旅客輸送宇宙船に求められるものは？

ロケット研究シンポジウム（第５回～第６回）講演集

日本ロケット協会

学術委員会

２００１年６月

謝　辞

本冊子は、日本ロケット協会の学術講演会のひとつ、ロケット研究シンポジウムの第５回および第６回における発表などを収めた講演集です。

この２つのシンポジウムの企画にあたり、プログラム委員を引き受けて下さいました稲谷芳文（宇宙研）、宮原　啓（富士重）、米本浩一（川崎重）、大橋　仁（全日空）、森　滋夫（名大環医研）および各シンポジウムのテーマ設定のコンサルタントと言うべき鳥養鶴雄（富士重エアロスペース）および舟津良行（宇宙旅行事業化研究フォーラム座長）の各位にご尽力頂きました。特に第６回の開催にあたっては、鳥居啓之（川崎重）および大貫美鈴（清水建設）両氏にお世話になりました。また、日本ロケット協会賛助会員、富士重工株式会社（第５回）および川崎重工業株式会社（第６回）には各シンポジウムの会場を提供していただきました。

以上の方々には本講演集の発行を機会にあつくお礼申し上げます。

日本ロケット協会学術委員
長友信人

2001 年４月

まえがき

本講演集は日本ロケット協会の学術講演会のひとつとして開催されたロケット研究シンポジウムの第５回および第６回に関するもので、同シンポジウムの講演集としては 1998 年 6 月に刊行した第４～５回発表の講演集に続き２冊目となります。

この２回のシンポジウムのテーマは、それぞれ「航空機並設計思想の宇宙旅行用ロケットへの適用の可否」および「ユーザーの宇宙船設計の視点」で、それぞれ運輸研究委員会（第３期）および宇宙旅行事業化研究フォーラムが中心となって講演会を企画していただいたものであります。２つのシンポジウムはそれぞれ 1999 年 12 月と 2001 年 3 月に開催されたのですが、はじめのシンポジウムで発表された運輸研究委員会の成果が研究報告として印刷されて第６回の開催に華を添えた形になりました。本講演集に収められた運輸研究委員会の委員各位の発表の多くは、その後「第２２回宇宙科学技術と科学シンポジウム」（22nd ISTS, Morioka)で英文で発表され、本講演集に先立って出版されています。また、第６回シンポジウムは上記フォーラムのワークショップ２（宇宙旅客船一般仕様）の成果を発表する場として企画され、タイムリーな内容となっています。

本講演集は、２回のシンポジウムで発表され、講演集の原稿が提出されたものを主として、２つ講演会の境界を取り除いて編集しました。なお、稲谷芳文氏が編集協力、原稿収集、印刷手配などを担当されました。

日本ロケット協会学術委員
長友信人

2001 年４月

目　次

謝辞

まえがき ……長友信人

第１章　安全性の確保
ロケット屋と飛行機屋の文化の違い ……鳥養鶴雄
耐空性の目指すもの……宮下　徹
航空機に学ぶもの－航空安全の現場より ……近藤貞雄
飛行機の安全性設計とロケットの信頼性設計とは違う ……米本浩一
構造設計の安全率は飛行機のままでよいか ……宮原　啓
避けて通れない推進系統の独立性要求 ……北山　治
乗客の命を守るための装備設計……篠崎　昇，岡屋俊一
宇宙旅行用ロケットエンジンの開発に必要な要求 ……岩間一敬
宇宙機の安全性基準に関する研究……鳥養鶴雄

第２章　宇宙旅行医学
旅行用宇宙船設計に必要な医学データについて ……長友信人
宇宙旅行医学の指針……森　滋夫
『宇宙旅行』における旅客の安全に関する医学的検討 ―最終報告書―
……関口千春，須藤正道，宮崎　寛，森　滋夫，谷島一嘉

第３章　運航者の視点／要求
「民間輸送用法制研究委員会」の活動について ……舟津良行
貨客宇宙船の一般仕様作成の意義……舟津良行
第一世代商用宇宙船の一般基本仕様（提言） ……大橋　仁
第一世代商用宇宙船の一般基本仕様（論点） ……大橋　仁

第４章　研究の現状と目標
再使用型ロケット実験の目的と意義……稲谷芳文
ROTON·見たまま……山田哲哉
宇宙ホテルについて……野崎健次
X PRIZE デザインプロジェクト概要 ……阿部守男
再使用型ロケット実験機の今後の展開 ……稲谷芳文

あとがき

資料　１．シンポジウム実施プログラム
　　２．参加者リスト

第１章

安全性の確保

ロケット屋と飛行機屋の文化の違い [注1]

鳥養　鶴雄
JRS運輸研究委員会委員長
富士エアロスペーステクノロジー株式会社
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-15-10　井上ビル

1．はじめに

日本人は「紙で鼻汁をかみ、ハンカチで手を拭く」が、アメリカンは「Paper で手を拭き、Handkerchief で鼻汁をかむ」。

同じ？英語（米語）を話しても、英国では左側通行で、クルマは右ハンドル、USA では右側通行でクルマは左ハンドルだ。

西欧諸国では、日曜日には商店もデパートも閉店となる。海外出張の合間の休日に彼女に頼まれたブランド物を買いに行くと店は閉まっている。

これが文化の差だと受け入れられずに、ケシカランと息巻いたり、この国の人間は怠け者だとなじったりする人が出てくるとややこしくなるが、

「文化の差」とは、生まれや育ちによって作り出された思考と価値観、簡単に言えば常識の違いのことだ。ある集団にとっては常識だが、別の集団にとっては、それが大変な非常識になるという話である。

人々の発想や価値観、文化の差を、あまり serious に捉えると、民族や地域紛争に発展するように、個人の差も「イロイロと差があらーね」と鷹揚に受け入れたり、指摘されても「アハハ！」と笑ったりして済ませられればいいのだが、ちょっとしたことで、とんでもないことに発展してしまったりする。

異文化の問題は、紙に書くと、とかく問題にされやすい。だから、この基調講演は断ったのだが、どうしてもというので［オーラル　オンリー］という条件で講演を済ませた。

ところが、時間がたってから、ＪＲＳ稲谷理事が、「それでは報告の纏まりがつかない」という。あらためて差し障りの無いように稿を纏める羽目になった。当日、話した録音があるわけでもなく、新たに書下ろすということになったから、内容は必ずしも当日のものと同じではない。

2．第 3 期運輸委員会の活動の目的

JRS の運輸研究委員会は、現用のものに若干の進歩を期待した技術で 50 人の観光客を乗せた宇宙船を低高度の地球周回軌道に送り込むことが可能か？そしてその概念設計はどんなものになるか？という研究を第 1 期で行った。それが「観光丸の概念設計」である。報告書は既に発行されている。そしてこの「画に書いた餅：観光丸」について真面目に建造費用、運用コストをはじいたのが第 2 期の報告書である。

当然のことだが「今のロケット技術に毛が生えたようなもので安全に宇宙に行けるのかね？」ということになった。

そこで飛行機は？旅客機の安全性はどうなっているの？観光丸の概念設計に何が欠けているの？ということになった。長年、旅客機の国産あるいは国際共同開発を追い求めてきた筆者に、どうすれば良いのか？研究・調査を指導しろとお鉢が回ってきた。

事業化の研究は、旅客機なら、まず「事業性の検討」があり、それを踏まえて事業化の模索に進むのだが、その手順を踏んだのでは、わが国では一向に埒があかなかった。YS－11 後継機の開発は、大山鳴動といかず、技術者としての半生を棒に振ってしまったから、貢献が出来るとは思わないが、技術的課題ならということで引き受けた。

調査の進め方は色々あるが、ここでは航空法施行規則、耐空性審査要領の付属書「航空機および装備品の

[注1] 第５回ロケット協会ロケットシンポジウム，1999年12月17日，於富士重工業（株）会議室

安全性を確保するための基準」。いわゆる耐空性基準を逐条検討することにした。

ここで、今回のシンポジュームの表題「航空機並設計思想の宇宙旅行機への適用の可否」は日本語的に誤解を招くかもしれないので付言しておくと、検討したのは「可否」であって「要否」ではない。

ここでは宇宙旅行機は、航空機の耐空証明と同じ価値をもつ、耐航証明を受けねばならないということを前提にしている。安全性確保について、航空法の耐空性基準の文章・文字をそのまま適用できる場合と、ロケット機に合わせて修文しなければならない、あるいは付記しなければならない条項、を分別した／するということである。耐航証明を受けることの要否、「安全に拘っていたら宇宙に行けなくなる――から、この条項はパス！」しても良いではないかということ検討した／するのではない。

3．文化の差、常識の差

①「安全に拘って、言われるとおりにしていたら、どんどん重くなって宇宙に行けなくなる」。

②「そんなことまで考える必要は無いではないか！杞憂だよ！」

③「乗客の人数を少なくして？弾道飛行だけにしたら？」

④「危険は承知します。事故あっても一切補償は請求しません――と誓約書を取ったら？」

等、々、々。

この種の発言が、委員会で幾度となく繰り返された。そして、こうした声が出てくる根底にあるのが、ヒコーキ屋（ここでは民間飛行機）とロケット屋（日本の宇宙開発ロケット）氏・素性・育ちの差から生まれている思考経路や価値観の差、文化の差だと感じるようになった。

①のような発言に対しては、監督官庁は「技術が未成熟だということですね」「それなら宇宙へ行かなければいい」ということになる。②は後述する Future Lawyer Problem だ。 ③④の発言は人を乗せて飛ぶ航空機は、すべて航空法の規制を受け、耐空証明を取得し、認可された範囲で飛行しなければならないという常識が欠如していることを示している。

以前の講演で、映画「華麗なるヒコーキ野郎」に画がかれたバーンストーマー（巡業冒険体験飛行）のような開拓者精神が宇宙旅行の実現にも必要という意味のことを話したが、バーンストーマーだから何でもありだと捉えられる困惑する。

今日では、クラシック航空機によるバーンストーマー的体験飛行を行うにも、航空法の規制を受ける。使用航空機の設計が安全性の基準を満足するという型式証明、監督官庁の定期検査を受けた耐空証明、そして飛行計画を提出し、認められた空域で安全を確認しながら飛行が行われる。危険そうに見えるということと、安全の確保に対する留意とは別である。

大空には航空法によらないで飛んでいる航空機も存在する。軍用機、NASA の実験機だ。安全が確認される以前の試作機の試験飛行には、航空法 11 条の但し書きが適用されている。試験飛行に一般人を旅客として搭乗させることは許されていない。YS-11 が試験飛行を行っていた一日、社長の同乗を申請したら却下された。当局は試験飛行に不可欠な要員では無いと判断したのだ。

民間機の安全性を考えるときに、監督官庁は冷徹である。前述の、YS-11 の社長の例もあるが、安全が証明されないなら、「飛ばなければ良い」という立場が崩されることは無い。

4．安全と Future Lawyer Problem

最近、NHK テレビでフォード自動車とタイヤ・メーカーブリジストン・ファイヤーストン社の欠陥自動車・タイヤに対する対応が放映された。フォード社は、公聴会で、他社のタイヤをつけたクルマでは事故が起こ

っていないのだからタイヤに欠陥があるのだと主張した。ブリジストン側は原因が判らないから、商品を回収して調査すると答えた。これがその後の展開を左右しているという内容だった。その後、ブリジストンは、フォードの指定しているタイヤ内圧が他社の同種のクルマより低いことに着目し、整備不良から圧力漏洩に気づかず、危険な内圧域に落ち込んだのではないかと、考えるようになった。というのが番組の大要だと理解した。

ここで指摘したいのは「先ず謝ることで誠意を示す」というメンタルの問題に関する文化の差だけではなくだけでなく、技術者は常に安全問題を Future Lawyer Problem として捉えておかなければならないということだ。全商品回収に踏み切る前に、法的な責任を冷徹に考える。常に法的に責任を問われたときの拠り所を持っていなければならないということだ。会社のイメージを損なうからとリコール問題を隠した技術者もいるが、自分の商品に対する責任が明確でないから、対応が道を誤ることになる。

ブリジストンはフォードの要求仕様に応じた製品を納入している。フォードは、それを検査・承認して受け入れている。それが社内の工程、記録を見れば明らか（と常に言い切れることが必要だが）とすれば、それはハッキリ主張すべきだった。ブリジストン・ファイヤーストンと他社製品で差が出たのは、フォード要求仕様が必要十分条件を示していなかったことになる。おそらく他社の製品はフォードの要求を上回る数字や設計点を設けたスペックでつくられていたのだろう。だから空気圧が下がっても危険な状況にならなかったのではあるまいか？法的な責任の争いは、その責任はどちらにあるのか？ということに絞られてくる。

航空機でも宇宙機でも一旦事故が起これば、要因を見落としたのは誰か？ということになる。刑事、民事の訴訟が待ち構えている。「当時の技術では神様以外に予見できなかった」「当時の常識はキチンと守られていた」という証明が必要になる。安易な強がりや希望的な予測で、安全対策を回避したり、法的な責任論議を回避したりしてはならない。考えられる問題はすべて考察し、論じあって置くことが必要である。

5．当面の大きな課題

人間を大気圏外の宇宙に送るのだから、万一の場合の、生命維持装置の信頼性・安全性そして複数の気密区画の要否は大きな関心事だ。

先日、アメリカで地上からの航空管制に応答しないビジネスジェット機が出現した。戦闘機がスクランブルして近づいてみると、操縦席の窓が霜に覆われていた。何かの原因で与圧装置（生命維持装置）が故障し、あるいは構造の亀裂や破損で操縦室や客室の気密性が失われ、全員が気がつかないうちに酸欠になり死亡したものと判断された。自動操縦装置やエンジンは健全だったから、飛行機は故人となった乗員・乗客を乗せて飛行を続けていたのだ。一時は射撃による撃墜も考えられたが、無事、無害地帯にガス欠で墜落したといわれている。

もし観光丸の生命維持装置が故障したり、配管から漏洩したりしたら？　客室に亀裂が発生したら？デブリで客室や燃料タンクに穴があいたら。故障したミサイルや衛星、予想外の暴走と衝突したロケットと衝突したら、運が悪かったで済ませるだろうか？いずれにしても一旦打ち上げられた宇宙機は、故障や事故が発生すれば、母なる大地に戻ってこれなくなる。宇宙を漂うか、大気圏突入で燃え尽きることになる。

燃料供給系統の多重性も大きな課題だ。飛行機では燃料ブースターポンプは２基並列で運転されている。１基の故障が発見されれば、着陸後交換しなければ離陸してはならない規則になっている。ターボポンプが故障したら？という議論しているうちにＨ２の事故が発生した。有人ロケットでは予備のターボポンプが必要か？切り替えるゆとりはあるのか？性能にゆとりは無いし、何しろ、ものすごい流量である。そしてどんなことが起こっても帰還用の燃料、着陸用の燃料は確保されなければならない。STOL 実験機で無重力飛行

状態になったら、エンジンオイルがどこかにいってしまったという例がある。

6．信頼性と安全性の差

使い捨て宇宙ロケットの設計は、あくまでも任務達成率の向上、そのための信頼性向上を中心に動いてきたと言って良いだろう。有人システムではないから、基本的な発想はミサイルと同じだ。安全性という概念は無かった。だから一部の人には有人機の開発にあたっても、信頼性を上げれば安全性も上がるはずだという思い込み、文化の差があるように見ている。

信頼性は工学の発展により数字で論じられるようになったから、日本のように公務員か、準公務員が主体となっている研究機関や事業団が主体となっているプロジェクトでは、追求のしやすい信頼性の数字がますます一人歩きするようになる。そして「航空機では故障発生確率がどこまで（10 のマイナス何乗まで）下がれば良い」としているかということに学者やロケット屋の関心が集中する。

だが安全性は最初に数字ありきではない。あらゆる問題に対策・手段を講じた時に残るのが、数字であることを忘れてはならない。

大西洋単独無着陸飛行に挑戦したチャールス・リンドバーグの愛機スプリット　オブ　セントルイスも戦前、周回長距離飛行の世界記録を樹立した東京帝国大学航空研究所の航研機も単発だった。エンジンが長時間回り続けてくれるならば単発機のほうが多発機より空力効率の良い飛行機が作れるからだ。

しかし単発機はエンジンが停止すれば飛行は継続できない。故障時の安全を考えて大洋を横断する路線の旅客機は３発以上の多発機ということになったが、故障する確率は双発にすれば 2 倍、３発にすれば３倍になる。それだけ信頼性の数字は下がることになる。観光丸には １２基のＨ２ロケットエンジンが使われる設計になっている。もちろん、いつもどれかエンジンが故障して、なかなか飛び上がれないことになる。旅客機ではエンジンがいつ故障しても安全に飛行できることを飛行試験で実証することが求められているが、この実証テストは非常な危険が伴う。パイロットのミスや自動操縦装置のコンピュータ故障が重なれば事故につながる危険な状況である。12 基もエンジンを並べれば信頼性はもちろん大幅に低下するが、故障対応の危険性を考えると安全性も低下する。戦前１２基のエンジンをつけたドルニエ DoX 巨人飛行艇が作られたが、島伝いで大西洋を横断するのに半年もかかった。もちろん実用にはならなかった。

エンジンを双発にしても、同時にエンジンが停まるかもしれないではないか。結局は両エンジン停止の確率の問題ではないか？と質問された。品質管理が行き届けば届くほど同時故障の可能性が増えてくる。別のメーカーのエンジンを組み合わせれば良いが、それでは整備手順や、交換部品などの整備、パイロットの操作が違って大変なことになる。このためエアラインでも、メーカーでも左右のエンジンの履歴が同じにならないように配慮している。この説明を聞いてエアラインに問い合わせた委員がいる。エアラインの誰に聞いたか知らないが、「特に配慮していない」と答えを聞いて、鬼の首でもとった気持ちになった委員がいた。

この件はエアラインの聞かれた人が、たまたま質問の真意を取り違えたのだろう。ブランドニューの機体を受領した場合など特別な場合を除いて、整備の負荷を平準化し、必要予備エンジンの台数を減らすためにも、履歴の同じエンジンが組み合わされることは無い。特別に配慮しなくてもそうなっている。そういうエアラインの文化、常識の世界に、異なった文化で質問すると正しい答えが得られないことがある。

エアラインがなんと答えようと、どちらが安全かということが問題なのである。安全に対する配慮を値切るという発想をする技術者は、旅客機の設計チームから追放されることになる。安全を優先する。故障・破損の同時発生を防ぐ、そして点検と保守を容易にして、故障や事故を未然に防ぐことに努力を傾注する設計者がいないと旅客機の開発は失敗する。設計チームに、文化、価値観、常識を共有していない人が混

ざると大変なことになるからだ。

全日空のＬ1011 トライスターが相次いで飛行中にエンジン故障、２エンジン停止という事態に遭遇したときに、最高責任者として原因究明にあたられたのが、事業化委員会の委員長をしておられる船津先生だ。このときの教訓から、同じ整備員に、同時に同じ作業を、複数の搭載エンジン対して実施させない。右と左のエンジンは別の整備員が点検・整備する、という原則を作られたとお聞きしている。

この例は、外部からの指摘に対し、自案や現状に拘るという、自分の先入観に都合の良い応答を無意識に期待する誘導質問をする。また問題の解決を誰に相談するか、問題を質問相手に正確に理解させる、という点でも技術者として初歩的なミスを犯している。飛行機屋とかロケット屋とかいう以前の問題だが、ロケット屋と飛行機屋の文化の違いが、将来問題を発生させることになるかもしれない原因を理解する手掛かりになるかもしれない。

観光丸の着陸用脚は 4 本の引込脚である。1 本でも出なかったら？一本折れたらどうなるか？こんなことにも、そんなことが起こるはずが無いと頑張るロケット屋がいた。はずが無いことが起こるから航空機事故になる。いずれにしても、このようなときには静的な製図で判断してはならない。接地速度などの動的な荷重が加わっているはずだから、それも考慮して回転加速度を受けても横転しないか？横転したとき、乗員・乗客は安全に脱出できるか？そしてエンジン室で火災が発生したら、乗員・乗客は脱出できるか？と発想を広げて考える必要がある。

こうした問題提起を、無理難題を吹きかけてくると思うとしたら、それも文化の違いからくる偏見ということになる。

そして旅客機では、一旦事故が発生すれば、もはや確率の数字ではなくなる。その事故が再発する可能性があれば改善しなければならないのだ。

もちろん同じ飛行機でも、軍用機を設計・生産するときと、民間機を設計・生産するときとでは、まったく文化が違うから、軍用機設計者に民間機の文化に関することを尋ねると判断を誤ることになる。

太平洋戦争の直前、新型爆撃機の、超々ジュラルミンの管桁の金具を取り付けた鋲穴から、時期割れ（応力腐食）で一斉に亀裂が発生したことがある。そのときは、疲労試験をして亀裂の進展を予測し、そのまま使用された。主任設計者は危険な飛行時間に達する前に、全機、無事に戦場で消耗したと書き残している。

使い捨て打ち上げロケット、再使用型宇宙ロケット、宇宙旅行機、民間輸送機（旅客機）、軍用機、どちらの文化が正しいとか、どちらが良いとか言う問題ではない。それぞれに異なった文化があることを理解し、「郷に入ったら、郷に従い」。その文化を率直に受け入れて取り組まないと手痛い失敗をすることになる。太平洋戦争当時の戦闘機設計者が寄り集まって計画した YS－11 が、いざ本格開発となったら安定操縦性で苦しみ、エアラインにデビューしてみると整備・補給に大きな課題を背負っていた。海外へ輸出すると半官半民の会社は武士の商法で足許を掬われた。世界には異なる文化があるという理解が足りなかったからだ。他山の石は近くにある。

終わり

耐空性の目指すもの [注1]

宮下　徹
運輸省航空局
〒100-0013 東京都千代田区霞が関2-1-3

1. 耐空性とは

- 耐空性＝航空機の安全性
- 耐空証明：耐空性基準および環境基準（騒音、発動機排出物）への適合性を国が審査し証明する仕組み
- 耐空証明を有しない航空機を航空の用に供することは禁止されている。（航空法）

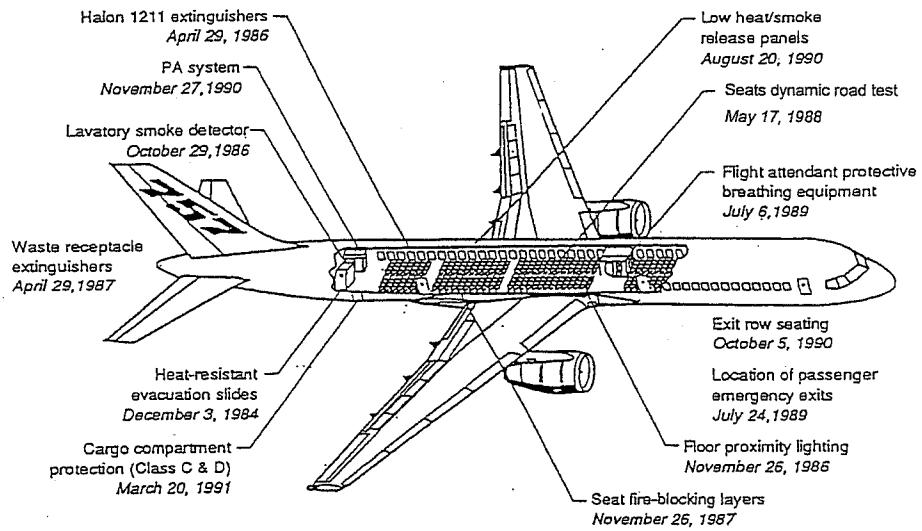
2. 耐空性基準

- シカゴ条約第８付属書：一般的、定性的な要件　→　詳細基準は各国の国内法制に依拠
- 米国連邦航空規則（Federal Aviation Regulations / FAR）→事実上の世界標準
- 航空機の種類（飛行機、回転翼航空機、滑空機等）および用途に応じて耐空類別を設定　（図 1）
- 経験（実績）重視、事故事例等を反映して適宜強化（図 2）

[注1]第５回ロケット協会ロケットシンポジウム，1999年12月17日，於富士重工業（株）会議室

耐空類別	摘要
飛行機　曲技　A	最大離陸重量5,700kg以下の飛行機であつて、飛行機普通Nが適する飛行及び曲技飛行に適するもの
飛行機　実用　U	最大離陸重量5,700kg以下の飛行機であつて、飛行機普通Nが適する飛行及び60°バンクを超える旋回、錐揉、レージーエイト、シャンデル等の曲技飛行（急激な運動及び背面飛行を除く。）に適するもの
飛行機　普通　N	最大離陸重量5,700kg以下の飛行機であつて、普通の飛行（60°バンクを超えない旋回及び失速（ヒップストールを除く。）を含む。）に適するもの
飛行機　輸送　C	最大離陸重量8,618kg以下の飛行機であつて、航空運送事業の用に適するもの
飛行機　輸送　T	航空運送事業の用に適する飛行機
回転翼航空機普通N	最大離陸重量2,730kg以下の回転翼航空機
回転翼航空機　輸送　T　A級	航空運送事業の用に適する多発の回転翼航空機であつて、臨界発動機が停止しても安全に航行できるもの
回転翼航空機　輸送　T　B級	最大離陸重量9,080kg以下の回転翼航空機であつて、航空運送事業の用に適するもの
滑空機　第1種　I	最大離陸重量750kg以下の滑空機であつて、滑空機第3種IIIが適する飛行、曲技飛行及び飛行機曳航に適するもの
滑空機　第2種　II	最大離陸重量750kg以下の滑空機であつて、滑空機第3種IIIが適する飛行、急旋回、宙返り、失速反転等の曲技飛行及び飛行機曳航に適するもの
滑空機　第3種　III	最大離陸重量750kg以下の滑空機であつて、普通の飛行及びゴム索射出又はウインチ曳航（自動車による曳航を含む。）に適するもの
動力滑空機　S	最大離陸重量850kg以下の滑空機であつて、動力装置を有するもの
特殊航空機　X	上記の類別に属さないもの

図1　航空機の対空類別



- Modifiy from Aviation Safety Journal, Summer 1991

図2　耐空性基準の強化の例　（客室安全関係）

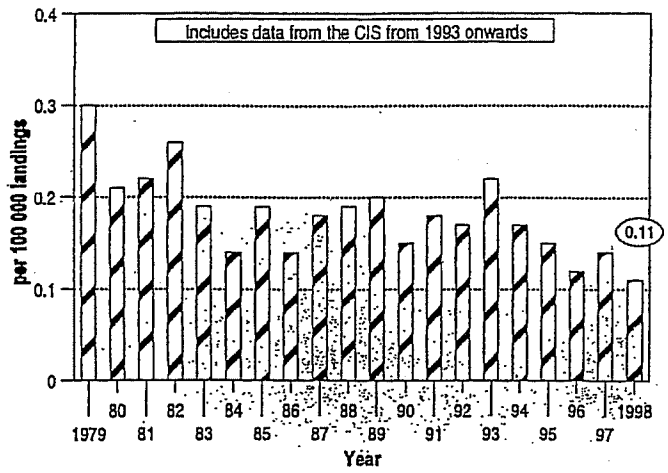
3. 航空輸送システムの安全性

- 耐空性は航空輸送システムの安全性確保のための要件の一つ →システム全体としての安全性確保の仕組み
- シカゴ条約の標準および勧告（図 3）
- 航空事故の発生率（図 4）
- 航空事故の原因→航空機に起因するものは必ずしも多くはない（図 5,6 ）

ICAO が国際標準及び勧告方式として採択した附属書及びその表題

第1附属書:航空従事者の免許
第2附属書:航空規則
第3附属書:国際航空のための気象業務
第4附属書:航空図
第5附属書:空地通信に使用される測定単位
第6附属書:航空機の運航　（注）整備を含む
第7附属書:航空機の国籍及び登録記号
第8附属書:航空機の耐空性
第9附属書:出入国の簡素化
第10附属書:航空通信
第11附属書:航空交通業務
第12附属書:捜索、救難業務
第13附属書:航空機事故調査
第14附属書:飛行場
第15附属書:航空情報業務
第16附属書:環境保護　（以前は航空機騒音）
第17附属書:不法な妨害行為に対する国際民間航空の防護
第18附属書:航空機による危険物の輸送

図3　シカゴ条約付属書の構成

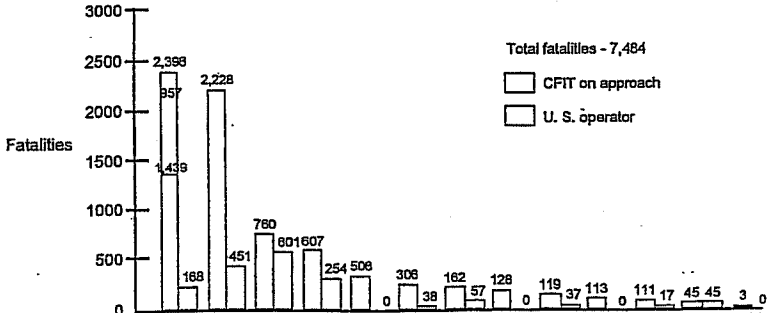


Number of fatal accidents
per 100 000 landings by aircraft
on scheduled services.

図4　航空事故の発生率

Worldwide and U. S. Airline Fatalities

Classified by Type of Accident – 1987 through 1996



	CFIT	Loss of control in flight	In-flight fire	Sabotage	Mid-air collision	Hijack	Ice/ snow	Landing	Wind-shear	Fuel exhaustion	Other/ unknown	Runway incur-sion	RTO
Number of fatal accidents (136 total)	36	38	4	5	2	8	5	9	3	7	14	4	1
U. S. Operator	3	9	3	1	0	1	3	0	1	0	6	4	0
Current production airplanes	1	4	0	0	0	1	0	0	0	0	1	2	0

（FAA 作成資料より）

図5　航空事故の発生形態

Primary Cause Factors – Fatal Accidents

Worldwide Commercial Jet Fleet

Primary factor	Number of accidents: Total	Number of accidents: Last 10 years	Percentage of total accidents with known causes: 1959 - 1995	Percentage of total accidents with known causes: Last 10 years (1986 - 1995)
Flightcrew	234	59	64.8	57.3
Airplane **	35	7	9.7	6.8
Maintenance	11	4	3.0	3.9
Weather	14	1	3.9	1.0
Airport/ATC	23	6	6.4	5.8
Miscellaneous/other	44	26	12.2	25.2
Total with known causes	361	103		
Unknown or awaiting reports	66	31		
Total	427	134		

Excludes:
- Sabotage
- Military action

** Includes -
- Airframe
- Aircraft systems
- Powerplant

Legend:
- 1959 - 1995
- Last 10 years (1986 - 1995)

(FAA 作成資料より)

図6　航空事故の原因

4. 航空機の安全性に関する最近の課題

- 運航安全のための装備の強化
  - 衝突防止装置（ACAS）
  - 対地接近警報装置（EGPWS）
- 客室安全
  - 耐衝撃性の向上
  - 耐火性の向上
- 自動化とHuman Factors
- 機内持ち込み品による電磁波干渉
- プロペラ機の防除氷能力
- その他

航空機に学ぶもの ― 航空安全の現場より [注1]

近藤貞雄
全日本空輸株式会社
〒144-0041 東京都大田区羽田空港3-3-2

1．はじめに

２１世紀を迎え、一般大衆を対象とした宇宙観光旅行が身近な話題となって来ており、使用する再利用宇宙ロケット（ＲＬＶ）の設計要件について具体的な検討が進めらつつある。ＲＬＶは厳しい重量上の制約から、航空機と同等の要件を満足するのは難しいと考えるが、ベンチマークとしての現行民間航空機の安全実績と、航空機を運航している立場から安全に次いで重要となる運航信頼性の実態について紹介する。

2．民間航空機の安全実績

１９９８年の運航統計によれば、西側で製造された最大離陸重量が２０トン以上のジェット輸送機は、全世界で 12600 機が運航しており、年間総飛行時間 3300 万時間、年間総飛行回数 1900 万回に対し、全損事故 18 件、死亡事故 9 件、死亡者数 848 名であった。全損事故率は 100 万飛行回数当たり 0.95 件（0.95×10^{-6}）であり年毎に多少の凸凹はあるが、ここ２０年ほとんど変わらず $1.0 \sim 1.5 \times 10^{-6}$ 程度である。(図 1,2,参照)

1998年世界の実績

事故件数

IATA統計
西側製作ジェット機

	1998年	過去10年間の平均
全損事故数	18件	20. 8件
死亡事故数	9件	10. 9件
死亡者数	848名	698名
全損事故率	0.95×10^{-6}	1.34×10^{-6}

図１

全損事故率の推移

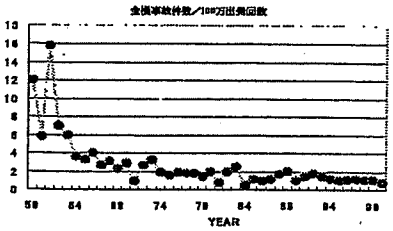


図２

事故は様々な要因が重なり合って発生しており、一つの原因に特定することは必ずしも適当とはいえないが、あえて主要原因で整理すると、パイロットのヒューマンエラーによるものが約７０％、航空機によるものは１０％となっている。(図３参照)

すなわち航空機自体の不具合が主要原因である全損事故の実績は、1000 万飛行回数当たり１件（10^{-7}）程度となっている。

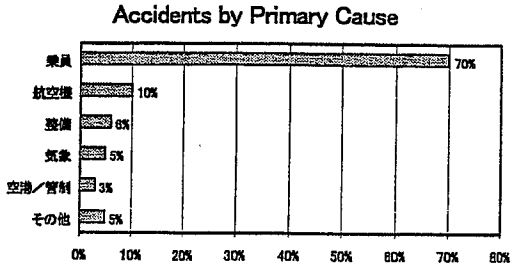


図３

注1 第５回ロケット協会ロケットシンポジウム，1999年12月17日，於富士重工業（株）会議室

次に確率により定量的に安全要件を定めている例として、双発機の洋上飛行制限（ETOPS：Extended Twin-Engine Operations）について紹介する。双発航空機は飛行中に1発動機不作動になっても、安全に飛行を継続できるが、両発動機が同時に不作動になるリスクを考慮して、原則として1発動機が不作動状態で６０分以内に着陸できる空港が確保できる経路に制限されている。しかし、発動機の故障確率が十分に低い場合には、最寄り空港までの飛行時間が180分以内まで飛行経路を拡大でき、これによりBoeing-777は太平洋横断飛行が可能となっている。ICAO の規程では発動機の信頼性要件として "The risk of complete loss of power from independent causes is extremely remote"とあり具体的な数値目標として、２発動機が同時に故障する確率を 10^{-8} 以下と定めている。またFAAはこれらを考慮したエンジンの空中停止率（In Flight Shut-Down Rate）を1000時間当たり0.02回以下と定めている。

ETOPS (Extended Twin-Engine Operation)

Engine Reliability Requirement

- **Risk of complete Power – Loss** : Extremely Remote
- **Safety Target** : 10^{-8}(ICAO)

120 min ETOPS	**IFSDR 0.05／1000HR**
180 min ETOPS	**IFSDR 0.02／1000HR**

図４

ＲＬＶの安全に対する設計目標を民間航空機と同等にすることは当面不可能だとしても、設計、解析上の安全率を、一般に公開して支持を得る必要があろう。

乗客については、何度も搭乗するわけではないので、適当な安全率があれば（例えば事故率 10^{-4} 程度か？）許容されると思われるが、毎回搭乗する運航乗務員には、どの程度のRiskまで許容されるか、Pilotはともかく客室乗務員は、相当な安全レベルでないと希望者が集まらない可能性があろう。

３．信頼性、整備性

一般大衆を対象としたＲＬＶ運航は、航空機運航ほどにはSchedule Reliabilityの要件は厳しくないものと考えられるが、一定度の出発信頼性がなければ、乗客に迷惑がかかるばかりでなく、営業計画にも大きく影響を及ぼすことになる。出発信頼性を高くするためには、設計上以下の考慮が望まれる。

１）機材故障が少ないこと

２）故障修理が容易なこと

３）点検及び故障探求が容易なこと

４）システムに冗長性を持たせ、一部不具合が有っても就航可能なこと

５）気象制限（風速、視程）が厳しくないこと

以下に民間航空機の運航信頼性を概観するために、全日空の 1998 年運航実績を紹介する。

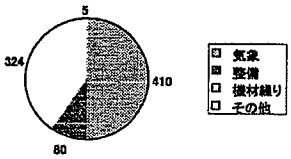
- 年間２０万回余りの総出発回数の対し欠航は 819 回、欠航率は 0.4%程度である。
- 欠航理由としては、台風、降雪、低視程など気象条件によるものが 410 回、整備（機材不具合）によるもの 80 回、機材繰りその他が 329 回となっている。なお機材繰りはそのもとを溯れば、気象および整備による到着機遅れによるものであるから、最終的には、欠航のほとんどが気象と整備に帰着することになる。
- 整備理由による欠航及び１５分以上の遅延は、B767 型機の例で遅延欠航率 0.3%（Dispatch Reliability　99.7%）となっている。

欠航率(ANA1998年実績)

出発回数	200,831
欠航回数	819
欠航率	0.004078

欠航内訳

気象	410
整備	80
機材繰り	324
その他	5



整備上の欠航遅延
ANA B767の実績

計画出発回数	119,683
遅延欠航回数	362
遅延欠航率（%）	0.3
Dispatch Reliability(%)	99.7

現在の航空機は、鉄道にもそれほど負けない程度の運航信頼性が実現できるようになってきた。これらは、機材品質については、運航中に生ずる機材不具合の経験から、設計改善を繰り返してエンジンをはじめとする各システム単体の信頼性向上を図ってきたことと、冗長性を加味した機体設計により、システムの一部が故障した場合でも基準を満足すれば運航可能とする仕組み（ＭＥＬ）による部分も大きい。

また、欠航の大部分を占める気象要因については、霧等による低視程によるもの、強風時の横風制限によるもの、降雪による滑走路使用不能がある。これらに対し、地上計器着陸システム（ＩＬＳ）および自動着陸装置の性能向上、空港除雪体制の改善等が進められており、完全とは言えないまでも実用上問題にならない程度の運航信頼性は確保されている。

ＲＬＶの設計においては、安全要件への適合で手いっぱいであろうが、運航信頼性も重要なファクターであることを頭の隅に入れておく必要がある。特に、風速制限値が小さいと、使用空港(離発着場)の地形特性によっては、離発着可能条件を満足せず、風待ちが多発することになると思われる。

飛行機の安全設計とロケットの信頼性設計とは違う [注1]

米本　浩一
川崎重工業株式会社
〒504-8710 岐阜県各務原市川崎町１番地

１．序論

日本ロケット協会運輸研究委員会（第３期）では、「宇宙旅客事業に使う宇宙船の安全性の問題」を研究テーマに活動している。この中では、航空機の安全性要求である耐空性審査要領を参考に、宇宙旅行機に対する安全性要求（案）をまとめている。

ここでは、この活動を通して明かとなった、安全性設計に対する航空機とロケットとの違いについて、航空機の安全性要求では何を要求しているのかを中心に述べる。

２．事故率

先ず、航空機の事故率として、米国の交通安全局 The National Transportation Safety Board が、インターネットで公開している 1982 年から 1998 年までの 17 年間にわたる米国のエアラインの事故データ [1)]を表１に示す。このデータには、全ての事故件数の中に、致命的な事故、即ち航空機の喪失に関わる事故の割合も示されている。これらは、10 万飛行時間あたりの事故率、または 10 万回の出発回数当たりの事故率として整理されている。

このデータに基づき、機体の喪失に繋がる致命的な事故率について、飛行時間と出発回数当たりの事故率を計算すると以下のようになる。

Fatal Accidents Probability（致命的な事故確率）
$=3.1\times10^{-7}$ [per Flight Hour]
$=4.5\times10^{-7}$ [per Departure]

一方、ロケットの事故率については、少し古いデータではあるが、1997 年の宇宙開発データブック 2)から引用したものを表２に示す。各国でバラツキはあるものの、ほぼ 80％後半から 90％前半であることがわかる。この値は、航空機の出発回数当たりの事故率に相当する意味をもつと考えられる。今、米国のロケットを対象に、その事故率を計算すると以下の通りとなる。

Launch Failure Probability（打上げ失敗確率）
$=8\times10^{-2}$ [per Launch]

以上で求めた事故率を比較すると、航空機に比べロケットの致命的な事故率が桁違いに大きいことがわかる。

注1 第５回ロケット協会ロケットシンポジウム，1999年12月17日，於富士重工業（株）会議室

3．航空機に要求されている信頼度の意味

航空機は、安全性を証明されたものでなければ、法律上使用が許可されない。我国の場合、航空機の強度、構造及び性能が安全性の技術基準を確保されたかどうかの審査及び、製造の工程、また出来上がった機体が設計通りであるかの検査を受けて初めて、運輸大臣が機体毎に耐空性証明を与えるシステムになっている。その審査基準（安全性基準）をまとめたものが耐空性審査要領である。

米国では、連邦航空局 FAA(Federal Aviation Administration) がその役割を演じている。FAA が発行する安全性基準ＦＡＲ(Federal Aviation Regulation)は、殆ど世界標準になっており、各国の航空機の安全性基準はＦＡＲに準拠している。日本の耐空性審査要領もその例にもれない。

ＦＡＲには、設計のガイドラインを示す Advisory Circular があり、その中に信頼度の指標が述べられている(AC25.1309)。それによると、航空機の安全性に影響する主要な系統に対して、連続した安全な飛行及び着陸を妨げる故障の発生が、極度に有り得ない事(extremely improbable)が要求されており、その致命的な故障率の目安として、次の値が示されている。

Fatal Failure Mode Probability (致命的な故障モード確率)

$= 1\times10^{-9}$ [per Hour]

文献[3)]によれば、この解釈は、以下の通りである。

飛行安全を損なうカタストロフィックハザードに至る潜在的な独立故障モード(Fatal Failure Mode)、即ち主要な系統の故障が 100 事象存在するとし、航空機は 30 年間運用され、年間 3000 時間の飛行を行うと仮定する。そこで、AC25.1309 の "extremely improbable" な故障率を用いると、機体の喪失確率は以下の通りになる。

Aircraft Loss Probability due to System Failure
(システム故障による機体の喪失確率)

$= 1\times10^{-9}$	[Fatal Failure Mode Probability per Hour]
$\times 100$	[Fatal Failure Mode]
$\times 30$	[Years]
$\times 3000$	[Flight Hours per Year]
$= 9\times10^{-3}$	[per Life]
$\sim 1\times10^{-2}$	[per Life]

この数字は、同じ航空機を100機飛ばした場合、30年間の運用期間中に、飛行の安全を損なう主要な系統の故障が原因で、1機の機体を失うことを意味している。即ち航空機の場合、致命的な故障により機体を失う事は事実上有り得ないと解釈できるのである。

要求される故障率を実現した航空機の機体喪失確率を考えてみる。表3は、英国民間航空局,CAA(Civil Aviation Authority)のデータに基づき、機体を喪失するに至らしめる致命的な故障要因（カタストロフィックハザード）を示したものである[3]。それらには、機体構造損傷、主脚の故障、エンジン故障、操縦系統故障、システム故障や火災があり、全体の20%を占め、その他の80%は、パイロットの操縦ミスや自然現象等によるものである。

これに基づくと、人的要因も含めた機体の喪失確率は以下の通りとなる。

Total Aircraft Loss Probability（機体の喪失確率）

$= 1\times10^{-9}$	[Fatal Failure Mode Probability per Hour]
$\times 100$	[Fatal Failure Mode]
$\div 0.2$	[Rate of Fatal System Failure]
$= 5\times10^{-7}$	[per Flight Hour]

上記のFAAのAdvisory Circularに基づく機体の喪失確率は、実際の事故の統計値から得られたFatal Accidents Probability（致命的な事故確率）（2章参照）とほぼ一致している。これは、実際の航空機が安全性要求を満足する設計を実施していることを裏付けている。

