ト (SL-W) を加え、さらにスペースプレーンの開発も考えられている模様である。また、宇宙ステーション・ミールを現在軌道運用している。

これに対し、日本の宇宙インフラ構想は H-II ロケット、JEM, SFU, スペースシャトル利用、宇宙往還機を骨子として構築されつつある。このような日本の宇宙インフラ構想の中で、国際宇宙ステーションと協力しつつも早期開発を提案しているのは、H-II 無人小型スペースプレーン (HOPE)、無人小型宇宙モジュール、および極軌道プラットフォーム (ともに H-II で打ち上げ) を構成要素とする日本独自の宇宙イン

フラの構築であり、これは、1) 独自技術による開発、2) 無人で可能な範囲であること、3) 国際宇宙ステーションおよび ESA 宇宙インフラとの補完を考慮していること、4) 小規模かつ現実的規模でのスタートを前提とすること、という特徴を有している。

参考文献

- 1) 第 18 期宇宙航行部門委員会：宇宙基地計画の現状と展望—第 2 回宇宙ステーション講演会報告—、日本航空宇宙学会誌、34 (1986)、pp. 635-646.
- 2) 第 3 回宇宙ステーション講演会講演集、日本航空宇宙学会、1985.4.

一 解 説

空気液化サイクルロケットエンジン*1

平 社 博 之*2・鈴 木 崇 弘*3
渡 辺 篤 太 郎*3

Key Words : Propulsion, Air Breathing Engine, Aero-Space Plane, LACE

1. ま え が き

空気液化サイクルロケットエンジンは、燃料である液体水素の冷熱源を用いて吸入した空気を液化し、液化空気と水素によって作動するロケットエンジンである。

このエンジンは、空気を吸入し、これを推進剤または作動流体として利用する噴進機関であるため、エンジンの分類学上は、通常の航空用ターボジェットエンジンと同じエアブリーディングエンジンの範ちゅうに入るが、構造、生い立ちから考えると、むしろロケットエンジンに属すると思ったほうが妥当のように思われる。

空気液化サイクルロケットエンジンは、1948 年、米国において発明されたものであるが、発明以後、約 40 年経った現在、宇宙往還機用エンジンとして、再び脚光をあびはじめた。これは後述するように、通常の航空機のように一定速度で巡行する飛行体よりも、むしろ高度、速度とも時々刻々変化し、大推力を要す

る宇宙往還機のような飛行体に適した特性を有するからである。それでは、いかなるニーズによってこのエ

著 者 紹 介

平社 博之 (正会員)

昭和 12 年生。東京都出身。昭和 37 年芝浦工業大学機械工学科卒業。同年三菱造船株式会社 (現在、三菱重工業株式会社) 入社。昭和 38 年から液体ロケットエンジンの開発に従事。現職は名古屋航空機製作所エンジン技術部長。

鈴木 崇弘 (正会員)

昭和 16 年生。横浜市出身。昭和 40 年東京工業大学制御工学科卒業。航空宇宙技術研究所を経て、昭和 45 年宇宙開発事業団に入社。ロケットの誘導制御、人工衛星の姿勢制御の研究開発および将来の宇宙機システムの研究に従事。現職は計画管理部研究開発計画課長。

渡辺 篤太郎 (正会員)

昭和 22 年生。静岡県出身。昭和 46 年日本大学大学院理工学研究科修士課程修了。同年宇宙開発事業団入社。現在に至る。小型ロケット、衛星打上げ用ロケットのシステム開発、飛行経路設計等に従事。現在 H-I、H-II ロケット推進系の開発試験を担当。

*1 昭和 62 年 9 月 1 日原稿受理 Liquefied Air Cycle Engine (LACE)

