航空宇宙開発研究の諸問題について*

R.L. BISPLINGHOFF**

アメリカ航空宇宙局は、最近、創設 5 周年記念を迎えた。アメリカ航空宇宙局は、1958 年（昭和 33 年）にアメリカ合衆国の法律の定めるところによって創設されたものである。アメリカ航空宇宙局の目的とするところは宇宙の平和的な開発に必要な国家計画を実施することである。わたくしどもの研究は全く平和的な目標に向かって進められているのである。発足以来今までの 5 カ年で、アメリカ航空宇宙局とその計画は全く何もなかった状態から今ではアメリカ合衆国の科学的・技術的事業のなかで一番著名なものとされるまで生長したのである。昨年（昭和 37 年）において、アメリカ合衆国が宇宙研究と開発に投資した金額は 37 億ドル（約 1.3 兆円）にも達し、また宇宙開発に従事する政府職員の数も約 3 万名であって、このほかにいろいろの大学や民間企業の科学者、技術者、特技者が多数協力している。

アメリカ合衆国の宇宙開発計画は簡単にいうと 3 つの主要部門に分けることができる。一番目は有人宇宙飛行（manned space flight）である。この計画はグレン中佐やその他の宇宙飛行士が軌道飛行を行なったマーキュリー計画（Mercury project）とこれにつづいて行なわれるジェミニ計画（Gemini project）とである。ジェミニ計画は 2 名の宇宙飛行士が軌道飛行を行ない、月着陸を目標とするアポロ計画（Apollo project）のためのランデブー（rendezvous）に必要な技術を完成することである。アポロ計画は 1970 年までに 2 名の宇宙飛行士を月の表面に着陸させてから安全に地球に帰還させるのが目的である。

アメリカ航空宇宙局（以下 NASA という）の二番目の計画は無人宇宙飛行であって、気象衛星、通信衛星はもちろんのこと科学的な観測だけを目的にしているマリナー 2 号（Mariner II）のような宇宙探査機

（Space probes）などである。宇宙開発計画のこの部分は宇宙科学・応用部（Office of Space Sciences and Application）の指導の下に行なわれている。

最後の、つまり三番目のわれわれの計画は高等研究技術（advanced research and technology）に関するものである。高等研究技術計画はつまり現在行なわれている有人ならびに無人宇宙飛行計画に続いて将来行なう必要のあるすべての研究と高度の開発で、これについて努力しているわけである。宇宙開発活動のこの部分がわたくしの管轄でありまして、本日皆様にお話する主なテーマである。一般的に申して、わたくしどもが進めている高等研究技術計画の大部分のものは 1970 年代か 1980 年代に実を結ぶことになるであろう。したがって、わたくしどもの高等研究技術計画はかなり将来を見越して進められているのである。わたくしどもは研究開発に必要な人的・物的要素（resources）の約 10～15% を基礎研究部門（research）に向けていて、このため 5 つの主要研究所がこの面を担当している。これらの研究所を挙げると、バージニア州のラングレイ研究所（Langley Research Center）、カリフォルニア州のエイメス研究所（Ames Research Center）、オハイオ州のルイス研究所（Lewis Research Center）、カリフォルニア州の宇宙飛行研究所（Flight Research Center）およびネバダ州の原子力ロケット開発実験所（Nuclear Rocket Development Station）の 5 つである。これらの研究所が行なっている研究業務は大へん範囲が広く、一方では純粋な基礎研究を行ない、他方では高度ないろいろのシステムを機械（hardware）として開発する業務にまでおよんでいる。わたくしどもは、かなりの程度に純粋基礎研究を重要視しなければならないと固く信じていて、基礎研究の重要なことはいつもわたくしどもはその成果によって現実にそれを立証して来た。

わたくしどもの広範な研究開発活動の一つの面として、わたくしどもが持っている有望と思われるたくさん アイデアのなかから限られたものを実用的な段階

* Research Key to Aeronautics and Space. 昭和 38 年 11 月 5 日講演要旨 英文速記はん訳 科学技術庁 館林昌平、昭和 39 年 4 月 20 日原稿受理

** アメリカ航空宇宙局高等研究技術担当次長
(Associate Administrator for Advanced Research and Technology, National Aeronautics and Space Administration.)

に発展させる方法を見出すこともある。この目的とするところは、実用的な装置を造る前に、一そう研究する必要のある技術的分野を探究することである。わたくしどもは実用的な装置の開発についての経験から、そのためには事前に十分な技術を確立しなければならないということを学んだ。そうでなければ、実用的な装置の開発には莫大に金がかかり、また長い年月を必要とするからである。したがって、実際の器材システム (hardware system) を時宜に適して開発するためには、できるだけ早い時機に必要な技術を確立することが極めて大切であると考えている。

大雑把にいうと、重いペイロードを遠距離宇宙空間に運ぶことに成功するかどうかは4つか5つの基本的な部門について、われわれが十分な知識を持っているかどうかにかかっているといつてよいであろう。この一番目の事項はエネルギー変換と推進であって、二番目は材料とその構造上の問題であり、三番目は制御、宇宙航行および通信で、四番目は宇宙空間の環境に関する知識である。五番目は宇宙空間の環境が人体や生物学的組織におよぼす影響についてである。わたくしは、これから、今申した5つの部門についてわたくしどもが進めている研究のいくつかについて述べて見ることにしよう。

エネルギー変換と推進

エネルギー変換の将来についてわたくしどもが直面している事項は人類がかつて直面したことのない技術的に最も難しいものである。地球の表面上において駆動したり、または地球から離れようとする場合はいつも人類は自然が供給するエネルギーを推力や電気エネルギーに変換させるエネルギー変換サイクルによって来た。新しいいろいろの宇宙飛行体の場合、わたくしどもは普通2種類のエネルギー・コンバーターに関心を持っている。その一つは推力を出す推進装置で、二つ目は宇宙飛行体に搭載する動力源で、電力を発生させ宇宙飛行体の各種器材を動かすためのものである。自然界がわたくしどもに供給する3つのエネルギー源は、化学エネルギー、太陽エネルギーおよび原子力エネルギーである。したがって、わたくしどもの仕事は、いま述べた3種類のエネルギーを推力や電力に変換させる方法を見つけることである。

化学推進は地球の重力圏から脱出しようとする方法として現在使われていて、数年の後には遠距離宇宙に到達することにもなるであろう。わたくしどもの現在の研究計画は液体ロケット・エンジンと固体ロケット・エンジンの両方について行なわれている。この研究計画は推進の化学、ロケット・エンジン開発および一そう高度な各種システムを開発するために必要な技術的

諸問題について、理解を深めるために行なわれている。

第1図はわたくしどもが化学推進についての知識を深めるために進めている研究のいろいろの分野を図に示したものである。わたくしどもが行なっている研究は、液体推進、高エネルギー固体推進、液体と固体推