4．耐空性の目指すもの

航空機の安全性は、一般に「耐空性」と呼ばれる。航空法で定められた耐空性審査要領に基づき、航空機の強度、構造及び性能が、確実な安全設計の技術基準を満たしているかどうか、また製造過程に問題がないか、最後に完成機が設計通りに造られているかについて、検査が行われる。

耐空性とは、航空機が安全に運航できることを意味している。その安全性の対象は、乗客に対してである事は言うまでもない。そして、「主要な構造や装備品が故障を起こしても、安全な飛行を継続できること」、「機体が損傷しても、乗客が怪我をしないこと」が耐空性の本質なのである。誤解されやすいが、前節で論じた信頼度要求を満たすかどうかが、耐空性の十分条件ではないのである。

我国の耐空性審査要領、あるいは手本となっている米国連邦航空局 FAA(Federal Aviation Administration)が規定するFAR(Federal Aviation Regulation)にも、信頼度要求は明確な形で規定されている訳ではない。致命的な故障モードの発生確率が、

「極度に有り得ない事(extremely improbable)」であるという信頼度要求は、そのAdvisory Circularに委ねられているだけで、飽くまでも参考要求でしかないのである。それは、信頼度の要求を具体的に証明することが、実際上殆ど困難であることも理由の一つと考えられる。

具体的な構造や装備品の故障に対する安全性要求には、

・エンジンが1つ故障しても、離陸あるいは離陸断念ができること
・鳥が衝突しても、安全な飛行を継続できること
・非常着陸をして、機体が損傷しても、乗客が安全なこと
・操縦系統が、ジャミングを起こしても安全な飛行を継続できること
・乗客の非常の脱出は、90秒以内に行えること
・エンジンに火災が発生しても、燃料タンクや機体本体に影響を与えてはならないこと

等がよく知られている。それぞれの故障要因の発生確率とは全く独立な要求なのである。

こうした故障に対して、システムレベルでは系統の冗長化、機体構造に於いては探傷許容設計やフェールセールの考え方を導入すること等、安全設計上の対策が採られ、「致命的な故障モードの発生確率が、極度に有り得ない事(extremely improbable)」という安全性要求を反映しているのである。

5．ロケットの信頼性と安全性

ロケットの信頼性は、システムの目的に応じた信頼度目標値（H-IIAでは、0.97）が設定される。この信頼度が第2章で示したロケットの故障率と同程度であることから、ロケットの打上げ成功確率は、機体とシステムの信頼度そのものである。

また、安全性については、故障発生時の地上への人的・財産的な被害を最小限に抑えるために、レーダーによる飛行安全管制や、指令破壊による飛行安全処置が行われる。そのため、安全性要求に関しては、事故が起これば直ちに指令破壊を行うという、地上への被害対策を中心にした要求であると言える。

尚、上記以外の有人ロケット（スペースシャトル等）では、緊急脱出手段を設ける等で乗員の安全性向上も図られているが、想定される全ての故障に対して乗員の安全を保障できるまでのシステムでないのが現実である。

6．結論

前章までの内容から、ロケット運用の成功率は、確率的な意味合いを持つものと言える（Probabilistic Operation)。しかし、航空機で目標とする致命的な事故確率と

は、連続した安全な飛行及び着陸を妨げる故障の発生が極度に有り得ない事（Extremely Improbable）を意味しており、確実に安全な設計と運用（Deterministic Operation）が前提である。

また、事故が起これば直ちに指令破壊を行うという従来の打上げロケットの設計技術と比較して航空機の様に故障を前提にした安全性設計は、全く異質なものである。

そのため、ロケットと航空機の安全性設計の考え方には大きな違いがあると言える（図1）。

今までの科学技術探求や冒険のための乗り物であったロケットと異なり、「宇宙旅行」という、一般の旅客を相手した事業に供する宇宙旅行機には、航空機に匹敵する安全性が求められる。

そのため、宇宙旅行機においても、飛行機と同等、或いはそれ以上の安全性を達成するためには、過去の飛行機の経験に基づき、最も科学敵意定められた安全性基準である航空機の耐空性審査要領を参考に、これに相当する安全性基準を確立していかなければならない。

7．参考文献

1) The National Transportation Safety Board, (http://www.ntsb.gov/aviation/Table6.htm)

2) 「宇宙開発データブック」, 1997年

3) Lloyd E. and Tye W., "Systematic Safety," Civil Aviation Authority, London, 1982

表１　米国エアラインでの事故率[1]

The National Transportation Safety Board

	Accidents		Accidents per 100,000 Flight Hours		Accidents per 100,000 Departures	
Year	All	Fatal	All	Fatal	All	Fatal
1982	16	4	0.224	0.045	0.291	0.058
1983	22	4	0.318	0.058	0.420	0.076
1984	13	1	0.168	0.013	0.229	0.018
1985	17	4	0.206	0.048	0.280	0.066
1986	21	2	0.211	0.011	0.289	0.014
1987	32	4	0.306	0.030	0.425	0.041
1988	29	3	0.266	0.019	0.381	0.027
1989	24	8	0.226	0.075	0.330	0.110
1990	22	6	0.191	0.052	0.282	0.077
1991	25	4	0.224	0.036	0.333	0.053
1992	16	4	0.136	0.034	0.213	0.053
1993	22	1	0.184	0.008	0.285	0.013
1994	19	4	0.146	0.033	0.230	0.051
1995	34	2	0.266	0.016	0.419	0.025
1996	32	3	0.247	0.023	0.408	0.038
1997	44	3	0.292	0.020	0.444	0.030
1998	41	1	0.262	0.006	0.413	0.010
Total –	429	58	Ave. 0.228	0.031	0.334	0.045

表２　各国の人工衛星打ち上げロケットの実績[2]

（１９９７年１２月まで）

国名	ロケット名	運用開始年	打上げ数	失敗数	成功率
米国	デルタ	１９６０年	２５１	１４	９４%
	アトラス	１９６３年	１１１	１３	８８%
	タイタン	１９６４年	１８５	１７	９１%
ソ連／ロシア	プロトン	１９６５年	２５３	３５	８６%
欧州	アリアン	１９７９年	１０４	８	９２%
中国	長征	１９７０年	４９	７．５	８５%
日本	Mロケット	１９７０年	２４	３	８８%
	N／Hロケット	１９７５年	２９	１	９７%

表3　航空機のカタストロフィックハザード要因[3)]

致命故障要因	主要故障	故障比率*
システム	機体構造損傷	20%
	主脚の故障(含む機構)	
	エンジン故障	
	操縦系統故障	
	システム故障	
	火災(エンジン、脚、キャビン)	
運用	バードストライク	80%
	天候不良	
	山との衝突	
	Undershoot	
	Overshoot	
	滑走路からの脱線	
	積載重量オーバー	

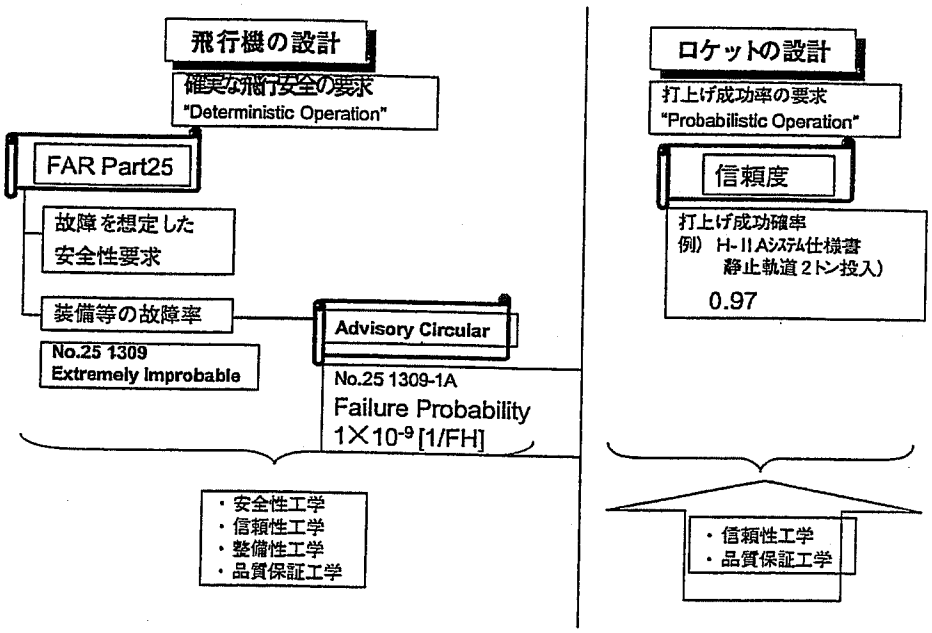


図1　航空機とロケットとの設計の考え方の違い

構造設計の安全率は飛行機のままでよいか [注1]

宮原　啓
富士重工業株式会社
〒320-8564 栃木県宇都宮市陽南1-1-11

1．はじめに

宇宙旅行機の構造設計に飛行機で使われている安全率をそのまま用いて良いかという議論は、宇宙旅行機の安全性を考える上で重要である。なぜなら、飛行機の安全率は過去数十年間にわたって使用されてきた材料、構造様式、製造方法等の経験に裏付けされた値であるが、その値を宇宙旅行機の新しい構造様式や製造方法に用いることで、飛行機と同等の安全性が得られるのかという問題が残るからである。

本報告では、宇宙旅行機の安全性基準（案）の検討の一環として行った、宇宙旅行機の構造設計に飛行機の安全率を適用することの妥当性評価について報告する。

2．安全率の変遷

構造の安全性については、耐空性審査要領の中で種々の要件が規定されているが、特に疲労に関する規定と安全率に関する規定は、構造設計の基本的な部分である。１９３０年代から現在に至るまでの飛行機の疲労設計思想と安全率の変遷を図１に示す。

疲労設計は、安全寿命まで飛行機の構造が疲労で破壊しないことを目標とする安全寿命設計から、構造の一部が破壊してもそれが致命的な事故につながらず、安全な飛行を続けられるように設計するフェールセーフ設計へ移行し、現在の損傷許容設計へと移行している。

それに対して安全率は、第２時世界大戦後、疲労による影響を別に試験等で証明することになり、1.8から疲労分を差し引いて1.5に変更されてからは、この値が飛行機の構造設計において国際的に認められた値となって、約50年間使われ続けている。

3．安全率の中に含まれるもの

そもそも安全率を用いる目的は、構造設計の中で避けることの出来ない不確定な部分を設計に反映することである。飛行機の構造設計の中で不確定と考えられる要素は以下のとおりと考えられる。

①飛行、地上荷重等の荷重（大きさ、方向）のばらつき
②想定していない操縦をすることにより予想以上の荷重がかかる可能性
③材料強度自体のばらつき
④繰返し荷重に対する疲労強度のばらつき
⑤摩耗や腐食による強度低下の可能性
⑥工作及び材料寸度の不正確による強度低下の可能性

注1 第５回ロケット協会ロケットシンポジウム，1999年12月17日，於富士重工業（株）会議室

これらの不確定要素がどのように飛行機の構造設計に反映されているかを図３に示す。

①と②と⑥については、耐空性審査要領の中で特に規定が無いため、安全率の中でカバーされていると推測できる。③については、耐空性審査要領で統計的手法により材料強度のばらつきを考慮したＡ値、Ｂ値の適用が規定されているため、安全率の中には含まれないと考えられる。ただし、図２からわかるようにＡ値、Ｂ値の適用前後で安全率の変更はなく、材料のばらつきについて安全率がどこまでカバーしているかは不透明な状態となっている。同様に⑤についても、損傷許容設計の導入によって、摩耗や腐食に対する強度保証が規定されているが、安全率は損傷許容設計の導入前後で変わらないままである。

④は、前述のように疲労強度のばらつきを安全率と分離して 1.8 から 1.5 に変更された経緯により、現状の安全率の中には含まれていない。

４．宇宙旅行機の安全率

宇宙旅行機の場合、前項の不確定要素は飛行機と比較してどういう傾向を示すであろうか。以下に推測する。

- ①の荷重のばらつきは、垂直離着陸型の宇宙旅行機では主翼構造を持たないため、突風等の影響を受けづらく、小さくなる。
- ②の予想以上の荷重がかかる可能性は、自動操縦や操縦支援システムの高度化により、小さくなる。
- ③の材料強度のばらつきは、機体重量の軽量化要求を実現していくために、複合材を主構造に用いる構造様式が不可欠であると考えられため、一般に大きくなる。
- ④の摩擦や腐食による強度低下の可能性は、宇宙旅行機では空力加熱による高温環境、極低温環境、主推進系からの振動等の摩擦や腐食を促進する環境が飛行機と比べて多いため、大きくなる。
- ⑤の工作及び材料寸度の不正確に起因する強度低下の可能性は、複合材の一体成形やハニカムサンドイッチによる構造物の製造によりさらに大きくなる。

以上のように定性的に評価すると、飛行機と比べて宇宙旅行機の場合、①と②による荷重のばらつきが小さく、③と⑤と⑥による構造強度のばらつきが大きくなる傾向にある。これより、①と②による荷重のばらつきと、③と⑤と⑥による構造強度のばらつきを定量的に評価することが、宇宙旅行機の安全率を設定する上で重要であることが判る。

５．安全率の妥当性評価

本項では、宇宙旅行機の荷重のばらつきと構造強度のばらつきを定量的に評価するために、統計的手法を用いた。宇宙旅行機における荷重のばらつきと構造強度のばらつきは正規分布すると仮定すると、正規分布上の制限荷重に相当する応力と材料の設計許容応力の

比が安全率の値に相当する。（図４参照）

ここで荷重のばらつきと構造強度のばらつきと安全率の関係は、構造信頼度ｒを用いて図４の式のようになる。

構造信頼度ｒは宇宙旅行機と飛行機の構造信頼性を同等と考え、旅客機の死亡事故発生率、代表的機体の年間飛行回数、機体構造が事故の主原因となる事故の可能性から算出した。また、荷重のばらつきはスペースシャトルとサターンロケットのデータ（ref 文献［5］）を用いた。

図４の式から求めた宇宙旅行機の安全率と構造強度のばらつきの関係を図５に示す。

図５からわかることは、安全率を 1.5 とすると、構造強度のばらつきの変動係数（偏差を平均値割った値）は、スペースシャトルの荷重のばらつきを用いた場合で約 0.075 ぐらいまで許容できることがわかる。また、サターンロケットのデータを用いた場合では、0.065 ぐらいまで許容できる。金属材構造一般の構造強度のばらつきは、変動係数で 0.06 以下という結果（ref 文献［6］）が実際の強度試験より得られているため、宇宙旅行機を従来の金属材構造で製造する場合、安全率は 1.5 で問題なさそうである。

ただし、宇宙旅行機では厳しい軽量化要求を満足するために、複合材を主構造に用いる新しい構造様式の適用が必要不可欠である。現状、複合材構造の構造強度のばらつきについては未だデータ数が少ないため定量的な評価は出来ないが、もし金属構造よりもばらつきが大きくなる場合は、安全率を大きくする方向で見直さなければならない。

６．まとめ

宇宙旅行機の安全性を議論する上で、数十年間運用され続けている飛行機の規定を基準として考えることは当然のことと言える。安全率も例外ではない。ただ、飛行機の規定を適用することで、宇宙旅行機の安全性が損なわれる可能性がある場合は、見直しが必要となる。安全率についても、複合材構造に対する考え方を含め今後さらに検討が必要と考える。

参考文献

[1] “耐空性審査要領” 運輸省航空局検査課

[2] “航空機構造の安全性” 日本鋼構造協会その他

[3] “構造の信頼性と安全率” 上山 忠夫， 航空学会誌 第 12 巻 第 129 号 341～346, 1964

[4] “航空機の負荷と強度” 井町 勇 著

[5] “Reliability-Based Econometrics of Aerospace Structural System: Design Criteria and Test Options” Jerrell M. Tbomas ,NASA TN D-7646, 1974

[6] “Ultimate Strength Analysis of Aircraft Structures” A.M.Freudenthal, 205～210, J.AIRCRAFT, vol7, No.3, May-June,1970

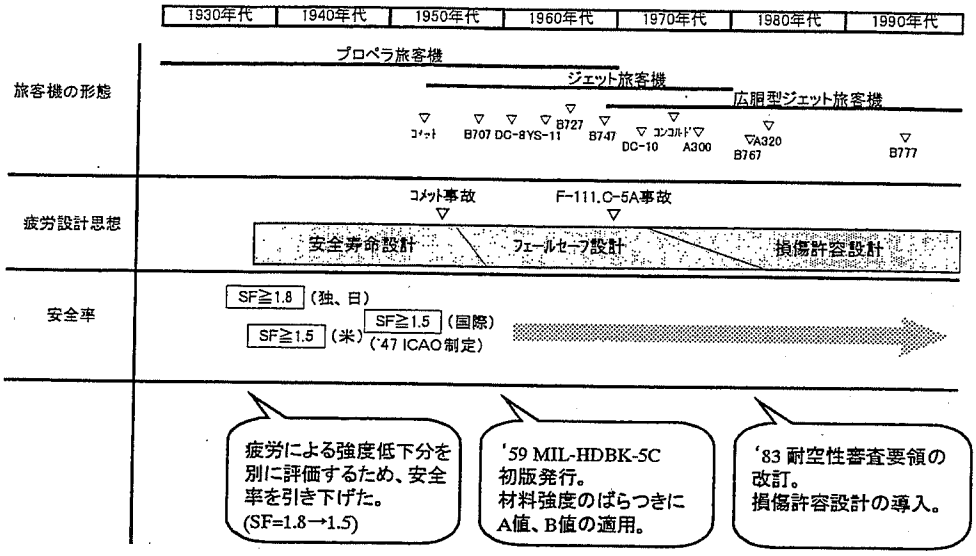


図1. 安全率と疲労設計の変遷

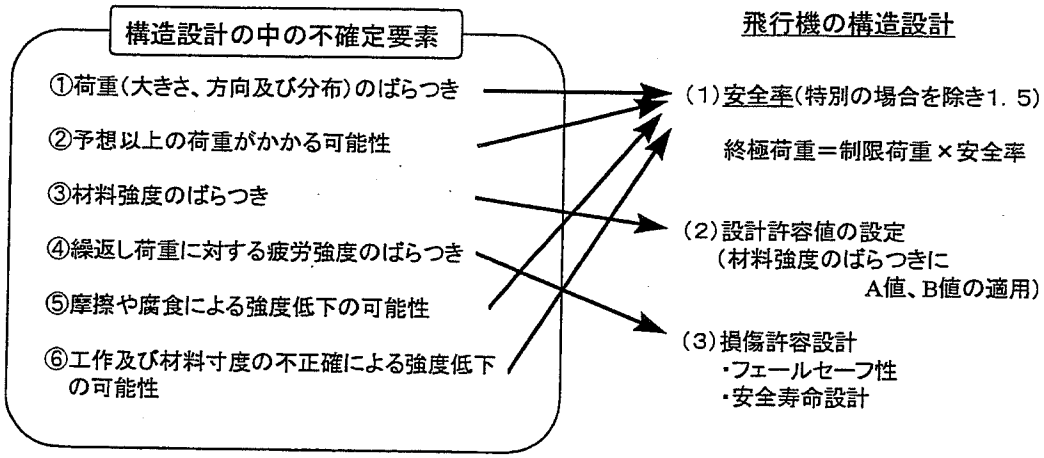


図2. 安全率に含まれるもの

宇宙旅行機の構造設計では、安全率はいくつにすべきか。

飛行機と比較して

①荷重のばらつきはどうか？

②予想以上の荷重がかかる可能性は？

⑤摩擦や腐食による強度低下の可能性は？

⑥工作及び材料寸度の不正確による強度低下の可能性は？

・主翼を持たない、突風等の影響を受けづらい
…ばらつき小になる傾向

・自動操縦、操縦支援システムの高度化
…可能性小となる傾向

・空力加熱による高温環境、極低温環境、アウトガス、主推進系からの振動等
…可能性大となる傾向

・複合材による製造　…可能性大となる傾向

図3. 宇宙旅行機の安全率

◎安全率と強度・荷重のばらつきの関係

$$\text{安全率（SF）} = \frac{\text{許容応力}\ \mu_A}{\text{制限荷重における応力}\ \mu_L}$$

$$\text{構造信頼度}(r) = 1 - p = 1 - \frac{1}{\sqrt{2\pi}}\int_{kp}^{\infty} e^{-t^2/2}\,dt$$

$$k_p = \frac{1}{\sqrt{1+(\sigma_2/\sigma_1)^2}}\left\{\mu_1/\sigma_1(1-1/SF) + k_{p1}/SF\right\}$$

◎宇宙旅行機構造の信頼性

宇宙旅行機構造の信頼度＝飛行機構造の信頼度

＝旅客機死亡事故発生率（約3件/100万回飛行あたり）
×年間飛行回数（約250回と仮定）
×機体構造が主原因となる事故の割合（約1%）

＝ 0.99999

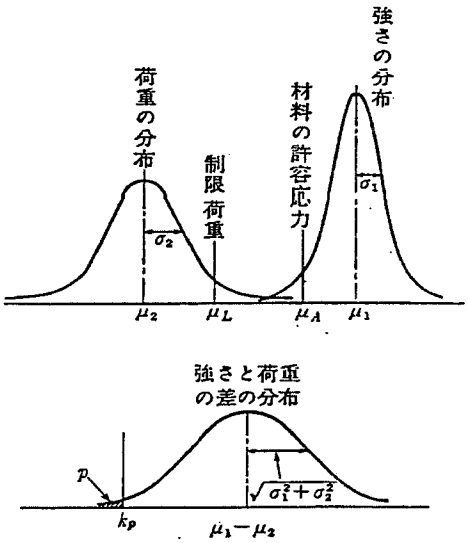
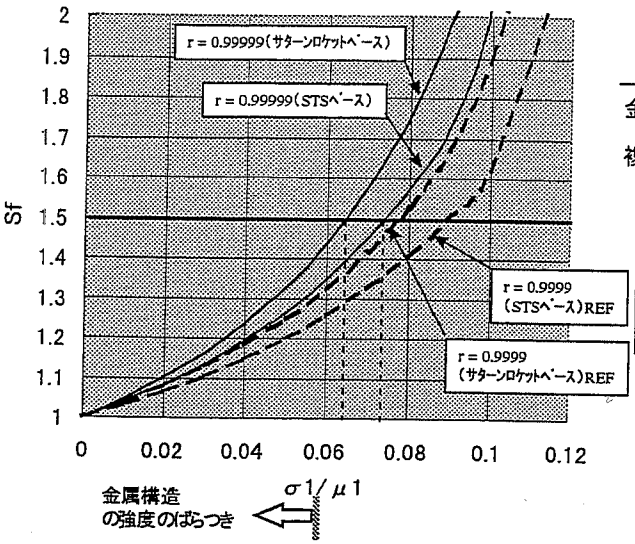


図 4.3　強さと荷重の分布

図4. 宇宙旅行機構造の信頼性



宇宙旅行機の安全率(SF)と構造強度のばらつき(σ1/μ1)の関係

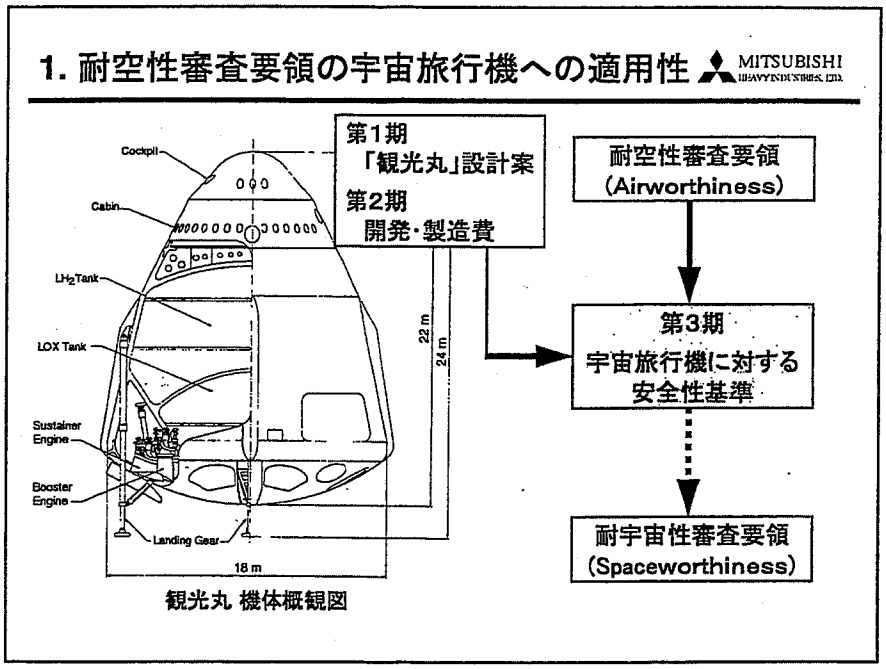
構造様式	構造強度のばらつき(σ1/μ1)
金属材構造一般	0.06以下
複合材構造一般	? 以下

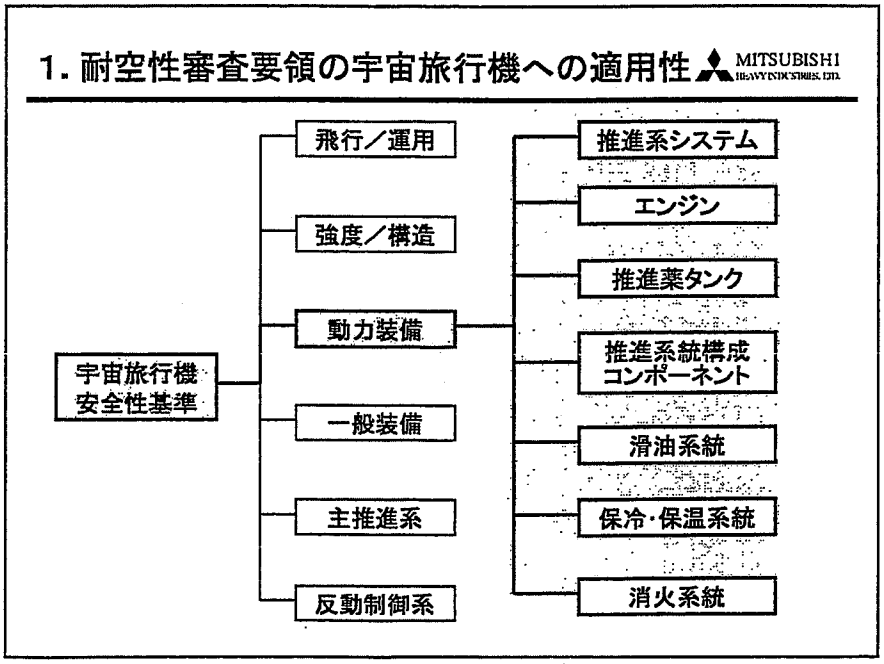
構造強度のばらつき(σ1/μ1)
＝材料強度のばらつき
＋工作及び材料寸度の不正確による強度のばらつき

図5. 宇宙旅行機の安全率の妥当性

避けて通れない推進系統の独立性要求 注1

北山　治
三菱重工業株式会社
〒455-8515 愛知県名古屋市港区大江町10





注1 第５回ロケット協会ロケットシンポジウム，1999年12月17日，於富士重工業（株）会議室

2. 宇宙旅行機の安全性基準

MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD.

宇宙旅行機の安全性基準

- 航空機の耐空性要求適用項目
  - 推進機の再起動能力
  - 2フェイル安全帰投
  - 1フェイル航続可能
  - 消火系統
  - 推進剤制御独立性
  - 推進系統の独立性
- 宇宙旅行機固有項目
  - 無(微小)重力
  - 冷暗黒放射・太陽輻射
  - 空力加熱
  - 極低温環境
  - 高真空
  - ポゴ振動安定性

耐空性審査要領を踏襲 ⟷ H-II開発の経験から適用

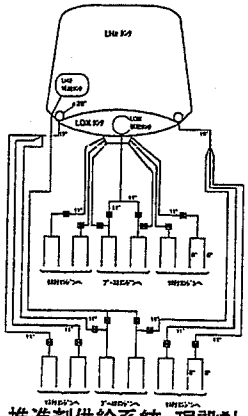
安全に関する文化の違い

3. 推進系統の独立性要求

MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD.

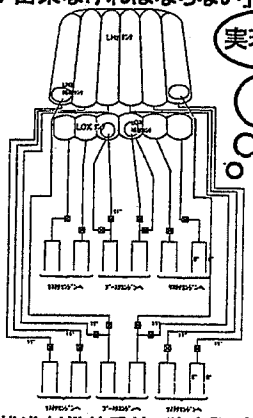
推進系統の独立性

「各推進機への推進剤を、その他の推進機へ推進剤を供給する系統の各部分と、全く別の系統を通して供給することが出来なければならない」



推進剤供給系統 現設計

系統の独立化 →



実現性？

推進剤供給系統 独立設計

乗客の命を守る為の装備設計 注1

篠崎　昇，岡屋俊一
日産自動車株式会社
〒350-1107 埼玉県川越市的場新町21-1

1. はじめに

これまで、有人宇宙活動は全て米ロ両国の宇宙輸送システム(スペースシャトル等)に依存しており、民間の宇宙利用を考えることは困難であった.

しかし、近年、各国で民間のロケットによる宇宙観光旅行や宇宙ホテル構想が提案される等、宇宙の商業利用に向けた動きが始まりつつあり、日本でも、宇宙観光旅行用輸送システムとして、再使用型の垂直離着陸ロケット「観光丸」が、日本ロケット協会(JRS)により提案されている.

この様な「宇宙旅行機」は、一般旅客を乗せた定期的運航を前提とするため、従来の航空機同様に耐空性に関する基準を設けて、公的な認証を得る必要があることから、JRS では第3期運輸研究委員会において、航空機並の安全性を前提とした「垂直離着陸型宇宙旅行機の安全性基準(案)」を検討・作成している.

この検討では、まず、航空機の耐空性審査要領を参照して安全装備設計上の基本的要求を確認し、実際の航空機の安全装備と、実際の宇宙機の(現在の唯一の)例である Space Shuttle の安全装備を整理した. 次に、両者の装備の内容を比較し、宇宙旅行に固有の問題も考慮して、実際の宇宙旅行機に求められる安全装備及びその安全性基準の案を検討した.

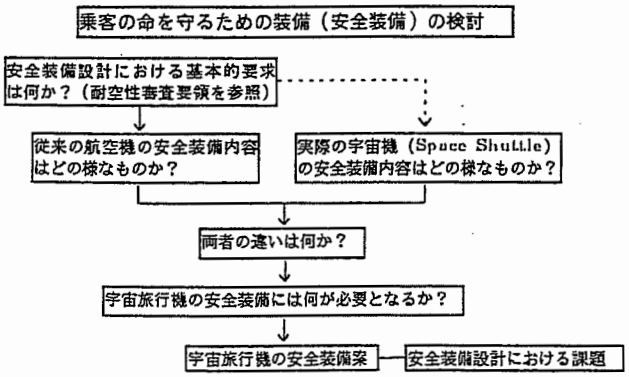


図 1　安全装備案の検討の流れ

ここでは、その結果を受けて、「宇宙旅行機の安全装備案」を検討し、その装備設計における課題の抽出を行った.(図1)

次項以降で、この検討により得られた「乗客の命を守る」安全装備(主に一般装備)の設計上の課題について報告する.

2. 安全装備における基本的要求

安全装備における基本的要求を大別すると、次の 2 つが挙げられる.

・異常発生の予防
・異常発生時の対応策

これらの要求に対応する装備は次の様になる.

i)異常発生の予防
(＝正常な運航の支援・維持)
a)機内装備
・計器系統　飛行／離着陸状況の表示
　　各種装備の機能状態の表示
・防火装備　火災検知・消火設備
　　不燃材料
b)機外装備
・燈火類　外部への機体明示
　　機体表面及び周辺の監視

ii)異常発生時の対応策
(飛行維持、非常時の搭乗者保護、非常脱出)
a)電源及び動力源の冗長性確保
b)通常電源喪失時の安全飛行時間確保
　(航空機では 5 分間以上)
c)生命維持＝圧力低下時の酸素供給確保
　(航空機では 15 分間)
　→呼吸可能な酸素分圧を維持
　　(環境圧力+30mmHg 以内)
・レギュレータ付酸素マスク
・純酸素供給装置
d)危険箇所からの退避支援
・機内通報設備
　(航空機では通報時間 5 分間を含む 10 分間以上作動)

注1 第5回ロケット協会ロケットシンポジウム，1999年12月17日，於富士重工業（株）会議室

・救命具(浮上具、救命筏等)
・生存用具(非常食、飲料水、薬品等)

i)の装備は、正常な運航を支援・維持し、機内や機外における危険を防止するものである.

機内では計器系統や防火装備がこれに該当し、飛行／機能の異常や火災発生等を即時に察知し必要な処置をするために必須の装備である.

機外では燈火類がこれに該当し、機体を明示して接触・衝突を防止したり、機体及び周辺の異常(着氷等)の有無を監視することで、機体の安全を確保する.

ii)の装備は、異常発生時にも安全な飛行を維持して帰還するか、最低でも、搭乗者の安全な退避を保証するものである.

異常発生への対応は3つの段階に分けられ、問題が軽微であれば冗長系や防災装備で対応して飛行を継続し、重大な異常に対しても着陸・帰還に必要な処置を施すための安全飛行時間を確保し、更に非常事態においても気圧降下や着地・着水衝撃等から搭乗者を保護し、速やかな脱出を可能としなければならない.また、脱出用の装備については、避難誘導の装備だけでなく、洋上への着水に備えた浮上具や、救援までの食料・医薬品等も考慮しなければならない.

3. 航空機の安全装備

上述の様に、航空機の安全装備設計の前提は、正常な運航の支援・維持を第一とし、例え異常が発生しても可能な限り機体も含めた安全な帰還を図り、緊急時のみ搭乗者が脱出する、という運用方法である.

この前提に基づき実際の航空機に設けられる装備は、表1の様になる.

電源・動力源は機能維持のために必須の装備であるため、冗長性を有しているが、更に、予備電源は、例え通常電源が喪失した場合にも、一定時間以上の飛行維持を保証する重要な装備である. 予備電源の投入により、飛行に必須な装備の機能を確保し、状況に応じた処置をとることが可能となる.

酸素供給装置やマスクは、機体の損傷等により機内圧力が低下したときに、搭乗者の呼吸を確保するためのものである. (但し、使用可能な環境圧力高度の制限がある.)

シートベルトは不時着陸／着水時等の衝撃に対して搭乗者を保護するが、当然シートも含めて設計する必要がある.

通報装置や避難通路は、機外への脱出の際に乗客を安全かつ確実に誘導するための装備である. 通報装置は機内の全員に必要な情報・指示を伝え得るものであり、避難通路も、単に床面だけでなく、放出型ドアや、通路を明示する標識灯／照明類も検討されている.

表中の救命筏以下の装備は、着水した場合に使用され、機外へ脱出した搭乗者を保護する. 各救命筏には、数名から数十名が収容されるほか、非常食料・医薬品・発信機等が付属しており、救援が到着するまでの間、搭乗者の生命を守る重要な装備である.

4. 実際の宇宙機の安全装備

実際の宇宙機の安全装備を考える場合、現在の唯一の例となるのが Space Shuttle である.

Space Shuttle で安全装備に相当するのは、環境制御・生命維持システム(Environmental Control and Life Support System: ECLSS)と呼ばれるもので、搭乗者の正常な活動・代謝を維持するために環境を適正に保つ総合的システムである. (図2)

この ECLSS は以下の a)～h)に示す機能を持つ各サブシステムから構成される.

表1　航空機の安全装備

設備・装備		機能・仕様	備考
a	予備電源・動力源	飛行に必須な機能の確保	通常電源喪失時に使用
b	酸素供給装置・マスク	室内圧力降下時の呼吸(酸素分圧)の確保	
c	シートベルト	搭乗者の耐衝撃拘束	
d	通報装置	拡声器等	避難指示・誘導に使用
e	避難通路	放出型ドア、照明等	
f	救命筏／格納設備	数名～数十名を収容 生存用具及び通信機(または発信機)を装備	着水時に使用
g	救命筏曳航索／格納設備	救命筏を機体付近に繋留 (機体全没の場合は連結を外す)	着水時に使用
h	命綱／格納設備	救命筏への安全な移乗	着水時に使用
i	浮上具／格納設備	搭乗者の機外脱出時の浮力確保	着水時に使用

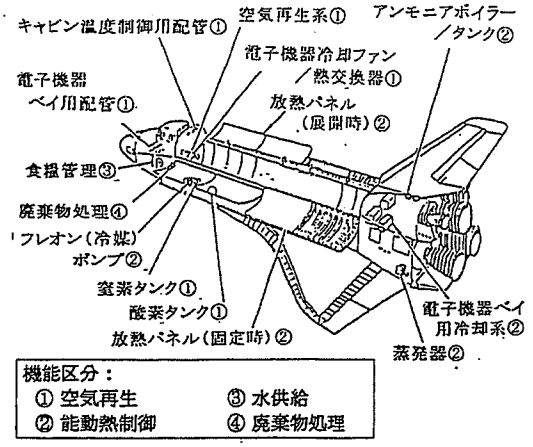


図 2 環境制御・生命維持システム（ECLSS）
（参考文献 4 より引用）

a) 空気再生系統：ARS
(Atmospheric Revitalization Subsystem)

・O_2 濃度調節
　消費分の補充で 21%に維持
・CO_2 濃度調節
　LiOH による吸収
　ゼオライトによる吸着除去
・CO 除去
　触媒反応により CO_2 に転化
・臭いの除去
　活性炭による吸着除去
・湿度調節
　フィルタによる水分除去（→FWWS へ）

b) 空気再生圧力制御系統：ARPCS
(Atmospheric Revitalization Pressure Control Subsystem)

・O_2 分圧調節
　20.3～23.7kPa（152～178mmHg）
・室内圧力調節（基本的に大気圧）
　87.6～115kPa（760 ± 103mmHg）
・外部との差圧調節（機体構造の保護）
　正圧側安全弁限界
　　＝107～110kPa（802～828mmHg）
　負圧側安全弁限界
　　＝-6.8kPa（-51mmHg）
・水タンクの加圧（N_2 加圧）

*酸素供給源として動力用の超臨界低温酸素タンクを共用
（携帯用酸素は別系統のガスタンクで補充）
*窒素は専用ガスタンクから供給（補充）

c) 冷却水系統：WCLS（図 3）
(Water Coolant Loop Subsystem)

・室内気温調節
　通常：291～299K（18～26℃）
　大気圏突入時（以降）：≦ 305K（32℃）
・機器温度調節
　慣性・航法機器、操縦室窓、搭乗ハッチ等の温度環境制御
・ATCS との熱交換による熱制御

*2系統並列設置（冗長設計）で通常1系統のみ使用

d) 能動的熱制御系統：ATCS
(Active Thermal Control Subsystem)

・フレオン冷却系
・余剰熱量の吸収・機外放出
（室内、機器及び燃料電池の発熱）

*軌道上では放熱パネルを展開して余剰熱量を放出し、空力加熱等に対してはアンモニア蒸発器を使用して冷却

e) 食料・飲料・廃棄物処理系統：FWWS
(Food, Water, and Waste management Subsystem)

・飛行時間＋予備 96 時間分の食料貯蔵
・燃料電池による水生成
　生成量 449kg（生成率 5.89kg/h）
・温水供給
・排出水分／固形排出物は個別に蓄積
　→地上で処理

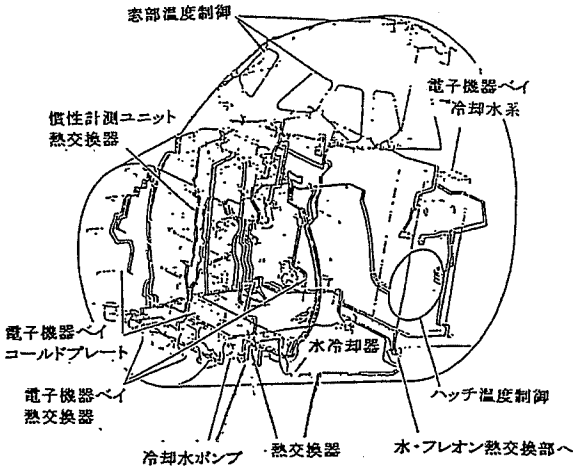


図 3 冷却水系統（WCLS）
（参考文献 4 より引用）

f) エアロック支援系統：ASS（図 4）
(Airlock Support Subsystem)

・エアロック
　配置：搭乗員室内または貨物室内
　内容積：4.2-4m³（φ 1.6m× h 2.1m）
　出入口：最大直径 1.01m×最大幅 0.90m
　（"D"形状開口部）

・エアロック圧力制御
　加圧：搭乗員室内／エアロック内で操作可
　減圧：エアロック内のみ操作可
・EMU（船外活動服）補給装置
　エアロックに付属
　EMU の酸素・水補給、充電及び廃水処理

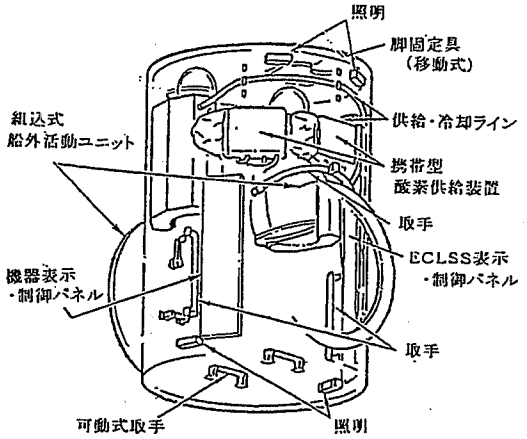


図 4 エアロック系統（ASS）
（参考文献 4 より引用）

g) 携帯型酸素供給系統：POS（図 5）
(Portable Oxygen Subsystem)
・個人用装備
・室内空気汚染時の酸素供給確保
・船外（救助）活動時の生命維持
・船外活動の予備呼吸（循環系の窒素除去）
*ARS との接続時は3時間、POS 内部の供給装置単体で 1 時間、消費後再充填で10分間活動可能

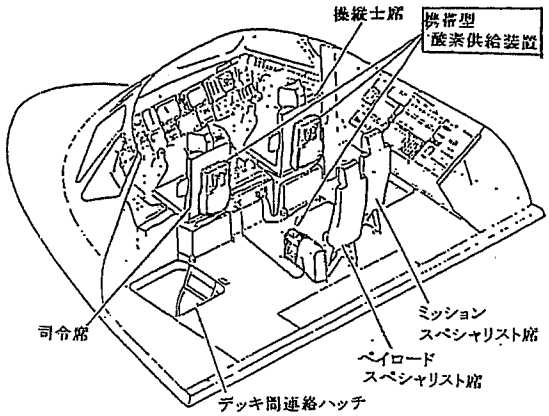


図 5 携帯型酸素供給系統（POS）
（参考文献 4 より引用）

h) その他
・脱出用スーツ（EES: Ejection Escape Suit）
　／耐 G スーツ（AGS: Antigravity Suit）併用

この ECLSS の他に、船外（救助）活動用として、以下の装備が用いられる．

A) 船外活動服：EMU
(Extra-vehicular Mobility Unit)
＝船外（宇宙空間）活動用の個人装備
・内部圧力：28.3kPa (212mmHg)
・純酸素環境（順応に 2 時間必要）
・小型 ECLSS を装備
・推進器（コールドガスジェット）による自力移動可能 →PRE の移動を支援

B) 個人用救命容器：PRE
(Personal Rescue Enclosure)
＝救助機等に移乗するための個人装備
・膨張式救命ボール：直径 0.76m
・ POS を装備
・自力移動は不可（外部の補助による移動）

これらの船外活動用装備の内部は、地上とほぼ同一気圧が維持されている機内環境とは異なり、低圧（約0.3 気圧）の純酸素環境である．そのため、循環系の脱窒素を行う慣らし時間が必要であり、着用後直ちに機外へ出るという運用ができない点に注意が必要である．

5. 航空機と宇宙機の違い

上述した航空機と宇宙機の安全装備を比較すると、その相違点（＝宇宙機の安全装備の特徴）としては、以下の項目が挙げられる．

〈相違点〉
a)機内環境の高度な制御（空気再生系統等）
b)強力な温度制御（空力加熱の高温に対応）
c)外部環境との完全隔離（エアロック等で遮断）
d)耐 G 装備
e)宇宙空間での船外活動／移乗用装備

ところで、これらは高度な訓練を受けた要員が搭乗する宇宙機についての比較であるが、一般旅客を乗せる宇宙旅行機（垂直離着陸型を想定）では、これ以外にも下記の様な固有の問題点があると考えられる．

〈宇宙旅行機に固有の問題点〉
a)独特の飛行／離着陸姿勢
・地表に対する機軸方向・飛行経路
　＝従来の航空機とは全く異なり、Space Shuttleとも着陸姿勢・経路が異なるため、独自の航法・制御が必要．

・加減速Gの方向と大きさ
　＝専用耐Gシート等が必要
　（離着陸時と軌道上での着座姿勢の違いに対応する設計）

*体の上下（頭部－脚部）方向への負荷 3G以上では頭部への血流が得られず危険な為、離着陸時は仰臥姿勢とすることが必要.

b)宇宙空間における非常時の対応
・数十人の乗員の安全確保
　環境制御の他にも、心理的安全が必要
・一般旅客の宇宙空間での活動の安全確保
　脱出手段の容易性が課題
・救命カプセル・救助機等の収容能力要求
　多人数収容が必要

この内、非常時の対応についてはSpace Shuttle等の過去の有人飛行と比べて遥かに多人数という、未知の要素を含んでいる.

