログラムの推進に向けての展望が開かれるものである。

5. あとがき

次世代有人宇宙輸送システムとしてのスペースプレーンの基本的考え方、我が国内外の取組みおよび課題となる技術等について解説した。

スペースプレーン実現に向けては、これまででない Technology breakthrough が求められるところであるが、これらの解決には関係機関による広範な研究プロジェクトの推進による技術開発が不可欠となる。

我が国においては、宇宙開発事業団、宇宙科学研究所を中心に、HOPE (H-II Orbiting Plane)^{59,60)}、HIMES (Highly Maneuverable Experimental Space Vehicle)⁶¹⁾等に向けた研究開発の努力により、大気圏から軌道投入・保持、再突入領域を中心とした技術基盤の構築を目指す一方で、航空宇宙技術研究所ではエアブリージングエンジンの技術開発をはじめとして、空力、構造、制御系の重点技術の課題に取り組むとともに、スペースプレーンのシステム概念検討を推進している。

今後、我が国としてはとくに、離着陸および大気圏内での加速上昇等の技術領域を中心に、我が国にとって未経験の超高速、超高空領域における飛行実験等を通して、有人極超音速飛行の技術基盤を早期に構築し、これによって我が国としてのスペースプレーンの設計・開発を可能とする技術基盤の整備を図ることがきわめて重要である。

スペースプレーンは 21 世紀に向けた高度な技術開発チャレンジではあるが、それはもはや決して不可能な夢ではない。技術開発と経験の着実な積み重ねがそれを現実のものとする。

最後に、50 年以上も前に、現在検討しているスペースプレーンの原型ともいえるべき概念を展望した先駆者 R. H. Goddard 博士の言をかりて、本稿を締めくくりたい

“The dream of yesterday is the hope of today and the reality of tomorrow.”

