

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

航空・基盤技術と社会に関する懇談会報告（平成18年度）
—JAXA航空プログラムのあり方と基盤技術の試論—

坂田 公夫， 柴田 真， 水野 洋， 堀之内 茂
石澤 和彦， 平岡 康一， 本阿彌 眞治， 薄 一平
柳 良二， 大貫 武， 是永 美樹

2007年3月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

航空・基盤技術と社会に関する懇談会報告(平成18年度) —JAXA航空プログラムのあり方と基盤技術の試論—

Report of Advisory Group for the Social Relationship
on the Aeronautics and Basic Technology in JAXA
—Concern for JAXA's Aviation Program Group with Basic Research Directorate—

坂田 公夫^{*1}、柴田 真^{*3}、水野 洋^{*4}、堀之内 茂^{*1}、石澤 和彦^{*5}、平岡 康一^{*3}

本阿彌 眞治^{*6}、薄 一平^{*2}、柳 良二^{*2}、大貫 武^{*1}、是永 美樹^{*2}

Kimio SAKATA^{*1}, Makoto SHIBATA^{*3}, Hiroshi MIZUNO^{*4}, Shigeru HORINOUCI^{*1},
Kazuhiko ISHIZAWA^{*5}, Kouichi HIRAOA^{*3}, Shinji HONAMI^{*6}, Ippei SUSUKI^{*2},
Ryouji YANAGI^{*2}, Takeshi OHNUKI^{*1}, Miki KORENAGA^{*2}

*1: 航空プログラムグループ
Aviation Program Group

*2: 総合技術研究本部
Institute of Aerospace Technology

*3: 航空プログラムグループ 国産旅客機 客員
Associate, Civil Transport Team, Aviation Program Group

*4: 航空プログラムグループ 超音速機チーム 客員 三菱重工業株式会社
Associate, Supersonic Transport Team, Aviation Program Group, MHI.

*5: 総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター 客員
Associate, Aeroengine Technology Center, Institute of Aerospace Technology

*6: 総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター 客員 東京理科大学
Associate, Aeroengine Technology Center, Institute of Aerospace Technology,
Tokyo University of Science

2007 年 3 月

March 2007

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

(執筆者、話題提供者)

概要

1. はじめに	2 (坂田)
1.1 懇談会の設置	2
1.2 本報告の目的	3
2. JAXA と航空プログラム研究、基盤研究	4 (坂田)
2.1 研究開発組織概要	4
2.2 長期ビジョンと航空プログラム概要	4
議論：長期ビジョン、議論：柴田委員の提案と指摘、座長コメント	
3. 国産旅客機の研究開発	7
3.1 国産機プロジェクトと JAXA の役割	7 (坂田・柴田)
議論：国産機	
3.2 小型機市場の現状とエンジンに関する考察	10 (柴田)
3.3 世界の航空輸送とエアライン	13 (水野)
4. 超音速機の研究開発について	21
4.1 NEXST-1 (ロケット実験機) の成功と関連議論	21 (大貫)
議論：超音速機プロジェクト	
4.2 次世代 SST の目指すもの ―我が国への貢献―	23 (堀之内)
(巡航速度と温度環境)	
議論：次世代 SST のシナリオ	
4.3 巡航マッハについての議論	32 (柴田・堀之内)
5. これからの航空エンジンの考察と提案	36
5.1 明日の航空宇宙用推進装置	36 (石澤)
議論：エンジン国産開発	
5.2 新型超音速エンジンの提案	49 (柳)
6. 航空機構造・材料分野における研究展開	66
6.1 航空機機体構造材料の動向	66 (平岡)
議論：複合材・構造	
6.2 複合材料の MIL 標準について	68 (平岡)
議論：複合材 MIL 基準	
6.3 炭素繊維／エポキシ樹脂複合材の耐熱性について	71 (平岡)
6.4 今後の航空機開発に向けた経年機体研究 (YS-11 を対象として)	73 (薄)
議論：YS-11	
7. 理系人材の育成―最近の大学事情―	79 (本阿彌)
7.1 大学を取り巻く環境	79
7.2 新教員組織	79
7.3 大学の対応	81
7.4 大学と企業の関係―就職状況―	82
7.5 今後	82
議論：人材育成	

8.	システム技術について-----	86 (大貫)
8.1	システム技術という研究開発課題の検討着手 -----	86
8.2	システム技術とは -----	86
8.3	JAXA/APG における現状 -----	86
8.4	SST に関するシステム議論-----	86
	議論：システム技術	
9.	まとめと今後-----	89 (坂田)

*各節の「議論」の取りまとめは是永の担当。

航空・基盤技術と社会に関する懇談会報告*

(平成 18 年度)

— JAXA 航空プログラムのあり方と基盤技術の試論 —

坂田公夫^{*1}、柴田 真^{*3}、水野 洋^{*4}、堀之内茂^{*1}、石澤和彦^{*5}、平岡康一^{*3}、
本阿彌眞治^{*6}、薄 一平^{*2}、柳 良二^{*2}、大貫 武^{*1}、是永美樹^{*2}

Report of Advisory Group for the Social Relationship On the Aeronautics and Basic Technology in JAXA

— Concern for JAXA's Aviation Program Group with Basic Research Directorate —

Kimio SAKATA^{*1}, Makoto SHIBATA^{*3}, Hiroshi MIZUNO^{*4}, Shigeru HORINOUCI^{*1},
Kazuhiko ISHIZAWA^{*5}, Kouichi HIRAOKA^{*3}, Shinji HONAMI^{*6}, Ippei SUSUKI^{*2},
Ryouji YANAGI^{*2}, Takeshi OHNUKI^{*1}, Miki KORENAGA^{*2}

Abstract

This is the 2006 report of the advisory committee of the Institute of Aerospace Technology (IAT) and Aviation Program Group (APG) of JAXA. The committee called "The Advisory Committee for the Aviation and Basic Technology in the Social Conditions" has formed with the experienced professionals from the academic and industrial sectors in the IAT and APG. The objectives of the committee are for giving the insight and basic idea for continuous improvement of the way and strategy for operation of IAT and APG done by the executive director of those through the presentation of the emerging topics and discussion among the committee members. The topics, to be dealt with in the committee, includes the varying trends of the technology, industry, and market, and movement of the economics, social things and the world together with the human developments. This report describes the results of the presentations and discussions in the year of 2006 including the regional transports, SST, domestic development of the aeroengines, structural technologies, and so force. This report should be useful to the readers in JAXA for better activities and management.

概 要

平成 18 年度に、総合技術研究本部長と航空プログラムグループ統括リーダのもとに航空宇宙産業と学界の有識者からなる、「航空・基盤技術と社会に関する懇談会」を設置した。懇談会は、JAXA における航空プログラムと基礎基盤技術の研究開発のより適切なあり方について、現実的かつ多角的な視点から議論し、不断の改善のための指針や示唆を得ることを目的とした。懇談は、航空基盤技術動向、航空機製造・運輸産業の動向、科学技術、我が国および国際社会あるいは人材に関する課題などを話題として、月例の懇談会の型式でメンバーの持つ問題意識と改善提案を提示し、メンバー間で議論して来た。本稿は、関係者の参考にと供したいと考え、これらを小論集としてまとめ直したものである。今年度は、国産旅客機、超音速機技術とプロジェクト、国産エンジン、複合材と構造技術、人事育成などの課題を取り上げた。議論は、それぞれにおける JAXA の役割、今後に重視すべき事項、周辺の情勢、市場動向などの観点から行い、多くの重要な提言や示唆を得た。

* 平成 19 年 2 月 14 日受付 (received 14 February, 2007)

*1 航空プログラムグループ (Aviation Program Group)

*2 総合技術研究本部 (Institute of Aerospace Technology)

*3 航空プログラムグループ 国産旅客機 客員
(Associate, Civil Transport Team, Aviation Program Group)

*4 航空プログラムグループ 超音速機チーム 客員 三菱重工株式会社
(Associate, Supersonic Transport Team, Aviation Program Group, MHI.)