第1図 化学推進

進の両方を用いる、いわゆる、ハイブリッド化学推進方式 (hybrid chemical propulsion systems) などである。推進の研究のほかに、わたくしどもは、燃焼、流体力学、熱伝達やいろいろな材料についても研究を進めている。いままでの2~3年のあいだに行なわれた研究結果から非常に大型のロケット・エンジンの開発を可能にするため、重要な進歩を遂げたと信じている。第2図はアメリカで開発している一番大型のF-1

第2図 在来型ロケット・エンジンをスケール・アップした場合の比較と、将来のエンジン計画

型エンジンのスケッチである。推力は150万lb (675t) で、アポロ計画のカプセルを月の軌道に送るサターン5型ロケットに使われることになっている。つぎの段階は推力2,400万lb (10,800t) 級のエンジンの開発であると信じている。もし、わたくしどもがF-1型エンジンの技術を推力2,400万lb (10,800t) 級のエンジンの開発に応用すると、第2図の左から2番目に示した大きさになる。燃焼室圧力を高めて行なった最近の研究結果によって、第2図の左から3番目に示し

たようにエンジンはかなり小型化できると信じている。このほか、多段燃焼方式 (multiple-combustion system) の研究も行なっていて、これは一つの燃焼室に代わって数個の燃焼室で燃やすものである。この方式を採用すると、推力 2,400 万 lb (10,800 t) のエンジンは第 2 図の右端のように大へん小型化できると考えている。

F-1 型エンジンの開発がスタートしてから、僅か数年の間にロケット・エンジン技術がどんなに進歩したかを知ることは大へん興味深いことだとわたくしは考えている。技術者は、いろいろ山積していた多くの問題を研究によって解決し、高圧エンジンの利用を実現したのである。これらの諸問題の一つは液体輸送ポンプであった。推進の圧力を数 $1,000 \text{ lb/in}^2$ ($1,000 \text{ lb/in}^2 = 70.31 \text{ kg/cm}^2$) に高めるにはポンプ器材の改良が必要であった。推進を高圧でポンプ輸送する場合、いままですら直面した一つの問題はキャビティションで、つまり液体の内部に蒸気が発生することである。液体水素のポンプ輸送の場合にキャビティションが起き、ポンプに蒸気が発生し、その比重を液体水素にくらべると約 0.005 である。この現象がポンプ輸送において輸送特性にいちじるしい影響をあたえており、ポンプの機能を大へん低下させることになる。これは、また、このような大型エンジンの推力ベクトル調節にも問題が起きてきて、ジンバル (gimbal arrangement) の使用ができなくなる。推力ベクトルを調節するにはノズルの側面に液体を噴射させるのも一つの方法である。このようにして平均流量を僅かに変えてサイドフォース (side force) を生じさせるのである。わたくしどもの研究計画の成果から、将来の新型エンジンの推力ベクトル調節は、燃焼室や噴射口を動かすよりも、液体噴射による方がよいという自信を持つようになった。

皆さんが御承知のように、ロケット推進の性能は比推力で表される。いままでのロケット開発においては比推力のレベルはあまり大きい変化を示さなかった。ところが、1958 年 (昭和 33 年) に水素と酸素を用いる最初のロケット・エンジンの開発が始められてからは比推力が大へん向上した。人間を月面に送り、また、地球に帰還させる NASA の計画は、第 1 段以外は燃料として全部水素と酸素を用いるサターン・ロケットの成功にかかっているのである。水素と酸素を使うと現在のエンジン技術では比推力は約 420 秒となる。燃焼室圧力とノズル面積比 (nozzle area ratio) を高め、また燃料にベリリウムのような元素を添加すると、比推力は前に述べた数値よりも 25% 高めることが可能と思われる。

さて、わたくしどもは他の液体推進、たとえば水素

と弗素、酸素-ジフロライドとダイボレインなどの研究も進めている。水素と弗素を結合させると、いろいろな化学反応のなかで最大の比推力が得られた。しかしながら、実用的エンジン (complete engine) に採用できる可能性を確かめるためには多くの実験を行なわなければならない。

このほかに興味のある使い方は、酸素-ジフロライドとダイボレインである。この組み合わせでは、比推力は水素と酸素の場合とほぼ同じであるが、比重が約 3 倍も大きいのが長所である。比重が大きければ、もちろん、推進タンクの容量を減少させる大きな利益があるわけである。このほかの長所としては、酸素と燃料の液化温度が約 -250°F (約 -157°C) であるから燃料の貯蔵が大へん容易になるわけである。しかし、この組み合わせを成功させるまでには、解決しなければならないたくさん問題もある。たとえば、火焰温度が $8,000^\circ\text{F}$ (約 $4,427^\circ\text{C}$) にも達するので現在用いられている材質で耐えられる温度を遙かに上まわるわけである。

大型ロケット・エンジンを開発する上で、非常に難かしいほかの問題は燃焼が不安定なことである。エンジンを開発する上で、燃焼の不安定性を排除するには大へん金がかかり、また長い期間をかけていろいろ研究しなければならない。わたくしどもは、この現象を理解するために基礎研究に力を注いでいる。わたくしどもは、たとえば、推進の燃焼室における蒸発速度と燃焼の動揺 (combustion oscillation) との間に重大な関係のあることを発見した。エンジン開発のはじめの段階で設計変更を利用できるほど十分にこのプロセスを理解できるようぞんではいるが、いまのところこれに関する知識はまだ得られていない。

わたくしどもの液体ロケット・エンジンを用いても十分研究すれば比推力を約 25% 程度向上させられるかも知れないことを述べておきたいと思う。それでは、比推力を高めるためにわたくしどもが考えているのはなんだろうか？ わたくしどもの研究結果によって、原子力推進方式を採用すれば、かなり高い比推力が得られるという確信が持てるようになった。したがって、わたくしどもは原子力ロケット・エンジンの開発を成功させるために必要な技術を確認させる研究計画を持っている。それでは、比推力はどの程度に高められるだろうか？ 固体炉心原子力ロケット・エンジンでは、比推力は 800 秒程度になるというのがわたくしどもの信念である。このエンジンの推力-重量比は 10 を越えることができるだろうと信じている。第 3 図はアメリカが現在開発しているナーバ (NERVA) 型原子力エンジンを示したものである。この原子力エ

第3図 原子ロケット・エンジン

エンジンはグラファイト炉心型で、ウラン 235 をグラファイト炉心に挿入するもので、液体水素を入れる大型タンクを備えている。液体水素はタンクからポンプ輸送されエンジンノズル壁に圧入される。液体水素は蒸発し、原子炉内の通路を通して高温に加熱され、ノズルから噴射する。

第4図はアメリカ合衆国の原子力ロケット計画の主な段階を示したものである。第一段階はキイウィ (KIWI) 原子炉である。この原子炉が飛ばないようにキイウィも飛ばない鳥である。わたくしどもは、現在、