仮に、一般旅客にも搭乗前に一定の訓練を課したとしても、非常時に数十人が冷静に行動することは容易ではないと考えられる. このため、搭載される安全装備は単に必要な機能を有するだけでなく、搭乗者に心理的にも安全を保証し得る様な設計であることが望まれる.

また、機外への脱出が必要となった場合、それに用いる装備は非熟練者にも取扱いが容易で、かつ短時間で多人数が使用可能なものでなければならない.

6. 宇宙旅行機の安全装備

6.1 宇宙旅行機に必要なもの

宇宙旅行機の安全装備設計に関連して、想定される事故モード例と、対応する装備を表2に示す.

この内、f)やg)の場合の"救援要請"は、救援機として運用される宇宙機（Space Shuttle [Shuttle後継機]、または救援専用機等）の存在が前提であり、こうした救援機が望めない場合は、宇宙旅行機がその運用上、自力で確実に帰還できることを保証する必要がある.

6.2 安全装備案

以上のことを踏まえて宇宙旅行機の装備案の検討を行った. ここでは、航空機と同様の環境については航空機の安全装備に準拠し、宇宙機特有の条件に関してはSpace Shuttleのシステムを参考に、固有の問題に必要な装備を追加した.

表3に、装備案を示す. この案には前述の安全性基準（案）において、系統として明示していないものも含まれている.

表２　宇宙旅行機に想定される事故モードとその対応装備

想定される事故モード		対応	必要装備
a)	機内圧力降下		
	圧力下限維持	酸素分圧維持	酸素マスク
	与圧機能喪失	気圧・酸素分圧維持	与圧服／宇宙服
b)	離陸・上昇時の衝突／墜落		
	衝撃	身体固定・保護	シートベルト・座席（耐衝撃）
	推進剤漏洩	身体接触防止／着火源との隔離	隔壁／隔離構造
c)	降下・着陸時の衝突／墜落	（基本的にbと同じであるが、推進剤残量が少なく、その影響は小さい.）	
	衝撃	身体固定・保護	シートベルト・座席（耐衝撃）
d)	不時着水		
	浸水	高所から脱出	上部出口（着水姿勢が配置に影響）
	機体水没	高所から脱出	浮上具、救命筏、曳航索、命綱
e)	機内火災		
	発煙・有害物質	清浄空気の供給	酸素マスク
	延焼	拡大防止・早期消火	消火設備・隔壁
f)	軌道制御機能喪失		
	軌道上漂流		
	当面の危険無し	救援要請、機内待機	通信機、生命維持装置、ドッキング装備
	当面の危険有り	救援要請、機外退去	通信機、救命カプセル/宇宙服
	落下	救援要請、機外退去	通信機、救命カプセル/宇宙服
g)	機体表面損傷		
	損傷軽微	船外活動による補修	補修器具、船外活動服
	熱防護システム損傷（再突入不能）		
	飛行可能	宇宙ステーション等へ通報、移動	通信機、生命維持装置、ドッキング装備
	軌道維持可能	救援要請、機内待機	通信機、生命維持装置、ドッキング装備
	飛行継続不能	救援要請、機外退去	通信機、救命カプセル/宇宙服

但し、全ての宇宙旅行機がこれらの装備全てを搭載する必要があるとは限らない．実際の宇宙旅行機では、その規模や飛行経路・飛行時間等に応じて成立性を考慮し、最適な装備・機能を選択して搭載することになると考えられる．例えば、規模が小さく飛行時間も短い宇宙旅行機に、何日分も予備食料を積み込むことは現実的ではないし、排水の再生処理機能を持たせるよりは、必要量の水を搭載して行く方が効率的な場合も考えられる．また、宇宙旅行機が必要十分な数の救命カプセルを備えている場合に、更に多数の宇宙服も装備する必要があるか否かといった点も検討の余地がある．

6.3 装備設計における課題

安全装備の設計における課題としては、以下の事項が考えられる．

a) 一般人にとって快適な環境の確保
b)大気中／軌道上脱出の両方策の最適化
c)一般向け宇宙服の開発
d)エアロックの最適化
e)救命カプセル／救助方法の最適化

特に、一般人向の環境(a)は"宇宙旅行"の性格上最も重要で、広い意味では他の全項目を含む．

狭義には、機内を可能な限り地上と同様の環境（重力は除く）とすることである．また、長時間飛行等で酸素や水を大量に消費する場合は、これらを再生利用して環境を維持する技術が必要となる．

脱出方策(b)については、大気中用と軌道上用の装備（格納設備）を効率的に配置し、混乱なく速やかな使用を可能とすることと、両装備の兼用化により装備重量を軽減することが考えられる．

宇宙服(c)については、循環系の慣らし（脱窒素）の問題が迅速な活動を困難にしていることから、宇宙服内部の圧力を高め（理想的には１気圧）、慣らし時間をできるだけ短縮することが望まれる．

エアロックの最適化(d)では、宇宙旅行機の規模（搭乗者数）に応じて、多人数の速やかな出入りを可能とする設計が必要である．また、宇宙服の補給・支援機能も必要であるが、装備される宇宙服の個数により影響を受ける．

救命カプセル／救助方法(e)は、"宇宙旅行"を一時的で特殊な活動ではなく、継続的な事業として

表３　宇宙旅行機の安全装備案

装備項目		機能・仕様
a)	空気再生・圧力制御系統	・機内空気組成・湿度調節（CO_2処理は再生型吸着材を使用） ・機内気圧制御
b)	温度制御系統 （冷却水・能動的熱制御系統）	・平常時の室内・機器の適温保持 ・再突入時の空力加熱による温度上昇の抑制
c)	酸素供給装置 （酸素マスク／携帯型供給装置）	・機内空気汚染時の呼吸器保護 ・非常時の酸素分圧の確保 } 供給時間はTBD ・船外活動前の循環系の慣らし （宇宙旅行の一環として船外活動がある場合等）
d)	食料・飲料・廃棄物処理系統	・予備食料の確保（TBD時間分） ・排水処理（→再生処理） ・固形廃棄物の処理
e)	専用座席・シートベルト（耐G／耐衝撃）	・加減速Gに対する搭乗者の保護 ・無重力状態に対する搭乗者の拘束
f)	エアロック	・機内環境の独立性維持（外部環境との隔離）
g)	救命カプセル（救命艇）	・搭乗室一体型／隣接型、エアロック隣接型：乗込みの容易性が重要 ・通信機・生命維持システム・推進系装備
h)	船外活動用装備（宇宙空間）	・宇宙服（EMU）
i)	ドッキング機構（直接移乗がある場合）	・宇宙ステーション／宇宙ホテル等への直接移乗用
j)	予備電源・動力源	・通常電源喪失時の必須機能確保（時間はTBD）
k)	通報設備（非常用電源付属）	・避難の誘導 ・救命具用法の指示 ・一般連絡
l)	固有飛行経路対応の専用計器	・対地速度計、昇降計 ・宇宙速度計
m)	着水時用の救命具	・浮上具、命綱 ・救命筏、曳航索
n)	その他	・空中での脱出の場合、脱出用スーツ＆パラシュート等 ・消火設備 ・医療設備

成立させる上で非常に重要である．救命カプセルの運用としては、以下の3案が考えられる．

・救助機による回収
・宇宙ステーション等への接舷・移乗
・地上への自力帰還

この内、回収や接舷ではドッキング機構の検討が必要であり、回収の場合の救助機に何を使用するか(Space Shuttle、別の宇宙旅行機、または救助専用機)ということも考慮する必要がある．カプセルごとでなく搭乗者のみを救助する場合は、移乗時に宇宙服を使用することも考えられる．

自力帰還の場合は、救命カプセルが大気圏突入時の空力加熱に耐えることが要求されるため、熱防護システム等の検討が必要である．多人数を収容する救命カプセルでは、防護システムの規模も重要となる．

7．まとめ

今回、航空機や実際の宇宙機の例を参考に検討を行い、宇宙旅行機の安全装備案を得た．

しかし、既に示した様に、宇宙旅行機の安全装備の設計には課題も多く、今の段階で最適装備案を示すことは難しい．また、宇宙旅行機の設計では軽量化が必須であり、安全装備といえども使用できる空間や重量には制約がある．

今後はこうした点を踏まえ、安全装備の軽量化や救助機等の支援システムを含む運用面の具体化等について検討を実施し、その間の機体側の改良も反映した上で、宇宙旅行機での成立性を再評価して最適装備案を得ることが望まれる．

参考文献

1) 運輸省航空局検査課監修：耐空性審査要領（現行改正第1版、平成8年）
2) 日本ロケット協会運輸研究委員会編：宇宙旅行機の安全性基準（案）
3) 日本航空宇宙学会編：航空宇宙工学便覧（第2版）
4) Rockwell International: PRESS INFORMATION - SPACE SHUTTLE TRANSPORTATION SYSTEM, July 1980

宇宙旅行用ロケットエンジンの開発に必要な要求 注1

岩間一敬
石川島播磨重工業株式会社
〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229

1. 概要

平成9年度から日本ロケット協会運輸研究委員会の第3期活動として、宇宙旅行を目的とした完全再使用型SSTO*1(観光丸)が運輸交通機関として十分な安全性を確保するに当たっての問題点に関する検討を行ってきた。これは、第1期, 第2期の活動として平成8年度までに a.SSTOを実現するに当たっての問題点; b.航空機的運用を実現するに当たっての問題点 をエンジンの仕様、技術課題と開発計画に観点から検討し、コストの試算を行なった後をうけて実施したものである。本年度は主推進機(エンジン)及び反動制御系に対し実用化に不可欠なクリアすべき技術的基準、法的規則についての検討を実施した。これらの基準を考えるにあたり、運輸交通機関として航空機並みの安全性が必要と考えられることから、耐空性審査要領をベースとした。

これにより再使用宇宙機(観光丸)の主推進機及び反動制御系で特有な基準、課題が明確となり、開発段階で必要な項目についても明らかにすることができた。

本報告では、主推進機について結果をまとめる。

*1 Single Stage To Orbit

2. 検討の範囲

宇宙旅行機の飛行形態は、図 2-1 に示すように a.SSTO/TSTO*2 で低軌道を利用(短期滞在、または体験飛行), b.低軌道から(OTV*3 等を利用し)任意軌道上の宇宙ホテルを利用(長期滞在)が考えられそれぞれに適する主推進機の形式が異なってくる。例えば表 2-1 に示すようにSSTO/TSTOを含めたRLV*4 では化学推進が実用段階で現時点では最も適しているが、将来的にはレーザー推進も主要推進系になりうると考えられる。OTVでは化学推進、電気推進、テザー推進、レーザー推進、太陽熱推進などが一般に推進系として適合するが、時間の限られる有人(宇宙旅行)を考えると推力の大きい化学推進とレーザー推進に集約されると考えられる。従って、本来これらのさまざまな推進機が再使用宇宙旅行機の主推進機として使用されることを想定し、航空機並みの安全性に対する比較検討が必要であるが本年度の検討では、化学推進をベースに、推進剤として液体水素、液体酸素の使用を前提としたSSTOの機体について検討を実施した。前提とする宇宙旅行機(観光丸)の主推進機を図 2-2 に示す。また、運用形態は垂直打上げ垂直着陸(VTVL)*5 とする。さらに、主推進機の構成は表 2-2 をベースとする。

*2 Two Stage To Orbit
1 段はエアブリージングエンジン搭載の高速航空機, 2 段は再使用ロケットエンジン搭載の有翼宇宙機を想定

*3 Orbit Transfer Vehicle

*4 Reusable Launch Vehicle

*5 Vertical Takeoff and Vertical Landing

注1 第5回ロケット協会ロケットシンポジウム, 1999年12月17日, 於富士重工業 (株) 会議室

3. 検討内容

2. 項で示したように、化学推進の主推進機に対し、耐空性審査要領の第Ⅷ部 「発動機」*6 の発動機を主推進機に、回転部品に係わる部分は推進剤ターボポンプと読み替えることにより問題点、検討事項の掘り出しを行なった。

*6 ピストン発動機とタービン発動機に別れている部分はタービン発動機をベースとした。

3. 1 第1章「一般」

この章でのポイントは、発動機について次の観点から定格及び運転限界の決定を求めている点である。

(1)連続最大推力定格／離陸推力定格／一発動機不作動時の出力定格に対する推力／回転数／ガス温度／時間*7 に関する定格及び運転限界の決定

これらは航空機が安全に運行できるために発動機に対して附与される規定であり、耐空性審査要領では(過去の事例を踏まえ)さまざまな飛行モードを考え、検討された規定となっていると考えれれる。これを宇宙旅行機に適用する場合についても飛行モードの考え方を明確にし、アボートを含めて宇宙旅行機の乗員・乗客の安全が確保されるように規定されなければならない。アボートを含めた飛行モードの考え方の一例として、観光丸で検討された飛行モードを図 3.1-1 に示す。5つの飛行モードの内訳は

1)正常軌道飛行(Normal mode)
2)緊急軌道飛行(Continjency mode)
3)非常軌道飛行(Emergency mode)
4)飛行中断(Abort mode)
5)航送及び二点間飛行(Ferry mode)

である。さらに正常軌道飛行はさらに 3 つの飛行段階に別れる。

a. 離陸、上昇、軌道投入
b. 軌道運動
c. 軌道離脱、大気圏突入、降下、着陸

観光丸での基本要求は

1)飛行段階 a. の全期間で一基のエンジン推力喪失に対して機体と旅客及び貨物の安全が確保されること。
2)飛行段階 a. の後半(推進剤の使用量が 50%以上)において、二基のエンジン推力喪失に対し旅客の安全が確保されること。

である。検討の対象としている宇宙旅行機はVTVLであり機体は主推進機の推力で支えられて飛行し揚力は期待できない。従って、たとえ一基の主推進機の推力喪失に対しても航空機に比べよりダイレクトに機体姿勢や運行に影響が出る。これらの飛行モードと安全への要求が満たされるよう宇宙旅行機の主推進機に対する定格推力や緊急時に主推進機の推力増大時の持続時間に対する規定の検討が必要である。

*7 30 分, 2 分 30 秒, 連続のそれぞれの出力定格

(2)ロータ・ディスク及びスペーサに対する起動停止の応力サイクル数に関する定格及び運転限界の決定

検討の対象としている主推進機では上記回転部品を推進剤ターボポンプと置き換えることで内容の整合が取れる。なお、この規定の対象として、起動・停止の熱サイクルを受ける燃焼器を入れる必要があると考える。(詳細は3. 2項に示す)

(3)その他

宇宙旅行機の運用は地上から宇宙空間にに及ぶため、主推進機の性能に対する規定は地上及び真空中を考慮する必要がある。さらに環境についても地上と宇宙空間の両方で規定する。

3. 2 第2章 「設計及び構造:一般」

耐空性審査要領では「起動一停止の繰り返し応力(低周波疲労)」「材料」「火災防止」「耐久性」「冷却」「発動機取付部及びその構造」「補機取付装置」「タービン、コンプレッサー、ファン及びタービン過給機のローター」「電気式及び電子式発動機制御系統」といった項目でそれぞれ規定が述べられている。これらは基本的に発動機を主推進機と置き換えることでそのまま整合が取れる部分も多いが、次の点については宇宙旅行機の主推進機として追加、変更する必要があると考える。

(1)低周波疲労

耐空性審査要領では、破損した場合に航空機に危険を生じさせることのある各構成部品としてディスク, スペーサ, ハブ, コンプレッサー・シャフト, タービン・シャフトなどの回転部品が定義され、これらについて最大許容サイクル数を規定する運用限界を定める要求がなされている。これは、上記回転部品を推進剤ターボポンプと置き換えることで整合が取れる。ところが、宇宙旅行機の主推進機では推進剤ターボポンプだけでなく、燃焼器本体についても高温／高圧の繰り返しとなり低サイクル疲労での寿命があるため低サイクル疲労として規定されるべきと考えられる。また、低サイクル疲労とは異なるが寿命規定部品としてバルブの作動回数(Dry & Wet)についても規定が必要である。

(2)火災防止

耐空性審査要領では、可燃性流体を通す発動機構成部品に対して耐火性材料で製作することを規定している。これはそのまま発動機を主推進機と置き換えることで整合が取れる。さらに、宇宙旅行機では可燃性流体である燃料に加えて酸化剤に対しても同様な規定、すなわち耐酸化剤適合性に対して合格した(適合性のある)材料で製作することの規定が必要である。また、酸化剤が外部漏洩した場合を考え、酸化剤が通る流路近傍の構造／艤装部材に対しても同様に規定する必要がある。なお、燃料と酸化剤が同時に漏洩した場合を想定し、各々の流体が同一箇所に蓄積するのを防止する規定や、発火濃度にならないように希釈を要求する規定の必要性も考えられるが、これは第Ⅰ部 第5章 動力装備に主推進機まわりを指定防火区域とし、この「指定防火区域の排出及び通気」の規定があり、主推進機に対する規定とするよりは動力装備に対する規定とすべきと考える。ただし、宇宙旅行機

の運用(正／逆G環境，無重力環境)や取り扱う推進剤の特性(混合するとある濃度で自然発火する)を考えると実現性、成立性も踏まえ規定化については今後の検討が必要である。さらに、電子機器やコネクタの防爆に対しても動力装備に係わる規定として規定すべきであると考える。また、関連する追加規定として、

・外部漏洩による火災の発生を防止するため、(漏洩した推進剤が発火濃度に達する前に)漏洩を検知し外部漏洩箇所への推進剤の流入を遮断する手段を講じなければならない

を考えた。これと類似の規定は第5章動力装備に「閉止装置」として規定されているが、主推進機のヘルスモニタリングを考えると主推進機についても独自に規定する必要があると考える。

3．3 第5章 「設計及び構造:主推進機」

耐空性審査要領では、第2章で「設計及び構造」の一般について規定し第5章で「設計及び構造」のタービン発動機についてより詳細に規定している。項目は「応力解析」「振動」「サージング特性及び失速特性」「抽出空気系統」「燃料系統」「吸気系の着氷」「点火系統」「滑油系統」「油圧作動系統」「出力又は推力の応答性」「安全性解析」「異物の吸込み」「燃料燃焼式推力増大装置」であり「抽出空気系統」「異物の吸込み」「燃料燃焼式推力増大装置」は削除した。残りの項目についてもタービン発動機を主推進機と置き換えることでそのまま整合が取れる部分も多いが次の項目については項目を変更するとともに内容の見直しを行なった。

「応力解析」	→	「熱／応力解析」
「サージング特性及び失速特性」	→	「作動安定性」
「燃料系統」	→	「推進剤系統」
「吸気系の着氷」	→	「推進剤系統の着氷」

この他、大気中で極低温配管及び主推進機部品への着氷(氷結)を防止する必要があることから推進剤系統の断熱の実施に対する規定を追加した。また、「出力又は推力の応答性」の項ではサージング、失速を推進剤ターボポンプの吸込み不良、閉塞に置き換えた。

3．4 第6章 「試験:主推進機」

この章は、タービン発動機に対する試験及び検査についての規定となっており、これはタービン発動機を主推進機と置き換えることで整合が取れる。ただし、規定された試験順序による6時間の耐久運転を25回行い総計150時間の耐久試験を規定していることに対して、宇宙旅行機として観光丸のエンジン寿命要求は300フライトで作動時間は40時間であることから試験回数，試験時間については今後検討が必要である。ちなみに、ジェットエンジンの寿命管理部品は約20，000フライト、作動時間は約100，000(5時間／1フライト)である。また、宇宙旅行機の主推進機が作動する領域は海面上から真空までの広範囲に及ぶ。従って、試験設備についても地上燃焼試験設備並びに高空燃焼試験設備が必要となる。

3. 5 その他の懸案事項

(1)部品の互換性

ジェットエンジンでは、表 2-2 に示す主要コンポーネントの部品交換後に組立及び性能確認のためのチェックランを行い、その後機体に装着して機体との調整のためのグリーンランと呼ばれる試験を実施してから実運用に供する。これらの試験は、コンポーネントの互換性があるため細かい調整が不要で試験回数も 1 回程度と少ない。また、初回組立時の試験でも、ある規定された試験条件で数回性能確認を行うだけである。一方、ロケットエンジンではLE－7を例に取ると、推進剤ターボポンプ単体試験を再現性確認も含めて数回実施実施し性能を確認した後、推進剤ターボポンプを燃焼器に組付けエンジン試験にて推力、混合比を領収試験範囲にあわせ込む調整試験を数回実施し、最後に再現性確認試験を行い機体に供する。ジェットエンジンとの大きな違いは推進剤ターボポンプがエンジン性能に大きく影響を与えるマッチングパーツのため、交換した場合に初回組立と同じ回数の調整試験が必要な点にある。

この問題は再使用宇宙旅行機の主推進機の運用の制約となる点にある。従って、互換性が得られることを考慮した仕様(性能範囲:エンジン, ターボポンプ)を設定し、推進剤ターボポンプの交換がジェットエンジン並みにできる　ことを設計要求に入れる必要があると考える。ただし、この要求は安全性を主眼にした耐空性審査要領にはなじまないので別途どこかで規定する必要があると考える。また、本検討では、主推進機の部品／コンポーネントの互換性はジェットエンジン並みにあることとした。

(2)ヘルスモニタリング

ロケットエンジンはジェットエンジンに比べエネルギー密度が高く、わずかな不具合でも瞬時にエンジン停止のみならず爆発と言った事故に繋がる。従って、ロケットエンジン作動状況を絶えずモニタし、得られたデータからエンジンの健全性を逐次確認しながら事故の予知と同時にエンジンを停止する判断、指示機能を持ったヘルスモニタリングシステムは再使用宇宙旅行機の安全な運用を行う上で不可欠な機能と考えられる。このことから、第5章に次の規定を(エンジンコントローラの機能の一部として)設定する必要があると考える。

「主推進機に発生することが予想される機能不良、単一若しくは複数の不具合又は不適切な運用があっても主推進機の作動状況を逐次監視し主推進機の健全性を監視しながら事故の予知と主推進機を停止する判断、指示機能を持ったヘルスモニタリングシステムを装備すること。

(3)その他

主推進機の冗長性に関して、主推進機構成部品の個々の信頼度、主推進機に対する信頼度要求、宇宙旅行機の安全性に対するリスク評価から主推進機コンポーネントあるいは主推進機(系)に対する冗長度要求が決まってくる。これは一概に規定することはできないため個々の仕様設定の中で検討すべきものと考え耐空性審査の要求とはならないと考える。

3. 6 まとめ

表 3.6-1 に耐空性審査要領のVTVL型宇宙旅行機の主推進機への適用について検討した結果をまとめる。

4. 終わりに

耐空性審査要領をベースに宇宙旅行機の主推進機について開発に必要な要求について検討を実施し、運輸交通機関の主推進機として、航空機並みの安全性を満たすためにはさまざまな検討項目があることを認識することができた。まだ十分な検討とは言えないものの今後の検討の一助になれば幸いである。

表2－1　ミッションと推進(機)の対応

推進(機) ミッション	化学推進	電気推進	テザー推進	レーザー推進	太陽熱推進	原子力推進
RLV	○	－	－	○	－	－
OTV	○	○	○	○	○	－
火星(有人)	△	△	－	△	－	○
衛星	○	○	－	○	－	－
月・惑星探査	△	○	－	○	△	○
恒星間探査	－	－	－	△ (光子推進)	－	○
開発のレベル	実用段階	一部実用 開発段階	研究段階 一部開発段階	研究段階	研究段階	構想段階

○:適　△:やや適　－:不適

(参考資料)宇宙インフラストラクチャ研究会　中間報告書　4.10　宇宙用推進技術

表2－2　主推進機の主要構成部品（比較ジェットエンジン）

化学推進　主推進機	ジェットエンジン （タービン発動機）
1. 噴射器	同左
2. 燃焼器	同左
3. 点火器	同左
4. ターボポンプ	ファン／コンプレッサー／タービン／ローター
5. 推進剤配管	燃料配管／油圧配管／滑油配管
6. エンジンコントローラ	FADEC
7. ノズルスカート進展アクチュエータ	油圧／電動アクチュエータ
8. 熱交換器	同左
9. ノズルスカート	エグゾースト
10. その他	補機

表3．6－1　耐空性審査要領のVTVL型宇宙旅行機への適用性

項目	飛行機の耐空性が求めている要求	宇宙旅行機固有の課題
Ⅱ．主推進機	「一般」「設計及び構造」「試験」についての規定。 「一般」では、発動機に対して「耐空性を継続するための指示書」の作成に関する規定に始まり、規定された運転状態又は事項に対しての発動機の定格及び運転限界の決定を要求。（連続最大推力、離陸推力、1発動機不作動時の推力、燃料、滑油、油圧作動油の規格、ローター：ディスク等に対する起動停止の応力サイクル数等） [設計及び構造]では、低周波疲労、材料、耐久性、補機、タービン等回転部品、電気式制御系統等について一般的な設計及び構造の要件について規定。さらにタービン発動機について、応力解析、振動、燃料系統、点火系統、滑油系統、応答性、安全性解析、異物の吸込み等に対する設計及び構造の要求について規定。 「試験」では、振動試験、較正試験、耐久試験、超過ガス温度試験、機能試験、初回整備検査、構成部品試験、分解点検、等について規定。	・運用環境、推進剤の特殊性、運用性を考慮した主推進機の定格及び運転限界の決定の要求。（特に時間に関する規定は飛行モード（アボートを含む）の検討を十分に行うことが必要。また、起動停止応力サイクル数には回転部品だけではなく燃焼器も含める。） ・地上／真空中，無重力下での主推進機の性能規定 ・可燃性流体だけでなく酸化剤の使用に係わる火災防止の規定及び漏洩に対する規定（無重力下など、環境の特殊性も考慮）。特に燃料、酸化剤の同時漏洩に対する安全対策の規定。 ・防爆に対する規定 ・宇宙環境を模擬した試験設備並びに試験方法の規定 ・部品の互換性に対する考え方 ・ヘルスモニタリング

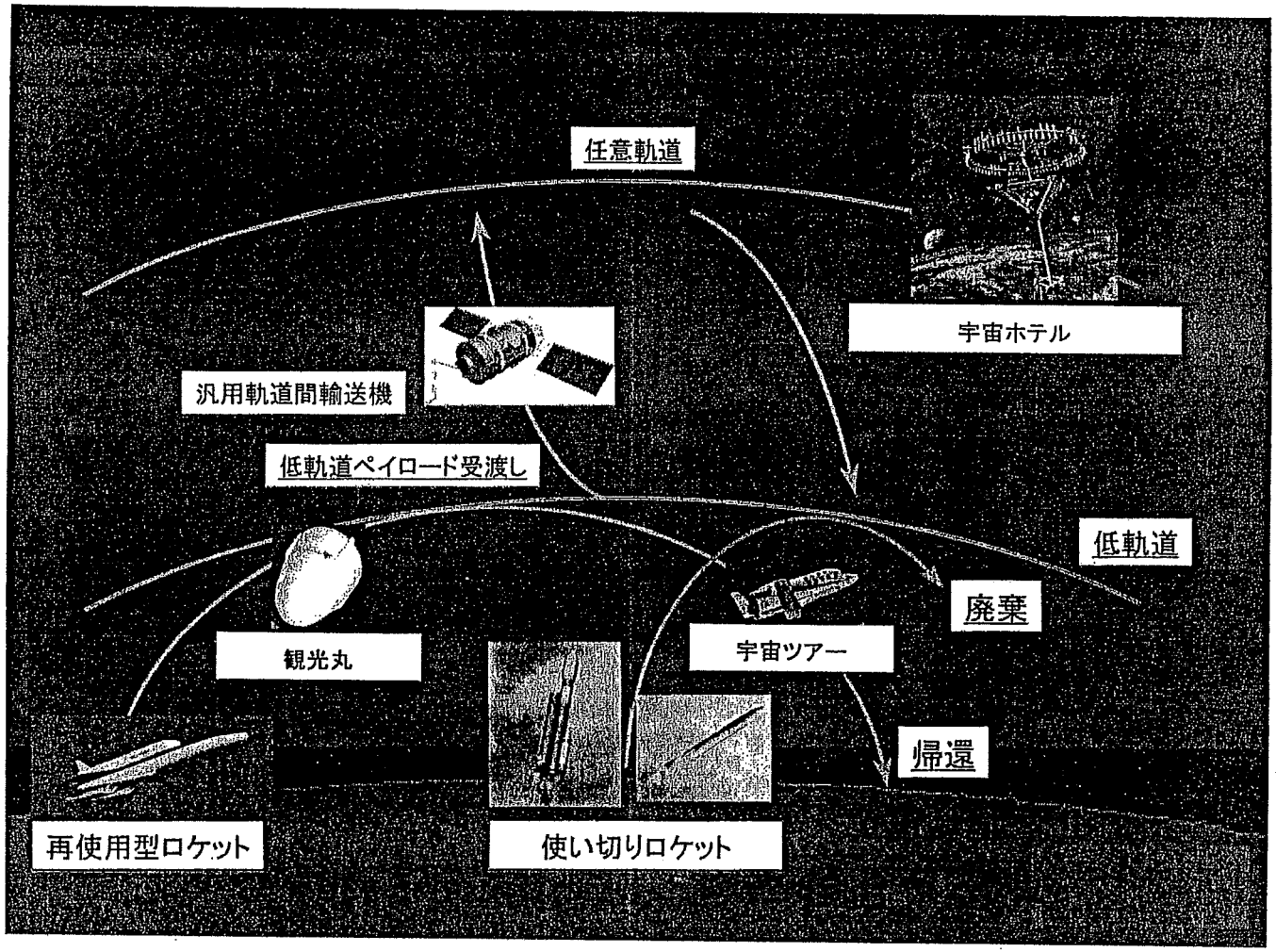
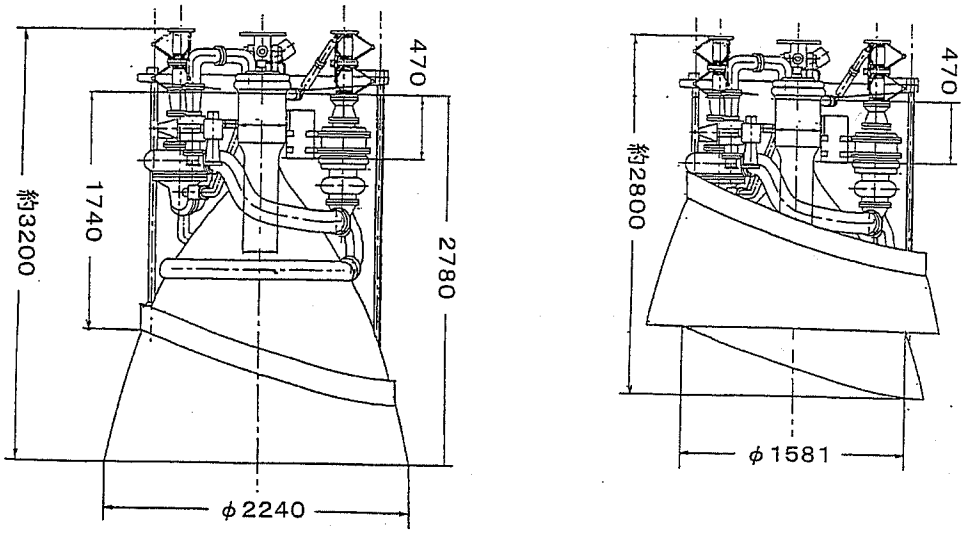
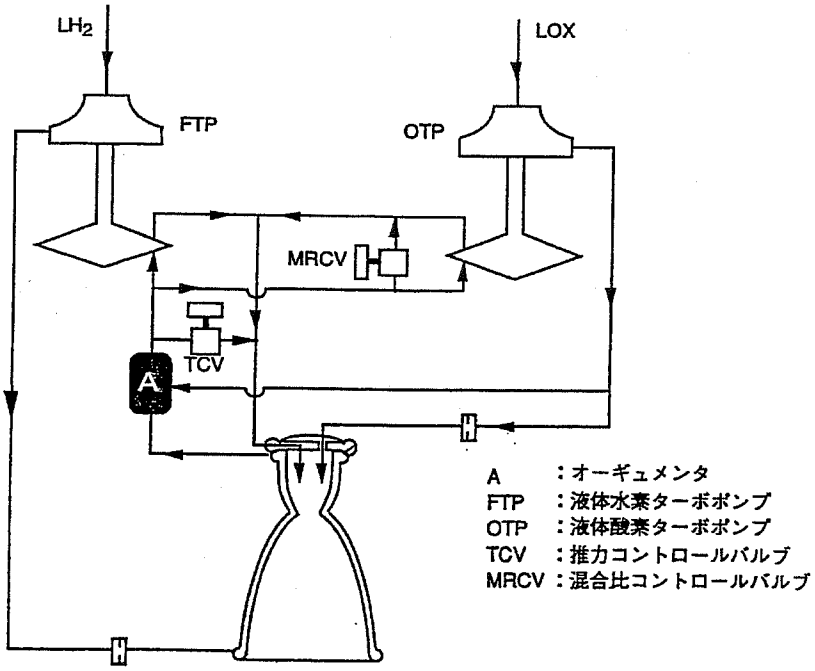

任意軌道
宇宙ホテル
汎用軌道間輸送機
低軌道ペイロード受渡し
低軌道
廃棄
観光丸
宇宙ツアー
帰還
再使用型ロケット
使い切りロケット

図2－1　宇宙旅行の形態



<ノズル伸展時>　　<ノズル収納時>

観光丸　サステナ・エンジン外略図



オーギュメンタ出口ガスをＦＴＰ　５９％，ＯＴＰ　４１％に分けて，ターボポンプを駆動する。

観光丸エンジンシステムフロー図

図2－2　主推進機(観光丸)

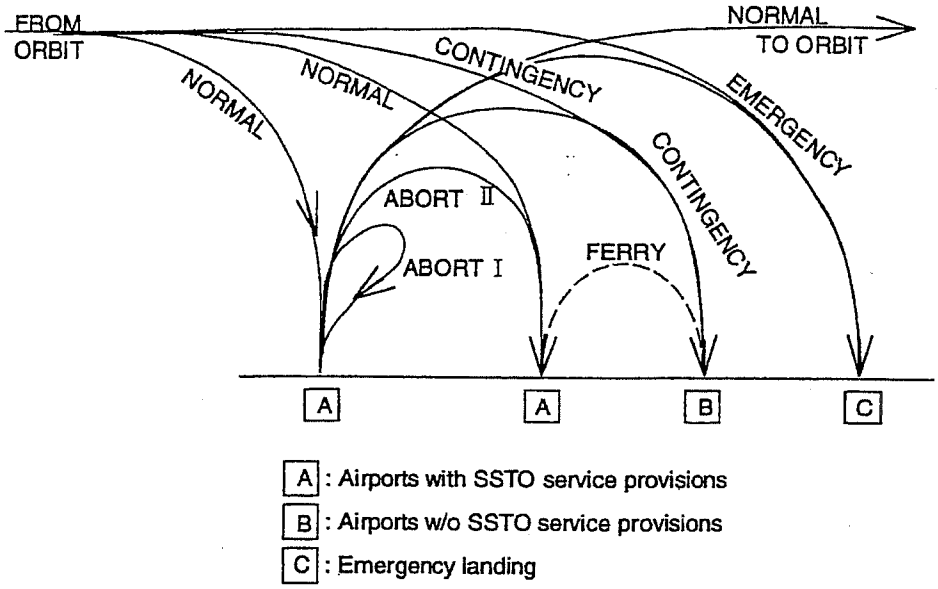


図3．1－1　観光丸の飛行モード

宇宙機の安全性基準に関する研究 注1

鳥養　鶴雄
JRS運輸研究委員会委員長
富士エアロスペーステクノロジー株式会社
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-15-10　井上ビル

民生用の有人宇宙機をつくる。そして現在エアラインや旅行社が行っているのと同じような約款で、宇宙空間への人員輸送を行なう。その場合、使用する有人宇宙旅行機には、どのような耐航性・安全性に関する技術的要求がなされなければならないか？　そのことを旅客機（T類）の航空機に対する耐空性基準と照合しながら調査した。そして纏め上げたのが、ロケット協会の第3期運輸研究委員会の「垂直離着陸型宇宙旅行機の安全性基準に関する報告書」である。

報告書の内容は、飛行機：旅客機の設計経験をお持ちの方からすれば、当たり前のことが、当たり前に書かれているだけに見えるかもしれないが、いままで信頼性設計は行ってきたが、安全性設計には無縁だった宇宙ロケットの関係者が、旅客機（T 類）の耐空性審査要領を細部に渡って読み返し、ロケット設計について見直したところに価値がある。

戦後に始まった宇宙ロケットの開発も、ジェット旅客機とほぼ同じ５０年という歴史的時間を経験している。最近では、宇宙開発のインフラなどと呼ばれ、ロケットには、もう開発の余地も残されていないとさえ言われているが、わが国の宇宙輸送システム関係者の安全設計に関する理解は、まだまだ、C.リンドバーグが大西洋横断飛行に挑んだ冒険飛行の時代と大差ないレベルにある。

大洋横断の冒険飛行が華々しく行われていた時代（戦前、昭和一桁時代）に、わが国でも太平洋無着陸横断の記録飛行に挑戦する飛行機・川西式 K12「桜号」がつくられた。この計画が発表されたとき、国民的な声援が湧き上がり、浄財が拠出され、国家的な壮挙と期待が高まっていたのだが、当時の航空局から、太平洋横断飛行への挑戦に「待った」がかかった。当時制定されたばかりの耐空性基準で審査すると、太平洋横断に必要な燃料を積むと離陸性能と強度が不合格になると判断されたのだ。一か八かの冒険飛行だから、必要滑走路長が長くなろうと、上昇力が悪くなろうと、強度が低下しようと、当事者の責任で、通常より余計燃料を積ませてもよいではないかと思うのだが、航空局は許可しなかった。通常の飛行と同じ基準で審査して国民的壮挙を潰してしまった。

空を飛ぶ航空機にとって最も安全なことは飛ばないことだ。飛ばなければ墜落することはない。だがそれでは任務達成の信頼性は０になる。

現在も挑戦が行われている研究実験機は、冒険飛行、記録飛行時代の飛行機、あるいは軍用機と同じように、安全性を無視しているとは言わないが、任務の遂行が優先され、安全性の低下は、科学技術のフロンティアを開拓する、あるいは国防という目的に貢献する乗員の崇高な精神によって補われている。

安全性と信頼性の基本的な違いの例が、エンジンの多発化である。C.リンドバーグのスプリット　オブ　セントルイス号も、桜号も、そして戦前に長距離周回飛行の世界記録を樹立した「航研機」も単発機だった。航空機設計の立場から見れば、単発のほうがの空力効率が良い。エンジンが長時間回りつづけてくれるなら、同じ技術で設計すれば単発のほうが長距離まで飛べる。だが単発ではエンジンが故障すれば、それで終わりだ。多発にすれば、エンジンが一つ停止しても安全な不時着場まで飛行は継続できる。だが故障が発生する確率は双発にすれば２倍かになり、４発にすれば４倍になる。エンジン故障で任務達成の信頼性の数字は大幅に低下する。

注1 第6回ロケット協会ロケットシンポジウム，2001年3月26日，於川崎重工業（株）本社会議室

宇宙旅行フォーラムで旅行業界の方から発表があったように、観光丸による宇宙旅行を旅行社が企画し、主催してパック旅行を提供しようとすれば、一般海外旅行の航空機並みの安全性・耐航性のある乗り物が前提になる。監督官庁の技術的安全証明、耐航性の証明が必要になる。その審査の基準となり得るのが、この報告書である。

では、この報告書に示された基準を満たせば、安全な旅行を保証する宇宙船は出来るのか？　残念ながら現在に技術では、安全は確保できるが、性能面への影響から宇宙へは行けなくなる。

今回の研究スタディを通じて、ロケット関係者から聞かされた言葉は、そんなことをすれば宇宙に行けなくなる！そんな故障や破損は極めて確率が低いから心配ない。発生するはずが無い！そんな心配は馬鹿気ている！という言葉だった。

旅客機の設計者から見れば、当たり前のことが羅列されただけに見えるこの報告書の完成に、なぜ？３年もかかったか？ということになるが、文面だけで見れば、当たり前と読み飛ばしてしまう条項も、ジェット旅客機と宇宙機の本質的な差異を、この機会に改めて見直すと容易に実行できない課題となり、

「言われるとおりにすれば安全かも知れないが、それでは宇宙旅行が出来なくなる」

という議論の繰り返しを必要としたからである。その航跡がこの報告書である。

民間航空機：旅客機では、「お客様を運ぶことよりも、安全が優先する。安全飛行／航行に少しでも疑念があれば、飛ばせない」のだという旅客機設計の考え方を遮二無二適用しなければならないと考え、纏め上げたのが報告書の本文である。

そして耐空性基準を逐条読み合わせ議論した内容が、付録 A. １である。そしてもし宇宙機の耐航性基準をつくるとすれば、こうなるだろうという（案）が付録 A. ２である。

内容は読んでいただかねばならないが、報告書を読んでいただく参考に、宇宙機と飛行機：ジェット旅客機との差異をトピック的に触れておこう。

「墜落する！」それがジェット旅客機では最大の危険だが、宇宙機での最大の危険は「落ちない！」ことである。地球に降りようと思っても降りれない。戻りたくても戻れない。ということである。

例えば観光丸の外板に亀裂が生じたり、宇宙塵に衝突されて穴があいたりてしまったら、大変なことになる。旅客機ではキャビンの急減圧には急降下で対処しているが。宇宙空間から地表への復行は短時間では終了しない。生命維持装置の故障も命取りになる。気密室を分割し、緊急時に気密非常扉で遮る構造、気密服の着用、対策はいくつか考えられるが、生命維持装置との適応性、重量、取扱性など実用上の課題は大きい。そしてその対策が不要だという答えは無い。デブリによる開口などチューイングガムを押し付ければ塞がるという勇敢な発言もあったが、必ずガムを噛んでいて、押し付けられるところに穴があき、穴が十分に小さいものしか開かないという証明が必要になる。