*5 総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター 客員
(Associate, Aeroengine Technology Center, Institute of Aerospace Technology)

*6 総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター 客員 東京理科大学
(Associate, Aeroengine Technology Center, Institute of Aerospace Technology, Tokyo University of Science)

1. はじめに

JAXA はその発足から既に 3 年を過ぎ、航空技術の研究は昨年 10 月に発足した航空プログラムグループを中心に、総合技術研究本部との共同で進められている。航空技術の研究成果は航空機産業、航空輸送業などの JAXA 外部の産業などが活用することによって、実用技術として生きることになる。このため、研究開発活動は直接社会とつながり、社会の動きに密接に関係する。これまで、旧航空宇宙技術研究所(NAL)の時代からこのことを意識した研究ニーズ把握と研究計画策定に努め、社会と共に歩むことを心掛けてきた。近年その動きは迅速に変化し始めている。アジア域の経済発展、21 世紀における輸送需要の着実な拡大、世界規模での航空機産業、輸送業の目まぐるしい構造変化、さらにはコストと燃費の高度な要求など、新しい要素がダイナミックな動きを見せている。そんな中で、我が国の航空機産業の目標や戦略に係わる研究開発課題、輸送に関する課題への新たなアプローチ、産学官研究連携などの観点から、JAXA 研究開発のありようについての考察を継続的に行っていくことが重要であると認識している。本航空基盤懇談会は、このような観点から本部とグループにおける研究開発施策と運用方針に関する重要な示唆を得ることを目的に設置した。以下、平成 18 年度の活動について、本報告にまとめた。

1.1 懇談会の設置

(1) 趣旨

激動する近年の社会情勢や、航空宇宙を取り巻く技術ならびに産業の変化の中で、JAXA の研究開発がより密接な社会との結びつきや連携の強化が不可欠となっている。特に製造と運航の産業活動を通じて国民への還元がなされる航空技術の分野については、基礎技術・先進技術あるいは産業基盤の動向や需要変化、さらには我が国をはじめとする社会・人類が直面する課題に根ざす考察など、JAXA 総合技術研究本部ならびに航空プログラムグループの企画、運営を的確に進めるため、幅広い見地からの議論の必要性を強く意識することとなった。

このため、総研本部長・航空プログラムグループ統括リーダーとして、関係諸氏の意見や評価あるいは要望を幅広く考察し、的確に取り入れることを目的に、所内に在籍する航空宇宙産業出身の経験者及び学界の有識者をコアとした懇談会「航空基盤懇談会」を設置した。

本懇談会は、JAXA 総研および航空プログラムグループが目指すべき姿、抱える課題、学界、産業界、海外などの外部との連携のあるべき方向などについて、有識・経験者であるメンバーが有する日頃からの問題意識やそ

の分析をもとに、会合毎の話題提供とざっくばらんな意見交換と忌憚ない議論を通して、本部ならびに航空プログラムグループのより良い組織や研究のあり様を追及し、その運営にアドバイスを頂くことを目的とした。

懇談会の発足は、本部会議、航空プログラムグループ会議にその設置を報告によって行い、会議運営のための事務局を本部長・統括リーダーの下に置いた。

(2) 懇談会構成

座長 坂田 公夫

委員

石澤 和彦 (客員：IHI 出身)

航空エンジン技術開発センター

柴田 真 (客員：KHI 出身)

風洞技術開発センター

平岡 康一 (客員：KHI 出身)

国産旅客機チーム

堀之内 茂 (幹事) (招聘職員：FHI 出身)

超音速機チーム

本阿弥 眞治 (客員)

東京理科大学 第一工学部教授

航空エンジン技術開発センター

水野 洋 (客員：MHI 出身)

超音速機チーム

事務局 (現役職員)

薄 一平 構造技術開発センター

柳 良二 航空エンジン技術開発センター

大貫 武 超音速機チーム

是永 美樹 (事務担当)

発足時期：2006 年 4 月 20 日

(予備会合は 2 月 13 日より開催)

(3) 懇談会に関する議長提案

以下は本懇談会で議論したいテーマである。外部からの話題提供者についても今後考えてゆくが、まずはこのメンバーで有効な議論ができる重要な課題から進めて行きたい。

- ・ JAXA ビジョンと研究開発方針
- ・ SST 研究開發現状
- ・ 亜音速機市場、国産機、JAXA 新概念機
- ・ 航空エンジン産業とエンジン技術
- ・ 材料と産業について
- ・ エアライン・事業者とその将来
- ・ 人材育成と産学官連携について
- ・ 電子技術・コンピュータ技術と航空機

- ・ 飛行試験・TC
- ・ 防衛と産業
- ・ 小型機・ビジネス機・エアタクシーについて
- ・ 無人機・特殊用途機
- ・ 大型・特殊試験設備と官民の役割分担
- ・ 新技術・宇宙技術と航空機

1.2 本報告の目的

本報告は、懇談会が平成 18 年度の活動報告としてこれまでに議論して来た話題とその場のメンバーによる議論を、余り手を加えずにまとめたものである。懇談会は、平成 18 年度に、予備的に発足した第 1 回の会合（H18 年 2 月 13 日）から平成 19 年 1 月 19 日までの都合 11 回の会合を持った。それぞれの会合において、前述 1.1 で議長が提案した話題の流れにほぼ沿った形で、各メンバーから、各自が持つ問題意識や技術論あるいはトピックスを話題として提供し、それを元に議論された内容を含めてまとめたものである。

懇談会ではこれまで、その目的である、JAXA 総研ならびに航空プログラムグループを社会に開かれた活動的で質の高い研究開発機関として実現し、これを的確に運営することに供することを狙いとして議論を重ねてきた。テーマとして、国産旅客機、超音速機、エンジン及び構造材料などについて、その技術と市場、あるいは研究開発課題などを取り上げ、JAXA 総研と航空 PG に期待される取り組みや行動指針などに関係した視点から、社会、産業、国際、技術、科学ならびに人材、組織等の幅広いメンバーによる議論を行った。議論した話題は時宜に適合する様に選択したつもりであるが、初年度でもあり、緊急性なども考慮したため、必ずしも体系化されていない。しかし、これらのオリジナルな議論そのままを掲載し、それぞれの話題に付随するメンバー間の議論を披露することで、総研・航空 PG の組織運営や各研究者の行動指針にとって大いに参考になるものと確信している。

これらの議論あるいは提示された話題は、メンバーの有する豊富な企業経験や高い実績を背景に、共同研究者や客員として旧 NAL あるいは JAXA を中から見る事も出来る立場も活用して、事柄を準客観的に見るという姿勢をもとに展開されており、特に若手の研究者には別の視点からの情報や意見として大いに意義あるものと考えてる。

本報告は初年度として試みにまとめたものである。読者諸氏の忌憚ないご批判等を受け、今後につなげたい。

2. JAXA と航空プログラム研究、基盤研究

(坂田 公夫)

2.1 研究開発組織概要

航空プログラムグループは、平成 17 年 10 月に航空技術の研究開発を内外に明示し、外部と直接連携を強めニーズ的確な把握と反映、成果の移転促進などにより活動の活性化を進めると共に、研究推進に誤りなきを期すことを目指したものである。航空プログラムグループにおける研究開発は、研究ニーズや課題のありようによって違いはあるが、可能な限り目標と規模ならびに成果取りまとめの時期が明確なプロジェクト形態として進めることとしている。その組織は図 2.1.1 に示すとおり、国

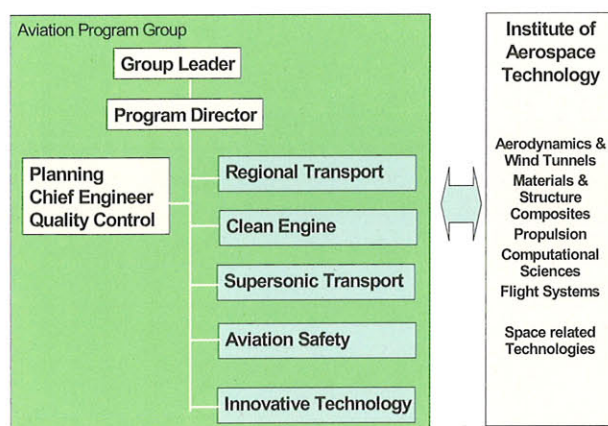


図 2.1.1 航空プログラムグループ組織と総研との連携

産旅客機、国産（環境適応）エンジン、超音速機、運航安全、無人機・未来型機の5チームからなり、プログラムディレクターが統率する。また、空力（空力研究 G、風洞センター）、構造（構造技術センター、複合材技術センター）、制御（飛行システムセンター）、推進（航空エンジン技術センター）の4分野を有する総合技術研究本部とは、マトリックス体制あるいは研究委託・受託として密接な協力関係にある。