第4図 原子力ロケット計画

このキイウィ原子炉開発の最終段階を進めている。この計画のつぎの段階は、キイウィ原子炉をナーバエンジンに取り付けることである。そのつぎの段階は、ナーバエンジンと液体水素タンクを結合させる工程である。エンジンの大きさは第4図に示した立っている人と比較すると理解していただけたと思う。ナーバ・システムはアポロ計画のために開発を進めているサタン5型ロケットの上部エンジンに使用するものである。皆さんが今ご覧になったエンジンの開発のほか、わたくしどもはいろいろの材質、液体機構、熱輻射や、設計のために理解しなければならないそのほかのい

ろの問題についての研究も進めている。サタン5型ロケットの上部につけるこのエンジンを使って、ほかのいろいろのこともやるようになるであろう、たとえば、42万 lb (189 t) のペイロードを約 100 日の宇宙空間飛行の後に火星の軌道に乗せることもできるであろうし、また 1.5 万 lb (6.8 t) のペイロードを 80 カ月かけて木星に、また 10 万 lb (45 t) のペイロードを約 1 年かけて金星に送ることもできるであろう。

化学推進方式が改善されているように、原子力推進の分野でも開発できるほかのいろいろの原子力ロケットがある。たとえば、わたくしどもは、また、ガス状炉心を持った原子力ロケットについての研究も進めている。このような装置が開発される前に、かなりの発明や工夫が必要である。このようなロケットの内部では、核分裂性物質が懸垂するよう安定したガスの渦流 (gaseous vortex) が必要となる。この渦流は極めて安定であって、核分裂性物質が極めて僅かしかロケット・エンジンのノズルから外に飛び出さないようにしなければならない。流体機構のこのようなシステムは未だ開発されていないが、将来にはこのシステムは可能になると思われる。この方式によって比推力は約 2,000 秒程度になることが期待できるから、つまり、固体炉心原子力ロケットの約 3 倍の比推力となるわけである。この原子力エンジンのペイロード能力は驚くほど大きくなるであろう。たとえば、第1段ロケット・エンジンだけで地球の表面から離れて軌道に乗り、また遙かの遠距離宇宙空間へまで到達できるようになることであろう。これこそ成し遂げなければならない目標であることは確かである。

皆さんは、ロケット・エンジンの推進についてもっと話してもらいたいとお考えになっておられると思う。わたくしどもは、電気推進エンジン実現の見通しも持っている。電気推進エンジンの比推力は大へん大きく 1 万秒程度である。電気推進エンジンは、しかし、推力が小さいので、地球の重力圏を脱出した後のロケットの上段エンジンにだけ使用することができる。つい最近まで、NASA が行なってきた電気推進に関する研究は主に推進装置またはエンジンの科学的・工学的開発に力を注いで来た。電気推進エンジンまたは推進装置の基本的な実現性について最近になって認められるようになった。いろいろな電気推進エンジンは 3 つの主なグループに分けることができる。その一つは電気-熱エンジン (electro-thermal engine) で、アークによってガス状推進剤を高温に加熱してからノズルで膨張させ推力を発生させるものである。二つ目はイオンエンジンであって、静電界 (electro-static field) で荷電粒子を加速させて推力を発生させるもの

* ニュージーランド産の小形だちょうの類で、翼がないから飛べない。英空軍では飛行機に乗らない陸上勤務員をこの俗語で呼んでいる。

である。三つ目は電磁エンジン (electromagnetic engine) で、定常磁界またはいろいろ変化する磁界によってプラズマを加速して推力を発生させるものである。昨年、セシウム接触イオン・エンジン (cesium contact ion engines) が開発の段階に達したので、宇宙飛行用推進のために利用できると自信をもって発表できるし、また、これらのエンジンは、必要によっては、宇宙飛行テストの準備ができていともいうことができるであろう。第5図はリニヤ・ストリップ・セシウム・イオン・エンジン (linear strip cesium ion engine) を示したものである。左側の図は 3 kW のモジュール (module) である。このモジュールは約 0.01 lb (約 4.5 g) の推力を発生し、全体の大きさは外側で 4×5 in (5×6.3cm)、動力は約 3 kW を必要とする。この図は、また、高推力のエンジンを造るためモジュールをどのようにクラスター (cluster) するかを、想像して図示したものである。この方式によると、基本的に必要な推力のイオン・エンジンはクラスターによって組み立てられると考えられる。たとえば、この図の真ん中のエンジンは、ご覧のように 9 個をクラスターして造られている。このクラスターの推力は 1/10 lb (約 45 g) で、比推力は約 6,000 秒である。大型ロケットに必要なようにたくさんクラスターさせてメガワットのクラスターを造ることももちろん可能であろう。

第5図 電気推進エンジン

電気推進エンジンには、発電する方法がなければならない。宇宙空間で電力を発生することは、わたくしどもにとって大へん難かしいほかの問題である。電力は電気推進エンジンだけでなく、誘導方式、制御方式、通信方式、計測、宇宙空間における人間の生息に必要なシステムやそのほかいろいろ宇宙飛行体に搭載しなければならない器材のためにも電力が必要である。わたくしどもは、また、月やほかの惑星の表面に設けられた基地で発電することも考えなければならない。3種類のエネルギー源、つまり、化学エネルギー、太陽エネルギー、または原子力エネルギーのどれか一

つを使用するために選ぶことは、電圧と発生しなければならない電気エネルギーの総量によって決めらる。

第6図は宇宙開発に必要な動力のいろいろな応用範囲を示したものである。縦軸は動力 (kW) をあらわし、横軸はその持続時間をあらわしている。比較的短い時間の場合は動力に幅をとるには化学エネルギーが一番適していると考えていて、サターン (Saturn)、セントール (Centaur)、アトラス (Atlas)、アポロ、マーキュリー、ジェミニのようないろいろのロケットや宇宙飛行体に化学エネルギーを使用している^{*}。いろいろ

第6図 動力源のスペクトル

ろな電池のほかに、化学的に発電する基本的な電源の一つとして燃料電池が使われている。低いエネルギー・レベルで長期間使用するには、太陽熱が主な動力源であって、太陽電池は宇宙探測機、ニンバス、タイロスやリレイなどの人工衛星に大へん広く利用されている。長期間にわたって高いエネルギー・レベルが必要となってくると、原子力に頼らなければならない。第6図に示したように、低いエネルギー・レベルで長期間持続させるためには放射性同位元素の形で原子力エネルギーも使用されることを説明した。

宇宙開発用の化学動力源は、数 W から数 kW にわたっていて、持続時間は数時間から約 2 週間程度、または、断続して使用すると、数カ月にわたって持続させることもできる。電池は、もちろん、非常に優れた化学的動力源であって、わたくしどもは、いろいろの電池の改良は、宇宙開発計画の一部として相当力を注いできた。たとえば、わたくしどもは、現在広く用いられているニッケル・カドミウム電池よりも 1b 当たりのエネルギー・レベルが非常に高い改良型の銀・カ

* SNAP は System for Nuclear Auxiliary Propulsion の略で人工衛星に搭載する原子力発電装置であって、航海衛星トランシットに用いられている。NASA とアメリカ原子力委員会の協同で開発が進められている。OAO は Orbital Astronomical Observatory の略語で、軌道天文観測衛星、OGO は Orbital Geophysical Observatory の略で軌道地球物理観測衛星である。ニンバス (Nimbus)、タイロス (Tiros) は気象衛星、リレイ (Relay) は通信衛星である。