*2 三菱重工業㈱ Hiroyuki HIRAKOSO

*3 宇宙開発事業団 Takahiro SUZUKI and Atsutarō WATANABE

ンジンが期待されるかであるが、これに適確に答えるため、まず、ロケットの歴史的背景から述べることにする。

2. 新型エンジン出現の歴史的背景

第一次世界大戦後、ヒットラードイツは、航空禁止による英米との航空技術のギャップを覆すため、密に大型ロケットの研究を実施していた。

そして、1942年10月3日、ドイツ、ペーネミュンデ試験場において、ドルンベルガー率いる開発チームにより、秘密兵器 V-2 ロケットの試射が行われた¹⁾。

V-2 ロケットは、当時、A-4と呼ばれていたが、発射重量13.5トン、液体酸素とメタノールで作動する推力25トンのロケットエンジンを搭載していた²⁾。発射後54秒で速度1,500m/s (マッハ5) に達し、その後高度90kmに到達した後、192kmを飛昇してバルト海へ落下した。

当時は、音速を超える飛昇体は砲弾しかなく、音速通過時にさまざまな未知の現象がおこると考えられていたこと、砲弾の到達距離が40kmであり、射程が200kmに及ぶ飛昇体は存在していなかったこと、および、航空エンジンより著しく推進効率の低い液体ロケットによる飛昇など夢想だにできなかったこと等を考えると、この成功は、人々の常識を越えた驚歎すべき出来事であった。

そして、これが近代ロケットのはじまりでもあった。それ以降は、米ソの激しい開発競争を経て、ロケット技術はめざましい発展を遂げ、ロケットエンジンの推力も25トンから700トンへ、推進剤も液体酸素/メタノールから液体酸素/液体水素へとかわり、規模、性能共に大幅な向上をみた。

そして、1957年にはソ連が人類はじめての人工衛星スプートニクを打ち上げ、1961年にはガガーリンが宇宙への初飛行を行い、1969年にはサターンV/アポロにより米国が月旅行を実現し、かがやかしい成果を得た³⁾。

しかしながら、これを純技術的にみると、基本的にはロケットの推進システムにしる、機体システムにしる、ほとんど変化なく V-2 ロケットで確立された路線を推移してきたものと考えられる。すなわち、使いすてロケットと内蔵推進剤のみの作動による、いわゆるロケット推進の使用である。

しかしながら、1970年代に至り、ロケットの形態に大きな変化が見られはじめた。それは、大量宇宙輸送時代を迎えて、ロケットの使いすてから再使用への移行である。

米国のスペース・シャトルは、完全な形では再使用

型とはいえないが、この移行へ先鞭をつけたことになる。

それではなぜ、もう少し早く再使用型への移行がなしえなかったかであるが、それは機体構造にしる、推進システムにしる、現状の使いすて型ロケットと同レベルの技術では完全再使用型の宇宙往還機は飛昇しえないからである。

換言すれば、現在の使いすて型ロケットにおいては、ロケットの発射重量の数パーセントしか荷物が運べず、ロケットの機体重量は積荷より大きいのである。

したがって、使いすてロケットに、回収するための翼や着陸装置を付加した場合、その重量増加分だけ荷物が減少し、極端な場合、積荷がゼロまたはマイナスになるからである。

しかしながら、今後拡大するであろう宇宙への人および荷物の運搬に対して、いつまでも使いすて型ロケットを使うわけにいかないことは、誰の目にも明らかである。費用のこともさることながら、ロケットの燃えがらの落下がいずれは問題となるからである。

それでは、完全再使用型の宇宙往還機を実現するためにはどのような技術が必要となるかであるが、それはつぎの2点に絞られる。

- 1) エンジンの性能向上
- 2) 機体重量の軽減

そして、1)のエンジンの性能向上策についてもっとも期待されているものが、空気液化サイクルロケットエンジンも含めた新型のエアーブリージングエンジンの出現である。

エアーブリージングエンジンで、一般に使用されているものは航空機用のターボジェットエンジンである。しかしながら、ターボジェットエンジンは、推力の割にエンジン重量が大きいことと、マッハ3以上の高速における空力加熱に耐えられないことにより、宇宙往還機用のエンジンには適さない。

宇宙ロケット推進システムに適するエアーブリージングエンジンとして、現在、提案されている代表的なものは、つぎの3種である。

- 1) スクラムジェットエンジン
- 2) エアーターボラムエンジン
- 3) 空気液化サイクルロケットエンジン

このうち、1)、2)項は航空エンジンから派生してきたもの、3)項はロケットエンジンから派生してきたものである。

3. 空気液化サイクルロケットエンジンの生立ち

空気液化サイクルロケットエンジンは、米国の

Marquardt 社によって提案され、1960 年代、スペース・シャトルの推進システムの候補として、他のエアープリージングエンジンとともに、トレードオフがなされ空気液化用熱交換器の試作および液化空気／水素の燃焼器の実験まで行われた。