第 10 図 SSTO コンセプトスタディ
スペースプレーン連絡協議会/航空宇宙技術研究所、スケッチ絵は Harry Scott の Courtesy

参考文献

- 1) 宇宙開発委員会長期政策懇談会 (座長, 齊藤成文字宙開発委員会委員長代理) 報告.
- 2) The Report of the National Commission on Space—Pioneering the Space Frontier, Bantam Books, New York, May, 1986.
- 3) スペースプレーン検討会報告, 科学技術庁研究開発局スペースプレーン検討会 (座長, 小林繁夫東京大学教授) 昭和 62 年 6 月.
- 4) Kobayashi, S. and Maita, M.: Perspective on Japanese Space Plane Research and Development, Proc. of 1st International Conference on Hypersonic Flight in the 21st Century, Sept., 1988.
- 5) 小林繁夫: 我が国のスペースプレーンの政策/展望, 第 26 回飛行機シンポジウム, 1988.
- 6) 舞田正孝: スペースプレーンのシステムスタディと研究開発プログラム, 第 26 回飛行機シンポジウム, 1988.
- 7) Hansen, J.R.: Transition to Space: A History of "Space Plane" Concept at Langley Aeronautical Laboratory 1952-1957, J. Brit. Interplanet. Soc., 40 (1989).
- 8) Scott, H.: Space Shuttle Orbiter Configuration Case History, AIAA Paper 78-1569 (1978).
- 9) Williams, R.M.: NASP: Technology for America's Future, Aerospace Am., Nov (1986).
- 10) Tortolano, F.W.: Birth of a Space-Age Plane, Aerospace, April (1988).
- 11) Voelcker, J.: The Iffy Orient Express, IEEE Spectrum, August (1988).
- 12) NASA LRC: Space Transportation System beyond 2000, IAF-87-188, 1987.
- 13) Pland, W.M.: Technology Challenges for the National Aero-Space Plane, IAF-87-205, 1987.
- 14) Branscome, D.R.: NASA Launch Vehicles-Next Twenty Years, IAF-88-189, 1988.
- 15) McDonnell Douglas: Program Development-National Aero-Space Plane, 1988.
- 16) Bekey, I.: Potential Directions for a 2nd Generation Space Shuttle, Acta Astronaut., 17, No. 9 (1988).
- 17) Heppenheimer, T.A.: The National Aerospace Plane, Pasha Market Intelligence Press, 1987.
- 18) GAO: NASP A Technology Development and Demonstration Program to Build the X-30, Report to Congressional Committees, U.S. General Accounting Office, 1988.
- 19) Salkeld, R.: Far Space Shuttle, Aerospace Am. Nov. (1988).
- 20) Wolfe, M.G.: The Coming Revolution in Space Transportation, IAF-88-188, 1988.
- 21) British Aerospace: HOTOL A Future Launch Vehicle for Europe, 1986.
- 22) Wilson, G.P.: HOTOL Aerospaceplane for Europe, IAF-87-208, 1987.
- 23) Flight International, pp.54, Sep., 1988.
- 24) Hermes Program, Directorate of Space Transportation System, ESA, 1987.
- 25) Capart, I.J.: The Phase 1 of the Hermes Development Program, IAF-88-201, 1988.
- 26) Koelle, D.E. et al.: Sanger, IAF-87-207, 1987.
- 27) German Sponsored Hypersonic Activities (1960-1987), Aerospace Research Projects Monitoring, BMFT, 1987.
- 28) Harsha, P.T.: Integrated Hypersonic Vehicle Design, Lockheed Aeronautical Systems Company, 1987, 12.
- 29) Nelms, W.P., Jr.: Effect of Body Shape on the Aerodynamic Characteristics of an All-Body Hypersonic Aircraft Configuration at Mach Numbers From 0.65 to 10.6, NASA TN D-6821 (1972).
- 30) Agnone, A.M.: Analytical and Experimental Investigation of a Swept 3-D Fixed Geometry Mixed Compression Hypersonic Inlet, AIAA Paper 87-0159 (1987).
- 31) Gopaluswami, R. et al.: Concept Definition and Design of a Single-Stage-to-Orbit Launch Vehicle Hyperplane, IAF-88-194, 1988.
- 32) Scott, H.A.: A Synthesis Methodology for Hypervelocity Vehicle Design, Rockwell Intern., October (1988).
- 33) 遠藤 治, 野村茂昭: スペースプレーン, 日本の科学と技術 7-8, 29, No. 251 (1988).
- 34) 久保田弘敏: スペースプレーンの機体技術, 第 26 回飛行機シンポジウム, 1988.
- 35) スペースプレーンシステムの基礎概念検討報告 (三菱重工業/航空宇宙技術研究所), 1989. 3.
- 36) Entry Vehicle Control, NASA SP-8028 (1969).
- 37) 池内正躬: スペースプレーンの制御, 第 26 回飛行機シンポジウム, 1988.
- 38) Helenbrook, R.G. et al.: Evaluation of Active Cooling Systems for a Mach 6 Hypersonic Transport Airframe, NASA CR-1917 (1971).
- 39) 砂川 恵: スペースプレーン用材料について, 第 26 回飛行機シンポジウム, 1988.
- 40) Vahl, W.A. et al.: Study of Heat Sink Thermal Protection Systems for Hypersonic Research Aircraft, AIAA Paper 78-38 (1978).
- 41) スタインバーグ, M.A.: 航空宇宙分野の新材料, Science, 12 月号 (1986).
- 42) 日本航空宇宙工業会: スペースプレーン開発動向調査, 1988. 3.
- 43) 三好 甫, 田村敦宏: スペースプレーンと数値シミュレーション技術, 第 26 回飛行機シンポジウム, 1988.
- 44) Hewitt, F.A.: Airbreathing Propulsion for Advanced Orbital Launch Vehicles, IAF-87-266, 1987.
- 45) 鈴木昭夫: 推進エンジン, 第 26 回飛行機シンポジウム, 1988.
- 46) Doublier, M. et al.: Progress in Airbreathing Combined Engines, IAF-87-262, 1987.
- 47) Cysz, P.: Thermodynamic Spectrum of Airbreathing Propulsion, SAE Tech. Paper 881203 (1988).
- 48) Kors, D.L.: Combined Cycle Propulsion for Hypersonic Flight, IAF-87-263, 1987.
- 49) Bendot, J.G.: Composite Propulsion Systems for a Advanced Reusable Launch Vehicle Application, 2nd ISABE, Mar., 1974.
- 50) Edwards, C.L. et al.: Studies of Scramjet/Airframe Integration Techniques for Hypersonic Aircraft, AIAA Paper 75-58 (1977).
- 51) Dorrington, G.E.: Optimum Combined-Cycle Propulsion Systems for Earth-to-Orbit Transportation, AIAA Paper 88-3073 (1988).
- 52) Billig, F.S.: Propulsion Cycles for Transatmospheric Accelerators, Proc. of 1st International Conference on Hypersonic Flight in the 21st Century, Sept., 1988.
- 53) Escher, W.J.: Combined-Cycle and Hypersonic Propulsion—A Renewed Rocketdyne Initiative, Threshold, Summer, 1988.
- 54) 橋本保成, 的川泰宣: 推進剤に SLH₂/SLOX を使用した単段式打ち上げロケット用推進システムの研究, 宇宙輸送シンポジウム, 1982.
- 55) Notardonato, J.J. et al.: High Density Propellants for