ドミウム電池を開発した。これらの電池は初期のエクスプローラー4号 (Explorer IV) 衛星に使われ成功を取めた。宇宙空間において化学的な動力発生に成功するかどうかは、燃料電池と呼ばれる電気化学的装置にかかっていて、燃料電池は普通の電池と良く似ているが、反応物質が外部のタンクから電池に供給される点だけが違っている。燃料電池は大へん効率が高く、宇宙開発にとって極めて大切な器材である。アポロ計画も、ジェミニ計画も、水素-酸素燃料電池を用いることになっている。もちろん、このほかにも違った種類の化学的動力源がある。つまり、化学エンジンで、普通の内燃機関と同じであるが、ただ空気とガソリンの代わりに液化した酸素と水素を燃料とすることだけが違っている。

太陽エネルギーの利用は、前にも述べたように、もちろん、大へん重要であって、太陽電池は太陽エネルギーを捕集して電力に変換させるための基本的な装置である。しかし太陽電池にもある程度限界がある。現在用いられているシリコン太陽電池はバン・アレン放射線帯内のある種の放射線によって損傷を受けやすいのである。しかし、最近、わたくしどもは薄膜太陽電池 (thin film) は、現在のシリコン太陽電池にくらべて放射線に関してだけは大へん強いことがわかったので、いちじるしい進歩を遂げたわけである。薄膜光電圧電池 (thin film photovoltaic cells) は今までのシリコン電池よりも大へん薄く、たとえば、薄膜光電圧電池は厚さが約 $1/20,000$ in であるが、現在人工衛星に使われているシリコン電池の厚さは $1/3,000$ in である。さらに、これらの薄膜電池は大へん扱い易いので、屈曲した表面にも取り付けられ、また巻きこむことさえできるようになっている。放射線損傷に強いという利点は大へん重要である。すなわち、いままでアメリカが打ち上げたた多くの人工衛星は太陽電池が放射線損傷を受けて寿命が短くなったからである。

第7図は、わたくしどもが太陽の利用や化学的方法による発電に関し行なっている研究のいろいろの分野を示したものである。わたくしが、前に述べたように、太陽電池の研究も進めているし、また熱エネルギーを直接電気エネルギーに変換させる熱イオンの分野でも研究を進めている。わたくしどもは、また、熱を電力に変換させる一つの方法として磁気流体力学発電機 (Magnetohydrodynamic Generators) の分野でも研究を行なっている。また太陽光線を反射鏡 (collector) によって集中させて、ターボ発電機を運転させる太陽動力システム (solar dynamic systems) の研究や、各種の電池、燃料電池および化学エンジンなどの研究もある。このほか、電力変換 (power condition-

第7図 太陽発電と化学発電

ing), つまり電力は使い易い形に変えなければならないから、この部門全般についての研究も進められている。わたくしどもは、より良い太陽熱捕集装置と熱エネルギー貯蔵装置を開発する研究も進めている。

第8図は、わたくしが前に述べた光電圧電池の一つを示したものである。これは屈曲性のある薄膜硫化カドミウム型の光電圧電池で、いま用いられているシリコン電池よりも大へん薄いものである。この電池は、また、放射線に対しても強い耐性を示している。

第8図 屈曲性薄膜硫化カドミウム光電圧電池

第9図は太陽熱イオン発電システムである。このシステムは大型の反射鏡、または、太陽熱捕集器、反射鏡の焦点にとりつけられている熱イオン・ダイオードからできていて、このほか機械的・電気的な装置が付属している。反射鏡は太陽エネルギーをダイオードに集

第9図 太陽熱イオン発電システム

中させ、発生した熱が陰極から電子を放射させて低温の陽極に送り、陽極から外部の回路に電流を流すのである。これらの装置は放射線によって損傷を受けないから、火星や金星に送る宇宙探測機に適していると思われる。

もし、わたくしどもが、電力を多量に発生しなければならないときには、原子炉を用いなければならない。NASA で、わたくしどもは 30 kW の原子力発電システムの製造を応援する重要な研究開発計画を持っている。このシステムでは、交流発電機を回すタービンを用いる。タービンを回す熱エネルギーは、熱媒体の熔融金属（この場合は、ナトリウムとカリウムの混合物）に伝えられる。金属混合物は、原子炉で加熱されてからポンプによって耐熱金属で内張りされたボイラ内の配管に送られるのである。ボイラに送られた熱エネルギーは二番目の環状配管によって水銀を加熱し、蒸発した水銀がタービンに送られて発電機を駆動させるのである。このようにして水銀蒸気は凝縮して液体になり、再びボイラへ循環するのである。このようなシステムを開発するには、たくさんの難しい問題があることは明らかである。まず第一に、もし実用化させるとすれば重量が軽く、kW 当たり 20 lb (約 9 kg) 程度でなくてはならない。また寿命が長く、信頼性も高くなければならない。寿命は、すくなくとも、1 万時間なければならない。したがって、このようなシステムを開発するためには、相当の研究が必要である。わたくしが前に述べたように、電気推進方式を採用すると、相当量の電力を発生できる装置を造らなければならない。この問題を解決する唯一の方法が原子炉の利用である。わたくしは、エネルギー変換と、推進についてかなりお話しした。わたくしどもが進めている研究計画の方向についても相当広い範囲にわたって触れたつもりである。

宇宙空間飛行体

宇宙空間飛行体 (space vehicles) は地球からとびたち計測用ペイロードや人間などの荷物を運搬しかつこれらを保護するのに必要なすべての飛行体を指す言葉である。人類が遠距離宇宙空間を探検したり、ほかの惑星が持っている大気圏に突入したり、または、地球に帰還したりするためには、数知れない新しい問題に直面している。わたくしどもは、まず宇宙飛行体が遭遇すると思われる宇宙の環境について理解しなければならない。それから、この環境に耐えられる宇宙飛行体を適切に設計する上でのいろいろな問題にぶつかるわけである。まず第一に、宇宙飛行体を建造するいろいろな材料について考えなければならない。第 10 図は、いままで 10 年の間に宇宙飛行体を設計するため

第 10 図 宇宙飛行体に必要な各種材料

に考えられ候補としてのぼってきたいろいろの材料が大へん増えたことを示したものである。1952 年 (昭和 37 年) には使用できると考えられ、あるいは設計者が使っていた材料はごく少なかったことがわかる。その後、年がたつにつれて、使用するため選ばれる材料の数は大いに増えてきて、また、もちろん、古い材料は適当でなくなってきたため、一そう数多い材料が必要となったからでもある。いろいろな材料を新しく必要とする度合いは第 10 図にかかげた数では少なすぎるほど深刻なものがある。これは、古くから行なわれてきた材料使用に要求されている物理的諸性質にくらべて、新しいいろいろの材料の場合には一そう多くの物理的性質の理解が要求されるのがその理由である。これらの努力の大部分は耐熱材料と極低温用材料に向けられている。