しかしながら、スペース・シャトルが在来型のロケット推進システムを採用することに決定されたため、他のエアープリージングエンジンと同様、日の目を見ることがなかった。

当時の空気液化サイクルロケットエンジンは、空気の予冷および液化の冷熱源に液体水素のみを用いるものであったため、液化量が少なく、また、酸化剤のすべてを液化空気中の酸素でまかなうシステムであったため、酸素量が不足し、十分な性能が得られなかった。その結果、在来型のロケットエンジンに比較して、きわだった利点を有しなかったことと、実現性の面で未知の分野が存在したことにより、トレードオフに勝てず、採用されなかったものと判断される。

しかしながら、当時のロッキード社等のシステム検討においては、空気液化サイクルロケットエンジンを搭載した単段宇宙往還機は実現可能であり、純粋のロケット推進よりも利点の多いことが報告されている。

一方、我が国においても、これらの米国の動きとは別に、独自の空気液化サイクルロケットエンジンの構想があった。

それは、液体水素ロケットエンジンの開発に携わった人なら誰しも経験することであるが、液体水素の流れる配管や機器のまわりには大量の液化空気が発生する。この大量に発生する液化空気を何んとか推進剤として利用できないものかということである。

そして、この液化空気を利用した新型のロケットエンジン、すなわち、空気液化サイクルロケットエンジ

ンの構想が浮上してきたのである。

したがって、我が国の空気液化サイクルロケットエンジンは、液体酸素／液体水素ロケットエンジンの開発の中から生まれ、その性能向上という観点からはじまったものである。

すなわち、従来のロケットエンジンに、液体水素の冷熱源で液化し得た液化空気を推進剤に混入し、比推力の向上を図るというものである。

4. 作 動 原 理

前述のとおり、空気液化サイクルロケットエンジンには、米国を中心として発展した従来型と日本型の二つの流れがある。当然、この二つは作動原理が異なる。以下にその作動原理の概要を紹介する。

4.1 従来型の作動原理 従来型には種々の型式があるが、その代表例はストレートレースと呼ばれる単純サイクルと酸素分離器付のサイクルに 2 分される。ここでは、酸素分離器付のサイクル（第 1 図）を例にとって説明する。

第 1 図において、液体水素はポンプ①で増圧され、空気液化器②に入り空気を予冷、液化する。昇温した水素は空気液化器②から出て、燃焼室③へ入る。

空気は空気液化器②に入り、温度が低下し、気液混合状態で酸素分離器④に入り、窒素と酸素に分離し、酸素は液化してポンプ⑤で増圧され、燃焼室③に入り水素と混合して燃焼し、ノズルより噴出して推力を発生する。酸素分離器④で分離、残留した窒素は、ガス状態で外部へノズル⑥から放出される。

本エンジンは、作動に際して、空気液化器②→酸素分離器④→ノズル⑥の空気の流れを作る必要があるため、機速がゼロの静止状態では作動できず、ある程度の速度までは、他の推進装置によって加速してやる必

第 1 図 従来型酸素分離器付空気液化サイクルロケットエンジンの系統図

第2図 日本型空気液化サイクルロケットエンジンの系統図

第3図 推力500トン空気液化サイクルロケットエンジン構想図

要がある。

4.2 日本型の作動原理^{4,5)} 日本型の空気液化サイクルロケットエンジンの系統図を第2図に示す。

第2図にしたがってエンジンの作動原理を説明する。日本型は従来型とは異なり、機速がゼロの静止状態から作動し、機速に応じて作動状態が変化する。

4.2.1 機速0からマッハ3までの作動 液体水素タンク①には、氷結寸前の14Kの液体水素が蓄えられている。液体水素はプーストポンプ②で増圧され、大部分は空気液化器内の熱交換器③へ供給され、空気を液化した後22Kまで昇温し、液体水素タンクの上④へ戻る。一部分の液体水素は、さらにメインポンプ⑤を通して増圧し、空気液化器の熱交換器⑥、空気予冷器の熱交換器⑦を通った後、燃焼室へ供給され燃焼する。