2.2 長期ビジョンと航空プログラム概要

(1) ビジョン概要

平成 17 年 5 月に、JAXA が目指す 20 年後の姿を描いた長期ビジョン JAXA2025 を発表した。その全体像は図 2.2.1 に示すとおりであり、宇宙利用、輸送システム、宇宙科学、そして航空技術の4分野に対して、ロードマップとして提示している。航空技術については、国産旅客機を代表とする、航空機・エンジンの自主開発力の向上による我が国の航空機産業の自立を目的とした柱と、世界に先駆けた超音速機、極超音速機技術の研究開発による、我が国の技術先行性の獲得の柱、からなる2本の柱に集約している。即ち、企画から開発販売、アフターケアまでの航空機ライフサイクルの完結を目指した活動と、実験機による技術実証を核として、世界に先行する実証的な研究開発を進め、将来の輸送の変革に技術として中心的役割を果たす、と言う2つの課題である。

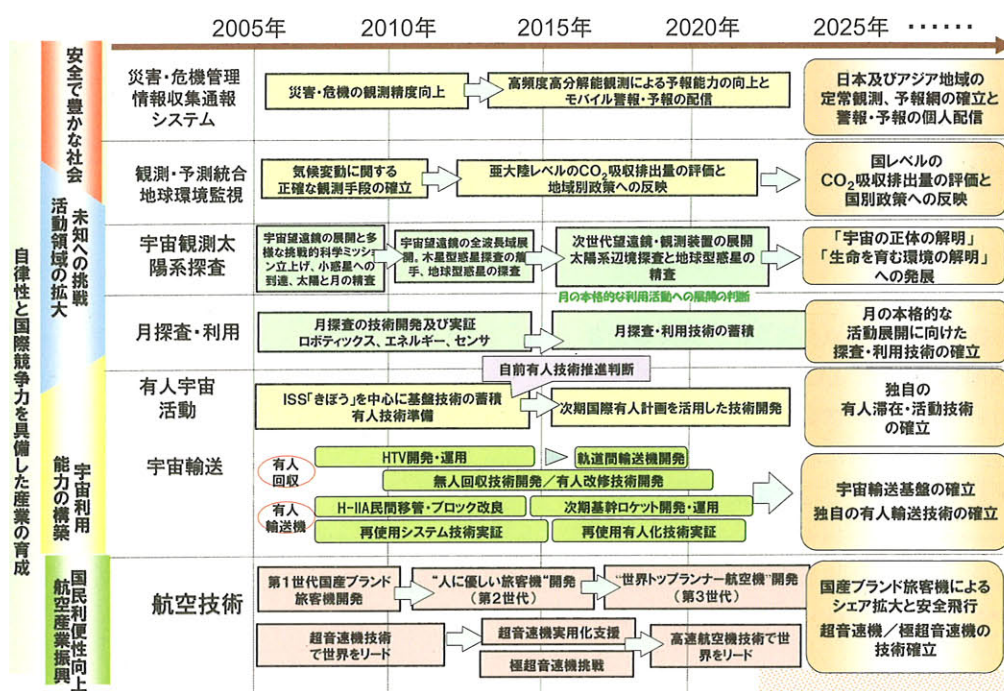


図 2.2.1 JAXA 長期ビジョン 2025 の全体像

(2) 航空のプログラム概要

国産機・エンジンの研究開発は、現在民間が経産省の指導のもとで進めているプロジェクトへの参加推進であり、超音速機は、2005 年に成功したロケット実験機の成果を元に、さらに世界をリードするための、エンジン付きの低騒音、低ソニックブーム技術を適用した無人実験機計画の推進である。

①国産旅客機、国産エンジン(クリーンエンジン)

国産機・国産エンジンでは、平成 15 年より経産省が NEDO を通して進めている「環境適合型小型国産旅客機の研究開発」と連携して、先端的な高付加価値技術の提供と、風洞試験評価や型式証明の付与に必要な技術基準の策定作業などを分担している。研究開発の連携強化のため、関連行政機関である、文科省、経産省、国交省そして防衛庁が 4 省庁の連絡協議会により適宜協議調整を行っている。また、関連して運航安全の技術課題についても含まれている。

②超音速機計画

超音速機については、平成 18 年 5 月に航空科学技術委員会にてロケット実験機、即ち無推力空力技術実証実験機の成果を報告して、高く評価され、これを受けて、低騒音と低ソニックブームに対する新技術を導入した「静粛超音速研究機」の計画を事前評価を 8 月に受け、計画推進の方向で承認された。また、航空機高速化の極限としてマッハ数 5 程度の極超音速機の研究開発を、超音速機に続いて 20 年を目処に進めることも、ビジョンは明らかにしている。

③その他

第三の柱として運航安全技術の研究開発を進め、主としてエアラインや輸送システムの技術を中心に研究を進めている。

また、航空機利用の拡大や他分野新技術の導入を促すため、無人機、未来機の研究もプログラムレベルで取り上げている。

議論：長期ビジョン

- ・ JAXA 長期ビジョンは将来の道筋を明示した点で大歓迎であり、その航空基盤研究に関して大いに期待する。しかし、JAXA になってから、航空予算が減少し、宇宙に航空が埋没している感が否めない。
- ・ また、高速機研究では記述として「極超」が表に出て、「超音速」でないのは誤解を与える。極超だけでは実用化時期が遠い将来であり、子供たちに夢を持たせるかもしれないが、産業界からみるとまだまだ先のことで、研究者が勝手に選んだ遊びのテーマと見られる可能性がある。超音速を真面目に実用

化に持ってゆくことに集中すべきではないか。

- ・ 今後 10 年間の航空を予測すれば、間違いなく需要は伸び、航空機産業も拡大するであろう。しかし、技術開発の面では、我が国産業にその余裕はなく、国際競争力を高めるためには、国の研究開発の役割は大変大きく、先進技術は JAXA がリードしなければならない。また、資金面での支援も重要と考えられる。航空機産業はどこでも資金、技術、設備基盤などの国の援助があつて成り立つ産業で、我が国ではぎりぎり成立の条件であろう。長期ビジョンが想定する航空機産業の 10 年間で 2 倍の成長は可能であろうが、今までのやり方を変えなければならない。
- ・ 今の重工にも体質改善が必要だろう。ホンダやトヨタを巻き込むなど、刺激が有効ではなかろうか。

(将来像と牽引力)

- ・ 日本社会に今「若さ」が無い、志を持つ人間を社会が育てることが必要である。
- ・ 航空機を日本のものづくりの代表として育てることが出来る。JAXA がそのための役割を果たすべきではないか。
- ・ 国の研究所と企業との仕分けが重要で、民がやらない先進的なことを JAXA はやって欲しいが、民間が行う試作の段階で起こる困ったことをもしっかりと受け止めるべき。今はまだ、官民の隔たりを感じる。
- ・ クリーンエンジンを開発しておけば中国向けに売れるのではないか。また、エンジンの良いところは汎用性があるところである。
- ・ 最終的な技術ユーザーが育ってくれないと研究だけで終わってしまうのは困る。

議論：柴田委員の提言と指摘

—懇談会と JAXA の役割について

- ・ あらためて航空基盤懇談会の話題の取り上げ方について議論したい。懇談会参加者の顔ぶれから見て、単なる技術論では収まらない。しかし政策、経営論は現役の JAXA 幹部レベルの日常的な議論であろうから、この会では「技術に基づいて具体的に政策、経営論を展開してみる」ということがふさわしいであろう。
- ・ JAXA の航空業界における立場だが、Aircraft Industry (航空機・エンジン製造分野) においては JAXA は、大学(研究)と企業(製造)の間であると考えられ、Airline Industry (航空輸送分野) においては、航空局とエアラインの間と考えると

整理しやすい。このような立場・位置づけを前提として、これからの航空界における JAXA 総研と航空プログラムグループの役割を論じて行くのが良いと思う。

- ・ また、技術論から行くと、「航空機設計者の夢」と言う意味でも、私(柴田)としては本懇談会の問題に次の4件の研究開発プロジェクトを取り上げたい。即ち、「国産旅客機」、「超音速機」、「極超音速機」、「風洞」である。これら4件はそれぞれ事情が異なるだけでなく、何れも大きな話なので「技術に基づいて具体的に政策、経営論を展開してみる」を実行するため、4回に分け今回は初回として「国産旅客機プロジェクト」を取り上げる。