ジェット旅客機とロケット機の今ひとつの大きな差は、ロケット機の激しい極めて大きな燃料消費だ。

ジェット旅客機では大洋横断路線の航空機でも燃料重量が離陸重量の５０％を越えることは無い。乗客・ペイロードはは約１０％だが、だが観光丸は９０％以上が燃料である。乗客・ペイロードは約１％に過ぎない。そしてこの膨大な燃料を離陸後の１０数分であらかた燃やしてしまう。

燃料供給系統の故障対策も大きな課題だ。H2 ロケットはターボポンプの故障で任務放棄となったが、

ターボポンプの多重化や多発エンジン化したとき相互に燃料を供給するクロスフィードは可能なのか？膨大な流量だから供給系統の故障や破損時に緊急停止が出来るのか？実績は？

ジェット旅客機では離陸時の１エンジン不作動が安全性確保という設計上の大きな課題である。YS－11 ではこれで苦しんだが、V_1 速度を越えれば、１エンジン停止のまま離陸を続行する。ロケット機では一旦点火すれば、リフトオフを止めることは出来なくなる。また打ち上げ重量と設計着陸重量に大きな差があるから、一旦リフトオフすれば簡単に着地は出来ない。そして燃料供給のターボポンプ以上の能力で燃料を放出させる手段を思いつかなければ、燃焼を続けさせる以外に燃料を減らすことが出来ない。燃焼を続けることが一番早い手段ということになる。ではエンジン停止や燃料洩れが爆発事故につながらないか？ということになる。

周回軌道から外れ、着地する逆噴射に必要な燃料は全燃料の数％に過ぎないが、少ないだけに必要量を確保しておかなければならない。燃料システムやタンクの破損や漏洩、タンクや配管に表面張力で張り付いてしまう燃料の量も馬鹿にならない。回収を確実にしなければ、減速用逆噴射ロケットの燃料や着陸用燃料が確保できなくなり、地球に帰還できなくなる。ミールのように燃料を積んだロケットをドッキングさせることも考えられるが、生命維持装置は、その間十分に機能するのか？ということになる。個々の要求はクリアーできても連鎖する現象を確実に把握しておかないと安全設計は破綻する。

そして、この研究を重ねている間に、超音速旅客機コンコルドが墜ちた。３０年間無事故で運航してきた旅客機がたった１回の事故で運航停止になってしまった。原因は滑走路に落ちていた飛行機の破片を主車輪が跳ね上げ、それが燃料タンクの外壁となっている主翼の外板に穴をあけ、流出する燃料に引火して火災になったためだと思われている。同じ事故に再見する確率は極めて低いと誰もが思っている。事故後も BA のコンコルドは運航を続けていたが、乗客がいなくなったとは聞いていない。しかし耐空証明は取り消され、運航停止命令が出た。アメリカに残された機体を持ち帰る空荷（からに）の飛行が許されただけだ。対策は防弾タンク化することだが、それでは重量が嵩み、タンク容積も減る。一時は再生不可能と思われていたが、現在はタンク内壁にケブラー繊維複合材を貼り付ける改修が考えられていると伝えられている。自重の増加 200kg は乗客・ペイロードを減らして対処するらしい。コンコルドの後継機は当分期待できないし、観光丸の事業化も見通しが立っていないから、コンコルドが、復活しないと、太平洋戦争を経験した世代の一般人が、超音速飛行、宇宙に最も近い高度での飛行を体験する機会は永遠に失われてしまう。ここでは不死鳥の再生を期待しておこう。

わが国のＨ２ロケットのターボポンプも故障し、H2 は小笠原近海に落ちた。

ここで云いたいことは、設計する立場、工学という場にある人は、ともすれば、安全を事故が発生する確率で論じたくなる。それが信頼性や安全工学でもあるのだが、民間機の場合には、一旦、事故が発生すれば、安全は確率の数字ではなくなってくる。「起こる可能性がある事象は、必ずいつか発生する」というマーフィーの法則が優先して責任が問われることになる。アジアのある国ではメディアがヒステリックに叫び立てるという文化があり、情緒的に刑事責任がとわれ、海外では老練な弁護士が「Future Lawyer Problem」を待ち受けている。

この報告書で検討されている事項を解決し、しかも宇宙へ飛び立てる旅行機を開発するには、さらなる技術開発が必要になる。しかしだからといって我々は宇宙へ行くことを諦めてはいない。

「桜号」は挫折したが、今日では、成田から NYC や ＬＨＲに無着陸の大型ジェット機が飛び交っている。その飛行に冒険の要素は何も無いように、技術者にとっては問題が判れば、解決の道は必ず探

れるからだ。

そして技術の進歩に対する確信、何時かは宇宙旅行が実現する！という情熱が、このグループの３年間の調査・研究を支えてきたが、研究・調査、紙の上の議論が、具体的な技術開発へと進むには、その必要性に対する理解が必要である。

委員長個人には、このスタディの先に、TYO～NYC へ、NYC から LON へ、そして LON～TYO という飛行が、それぞれ 2 時間程度で実現できる弾道飛行型極超音速旅客機の夢がある。飛行機の場合には、観光旅行よりも先ず地球上のビジネス旅行があり、ビジネス旅行が作り出した産業と技術の先に観光旅行があったからだ。

ジェット旅客機の窮屈な座席配置での１２時間という長時間飛行は、エコノミー症候群の発生でようやく社会的な批判の対象となろうとしているが、これを避ける手段として、超音速旅客機 SST に期待するのは適当ではない。空気の圧縮性の影響で、音速を超えれば抵抗が激増する大気圏内を飛行する超音速旅客機は、水上の高速船、モーターボートと同じで、いくら努力してもモータ - ボートが在来船に経済性で対抗できないように、ＳＳＴは亜音速ジェット旅客機に経済的に対抗できる輸送機関とはなり得ない。

ロケット機「観光丸改」は、大気圏を短時間で通過し、大気圏外を惰性（燃料不要）で巡航するから SST よりも運航効率を良くできる可能性は大きい。燃料コストや機体の開発・製造コストも、それが大量に使用されるようになれば、大幅に低減されるはずである。そしてこの研究で示されたような対処を行うことで、弾道飛行によるとはいえ、それが旅客機と同等の安全性を確保して行われるならば、ビジネスエリートにとって非常に魅力ある旅行手段となるはずである。

大型テーマパークを対象とした観光旅行の現状から見れば、宇宙観光旅行よりも、大陸間高速輸送は遥かに大きな旅行市場をつくりだせる可能性があるはずである。そして日常の大陸間の旅客輸送に使われる航空機のマーケット予測は、エアラインにとっても、航空機メーカーにとっても、宇宙観光旅行のマーケットの将来予測より現実感がある。採算性や安全に関する技術的課題も把握しやすいはずである。

輸送機関としての宇宙機「観光丸改」は、長友教授が好んで引き合いに出すダグラスＤＳＴ（ＤＣ－３）が今日のボーイング７４７やエアバスＡ３８０へ発展した道と同じ原点となるはずである。

ここまできて気づいたのはレーガン大統領のＸ３０オリエントエクスプレス構想である。宇宙往還だけでなくＮＹＣ～ＴＹＯ間、３時間のオリエントエクスプレスにも使うという彼の構想は国家予算による宇宙開発技術を早期に納税者（TAX　Payer）に還元することで理解を得ようといういう目論見があったのだと気づいた。

そして、最後に残された、ささやかな期待は、小さくてもいいから旅客機の国内開発プロジェクトが展開され、安全性と経済性という技術的な挑戦に、この研究・調査に参加した方たちの知見が役立つことである。

第２章

宇宙旅行医学

旅行用宇宙船設計に必要な医学データについて [注1]

長友信人
宇宙科学研究所
〒229-8510 神奈川県相模原市由野台3-1-1

序論

1993年4月に開始された日本ロケット協会の「宇宙旅行研究企画」において、宇宙旅行に実現に必要な研究分野の中に宇宙医学が含まれていたが、その意味するところは宇宙飛行士のための宇宙医学の他に、宇宙旅行者のための宇宙医学が必要ではないかと言うことであった。

この問題は、再使用一段式の旅行用宇宙船ではロケットとしての成否の方が問題となって、エンジニアリングには比較的簡単な前提条件を立てていた。しかし、事業化や法制を議論する段階では一般的な医学的保証は不可欠である。そこで仮に「宇宙旅行医学」と言うべきものがあるとすれば、それが従来の宇宙医学とはどのように違うのか、そしてそれは旅行用宇宙船の設計にどのように反映されるべきかなどを医学的な問題として専門家に検討していただく必要がある。

この医学者の検討結果は宇宙船設計のガイドラインになるという考えから付録に示すような要望をしたが、これをさらに詳しくしたのがこの発表である。

人的要因に及ぼす環境項目（文献１）

有人宇宙飛行に関する医学的なデータの中で、宇宙船の設計やその飛行運用の計画作成と評価などに使われた代表的なものは、「人間ー環境系」という題名で日本語にも翻訳された文献１であろう。文献（１）は有人飛行において人的要因(human factors)におよぼす環境項目ごとに医学的な考え方とデータおよびデータソース説明している。

この書物がいかなる目的で編集されたかについては次項に紹介することにし、先ず初期の有人宇宙飛行で考慮された要点を示すものとして、文献１の訳文から15章の「環境項目」を引用し、後の議論のために簡単に説明する。

1. マイクロ波放射線
   ロケットに搭乗した宇宙飛行士は当然レーダーの電波を受ける可能性があるという観点からのサーベイである。
2. 電離放射線
   銀河放射線（一次宇宙線）、バン・アレン放射線帯、太陽風とフレア、以上３種類の宇宙線の特性と人におよぼす影響を論じている。
3. 磁場電流
   磁場についてはごく一般的な人体への磁場影響が説明されている。電流は、人体の電気的特性および電流から受ける損傷など。
4. 温度環境

[注1] 第５回ロケット協会ロケットシンポジウム，1999年12月17日，於富士重工業（株）会議室

人が生活する環境としての温度環境の詳細。無重量状態での伝熱、宇宙服の設計などに必要と思われる人体の局所的な熱特性。高温・低温ストレス。

5. 加速度
直線加速度、回転加速度、動揺病、ゼロG環境、低重力の環境、衝撃。以上の項目に分けて詳しいデータと説明があたえられている。

6. 振動
振動による身体の生物力学的反応、振動に対する人間の許容度、振動中のパホーマンス、振動に対する防護。以上の項目があり、宇宙船の設計に関する注意も述べられている。

7. 音響と騒音
会話のための音声に関する事柄とロケットの騒音に関する事柄とに分けられている。騒音はロケット特有の低周波および非可聴低周波について、また騒音防護についても説明されている。

8. 光環境
可視光と紫外線に大別される。視機能と視認性、宇宙船と宇宙服設計における視覚上の問題点、宇宙活動に於ける視覚的問題、月における視覚活動。

9. 酸素ー炭酸ガス・エネルギ
エネルギーと酸素の関係、および酸素および炭酸ガス分圧環境の生理に大別される。エネルギーとは仕事に伴うエネルギー消費で、酸素の消費と関係する。炭酸ガスの影響について詳しく、宇宙船の環境制御を設計する資料である。

10. 不活性ガス
不活性ガスが少量船内に混入したときの船内ガスの工学的特性およびそれによる生理学的機能の変化が実験結果により説明されている。ほとんどの実験は数日以上である。

11. 環境汚染
宇宙船内の１日以上の比較的長期の現象としての汚染物質の貯まり方など。

12. 栄養
宇宙滞在期間が30日以上では問題となるという観点から検討された結果。

13. 水
長期の宇宙飛行において緊急時の最小必要量などの実験データ。

14. 圧力
静圧、緩徐な減圧と減圧症、急減圧（爆発的減圧）、爆風、の項目からなる。耐隕石被服、急減圧後の有効意識時間、についての項目もある。

15. 生体計測および時間・空間環境
人間工学的なデータ取得の方法などが説明されている。

初期の宇宙医学の目的

文献１は宇宙医学の専門家には良く知られた、有名なデータの集大成であるとともに権威ある研究成果である。しかし、全てのデータが網羅されているが故に、ロケットの設計者が利用する前に、その「まえがき」の冒頭に明記されている編集目的を良く理解しておく必要があろう。

先ず、本書はNASAの宇宙医学局がアポロ計画局の依頼により行ったもので、その内容

は「有人宇宙船のシステムと運用の設計、運用計画を作成するエンジニアと生物科学者が入手出来る既存の定性的・定量的人間機能データの見直し」である。

また、このために次の５つの達成目的をあげている。

1）アポロ計画ですでに使っている文書の該当する個所の妥当性の評価。
2）アポロと将来計画に使える分かりやすい人的要因のデータを提供する。
3）不足している分野が分かるように系統的に網羅する
4）人的要因に関するデータシステムの構築
5）重要と見なされた環境因子については次の点を記述する；
　　1，正常機能の範囲
　　2，正常機能（パフォーマンス）が失われる範囲
　　3，耐久限界

筆者は、以上をさらに要約して、「このデータ集は；アポロ計画で使っている人的要因(ヒューマン・ファクター）についてのデータの妥当性に問題があるため作成したものであり；妥当なデータとしては正常機能と耐久限界を示すものを基本にしている」ものと解釈した。

アポロ計画当時の宇宙医学的なデータは、以上からも明らかなように、ヒューマン・ファクター（人的要因）に主眼をおいている。工学的に言えば、これは健康な人の「性能」に関するデータであり、仕事をする人の能力に関することを扱っている。

実際、当時の有人宇宙船の設計概論書（参考文献４など）に収められている人間に関する記述は、非常に広範囲の環境条件を背景に論じていて、先程のデータ集で示されたような耐久限界を示すことが宇宙船設計者に対する確実なデータ提供と考えられていることを窺わせる。

ついでにこれ以前の宇宙計画に見る、宇宙飛行士を前提とした宇宙医学の原点は、ソ連のボストークや米国のマーキュリー計画にさかのぼる。マーキュリー計画について書かれた書物(5)によれば、最初の宇宙飛行士は飛び道具のミサイルで打ち上げられることになったので、ミサイルを有人規格化(man-rated)するとともに宇宙飛行士も機械規格化(machine-rated)するのだ、というような説明がそれぞれ１章ずつ述べられている。

また、アポロ以後の計画であるスペースシャトル計画では最初の計画段階で、宇宙計画でははじめて乗客(passenger)という用語が使われている(6)。スペースシャトル自体はそれ以前の宇宙船に比べると加速度の時間経過曲線や加重方向について際だった違いが見られ、その搭乗条件は緩和されているが、その乗客は乗組員(crew)と同列で扱われており、宇宙船設計にとくに反映されているとはいえない。

環境項目としての観光丸設計要求

アポロ計画は以上のように豊富な医学的な（人的要因）データがあり、これを医学的に評価したものに基づいて「宇宙船の設計」および「飛行運用の計画作成」が行われた。

宇宙旅行を目指した観光丸はこの点は手探りで、唯一、乗客に加わる加速度だけが定量的に与えられ、その他の重要な要因についてはエンジニアが問題がないであろうと想定したレベルに収まる設計と運用計画を立てている。それらは；

加減速度：

乗客の背後から加わる加重が3g。すなわち、ロケットの離昇時の上昇加速度は乗客の姿勢が最適な場合でも２gであり、大気突入時の減速度は同じく３gと言うことである。設計された観光丸の上昇加速時と帰還のための減速時に乗客に加わる荷重係数の時間履歴を図１に示す。

飛行高度：

200km、すなわち地球に近い円軌道である。この高度は地球の放射線帯（バン・アレン帯）の下であり、飛行時間が特に長くなければ宇宙放射線の影響はSST（超音速旅客機）と同程度であると考えられる。

旅行時間：

通常は地球２周、約３時間。着陸を延期しなければならないような事態が発生したときは、最長で地球の回転によって軌道が離陸地点の上空を再び通る時まで待って離陸地点に帰還するものとすると約１日である。このような事態は輸送機関の運行計画の変更として容易に行いうる事が必要であるが、より長期の宇宙滞在は別途専用の施設を利用するものと考えた。

これを先に引用した「環境項目」に沿った形で整理すると、次のようになると思われる。

1. マイクロ波放射線：　不要（航法設備のマイクロ波程度なら）
2. 電離放射線：　SST並で、短時間飛行のため重要度は低い
3. 磁場電流：　不要。
4. 温度環境：正常時の宇宙船の温度環境評価。
5. 加速度：正常時の乗客の加速度条件の評価（直線加速度から無重量状態まで）。
6. 振動：短時間であるが、乗客受入の重要要因。
7. 音響と騒音：短時間であるが、乗客受入の重要要因。
8. 光環境：　労働なし短時間飛行のため重要度は低い
9. 酸素ー炭酸ガス・エネルギ：　労働なし短時間飛行のため重要度は低い
10. 不活性ガス：　短時間飛行のため重要度は低い
12. 栄養：　短時間飛行のため重要度は低い
13. 水：　短時間飛行のため重要度は低い
14. 圧力：事故対策として宇宙船設計および運用基準の策定
15. 生体計測および時間・空間環境：　不要

ここで医学的な特別な基準が必要と考えられた項目は4,5,6,7,14の５つである。残りは不要か重要度の低いと筆者が仮に判断したもので、分かりやすいように項目名の後をタブで空けている。図２の様な例があったので、引用する。

宇宙旅行医学としての検討項目の提案

発表後の討論（文末のコメント２）において一般人の宇宙飛行についての一般的な考え方として、現在の宇宙飛行士の基準を緩和する考え方があることが指摘された。しかし、そ

の内容は具体的ではないので、ここで行ったエンジニアリングな推測結果を判断する材料には不十分である。そこで、逆に、医学専門家には先ずこの推測結果の妥当性を評価をしてもらうことから始めて、以下のように議論を深めていただく事を提案したい。

目標１：観光丸の設計基準を適用したときの人的要因の重要度を評価（上記の整理結果における「不要」や「重要度は低い」の適否の判断）し、健康な一般人について適用される項目を選別し、さらにその内容を絞り込む。

特に「宇宙酔い」については一般の関心が高いので、宇宙酔い予防法あるいは症状の軽減法などがあれば説明する。（これは文末の発表に対する討議（コメント１）の結果である）

目標２：目標１で得られた結果を適用するのは不適当と思われる、一般的な病気や身体上の欠陥はあるか。

宇宙飛行士は先ず正常な健康の持ち主であることが前提であるが、一般人はそれほど完璧には正常でない人が多いのではないか。循環系や呼吸器など正常と言える人のデータ（血圧など）を具体的に示してもらうと医学基準として分かりやすい。

目標３：観光丸の緊急事態に対応する設計基準がある場合、そのような事態にたいして一般人が耐えられる程度の評価。

アボートするような（致命的でない）緊急事態にたいして、乗客が耐えるべき限界を知りたい。これについては観光丸としてはまだ基準はないが、軌道飛行時間が24時間に延長されることと急速減圧の２つ、および海上着陸による船酔いではないかと思われる。

結び

宇宙飛行士は健康人が耐えられる環境条件の上限を基準にしてその作業能力を基準に選抜された。これは人をミサイルをもとにしたロケットで宇宙に運び、十分な設備が開発されていない作業条件で働く事を前提にした。一方、宇宙旅行では労働する必要がなく、ロケットの搭載条件は平均的な健康人が耐えられる環境を目指している。そこで、これまでの宇宙飛行士の基準となった環境項目を、概念設計ではあるが、旅行用のロケットに適用して新たに乗組員と乗客が搭乗可能かどうかの基準として見直すことが、宇宙船の設計サイドからの宇宙旅行医学と言うべきものの一つの方向として期待される。

この点についてはすでに米国において検討されているとのことである（本発表に対する討論、文末のコメント３）が、これと比較することも興味がある。

参考文献

1. 人間ー環境系編集委員会編；人間ー環境系　ー人間機能データブック、上下巻、人間と技術社・発行、昭和48年（1973)。本書はその「あとがき」によると、次の参考文献2の全訳であり、また、その初版本は参考文献3である。
　ただし、本書の章の構成は原書と異なり、章の番号とSection番号は一致していない。

また、本書の第３章「磁場、電流」は原書では２Sectionsに分かれている。
2. Lovelace Foundation for Medical Education and Research; Conpendium of Human Responses to the Aerospace Environment, NASA CR-1205 (I) -(IV) 1968.
Vol. I Sections 1 - 6,
Vol. II Sections 7 - 9
Vol. IIISections 10-16
Vol. IV Conversion Tables, Alphabetic Index
3. NASA SP-3006, Bioastronautics Data Book, 1964.
4. Manned Spacecraft: Engineering Design and Operation, edited by Paul E. Purser, Maxime A. Faget and Norman F. Smith, Fairchild Publications, Inc. New York, 1964.
5. Loyd S Swenson, Jr., James M. Grimwood, Charles C. Alexander; This New Ocean - A History of Project Mercury, NASA SP-4201, 1966
6. Space Transportation System Technology Symposium (NASA TM X-52876) VII Biotechnology, NASA Lews Research Center, Cleveland, Ohio JUly 15-17, 1970
7. 日本ロケット協会運輸研究委員会（1993/1994年度、磯崎弘毅委員長）、宇宙旅行用標準機体「観光丸」設計報告書、1995年8月。

付録

宇宙旅行医学ガイドライン作成について（案981126改訂）

宇宙旅行用ロケット機の計画と設計に必要な医学的な基準を当面ガイドラインとして作っていただきたい。以下は、ロケットサイドからのプリミティブな要望等である。

１）用語の定義：

宇宙旅行を「一般人の義務的な作業を伴わない宇宙飛行」と仮定する。

また、これに参加する一般人を旅客ということにする。

２）ガイドラインの性格：

宇宙飛行士の選抜基準は、「宇宙で高度な作業を行うために必要とされる最低基準」と考えられるが、このガイドラインはこれとは対照的に「一般人の多数に許容できるロケットの環境条件について医学的な上限を示す」ものを考えてもらう。

（この場合、あまり環境条件をゆるめると宇宙船のペイロードは減少し、ロケットとして成り立たなくなるおそれがある。その時には「一般人の全て」ではなく「標準的な一般人」（全体の90%というような比率？）を決めてもらう必要があるかも知れない。）

３）医学的に決めてもらいたいロケット分野で必要な諸条件など

宇宙船の設計：

１）加速・減速度、x,y,z 軸方向に対して、静加重、時間を限った加重、等々

２）振動と音響（ロケットの作動時間を限って）

３）宇宙放射線、低高度（300 km） 3 時間、12時間

宇宙船の運用：

1）多数の人が宇宙酔いにならない時間で、宇宙旅行が成立するか？

2）ある機体での飛行時間（宇宙放射線被曝など）

4）その他

このようなガイドラインの医学的な位置づけ。例えば、航空医学の延長分野と考えられるのか等々。また、関係する組織はいかなるものか？（日本宇宙環境医学会、空の旅研究会など）

以上、日本ロケット協会理事会検討資料

作成：日本ロケット協会学術委員　長友信人

講演発表後の会場に於ける討議の要点

1. 追加の項目として：宇宙旅行医学の基準には、「宇宙酔い防止したり、症状を軽くすることが期待される」予防法を医学者の意見として入れてもらいたい。

2. 有人宇宙技術WG(NAL)：宇宙インフラ研究会有人宇宙技術WG中間報告書、平成11年11月12日の中に本発表に関連のある記述があるので参考にすると良いと思う。（野崎健次）

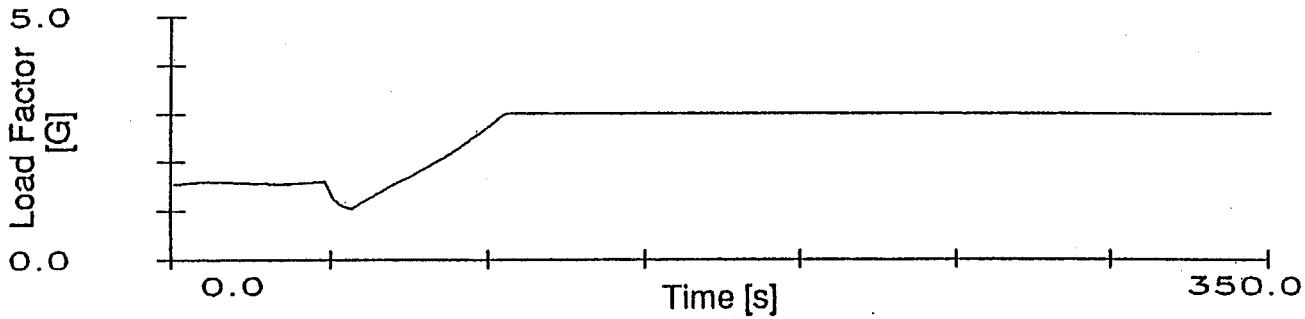
3. FAAでは現在、一般人の宇宙飛行に関する基準を作成中であると聞いている。これは本発表の目標と同等なものと思われるので、並行して調査すべきであろう。（舟津良行）

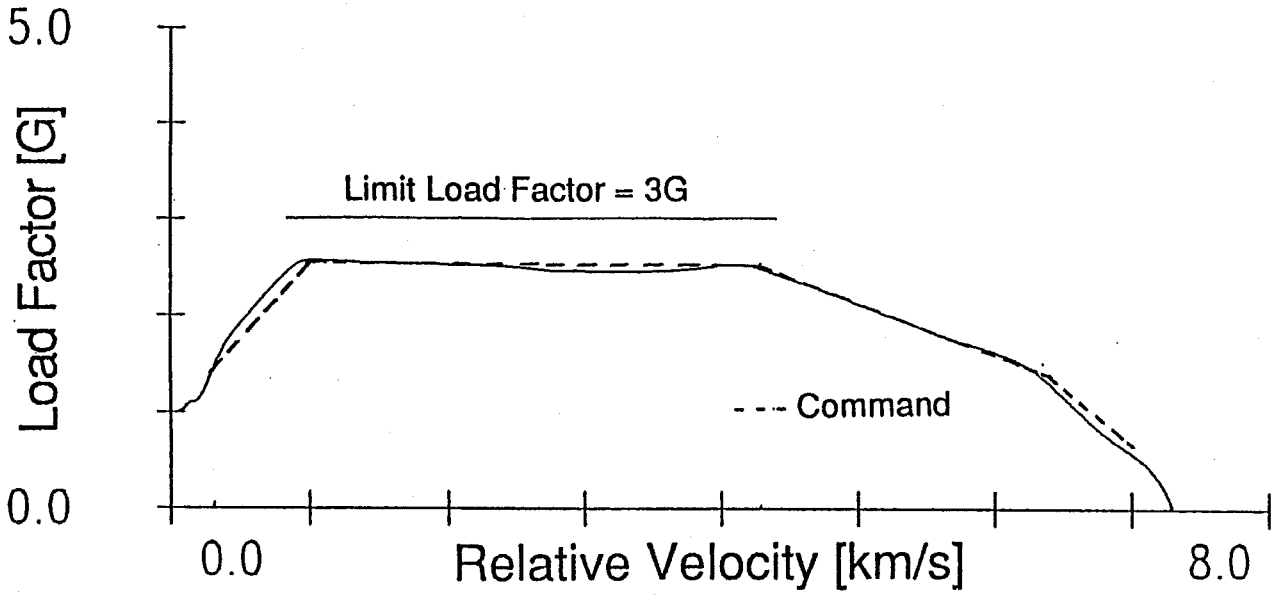
以上

図のキャプション

図１　観光丸の乗客に加わる荷重倍数：上は上昇時の対時間変化、下は速度に対する値(参考文献７)

図２　無重量状態で時間とともに発生が予想される症状の模式図（参考文献４のp. 126、Chapter 14, Some physiological considerations of space flight: Weightlessness, by Lawrence F. Dietlein M.D.より）


5.0
Load Factor [G]
0.0
0.0
Time [s]
350.0


5.0
Load Factor [G]
0.0
Limit Load Factor = 3G
- - - Command
0.0
Relative Velocity [km/s]
8.0

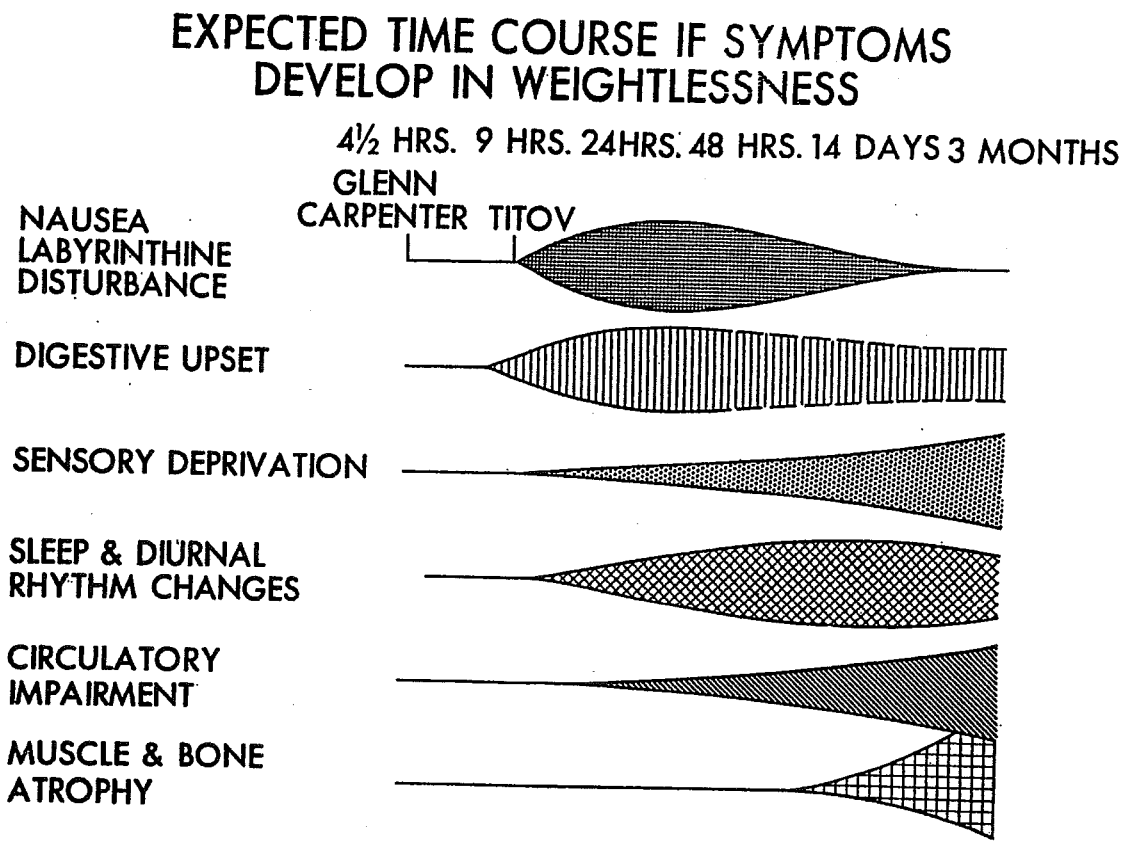


FIGURE 14-1. A graphic illustration of the hypothetical time course of symptoms anticipated during extended space flights. Please refer to the text for detailed discussion.

宇宙旅行医学の指針 注1

森　滋夫
名古屋大学環境医学研究所
〒466-8610 名古屋市千種区不老町

一般人が宇宙旅行に出かけるとき、最も気がかりなことは、「過重力」に耐えることと無重力になったときに生じる「宇宙酔い」にちがいない。過重力に耐えやすい姿勢および宇宙酔い対策について先ず考察してみた。次に、宇宙旅行事業化フォーラムのワークショップで最近まとめられた「第一世代商場宇宙船の一般基本仕様」について感想を記した。

1．過重力に耐えやすい姿勢

一般の旅客を対象に考えるとき、過重力耐性は、体液移動に伴う脳血流の減少（すなわち意識の低下）および心臓への負担や血管、組織の損傷などについて、生理学的な観点から評価することになる。

当然、身体の前後方向（X 軸方向、Gx）に加わる過重力に最も耐えやすく、身体の頭足方向（Z 軸方向、Gz）で最も弱いことは感覚的にも理解できる。ちなみに、スペースシャトルでは、離陸時、宇宙飛行士は椅子に腰掛けて寝た姿勢にあり、過重力は前から後ろ方向に3 Gxの加速度（慣性力）が加わり、帰還時、滑空状態でブレーキがかかるので、過重力は頭から足の方向に1.5 Gzが加わる（図1参照）。

スペースシャトルでなぜ3 Gx、1.5 Gzの加速度が選ばれたのか記載を見ないが、人用遠心機によるX軸方向3Gx負荷や航空機放物線飛行で経験されるZ軸方向2Gz負荷の筆者の体験からしても、一般人にとっては妥当な値のように思われる。

X軸方向負荷でまず問題となるのは、腹部に加わる力が横隔膜を押し上げるために呼吸がしずらくなることである。上体や下肢を軽度屈曲させることでかなり軽減できるが、上体傾斜はGz成分を増大させるから、自ずから制限がある。恐らく、座席の上体傾斜角は10度から25度の間で求めることになると思われるが、これにより一般乗客のGx適正の上限をかなり緩めることができる、ということにはならないだろう。乗客の快適性の観点から検討されるべき事項と考える（図1参照）。

2．宇宙酔い対策

スペースシャトルが飛ぶようになってから73%の宇宙飛行士が宇宙酔いになっており、そのうち、軽度の者が49%、中等度が36%、重症が15%であるという（Oman 1998）。重症では作業が著しく停滞してしまうため、対策が探られている。宇宙旅行においても、最大の難問となるにちがいない

宇宙酔いの症状は、地上の車酔いや船酔いと類似しており、飛行の4日目までには消退することも船酔いと似る。しかし、表1に示したように、地上の酔いと異なる点も指摘されている。特に、「酔いの前駆症状を伴わず、突然に嘔吐が起きることがある」は、宇宙旅行では問題である。また、無重力下では、頭部充血に伴う頭重感や頭痛が生じや

注1 第6回ロケット協会ロケットシンポジウム，2001年3月26日，於川崎重工業（株）本社会議室

すいことも不愉快をもたらすことになる。

無重力状態になるとすぐに発症するのか、あるいは少し時間がたってから発症するのか記載はないが、少なくとも動き始めるとすみやかに発症する危険があるようである。

宇宙酔い研究が遅れている理由は、その罹りやすさが地上の酔いと関係しないことにあり、発症のメカニズムが異なることにある。現在、内耳の耳石器官が無重力下で機能しなくなることが主因となり、脳が一時的に混乱を起こすことが原因と考える感覚混乱説が有力視されているが、まだ説の段階にある。

NASA では、予防的に酔い止め薬の服用を宇宙飛行士に勧めている。発症してからでは効果が期待できず、大量を服用すれば、強い眠気、倦怠をはじめ、くすりの種類によっては作業を困難にするような副作用が生じる。症状が強い場合には、対症療法として座薬や筋肉注射を用いるが、副作用は避けられない。理想的には、発症を抑えるような地上訓練法が開発されることである。

現段階で考えられることは、従って、宇宙旅行においては、適量の酔い止め薬を服用し、頭部の動きを制限し、環境を快適に整え、リラックスするような工夫をつくし、発症があれば、筋肉注射で対応するくらいしか、方法がないことになる。

3．ワークショップ報告に対する感想

1）客室乗務員の重要性

ワークショップの報告では、客室乗務員の役割が旅客機程度に比較的軽く考えられているような印象を受けた。

無重力体験のない一般乗客は、自分の姿勢を制御できず、トイレや座席に戻ることさえ困難を感じるであろう。乗務員はその誘導に追われるにちがいない。

宇宙酔いの発症率から考えて、乗客が 15 名の場合にも１、２名が重症となる可能性がある。また、突然に吐くことがあるからには、その吐物の処理、さらに一人が吐けばそれが連鎖的に広がる可能性もあり、パニック状態に陥るかもしれない。恐らく、飲食物のサービスどころではないと思われ、また、短時間の無重力飛行では胃に内容物が入ることはなるべく避けたい。

2）旅客キャビンデザインの重要性

宇宙酔いの発症を抑える観点から、キャビンは視覚、聴覚、嗅覚的に快適でなければならないが、加えて、ガイドレール、移動補助具（ベルクロシューズなど）などにより、無重力下で頭をなるべく動かさないで容易にキャビン内を移動できる工夫が必要になる。さらに、無重力下でも、休憩時は起座位、気持ちが悪くなれば仰臥位あるいは横臥位で身体を固定したくなるだろう。座席はリクライニング方式が望ましいことになる。

無重力状態ではゴミが浮遊すること、また頻繁な飛行を考えたとき、殺虫、消毒を含め、清掃が容易なキャビンの構造がデザインのキーポイントになるにちがいない。

3）旅客が満足感を得るための方策

宇宙旅行の事業化を考えるとき、「無重力は恐い」「楽しくない」の風評は致命的であり、「もう一度行ってみたい」と思わせる工夫が必要である。宇宙飛行は、全体プロセスのほんの最終過程にすぎず、たとえ宇宙酔いで苦しい思いをしても、なお余りある満足感が残るものでなければならない。

たとえば、人体用遠心機による3Gx体験や水中遊泳（乾式）、ジェットエアによる疑似無重力体験、オプションとして放物線飛行による無重力体験などは楽しい体験となり、またトレーニングを兼ねることから自信へとつながり、大きな満足感に結びつくと思われる。遊園地の各種過重力、無重力体験施設の利用も検討されねばならないであろう。デイズニーランドやユニバーサルスタジオなどの大型遊興施設に、一度ならず足を運びたくなる客の心理について学ぶ必要がありそうである。

図説明

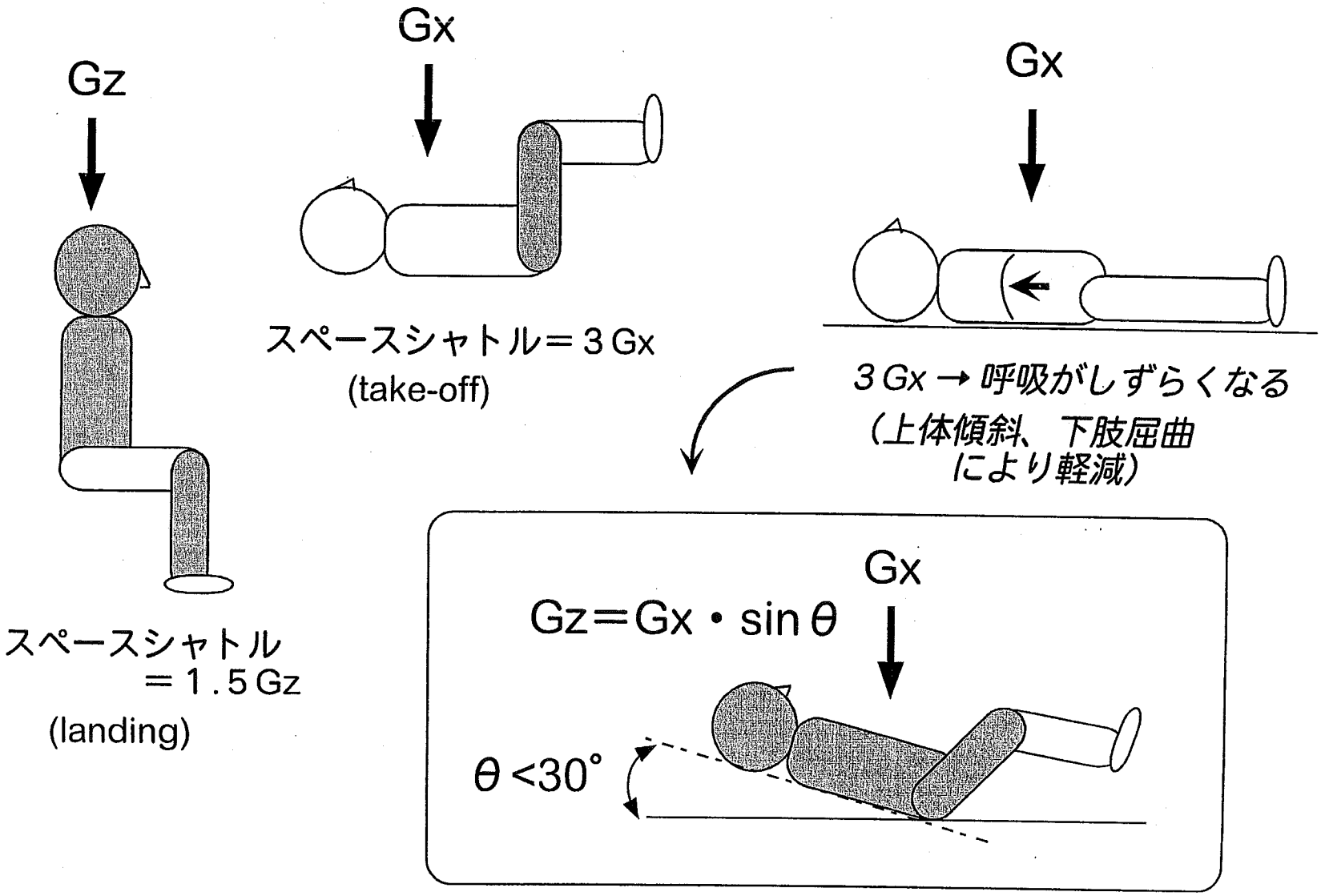
図1　スペースシャトルにおける過重力負荷と過重力に耐えやすい姿勢

表1　「宇宙酔い」症状の特徴

・酔いの前駆症状を伴わずに、*突然に嘔吐が起きることがある。*
・顔面蒼白、冷や汗よりも、皮膚の紅潮が多い。
・胃が押し上げられうような不快感があったり、げっぷが出にくい。
・頭部充血に伴う症状の重畳 —— 頭痛、頭重感

●*頭部を動かすと症状が悪化*
・頭部の動きが大きいほど症状が強く、頭部の前屈で発症しやすい。
（発症した宇宙飛行士は、極度に頭を動かさなくなる）
・目を閉じて、接触感覚を強めると（頭部や体の固定）症状は軽減

●*視覚的手がかりが不明瞭であったり、異常な空間識で症状悪化*
「倒立感覚が長く持続」「倒立と正立感覚が、理由なく突然に逆になる」
などは、症状を誘発しやすい。


Gz
スペースシャトル
＝１.５Gz
(landing)
Gx
スペースシャトル＝３Gx
(take-off)
Gx
３Gx → 呼吸がしずらくなる
（上体傾斜、下肢屈曲
により軽減）
Gx
Gz＝Gx・sin θ
θ <30°

『宇宙旅行』における旅客の安全に関する医学的検討

ー 最 終 報 告 書 ー

平成１２年１１月

日本宇宙航空環境医学会
「空の旅医学研究会」
宇宙旅行医学小委員会

宇宙旅行医学小委員会委員（アイウエオ順）

関口千春（宇宙開発事業団）
須藤正道（東京慈恵会医科大学）
宮崎　寛（日本航空）
森　滋夫（名古屋大学）
谷島一嘉（日本大学）

目　次［ページ］

１．緒言［１］
２．検討の条件［１］
３．旅客の生理的許容限界に関する検討［２］
（１）酸素濃度の平均的安全限界［２］
（２）炭酸ガスの平均的安全限界［２］
（３）温度［３］
（４）湿度［３］
（５）気圧［３］
（６）騒音［４］
（７）振動［４］
（８－１）加速度-１：長時間（数秒以上）の加速度（G）負荷に対する生理的限界［４］（添付資料１※）
（８－２）加速度-２：短時間（１秒以内）の加速度・衝撃に対する生理的限界［５］
（９）無重力の影響［６］（添付資料２※）
（10）放射線被曝［６］
４．旅客の制限及び救急医療に関する検討［７］
１）乗客の医学的制限［７］
２）飛行中に予想される救急患者の発生頻度、発症内容［８］
３）搭載医療品［９］
参考にした文献［10］
別図表：15

※添付資料１「加速度に対する許容限界」概説
本文：７ページ　別図表：４
※添付資料２「宇宙酔い」概説
図表含み11ページ

『宇宙旅行』における旅客の安全に関する医学的検討
－最終報告書－

1．緒　言

本報告書は、日本ロケット協会が研究活動の一環として取り上げている「宇宙旅行」に関する技術的検討にあたり、その医学的観点からの検討を、平成12年4月20日付けで同協会（磯崎弘毅 会長）から日本宇宙航空環境医学会（飛鳥田一朗 理事長）に協力方依頼があり、これを受けて、同学会の「空の旅医学研究会」に「宇宙旅行医学小委員会」を設置してまとめたものである。小委員会では、近未来に想定される一般人の宇宙旅行における旅客の安全と健康維持を確保するための基礎的検討として、いくつかの項目を選定して生理的許容限界について客観的な基準を提示するとともに、乗客に対する医学的な基準について考察を試みた。

2．検討の条件

検討にあたり、以下の条件を設定した。

1）飛行時間2～24時間を想定する。

2）客室内の生物学的環境（細菌、カビ、食べ物など）及び化学的環境（構造物からのoff-gas、燃料漏れ、臭気、など）に問題がないものとする。

3）乗客の精神的負荷要因（緊張による身体的反応）については含めないものとする。

3．旅客の生理的許容限界に関する検討

一般人の搭乗を想定した場合、船内の空気組成、気圧、温湿度等の物理的環境は、スペースシャトルの船内環境（添付表：宇宙船内環境制御の仕様（スペースシャトル））に準じて制御されるべきである。以下に示す安全限界はあくまでも健常成人を対象とするものであり、有疾患者については適用できないこと、また、有疾患者に対する安全基準は存在しないことに留意が必要である。

（1）酸素濃度の平均的安全限界：下限　酸素分圧120 mmHg（16％）

スペースシャトル：165±12.9 mmHg（21.7±0.02％）の制御、16％以下で酸素マスク着用と規定

参考：労働安全衛生法；18％以下を酸素欠乏状態と規定

図参照：・文献1 表34.3　低酸素症の症状

・文献1 図34.3　種々の大気圧と酸素濃度における低酸素症と酸素中毒の発現域

・文献1 図34.4　高度に伴う低圧低酸素環境に突然暴露された場合に意識を失うまでの時間

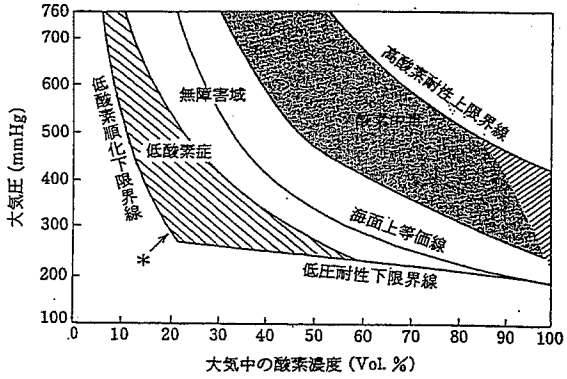
宇宙船内環境制御の仕様（スペースシャトル）

気　圧	1,013±13	ミリバール
酸素分圧	220±17	ミリバール
炭酸ガス分圧	～6.7	ミリバール
温　度	18～27	℃
湿　度	50	%以下
風　速	5～12	m/分
騒音レベル	50	デシベル
酸素消費量	0.84	kg/人・日
炭酸ガス排出量	0.99	kg/人・日
ガス漏出量	1.35	kg/日
空気ろ過	300	ミクロン

文献１　表34.３　低酸素症の症状（Henderson とHaggardの分類）
（万木 1987、労働省安全衛生部労働衛生課 1980）

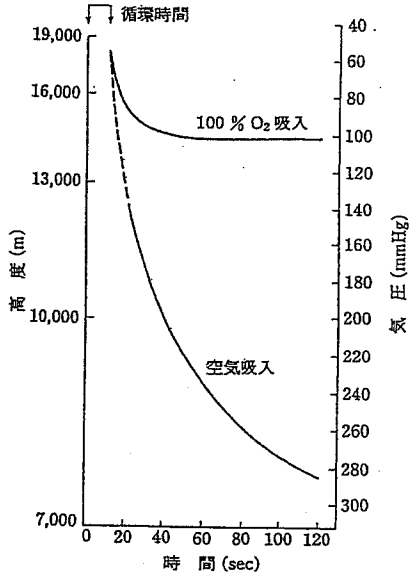
酸素濃度 (Vol %)	酸素分圧 PO2 (mmHg)	動脈血酸素分圧 PaO2 (mmHg)	動脈血酸素飽和度 SaO2 (%)	症　状
16～12	120～90	60～45	89～85	脈拍、呼吸数の増加、精神作業能力の低下、筋労作の不活発化、頭痛
12～9	90～60	45～40	85～74	判断力の低下、精神不安定、体温上昇、チアノーゼ
10～6	70～45	40～20	74～33	短時間のうちに意識不明、痙攣、チアノーゼ
6以下	45以下	20以下	33以下	ほとんど瞬間的に呼吸停止、6～8分で心臓停止

呼気中の酸素不足によって低酸素の発現がみられる。酸素濃度が17％程度でマッチやろうそくは燃えなくなるが、この程度では人に自覚症状はみられない。



文献１　図34.３　種々の大気圧と酸素濃度における低酸素症と酸素中毒の発現域（NASA資料）（万木 1987）

＊１週間以上にわたり持続的に種々の酸素濃度を呼吸したときに症状が発現する限界域である.