液体酸素タンク⑧には、これも氷結寸前の55Kの液体酸素が蓄えられている。液体酸素はプーストポンプ⑨で増圧され、大部分は空気液化器の熱交換器⑩へ供給され、75Kまで昇温し、液体酸素タンクの上⑪へ戻る。一部分の液体酸素は空気液化室内の空気流

へ直接噴霧される。

空気は上方の空気取入口から流入し、空気冷媒の空気予冷器⑫と水素冷媒の空気予冷器⑦を通して約90Kまで冷却され、その後空気液化器に入る。

空気液化器では、液体酸素の噴霧、液体酸素の熱交換および水素の熱交換によって空気が液化される。

液化された空気は、液化空気ポンプ⑬で増圧され、燃焼室の冷却ジャケット⑭、空気予冷器⑫を通してタービン⑮に入り、その後燃焼室へ供給され燃焼する。

空気液化器で液化されずに残ったネオン、ヘリウム等の残留ガスは、ロケットエンジンの出口に設けられたエンジン噴流を利用したエゼクタ⑯により吸引される。

なお、空気液化器からタンク上部へ戻った22Kの液体水素と75Kの液体酸素は、4.2.2項の高マッハ数の作動および4.2.3項のロケット作動の推進剤として使用される。

4.2.2 マッハ3からマッハ12までの作動 マッハ数が高くなると、ラム圧力が上昇し空気の液化温度の上昇、液化潜熱の減少により液化率は著しく向上する。

したがって、マッハ3からマッハ12の速度範囲においては、空気液化量増大のための液体酸素と液体水素のタンクへの循環は不要となる。

4.2.3 マッハ12以上の作動 バルブ④、⑧および⑩の切換えにより、純粋なロケット作動となる。

以上の4.2.1、4.2.2および4.2.3の作動原理に基づいた日本型の空気液化サイクルロケットエンジンの構想図を第3図に示す。

4.3 従来型と日本型の相違点 4.1項、4.2項において従来型と日本型の作動原理を説明したが、この両者は、作動特性が大幅に異なる。そのおもなものを列記するとつぎのとおりである。

4.3.1 推進剤とエンジン作動範囲 従来型の空気液化サイクルロケットエンジンの場合、機体に搭載している推進剤は液体水素のみであり、酸化剤は吸入空気を液化した液化空気またはこれから分離した液体酸素である。したがって、水素を燃焼させるに必要な一定量の酸素を吸入空気から取得しないと、このエンジンは作動できない。

このために、空気取入量の低下する高々度の希薄空気中の飛行およびラム温度の上昇する高速飛行は不可能である。

これに対し日本型は、液体水素と液体酸素を内蔵推進剤として搭載しており、吸入空気から得た液化空気は、いわば補助推進剤として利用するものである。したがって、液化空気量の多少にかかわらずエンジンは作動する。

このため、高々度の希薄空気中の飛行が可能であるばかりではなく、真空中の作動も可能である。また、液化空気を冷媒とした空気予冷器を装備することにより、ラム温度の高い高速飛行も可能である。

4.3.2 空気液化能力 従来型の空気液化サイクルロケットエンジンは、空気を液化する冷熱源にエンジン作動時に消費する液体水素のみを用いる。

このため、空気液化器の性能を極限まで向上しても空気の液化量は高々水素の4倍である。そして、この4倍の液化空気の中に含まれている酸素量は、その約1/4で水素と同量となるため、水素を燃焼させるには不十分である。このため、従来型において性能の向上を図るためには、液化した空気の酸素濃度を上昇させる必要が生じ、酸素分離器が必要となる。

これに対し日本型は、空気の予冷、液化に際して、タンク循環ラインを設けることにより機体に搭載されている液体水素と液体酸素の冷熱源のすべてを利用し得ることと、液化空気を冷媒とした空気予冷器を装備することにより液化空気をも冷熱源に利用しうることにより液化能力を大幅に向上させた。