座長コメント

- ・ JAXA としては航空及び共通基盤領域の研究開発は、産学ともにしっかりと結びつく事が必須であると共に、さらに国際的な関連で考えなければならない。
- ・ 単に技術だけで議論していると技術すら実現しない。製造、運輸、大学等との連携強化は総研・APGの将来性に向けた開かれた研究開発期間としての姿勢であり、その代表活動として日頃から4省庁の連携強化を申し出ている。そのことから大変適切な話題の取り上げ方だ。

3. 国産旅客機の研究開発

3.1 国産旅客機プロジェクトと JAXA の役割

(坂田公夫)

40 年ぶりの国産旅客機 MJ 機の開発移行時期を迎え、ここで改めてその状況を、実現促進の観点から考察してみる。

(1) NEDO 国産機プログラム目的・目標

プロジェクト技術目標 (NEDO計画書)

- ① 環境負荷低減: 本基本計画制定時での同クラスのジェット旅客機の燃費に比して、機体の軽量化・低抵抗化により1割程度、新エンジンの搭載を含めて2割程度の燃費削減を目標とする。
- ② 操縦容易性の確保: 操縦計器類のデジタル化と、操縦システムにおける動力伝達システムの合理化により、高度の知識と的確な判断力を求められるパイロットの訓練や操縦における負担を軽減し、これらにかかる時間とコストを大幅に削減する。
- ③ 開発・生産システムの効率化: 最新の情報技術を活用したCAD/CAMを試みることで、実証に必要な機体の設計・試作に要する時間とコストを抜本的に圧縮する。

開発機の諸元

70～90 席クラス

航続距離 2500nM

飛行マッハ数 0.8

低騒音、低排ガス、低燃費 (低 DOC)、高安全、高信頼性、高整備性、低ライフサイクルコスト、高快適性、(高付加価値)

(2) JAXA 研究内容

MHI との共同研究により、CFD 活用技術、コックピット技術、風洞試験評価技術、構造安全技術、低騒音化

技術などについて、ATO を目指し、実用性の高い技術研究を推進。

適切な研究課題選択と成果実用化を確実にするため、三菱重工との共同研究に加え、ステアリングチームを構成。また、東北大とも共同。

JAXA 推進体制

担当理事

航空プログラムグループ

国産旅客機チーム

環境適応エンジンチーム

総合技術研究本部: 基盤研究、先行研究

空力、風洞、構造、複合材、航空エンジン、飛行システム、計算科学

MHI-東北大との共同研究、経産省、国交省との連携

プロジェクト遂行に必要な連携として、文科省、経産省、国交省の連携と産業、大学との共同研究は図 3.2 に示すとおりである。適切な研究課題選択と成果実用化を確実にするため、実質的な開発社である三菱重工との共同研究の中で、ステアリングチームを構成し、研究成果の検証と実機への適用を検討している。また、東北大とも共同研究を実施している。

(3) 国産機の商用化を実現するための考察

現在研究開発フェーズである環境適応型小型旅客機、即ち MJ 機の本格的な商用化は、我が国の航空機産業が、技術ばかりでなく、商業的にも一人前になって自立することが出来るための不可避の道筋である。企画から、概念設計、基本・詳細設計、開発製造を経て、TC 取得、販売、アフターケア、エアライン支援、そして派生型・発展型機開発販売へと、自立した産業では航空機のライ

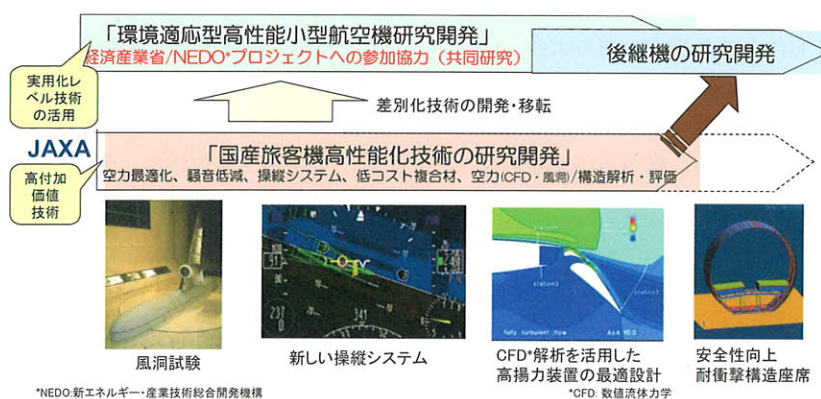


図 3.1 国産機における JAXA の研究開発分担

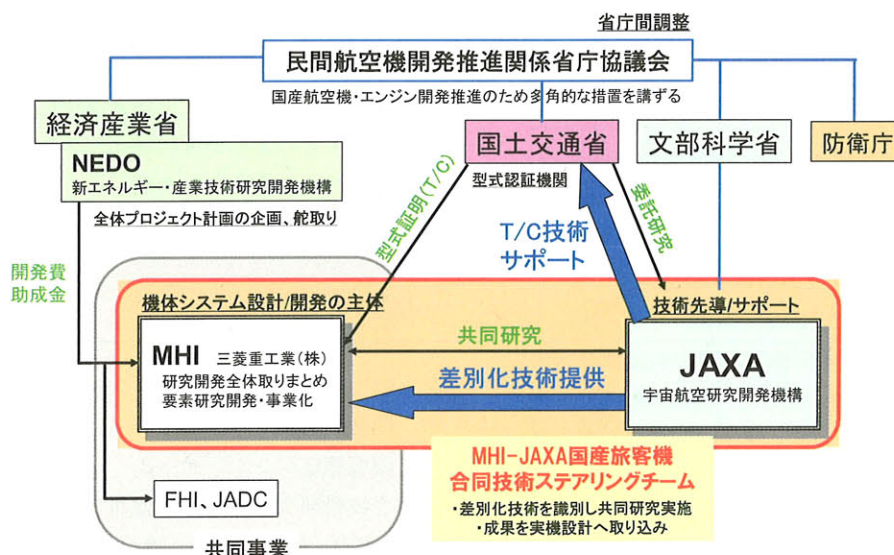


図 3.2 国産機の研究開発体制（共同研究と連携）

フサイクルを完結させることが必要である。特に、資金還元や技術玉成に他産業と異なる、時間と資金を必要とする航空機産業では、多様で複雑な力が必要である。以下、それを考察する。

① 資金について

派生機、上位機開発の継続が航空機ビジネスの条件とすれば、MJ 機の必要資金は数千億以上となる。様々な周辺投資を加えると1兆円のレベルになる可能性もある。これを数年にわたって確保することは経営力以外の何物でもない。説得力、シナリオ的確な構成などは必須の事柄である。

② 機体そのものの性格、価値の要素は基本的な要素であり、商品力である。

③ アフターサービス付き、ソフト付きでなければ価値は出ない。マーケット獲得のための差別化にならない。

④ 開発技術力は、自社の持つ技術に留まることはできない。国立研究開発機関（JAXA）の活用は勿論、大学への委託研究や連携、海外技術開発組織の積極的な取り組み、人材確保を目的とする国内・海外大学・研究開発機関への資金提供などが必要。

⑤ アフターマーケットサービスの構築

Boeing 並み*には無理だろうが、競争力は持たねばならない。

- * 全機体の運航情報を取得監視し、必要に応じて整備情報をエアラインに通知、あるいは整備を受託実施。
- * 所謂並のプロサポに付加価値を加える必要あり。

⑥ エンジンと機体の国家プロジェクト整合は必要か

現在の計画は、MJ 機が 70~90 席、エンジン推力 約 7 トン、に対して、Eco エンジンは 5 トンエンジン、 想定機として 50 席クラスを目標にしている。エンジン開発は、機体開発より前になければならないのが基本であるから、整合性は元々ないが、国産機に国産エンジンと言うのは、航空人の願いでもある。検討すべきかどうか。また、ECO エンジンは未だ要素研究段階であり、システム実証が平成 19 年度から始まると言う、現時点では研究開発計画に留まっている。後日いくらかでも軌道修正ができるかもしれない。