たとえば第 11 図は極低温用材料の場合にわたくしどもが直面しているジレンマを示したものである。わ

第 11 図 低温における材料強度

たくしどもは、温度を下げると強度を増すたくさんの材料を知っている。しかし、液体酸素や液体水素のような極低温まで下げると、延性がなくなるため材料を使用することができない。したがってこのような極低温目的で使用する場合は非常に弱い材料強度で設計しなければならないのである。わたくしどもの目標の一つには、このような低温においても、材料の延性を高めることがあげられる。わたくしどもがが用意しようとしてい

る推進は、多くの場合、液体酸素と液体水素であるから、これらが持つ極低温における各種材料の挙動については大へん関心を持っている。たとえば、もし液体酸素を充填したとき、タンクの材料が少しでもいたむと、火災や爆発を含めた大事故が起きることになる。わたくしどものタンクは微量な宇宙塵が衝突したり、激しい振動にさらされることがあるだろうから、わたくしどもは構造的に適当で、このような条件で、酸素に触れても反応しないタンク用材料を見つけ出さなければならない。第12図は長い年月の間にいろいろの材料の強度が増大したことを図解したものである。この傾向が将来とも、どのようになるかを予測することは困難であるが、しかし、わたくしどもは材料強度を増大させるため一そう研究を続けなければならない。

第12図 各種材料強度の発展

第13図は材料研究上の諸問題と、大気圏へ再突入する場合の仮設条件下における侵食 (erosion) の状況

第13図 仮設した再突入条件下における各種材料の侵食状況

を示したものである。NASA の高等研究技術部のラングレイ研究所でテストした再突入のいろいろの条件下で各種の材料が受けた侵食を示している。このスライドは試験前の試験片と、 $3,600^{\circ}\text{F}$ ($1,980^{\circ}\text{C}$) に上昇させたインコネル (inconel) とモリブデンの試験片とを比較している。グラファイトの試験片は $4,400^{\circ}\text{F}$ ($2,427^{\circ}\text{C}$) でもあまり影響をうけていないし、シリコ

ン・カーバイドも同じようである。皆さんがおそらく御存じのことと思うが、再突入する物体をとり巻くガス体温度だけが重要な問題ではなく、再突入物体の表面に沿う流れの動圧と剪断力も、また重要であって、これが発生する侵食の程度を決定することになるのである。第14図は考えられるいろいろな耐熱構造を示したものである。図は標準的な保護しない (unpro-

第14図 耐熱構造のいろいろ

tected) 構造、断熱構造、融除構造、ならびに一般的な熱吸収材 (heat sink) 構造を示している。熱吸収材構造は材料質量を大きくして主に熱吸収材の熱容量によって構造体温度を調節するものである。この構造は、再突入システムに最初に利用された、しかし、一番新しい構想、つまり融除構造が現在わたくしどもの再突入システムのほとんどに應用されている。第15図は多段機能構造壁 (multi-functional structural wall) を図示したものである。わたくしどもは外部表面に蜂の巣型構造で補強されているチャーリング融除材 (charring ablator) を使用することもある。融除材としてフェノール樹脂を蜂の巣型マトリックスの中に挿入することもある。これが外側の構造壁である。このほか小さなゴム製ボールを充填した蜂の巣型構造もあって、宇宙塵によって開けられた穴をふさぐ作用も持っている。この後者は、対宇宙塵自動防御壁 (self-sealing meteoroid wall) といえるかも知れない。最後に、一番内側に構造壁を設けることもある。この多

第15図 多段機能構造壁

段機能構造壁の考え方は、宇宙飛行体のために完成しなければならない構造の各種機能のいくつかを示したものである。

チャーリング融除材の機能を改良する上で、わたくしどもが直面している基本的な研究上の問題を示したのが第 16 図である。わたくしは“チャーリング”^{*}という言葉は皆さんには耳なれないのではないかと気にかかる。この言葉はイギリスで用いられているもので、加熱される物体の表面に炭素化合物を形成させることを指している。ストーブで燃やした焚木の表面によく見られるものとよく似ている。わたくしどもが再突入システムに現在用いているプラスチックはチャーリング融除材であって、この種の融除材は高速度において非常によく効果をあらわすようである。しかし、高い熱効率 (B.t.u./lb) のものを得ようとしているから、構造的には弱い点にはがまんしなければならない。わたくしが前に述べたように、流体が再突入物体の表面におよぼす剪断力は融除材の設計において極めて重要である。もし剪断力が大きい場合に、構造的な強度が弱ければ、かなり熱効率の高いものであっても融除材は引きさかれて飛んでしまうであろう。したがって、わたくしどもの研究計画は第 16 図に示したように、剪断力への耐性を増すような方向にむかっている。

第 16 図 チャーリング融除材の性能

エレクトロニクス、宇宙航法および通信

大へん強力な推力を持っている優れた宇宙飛行体でも、宇宙空間で制御され、誘導され良く通信を保たなければこれを使用することはできない。宇宙飛行体のエレクトロニクス・システムは人間の神経組織と同じ役割を果たすものである。宇宙航法と制御システムは人間の視力と平衡を保つ感覚と同じであって、宇

宙飛行体の通信システムは人間の視力と音感のおよぶ距離を遙かに越える範囲にまで人間の感覚を拡大させることができる。宇宙飛行体とロケットの内部に設けられたエレクトロニクス・システムは信頼のおけないことがたびたびある、またエレクトロニクス・システムは宇宙飛行体で非常に金のかかる部分でもある。たとえば、わたくしどもは、宇宙飛行体の値段の 70% がエレクトロニクス関係だと推計している。わたくしどもの人工衛星計画で、失敗の大部分がエレクトロニクス関係に起因することを知った。宇宙開発計画のために、一番大きな必要性の一つは、エレクトロニクス・システムの信頼性を高める開発である。しかし、わたくしどもにとってこのほかにもいろいろ必要なことがある。将来において、惑星宇宙飛行を行なうには、数年の単位であらわされる期間においてさえ、正確で信頼性の高い宇宙航行器機が要求されて来る。長期間の自動操縦 (free fall operation)、低推力の調節 (low-thrust corrections)、および有効なエネルギー管理 (energy management) などは、あらゆる宇宙航法や誘導センサーに高い精度と安定性を要求している。たとえば、火星の軌道に向かって航行する場合、はじめに推進角度に 0.5° の誤差があれば火星の近くに接近すると宇宙飛行体の位置に約 20 万 miles の誤差が生ずることになる。制御システムの心臓に当たる部分は、もちろん、宇宙飛行体の位置と方向を標定 (attitude reference) するジャイロである。NASA は、ジャイロの改良のため相当の研究を行なっていて、極低温ジャイロ (cryogenic gyro) の研究はこの一例である。極低温ジャイロは超伝導 (superconductivity) の原理を応用するもので、つまり絶対温度ゼロ度付近の温度では電気抵抗が全く無くなるので、僅かの電気エネルギーをあたえるだけで磁界ができるわけである。