この結果、エンジン作動時に消費する水素の10～30倍の空気の液化が可能となり、酸素分離も不要となった。

4.3.3 空気予冷器の容量と酸素分離器 従来型において、エアブリージングエンジンに相応しい高性能を得ようとするれば、酸素分離器付のサイクルが必要となる。しかしながら、酸素分離器付のサイクルは吸入空気の1/4に当たる酸素のみを推進剤として利用するため、利用する推進剤の4倍の空気量を吸入し、液化温度まで予冷する必要が生じてくる。このため、大容量の空気予冷器を必要とするとともに、酸素分離器も必要となる。

これに対し日本型は、吸入した空気の全量を液化し推進剤として利用するため、空気予冷器の容量は中程度ですむとともに、酸素分離器は不要である。

以上より、日本型は従来型に比べ、作動範囲が広く、軽量でしかも開発要素の少ないサイクルであるといえる。

5. 空気液化サイクルロケットエンジンの特徴

空気液化サイクルロケットエンジンは、従来型、日本型およびこれらの派生型まで加えると数種類に及ぶが、ここでは日本型に焦点をあてて、その特徴を列記することとする。

5.1 作動範囲 空気液化サイクルロケットエンジンは、マッハ0～12、高度0～40kmの空気層のほとんどすべての広い領域で作動が可能なばかりでなく、内蔵酸素を液化空気のかわりに供給すれば、同一エンジンで真空中のロケット作動も可能である。

これは単段宇宙往還機の場合、1種類のエンジンで全領域の作動を行いうることを意味し、他のエアブリージングエンジンにはない特性である。

5.2 エンジン重量 宇宙往還機用エンジンにとって、エンジン重量の軽減は重要である。空気液化サイクルロケットエンジンはロケットエンジンの軽量、大推力の特性をそのまま受け継ぐため、エンジン重量は小さい。また、推力に対する空気吸込流量が小さく、空気取入口等のエンジン周辺構造の軽量化が可能となる。

5.3 開発の難易度 空気液化サイクルロケットエンジンは、液体酸素／液体水素のロケットエンジンの一種とみなされ、技術的にはロケットエンジンの延長線上にある。

したがって、我が国が独自で開発した液体酸素／液体水素ロケットエンジン、LE-5、LE-7で培った技術を用いれば、短期間に、安価に所定のエンジンを開発することができるものと判断される。

5.4 性能 空気液化サイクルロケットエンジンの唯一の欠点は、低速時の性能(比推力)が小さい点である。しかしながら、通常のエアブリージングエンジンが速度の上昇に伴って性能が低下するのに反し、空気液化サイクルロケットエンジンは速度の上昇に伴って性能が向上し、マッハ5以上においては他のエアブリージングエンジンのそれを上回る。

したがって、マッハ0～12の広範囲な作動における総合性能では、他の型式に匹敵する特性を有するものと考えられる。

具体的には、エンジンの比推力はロケットに内蔵する酸素と水素の割合(混合比)および飛昇速度、高度によって大幅に変化するが、平均的な性能としては、混合比5では比推力は約800秒、混合比2.5では約1,100秒、混合比1では約1,600秒、混合比0、すなわち液体水素のみでは約2,500秒である。

混合比が低いほうが比推力は向上するが、推進剤の平均比重は低下し、タンクの容積が増大する。

離陸時の重量が問題となる水平離陸機では、混合比が低く比推力の大きいところに最適点があり、着陸時の重量が問題となる垂直発射水平着陸機では、混合比が高くタンク容積の小さいところに最適点があると考えられる。

なお、空気液化サイクルロケットエンジンは、液・固体混合のスラッシュ水素、スラッシュ酸素の使用、超耐熱合金の使用等、新技術を付加すれば、前述の性能をさらに30%程度増加させることができるもので、将来の改良の余地をもった発展性のあるエンジンである。

6. 今後の展望

空気液化サイクルロケットエンジンは、前述の生立ち、作動原理および特徴から考えて、宇宙往還機にとって、非常に魅力的なエンジンと判断される。

それでは、空気液化サイクルロケットエンジンを用いた宇宙往還機がはたして実現するかであるが、この成否は宇宙往還機の規模とミッションによると同時に、空気液化サイクルロケットエンジン自身の実現性にかかっている。