(4) 国産機として航空機産業が必要とする要素

① 産業が必要とする要素

- ・ 経営力
長期戦略経営、資金力、ブランド創成力、国家施策構築力、機関・他社連携
- ・ 技術力
国際競争技術力
開発技術力＝概念設計、基本設計、研究開発、製造技術、品質管理、試験評価
TC 取得力＝試験評価、技術基準
プロダクトサポート：
保証・補償技術、整備技術、国際ネットワーク、情報管理活用、機動性・迅速性
開発維持力：
派生型機開発、発展型機開発、マーケット信頼・保持
技術開発連携＝公的機関活用、大学活用、海外活用
- ・ マーケット力
マーケットアプローチ、市場分析、情報力、分析力、

国際情報ネットワーク、調達連携

- ・ 国際展開力
ネットワーク、研究開発連携、調達力、国際プロサ
ポ、アフターマーケット総合力
- ・ ブランド力
信頼、品質、対応、ソリューション、国際ネット、
- ・ 持続力
開発持続、技術競争力持続、連携持続、国際展開持
続、信頼性持続、ブランド持続、経営持続、資金人
材確保維持
- ・ 連携力

② 公共機関の必要事項：JAXA など

- ・ 試験評価インフラと技術：風洞、スパコン、構造、
エンジン、飛行
- ・ TC 能力、技術基準構築・運用能力：米国 FAA、
欧州安全庁 EASA 対応
- ・ 研究開発力
- ・ 人材育成力
- ・ 施策立案、調整、実施能力
- ・ 国際調整力、国際政治力
- ・ 開発援助資金、研究開発資金、設備整備資金

3.1.2 JAXA 国産旅客機チームの任務

(柴田 真)

航空プログラムグループの国産旅客機チームの任務は、
「MJ 機の高性能化技術の研究プログラムを主任務とし、
あわせて将来旅客機の概念検討を推進する。」と表現でき
るかと思う。MJ 機の高性能化技術とは、他機と差別化
するために必要な新技術であって、旅客機の基盤技術そ
のものとイえる。国産旅客機チームでは後継機とよんで
いる将来旅客機とは、MJ 機のファミリー機のことでは
なく、JAXA ブランドの旅客機のことである。

「エアバスもボーイングもない日本で、どうする？」
という一般的な設問がある。だけどエアバスもボーイン
グもないからこそ、JAXA の出番があるのだと思う。そ
して Narrow Body 旅客機の現状と将来を整理してみ
ると、やや大げさに言えば「千載一遇の好機到来」という
状況にあることが判る。これらを検討するとき、機体単
独ではなくエンジンとの組合せで考える必要があること
に重点をおいて、別資料を作成してみた。

MJ 機の ATO(Authorization to Offer)あるいは設計チ
ームの発足までは、現状のまま高性能化技術の研究を続
けることになろう。ATO の時点で新技術の採否がほぼ決
まるので、採用された高性能化技術の成熟化、開発試験
の支援などを果たしていかなければならない。そして設

計チームが発足する時点で、JAXA から若手を中心とし
て何名か設計チームに参加することが望ましい。開発の
現場を実際に体験することによって、将来的に航空界に
おける JAXA の立場を具体的に実行していく人材が育つ
ことと思う。

なお MJ 機が事業化を放棄した場合に対して、JAXA は
何らかの施策をリスク対策としてまとめておく必要があ
る。MJ 機をへないで直接 JAXA ブランドの旅客機を開
発し、事業化の段階で民間企業に移管する計画は成り立
たないであろうか。

議論：国産機

- ・ これまでの議論から、幾つか指摘できることがあ
る。まず機材の空白域だが、Post B737/A320 の将
来は今のものより規模が大きくなると考えられる
ため、図 3.2.1 に示した空白になる領域が出来るこ
とになるが、これに向けた Bombardier の C シリー
ズは動き出す気配が無い。
- ・ 100 席前後がなぜ空白域か、なぜ空白を狙うのか
であるが、我が国の力量と、Boeing 社との関係な
どがポイントであろう。開発機の規模から来る開発
資金や設備要求など、大きいのはいずれも高くつく。
- ・ JAXA ブランド機を考えてもここしかないのでは
ないか。
- ・ 翼幅荷重を低減 (2000kg/m から 1500kg/m 程度)
させ、アスペクト比が向上すれば、空力に新技術の
余地ができる。
- ・ 将来旅客機の軽量化も重要なトレンド、大手 Low
End 機でも 10ton は軽くなる。機材投入ルートも考
慮事項である。
- ・ 適用航空路線の距離やハブカスポークかによって
最適なシートローディングがあり、短距離では高め
が適合し、スポークでも高く、ハブ・長距離では低
めでも成立する。通常、ハブ、長距離に比較的大型
機材、スポーク、短距離に小型機材を当てるのが良
い。
- ・ MJ 機での JAXA の役割と新技術採用を考えると、
いきなり実機開発の経験のない重工が、高機能でよ
い物を JAXA 新技術で開発し、差別化を図るという
のにはかなり勇気がいる。商用機であれば、技術の
取捨選択は企業に任せ、企業が決断出来ない時に
JAXA がリーダーシップを発揮することが良い。
- ・ 技術開発と実用化にはもう少ししっかりとしたプ
ロセスが欲しい。日本は昔から小型機が得意で、現
在得意な複合材などを大胆に 2 人乗り位の亜音速小
型実証機で技術実証をするという考えはどうか。

- ・ 同時に低コスト化技術も実証すべき。
- ・ 型式証明に関する技術、あるいはポテンシャルも我が国では課題。DER を必要とするが、JAXA にいる人間が能力を持っている。これを我が国として活用することが近道であり、JAXA の役割は大きく重要だ。
- ・ また一方、TC Holder を考えてみると、これは、これからの民間企業がぜひとも取得して欲しいことだ。TC をとる能力があるか否かは企業のこれからの命運が掛かる重大なことだ。実用化技術の一環であり、JAXA はこのためのフォローアップあるいは、支援すべき立場であり、確認試験などで貢献することだ。

- ・ 最初から成功するかどうかは分からないが、徐々に成熟した技術に作り上げるのは日本の得意とするところである。
- ・ Air Bus も Boeing も大きくなり過ぎ小回りが利かない、小さい飛行機は作れない。
- ・ トヨタの信頼性は非常に高く、我が国が確立した得意分野。航空機にあのレベルの信頼性が獲得出来れば、強い競争力。システムとしてトヨタ社員へ行われている非常に厳しい教育訓練や技術管理が必要か。経営層の意識も重要。

これまでの議論を総括すると、70～90 人乗りの差別化ポイントは以下の通り。

- ① 低コスト：燃費、DOC を低く、整備コストを下げる（複合材は両者に効果）＝ライフサイクルコストが低いこと。
- ② 高い信頼性。これを我が国得意のシミュレーションなどの手法で証明。実用機経験の不足を技術で補う。疲労試験を厳しくし信頼性を上げ整備の面での問題をなくす。
- ③ 快適性：キャビン、運動性。
- ④ 環境適合性：夜でも飛べるほどの低騒音。
- ⑤ 整備もメーカーが引き受ける、あるいは、メンテナンスフリーの考え方。自動車のように、大きな点検をしなくて済む飛行機を作る。

（参考）国産機の新聞記事

（読売新聞 2006 年 9 月 25 日）

三菱重工の佃和夫社長は 8 月末の経済産業省の審議会で、MJ のエンジンについて、英ロールス・ロイスと共同で検討作業に入ったことを明かし、準備が順調に進んでいることを強調した。

経産省は来年度予算の概算要求で、MJ の開発助成に今年度予算の 4 倍となる 20 億円を計上し、支援強化の姿勢を見せている。

しかし、国内航空会社は MJ の導入について、「多面的な角度からの検討が必要で、まだ言及できない」（全日本空輸）、「運航の経済性と客室の快適性が両立されるか、状況を注視している」（日本航空）など慎重で、三菱重工・経産省側との温度差が目立つ。