わたくしどもは、また、宇宙飛行士の健康状態を良好に保つため厳密に監視できるいろいろな器械を必要としている。医者が使っている器械のほとんどは大へん手足まといになり、また精度が悪く、使用が困難である。これらの器械を開発するためのわたくしどもの目標の一つは小型軽量で、宇宙飛行士の運動を妨げない器械を開発することである。心臓の作動や呼吸率を測って伝達してくる他の型の器械はいま用いられている。これらの器械は、完全に必要なものはすべて自体に備えつけていて、これらはセンサー、電池、約 30 フィート (約 10 m) の距離に伝達する無電トランスミッターなどを含んでいる。開発が完成されると、マイクロ・エレクトロニクス技術を応用したこれらの器械の大きさは $\frac{1}{2}$ in $\times$ $\frac{1}{2}$ in $\times$ 1 in (1.25 cm $\times$ 1.25 cm $\times$ 2.5 cm) 程度のものとなるであろう。高等研究技術

* チャーリング (charring) は焦げるという意味で、char は炭、木炭 (charcoal)、製糖に使用する骨炭などの意味もある。イギリスでは固体無煙燃料工業が大気汚染防止の上から国家的に奨励されていて、石炭を $450 \sim 600^\circ\text{C}$ で乾留した火付きのよい半成コークス (semi-cokes) が良く売れているが、このコークスをチャーとも呼んでいる。したがって、チャーという言葉は石炭研究者にとっては日常良く使う言葉となっている。

部のエイメス研究所では、遠心回転機に人間を乗せて、このような器械のテストが行なわれている。エレクトロニクス研究のほかの未発育な部門はマイクロ・エレクトロニクスである。一箇の部品だけでたくさんのそれぞれの部品が果たす機能をつとめるマイクロ・エレクトロニクス技術はトランジスタ技術が発展したものである。宇宙開発計画にとって、マイクロ・エレクトロニクス技術と、これらの装置は極めて重要であって、わたくしどもが期待しているそれらの持つ信頼性は大へん高く、また小型で軽量であるからである。もちろん、長い間その信頼性が持続することも重要な目標の一つであり、作動効率も一つの要素である。

第17図は、宇宙飛行体の制御と航行について、わたくしどもが研究を進めている装置の一つを示したも

第17図 宇宙飛行体の航法

のである。宇宙飛行体をライニング・アップさせる必要をなくして、六分儀によって目標を定めるように、宇宙飛行体の外部にとりつけられる小型の光学・慣性六分儀を開発した、ちょうど犬を革紐でつないだような格好である。この小型な六分儀は天体に対してそれ自体がライン・アップするように設計されていて、宇宙飛行体の向きを変えなくても観測できるようになっている。第18図は、計測器材開発のほかの例を示している。これは着地地域判定装置 (footprint display) と呼ばれている。宇宙飛行体が地球の大気圏に再突入す

第18図 着地地域の判定装置

る場合に制御する方法がないと、あらかじめ決定しておいた一つの地点にしか着陸できない。もし制御の方法があれば、つまり、宇宙飛行体の内部になにがしかのエネルギー変換装置を備えていて、飛行軌跡を変えられるならば、着陸予想地域の上空で宇宙飛行士が降下地点を決定できるようになるであろう。この着地地域をフット・プリント (foot-print) という。宇宙飛行士が着地しようとする地域が大体見えるような装置を飛行士の目の前に備え付けることがのぞましいわけである。したがって、わたくしどもは、宇宙飛行士の計器板に、降下飛跡を修正しなくても着地できる場所が表われたり、また再突入飛跡を修正して着地々点を選べるようその地域が表われる装置を取りつけている。この種の装置は、着地々点の選定を正しくするため、大へん重要なことは明らかである。

宇宙通信の研究において一番興味のある新しい部門はレーザーである。レーザーは宇宙通信に使用される機会が非常に多い新しい開発事項である。第19図は、わたくしどもがすでに開発し、また開発しようとしている2つの利用方法を図示している。わたくしども

第19図 レーザー技術

は、宇宙飛行体のトラッキング・ビーコンにレーザーを応用するかも知れない。また、極超音速風洞のシュリーレン写真にもすでに応用してきた。また、ある材料に孔を開けたり、熔接などにも使われている。レーザー・トランスミッションによぼす環境上の影響は独特ないろいろの問題を提供している。NASAは、間もなく S-66 型極軌道電離層ビーコン衛星を打ち上げることになっているので、これによってレーザー・ビーコン反射を研究することができる。この人工衛星はレーザー・ビーコンを反射させて再び人工衛星にもどすコーナー・反射器 (corner reflector) を搭載するから、これによってレーザー・ビーコンの減衰について研究することができる。

さて、これがら宇宙科学と宇宙環境について述べることにしよう。地球を取り巻く大気圏を越える宇宙空

間を調べるわたくしどもの能力がこの数年間で大へん進歩したので、超高空大気圏や宇宙に近い環境についてたくさんの知識が得られた。NASA が発足してから 5 カ年で約 200 発の観測ロケットと 60 個の人工衛星を打ちあげたが、これらのすべては地球物理学的データや天文学的データを得るのが目的であった。その結果、超高空大気圏の密度や組成についての知識が大へん増えた。国際地球観測年がはじまるまでは、高度 10 万 m までの知識しかなかった。こんにちでは、観測ロケットと人工衛星実験の両方によって、数千 km の宇宙空間の基本的な性質について推論できるようになった。この資料は地球に近い大気圏の気象状況を理解するのに大へん価値がある。ここ数カ月に、惑星についての理解が著しく深まった。NASA が発足してから 5 カ年間で約 10 個の宇宙探測機が打ち上げられ、一番新しいのはマリナー 2 号 (Marina II) で金星まで飛んだ。最近行っている一連の宇宙実験は地球に近い宇宙空間の宇宙塵密度 (meteoroid content) の測定に関するものである。いままで、地球に近い宇宙環境の宇宙塵密度についての知識はかなり不正確なものであった。ある研究者の中には宇宙塵は宇宙飛行体にとって非常に困難な問題を提供するという予想を発表する者もあったし、それほどのことはないという科学者もあった。宇宙科学にたずさわっておられる皆さんはウィップル (WHIPPLE) とワットソン (WATSON) の予測を知っておられると思う。もしウィップルの予測を採用した設計者は、ワットソンが予測した透過 (penetration) の確率よりも 20~50 倍厚い材質で宇宙飛行体を建造するであろう。この不正確さを減少させるために NASA は宇宙空間の宇宙塵密度を測定し、決定する研究計画を強力に推進させている。このためには、いろいろの方法がある。大気圏に突入する宇宙塵を写真でとらえたり、レーダーで調べたりするのも一つのアプローチである。ロケットによって非常に小さな球 (pellets) を大気圏に突入させて、写真研究やレーダー研究のデータを補正している。この実験はワロップス実験場 (Wallops Station, 訳注: パージニア州) で行なっている。このほか、昨年 (昭和 37 年) 12 月 16 日に、エクスプローラ 16 号 (Explorer XVI) を打ち上げた、これは人工衛星の表面を微小宇宙塵センサーで覆った面積 25 ft² (約 2.5 m²) の人工衛星である。この人工衛星の遠地点は約 700 miles (約 1,100 km)、近地点は約 300 miles (約 480 km) で、エレクトロニクス器機が故障するまで約 6 カ月間活動を続けた。この 6 カ月間に、人工衛星に搭載したマイクロフォンによって、数千個の微小粒子が衝突したことがわかった。しかし、厚さ 1~3 ミル (訳註: 1 ミル=1/