そして、この実現性上、最も問題となるものが開発上のキー・テクノロジーである。

6.1 キー・テクノロジー⁶⁾ 空気液化サイクルロケットエンジンの開発上のキー・テクノロジーはつぎの4点である。

- (1) 熱交換器
- (2) 液化空気昇圧ポンプ
- (3) 液化空気燃焼器

(4) 制御装置

以下、これらについて若干補足する。

(1) 熱交換器：熱交換器は、火力発電プラント、原子力発電プラント、淡水製造プラント等の一般産業用から自動車、航空機さらには一般家庭用のエア・コンに至るまで、幅広く使用されており、その規模、種類也多岐にわたる。

熱交換器は熱伝達の方法により、つぎの3種に大別される。

a) 隔板式：平板や管状の隔板の垂直方向の熱通過によって熱交換を行う方式。

b) 蓄熱式：固体蓄熱材の熱容量を媒介として熱交換を行う方式。

c) その他：熱交換を要する二つの流体の間を循環する第3の流体を用いて熱交換を行う方式。

空気液化サイクルロケットエンジンの熱交換器としては、その特徴を十分配慮し、最も適した方式を選定し、高効率で軽量の熱交換器を設計、製作することが課題となる。

(2) 液化空気昇圧ポンプ：液化空気をキャピテーション等の発生なしにスムーズに吸い込み、高圧まで昇圧するポンプが必要となる。

(3) 液化空気燃焼器：液化空気を酸化剤として利用する液化空気/液体水素のロケットエンジン燃焼器が開発の課題となる。

(4) 制御装置：マッハ数の変化に伴って推力、混合比、吸入空気量を変動させることが必要である。

このため、精度の良い制御機構が必要となる。

6.2 空気液化基礎試験 6.1項の開発上のキー・テクノロジーのうち、最も難度の高いと思われる(1)項の高効率、軽量熱交換器について、空気液化に際して生ずる固化物質の除去に関する基礎試験を実施した。この結果を紹介する。

(1) 試験内容：小型の熱交換器を試作し、空気液化試験を行い、空気の流速、チューブ配列、温度に対

第1表 空気の組成とその沸騰点、凝固点⁷⁾

組 成	容 積 (%)	重 量 (%)	沸騰点 (°K)	凝固点 (°K)
N ₂	78.09	75.12	77.2	63.1
O ₂	20.95	23.15	90.0	54.2
Ar ◎	0.93	1.28	87.3	83.7
CO ₂ ●	0.030	0.046	194.5 ^{a)}	—
Ne ○	0.0018	0.0012	27.1	24.3
He ○	0.0005	0.00007	4.1	0.8
水分 ●	1.68 ^{b)}	1.04 ^{b)}	373.0	273.0

^{a)}昇華, ^{b)}15°C 飽和状態

◎液化空気に溶解する, ●空気液化時に固化する, ○ガスとして残る

第4図 小型熱交試験配管系統図

第5図 基礎試験セットアップ状況

第6図 試験中の熱交チューブの霜付着状況

第7図 試験後の熱交チューブの霜付着状況

する氷、ドライアイスの付着状況を把握した。

試験の系統図を第4図に、セットアップ状況を第5図に、試験中の熱交換器チューブへの霜の付着状況を第6図に、試験後の状況を第7図に示す。

第6図は試験中で、チューブのまわりに適度な空気の流れがあるため霜の付着はそれほど厚くは発達しない。これはある程度まで霜が成長してチューブへの付着量が多くなると、空気流によって後方へ流されるためである。

第7図は試験後、空気流がなくなり、霜が成長して

きた状態を示すものである。

液化試験は、予冷の条件、液体水素の流量、エゼクタの真空度をパラメータにして実施され、液化空気が製造された。

ここで参考のため、空気の組成およびその沸騰点、凝固点を第1表に示す。ここで、アルゴンは液化空気に溶解し、ヘリウム、ネオンは液化せずガス状で残ることになる。

(2) 試験結果：氷、ドライアイスの熱交換器チューブへの付着、目づまりは予想よりはるかに少なく、きわめて容易に液化空気を製造できることを確認した。

以上の基礎試験の結果より、空気液化サイクルロケットエンジンの最も難度の高いとされていた空気液化時の固化物質の問題が解決された。

これにより、本エンジンの開発に明るい見通しが得られたものと判断される。

7. あとがき

2項で述べた宇宙往還機の候補エンジンであるスクラムジェットエンジン、エアターボラムエンジンおよび空気液化サイクルロケットエンジンは、世界においてもまだ確立された技術はなく、実証エンジンも存在していない状態にある。