昨年来、大阪（伊丹）空港でジェット機発着枠が削減される動きもあり、MJ が国内では使い勝手が悪くなるのではないかと懸念する声も出ている。

（後記）

一方、平成 18 年の末に行った MHI との意見交換、JAL との交流などでは、このプロジェクトの重要性の認識が十分高いこと、羽田沖合い展開により 100 人乗りクラス以下の短距離機ラインの市場が生まれる可能性が有り、そのクラスの導入が有望であること。などがはっきりしてきており、情勢はよりポジティブになりつつあると観測できる。

3.2 小型機市場の現状とエンジンに関する考察

3.2.1 Narrow Body 旅客機の現状と将来予測

（柴田 真）

Span Loading すなわち翼巾荷重は、機体の重量を翼巾で除した値で、航空機の重要な設計パラメータのひとつである。直観的に考えてみても、航空機の重量が支えられている空気の中が広いほど、揚力の発生が楽になることは理解できるであろう。この Span Loading から Narrow Body 旅客機を整理し、図 3.2.1 を作成してみた。この図から Narrow Body 旅客機の現状と将来予測について、おおよそ下記のようなことがいえると思う。なお最近の旅客機はウイングレットなどの翼端成形の種類がいろいろあるので、モデルや号機によっては翼巾に数メートル程度の差がみられる。

（1）ERJ135/140/145 シリーズ

Embraer ERJ135/140/145 は翼巾荷重 1ton/m 級の機体である。かつての MJ 機はこのクラスの機体であったが、昨年 9 月の方針変更により、国産旅客機としての検討範囲ではなくなった。なお翼巾 20m 級は Dassault Falcon のようなやや大型のビジネス・ジェット機の領域である。

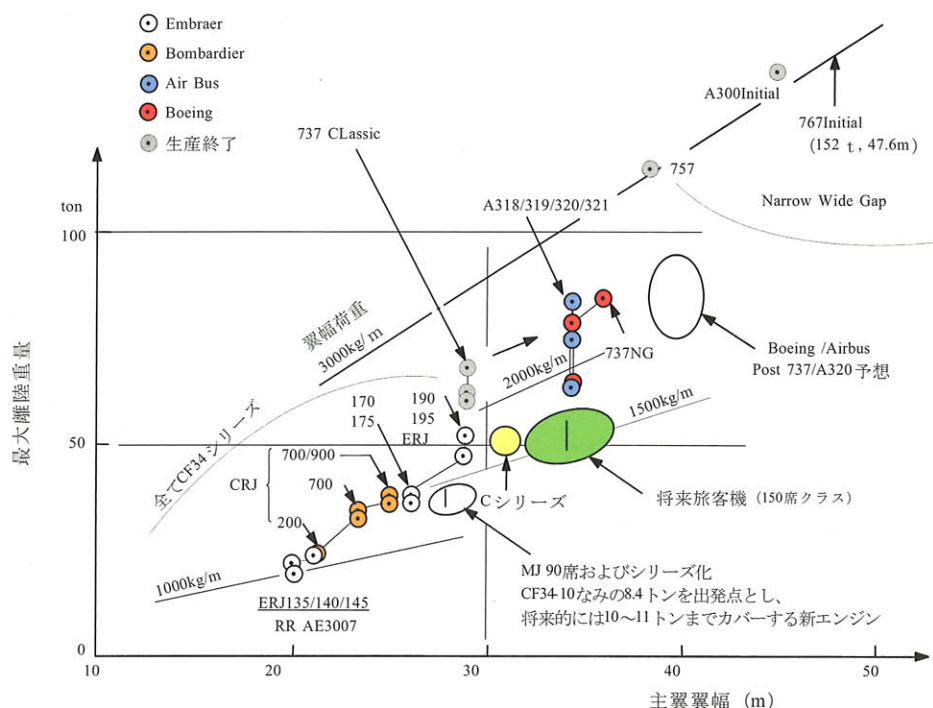


図 3.2.1 Narrow Body 旅客機の現状と将来予測

ERJ-145/135/140 (開発順) のエンジンは、ロールスロイス AE3007 である。最大静止推力 3~4 トン級のターボファンでバイパス比は 5 であるが、排気ノズルがミキシング形式なのが特徴である。この AE3007 のコアは、新明和の飛行艇 US-1A 改の AE2100 ターボプロップエンジンと共通である。現在、AE3007 生産数の 90% は、ERJ 向けに出荷されているという。このエンジンは、たぶん旧アリソンの系統だと思われる。

(2) Bombardier CRJ200/700/900 シリーズ

Bombardier CRJ200 は翼巾荷重 1ton/m 級であるが、CRJ700/900 として大型化された機体は 1.5ton/m 級となっている。CRJ200 のエンジンは、GE の CF34-3 である。最大静止推力 4.2 トンのターボファンでバイパス比は 6.2、通常のセパレート方式の排気である。このエンジンのルーツは軍用の TF-34 で、ロッキード S-3A やフェアチャイルド A-10 機用として開発された。そして CF-34 は 1983 年からコーポレイト機、1992 年からリージョナル機に採用されている。CRJ700 (70 席) は、バイパス比 5 で最大静止推力 6 トン級の CF34-8C1 双発である。ストレッチした CRJ900 (86 席) のエンジンは、CF34-8C5 で最大静止推力 6.5 トン級にパワーアップされた。

(3) Embraer ERJ170/190 シリーズ

Embraer ERJ170/175 そして 190/195 は、4 列座席 (胴

体巾は YS-11 よりも 130mm ほど広いが) の翼巾荷重 1.5ton/m~2ton/m の機体で、エンジンは CRJ とおなじ CF34 シリーズを搭載している。ERJ170/175 は 70 席から 86 席をカバーする機体で、CF34-8E (6.5 トン級) である。

その上の ERJ190/195 は 104~110 席の機体であるが、その翼巾が B737 Classic と同じであるのは興味深い。この ERJ190/195 では、最大静止推力 8.4 トンの CF34-10 になる。

このように現在、このあたりの旅客機のエンジンは、すべて GE の CF34 シリーズの何れかである。構造的には、CRJ 用がサイドマウントであるのに対し、ERJ 用はトップマウントになっている。なお CF34 シリーズの-8 および-10 の両者は、わが国も開発段階から参加しているエンジンとして知られている。

3.2.2 MJ 機とエンジンの考察

昨年 9 月に方針転換して MJ 機が 90 人乗りになったとすると、翼巾荷重で 1.5ton/m 程度で翼巾 28m ぐらい (航空宇宙学会誌 5 月号の記事の第 2 図では 27.6m) を狙うことになるだろうか (図 3.2.2)。もちろんグロウス・ポテンシャルの取り方によっては、30m というのも有りうるかもしれない。そして MJ 機のエンジンは「CF34-10 なみの 8.4 トンを出発点とし、将来的には 10~11 トンまでカバーする新エンジン」と表現できると思う。大日