文献１　図34.４　高度に伴う低圧低酸素環境に突然暴露された場合に意識を失うまでの時間（谷島 1987）

循環時間を示した10秒は、肺から脳までの血液循環時間約10秒が考慮されている.

（2）炭酸ガスの平均的安全限界：上限　3％

参　考：・ヒト呼気中炭酸ガス濃度、3～4％；肺胞内、5～6％

・日本産業衛生学会による許容基準；5000 ppm(0.5%), 9000 mg/m^3

表参照：文献１ 表35.1　炭酸ガス濃度と生体への影響

文献１．表35.1 炭酸ガス濃度と生体への影響

CO2（%）	生体への影響
1	呼吸数と一回換気量の増加
3	危険な影響はない
4	頭痛、めまい、顔面紅潮、耳鳴り、徐脈、血圧上昇、眼および上部気道の刺激症状
6	過呼吸、皮膚血管の拡張、悪心、嘔吐
7～8	精神活動の乱れ、呼吸困難
10	中枢神経系の機能低下、呼吸・循環中枢の麻痺、無意識

（3）温　度：快適温度；一般的に 18～27度 が提唱されている。

参　考：体温の安全限界：深部体温の下限は36 度、上限は38度　（米国産業衛生諮問委員会ACGIH）

・深部体温35度以下を低体温と呼び、深部体温30度以下で回復不能例が出現

・高齢者の特徴：寒さ暑さに対する反応及び感受性が低く、深部体温が変化しやすい。

（4）湿　度：快適湿度；適温環境でほぼ 20～70％（米国空調学会ASHRAE）

（5）気　圧：酸素分圧の安全限界16％に対応する気圧は0.75気圧

参考１：航空機の最小室内圧は0.8気圧（0.5気圧程度までは低圧低酸素が問題となる）

参考２：急速減圧；・１気圧➡0.4気圧以下で急性減圧症出現の危険。

・１気圧➡0.05気圧で体液沸騰➡気泡による血流停止➡10～15秒で心停止、有効意識時間は10秒程度（継続して意識を保には５-６秒以内に酸素補給が必要）回復可能な安全時間は90秒程度。

・外気圧/肺内圧差が80 mmHg以上で肺実質や縦隔洞の損傷の危険

・その他、急性減圧の影響：副鼻腔炎、歯痛、腸内ガス膨張

参考３：破損面積（A）、船内空間（V）と減圧速度（時定数ｔ）との関係

$t(s) = V\ (m^3) / [A\ (m^2) \cdot C\ (m/s)]$　　但し、C：音速

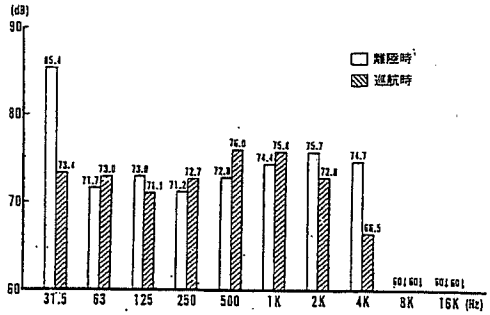
（6）騒　音：スペースシャトル　50 dBの値は、スペースラブ内では維持できていない。

航空機客室内を限界とする方が妥当。

参　考：航空機客室内騒音＝<80dB（巡航時）、<90 dB１分以内（離着陸時）

図参照：文献２・図８　ボーイング747操縦室内騒音の周波数分析（離陸時と巡航時の比較）

・参考表；操縦室内と客室内騒音（dB）の比較



文献２　図８　ボーイング747操縦室内騒音の周波数分析
（離陸時と巡航時の比較）

参考：操縦室内と客室内騒音（dB）の比較（文献２より抽出）

		牽引時	離陸時	巡航時
ダグラス DV 8	操縦室内	72	80	82
	客室内	65	>80	75
ボーイング 747	操縦室内	70	80	76
	客室内	—	—	80

注）値は、積分騒音計の等価騒音レベル10秒間の平均

（7）振動：ＩＳＯの基準

全身振動の影響を、健康障害、疲労・作業能率減退、不快の３つの側面から評価し許容基準を設定

図参照：文献１・図42.2　全身振動の基準（ISO 2631）－Ｚ軸

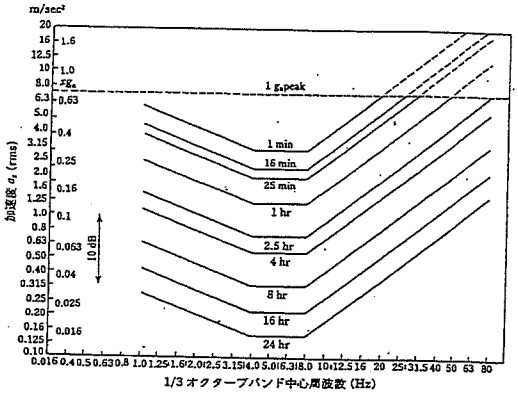
文献１・図42.3　全身振動の基準（ISO 2631）－Ｘ軸およびＹ軸

文献１・図42.4　全身振動の暴露基準（ISO 2631）

参　考：身体各臓器は固有の共振系をもち、固有振動周期の1/4～1/2で局部慣性力が大きくなる。

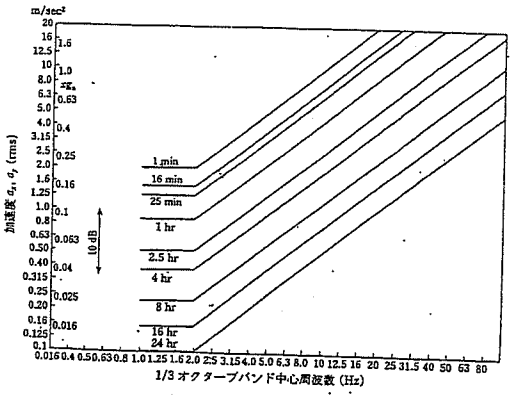
心臓、肝臓、肺、腎臓、血管などが弱く、損傷を受けやすい。

表参照：文献１表43.3　身体各部の固有振動（ヒト）



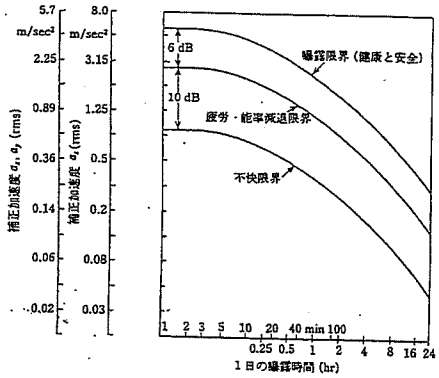
文献１　図42.2　全身振動の基準（ISO 2631）－Ｚ軸

疲労・作業能力減退を考慮した限界基準（Ｚ軸－上下方向）．振動を1/3オクターブバンド分析した成分値で示されている．4～8 Hzで最も厳しくなっているのは、この方向での共振の影響による．苦痛を避け、健康と安全の確保のための限界は図の基準値よりも２倍（６dB）高い値になる．また、不快限界としては図の0.32倍（10 dB下）としている．



文献１　図42.3　全身振動の基準（ISO 2631）－Ｘ軸およびＹ軸

疲労・作業能力減退を考慮した限界基準（Ｘ，Ｙ軸－水平方向）．苦痛や不快については前図と同様に図の曲線を６dB上（２倍）または10 dB下（0.32倍）にする．



文献１　図42.4　全身振動の暴露基準（ISO 2631）

各方向の基準（図42.2、42.3）を暴露時間との関係でまとめたものである．３本の曲線うち中央の曲線が疲労・作業能率減のガイドラインであり、その上下が健康障害の暴露限界、不快限界の曲線である．日本産業衛生学会でもこれを受けて疲労・作業能率減退の線を採り、職業上の許容基準としている．図では振動の大きさを補正加速度量で表わしている．また、上下方向（Ｚ）と水平方向（Ｘ，Ｙ）でその数値は異なっていることに注意．

文献１　表43.３　身体各部の固有振動（ヒト）（DupuisとZerlett 1986）

姿　勢	部位	方　向	共振周波数（Hz）	周期（sec）
仰臥位	脚	X（上下）	16～31	0.03～0.06
	〃	Y（左右）	0.8～3	0.3～1.2
	〃	Z（頭-足）	1～3	0.3～1.0
	膝	X	4～8	0.13～0.25
	腹部	X	〃	〃
	〃	Y	0.8～4	0.25～1.2
	〃	Z	1.5～6	0.16～0.7
	胸	X	6～12	0.08～0.16
	頭蓋	X	50～70	0.014～0.02
	頭部	Y	0.6～4	0.25～1.6
	〃	Z	1～4	0.25～1.0
立位	膝	X	1～3	0.3～1.0
	肩	X	1～2	0.5～1.0
	頭部	X	〃	〃
	全身	Z	4～7	0.14～0.25
座位	躯幹	Z	3～6	0.16～0.3
	胸部	Z	4～6	0.16～0.25
	胸椎	Z	3～5	0.2～0.3
	肩	Z	2～6	0.16～0.5
	胃	Z	4～7	0.14～0.25
	眼	Z	20～25	0.04～0.05

各部は固有の共振系をもっており、衝撃の作用時間の固有振動周期の１/４～１/２で局部慣性力が大きくなる（動的反応）。
作用時間が0.1秒あるいはそれ以上になると、動的反応と慣性力の継続の両面から危険は増大する。

（８－１）加速度－１：長時間（数秒以上）の加速度（G）負荷に対する生理的限界

・X軸（前後）方向のG耐性が最も高く、Z軸（頭足）方向で最も低い。Y軸（横）方向はその中間。
図参照：文献１・図43:1　Gz慣性力の許容限界

・各軸方向の許容限界は報告によりかなり違うが、文献的に最小の限界値を求めると以下の表のごとくになる。

加速度負荷方向	文献に見られるG耐性限界	スペースシャトル
＋Gz	＋2.7 Gzでもblack outの例（文献７）	1.5 Gz
－Gz	－2 Gzで数分が限界（文献７）	－
＋Gx	下肢屈曲、上体傾斜で＋5 Gx（予測値）	3 Gx
－Gx	－3 Gxで3分が限界（文献７）	－

（詳細：添付資料１「加速度に対する許容限界」概説参照）

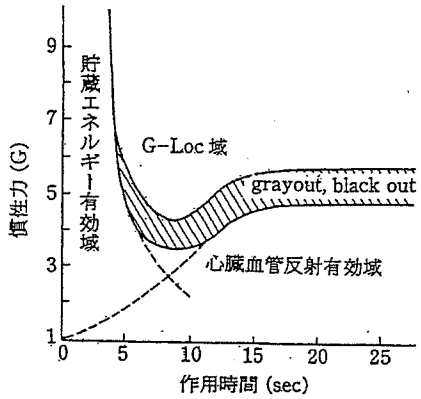
（８－２）加速度－２：短時間（１秒以内）の加速度・衝撃に対する生理的限界

・図参照：文献１ 図43.2　Gに対する人体の耐久限度（Flight Surgeon's Manual）

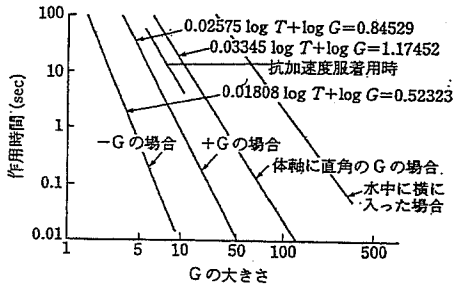
・自動車衝突；米国の連邦自動車安全基準（Federal Motor Vehicle Safety Standard）による頭部障害基準値（HIC）では、HIC=1,000が安全限界（文献１）。

$$HIC = (t2-t1)\,[\,1/(t2-t1)\cdot\int \alpha\,dt\,]$$

但し、α：加速度（g）、t1, t2：衝撃時の36 msの間を採用



文献１　図43.1　慣性力の許容曲線（GillinghamとFosdick 1978）
慣性力が働き頭部への血液供給が不十分になっても数秒間は網膜や中枢部の組織内酸素（貯蔵エネルギー）で補償可能であり、機能を保護できる．5～10秒遅れて心臓血管反射が働き、頭部血圧低下に反応して心拍数を増やし動脈血圧を上げる．両者の谷間で許容Gは低い．これらの保護機能が対応しきれない場合、視覚異常、知覚異常等の症状が発生する．G-LOCよりも約１Ｇ下で視覚症状が出る．また、この図から高いＧでも急速に（５秒以内）消滅すれば症状は起こらないこともわかる．



文献１　図43.２　Ｇに対する人体の耐久限度（Flight Surgeon's Manual）
数秒～数分間続く慣性力による影響（意識障害等）から短時間の衝撃による組織障害までを含んでいる．訓練された者を対象とする軍用基準である．

放射線被曝量に関するICRP基準（1990）　（Internat. Comm. on Radiol. Protect.）

対　　象	通常被曝（年間）	緊急時被曝（年間）
一　般　人	1.0　mSv	5.0　mSv
放射線作業者	50 (5年の平均20以下)	500

NASA宇宙飛行士に対する被曝線量限度

期　　間	造血組織	目	皮膚
年　　間	500　mSv	2000　mSv	3000　mSv
30　日　間	250	1000	1500

NASA宇宙飛行士に対する生涯被曝線量限度

初回飛行年齢	男　性	女　性
25	1500　mSv	1000　mSv
35	2500	1750
45	3250	2500
55	4000	3000

（9）無重力の影響：体液の頭方移動と宇宙酔いが問題（*詳細：添付資料2「宇宙酔い」概説参照*）

参考1：直ちに体液の頭方移動開始 ⇨ 鼻閉感、頭重感、利尿促進(?)

参考2：・乗客の70%程度に宇宙酔い発症の可能性あり。

・確立された宇宙酔い対策はまだない。

・現時点では；

抗動揺病薬の予防的服用、

頭部を動かさない、

快適な環境作り、

発症があればプロメサジン筋注又は座薬。

参考3：船内遊泳 ⇨ 宇宙酔い誘発の促進、突然の嘔吐の危険 ⇨ 嘔吐用袋の常備

（10）放射線被曝：ICRP（International Committee on Radiological Protection）基準

参考1：地上の日常生活	自然被曝	2.4 mSv/年、胸部X線診断	0.3 mSv/回
参考2：急性被曝	・症状発現	>150 mSv、50%発現≒2000 mSv	
	・致死	>1500 mSv、50%致死量≒4000 mSv	
参考3：宇宙環境	平均1 mSv/日の被曝		

表参照（文献5）：放射線被曝に関するICRP基準、NASA宇宙飛行士の被曝線量限界基準

表参照（NASA資料）：スペースシャトル内で測定された線量（1981-1993）

4．旅客の制限及び救急医療に関する検討

1）乗客の医学的制限

（1）宇宙飛行による加速度（最大+3 Gxを想定）、無重量状態、宇宙放射線、船内減圧の可能性、緊急時の脱出などを考慮した場合、一般的には乗客の死につながる救急事態や飛行安全を脅かす恐れのある疾病、障害、身体変形、治療あるいは医学的状態は不適と考えられる。以下にその例を示す（参考文献3a、3b）。

・重大な感染症に罹患している者：法定伝染病、指定伝染病、その他重篤な感染症、等

・飛行により病態が悪化する可能性の高い疾病あるいは肉体的障害を有する者：

循環器系疾患：心不全、不安定狭心症、急性心筋梗塞（通常、発症後6ヶ月以内は不適）、重症不整脈、明らかな循環障害を認める静脈瘤、等

呼吸器系疾患：重症呼吸器不全、肺梗塞、重症慢性閉塞性肺疾患、最近発症した気胸で肺拡張不全のあるもの、肺腫瘍、喀血、等

中枢神経系疾患：脳卒中急性期、頭蓋内圧上昇を来す疾患、等

血液疾患：重症貧血、重症の血液凝固系異常、等

消化器系疾患：吐血、下血、腸閉塞、活動性潰瘍疾患、重症肝障害、等

眼科疾患：重症緑内障、等

その他：外科手術を含み創傷治癒が不十分な者

・同乗者に迷惑を及ぼす可能性の高い精神神経疾患者、アルコール及び薬物中毒者

・妊婦、新生児及び乳児

（2）飛行には、運用組織に専属し、航空宇宙医学の知識をもつ医師の同乗による救急医療体制が望ましい。運用組織に専属せず、航空宇宙医学の知識のない医療従事者に救急医療の援助を依頼する場合（通常の旅客輸送におけるドクターコールに相当）、その医療行為の結果に対する責任の所在を予め規定する必要がある。

2）飛行中に予想される救急患者の発生頻度、発生内容

（1）スペースシャトル飛行中の医療報告

(D.L. Baisden, R.K. Effenhauser & M.L. Wear. Inflight medical events in the space shuttle program； AsMA Meeting 2000. 5 発表より：関口提供)

スペースシャトル内で測定された線量（1981-1993）（NASA資料）

SPACE SHUTTLE IONIZING RADIATION MEASUREMENTS (Page 1 of 2) TOTAL MISSION DOSES - SH3 / A C HARDY x36189

STS MISSION	VEHICLE	LAUNCH DATE	MISSION DUR.(HRS)	ALT* (NM)	ALT* (km)	INCL. (DEG)	NO. CREW	CREW MIN (mRAD)	RANGE MAX	CREW AVG	PRE-FLT CALC**	DOSIMETER LOCATION MEAS. (mRAD) DLOC1	DLOC2	DLOC3	DLOC4	DLOC5	DLOC6
STS-1	COLUMBIA	12-Apr-81	54.3	145	269	40.3	2	***		15 APP	12						
STS-2	COLUMBIA	12-Nov-81	54.2	137	254	38.0	2	6	18	11	45	12.5	12.1	11.0	15.0	10.5	10.9
STS-3	COLUMBIA	22-Mar-82	192.2	151	280	38.0	2	42	47	45	42	49.0	46.2	44.4	50.2	44.4	46.0
STS-4	COLUMBIA	27-Jun-82	169.2	160	296	28.5	2	38	41	40	42	45.9	52.5	47.0	47.6	47.1	49.8
STS-5	COLUMBIA	11-Nov-82	122.2	153	283	28.5	4	22	25	24	31	30.7	37.3	29.1	31.3	31.2	35.7
STS-6	CHALLENGER	04-Apr-83	120.4	158	293	28.5	4	24	27	25	28	33.1	34.5	31.5	33.3	35.4	36.9
STS-7	CHALLENGER	18-Jun-83	146.4	160	296	28.5	5	43	46	44	39	46.2	48.9	46.8	43.8	43.2	44.8
STS-8	CHALLENGER	30-Aug-83	145.1	155	287	28.5	5	38	41	39	44	37.5	39.1	39.4	39.9	41.0	40.8
41-A	COLUMBIA/LH	28-Nov-83	247.8	135	250	57.0	6	119	141	125	145	113.9	122.3	119.6	121.2	119.0	122.1
41-B	CHALLENGER	03-Feb-84	191.3	160	296	28.5	5	52	58	55	56	53.7	56.1	56.2	60.6	63.7	60.4
41-C	CHALLENGER	06-Apr-84	167.7	269	498	28.5	5	489	689	559	855	450.0	990.0	767.0	692.0	724.0	740.0
41-D	DISCOVERY	30-Aug-84	144.9	170	315	28.5	6	51	53	52	36	52.4	63.6	54.4	54.7	59.5	62.9
41-G	CHALLENGER	05-Oct-84	197.4	140	259	57.0	7	84	92	88	128	83.6	103.1	90.3	88.8	88.5	93.9
51-A	DISCOVERY	08-Nov-84	191.7	190	352	28.5	5	88	159	115	144	105.8	196.7	131.2	138.5	154.1	157.6
51-C	DISCOVERY	24-Jan-85	73.6	180	333	28.5	5	35	41	39	34	38.4	43.8	42.4	43.9	51.0	48.5
51-D	DISCOVERY	12-Apr-85	168.0	245	454	28.5	7	303	472	381	280	329.0	705.0	603.0	534.0	700.0	617.0
51-B	CHALLENGER/LH	29-Apr-85	168.1	190	352	57.0	7	127	160	148	180	126.0	210.0	230.0	188.0	192.0	162.0
51-G	DISCOVERY	17-Jun-85	169.7	200	370	28.5	7	105	152	130	112	116.0	185.0	178.0	****	167.0	162.0
51-F	CHALLENGER	29-Jul-85	190.8	170	315	49.5	7	112	167	138	210	111.0	183.0	164.0	114.0	127.0	122.0
51-I	DISCOVERY	27-Aug-85	170.3	185	343	28.5	5	99	120	106	96	93.0	135.0	115.0	110.0	129.0	124.0
51-J	ATLANTIS	03-Oct-85	97.8	275	509	28.5	5	329	513	426	440	386.0	756.0	623.0	473.0	633.0	577.0
61-A	CHALLENGER	30-Oct-85	168.7	175	324	57.0	8	112	139	121	112	116.0	154.0	187.0	132.0	140.0	134.0
61-B	ATLANTIS	26-Nov-85	165.1	205	380	28.5	7	125	171	143	133	130.0	243.0	212.0	180.0	196.0	202.0
61-C	COLUMBIA	12-Jan-86	146.1	175	324	28.5	7	65	75	69	78	68.0	92.0	88.0	80.0	92.0	95.0
STS-26	DISCOVERY	29-Sep-88	97.0	168	311	28.5	5	36	37	37	28	33.7	37.0	39.7	37.6	41.4	39.4
STS-27	ATLANTIS	02-Dec-88	105.1	248	459	57.0	5	137	173	157	224	165.0	332.0	283.0	215.0	257.0	285.0
STS-29	DISCOVERY	13-Mar-89	119.7	171	317	28.5	5	42	48	45	35	41.3	57.0	59.7	44.6	61.0	52.4
STS-30	ATLANTIS	04-May-89	97.0	168	311	28.9	5	28	29	29	40	28.4	37.9	28.5	30.6	31.5	35.7
*STS-28	COLUMBIA	08-Aug-89	122.0	165	306	57.0	5	57	65	61	79	62.3	104.5	168.1	71.8	126.0	106.6
	SOLAR PROTON EXPOSURE (LAST FEW ORBITS) >>>>>>>>>>>>							0.7	3.3	1.8	-------	1.2	109.8	95.5	7.9	54.2	35.8
STS-34	ATLANTIS	18-Oct-89	119.7	165	306	34.3	5	38	43	40	43	41.7	40.0	50.9	37.5	53.3	42.8
STS-33	DISCOVERY	22-Nov-89	120.1	290	537	28.5	5	484	601	565	814	507.7	952.9	957.1	598.1	845.7	716.5
STS-32	COLUMBIA	09-Jan-90	261.0	180	333	28.5	5	97	117	107	160	86.3	110.3	91.3	83.1	100.2	107.6
STS-36	ATLANTIS	28-Feb-90	106.3	133	246	62.0	5	36	39.2	37.7	44	34.6	33.5	32.9	34.5	34.7	35.5
STS-31	DISCOVERY	24-Apr-90	121.3	333	617	28.5	5	722	1110	830	1400	860.0	1800.0	1650.0	1100.0	1520.0	1350.0
STS-41	DISCOVERY	06-Oct-90	98.1	157	291	28.5	5	22.4	27.7	24.6	25	19.0	15.0	16.2	18.8	18.2	19.6
STS-38	ATLANTIS	15-Nov-90	117.9	116	215	28.5	5	15.9	18.5	17.1	20	24.6	22.2	23.0	24.1	25.3	22.1
STS-35	COLUMBIA	02-Dec-90	215.1	190	352	28.5	7	66.3	83.3	72.7	117	67.8	97.6	83.8	69.6	79.5	80.2
STS-37	ATLANTIS	05-Apr-91	143.6	243	450	28.5	5	141	214.4	175.7	190	150.1	351.8	208.9	193.8	228.5	255.3
STS-39	DISCOVERY	28-Apr-91	199.4	142	263	57.0	7	65	81.3	72.4	67	66.3	95.6	85.6	70.2	74.2	71.1
STS-40	COLUMBIA/LH	05-Jun-91	218.3	155	287	39.0	7	56	67.0	++62.1	72	55.7	103.3	80.2	59.4	79.2	82.4
STS-43	ATLANTIS	02-Aug-91	213.4	160	296	28.5	5	45	48.4	46.9	45	40.9	44.7	46.2	44.0	47.8	46.6
STS-48	DISCOVERY	12-Sep-91	128.5	305	565	57.0	5	250.8	328.6	282.8	642	289.3	613.0	726.1	376.7	620.6	487.9
STS-44	ATLANTIS	24-Nov-91	166.8	195	361	28.5	6	56.4	81.7	65.3	61	62.0	60.9	96.5	59.5	87.7	68.9
STS-42	DISCOVERY/LH	22-Jan-92	193.2	164	304	57.0	7	84.4	95.5	88.8	80	74.1	89.8	84.1	77.8	79.4	78.4
STS-45	ATLANTIS	24-Mar-92	214.2	160	296	57.0	7	95.1	103.7	100.2	86	92.8	111.6	105.1	95.7	97.9	97.4
STS-49	ENDEAVOUR	07-May-92	213.3	183	339	28.4	7	69.5	79.4	73.2	90	68.6	93.2	80.2	77.9	90.6	90.3
STS-50	COLUMBIA/LH	25-Jun-92	331.5	160	296	28.5	7	81.5	88.9	84.7	84	81.6	80.8	89.5	79.2	81.2	76.6
STS-46	ATLANTIS	31-Jul-92	191.3	#230-160	#426-296	28.5	7	97.8	108.2	101.9	85	93.2	130.9	143.6	96.5	115.5	111.2
STS-47	ENDEAVOUR/LH	12-Sep-92	190.5	165	306	57.0	7	86.2	96.0	91.2	89	92.3	118.6	116.6	102.7	110.4	105.3
STS-52	COLUMBIA	22-Oct-92	237.0	160	296	28.5	6	49.7	57.4	54.2	63	57.6	58.0	55.6	58.7	56.4	61.4
STS-53	DISCOVERY	02-Dec-92	175.4	183	339	57.0	5	88.1	96.4	91.8	131	91.2	112.9	116.8	95.9	112.3	103.0
STS-54	ENDEAVOUR	13-JAN-93	143.7	164	304	28.5	5	36.8	40.2	38.7	38	34.8	39.4	39.4	38.3	36.2	38.5
STS-56	DISCOVERY	08-APR-93	222.1	163	302	57.0	5	104.8	110.3	108.4	98	100.7	128.9	112.5	105.8	107.4	114.3
STS-55	COLUMBIA	26-APR-93	239.8	163	302	28.5	7	55.2	61.5	57.2	70	59.0	65.1	60.3	57.7	61.9	60.6
STS-57	ENDEAVOUR	21-JUN-93	239.8	254	470	28.5	6	354.1	521.3	462.0	710	399.6	773.8	851.6	600.4	784.9	779.1
STS-51	DISCOVERY	12-Sep-93	236.2	160	296	28.5	5	64.1	65.7	64.7	86	58.0	76.5	69.9	64.2	69.0	68.8

* - ALTITUDE AVERAGED FOR SOUTH ATLANTIC ANOMALY (SAA) PASSES (#alt not avgd)
** - PRE FLT CALC BASED ON PLANNED ALT (ie. STS-29 PLAN WAS 160 NM)
*** - STS-1 DOSIMETRY CONTAMINATED DURING RETURN SHIPMENT TO USF

**** - STS 51-G DLOC #4 PRD LOST (NOT RETURNED POST FLIGHT)
* - SOLAR PARTICLE EVENT EXPOSURE (SIS-28)
++ - AVG OF 6 CPD READINGS - CPD# 1 NOT RETURNED.

・STS-1～STS-89（1981～1998）の 89 飛行、508 名（男性 439、女性 69）について調査
・508 名中 498 名で計 1867 件の報告（宇宙酔いを除く）、その内に 7 名の死亡事故も含む。
・「宇宙酔い」発症は初回目飛行者の約 70%
（飛行開始 1-3 日以内に、倦怠、集中力欠如、食欲不振、胃部不快、吐気、嘔吐の一つまたは二つを認めたとき宇宙酔いと定義。脊椎変化による背下部痛、体液移動による顔面浮腫、頭部充血感に伴う頭痛、鼻閉塞などを宇宙適応症候群と定義）
・報告例：
神経・感覚器（17%）：顔面浮腫や鼻閉塞を伴わない頭痛、眼のかゆみ及び乾燥、味覚の変化、視覚の変化、耳閉塞及び耳痛、睡眠中の間代生筋痙れん、結膜下出血、麦粒腫（ものもらい）
消化器系（8.7%）：便秘、胃のもたれ、胃酸過多、下痢、宇宙酔いと無関係な吐気/嘔吐、口渇
皮膚（8.1%）：皮膚乾燥（低い湿度のため）、毛嚢炎、接触性皮膚炎
外傷（7.6%；含、7 名の死亡）：目に異物、目に化学薬品、異物吸入、切傷、打撲傷、擦傷、熱傷
筋肉（7.1%）：筋肉痛/筋肉疲労（船外活動、glovebox 作業、船外監視作業、足固定具使用等が原因）
その他：鼻出血、腹痛、尿閉症、など

（2）日本航空旅客輸送における救急患者の発生（文献 3 c：1993～97 年の 4 年間でおきた 850 件について）
旅客 10 万人あたり（1000 便あたり）
国内線　0.4　人（0.8　便）、　国際線　1.5　人（3.8　便）
症状：意識障害（20.0%）、外傷（15.6%）、腹痛・背部痛（11.3%）、胸痛・胸部不快（6.9%）、熱傷（6.5%）、気分不快（6.0%）、呼吸困難（6.0%）、痙攣（6.0%）、発熱（3.5%）、頭痛（2.2%）、下痢（2.0%）、嘔吐（2.0%）、異常行動（2.0%）、婦人科関連（1.0%）、急性アル中（0.9%）、その他（8.1%）
注：国内線（飛行時間 3 時間以内）では国外線に比べ小外傷（打撲、捻挫など）や気分不快などの軽微な症例が多い。

3）搭載医療品：航空機旅客輸送に準ずる。
参　考：通常旅客機に搭載されているもの
・ファーストエイドキット（軽度な外傷処置用）　・メディスンキット（一般市販薬）
・レサシテーションキット（心肺蘇生用）　・ドクターキット（医師用救急医療品）
※1「宇宙酔い」に対する医薬品は含まれないので、追加する必要がある。
※2　0G 下では、術者（医療従事者）と患者の固定が必要。また、輸液装置類等も 無重力仕様のこと。

参考にした文献

1.　「人間の許容限界ハンドブック」：関　邦博、阪本和義、山崎昌広、編、朝倉書店、1990.
2.　桐谷伸彦：民間航空機運行乗員の聴力．耳展 34 (3): 261-287, 1991.
3a. 安藤秀樹：航空・宇宙医学の現在と未来（連載 5）；空の旅と健康．医学のあゆみ、175 (7): 503-506, 1995.
3b. 安藤秀樹、飛鳥田一朗：疾患と航空機の搭乗条件．海外渡航者の健康指導と慢性疾患管理（戸松 成編）、プリメド社、p.20-24, 1996 年
3c. 安藤秀樹、他：特集：航空医学；航空機内救急医療（法的な問題点を含めて）．Biomedical Perspectives 8 (2): 47-54, 1999.
4.　Fundamentals of Space Life Sciences. Vol. 1, Ed. S. E. Churchill, Krieger Publ. Co., 1997.
5.　Space Physiology and Medicine, 3rd ed., Ed. A.E. Nicogossian, C.L. Huntoon, S.L. Pool, Lea & Febiger, 1994.
6.　「宇宙医学・生理学」：宇宙開発事業団、編、社会保険出版社、1998.
7.　Aviation Medicine, 3rd Ed. Eds. J. Ernsting, A.N. Nicholson, D.J. Rainford, Butterworth/Heinemann, 1999.

『宇宙旅行』における旅客の安全に関する医学的検討

＜最終報告書： 添付資料1＞

長時間（数秒以上）の加速度負荷に対するＧ許容限界
－序－

● Ｘ軸（前後）方向でＧ耐性が最も高く、Ｚ軸（頭足）方向で最も低い。Ｙ軸（横）方向はその中間。

● Ｇ限界値について、文献的に限界値を求めると下表のごとくになる。

Ｇ方向	文献的Ｇ耐性限界	参考値＊	スペースシャトル
＋Gz	＋2.7Ｇでも black out の例あり（文献２）	＋3.5G	＋1.5G
－Gz	－2Ｇで数分が限界（文献２）	－1.7G	－
＋Gx	下肢屈曲、上体傾斜で＋5Ｇ（予測値）	＋4.5G	＋3G
－Gx	＋3Ｇで３分が限界（文献２）	約－4G	－

＊Chamber らの資料より（提供、谷島）.

以下に参考となる記載、表等をまとめた。

１．＋Gz 方向負荷（体液の足方移動）持続に対する耐性

図参照：文献１・図 269　多数の報告から抽出された Gz 限界値（長い負荷時間のデータ例として）
文献１・図 271　＋Gz 立上がり速度とＧ耐性との関係

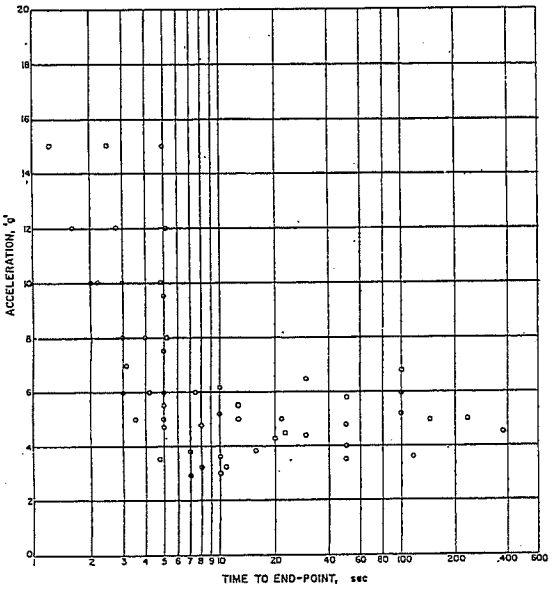


FIG. 269. Tolerance to positive g. Abstracted from a number of sources.

文献 1. 図 269　多数の報告から抽出された Gz 限界値
（長い負荷時間のデータ例として）

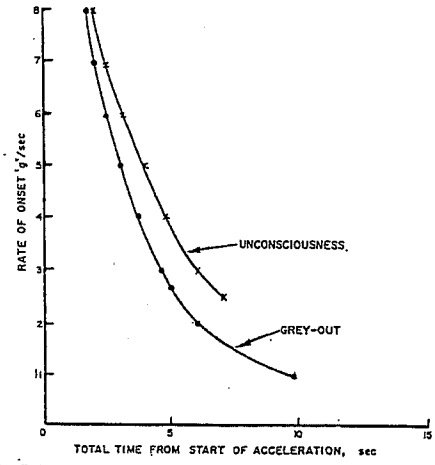
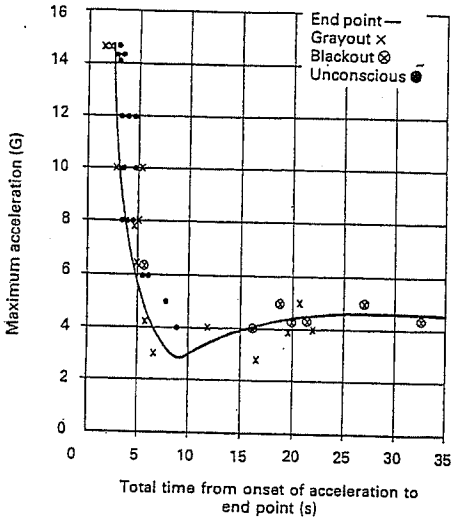
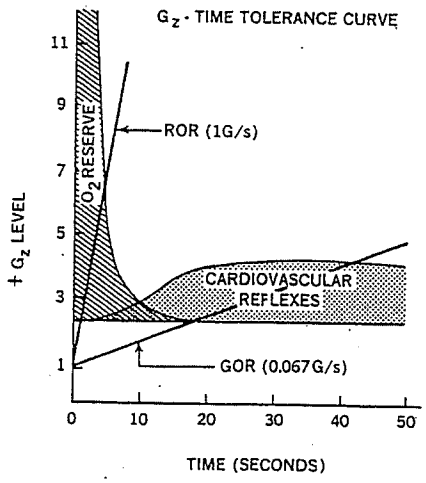


FIG. 271. Relationship between rate of onset and time of symptoms. (Redrawn from Stoll, 1956.)