そして、各国とも、これらのエンジンについては、これから研究開発を開始する段階にあり、今後、数年から十数年にわたって研究開発競争が繰り広げられるものと考えられる。

我が国においても、最近のロケット技術の発展はめざましく、宇宙先進国である欧米のそれに追いつきつつあるといっても過言ではない。

したがって、我が国でも宇宙往還機用エンジンの開発を行うことは可能と考えられ、また、経済大国日本として、人類共通の遺産となる宇宙往還機の開発の一端を担う責務があると思われる。

しかしながら、今日までの我が国の開発パターンをみると、それは欧米のあと追いであり、大筋においてすでに確立された技術への直線的なまい進であった。

宇宙往還機のエンジンのような人類未踏の技術へ挑戦する開発においては、今日までの日本的な開発手法は必ずしも適していないものと考えられる。

今後は、広い視野をもった、産、学、官の連携による、幅の広い開発体制が必要になるものと考えられる。

終りにあたり、ここで世界の航空宇宙エンジンの歴

史を振り返り、新型エンジン出現の素地を探ってみたいと思う。

航空エンジンにおいては、1902年、ライト兄弟は12馬力のレシプロエンジンによって、初の動力飛行を行った。そして、1939年、ドイツ、フォン・オハインの特許による初のターボジェットエンジンを搭載したハインケル He 178 戦闘機が飛行に成功した。すなわち、ライト兄弟のレシプロエンジンから37年後に、オハインのジェットエンジンが出現した。

これは航空機の発達に伴う、速度、高度等の上昇に在来型エンジンが適合できなくなり、新型エンジンが必要になったためと考えられる。

ロケットエンジンにおいては、1942年、推力25トンのV-2ロケットが試射に成功した。

現在は1988年、オハインのジェットエンジンおよびドルンベルガーのV-2ロケットの出現からすでに40年以上が経過している。そして、新たな乗物である宇宙往還機の出現が待望される時代に入りつつある。宇宙往還機は、在来型の航空機やロケットとは速度、飛行環境において大幅に異なり、在来型のエンジンでは対応できないものである。

このような見方をすると、現在は、まさに新型エンジンの出現の時代である。

はたして、宇宙往還機のエンジンとして候補に挙がっているスクラムジェットエンジン、エアターボラムエンジンおよび空気液化サイクルロケットエンジンが、新型エンジンとして登場しうるのは、また、このなかで生き残るものはいずれであるか、いずれの国が先鞭をつけるか等、これらは非常に興味をそそる事柄であるが、これに答えるには現時点ではあまりにむずかしすぎる。適確な答を得るには、まだまだ年月が必要のように思われる。

参考文献

- 1) ドルンベルガー, W.: 宇宙空間をめざして, 岩波書店, 1967, pp. 3-22.
- 2) 遠藤宏二: ロケット工学, 日刊工業新聞社, 1960, pp.17-22.
- 3) アーサー・C・クラーク: 宇宙への挑戦, タイム・ライフ・ブックス, 1973, pp.74-97.
- 4) 平社博之, 伊藤隆宏, 長谷川恵一: 空気吸込式ロケットエンジン, 宇宙輸送シンポジウム, 1983, pp.113-116.
- 5) 平社博之, 伊藤隆宏, 長谷川恵一: 空気凝縮型ロケットエンジンの検討, 宇宙輸送シンポジウム, 1984, pp.17-18.
- 6) 平社博之, 伊藤隆宏, 長谷川恵一: 空気凝縮型ロケットエンジンの空気液化試験, 宇宙輸送シンポジウム, 1985, pp.71-72.
- 7) 機械工学便覧改訂第4版, 日本機械学会, 1961, p.10-5.