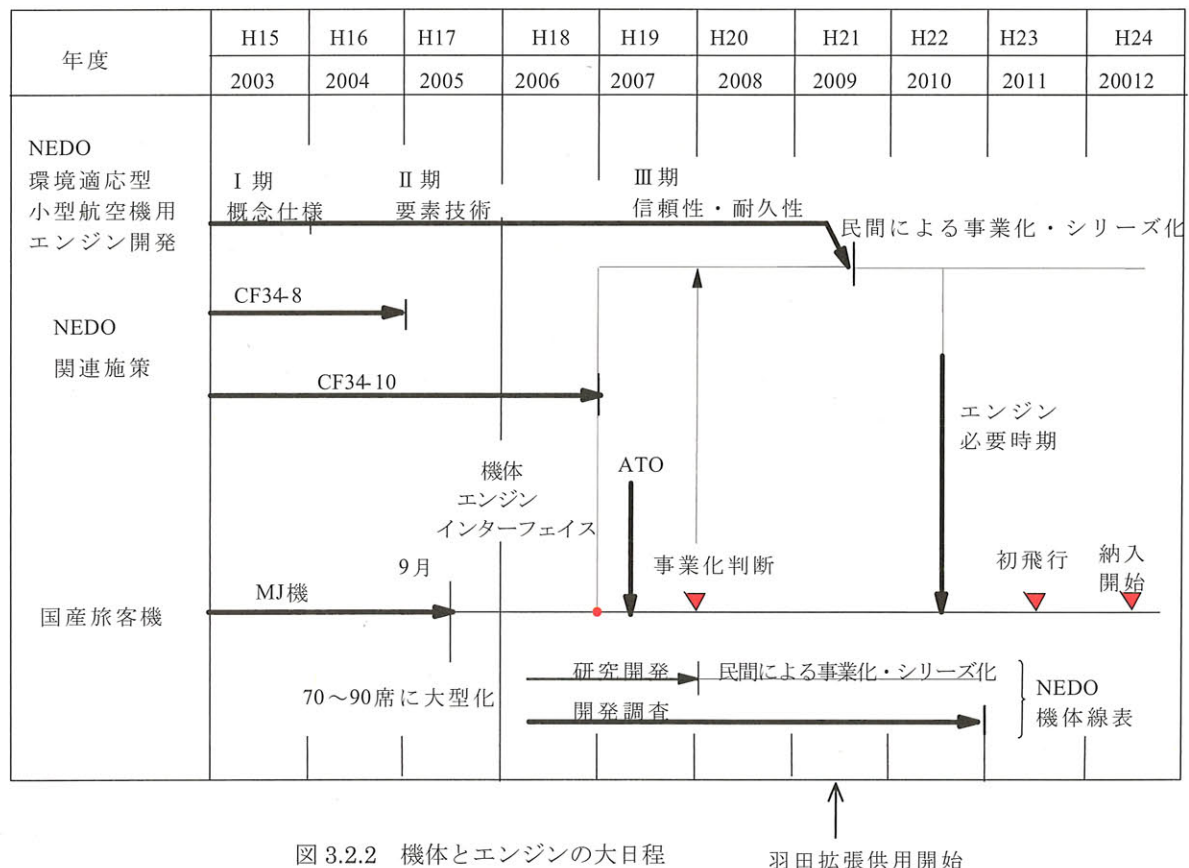


図 3.2.2 機体とエンジンの大日程

程からみて機体側とエンジン側の調整が進んでいるものと想像される。

(1) 5 列座席機の生産終了、大手 Low End 機との空白域 (図 3.2.3)

2004 年のボーイング 717 の生産停止決定により、ダグラス DC-9 シリーズの幕が閉じられ、5 列座席の旅客機が空白になってしまった。そこを埋めるべく計画されていたのが、5 列座席で 110~135 席をカバーする Bombardier C シリーズである。エンジンは P&W の PW6000 シリーズを想定していたようである。PW6000 はエアバス A318 にも採用されているが、バイパス比 4.8~5.0 で、推力 10 トン級の新しいエンジンである。

エアバスの Low End 機である A318 は、今のところ CFM56-5 および PW6000 のダブルソースになっている。両者とも推力 10 トン級であるが、前者はやや大きいエンジンを減格している感じで、今後の推移を見守りたい。ボーイングの Low End 機である 737-600 は、バイパス比 5.5 の CFM56-7B で最大推力 10.3 トンである。なお B737 シリーズのエンジンは、-300 の「おむすび」インテーク以来すべて CFM56 のシングルソースとなっている。

(2) 将来旅客機の検討について

いま仮に 150 席級と想定している将来旅客機 (国産旅客機チームでは後継機といっている。MJ 機およびそのファミリー機ではない JAXA ブランドの旅客機のこと) は、とりあえず A320 シリーズや B737NG と同じ翼巾 34m で検討している。将来旅客機の検討は、コンベンショナルな形態のベースライン機と新しい形態の革新的な機体の双方を、同時に並行して進めて行くことになる。

(参考) ボーイング B737 とエアバス A320

ボーイングは B737 Classic から B737NG (Next Generation) に移行するとき、翼巾を A320 シリーズと同じところに設定した。B737 は 1967 年、A320 は 1987 年に初飛行した機体で、両者には 20 年の差がある。これもなかなか興味深いことだが、この結果、翼巾 30m 級が空白領域となっていることに注意しておきたい。

エアバスとボーイングの両社にとって、Post A320 と Post B737 をどうするかは、大きな課題である。A350 と B787 の開発が山を越せば、この将来の Narrow Body の系列を設定するという大事業に取り組むことになる。

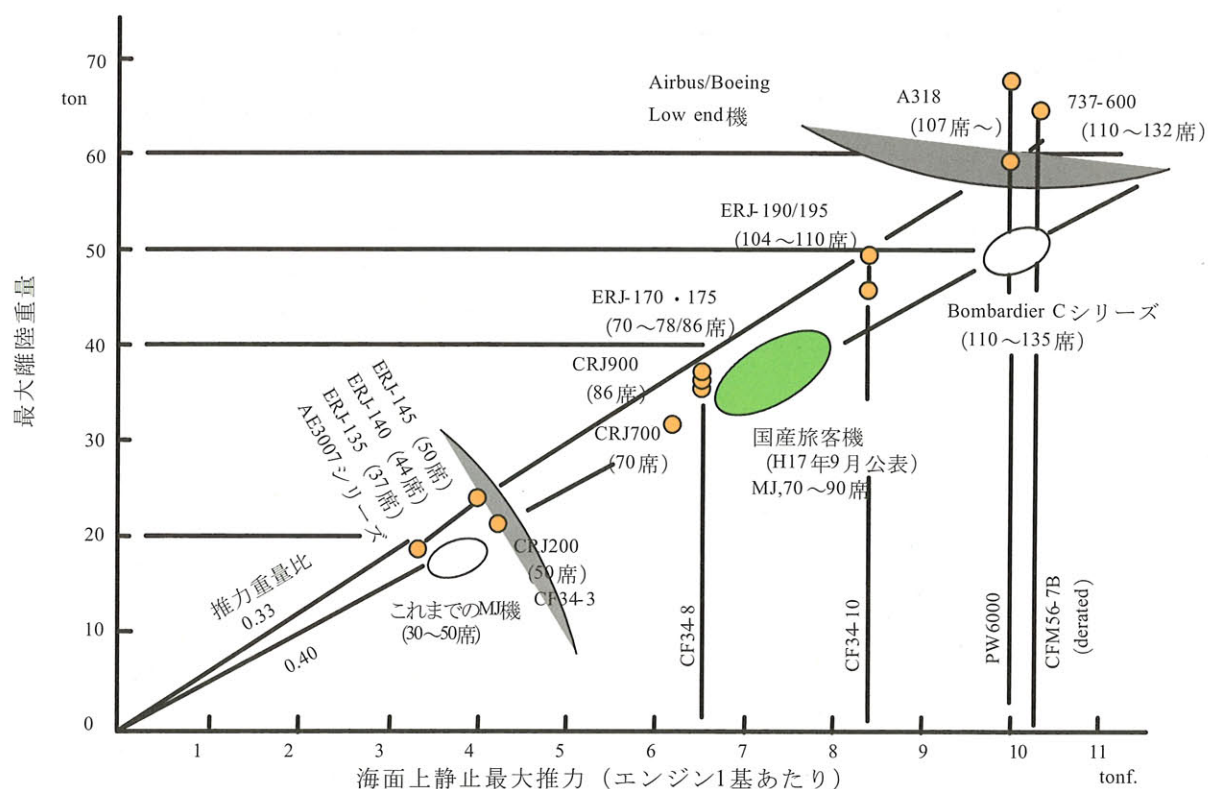


図 3.2.3 国産旅客機の機体規模とエンジン

常識的にいえば後継機はやや大型化するのがふつうだから、翼巾 40m 級に近づくかもしれない。

そのとき Narrow-Wide Gap、すなわち Narrow Body 旅客機と Wide Body 機の間が大きくなってしまった空白域をどう考えるかが影響してくる。2004年に Narrow Body 最大の B757 の生産停止が決まり、Wide Body のほうも B787 が登場したら Semi-Wide Body ともいわれる B767 の生産停止が予想されている。その結果、翼巾 40m~60m に大きな空白域が生じることになる。(図 3.2.1)

乗客数でいうと 200~300 席に対応するこのクラスの旅客機は本当に不必要なのであろうか。必要であるならば Narrow で対応すべきか Wide body 機にすべきなのか、検討すべきことが多い領域である。なお B787 の短距離型 B787-3 は、翼巾 52m で計画されているが、かつての B747SR のようなかなり特殊なモデルと考えていいだろう。

3.3 世界の航空輸送とエアライン (エアラインの実情などについて)

(水野 洋)

3.3.1 長期見通し

(1) 航空旅客 (図-3.3.1 「世界の航空旅客予測」参照)