1,000 in) の材料に孔を開けるほど大きなものは、約 65 個にすぎなかった。このことは、地球に近い宇宙環境には極めて多数の微小粒子が存在し、宇宙飛行体の外殻に孔を開けるほどの力のある粒子の大きさは、いままで推論されていたものよりもかなり小さいことを物語っている。全面的にみて、これらのデータは、1 年前に考えていたほど宇宙塵衝突が深刻な問題を起こすものでないことがわかり、わたくしどもを元気づけてくれた。宇宙塵の問題は宇宙環境の一つの例で、宇宙環境の特質についてできるだけ正確に測定する必要のあることを物語っている。

第 20 図は、宇宙環境に関して、わたくしどもがたてている研究計画のいろいろの分野を示すものであ

第 20 図 宇宙環境の諸要素とこれに対する技術

る。これらには、もちろん、高エネルギー放射線の影響と、これに対する遮蔽の問題もある。高エネルギー放射線の影響とは、バン・アレン帯のプロトン、電子放射線を指している。また、宇宙塵環境とこれが衝突した場合の危険についての問題もあるし、熱線輻射と温度調節の問題もある。一見これらの問題はつまらないと考えられる方もおられるかと思うが、人工衛星は過熱されたり過冷却されたりするから、ときどき難かしい問題にぶつかるのである。また、高度真空の技術と、無重力が流体の挙動におよぼす影響などの問題もある。これらの宇宙環境要因のすべてについて一そう研究する必要がある。第 21 図は、宇宙塵密度の実験に用いられる人工衛星の一例を示したものである。無重力状態が液体の挙動におよぼす諸問題はよく知られていない。御承知のように、1g の条件下における一つの液体の平衡形態 (equilibrium configuration) は液体に作用する重力 (gravity body forces) によって主に決定される。たとえば、エチルアルコールを球形フラスコのなかに入れるとすると、1g の場合は、アルコールはフラスコの底に溜まるが、もしこれを無重力状態におくとエチルアルコールの全部がフラスコの壁に付着してフラスコの中央には球状の空間ができる。この挙動は、接触角度ゼロ (zero-degree contact angle)

第21図 宇宙塵測定衛星

の流体がもつ特性である。わたくしどもは無重力状態でタンク類から液体をポンプ輸送できるようにするには、タンク内で液体が無重力状態でどのような形をとるかを十分理解しなければならない。

宇宙研究で一番重要な部門の一つは、再突入の際の空気力学的な流れと加熱の諸問題であった。これらの問題は宇宙飛行体の形に直接影響があり、また熱遮蔽材の種類や重量にも関係して来る。人工衛星の速度(17,000 miles/h: 約 27,000 km/h)における流れや熱伝達の特性については、多年の研究の結果、良く理解できるようになった。過去において行なった研究のほかの面の進歩によって、月から再突入する速度(24,000 miles/h: 38,000 km/h)か、これを越える速度におけるこれらの現象についての知識を増したことについて嬉しく思っている。わたくしどもは、目下、惑星から再突入する際の速度(31,000 miles/h: 49,000 km/h)や、これを越える速度の範囲での再突入の物理について研究を強力に進めている。第22図は、このような超高速度になると問題がどんなに難しくなるかを示したものである。この図では、縦軸に熱伝達率を、横軸に速度をプロットした。人工衛星の速度における熱伝達率を標準にすると、月からの帰還速度ではこれが約2倍になる。しかし惑星からの帰還速度になると、熱伝達率のオーダーはほぼ1桁大きくなって来る。この理由はなんだろうか？ 月からの帰還に必

第22図 再突入の加熱状況

要な速度までは、主に境界面からの対流熱による。この速度を越えると、たとえばマーキュリーやアポロ飛行体のような鈍角物体(blunt body)では、その表面に白熱するガス・キャップができることがわかった。この白熱ガス・キャップからの熱輻射が加熱をいちじるしくする理由であって、これらより高い速度では熱の大部分は輻射によるもので、対流は僅かしか行なわれない。この研究から得られた一番面白い結果の一つとしては、将来には、超遠距離軌道からの再突入(super-orbital reentry)には先端が鈍角な宇宙飛行体に代わって鋭角型の宇宙飛行体を用いるようになるだろうと、わたくしは考えている。地球軌道から再突入するために使用された宇宙飛行体は鈍角(これは、もちろん、地球衛星速度にものぞましい形状である)であったが、だんだん速度が増すにつれて宇宙飛行体は鋭角型に変わって行くと思う。第23図は、再突入飛行体の家系を、横軸に時間、縦軸に最高温度をとって図示したものである。

第23図 宇宙空間飛行体の加熱状態

地球の大気圏再突入についての研究のほかに、ほかのいろいろな惑星の大気圏へ突入するための研究も着々と進められていて、とくに金星や火星に存在すると考えられている窒素や炭酸ガスについて研究が行なわれている。そのような環境における輻射熱について理解するために、窒素や炭酸ガス雰囲気の中を鈍角飛行体を飛ばして得られる熱ガス・キャップの熱輻射について予備実験が行なわれている。軽質ガス発射機(light gas gun launcher)によって発射した1/4 in (約 0.6 cm) のプラスチック模型を使って測定が行なわれた。この結果は第24図のバンドに示してある。図の下に書いた2つの括弧の場合、火星の大気組成はかなりはっきりしているが、金星についてははっきりしていない。これら二つの大気の限界は、はっきりしていて、学会もこれをみとめている。このスライドからわかるように、いずれの場合にも熱輻射の問題は、地球の大気圏へ再突入する場合に比べて、火星または金星について予想される突入条件はかなり苛酷になって

第 24 図 炭酸ガス雰囲気へ再突入する際の加熱状況

来る。火星か金星の大気圏に無人飛行体を突入させる前に、この重要な問題をはっきりさせるため、一その研究が必要である。

この講演を準備するとき、わたくしは NASA の航空研究については話さないことにし、宇宙研究についてだけ話したいと思ったが、日本は超音速旅客機について相当興味を示してきたから、超音速機の重要な計画について少し話することは皆さんにとってためになるのではないかと考えた。