文献 1　図 271　＋Gz 立上がり速度とＧ耐性との関係



文献２　図 9.8　安静、座位における＋Gz 耐性の遠心機実験データ．Gz 立ち上げ速度は多様．



文献３　図 9-17　＋Gz 耐性時間曲線．ROR, GOR; USAFSAM の標準負荷テスト

図参照：＋Gz 耐性時間曲線（文献２・図 9.8）とその生理的機序（文献３・図 9-17）

ROR(rapid-onset run); >0.33 G/s：USAFSAM では 1.0 G/s、7 G、15 秒間を戦闘機パイロットの最低能力として要求

GOR(gradual-onset run);<0.25 G/s：USAFSAM では 0.067 G/s をテストに適用

注：・GOR では血管の代償性反射が誘発されない。

・GOR の方が ROR より高い耐性となる (0.1 G/s では 1 G/s より 1 G だけ耐性が高い)。

参考１：

・Gz 耐性の個人差は大きい（2.7-7.8 G, mean±SD=4.7±0.8 G；文献２）

・G 耐性に性差はない（文献３）。

・負荷時間が延びると、下体で血管外への体液移動が起こり血管迷走神経反射（vaso-vagal reflex）による失神がおきやすくなる（４ Gz で 200 ml/分の移動；文献２）。

・G 耐性を低める要因（文献２）：低血糖、アルコール摂取、過呼吸、低酸素症、発熱、-Gz 負荷の先行

G 耐性を高める要因（文献２）：胃膨満、高血圧（文献３）

参考２：

一般人＋Gz 60 分負荷実験例（1.8m 短腕遠心機；18-34 歳男性 56、女性２名）（谷島ら、基礎データ）

負荷 G	完遂率	非完遂者最短時間
＋1.4 G	67%	30 分
＋1.7 G	56%	27 分
＋2.0 G	50%	22 分

注）但し、毎日１回の繰り返し負荷により、2G/60 分の負荷に耐えるようになる。

◎脳血流を保たせるメカニズム（文献２）

＋0.3～＋0.5 Gz の負荷では、静水力学的には頭部動脈圧は 0-20 mmHg となるにもかかわらず脳血流はよく保たれる。このメカニズムとして次ぎの三つが考えられている。

（１）脳は固い頭蓋骨の中で脳脊髄液で保護されており、Gz 負荷で血管内圧が下がると同時に脳脊髄圧も下がるので脳内血管が閉塞されにくい。

（２）脳内細動脈が能動的に拡張することにより、血流抵抗を低める。

（３）血管が閉塞されない限り、頚部上部の静脈血がサイフォン効果により脳内血流を保たせようとする。

2．−Gz 方向負荷（体液の頭方移動）持続に対する耐性

参　考：　−Gz 方向負荷による一般的症状（文献 2）

−1 Gz	頭部膨満感、不整脈出現
−2 Gz	耐えがたい不快、拍動性頭痛、数分が限界
−2.5〜−3 Gz	眼瞼浮腫、顔面・頚部の点状出血、一時的心拍停止、上気道部粘膜腫脹による呼吸困難、10−15 秒が限界
−4〜−5 Gz	6 秒以内に意識混濁、意識喪失

3．+Gx 方向負荷（頭が後方へ）持続に対する耐性

参考 1：　+Gx 方向負荷による一般的所見（文献 2）

+2 Gx	四肢荷重、腹部圧迫を感じ始める（横隔膜上昇）。
+3 Gx	呼吸がしずらくなる。
+5 Gx	胸部鈍痛
+6−7 Gx	不整脈
+7−8 Gx	腕が挙がらない、頭を支えておれない、背の皮膚に点状出血。

参考 2：　体位傾斜による+Gx 耐性上限（文献 2）

仰臥姿勢（0 度）	grey−out、black−out は起きない。
25 度仰臥	+10 Gx で black−out
10 度仰臥	+16 Gx まで black−out おきない。（文献 3：10 度仰臥を推奨）

参考 3：　上体傾斜、下肢屈曲姿勢に対する考察

（1）姿勢の 15〜25 度仰臥位により、内臓の移動が抑えられ、従って横隔膜の胸腔内移動が少なくなり、呼吸は随分と楽になる。また、尻、膝を 90 度曲げることによっても、呼吸が楽になる。これにより、+5 Gx だと換気されないはずの背中側 1/3 肺の換気も改善される。（文献 2）

（2）+5 Gx で上記姿勢をとると：

①下肢及び一部腹部から胸郭への血液移動➡右心房圧上昇（20 mmHg）➡心拍出量⬆（約 20％）➡大動脈圧上昇（+1 Gx に比べ 20〜30 mmHg ⬆）➡脳動脈圧上昇（以上、文献 2）

② 25 度上体傾斜では+Gz 負荷の影響が半減するので約+2.5 Gz 相当。従って、+Gz 耐性限界より低い。また、①は良い方に影響する。これらのことから、+5 Gx は一つの限界値と考えてよいかもしれない。ただし、スペースシャトルで適用されている+3 Gx の値の根拠について記載が見当たらず、さらに調査が必要である（考察、森）。

4．−Gx 方向負荷（頭が前方へ）持続に対する耐性（文献 2）

（1）簡易固定（頭部、四肢の固定なし）の場合：

高−Gx で、頭部前屈、四肢の前方伸展による体液移動 ➡ 頭痛、四肢の痛み（特に下肢）、点状出血。
−5Gx で 10 秒〜程度、−3Gx で 3 分程度が忍耐の限界。頭部、四肢も固定の場合 ➡ 〜−8Gx

（2）身体輪郭にあった固定をした場合：

症状：呼吸困難、鼻汁、唾液流涎、眼瞼下垂、局所点状出血。呼吸困難は+Gx に比べ軽い。
腹臥位、半腹臥位：−5Gx で 5 分程度、−10Gx で 2 分程度が限界。

5. ±Gy 方向負荷（側方向）持続に対する耐性（文献 2）

±3～±4Gy で肺組織、縦隔洞の変形➡肺機能の低下、気道閉鎖

参考にした文献

1. A Text of Aviation Physiology. Ed. J.A. Gillies, Pergamon Press, Chapter 22, 1965.

2. Aviation Medicine, 3rd Ed. Eds. J. Ernsting, A.N. Nicholson, D.J. Rainford, Butterworth/Heinemann, 1999.

3. Fundamentals of Aerospace Medicine. Ed. R.L.DeHart, Lea & Febiger, 1985.

＜最終報告書： 添付資料２ ＞

「宇宙酔い space motion sickness」ー序ー

●「宇宙酔い」は、地上で経験しない異常な無重力状態の暴露に対して、身体が適応しようとする生理的な反応と考えられており、「*宇宙適応症候群 space adaptation syndrome*」と呼ばれることもある。

●***自由に体が動かすことができる状態***では、症状が早期から、高率に出現するが、個人差は大きい。

●その発症の機序について、まだ解明が進んでおらず、***対策も確立されていない。***

「酔い」の共通的症状

自覚的症状	身体的所見
・胃部不快感	・皮膚の紅潮
・集中力低下	・顔面蒼白
・倦怠感、無気力	・おくび（げっぷ）
・眠　気	・鼓　腸
・頭重、頭痛	・冷や汗
・唾液分泌亢進	・空嘔吐
・吐き気（悪心）、など	・嘔　吐、など

「宇宙酔い」症状の特徴

・酔いの前駆症状を伴わず、突然に嘔吐が起きることがある。
・顔面蒼白及び冷汗は無いことが多い（皮膚の紅潮が多い）。
・胃が押し上げられような不快があったり、げっぷが出にくい。
・頭部充血に伴う症状の重量
・***頭部を動かすと症状が悪化***（＊１）
・目を閉じて、接触感覚を強めると（頭部や体の固定）症状は軽減
・***視覚的手がかりが不明瞭であったり、異常な空間識で症状悪化***（＊２）

＊１＜「頭部の動き」と酔い＞
・発症した宇宙飛行士は、極度に頭を動かさなくなる。
・頭部の動き（加速度）が大きいほど症状が強くなる。
・頭部の横向き(yaw)や傾斜(roll)の動きより、頭部の前屈(pitch)で誘発されやすい。

＊２＜「視覚的定位の混乱」と酔い＞
・「倒立と正立感覚が、なんら理由なく突然に逆になる」→ 症状誘発につながりやすい。
・倒立錯覚が長く持続する → 症状を誘発しやすい。

「宇宙酔い」の発症頻度

＜早期飛行における発症　(Oman 1982)＞

	搭乗員(人)	頻度（人）
ヴォストーク	6	1
マーキュリー	6	0
ヴォスホート	5	3
ジェミニ	16	0
ソユーズ＆ソユーズ/サリュート1~5	45	11
アポロ	33	12
スカイラブ	9	5
ソユーズ25~40/サリュート6	27	12

＜スペースシャトルにおける発症（1981~ ＝ 73％ ; Oman 1998)＞

軽　度	49％
中等度	36％
重　症	15％

「宇宙酔い」発現の時間的特徴、及び地上の酔いとの関係

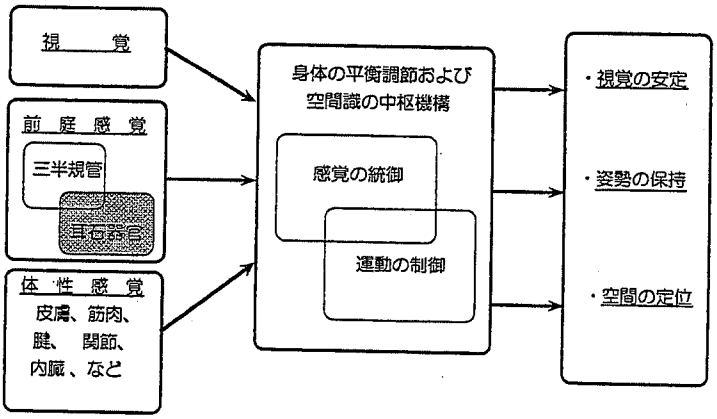
●時間的特徴

・無重力状態に曝露後、早期から（１時間以内？）から発症しうる。
・３～４日以内に症状は消失（１～２週間に及んだ例もある）
・症状がひとたび消失すれば、あとは発症しない。

●地上の酔いとの関係

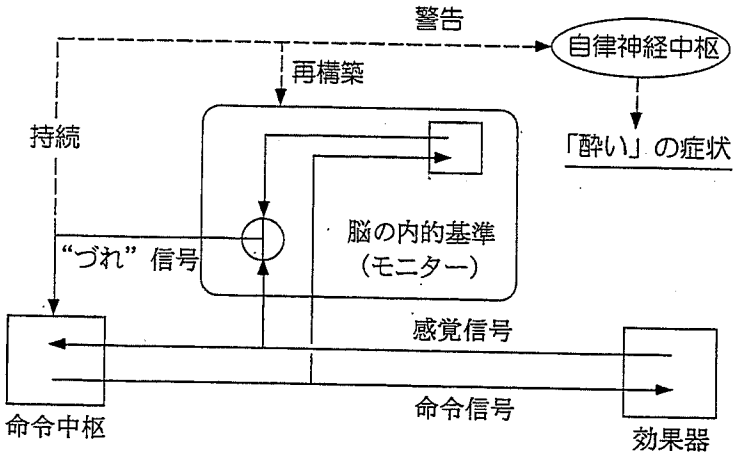
・地上動揺酔い（＝動揺病）に対する感受性とのあいだに相関が認められない。
・眼球運動（前庭動眼反射、眼球回旋）や視覚依存度の変化との相関を示唆する報告はあるが、まだ研究段階
・長期滞在からの帰還直後に酔い類似の症状が出現（"earth sickness", "readaptation syndrome"）

身体の平衡調節に関わる感覚系とその機能的役割



「宇宙酔い」発症のメカニズム

●感覚混乱説（sensory conflict theory = neural mismatch, sensory mismatch, sensory rearrangement）Reason & Brand (1975) ～



※関連する説：耳石左右非対照説、感覚代償説、傾斜・直進感覚置換説

●その他の説：体液移動説、Treismanの説（神経毒説）

「宇宙酔い」発症と耳石器官

●両側前庭障害者では、戦闘機訓練で、酔い(air sickness)の発症がない。(Graybiel 1964)

●サル耳石平衡班 (macula) 剥離により酔い消失 (Brizzee & Igarashi 1986)

●両側前庭障害者では、視野回転による酔いの発症がない。(Cheung 1991)

●両側前庭障害者では、左右反転プリズム装着による酔いの発症がない。(Takahashi et al. 1991)

両側前庭障害者でも、「宇宙酔い」は生じる ??

宇宙酔い対策

●*その１ー非薬物的対策ー*

（１）酔い誘発要因の排除

・無重力下における頭部の動き制限

・無重力下における快適環境（視覚、嗅覚、温湿度など）の維持

（2）訓練（＝脱感作）の試み

・Coriolis (複合) 加速度訓練
・視覚-前庭混乱、空間識混乱による訓練
・バイオフィードバック自己制御訓練（＝血圧・心拍の制御訓練）
・心理療法的訓練（＝カウンセリング）
・放物線飛行訓練

（3）補助具利用の試み

・Cuban Boot (足底に圧を負荷)
・Lower Body Negative Pressure (下半身陰圧負荷)
・頚部固定具 (ロシア)
・Electroanalgesia (頭部微電流負荷ーロシア)

●*その2ー薬物による対策ー*

（1）問題点

・酔いの予防薬として、あるいは症状軽減に、ある程度有効
・服用する薬物種により種々の副作用がある。
・症状出現時、経口服用に困難がある。
・服用をやめたあとに、リバウンドがあったり、順応現象を遅延させる。
・二重盲検やプラセボーによる対照がとれないため、有効性の評価が難しい。

（2）「抗動揺病薬」の利用

・抗動揺病薬は一般に眠気、倦怠感を誘発するので、精神賦活作用があり、かつそれ自身でも抗動揺病効果をもつ薬物を併用することにより、一石二鳥の効果を期待している（個々に用いるよりほぼ2倍の効果がある）。

スコポラミン＋アンフェタミン ----- スカイラブ
スコポラミン＋デキセドリン -------- アポロ、スカイラブ、シャトル
プロメサジン＋エフェドリン -------- スカイラブ、シャトル（鎮静作用やや強い）

・非経口薬の開発：経皮的投与、座薬、筋肉注射薬 (NASA; プロメサジン筋中)

求められる「宇宙酔い」研究の将来像

《『一般人が気軽に宇宙へ出かける時代』への対応策の確立》

●「宇宙酔い」感受性の客観的評価法の確立
　・宇宙飛行士に対する客観的評価法の確立
　・感覚混乱の理論体系化の促進と客観的評価法の開発
●副作用の少ない「抗宇宙酔い薬」の開発
●宇宙酔い対策としての簡易訓練法の開発
●「宇宙酔い」発症機序に絡む基礎的研究
　・前庭感覚と視覚、体性感覚との相互影響
　・空間識における耳石器官の重要性の検討
　・耳石機能と自律神経機能

第３章

運航者の視点／要求

「民間輸送用法制研究委員会」の活動について [注1]

舟津良行
航空コンサルタント
〒186-0011 東京都国立市谷保4388

表記の委員会は、日本ロケット協会の研究委員会活動の一環として1989年9 月に発足し、ほぼ毎月一回の割合で川崎重工業株式会社の会議室を借用して委員会を開催し、1999年12月に第15回をもって同委員会の研究活動を終了した。

当委員会は、当初は委員11名（委員長は舟津）、オブザーバー2 名、事務局補佐1 名でスタートし、最終段階までには委員は、13名、オブザーバーは7 名に増加したが、この委員会を構成するメンバーは、現役の航空関係者を8 名数えるという航空の実務面を重視したものであった。

研究は、航空輸送の発展に効果があったとみなされる我が国の現行航空法関連法令、米国の現行航空法規及び商業宇宙輸送関連法令並びにその他の関連する文献の検討や、内外の航空宇宙関係機関の講演会、シンポジウムなどで積極的に行った当委員会の研究成果の発表、意見の交換等を経て、近い将来、我が国で実現されるべき商業宇宙輸送／旅行に必要な法体系の骨格案をまとめた。当委員会の研究活動の経過及びまとめた法体系の骨子案の報告書は、2000年1 月には刊行される段取りとなっている。又、その要約は、英語で2000年6 月に盛岡で開催される第22回ISTSで発表される予定である。

当委員会の成果の一つには、日本ロケット協会の活動の一環として宇宙旅行事業化研究フォーラムの企画、立ち上げが含まれる。当委員会の研究の目的である我が国の宇宙輸送／旅行の事業化のための法体系の構築と並んで重要なのは、その成果をいかに事業化の促進に役立たせるかであるという認識に委員会は到達した。

このためには、将来、宇宙旅行事業化に関係する可能性の高い分野の方々に、法体系の展望を含めた世界の宇宙旅行の事業化の動きに関する情報をタイムリーに提供することが有効且つ現実的な対応であると認識された。

このフォーラムの計画については、日本ロケット協会の理事会で承認され、フォーラムは2000年1 月から2 ヵ月毎に2 年間にわたり開催されることになった。

法体系の研究にあたり、宇宙旅行の商業化実現には、宇宙機の運用のコストの低下と高

[注1] 第５回ロケット協会ロケットシンポジウム，1999年12月17日，於富士重工業（株）会議室

い安全性の達成が必須であると考えられた。安全性については、運輸研究委員会で宇宙船の安全性の基準の研究が行われており、その成果の一部は本日のシンポジウムで発表されたが、宇宙輸送用法制研究委員会では、安全性については運輸研究委員会の研究と重複を避けるような配慮を行ってきた。

航空機の実績を見ると、航空安全には、多くの要因が関係していることが知られる。過去半世紀の航空事故の原因の分布状態を見ると、運航、整備、運送、経営に関わるものが全体の約80%、飛行機の設計及びその他（環境など）の原因に関わるものがそれぞれ約10%となっていることがわかる。

従って、宇宙機の安全性についても、大筋では飛行機の場合と同様に考えられと想定され、その安全性は、大雑把に言って、航空機と同様に人、物及び環境の3方向から考究することが妥当であろうと考えられた。

航空では、安全とは、定期運航環境での貨客及び第三者への危害、損害がないことと理解されている。又、安全とは、安全推進活動が継続的に行われ、危険事象が排除されていることが重要であり、その対策は過去の事故からの学習という反射的な（reactive）なものだけでなく、先行的な（proactive ）性格のものであることが不可欠であると認識されている。

つまり、安全の水準を維持するための基準とは、どの範疇のものにせよ、一旦、制定されたらそれを金科玉条で必要且つ十分なものという理解ではなく、一時も休む事なく安全推進が行われるカルチャーのものでなければならないと考えられる。

これまで安全性向上、同種事故の再発防止のために事故発生の度に事故調査が行われて、効果を発揮してきた。1960年から1975年にかけて定期運航環境の世界の航空事故率は1/30に低下した。しかし、1975年から今日までこの率は完全に横這い状態になっていることに有識者は大きな危惧の念を抱いている。そこで事故防止対策には先行的なアプローチが重視されてきた訳である。この転換で反省しなければならないのは、航空事故の責任の追求の実情である。

航空界では、ICAOの制定した事故調査のガイドライン、「事故調査は同種事故の再発防止が目的であり、責任の追求は目的ではない」というのを尊重している。我が国の事故調査当局もこの考えに追従している。そこで問題になるのは、刑事責任追求の立場にある検察の対応である。我が国の航空輸送では近年殆ど重大事故は発生していない。この業界での最後の事故は、1985年に群馬県御巣鷹山で発生し、520 名もの死亡者をだした日本航空

の747 型機の墜落事故であるが、その後1994年に中華航空のA300-B4-622R型機が名古屋空港で着陸に失敗し擱座、炎上し多数の死傷者を出し、又1996年にはガルーダ・インドネシア航空のDC-10-30型機が福岡空港で離陸に失敗して多くの死傷者を出した。

前２者では、事故の原因は判ったものの、その責任は追求されず、起訴も行われなかった。３番目でも事故の原因は判っているが、その責任者が、起訴されるか、不起訴となるかは未定である。関係者の話では、不起訴となる公算が高いという。

事故の原因が判っているのに責任者が処罰されないということは何を意味するのだろうか。或る程度以上の損害を人、物に与えた場合は、世間では業務上の過失として処罰の対象となるのが常識である。

運送事業を経営する者、作業を監督するもの、業務を遂行する者が、その過失の責任が追求されないと思えば、事故再発防止のための施策を真摯に遂行するであろうか。特に、コストダウン、リストラの圧力に全力投球を求められている人々が多いことを思えば、従来からの安全問題の取り組み方では心もとないと言わざるをえない。

安全確保には、耐空性以外の機能、つまり運航、整備、運送、経営の分野についても、宇宙機に相応しい安全上の基準が必要であり、この証明のための審査の手順も設定することが必要である。このような事項も当委員会は法体系の検討の中で配慮した。（図を参照）

国際的には、宇宙旅行商業化の動きが次第に顕著になりつつある。FAA では、その新しい商業宇宙輸送を規制するための法規のガイドラインの中で2005年には、ICAOの宇宙版である国際宇宙飛行機関の出現を期待していることを記述している。恐らく、この頃までには初期的な形であるにせよ一般人が宇宙旅行にチャレンジできるようになっているであろう。

そのような段階では、我が国でも、このような事業を開始することを希望する者が現れるであろうことは疑う余地がない。このような時、これを規制する法律がないということは、宇宙旅行という新しいビジネスの開拓を行うべき企業家、投資家にこの事業の理解、認識に必要な総合的な展望を与えないので、タイミング良くこの分野に参入し、できれば国際的に主導権を確保するチャンスを逃すことになりかねない。

当委員会は、このような視点に立って、今の時期に商業宇宙旅行に必要にして十分な規制の枠組み案を世間に提示する訳である。

終

貨客宇宙船の一般仕様作成の意義 注1

舟津良行
航空コンサルタント
〒186-0011 東京都国立市谷保4388

1．米国におけるRLV 開発の現状

一応、RLV と呼べるスペースシャトルは、1981年に初めて飛んだ。1990年代になると米国政府は、より安全で運航費の安い後継機の必要性から次世代のRLV の開発に力を注ぐことになった。具体的には、NASAによって一連の実験機、X シリーズの研究が始められた。

一方、民間の分野でも商業活動に使用することを究極の目標としたRLV の開発が始められるようになった。1996年にはX 賞財団が設定した１千万ドルのX 賞は、多くのRLV の開発者に大きな刺激を与え、現在ではその競争へのエントラントの数は、20社にも達している。

米国で1984年に制定された「商業打ち上げ法」は、1998年には、大幅に改訂され、打ち上げだけでなく地球への帰還までの宇宙活動を含む商業宇宙輸送法が制定され、RLV の開発、運用の道が開けた。商業宇宙輸送行政を担当するFAA は、この法律の施行に必要な諸規則類を整備し、民間のRLV 開発の動きに拍車をかけた。

この結果、現在、民間では、

Kelly Space Technology社のAstrolinerの後継機、
Kistler Aerospace 社のK-1,
Pioneer Rocket Plane社のPathfinder,
Rotary Rocket 社のRoton ,
Space Access社のSA-1,
Vela Technology Development 社のSpace Cruiser System,
Lockheed Martin 社のVentureStar などの開発が進められている。これらの初飛行は、2003年から2007年が想定されている。

これらの中には、開発に成功したら、開発した宇宙船を使って直ちに商業宇宙輸送を開始することを見込んでいるところもある。しかし、これらは本来、実用機というより実験機の性格が強く残っている機種であるので、本格的な事業としての商業宇宙輸送用に使用するのには難がある。

注1 第6回ロケット協会ロケットシンポジウム，2001年3月26日，於川崎重工業（株）本社会議室

一方、商業宇宙輸送に使用する宇宙空港の数も年々、増加している。

現時点では、既にFAA の免許を取得した宇宙空港は、４ヶ所、連邦の打ち上げ場は、５ヶ所、これらの他に８ヶ所で免許の取得が進められている。

２．宇宙船の一般仕様

これまでの使い捨て打ち上げ機の主なミッションは、有償荷重を地球軌道などへ送り込むことで、そのメーカーが即、打ち上げ事業者であることが多かった。換言すれば、これまでの宇宙打ち上げ機の仕様は、リスクを負って輸送事業のみを行うユーザーが設定したものではなかった。

しかし、RLV でより安全、低コストの運送が可能になってくれば、当然、世界的に貨客の輸送を任務とする多くのユーザーが出現し、宇宙船の製造は、１型式１機生産から多量生産に移行することだろうことは、疑う余地のないところである。

そうすると、宇宙船打ち上げが国のミッション遂行を主な目的とするものから、純粋に民間の商業活動へというユーザーの大転換が行われることになろう。こうなれば、RLV を使って貨客の輸送を遂行することを目的とした事業者、即ちユーザーが出現し、これらのユーザーの希望する事項を反映した宇宙船が必要となってくる。

３．ユーザーのニーズ

これまでの宇宙打ち上げ機のメーカー及びRLV の開発に従事しているメーカーは、必ずしもユーザーがどんな宇宙船を希望しているかを的確に認識しているとは云えない。

航空業界でもメーカーがユーザーのニーズを的確に理解することは困難であった。複雑多岐にわたる航空輸送のインフラストラクチャーのなかで飛行機を安全に運用して、相応の利益をあげるメカニズムは、部外者が一朝一夕にして理解できるものではない。

エアラインは、それぞれ自らリスクを負って、自己の判断で企業の運営に必要な各種の選択を日常的に行っている。運用する飛行機やエンジンの選定もエアライン経営上極めて重要な判断行為の対象である。数年間に１回は行われる１フリート数千億円にも相当する飛行機の機種選定は、エアラインの経営者にとって企業の死命を制する重要な決断事項である。

このような選択は、国柄、エアラインの成り立ちなどによって様々な展開を見せる。新しく採用しようとする飛行機、エンジンなどの機種の選定の仕方だけ見てもその多様性がうかがわれる。これは、要約すれば個々のエアラインのカルチャーの相違ということができる。

検討の対象となっている飛行機、エンジンなどは、性能が良くて価格が安ければ良いというような単純なものではない。このような見地から、第１世代の商業用宇宙船の一般仕様は、ユーザーの意見を集約したものがあれば宇宙船開発者、メーカーにとってこれまで存在していなかった画期的なデータとなる筈である。

４．ユーザーとメーカーの協力

現在、世界の飛行機メーカーも航空学科をもつ大学の教授も、このエアラインのカルチャーについての認識は、高いとは云えない。このため、某飛行機メーカーは、新しい機種の開発を始めるにあたっては、世界の主要なエアライン数社と合同で、その仕様について研究を行っている。この取り組みは、Working Togetherと云われ、新機種の仕様の決定の効率化とマーケッティングの第１段階であるカストマーの囲い込みを同時に達成することに成功している。

５．輸送事業のインフラストラクチャーの知識

メーカーの製造する宇宙船は、商業宇宙輸送事業の世界のインフラストラクチャーの各部分との整合性が重要であるのは論をまたないが、この整合性確保のためのノーハウは、メーカーによって十分に把握されていることが必要である。

これから立ち上がる本格的な商業宇宙輸送という事業で考慮しなければならないインフラストラクチャーは、現存の産業の中で航空輸送事業のそれが最も近似していることから、航空界の経験をフルに利用するのが効果的であるということが云える。この意味で、このインフラストラクチャーを熟知している航空界の代表がまとめる一般仕様は、宇宙船が運用されるべき環境をよく反映していると云うことができる。

６．製品支援

宇宙船でも飛行機でも、その機能を長年にわたって発揮させるためには、メーカーからの様々な製品支援……技術的及び非技術的……が必要である。これらは、宇宙船の仕様そのものとは云えないが、そのニーズのあるものは、宇宙船の一般仕様に反映される

と考えるられ、この点についても航空界の知識が仕様に反映されることは有意義なことと云うことができる。

7．航空輸送における米国の影響力

我が国で戦後、航空の再開に当たっては、米国の動向を主として参考に今日の航空に係わる法体系が構築されたのは、結果的に成功だったと考えられるが、商業宇宙輸送事業を立ち上げる場合でも、この前例は、参考とすべきであろう。

8．JRS の宇宙旅行事業化研究フォーラムの展開

JRS のフォーラムは、商業宇宙輸送事業の推進を図るという見地から、メンバーに多くの航空業界の代表者に参画してもらい、その研究、討論の過程で２つのワークショップを立ち上げ、それぞれの課題について研究が行われた。その１つが、「第１世商業用宇宙船の一般仕様の策定」であった。このワークショップは、３月末で終了し、その成果は別途、報告されることになっている。

この研究でまとめられる「第１世代商業宇宙船の一般仕様」は、初めてユーザーの代表の意向を反映した宇宙船の仕様であって、RLV 開発に係わる関係者に示唆を与え、メーカーとユーザーの間の対話を育てる良いきっかけになるであろう。

9．我が国メーカーの参画

飛行機と同様に宇宙船の製造には、多額の資金と大きなリスクを覚悟しなければならない。このため飛行機の新機種開発の場合には、世界の数ヶ国が多国籍コンソーシアムを組織して行うケースとプライム・メーカーが開発する機器の一部の製造を他のメーカーに下請け発注することが多い。

商業用の宇宙船の場合もこのような形態での製造への参加の可能性があることを配慮して、宇宙船の仕様も国際性に十分、配慮する必要がある。この意味からも、このような形態で製造される機器の使用に習熟している我が国の航空界の代表による一般仕様の作成に意味があると云える。

１０．航空と宇宙の共生

航空と宇宙は、それぞれ別個に活動の発展を図ることは考えられない。効率よくこの

両者が共生するような道を選ばなければならないが、この見地からも航空関係者が商業用宇宙船の一般仕様策定に参画することは、有意義であると云えよう。

以上

第一世代商用宇宙船の一般基本仕様（提言） 注1

大橋　仁
全日本空輸株式会社
〒105-0041 東京都大田区羽田空港1-6-6

I.　基本仕様を作成する趣旨

人工衛星が 1957 年に初めて打ち上げられてから 40 年以上が経過したが、航空輸送業界側から商用宇宙船にどのようなものが求められているかという具体的な提案が出されたことはなかった。 しかし、各方面で様々な宇宙船の開発が計画され、推進されている事実を考えると、商用宇宙船を使って将来その事業化をする潜在的可能性がある航空会社代表よりなるグループが第 1 世代の商用宇宙船として望ましいと考える基本仕様を宇宙輸送開発の関係者に提示することは、宇宙船開発者 (メーカーなど)にユーザーの視点から意向を伝えることになり、 ここに初めて宇宙船開発者側と潜在的ユーザー側との対話が成立することになる。

一方、 人類は、1900 年代に、地表を離れて世界各地を結ぶ航空輸送を発展させ、高度に成熟させるのに成功している。 地表を離れて高速で貨客を運ぶという輸送モードを人類は有益、安全なものと考え、日常活動として受入れており、 更により高く、より速く飛ぶ新しい輸送モードの導入を図るための機は熟していると言える。

又、18 世紀後半に始まった産業革命以後の人類文明の急速な発達により、 世界的に今日のエネルギー過剰消費の時代を迎え、現在は、地球環境の保全のため、 効果のある対策を早急に展開する必要があることが認識されている。

地球環境汚染の最大の要因は、石油、石炭、木材などの燃焼ガスの大気への放出である。現在の社会では、発電、交通機関の動力、家庭、工場、事務所の運営などで、大量のエネルギーが消費されている。 このエネルギー源に占める石油の比率が高いことから、現在の社会は、石油依存社会とも呼ばれている。

この石油は、地球環境の汚染の主役であるが、一方、地球でのその埋蔵量は有限であり、あまり遠くない将来には、その産出量の減少と価格の高騰が予想されている。 従って、エネルギーを主として石油に依存することから速やかに脱却する必要がある。 これを可能にする最も有望な方策の一つは、宇宙受電装置を建設、利用して太陽エネルギーを吸収し、電力に変換し、これをマイクロ波で地球に送るという構想である。

人類が宇宙に飛び出して、その活動範囲を飛躍的に拡大することは、人類に新しい生活空間及び輸送モードを提供すると同時に、宇宙船使用の事業が開発され、拡大されることにより、宇宙船の輸送コストが 2 桁のオーダーで低減することが期待されているが、このような低コストの宇宙船を使用すれば、太陽エネルギー発送電事業が成り立ち、地球環境保全に初めて明るい展望が拓けることになる。

注1 第6回ロケット協会ロケットシンポジウム，2001年3月26日，於川崎重工業（株）本社会議室

又、地球では石油以外にも採掘できる地下資源が枯渇しつつあるものもあり、これらが月などの天体から入手できるかどうかも宇宙船の輸送コストの大幅低減が可能かどうかにかかっている。

換言すれば、適切な商用宇宙船の開発は、人類の生活空間の拡大、新しい輸送モードの導入・発達のみならず、同時に地球環境保全のために大きく貢献することが期待されている。

II. ワークショップのメンバー

1．リーダー　大橋　（全日空）

2．メンバー　笹原　（日本航空）
　　坂　（日本エアシステム）
　　中野　（航空交通管制協会）
　　香春　（日本航空技術協会）２０００年９月まで
　　古川　（日本航空技術協会）２０００年１０月より
　　高野　（日本航空操縦士協会）
　　舟津　（フォーラム座長）
　　長友　（フォーラム幹事）
　　磯崎　（フォーラム幹事）
　　若松　（フォーラム事務局長）
　　鳥居　（フォーラム事務局）
　　大貫　（フォーラム事務局）

III. 検討期間とワークショップ開催回数

２０００年９月より１２月までの間、計５回

IV. 基本仕様

1．宇宙船による営業飛行の種類

第１ 世代の宇宙船を使用して実施する営業飛行は、次のようなものである:

1) 地球軌道飛行(高度約 200km で 2 周する程度)
2) 貨客を搭載し地球上の２地点間を高速で結ぶ。
3) 貨客を搭載し地球と宇宙ステーションや宇宙ホテル間を結ぶ（到達可能高度内）
4) 低高度での体験飛行

2．商用宇宙船の形態

この仕様に提示する要件に合致する宇宙船ならばどのような形態でも支障はないの

で、特別な形態は指定しない。
推進剤も特に指定はしないが、離着陸場で入手が困難でないことが必要である。

3．安全性

ユーザー(宇宙旅行飛行事業者)にとって安全とは、単に事故に至る様な故障が発生しないことだけではなく、 実質的に危険でないこと、つまり危険事象が発生しても適切な是正処置が取れて安全に飛行を継続し、又は、安全に不時着陸することができることが必要である。

宇宙船本来の安全性は、当局が安全性に係わる所定の技術上の基準（耐航性基準注1）への合致を示す耐航証明(Spaceworthiness)によって示される。 この安全性は、航空輸送で要求されるものと同じ水準であることが望まれる。

宇宙船の安全性に係わる要因には、上記の耐航証明のほか、人的要因及び環境要因がある。

従って、宇宙船の運航全体での安全性は、これらの全ての要因について、総合的に重大事故の発生を防止するリスク・マネージメントの質を意味し、その水準も、耐航性と同様に航空輸送で要求されるものと同じ水準であることが望ましい。

注１：この耐航性については、日本ロケット協会運輸委員会が作成した商用宇宙船にかかわる耐航性基準の検討報告書を参照されたい。

4．対環境性

宇宙船が環境を汚染する原因は、飛行機の場合同様、騒音及び排気が主なものである。
宇宙船に対するこれらの許容基準は、飛行機の場合に準ずるものとする。

我が国の航空法では、耐空証明に航空機の安全性と並んで騒音及び排気が許容限度内であるかどうかが審査されることになっているが、宇宙船の場合、法規でどのように扱われるかは今のところ不明である。

5．信頼性(定時出発率)

営業飛行は、一定の時間範囲内で出発ができる確率(定時出発率)が航空輸送の国際線の場合と同じ程度であることが望まれる。

6．飛行制御および操縦士

自動操縦(機上又は地上運航管理装置による) が原則であるが、必要に応じて機上又は地上の操縦士により操縦ができることが望まれる。

宇宙船に搭乗する操縦士の数は2名とする。

貨物専用便では、必ずしも宇宙船に操縦士を搭乗させない。

7．性能

200km 以上の高度への往復飛行ができなければならない。又、クロスレンジの能力は±200km 以上であることが望ましい。

8．離着陸場

都心からのアクセスが容易であることが望ましい。

航空機の飛行場を共用する場合は、離着陸場での支援システムはできる限り飛行機と宇宙船で共用できることが望ましい。

9．採算性

当該宇宙船のフリートは 10 機、減価償却は 15 年、設計経済寿命は 20 年、高度 200km の地球軌道を 2 周するツアーを基本商品とし、年間 300 回の飛行を行うという条件で、有償荷重 1 kg 当たりの輸送コストは 10 万円以下であることが望ましい。

保険料、製品支援に係わる費用、各種保証費用は、コストに含まれるものとする。

10．客室乗務員

旅客輸送の場合は、客室乗務員を搭乗させ、乗客の安全指導及び他のサービスを担当する。

11．貨客収容室

乗客は 15 人乗り程度、貨物のみでは2トン程度とする。

乗客の搭乗のために必要とする健康基準は特に厳しくなく、又、乗客は、搭乗に先立って特別な訓練を必要としないことが望まれる。

１回の飛行時間は、2 時間を標準とし、これに対して以下の条件を満たすことが求められる:

1) 如何なる飛行の段階でも加速度は3g 以下であること。
2) トイレットを設置すること。
3) 飲物、軽食を提供できる厨房を設置すること。
4) PA 装置を設置すること
5) 各座席から外部の景色が眺望できる窓を設置すること。
6) 外部撮影カメラ及び画像表示装置を設置すること。
7) 室内環境は快適に維持できること。
8) 低重力下活動用の空間を確保すること。
9) 貨物の固縛装置及び移動を容易にする装置を備えること。

１２．　取扱い

乗員、乗客の搭乗、降機及び貨物の積み下ろしは、ボーディング･ブリッジ又はエレベーターが使用できなければならない。

乗員、乗客の地上での非常脱出の場合に使用する搭載型の梯子が必要である。

宇宙船の飛行間の折り返し時間は 3 時間以内、ラインで交換できる部品、装置の交換に要する時間は 1 時間以内とする。

飛行機の場合と同様に、宇宙船でも、運航及び整備に関するマニュアルを完備しなければならない。

V.　第一世代商用宇宙船の一般基本仕様（論点）　……　別紙

以上

第一世代商用宇宙船の一般基本仕様（論点）[注1]

大橋　仁
全日本空輸株式会社
〒105-0041 東京都大田区羽田空港1-6-6

1　宇宙船による営業飛行の種類

(a)　結論

1)　地球軌道飛行(高度約 200km で 2 周する程度)

2)　貨客を搭載し地球上の 2 地点間を高速で結ぶ。

3)　貨客を搭載し地球と宇宙ステーションや宇宙ホテル間を結ぶ（到達可能高度内）

4)　低高度での体験飛行

(b)　意見

①　営業利用があるかどうか不明だが、2 地点間を高速（東京-NYC　１５分？）で結ぶ宇宙ビジネス便であれば、現在の航空機や SST と比べても迅速性の点で競争力を発揮でき、市場性はあるのでないか

②　貨客を搭載して宇宙ステーション（ISS）や宇宙ホテル間の輸送というのは，ISS（International Space Station）が実験中心であること，常駐が 6 人，3 ヶ月毎に入れ替わることなどから人数が限られ，営業利用が難しい．ステップとしては考えられるが規模が小さい．大規模な宇宙ホテルでもない限り，需要はなさそう．

③　観光の域を脱しないが地球を外から観る、宇宙を体験するだけでも結構需要があるのではないか

④　派生的なビジネスとしては、宇宙婚、宇宙葬などが考えられる。

⑤　地上では、宇宙旅行の静的な教材として青少年向けの宇宙教室として活用する。

⑥　短期間の展示飛行も可能であることを考慮すべき

2　商用宇宙船の形態

(a)　結論

①　単段式（一段）宇宙船なのか二段式なのかが議論の対象になっているが，他の要件を満たしていればどちらでもよい．

②　離陸の方式（水平か垂直か）についても上記同様、要件を満たしていればどちらでもよい．

③　推進剤も特に指定はしないが、離着陸場で人手が困難でないことが必要である。

(b)　意見

①　２段式　ｖｓ　一段式

(イ) 二段式だとブースターを回収する必要が出てくる．拾う場所も問題．一段式であればその必要はない．

(ロ) アボートは一段式の方が簡単．

注1 第6回ロケット協会ロケットシンポジウム，2001年3月26日，於川崎重工業（株）本社会議室

(ハ) 二段式は経験があるので（米ペガサスロケット），ある意味では現実的なところもあるが運用は難しく，1日2便の運航は不可能である．

(ニ) 一段式の経験はないが，理論的にはサターンロケット 3 段目を使えば，単段で軌道に行ける．

(ホ) 一段式は開発費，製造費が高くなるが，稼働率は高くなる．（二段式の方が安いが，稼働は少なくなる．）

3 安全性

(a) 結論

① 日本国政府の定める必要な型式および耐空証明を取得すること

② 安全レベルは State of the art（時代の最新の技術）を盛り込んだものであり、その時代の民間輸送機並みあるいはそれ以上とする。

(b) 意見

① 一番の要求事項は安全性と採算性

② 安全性は耐空性審査による

③ 安全レベルは現在あるいはこれから開発される民間航空機と同等またはそれ以上とすべき。どのような理由にしろこれを下回るものでは顧客の信頼を得ない。

④ 民間輸送機も導入当初は安全性が低かった。宇宙船も開発段階にあるのだから民間航空機の現在のレベルを求めるのは酷ではないか。

⑤ ジェット機導入以後の世界の民間輸送機の重大事故率をベースとする。法的には耐空証明(宇宙船では Spaceworthiness) があろうが、これは個々の型式の安全性の比較には使えない。宇宙船特有の問題の 1 つに宇宙デブリに対する安全性の評価がある。

⑥ 航空機の事故率，10-6 乗。現在の一般航空機の安全基準は 10-9 乗

⑦ 宇宙船の場合 10-4 乗～10-5 乗位が目安になるのではないか．1960 年代～70 年代の航空機の事故率が許容範囲なのではないか．

⑧ 事故率と安全性は違う．安全性にはアボート，脱出など他の要素も含まれる．

⑨ 事故率を 10-4 乗とした時、10 機で年間 3000 フライトする場合，3 年に 1 回落ちる可能性になるが，最初はフル稼働ではないのでそれ以下になるのではないか．

⑩ 飛行機を購入する時は何年に 1 回落ちるかを考えて購入するわけではない．10-9 乗などの事故率は設計基準に使われることで，購入側の問題ではない．運用によっても事故率は変わる．

⑪ アボートの考え方自体が宇宙船にはないので，宇宙船の安全性は飛行機並と言っておくこともできるのではないか．

4 対環境性（飛行騒音と排気）

(a) 結論

① 民間輸送機並みとする。

② これらは型式および耐空性審査要件に示されるもの

(b) 意見

① 機外については、離着陸時の騒音、排気などについて航空業界で一般に受忍されている程度の基準を満たすこと。

② 騒音の基準は離着陸の場所にもよる.

③ 排気は飛行機よりも良い.

5 信頼性

(a) 結論

① 民間輸送機並みとする。

(b) 意見

① 民間航空機の場合、

(イ) 定時出発率

(ロ) 就航率

② これには気象条件、MEL や装備品故障率のような運航、整備の条件も関係する。

6 飛行制御および操縦士

(a) 結論

① 操縦士は2名とする。

② 貨物専用便では、必ずしも宇宙船に操縦士を搭乗させない。

(b) 意見

① 自動と人力の組合せで飛行する. 完全自動は求めないと同時に自動化に全面頼るのではなく最後は人が機械系をオーバーライドできるようにする。(安全上)

② 飛行機では地上と連動していないことも多いが, 宇宙船の飛行は、プライマリーは地上で行うことになる. 少なくともすべて地上に連動する意味で, 自動が主. 777 の場合, 7%人力, 93%が自動. 筋書き通りでないときに初めて人力の作業が出てくる.

③ 10 フリート, 6 人の 3 交替制として人員は 160 人必要で, 膨大なトレーニング量になる.

④ 宇宙船の場合, パイロットコストは全体から見ると低い.

⑤ 観光丸の飛行時間は 3 時間なので, 毎日飛ばないと採算が合わない. 航空会社の 1 機種として運用することも考えられる.

⑥ NASA の宇宙飛行士はほとんどテストパイロットコースを出ている. エアラインの訓練時間は長い.

⑦ 宇宙船のパイロットの操縦は飛行機よりは簡単であることが望ましい.

⑧ アボートになることがあるので, コックピットは視界を確保したい.

⑨ 宇宙船の方が飛行機よりも部品数が少ないなど作りは単純だが, スピードはあるので, そういう意味では補強するところが出てくる.

⑩ 乗客を乗せる時は, 心理的にもパイロットは必要. 貨物だけの時はパイロット

なしでもいいのではないか.

⑪ 操縦士は2人。1人というのはありえない。.（FAAでは1人はありえないと規定されている。2人か0人だが，0人にすると地上のコストが高くなる。

⑫ 航空機はジャンポも含めて操縦そのものはワンマン.

⑬ 貨物0人で旅客を乗せる場合2人というのは理由をつけるのが難しい

7 性能

(a) 結論

① 200km 以上の高度への往復飛行ができなければならない。又、クロスレンジの能力は±200km 以上であることが望ましい。

8 離着陸場

(a) 結論

① 都心からのアクセスが容易であることが望ましい。

② 航空機の飛行場を共用する場合は、離着陸場での支援システムはできる限り飛行機と宇宙船で共用できることが望ましい。

(b) 意見

① 国内又は我が国の消費者に比較的アクセスしやすい外国の場所の使用を想定する。

② 現在の技術では日本国内に理想とする離発着地点を求めるのは困難ではないか。

③ アクセスが容易で飛行場であることが望ましい.