- SSTO Vehicles, NASA TMX-73503 (1976).
- 56) Slush Hydrogen Pumping Characteristics, NBS Technical Note 364, National Bureau of Standard, 1968.
- 57) スペースプレーン研究開発連絡協議会ワークショップ, 1988, 7.
- 58) Yamanaka, T.: NAL's Research for Hypersonic Flight, Proc. of 1st International Conference on Hypersonic Flight in the 21st Century, Sept, 1988.
- 59) Ito, T., Akimoto, T. et al.: Development Scenario of H-II Orbiting Plane, HOPE, IAF-87-210, 1987.
- 60) Takizawa, E.: System Concept and Guidance, Navigation & Control of H-II Orbiting Plane, HOPE, IAF-88-195, 1988.
- 61) HIMES 飛翔体小研究会: HIMES 飛翔体計画概念, 1987, 3.

— 解 説 —

有人宇宙技術と国際協力*1 ——第 4 回有人宇宙飛行技術シンポジウム報告——

第 20 期宇宙航行部門委員会*2

Key Words: Manned Space System, Crew Training, Space Life Science, Moon Base, Artificial Gravity, International Cooperation

1. はじめに

第 4 回有人宇宙飛行技術シンポジウムが平成元年 1 月 19, 20 日の両日, 日本学術会議講堂で開催された。日本航空宇宙学会と学術会議航空宇宙工学研究連絡委員会の共催に移行してから 2 年目にあたる。今回のシンポジウムのメインテーマは「我が国の有人宇宙活動の将来と国際協力」である。我が国の国際宇宙ステーションへの参加が具体化して, 日本の実験モジュール (JEM) の開発が始まるとともに, 第 1 次材料実験 (FMPT) のための搭乗員の訓練が最終段階に移行するなど, 現行の我が国有人宇宙飛行に関する活動分野は国際協力が出発点となっているのみでなく, 今後の国際協力の必要性はますます高まっていくものと予想される。したがって諸外国の有人宇宙技術に関する最新の情報を得ておくことは常に重要である。

このような視点から今回は, 米国航空宇宙局 (NASA) と西ドイツ航空宇宙研究所 (DLR, 旧称 DFVLR) から講演者を招き各国の将来計画を発表していただいた。すなわち, NASA 本部の医学部長ニコゴシアン博士 (A. E. Nicogossian) による「有人飛行—未来への進路 (Manned Space Flight: Pathway

to the Future)」と, DLR のククリンスキー氏 (P. Kuklinski) による「ヨーロッパの宇宙船乗組員の養成カリキュラム (Training Curricula for European Space Crews)」(いずれも特別講演) である。ククリンスキー氏は西ドイツの D1 ミッション (1985 年に打ち上げられた西ドイツ独自の最初の有人宇宙実験) に対しフライトサージャンの一人として参加した航空医学専門家であり, 同氏の講演はヨーロッパで計画中 (まもなく建設予定) の搭乗員訓練センターの概要について述べたものである。また日本の宇宙飛行士 (候補) 3 人を含め, 広い分野の専門家にお集まりいただき, 同じテーマでパネル討論会を最終日に行った。なお, 特別講演としては, さらに今井兼一郎氏 (日本工業技術振興協会理事, 日本学術会議会員) による「我が国の有人宇宙活動の将来展望」を設定した。

以下, 特別講演, セッション講演, およびパネル討論会ごとに, 講演/討論の要旨をまとめることを通じて, 我が国の有人宇宙技術の現状および問題点の解説を試みたい。

2. 特別講演

2.1 我が国の有人宇宙活動の将来展望 (今井兼一郎) 我が国が 21 世紀を展望し, 具体的に宇宙活動を展開していくものとして,

- (a) 宇宙科学研究の推進
- (b) 宇宙利用の実用化の展開
- (c) 宇宙インフラストラクチャーの構築と有人宇宙活動の展開
- (d) 我が国の宇宙産業の展開

*1 平成元年 4 月 18 日原稿受理 Manned Space Technologies and International Cooperation—Report of the 4th Symposium on Manned Space Flight Technology

*2 本シンポジウムは第 20 期宇宙航行部門 (委員長: 二宮敬虔 (宇宙研)) が企画・運営を行った。本報告は部門委員 中島厚 (航技研), 小野島昇 (日産自動車) が担当し, とりまとめた。