超音速旅客機

NASA には、超音速旅客機の開発に関係のある研究を推進する責任が課せられている。この研究計画はすでに約 6 年間続けられている。大統領が、最近、超音速旅客機を実際に開発するよう決定を下したので、一般の注目をあびて来た。わたくしどもは、このような航空機は開発できるし、またぜひ開発すべきであって、世界の航空事業にとって大へん有益であると考えている。この航空機はイギリスとフランスが計画しているコンコード(Concorde)のようにスピードがおそくなくマッハ 3 となるはずである。この航空機は多目的に使用され、低速操縦性能を改善した特長を備えるよう可変後退翼を採用することになるであろう。前方に先尾翼 (canard surface) を持つデルタ型も一つの可能な設計だと、わたくしどもは信じている。衝撃波音 (sonic boom) がこの航空機的设计において、重要な要素となっていて、それが総重量と航続距離におよぼす影響は、揚抗比、燃料消費率および構造重量のおよぼす影響と同程度のものである。現実的な衝撃波音の限界を定めるには十分慎重でなければならない。巡航の際 1.5 lb/ft²、上昇の際は 2 lb/ft² が妥当な限界だと思われる。上昇間の衝撃波音を巡航間に得られる低いレベルに下げることではできない。上昇間において衝撃波音を減少させるためには高々度で音の障壁を突破する必要がある。もし高度 5 万 ft で音の障壁を突破すると、エンジンの設計とその空気取入れに非常に特殊な

考慮が必要とされる。この航空機に要求されるものは全く新しく改良されたエンジンであって、空気を取り入れ、ジェットのパ排気およびエンジンの構造材料の開発について研究開発の努力を払わなければならない。総重量と衝撃波音強度を減らすことは、つまり改良型エンジンの採用によって得られる利点に相当するもので、これは基本構造材料としてチタンを使用すれば達成できるものである。わたくしどもは、チタン合金を使えば 15 年の耐用命数を持つような航空機を設計することができる。ただし、もちろん、これは非常に慎重に考えなければならない事項と思われる。わたくしどもが行なった仮設研究に示されているように、超音速機の場合、多量の予備燃料が必要である。わたくしどもは、積荷よりもたくさんの予備燃料を搭載しなければならない。したがって、これは航空機の航行管制システムを優れたものにすることは極めて重要である。超音速旅客機は遷音速ジェット機よりも大型になり、その運用に多額の金がかかる。どのくらい金がかかるかは、エンジンの燃料消費率を低下させ、航空機の重量を軽くし、超音速および遷音速において揚抗比を改善するわたくしどもの能力にかかっている。揚抗比を改善する場合は、いろいろな速度範囲にわたってなされなければならない。わたくしどもは、したがって、音速におけると同じように低速においても効率の高い航空機を開発しなければならないのである。これが可変後退翼を採用する主な理由の一つである。

結びとして、わたくしは、宇宙開発計画に関する概観について少し触れて見たいと思う。効果的な各種宇宙飛行体の中核が明らかになるように思われる。地球軌道衛星は通信や気象用として一そう重要となるであろう。月やいろいろな惑星の究極的な探検は是非なしとげなければならない。これは人類が生まれつき持っている頑固さによって必ず成し遂げられるであろう。わたくしは、もう中年を過ぎているが、十分長生きしてこの偉業をこの目で見たいと願っている。イギリスの著名な天文学者であるバーナード・ラベル卿 (Sir Bernard LOVELL) が最近いみじくも述べた言葉を皆さんに紹介したいと思う。

“宇宙開発、とくに人間の月面着陸への挑戦は、人類はじまって以来最大の壮挙である。もし、かりに、この課題を強行するための明確な科学的、あるいは、ほかの論拠がないとしても、文明の長い歴史はこの目標に向かって人類を歩ませるであろう。事実、科学的軍事的理由を人類の論拠に結集させると、このような壮挙が生まれるのであって、人類の歴史の教訓に盲目な人々や、この重大な偉業を成しとげようとする時期に文明の発展を遅滞させたいと

思う人々だけが、この壮事を無視するに過ぎないであらう”。

宇宙開発に従事する一研究者として申したいことは、わたくしどもが宇宙全体の事項についてアプローチする場合、短い間の突進よりは持続的な努力が必要であって、そして宇宙空間へ進出するに必要なシステ

ムを強力に進める前に、わたくしどもが直面している物理的現象を完全に理解するため、絶えず歩み続けることの大切なことを、わたくしどもが理解したのである。信頼のおける確固とした基礎的事実を把握しようとするこの方法が、効果的で経済的な宇宙開発活動を保証することを強調して結びに代えるものである。

◁ 書

John G. HERRIQT 著 “Methods of Mathematical Analysis and Computation” John Wiley and Sons, Inc., New York (1963), Vol. 1 of Book Series on Airplane, Missile and Spacecraft Structures edited by Nicholas J. HOFF: (198 頁)

航空機、ミサイル、宇宙機の構造に関するこのシリーズ本出版の動機は、NACA の構造研究委員会においてその計画が取り上げられ、工業界の委員から今後ますます激増する多くの研究報告の細分化され専門化された新しい内容をまとめた書物の出版が要請されたことに由来し、その委員長である HOFF 教授が監修者となって John WILEY と、そのシリーズの内容、著者の選定に関し検討、合意に達し、研究内容の一部が出版に必要と認められた場合は米海軍研究本部からその研究に対して財政援助が行なわれた。このシリーズは実地の技術者、若い研究者向けに編集されるが、同時に学生用テキストとしても役立つことが期待される。

以上は HOFF 教授の本書出版の言葉であり、本シリーズの目的と性格が理解されよう。

その第1巻としての本書の著者は、現在スタンフォード大学の数学、計算機学の教授で、同大学の計算センターの次長をつとめている。

内容は

- Chapter 1. Interpolation
- 2. Numerical Differentiation and Integration
- 3. Roots of Equations
- 4. Simultaneous Linear Equations and Matrices
- 5. Solution of Ordinary Differential Equations

▷ 評

6. Fourier Series

7. Numerical Solution of Partial Differential Equations (198 頁)

となっており、構造解析に従事する技術者に有用な数学的方法を提供し、電子計算機の利用の方向に向かう応力解析の最近の傾向をとり入れており、著者が多年 NASA, Ames 研究センターにおいて研究を行なったときの多くの経験と実際問題の数学的観点と視野から、適切な例題を採り入れている。程度は大学 3, 4 年程度で十分理解できさらに大学院工場技術者にとっても読み易い豊富な内容と、簡明な説明をもち 200 頁以下でこれほどよくまとまった類書は少ない。新しい解析法や観点が方々に見られてなかなか魅力がある本である。数学解析法としては、この上にさらに専門的な種々の重要な手法があるが、一応その基礎としての内容を盛っている好著といえよう。

今後予定されている内容には

- 1. Basic Principles of Analysis
- 1. Analog Computation for Structures
- 1. Digital Computers for the Displacement Method and Force Method
- 1. Sandwich Construction
- 1. High Temperature Effects
- 1. Shell Structures
- 1. Helicopter
- 1. Materials
- 1. Load on Structures
- 1. Special Problems

等々があると聞く。

広く航空、宇宙工学関係の学生、技術者、研究者に一読をおすすめしたい。(林 毅)