④ 燃料は船で直接空港へ輸送する.

⑤ 既存の飛行場との共存は可能か？H-II ロケットの場合、種子島から打ち上げる際、打ち上げの７．５時間前から射座から半径３．０ｋｍ以内を陸上警戒区域とし、一般人は立ち入らないよう協力を求めている。

9 採算性

(a) 結論

① 単位有償荷重（1kg）当たりの直接運航費は、１０万円以下とする。ただし、

(イ) 高度２００ｋｍの地球軌道 2 周の基本営業パターン、10 機フリート、各機年間 300 フライト、年間稼働率=97%、減価償却１５年、経済寿命２０年とする。

(ロ) 宇宙船の価格（またはリース料）、整備費、人件費、推進剤費、保険料などを含む。

(b) 意見

① 第 2 世代機で$400 を目指す。観光丸では一人当たり３２０万円となる。（400USD/kg x 80 kg/person x 100yen/USD）

② マーケットリサーチの結果をベースとした需要(運賃と利用量)を収入の基礎と

し、諸経費に対する利益の割合で示される。

③ 宇宙船のライフサイクル(フリートレベル)を通じて採算性が妥当な水準であること。

④ 現在の宇宙への打ち上げ費は1Kgが4万ドル.

⑤ ロケットはデータを取り過ぎている.

⑥ 従来の航空機と同じ様な運用にする.

⑦ 観光丸の経済寿命は10年である。飛行機は，原価償却15年，設計経済寿命20年だが，実際の営業上の寿命は25年以上。車の原価償却は7年.

⑧ 観光丸の宇宙旅行は約300万円だが，2地点間の輸送に観光丸を使うとしたらもっと安くなる．飛行機のファーストクラスは現在約100万円.

⑨ マクセル・ハンターの試算では燃料代の3～5倍のコストで収益が出るとしている.

⑩ 第一世代，15人乗りで1000ドルとする．観光丸は1Kgが400ドル位になる.

⑪ ユーザー側から見たら，開発費にいくらかかるかは関係ない。継続して利益が得られる船体価格と運航コストが重要である。

１０　客室乗務員

(a) 結論

① 客室乗務員は1名搭乗し以下の役割を担う、

(イ) 緊急時の安全案内

(ロ) 搭乗前の乗客の健康状態の確認、低重力の影響、宇宙酔いに対する注意やトイレの使い方などの説明

(ハ) 機内で乗客に地球景観の鑑賞方法の案内、低重力下での活動の指導など

(ニ) 飲食物のサービスは、飲み物程度

(b) 意見

① 不時着などの火災の危険度は、推進剤がケロシンと液体水素とでは相違があるだろうが、いずれにしても乗客50名以下では客室乗務員は1名で十分であろう

１１　貨客収容室

(a) 結論

① 15人乗り程度とする

② 貨物のみでは2トン程度とする

③ 以下の要件・装備を備えること

a　如何なる飛行の段階でも加速度は3g以下であること。

b　トイレットを設置すること。

c　PA装置を設置すること

d　各座席から外部の景色が眺望できる窓を設置すること。

e　外部撮影カメラ及び画像表示装置を設置すること。
f　室内環境は快適に維持できること。
g　低重力下活動用の空間を確保すること。
h　貨物の固縛装置及び移動を容易にする装置を備えること。
i　乗客用座席
j　乗客の手荷物を収納するに十分な大きさの収納庫
k　乗客サービスに必要な最小限のギャレー
l　空調システム
m　空気清浄装置
n　緊急脱出装置
o　緊急時の酸素供給装置
p　緊急食料

(b) 意見

① 事業性のリスク低減などからミニマムサイズとする
② 乗客に一定の空間を提供する必要がある（快適性、不安除去）
③ これは採算性との密接な関係がある。一定の採算性が得られる宇宙船であれば、輸送能力はメーカーの判断に任せる
④ 宇宙に行くときより帰還の時の方がGがかかる.
⑤ 宇宙旅行客のユニホームはおみやげの範疇. 乗員も同じユニホームでよい.
⑥ 現在宇宙飛行士は離陸と帰還の時，気密服を着ている. 与圧服は宇宙旅行客は着ない.
⑦ 高度的には放射線はあまり問題とならない.
⑧ 1人あたりのスペースは飛行機の座席ピッチが参考になる.
⑨ 安全、快適性、取扱いの容易さを確保するための設備。トイレ、座席、固縛装置など。
⑩ 2地点間の輸送と宇宙旅行用で座席などの設計は違う.
⑪ PA（旅客にアナウンスする装置）はヘルメットの中に入れる.
⑫ トイレはつける. 水を常備する.
⑬ 窓は重要. 1人1つの割合で窓があるのが望ましい. 技術的には小さい窓はいくつあっても変わらない. 大きい窓は難しい. コンコルドの窓はハガキの大きさ.
⑭ 外界を写すカメラは常備.
⑮ ヘルメットの中にオーバーヘッドディスプレイがついている.
⑯ いすの大きさは飛行機に準じる. 離陸着陸の時はGがかかるので，座席の向きは重要. 宇宙ではスライド又は折りたたんで空間が取れるようにする.
⑰ ライフベスト，医薬品，ドアの数などを検討する.
⑱ 空気の汚れ具合い（緊急酸素），騒音（隣の人と話せるレベル），温度，湿度，気圧など，飛行機の客室の設計基準は宇宙船の参考になる. これまでロケット

では快適性が求められてなかった.

１２　取扱いの容易さ

(a) 結論

① 年間稼働率９７％が維持できる程度であること

② 宇宙船の到着から次の出発までの時間は３時間以内とする。この間に燃料の搭載、旅客の乗降、貨物の取卸し・搭載、必要なサービス、乗員の交替、出発前の機能健全性確認などを行う。

③ 宇宙船が着地してから旅客などの乗降するターミナルなどへ移動する所要時間は上記に含まないが、その時間は通常時で１５分以内とする。

(b) 意見

① 現在のロケットは取り扱いが複雑。ロケットは火工品使う．ヘリウムガスをパージに使う.

② ロケットは帰還したとき，凍っていて融けるのを待っている時間だけでも 24 時間くらいはかかってしまう.

③ 飛行機の整備は国際線で 2～3 時間，国内線で 0.5～1 時間.

④ 燃料補充に必要な時間はバルブの直径による．15 人乗りの燃料補充は 30 分位でできるのではないか.

⑤ エンジンの整備は凍っていることがやっかいだが，真空ジャケットをつけて，エンジンを冷やさないようにすればよい.

⑥ 一般的な点検は電子機器の交換，ユニットの取り替え，など 1 時間くらいでできるのではないか.

以上

第４章

研究の現状と目標

再使用型ロケット実験の目的と意義 注1

稲谷芳文
宇宙科学研究所
〒229-8510 神奈川県相模原市由野台3-1-1

1．将来型の輸送システム

次の時代の宇宙輸送の目標は，機体や推進システムの形式を問わず，完全な再使用または効率的な繰り返し飛行を行うことによって，大幅な輸送コストの低減と宇宙へのアクセスを容易にすることであるとされる．これを実現するためのシステムの形式は，用いる推進機関や往復の飛行方法によって多くの種類が提案され，その一部の形式については基礎的な開発研究をはじめ実験機の飛行計画などが進められている．当面２０００年代前半の今後１０年または２０年と言う時間の設定を行う場合にはロケットエンジンによる単段式の輸送形態が実現の可能性が高いとされ，一桁またはそれ以上の輸送コストの低減が可能であると期待されている．ここではこの種のロケットによる単段式のシステム形態をゴールとして，実証的に技術開発を行うための方法として繰り返し飛行が可能な小型の飛翔体の提案およびこれの予備実験段階として行っている実験機についてこれらの概略を報告する．

2．完全再使用観測ロケット

宇宙輸送の革新を目指す完全な再使用が可能な輸送システムでは現状の使い捨て型のシステムに比べて多くの技術課題があるとされ，ロケット推進による単段式の機体形式では技術的には以下の３点のような内容に大別される．

1．複合材の採用による機体構造／材料の軽量化
2．推進機関の性能向上と再使用性の実現
3．再使用に耐えるシステム構築法

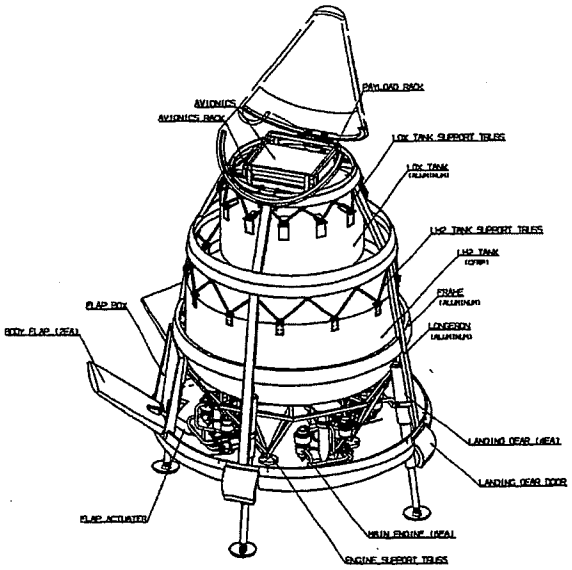
［３］は単に１回の飛行で機体を捨てないという意味に加え，究極的には航空機のような効率的な繰り返し飛行またはその運用形態を実現する意味までを含む．現在，宇宙科学研究所将来輸送システムワーキンググループで提案している「完全再使用観測ロケット」（図－１）では，特に［３］の要素を先取りした機体を繰り返し運用しながら［１］および［２］の技術開発要素の技術検証を行うと同時に，効率的な繰り返し使用の能力によって現在のロケットに改善が求められてる様々な課題を克服し，新しい利用の形態も含めた活動の活性化を同時に促そうとするものである．また実際の科学観測や技術実証に多数回使用されることを利用して再使用ロケットのメリットを実証することが工学的な開発の目的である．実際新しい技術の飛行実証を行う場合にいわゆる実験機による飛行実証を行うことが計画されるが，これまでに実施された宇宙輸送関連の実験機計画では高々１回または数少ない飛行機会のみ与えられることが多く，十分な技術実証を行うことが困難な場合が多い．この意味でも繰り返し飛行の容易な定常的飛行機会を獲得すること

注1 第５回ロケット協会ロケットシンポジウム，1999年12月17日，於富士重工業（株）会議室

が有意であると考え，小型観測ロケットとしての利用と技術実証飛行機会の提供の両者の両立を図ることを目指した．

このためシステムの形態は効率的な運用を実証する方法として，発射点への帰還／着陸を行うことを目指して垂直離着陸型の機体形式を採用し，現行の観測ロケットの程度の打ち上げ能力を有し，かつ上記［1］，［2］の軽量化技術や推進技術の実証機会を提供することを条件として検討を進めているものである．取り込むべき技術課題は数多いが効率的な運用形態の実現と，使い捨て型のロケットとは設計の考え方が異なる下記の項目について課題を抽出し，これらについて先行的なシステム検討を行っている．

1．短時間のターンアラウンドで繰り返し飛行を行うためのシステム技術
2．帰還飛行と垂直着陸を行うためのシステム構築および飛行技術
3．故障による飛行中断に対応するセーフアボート機能
4．推進／エネルギシステム統合の可能性
5．ＳＳＴＯに必要な軽量化技術や推進システムの実証のための拡張性



図－1　完全再使用観測ロケット

3．再使用ロケット実験機

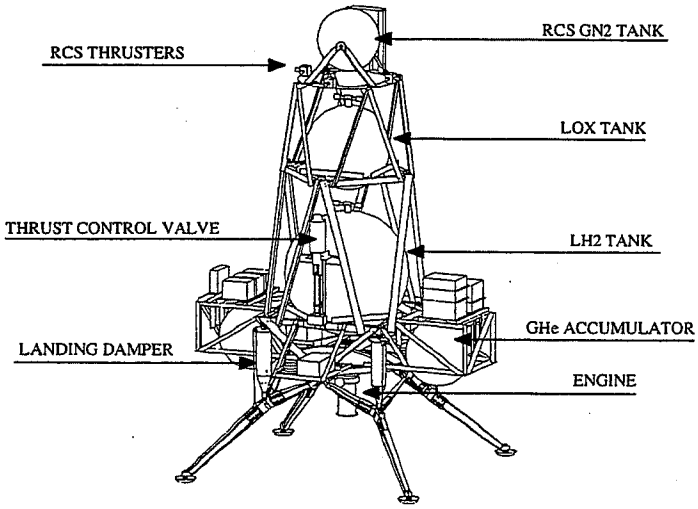
前節の完全再使用型の観測ロケットの予備試験段階として，比較的小規模の基礎開発研究の範囲で行い得る活動として，繰り返し飛行を行うロケットに焦点を絞り実際の飛行実験およびその運用を行うことを通じて経験を蓄積することを考えた．次の２つの技術課題の習得を主たる目的として，液酸液水ロケットエンジンを用いた小型の実験機を試作しこれを用いた飛行試験を実施している．

a）垂直着陸に必要な誘導制御技術の内推力制御による高度制御と着陸に必要な技術
b）効率的な再使用を実現するための推進システムの構築および運用に関する技術

実験を容易にするため機体は可能な限りコンパクトなサイズとし，約２０秒程度の飛行時間で垂直上昇および垂直着陸を行う（図－３）．エンジンは高度制御のために必要な推力制御機能を有し，既存の再生冷却方式の１トン級エンジンを改修して用い，タンク圧による燃料供給方式とした．推力制御は簡単のため液酸供給量のみを比例制御して行う．このため混合比は推力に応じて異なる．

飛行誘導は高度計と慣性基準装置を用いて行い，上記の推力制御とガスジェットを用いた姿勢変更によって飛行経路の誘導を行う．短時間の飛行であることと，着地速度や着陸点の水平面内位置精度の要求をある程度緩めることで簡便な誘導システムの構成が可能である．誘導は上昇，水平移動，降下および着陸のフェイズに分けて行われ，限られた燃料によって安全に着陸するための方策を施した．また機体を支持する脚は４本の固定式とし，着陸時の衝撃吸収のためのダンパを備え，誘導による着地速度や水平速度の誤差を吸収する．図－２に機体外観と機体緒元の概要を示す．

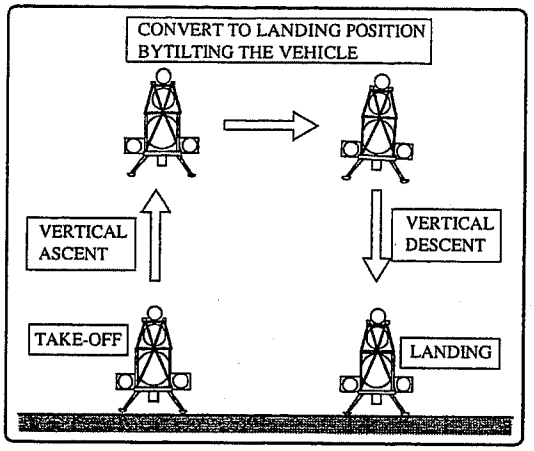
機体システムは繰り返し飛行を容易に行える様に設計され，特に推進系について飛行後のDeactivationから再飛行準備までの運用が短時間で可能でかつ運用作業の安全を確保した構成とた．繰り返し飛行を行う実験運用の概略を図－４に示す．エンジン燃焼器は定格に比べ負荷の少ない運転であるため３０ないし５０回程度の繰り返し使用では特に問題となることはない．また地上供給系を最小の構成とするため，エンジン予冷のための



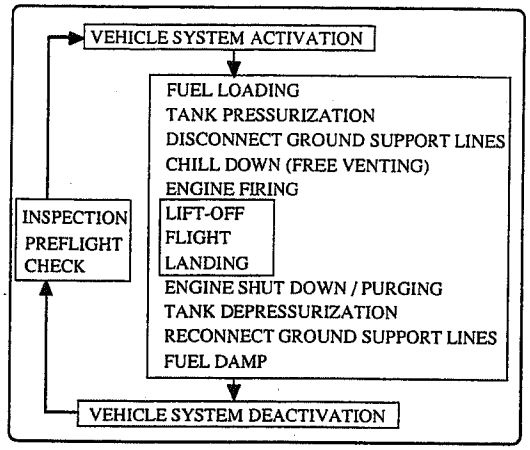
機体重量	３１０ｋｇ
全高	約３ｍ
エンジン	液水液酸（圧力供給式）
推力	２７０～３９０ｋｇｆ
推力動的応答	１Ｈｚ以上（±２０％推力）
推進材重量	４２ｋｇ
燃焼時間	２０秒以上
ＲＣＳ	ＧＮ２（推力約３ｋｇ）
高度計測誤差	１０ｃｍ（レーザ高度計）
目標着地速度	１ｍ／ｓ
到達高度	１０ｍ

図－２　再使用ロケット実験機概略

ベントは,機体から直接外部に放出するフリーベントの方式とした.これらの構成によって構築された機体システムを実際に複数回の飛行を行う運用を通じて，安全かつ効率的な再使用のために必要となる技術課題の抽出とその習得を図ることを目指している.



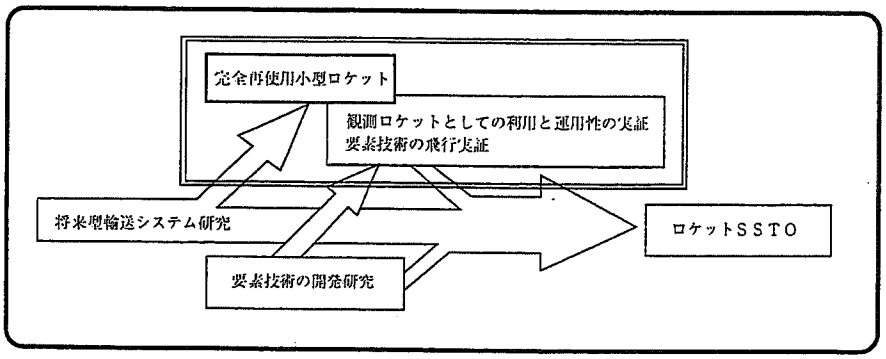
図－3　実験機飛行計画



図－4　実験機のターンアラウンド

4．まとめ

本格的な宇宙との往復を目指す将来型の輸送システムの開発はその規模から考えて，研究所のような単独の機関が開発運用を行えるものではない．ここで示した提案や実験機の運用は，例えば国として行うまたは国際協力も含めた全体計画の一部として図－５のように位置づけられるべきであろう．すなわち軽量化や推進機関の性能向上のような要素技術の研究開発と，実際に高頻度な飛行機会を得ることによる再使用技術の習得やこれを用いた新規技術の飛行実証の両者が有機的に結合されて同時に進行しロケットＳＳＴＯのゴールに至る図式である．安全かつ効率的な繰り返し飛行が可能な機体ができるとこれを用いた大規模な地球環境モニタや有人飛行までを含めた新しい利用の方法が現れる可能性もある．将来の輸送システム研究の方向性についての議論の一助となることを期待するものである．



図－5　完全再使用観測ロケットの位置づけ

ROTON・見たまま 注1

山田哲哉
宇宙科学研究所
〒229-8510 神奈川県相模原市由野台3-1-1

1. はじめに

Rotary Rocket 社が非常にユニークなコンセプトの再使用型ロケット・ROTONの研究開発を進めているという話を聞いていた矢先，たまたま機会があり，同社の試験サイトを尋ねてみることにした．ロスアンジェルス空港から車でハイウェイを飛ばすこと２時間強，モヘビ砂漠にあるRotary Rocket 社実験場では，ちょうどその１週間前1999年３月１日にROTONロケットＡＴＶ（大気試験機）のロールアップセレモニが開催されたばかりという時であった．本稿は，このROTONロケットについて，見たまま（そして頂いた資料を基に追加したもの）を簡単に紹介するものである．尚，実際に見た時期（'99.3），ロケット協会で話した時期（'99.12），そして原稿にした時期のそれぞれが隔たっているが，特にこだわらない限り話した際のＯＨＰを基にし，必要に応じて現在分かる範囲での注釈を加えた．

2. Rotary Rocket 社とＲＯＴＯＮロケット

Rotary Rocket 社は，１００％プライベート出資により１９９６年に設立された会社であり，『Our corporate goal is to make safe and low cost, human access to space a reality for all』と目標を掲げた大志あるベンチャー会社である．オフィスをカリフォルニア州レッドウッドに構え，製造および試験サイトを同州モヘビー砂漠にもっており，従業員は７０名程度である（1999年）．ロータリーロケット社の理事には以下の著名人が名を連ねている．

- Gary C. Hudson　President, CEO　注）その後，2000年６月に辞任．
  Designer of Phoenix, Consultant to G/D, B/A
  (General Dynamics, Boeing Aerospace)　on SSTO projectなど
- Bevin McKinney　Chief Technology Officer
- Walt Anderson　Esprit Telecom
- Tom Clancy　Fiction Author（The Hunt For Red October などの著者）
- David P. Gump　LunaCorp社・社長（Rover の開発など）

さて，最終目標とは別に，差し当たりRotary Rocket 社がターゲットとしている市場は，テレコム衛星などの打ち上げ市場である．ここは潜在的に３００億ドルの市場と考えており，また，マイクログラビティや真空環境における特殊な材料の生産などにも市場価値があると考えているようである．ロータリーロケットは，表１のとおりのROTON宇宙機に対する目標を定め，開発を進めている．

表１　ROTON ロケットの目標

・Cargo Envelope	ϕ 3.7m ×5m (ϕ 144" × 200")
・PL Capacity	320kg (700 lb)
・Rate	$7×10^6/flight, $1000/lb (¥230,000/kg @¥103/$)

図１　カーゴベイより衛星を放出する
ROTONロケット想像図（March 1/ 1999）

注1 第５回ロケット協会ロケットシンポジウム，１９９９年12月17日，於富士重工業（株）会議室

3.　ＲＯＴＯＮロケットのサブシステム

ROTONの目標が，少なくとも１００回の飛行をこなす再使用性を有するターンアラウンド期間の短いものである点は，他の再使用ロケットのコンセプトと同様である．荷重パスをシングルにすることで構造重量を減らせると考え，垂直離着陸を採用した．そして何よりも，システム運用の安全性および信頼性の向上には人間による操縦が不可欠であるとしている．開発の最初からテストパイロットによる飛行，着陸が可能なよう，ローター回収システム採用してとして順次試験をしていくたとのことであった．

図２に示されるようROTONはコニカル形状で，全高19.2m，底面直径6.7m，全備重量180トン以下である．丸味を帯びた底部にはメインエンジンがあり，その直上にはケロシンタンクがる．タンクを通して推力荷重はカーゴベイへと流れる．機体フレーム内側のスペースは，カーゴ室とクルーキャビンとに分けれてそれぞれ反対側に位置している．カーゴベイの上部にＬＯＸタンクが配置されている．さらに頂上には回収システムとしてのロータブレードとそのハブがある．打ち上げ時，及び軌道上ではロータブレードは機体に再突入はボトムエントリでこの際ブレードはトップのウェイク部に伸展されている．

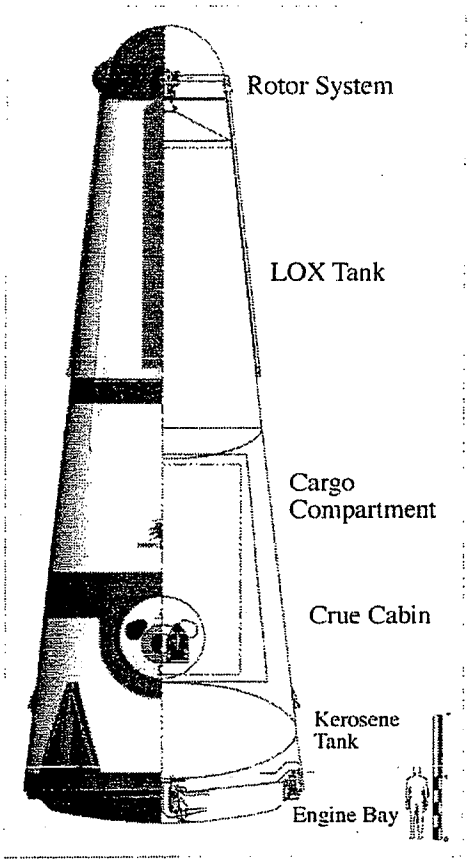


図２　ROTON外観（RotaryRocket社資料より）

遠心ロケット（ロータリーロケット）

名前の由来でもあり，ROTONロケットのアイデンティティとも云うべきメインエンジンは，遠心ポンプ方式のロータリーロケットである．図３にその概念図

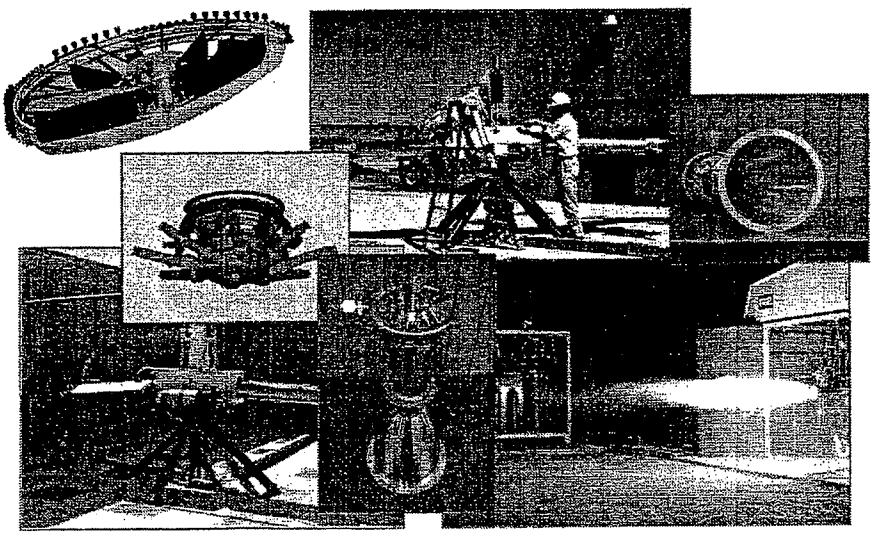


図３　ROTONロケットのメインエンジン：ロータリロケット（RotaryRocket社資料より）

を示すが，システムの複雑化，低寿命性を理由にターボポンプによる高圧圧縮を避け，回転ロータの先に燃焼室をマウントすることで，遠心力により高圧化する方式を採用した．およそ８０機ともいわれるクラスタ化されたエンジンを，わずかにキャントさせることで推力の一部を回転力にし，毎分７２０のロータ回転を行い，遠心力により外周のエンジン燃焼室を約１７０気圧にまで加圧し，２５０トンの推力を発生する．推進剤として液体酸素／ケロシン系を用い，全コンポジット系のインテグラルタンクを採用するとしている．エンジン単体を回転スタンドに取り付けた地上燃焼試験も意欲的に行なっているようである．

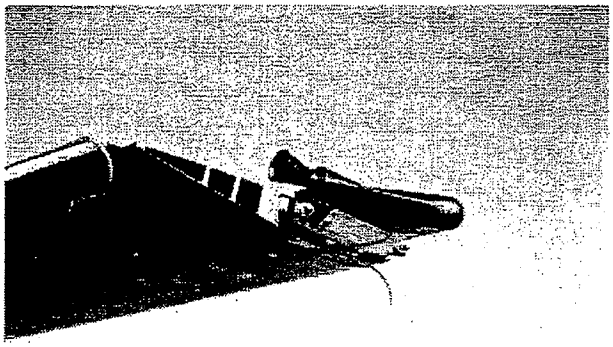


図４　ロータブレードのチップスラスター

注）その後，1999.12時点では，より低リスクのエンジンを早急に必要とする理由から，遠心ロータリエンジンの採用を取りやめ，1970年代にNASAマーシャル宇宙センタを中心に開発されたFASTRACエンジンをクラスタ化して推力2200kNを出す方式に変更している．遠心ロータリエンジンは将来のオプションとしての位置づけになった．

表２　Roton Space Vehicle 概要

- ϕ 6.6m × H19m　GLOW < 180 t
- 2 person piloted SSTO (VTVL)
- 320 kg PL to 50deg－H300km
- LOX/Kerosene propellant
  with all-composite Structure
- Rotary Rocketjet Engine (720 rpm)
  250 t vacuum thrust
- 170 atm (2400 psi) Chamber Pressure
- Active Water Cooled TPS
- Controlled Soft Landing
  with　autorot. Rotor
  &　tip mounted thruster

回転翼による着陸回収システム

ROTONロケットは４枚の金属ブレードからなる回転翼着陸回収システムを採用しており，これは軽量でシステムが簡単であると考えている．高度約8.5kmから始動し，グライディング／降下比１：１，およそ時速7,80kmで飛行する．そして最終的な軟着陸は，ロータブレードのチップにマウントされた，過酸化水素を推進薬として用いたスラスターの点火によってロータ揚力を増大して行われる．ロータブレードは推力制御可能で最大３５０lbfの推力を出す．

ランディングギアとしては，ダンパーもない非常に簡素な４脚をもっていた．そもそもローター回収システムなので，着陸のまた仮に足が折れたとしても，底面が平らなので，せいぜい７０°傾いた状態で静止するとこのことである．

エアロシェルと推進剤タンク

ROTONの推進剤タンク，エアロシェルなどはほとんどすべてカーボンファイバー・エポキシの複合材で構成される．実際に倉庫にてＬＯＸ用という巨大なシェルを見せてもらった際，詳細は秘密であるが内側には特殊なコーティングを施しているので問題ないことを強調していた．透明なので金属ではなさそうであった．

アクティブ水冷方式の熱防御システム

ROTONは，アクティブ水冷方式の熱防御システムを採用する予定である．初期検討ではコンベンショナルな熱防御システムを用いるより，開発及びその後の維持費まで含めて低コストであると見積もっている．このシステムは，打ち上げ時，再突入時の底面ヒートシールドなど高加熱率に曝される外殻に，内部に配置されたポンプによって水を浸出させ冷却するものである．浸出冷却に関しては四半世紀前には盛んに研究されていたことは事実であり，Off the Bookshelfのなんらリスクの無い技術であることを強調していたが，再突入機の熱防御系をかじる筆者は，材料の空孔率と噴出圧力特性ですら適切な選択が難しいこと，システムとした時の重量など課題が山積みのように思えて仕方がなかった．

4. 試験計画と今後

ROTONはその運用機までに4機以上の試験機を製作して，表3に示されるように，各々の段階において機能実証試験を行なって行く予定である．

'99年現在，ＡＴＶ（Atmospheric Test Vehicle）試験機の製作が完了され，３／１にそのロールアップセレモニが開かれた．その後図５に示されるような３回の飛行着陸試験が行われている．

初回飛行は'99/7/23で２ｍ強の上昇と着陸試験，２回目は'99/9/20で６ｍまで高度を上げ，２分半のホバーリングマヌーバ，そして３回目は'99/10/18に最高時速８０kmで約１０分間の水平移動飛行を行なった．その後2001/4現在まで，これが最後の飛行になっている．別途入手したビデオをみると確かに飛行しているのだが，ＤＣ－Ｘの飛行試験のような感動が沸き起こらないのは，それがどうしてもロケットの形をしたヘリコプターにしか見えないからであろう．この飛行試験が投資家の目にどのように映ったのであろうか．

表３　ROTON ロケット試験計画

	項目
ＡＴＶ 大気中試験機	・Rotor System の機能確認 （Rotor Tip Thruster の作動確認含む） ・着地技術のデモンストレーション ・H=2.4km
ＳＴＶ 構造試験機	・フルスケールによる構造設計の検証
ＰＴＶ－1 推進試験機１	・by "Conventional Small Engine" ・Ｈ＝１５０ km ・高Ｇ環境におけるローター展開機能確認
ＰＴＶ－2 推進試験機２	・再突入熱防御性能，Rotor Blade 冷却 Avionics，Control Sysytem の機能確認 デモンストレーション ・suborbital / orbital

5. おわりに

その後，しばらく話を聞かないので，Rotary Rocket Companyのホームページ（http://www.rotaryrocket.com）に行ってみると，2000年７月を最後に，その後１０ヶ月を経た今日まで，ページの更新が行われていないようである．実験続行にはファンドが不足していると聞いていたが，とすると「休業」してファンドを待つしかないのかもしれない．やはり，現実の壁は厳しく，斬新なアイデアは夢に過ぎなかったのであろうか．モヘビ砂漠を訪れた際に目を輝かせて未来を語ったスタッフ達の顔を思い出すと，今ごろどうしているのだろうと寂しい限りである．

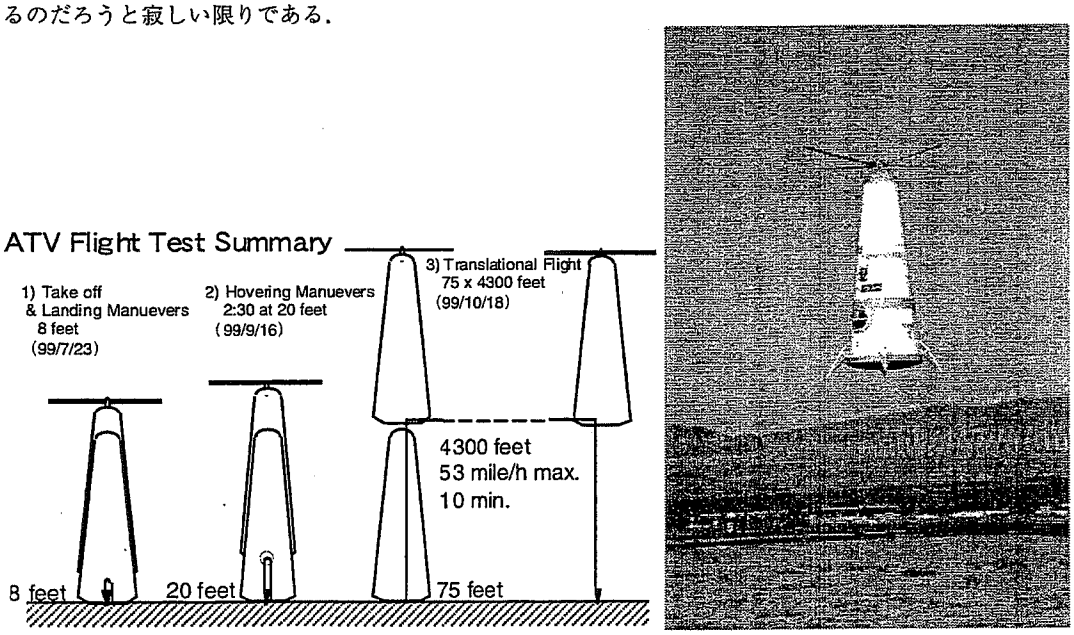


図５　ROTON ATV（大気試験機）の飛行試験（左：飛行概要　と　右：第３回飛行より）

宇宙ホテルについて [注1]

野崎健次
清水建設株式会社
〒105-8007 東京都港区芝浦1-2-3シーバンスＳ館

１．宇宙ホテルへの誘い

近い将来、「観光丸」等の宇宙機による一般人の宇宙ツアーが現在の海外旅行のように日常的になっているであろう。その時、いわば「バス観光ツアー」である「弾道飛行型」或いは「周回飛行型」の宇宙機のみによる乗ったままの旅に対して、「宿泊旅行」である宇宙ホテルへ滞在するツアーでしか味わえない、言わば「謳い文句」には次のようなものが考えられる。

「青い地球、遠い銀河を心ゆくまで宇宙から眺めよう！」
・・・一日中、大きな天体望遠鏡で宇宙の隅々まで眺めてみる。

「水のマリつきできたらいいな。〈さまざまな無重力での遊びをしよう！〉」
・・・宇宙機に比べ広い空間で無重力を使った様々な遊びをする。

「日常生活を宇宙で体験しよう！〈スポーツ、入浴、睡眠、・・・・・〉」
・・・シャワー、トイレ、食事、等、起床してから就寝まで地上での日常生活をそっくり宇宙で体験する。

これらの活動は、以前行われた国内外でのアンケート調査の結果、人気のあった項目であり、その結果の概要は次のようなものであった。

「宇宙で何をしたいか？」という問いに対しては、「地球を眺める、無重力体験、星を眺める、宇宙遊泳、無重力スポーツ」との答えが多かった。また、「何日くらい宇宙で過ごしたいか？」との問いに対しては、「２～３日（３２％）、１週間（４８％）」との回答で、８割の人達が２日間以上の宇宙での「宿泊」を希望していることが判った。さらに、「幾ら位払っても良いか？」との問いに対しては、「３～６ヶ月分の給料でも良い（７０％）」との回答が得られ、100 万円単位の金を払ってでも行きたいという人が多いことも判った。

２．宇宙観光のフェーズ

宇宙観光は、次のようなステップを踏んで発展すると考えられる。まず初めに、先ほど述べた「バス観光ツアー」である「フライト方式」の「弾道飛行型」のツアーが一般人の宇宙観光の先駆けとして開始され、次に同じく「フライト方式」の「周回飛行型」のツアーが「観光丸」等によって行われ、次第に宇宙観光の市場が拡大してゆく。

次の段階として、宇宙での恒久的な施設を用いた「滞在方式」が登場し始め、その中で、

[注1] 第6回ロケット協会ロケットシンポジウム，2001年3月26日，於川崎重工業（株）本社会議室

国際宇宙ステーションを利用し初期投資を抑えた「既存ステーション利用型」のものが宇宙ホテルのプロトタイプとして営業を開始するであろう。さらに次の段階として、資本や運営のノウハウを蓄積した企業により「滞在方式」の「小型施設短期滞在型」の宇宙ホテルが運営され、最終的に「大型施設長期滞在型」の宇宙ホテルへと繋がって行くと予想される。

３．宇宙ホテルの概要

さて、宇宙ホテルとはどのようなものであろうか。幾つかの特徴を挙げると；

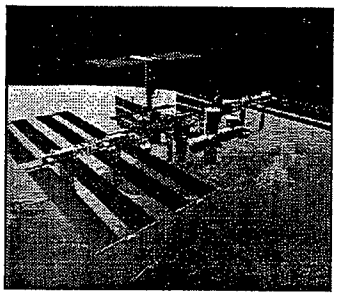
- 地球の周回軌道上に設置される滞在施設で、宿泊やレジャー設備はもとより、生命維持設備やエネルギー供給設備など宇宙基地としての基本的な設備を有している。
- 基本的に一般人が特別な訓練を殆どせずに行くことを目指す。
- はじめは、地球の低軌道のうち３５０～４５０ｋｍ付近に建設される。将来的にはより高い軌道や、月周回軌道、月面等へと発展してゆく。
- 長期滞在型では、回転による人工重力等、滞在中の快適さを増すことも検討される。究極的には、地上の高級リゾートホテル、或いはクルーズ客船で提供されているサービスへと近づいてゆくと考えられる。

４．宇宙ホテルの例

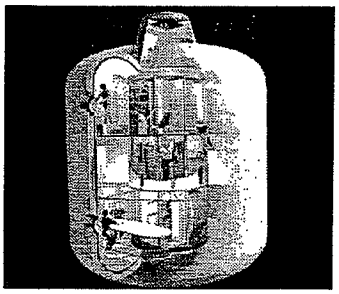
それでは、最近までに発表されている「宇宙ホテル」の構想の例を見てゆきたい。

４．１「既存ステーション利用型」の例

清水建設が検討している構想で、現在軌道上で建設が進められている国際宇宙ステーションの跡利用としてホテルを提案している。米国で開発済みのインフレータブル（膨張式）構造の「ＴＲＡＮＳＨＡＢ」の技術を用いて、多目的の大空間として新たに追加する他は、基本的に既存のモジュールを利用する。その大空間では、「ＩＭＡＸ」による無重力での映像や食事、各種のスポーツなどのイベントを体験できる。既存の生命維持装置などを使うので、１０人前後の人間が２泊３日程度滞在出来る施設とする。



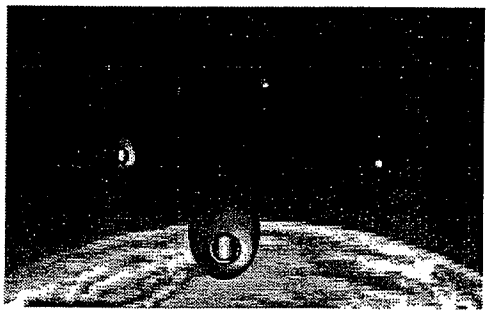
国際宇宙ステーション（出典：NASAHP）



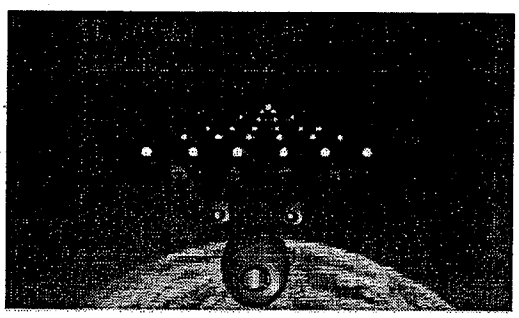
TRANSHAB モジュール（出典：NASAHP）

４．２「小型施設短期滞在型」の例

次のステップとして、清水建設で考えているのは、いわば「宇宙コテージ」というもので、小さな、独立して周回している複数のモジュールで構成され、各モジュール間を一定の距離に保つ為、「フォーメーションフライング」という技術を適用する。基本的な構成モジュールは、客室モジュール、サービスモジュール，エネルギーモジュール、通信モジュール等で、将来的には大空間モジュール等も追加してゆく。初期段階では必要最小限のモジュールのみで構成することにより、初期投資を抑制し、民間事業として成り立ちやすいようにし、需要が増えた段階で、必要なモジュールの追加を行うことを考え、言わば地上におけるコテージの増築のように増やしてゆく。



「宇宙コテージ」の初期段階

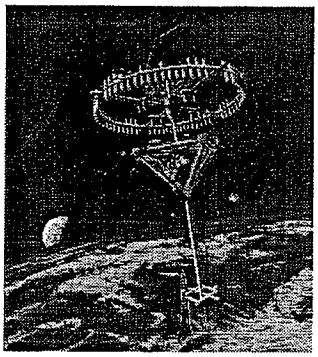


「宇宙コテージ」の発展段階

４．３「大型施設長期滞在」の例

４．３．１　清水建設の「宇宙ホテル」

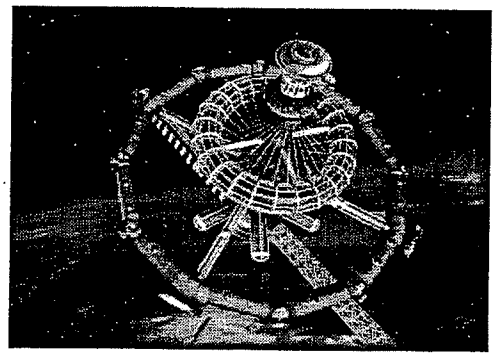
宇宙ホテル構想としては最も早く発表されたものの一つで、客室モジュール、パブリックエリア、エネルギーサプライエリア、プラットフォームの４つの部分で構成される大型宇宙構造物である。中央のリング状部分の直径は 140m、全体の高さは 240mで、全体重量約 8,000 トンの施設が地球上の高度 450km を周回している。中央のリング状部分の下部に客室が 64 室配置されている。客室内での快適性及び水まわりの扱い（洗面、シャワー、トイレ等）を容易にするため、リングは 3 rpm で回転しており、遠心力によって重力が発生している。中央部では無重力環境を体験できる大空間があり、各種の娯楽を楽しめる。



清水建設の大型「宇宙ホテル」

４．３．２　WAT&G の宇宙ホテル

Wimberly Allison Tong & Goo（WAT&G）という米国の建築設計事務所が提案している宇宙ホテル構想で、通常は捨てられてしまうスペースシャトルの外部燃料タンク（ＥＴ）を再利用して建設するというアイデアを提案している。リング状に繋いだタンクは２層になっており、清水建設の「宇宙ホテル」と同様、リングを回転することにより重力を発生する。また宇宙ホテルの中心部は無重力環境ゾーンで、様々な０Ｇ体験が可能である。



WAT&G の宇宙ホテル

５．宇宙ホテルの経済収支

昨年、ロシアの宇宙ステーションミールに滞在するという、世界初の宇宙ホテルパッケージツアーが売り出され、その旅客第一号に名乗りをあげた米国の実業家が話題になったが、その費用は一人 20 億円以上で、とても「一般人」が払える額ではない。この話はその後ミールが老朽化のため地球に落下させられた為、宿泊地を国際宇宙ステーションへ変更することを模索中とのことである。額はともかく、将来の「一般人」用の宇宙ホテル実現に向けた魁として大いに注目したい。

「一般人」でも手が届きそうな最初のものとして、米国の Space Adventure 社が募集している弾道飛行ツアーがある。高度 100km まで弧を描いて飛ぶもので、無重力を体験できるのは 2 分間である。これを一人当たり 1060 万円で売り出しており、2～3 年で実現することを目指している。

日本ロケット協会が提案している「観光丸」による 3 時間の軌道周回ツアーは一人当たり 295 万円と計算されている。

以前、清水建設の大型「宇宙ホテル」で２泊３日の宇宙ホテルツアーのケーススタディーを行ったところ、旅客一人当たり 500 万円位と算出したが、この額を実現するには、地球から軌道までの打上げコストを現在より二桁下げることを前提としていた。

６．宇宙ホテルの課題

一般人が行ける宇宙ホテルを実現する為にはまだ幾つかの課題がある。

先ほども触れたが、最も重要なものは、安全な再使用型の輸送手段（ＲＬＶ）が実用化

され、旅客・建設資材等の輸送コストが現在より大幅（二桁位）に安くなることが不可欠である。又一般旅行者が使う軌道上の大型宇宙構造物の安全性の確立、軌道上での大型構造物の建設における、建設ロボットの活用等による軌道上組立方法の確立なども重要な課題として挙げられる。

さらに、宇宙ホテルでの消耗品は、初期段階では地上からの物資輸送に依存するが、将来的には極力自給自足を目指す循環型の施設とすることが求められる。

7．おわりに

現時点では、輸送手段のコストが高い為、まだ「一般人」が払える宇宙ホテルツアーは難しい。しかし、大金持ちによる既存宇宙ステーションのホテルとしての利用や弾道飛行による宇宙ツアーなどの実現により、着実に宇宙ホテル実現への道は拓かれつつある。

X PRIZEデザインプロジェクト概要 注1

阿部守男
芝浦工業大学先端工学研究機構
〒330-8570 埼玉県大宮市深作307

Abstract

JEDI Project organized Space Seminar at Shibaura Institute of Technology, which does not have a department of aerospace. JEDI did it as an educational spinoff study. The X PRIZE Design Project was conducted, and how to realize to win X PRIZE was considered. On January 30th, JEDI had an opportunity to give a presentation to Boeing people at the Museum of Flight in Seattle, WA..

1．デザインプロジェクトとは

デザインプロジェクトは、フランス・ストラスブールの国際宇宙大学（ISU: International Space University）でカリキュラムとして採用している研究課題で、事前に定められたテーマを、学生自らが活動し、役割を分担し、成果を論文にし、かつ口頭発表することによって、宇宙ミッションの全てのプロセスを体験するものである。

ミッションの科学的意義を定め、機器をデザインし、打上げを準備し、運営機関を組織し、法律上の問題を解決し、予算を捻出する方法を立案する。これら一連の流れを、他の担当者とコンセンサスを得ながら進めていき、各自の分担には専門知識、技術を最大限に活かすことが要求される。

このテーマとして、X PRIZE（エックスプライズ）を用いた。

2．X PRIZE とは

96 年、アメリカ・ミズーリ州セントルイスで起ち上がった有人宇宙飛行のコンペティションで、

1) 3 人乗りの宇宙機で
2) 高度 100km 以上の宇宙空間への弾道飛行を
3) 14 日以内に 2 度

最初に成功させたチームに、賞金 1 千万ドルと X PRIZE トロフィーが授与されるというものである。

主催者である X PRIZE Foundation が掲げるルール、法律による規制を遵守することが義務づけられている。このルールには、原則として政府所有の宇宙施設の利用が禁止され

注1 第6回ロケット協会ロケットシンポジウム，2001年3月26日，於川崎重工業（株）本社会議室

ている。また、初回のフライトから 2 回目を通じて部品交換は重量にして 5 パーセント未満。搭乗員は、必ず健康な状態で帰還されなければならないなどの制約も記されている。

1 千万ドルの賞金額は、ロケットの打上げをどんなに安く見積もっても 1 ケタ安く、エントリーチームは、新たな宇宙ビジネスの開拓を視野に入れた開発をすすめなければならない。

3．JEDI（ジェダイ）プロジェクトでのデザインプロジェクト

当ゼミで行ったデザインプロジェクトでは、X PRIZE 機の実現、優勝を実現するための条件として、

1) 早く実現する
2) 安く実現する
3) 利潤を産み出せるシステムにする

ことが掲げられた。これらの条件により、新しい技術開発をするのではなく、既存の技術、やコンポーネント、施設を流用し、多くのサービスを提供できる方法が考案された。

【地上施設】

打上げ施設として、不動産コスト、設備開発費を抑えるために、種子島、内之浦といった国内既存の発射場に依存せず、中古機を比較的入手しやすい、ボーイング 747 型旅客機の離発着が可能な場所であれば、理論上どこからでも上記の条件を満たせるシステムが考案された。747 背面に搭載した X PRIZE 機（アユミックスと命名。Ayu-mi-x: Architecture Unit, Mission for X prize）を公海上へ飛行し、分離、点火する。

アユミックスは、高度 100km への飛行後、グライダー飛行によって空港に帰還する。

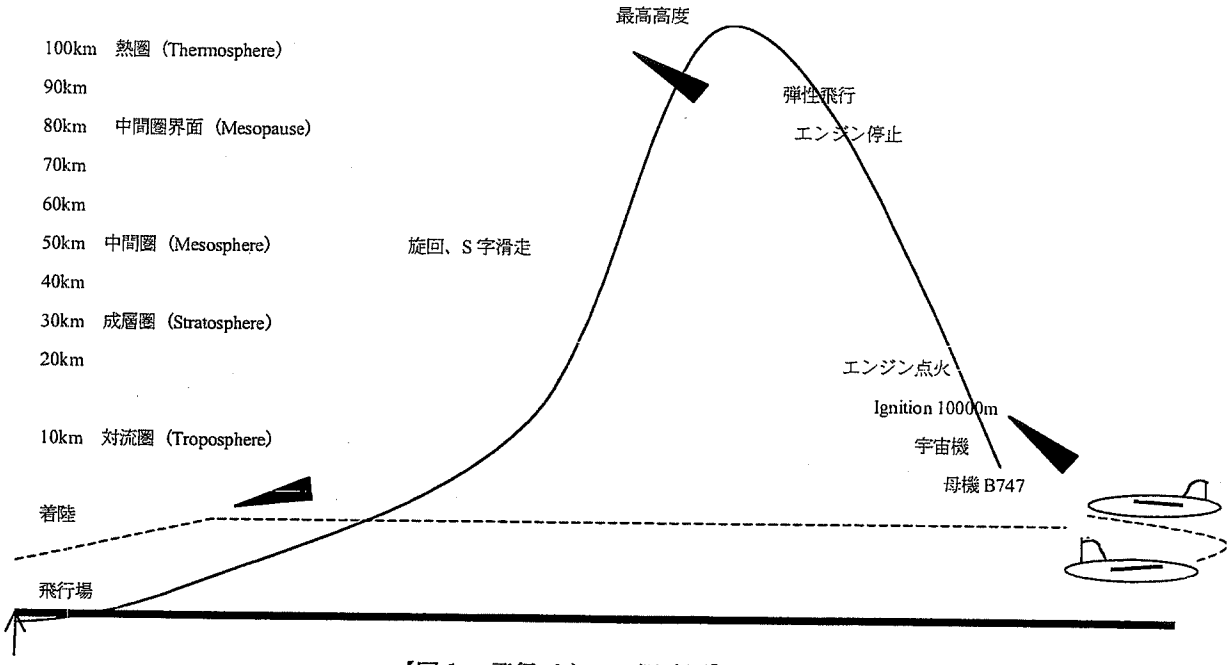
本番のフライトに際し利用する空港は、、X PRIZE 優勝を果たしたあかつきには、伝説の場所となり、臨空・臨宇宙都市として、地域振興を図ることができるだろう。

【エンジン】

液体酸素、液体水素を燃料とする、H-2 ロケットで 6 回の打上げ実績のある LE-7 ないしは、後継の LE-7A を搭載し、再使用する。LE-7 は、H-2 ロケット 7 号機 8 号機の打上げ失敗の原因とされているが、それ以前に実績のあるエンジンであり、トラブルは部品材料の品質に原因があったものと考察された。

【ライフサポートシステム】

スペースシャトルで利用される EVA スーツを参考にしたフライトスーツを着用する。アユミックス本体のコンポーネントとつなぐ。また、医学データの取得も考えられた。



【図１：飛行パターン概略図】

【耐熱材】

HYFLEX で使用された耐熱材をメインとし、局所にスペースシャトルと同様のタイルを使用する。

【宇宙ビジネス】

X PRIZE で提案されるコンペティションの内容からまず、再利用可能な往還機での「宇宙旅行」「次世代旅客輸送」（東京－ニューヨーク３時間など）「宇宙医学への貢献」などが考えられる。

これを、無人飛行についても考慮に入れると、コックピット、搭乗員及びその装備品の重量などが省かれ、「約 500kg までの衛星打上げ」「微小重力実験」（約４～８分）が考えられる。以上をまとめると、次のようになる。

【表１：X PRIZE 機によるビジネスの可能性】

有人飛行	無人飛行
宇宙旅行 次世代旅客輸送 （東京－ＮＹ３時間など） 宇宙医学への貢献	静止軌道へ約 500kg までの衛星打上げ 微小重力実験（約４～８分）

アユミックスを、有人機、無人機の２種類製造すると、衛星打上げや微小重力実験のサービスにより、主な利益を獲得できる。それによって、有人飛行サービスにともなうコスト、旅客費用を軽減することができる。

（１）衛星打上げサービス

無人アユミックスのペイロードでは、約 500kg の衛星打上げが可能になる。既存のロケットと積載重量をリストアップし、比較する。

【表２：既存ロケットと打上げ重量】

ロケット名	静止軌道への打上げ重量（kg）
Ｈ－２（日本）	2,000
Ｊ－１（日本）	1,000
アリアン５（ヨーロッパ）	5,000
シーロンチ（アメリカ）	5,600
長征（中国）	2,000

これらは、積載重量は大きい。その一方で、打ち上げられる側の衛星は、コンパクト化の傾向が進んでいる。携帯情報端末やヘッドフォンステレオなど、地上の電化製品と同じように小さくまとめられている。また、コンパクト化することで、打上げリスクも軽減できる。

表に掲げたロケット群では、積載能力が大きいことから、小型衛星、超小型衛星の場合、他の大型衛星との抱き合わせで打上げなければならず、そのスケジュール調整などにも時間がかかる。

それに対し、無人アユミックスでは単発で 500kg 程度までの衛星を早く、安く打ち上げたいというニーズを満たせる。

（２）微小重力実験

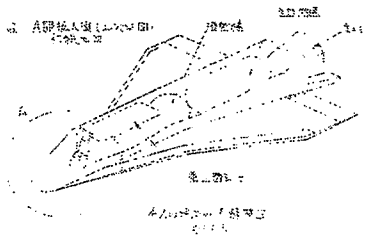
既存の微小重力実験の方法と、その環境について比較する。

【表３：微小重力実験の比較】

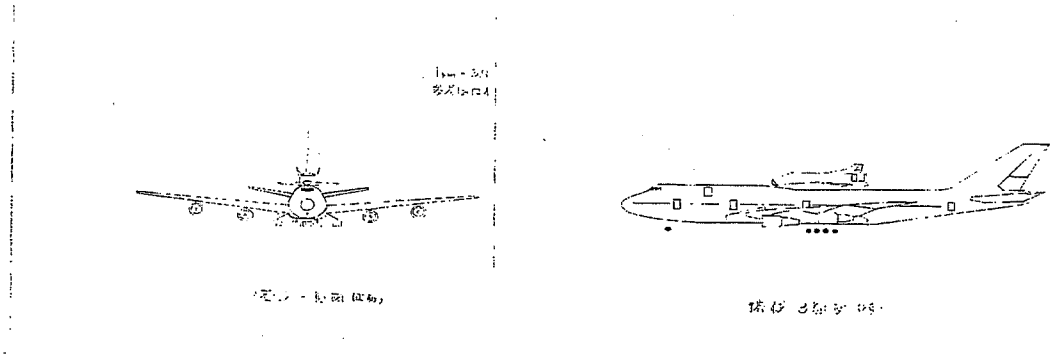
方法	継続時間	微小重力
落下塔	約５～１０秒	10^{-5}～10^{-4}g
パラボリックフライト	約３０秒	10^{-4}～10^{-2}g
小型ロケット	４～６分	10^{-5}g
スペースシャトル	７～１４日程度	10^{-5}～10^{-2}g
宇宙ステーション	３～６ヶ月程度	10^{-8}～10^{-2}g

無人アユミックスの飛行では、高度 100km 以上への弾道飛行の頂上で、４～８分程度の微小重力が発生する。パラボリックフライトとスペースシャトルの中間の継続時間を提供でき、ペイロードの大きさ、継続時間の長さにより、小型ロケットとの差別化が図れる。

以上を踏まえて考案されたアユミックスの概略図を示す。



【図３：アユミックスの概略図】



【図４：747 に搭載されたアユミックス】

４．アユミックスのビジネス性、将来性

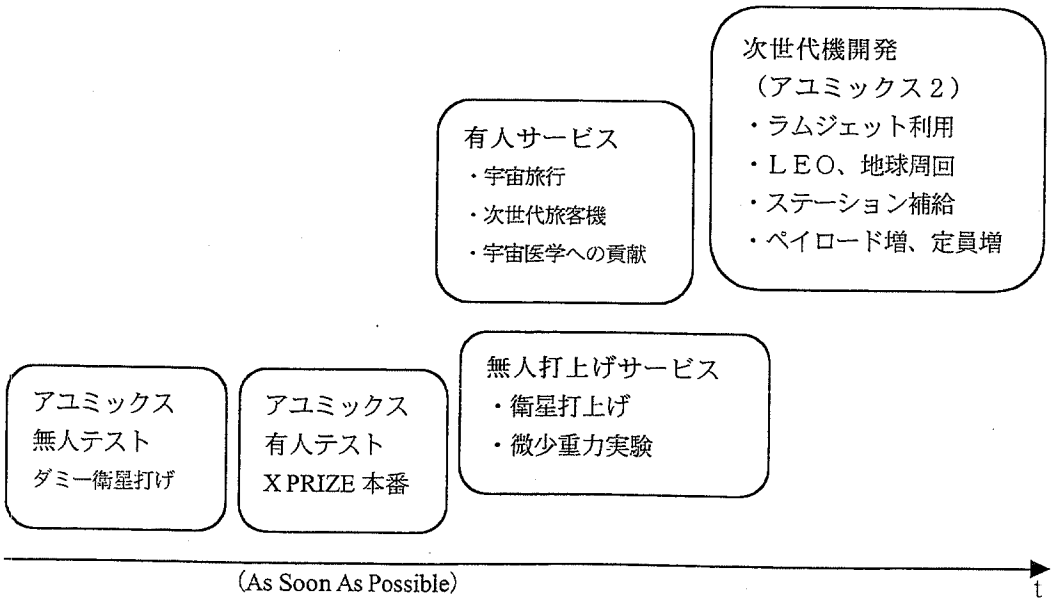
『X PRIZE の優勝、即ちエラー!行き』では、投資に対する回収ができないばかりか、将来性を開拓していくこともできない。しかし、アユミックスには、様々なビジネス性、将来性がある。

（1）X PRIZE 本番フライト

- 母機 747 への広告掲載　¥300 万／件
- X PRIZE 本番イベント（地域振興）
- チームグッズの製作、販売　¥500～

（2）将来ビジネス

- 機体の量産、販売　→　航空会社、研究機関、高額所得者など
- 次世代機種の研究開発



【図５：アユミックスの開発スケジュール】

アユミックスの開発から X PRIZE 優勝までの総費用は、H-2 ロケットや戦闘機の開発な

どを参考に、約622億円と試算された。この見積もりは、大きすぎるぐらいがのぞましい。X PRIZE の性質上、出来る限り早く実現できることが求められているため、詳細についての研究プロセスで、もっと省力化、省コスト化が図られていくことが理想である。

5．考察

我々のアユミックスのアイデアは、打上げに理想的な場所へ輸送し、そこから発射を行う点で、海上からの衛星打上げを行うシーロンチと似ている。また、シーロンチよりも小規模な衛星や、旅客を扱えることから、そのニッチとなる。これは言わば、「スカイロンチ」と呼べるコンセプトである。

6．まとめ

約 2 年にわたる研究のプロセスで、99 年度末に考案された X PRIZE 機の形状が、後に発表された HOPE-X のリデザインモデルと形状が酷似していたなど、専門的に宇宙工学を学習したわけでない学生達にもかかわらず、特筆すべき考察がなされた。

2001 年 1 月 30 日、アメリカ、ワシントン州シアトルの国立航空博物館において、ボーイング社の社員達を相手に行われた。747 の利用、シーロンチとの相互補間ビジネスモデルは高く評価された。

一方で、

・カウントダウンはいつの時点でスタートするのか？
・LE-7 エンジンではオーバースペックでは？
・LE-7 を横倒しの状態で着火できるのか？

などの様々な指摘を各方面から受けている。まだ不足の点もあるが、日本からの X PRIZE へのエントリーも現実へと近づいた。これに際し、日本の宇宙産業が立ちあがるか？「カタチはどうであれ、大和魂は継承される」として、アメリカにアイデアを譲り渡すか？これは大きな選択である。

7．参考文献

宇宙開発事業団編「微小重力実験の基礎」宇宙開発事業団, 1999

Gerson, Amy "Sea Launch Overview for SIT Delegation"
Boeing Commercial Space Company, Feb. 1, 2000

Voss, Linda "U.S. launch ranges confront change" pp28-36. Aerospace America,
AIAA, June, 2000

Ang, Wang & co-authors "Space Tourism - form dream to reality"
International Space University, 2000

8．謝辞

このデザインプロジェクトを行うにあたり、宇宙開発事業団、宇宙科学研究所や、様々な大学、企業の方々からご助言、ご指導をいただきました。また、ボーイング社の方々には、口頭発表をさせていただく貴重な機会をいただきました。

さらに、日本ロケット協会での発表の機会をいただき、様々なご指摘、ご指導をいただきました。皆様に深く感謝申し上げます。

再使用型ロケット実験機の今後の展開 注1

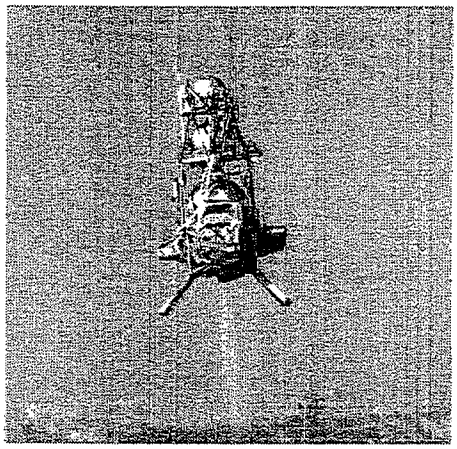
稲谷芳文
宇宙科学研究所
〒229-8510 神奈川県相模原市由野台3-1-1

1．序

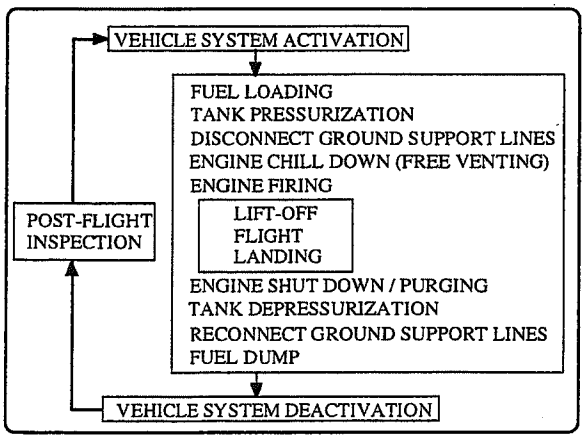
将来の宇宙輸送システム研究の一環として完全な再使用を行うロケットについて，宇宙研で行い得る規模の開発研究計画の立案を行うと同時に，小型の実験機による一連の実験を実施して来た[1]．再使用ロケット実験機による離着陸実験は２回にわたって行われたエンジン推力特性試験に引き続き，液体水素ロケットの繰り返し運用についての経験の蓄積と，ロケットエンジンによる離着陸機能の確認を目的として行われたものである．実験機は図－１に示すように全長約３ｍ，乾燥重量約３２０ｋｇの小型のシステムで構成し，最大２０秒程度のエンジン燃焼が可能で垂直上昇および垂直着陸を行う能力を有する．機体システムおよび地上支援システムは繰り返し運用が容易に行える様に設計され，実験運用を通じて安全かつ効率的な再使用のために必要となる技術課題の抽出と将来の本格的な機体の設計のための経験の蓄積を目指している．現在，この実験機をさらに改修して新規技術要素を順次取り入れることにより実験を継続し，効率的な再使用を可能とするシステム技術の習得を目指した活動を続けている．今回の報告では得られた知見と今後の展開に当たっての考え方および現在の活動の状況について述べる．

2．第１回飛行実験での経験蓄積

これまでに行われた飛行実験では，ロケットの繰り返し飛行を行うための最低限の機体システムを構成した．また実験に必要な地上系システムの意味でも小規模な地上設備や支援系によって飛行実験が可能なようにロケットエンジンによる垂直離着陸型のシステムとした．実験で得られた経験は数多いが液体水素を燃料とするロケットの繰り返し飛行運用を実際に行い，将来の本格的なシステム構築の第一歩として経験を蓄積する事に主眼をおいた．再使用に固有の課題について得られた成果と知見を以下に列挙する．



図－１．再使用ロケット実験機 (RVT-1)



図－２．実験機のターンアラウンド

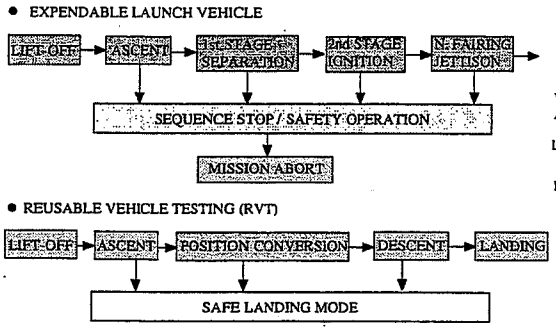
・エンジン推力制御による垂直着陸

機体の飛行機能に関しては主エンジンの推力制御による垂直着陸に関する経験の蓄積が今回の実験の目的の一つであった．着陸誘導に必要なエンジン推力制御の応答性は地上燃焼実験で確認した後飛行に臨んだ．今回の航法系はＩＭＵによる慣性航法と機体高度のみレーザ高度計によるシステムとする簡便な構成とした．誘導則については機体の沈下率を高度に対してあらかじめ用意した値にするような方法を採ったが，概験を通じて航法誘導性能についてはほぼ当初の目的を達した．またレーザ高度計を用いる場合の照射点での燃焼ガスとの干渉など飛行運用上の課題についても知見を得た．

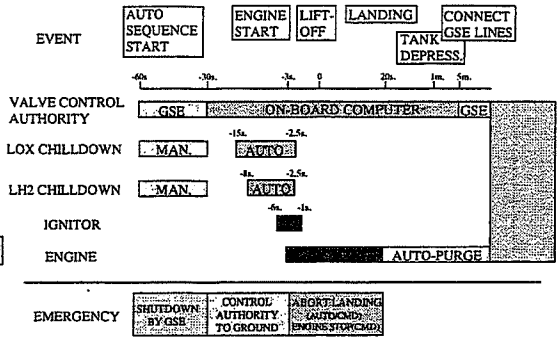
注1 第6回ロケット協会ロケットシンポジウム，2001年3月26日，於川崎重工業（株）本社会議室

・故障検知とアボートシナリオ

使い捨て型のシステムでは飛行中の異常に対して講じる処置は，以後のシーケンス停止，さらには保安のための機体の破壊である．再使用型のシステムではある程度の範囲の異常に対してミッションの放棄が即機体の破壊ではなく飛行のどのフェイズでも安全に地上に帰還する能力が求められ，この点で両者のシステム構築法は全く異なる（図－３）．今回の実験機では飛行のどのフェイズにおいても搭載システムによる異常の検知と外部からのコマンドによる指示の両者の方法で図－３に示したように緊急着陸モードに遷移するシステムを構成して運用した．本格的な打上げ飛行においては飛行環境が大きく変化することや空中での燃料投棄の問題など必ずしも直ちに緊急帰還するものではないが，いわゆるContinuous Intact Abortの概念は今回の実験機のような考えを発展させたものとなるであろう．推進系の健全性判断については今回のシステムのように広い範囲の推力制御を行う場合はエンジンの運転状態に応じた異常判定の値を時々刻々予想しながら同時に判定を行う事が必要になるであろう．今回の実験機では一部の温度や圧力についてこの考えに基づいて搭載計算機で正常範囲の予測と判定を行った．ただし実験における２回の離着陸飛行では異常は検知されず正常な範囲で飛行しアボート運用の実行はなかった．



図－３．アボートの概念



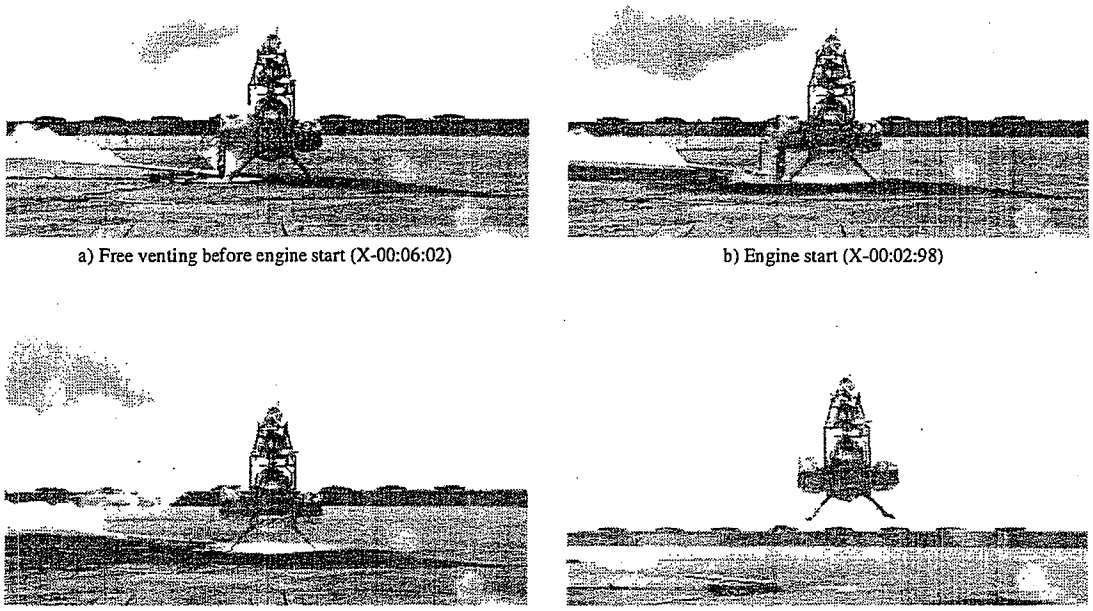
図－４．実験機の飛行前後の運用

・フリーベント

極低温燃料を用いるロケットではエンジン点火前の推進系の予冷が必要で，通常のロケットの発射設備では，予冷排気あるいは排液のダンプはＱＤコネクタを介して地上設備を経由して投棄される．今回の実験機では最低限の地上系システムで運用することや着陸後の排液配管を兼ねることなどを目的として，機体から直接予冷排気，排液を投棄するいわゆるフリーベントの方式を採った．予冷はエンジン点火に短時間重畳して行われるが，機体直近での酸素と水素の混合をさけるため，水素は機体上部から側方へ直接，酸素は機体底部から下方へ排気ダクトを通じて機体から約５ｍ離れた地上まで導き，それぞれ大気中に放出されるようにした（図－５）．この方式で飛行実験および多数回にわたる地上燃焼実験においてフリーベントの影響調査を行った．放出後気化した酸素，水素の挙動は地上の風の条件によって異なり，エンジン点火後，水素の大気中での燃焼に至る場合もあるが，その場合でも機体から離れてほぼ緩やかに燃焼し，機体および地上設備などへの影響は皆無であった．

・推進系のSAFINGとターンアラウンド

ここでは主として実験で行われた運用上の課題といわゆる飛行間のターンアラウンドについて述べる．この作業は図－２に示され，２日間で２回の飛行実験を行うという当初の目的は達せられた．特に一端地上系から完全に切り離された機体の，着陸後のSAFING（安全化）からDEACTIVATION，その後の機体点検から次の飛行への準備という作業は，はじめての経験である．図－４には飛行準備の最終段階からSAFINGまでの作業の流れを示した．推進系のバルブ制御権の地上系から搭載系への切り替えと飛行後の地上系への戻しおよび地上系ラインの接続などによるタンク内燃料の廃液処理の手順などは地上作業の安全に関わる重要な課題である．今回の実験機では着陸／エンジン停止の後，自動的に推進系メイン弁下流側のパージ開始，テレメトリや地上監視モニタによる機体の健全性確認の後，地上からの無線コマンドによるタンク減圧を行った．この後さらに安全の確認を行い３名の推進系作業者による地上系操作ラインの接続，バ



a) Free venting before engine start (X-00:06:02)

b) Engine start (X-00:02:98)

c) End of free venting (X-00:00:99)

d) Lift-off (X+00:02:07)

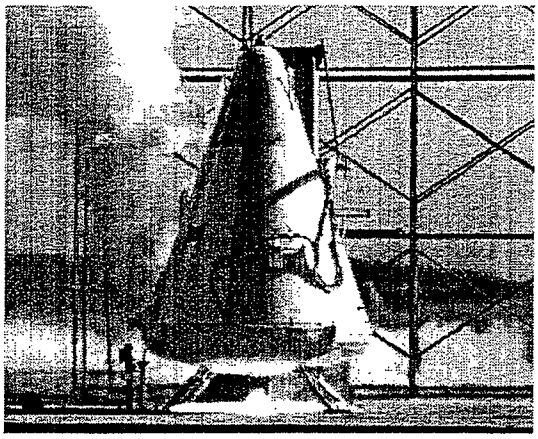
図－５．飛行実験時のフリーベンティング

ルブ制御権の地上側への戻し，廃液処理までを行い，機体周りの安全確認の後，待避状態の解除，全作業者による点検作業開始という手順で実験を行い，安全を確保しながらおおむね計画通りに運用を行うことができた．

３．第２次実験の機体構成と今後の展開

上に述べた再使用ロケット実験機によるこれまでの経験の蓄積を生かし，これを発展させる形で，同様の方法で実験を継続し，再使用に関する知見をさらに深めることを目指している．実際に繰り返し飛行が可能な「再使用ロケット実験機」およびその飛行実験機会を最大限に活用して，再使用のシステム構築に関する設計のための知識の蓄積を図り，併せて後で述べる基礎研究として別に実施する再使用化のための先進技術の基礎研究の結果の実証の場としてこの実験機を用いることにより，再使用ロケットの有意性の認識を高めると同時に，完全再使用に向けた研究開発の活動を加速することが基本的な考え方である．

次の実験機（ＲＶＴ＃２）では，２節で述べた繰り返し飛行や効率的かつ安全な再使用運用に関するテーマをさらに発展させるため，エンジンおよび機体を改造し，さらに飛行範囲の拡大と再使用運用の洗練を図る．機体は飛行範囲の拡大のため，エンジン推力の増強とエアロシェルの装着による空力特性の管理などを行うこととし，高寿命設計と電鋳法による燃焼器製造による局所応力の緩和，酸素水素両系統の流量制御によるスロットリング，液水，液酸タンクの大容量化，気蓄器の増強，姿勢制御用ＲＣＳの能力増加，航法系にＲＴＫ－ＧＰＳを追加し，レーザ高度計と併せてＧＰＳ／ＩＮＳ複合航法を採用，などの多くの改修を行った．これまでに２度の地上燃焼実験を終え，エンジン特性の取得や，離着陸時の機械的熱的環境影響の調査，航法系も含めた機体システムの総合動作試験などを行い次回の飛行実験の準備を進めている段階である．第１次実験に比べて機体がエアロシェルで覆われるため，今後の本格的な再使用型機体の開発に備えて，水素漏洩検知器の搭載により，地上および飛行中のモニタを行い運用上の課題を抽出することもテーマの一つである．エアロシェル装着形態での地上燃焼試験によって飛行実験時の運用のためのデータ取得を行った．図－６に地上燃焼実験における実験機の機体の様子とその緒元の概略を示す．



機体重量	約600 kg
高さ	3.56 m
最大直径	2.16 m
エンジン	液水ロケット
推力	400 - 820 kg
燃料／酸化剤	液体水素；140 l.,液体酸素；45 l.
飛行時間	約 20 sec.
姿勢制御	窒素ガスジェット
航法／誘導	慣性航法／高度計／ＧＰＳ

図－６．再使用ロケット実験機（ＲＶＴ＃２）

上記の既に実験機に採用された技術要素以外に，中期的な研究課題として実施中あるいは実験機への搭載を考慮して検討中のテーマは以下の様であり，実験機による活動と平行して予備的な検討や基礎実験を行っている．

・エンジンの高耐久性化（回転部分を含む）とヘルスチェック方法
・搭載型水素漏洩検知方法の検討
・複合材極低温タンクの試作
・酸素水素補助推進系の基礎実験
・着陸航法誘導系の高度化

これらは従来提案している観測ロケットクラスの本格的な再使用型ロケットの基本的な設計を行う際に，効率的な再使用を可能とするため，および性能の向上に寄与するために必要な技術要素として位置づけているものである[1]．これらの要素技術についても今後の実験機の発展計画の中で，順次飛行可能な状態にまで検討を進め，さらに次回以降の機体の改修の際にこれらの基礎的な研究の成果を採り入れる形でこの実験機あるいはこの発展形態を中心とした活動を継続して行くことを考えている．

４．まとめ

再使用宇宙輸送システムの研究のゴールは，究極にはロケットの仕事を一発勝負の世界から安全性も含めたフツウの乗り物の世界に変えることである．最終的な目標の実現のためには性能の向上に関わる多くの技術課題を克服すると同時に，航空機的な効率的繰り返し運用の形態を目指したシステム構築技術の経験蓄積が欠かせない．「観光丸」を題材として行われる機体システムや性能の目標設定，安全および信頼性についての一連の議論はここで行う実験機の研究課題の設定に極めて有用である[2-4]．ゴールのイメージの明確化と，これに至るアプローチの方法の具体化の両者の意味でそれぞれの意義が明確となる．ひとたび効率的な再使用ができる飛翔体システムを手に入れるといろいろな応用が期待されると同時に継続的な研究活動が可能となる．この実験機が発展してこのような本格的な再使用型の宇宙輸送システムに向けての活動が展開されることが有意である，というのがここでの主張である．

５．参考文献

[1] Yoshifumi INATANI, Yoshihiro NARUO & Koichi YONEMOTO, "Concept and Flight Testing of Fully Reusable Rocket Vehicle" J. Spacecraft and Rockets Vol.38, No.1, pp.36-42, 2001
[2] 日本ロケット協会運輸研究委員会「宇宙旅行用標準機体「観光丸」設計報告書」1996
[3] 同上「宇宙旅行用標準機体「観光丸」開発・製造費用報告書」1998
[4] 同上「垂直離着陸型宇宙旅行機の安全性基準に関する検討報告書」2001

あとがき

ロケット研究シンポジウムはこの報告書までを含め，合計６回実施されました．今回の報告書では第５，６回の講演をテーマごとにアレンジし，主として，旅客輸送を行うロケットに対する安全の考察と医学上乗客に対して考慮すべきこと，またこれを用いて事業を行ういわゆる運航者の視点でロケットの機体やシステムに対する要求などについてテーマを絞って編集しました．第１回から４回までのシンポジウムの講演集では「エアライン型ロケット実現の課題」として，主にロケットの性能，運用などの諸技術課題をテーマとして行われた発表について既にまとめられていますが，まえがきにも書いたとおり，今回の講演集ではさらにその後のロケット協会運輸研究委員会や宇宙旅行事業化検討フォーラムなどで行われた上記の各研究テーマについての成果を含めてまとめて編集しました．第５，６回シンポジウムの各々のプログラムについては添付資料をご参照下さい．

第５回の一部の講演について原稿をいただけなかった発表については，発表の記録として，シンポジウム当日の発表に用いられたＯＨＰ原稿をそのまま入れて講演集としました．第５回の開催から約２年の時間を経てしまい，シンポジウムでの全ての発表の講演集とならなかったことは編集人の不手際であり，お詫びいたします．また第３章の第６回シンポジウムで発表された森滋夫氏の原稿のあとに，日本宇宙航空環境医学界「空の旅医学研究会」宇宙旅行医学小委員会で行われた研究の成果として，報告書の抜粋を追加しました．

このシンポジウムは日本ロケット協会学術委員会の活動として行われ，参加者の皆さんに負担していただいた参加費を印刷などの費用に充てました．第５，６回のシンポジウムに参加された方には各１部を無料でお送りしています．

最後に，この講演集の編集作業に献身的に尽くして下さった米田和美さんに心から感謝いたします．

今後ともシンポジウムを継続して行う計画ですので，皆様のご協力をよろしくお願いします．

編集責任者
稲谷芳文

2001 年５月

資料１　　第５回ロケットシンポジウムプログラム

テーマ：「航空機並設計思想の宇宙旅行機への適用可否」

日時　：　平成１１年１２月１７日（金）１３：３０～１７：００
場所　：　東京都新宿区　スバルビル５階　富士重工会議室

１．　挨拶　　日本ロケット協会会長　磯崎弘毅

２．　基調講演
「第３期運輸研究委員会の課題～ロケット屋と飛行機屋の文化の違い」
JRS 運輸研究委員会委員長　鳥養鶴雄

３．　発表講演
３．１　航空機に学ぶもの
（１）　「耐空性の目指すもの」　宮下徹　（運輸省航空局）
（２）　「航空安全の現場より」　近藤貞雄（全日空）
３．２　宇宙旅行機の安全性基準の課題
（１）　「飛行機の安全性設計とロケットの信頼性設計は違う」
米本浩一（川崎重工）
（２）　「構造設計の安全率は飛行機のままでよいか」
宮原　啓（富士重工）
（３）　「避けて通れない推進系統の独立性要求」
北山　治（三菱重工）
（４）　「乗客の命を守る為の装備設計」
岡屋俊一（日産自動車）
（５）　「宇宙旅行用ロケットエンジンの開発に必要な要求」
岩間一敬（石川島播磨重工）
（６）　「民間輸送用法制研究委員会の活動について」
舟津良行（航空コンサルタント）
（７）　「旅行用宇宙船設計に必要な医学データについて」
長友信人（宇宙科学研究所）
３．３　トピックス
（１）　再使用型ロケット実験の目的と意義　稲谷芳文（宇宙科学研究所）
（２）　ROTON 見たまま　山田哲哉（宇宙科学研究所）

４．結び　　日本ロケット協会学術委員　長友信人

プログラム委員：稲谷芳文，宮原　啓，米本浩一
シンポジウムコーディネータ：長友信人

第６回　ロケット研究シンポジウム

資料１　　テーマ：「ユーザーの宇宙船設計の視点」

日時　：　2001年３月26日（月）13：30～16：30
会場　：　川崎重工業（株）東京本社，１６階６５会議室

13：30　あいさつ

13：40～　基調講演　　司会　長友信人

1　旅客宇宙船の一般仕様作成の意義　　舟津良行
（宇宙旅行事業化フォーラム座長）
2　ワークショップ２の成果　　大橋　仁
（ワークショップ２リーダー，全日空）
3　宇宙旅行医学の指針　　森　滋夫
（名古屋大学教授，環境医学研究所）
4　宇宙ホテルについて　　野崎健次
（清水建設）

15：00～　一般講演
「X PRIZE デザインプロジェクト概要」　　阿部守男
（芝浦工業大学先端工学研究機構）

15：15～　トピックス　　司会　大貫美鈴

5　最近の再使用型ロケット開発　　稲谷芳文
（宇宙科学研究所助教授，宇宙推進研究系）
6　運輸研究委員会（第３期）報告について　　鳥養鶴雄
（富士エアロスペース，運輸研究委員会委員長）

15:45～　まとめ

プログラム委員：大橋　仁，森　滋夫，稲谷芳文
シンポジウムコーディネータ：長友信人

資料２

ロケット研究シンポジウム参加者

第５回

氏名	所属
相葉　昭男	ワイ・エス・ケー株式会社
青木　　宏	宇宙開発事業団
磯崎　弘毅	川崎重工業株式会社
岩間　一敬	石川島播磨重工業株式会社
稲谷　芳文	宇宙科学研究所
岡屋　俊一	IHI エアロスペース株式会社
北山　　治	三菱重工業株式会社
近藤　貞雄	全日空株式会社
桜井健太郎	株式会社日本サテライトシステムズ
篠崎　　昇	IHI エアロスペース株式会社
高野　　忠	宇宙科学研究所
辻　真一郎	辻工業所
鳥居　啓之	川崎重工業株式会社
鳥養　鶴雄	富士エアロスペーステクノロジー
長友　信人	宇宙科学研究所
成尾　芳博	宇宙科学研究所
野崎　健次	清水建設
橋本　保成	宇宙科学研究所
畠山　正樹	横浜国立大学大学院
パトリック･コリンズ	宇宙開発事業団
舟津　良行	航空コンサルタント
丸山　辰也	川崎重工業株式会社
宮下　　徹	運輸省航空局
宮原　　啓	富士重工業株式会社
山田　哲哉	宇宙科学研究所
米本　浩一	川崎重工業株式会社
若松　立行	スペーストピア株式会社

第６回

氏名	所属
秋山　豊寛	
阿部　守男	芝浦工業大学
飯酒盃茂幸	中央工学校
磯崎　弘毅	
稲谷　芳文	宇宙科学研究所
大橋　　仁	全日空株式会社
大貫　美鈴	清水建設株式会社
小俣　基幸	東海大学大学院
笠原　信一	芝浦工業大学
北澤　大輔	芝浦工業大学
鳥養　鶴雄	富士エアロスペーステクノロジー
鳥居　啓之	川崎重工業株式会社
長友　信人	宇宙科学研究所
成尾　芳博	宇宙科学研究所
野崎　健次	清水建設
野中　　聡	宇宙科学研究所
橋本　保成	宇宙科学研究所
舟津　良行	航空コンサルタント
桝谷　利男	（財）宇宙少年団
森　　滋夫	名古屋大学
本橋　和彦	FATEC
若松　立行	スペーストピア株式会社

（五十音順　敬称略　当時の所属）

旅客輸送宇宙船に求められるものは？

ロケット研究シンポジウム（第５回～第６回）講演集

2001年6月印刷

編集責任者　日本ロケット協会学術委員　長友信人
発行者　日本ロケット協会
代表者　松尾弘毅
〒113-8622　文京区本駒込5-16-9　学会事務センターC21
印刷所　大学生協　プリント・オン・デマンドセンター

©2001 Japanese Rocket Society

頒布価格：1,200円（消費税込み）