- 2005 年の世界航空旅客輸送量は 3 兆 8 千億人^{*□}。
単位の「人^{*□}」は全旅客の飛行距離を総計したもので、正しくは有償旅客^{*□} = RPK (Revenue Passenger Kilometer) と表示される。数字が大きすぎてピンとこないが、日本の全エアラインが輸送する量は国内線で 95 百万人、820 億人^{*□}、国際線で 18 百万人、820 億人^{*□}の合計 1640 億人^{*□}だから、世界の 4.3%、即ち 23 分の 1 に相当している。
- 第 2 次世界大戦以後、一貫して拡大を続けてきた世界の航空旅客輸送は湾岸戦争勃発の'91 年と同時多発テロを契機とする'01~'03 はマイナス成長を記録し、これらを含む'85~'05 の年平均成長率は 5.5% で、この 20 年間で 2.9 倍となった。今後'05~'25 の成長率はやや鈍化して 4.7%、20 年間で 2.5 倍になると予測されている。
- 地域的にはアジア・太平洋の伸びが高く 3.2 倍となり、世界に占める比率も現在の 25% から 32% に急拡大して、伸び率が平均以下の北米や欧州を凌駕

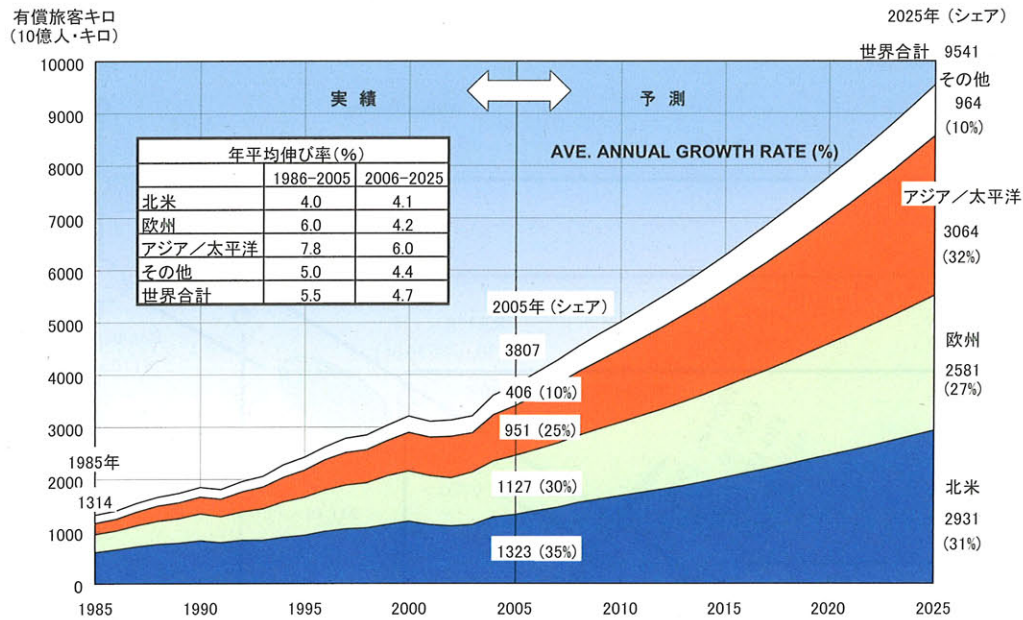


図 3.3.1 世界の航空旅客予想

する。北米は2.2倍で現在の35%から31%へ、欧州は2.3倍で現在の30%から27%へ縮小する。その他の中南米、中東、アフリカの合計は10%を維持する。

- ・ アジアの中では中国の伸びが目覚しく、'05には国際旅客は11百万人だが、国内旅客は日本を超えて1億15百万人となった。ただ高成長維持には、空港等のインフラ整備や操縦士の養成などが問題になってきた。印度も急成長の緒についたようである。
- ・ 航空輸送は基本的に競合或いは代替する交通機関が当面出現することは想定できず、また今後数十年に亘って着実に拡大してゆく需要が明確である。従って、短期・長期にかかわらず、この分野への技術提供座席キロ(百万)

開発投資の社会還元性は確実である。

(2) 航空路線

- ・ 航空旅客がどのような路線に分布しているのか知りたいが、路線毎の詳細データは世界的には揃っていない。そこで旅客の代わりに、世界中の定期運航便の総てを運航機材と共に記した時刻表、即ちOAG(Official Airline Guide)から提供座席量を推定する。図・3.3.2「路線距離区分と提供座席*」は'05年9月号の分析結果である。横軸は運航路線距離で500*毎の距離帯別で、縦軸はその距離帯に属する路線で運航される機材の座席数、年間の便数および路線距離の積の総和で、単位は提供座席*である。
- ・ これで大まかに、地上交通機関との競争が厳しく

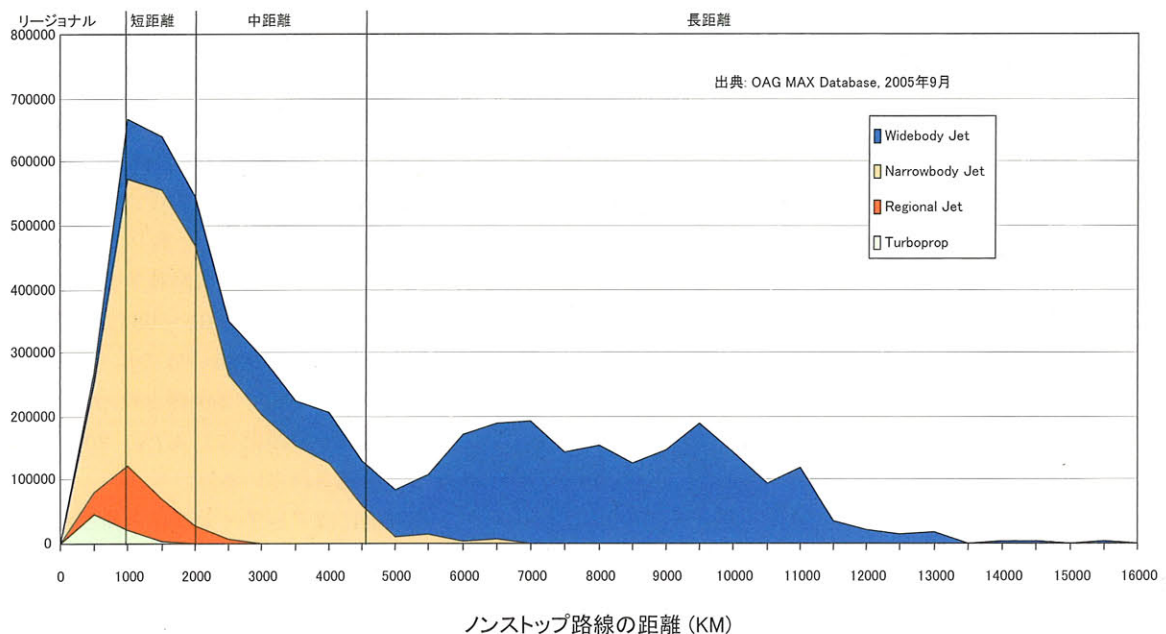


図 3.3.2 路線距離区分と路線提供座席キロ

なる 1000km 以下を除けば、短距離ほど旅客輸送量(提供座席量)が多いことが分かる。これは都市間距離が近いほど、人や物の交流が密であるのだから当然の結果である。但し、都市の地理的分布も多少は影響していて、北米大陸横断路線 4500km と北大西洋横断路線 6000km の間には谷がある。

- ・ この谷より長い 5000km 以上の路線を長距離と称し、殆どが WB(広胴機)で運航されている。一方 1000~2000km を中心に 5000km までの中短距離では 100 席以上の NB(細胴機)が主力である。また 100 席以下の RJ(リジョナル・ジェット)は 1000km を中心に 2500km まで、TP(ターボプロップ)は 500~1000km を中心に 1500km までで運航されている。
- ・ このように長距離は大型機、短距離は小型機という傾向は、長距離では旅客を待たせて大型機で輸送した方が経済的だが、飛行時間の短い短距離では小型機による高頻度運航の利便性向上が優先されると考えれば理解しやすいであろう。
- ・ 図-3.3.2 の横軸の距離はほぼジェット機による旅行時間と対応していて、これを時間距離とみなすことができる。超音速機出現による時間距離短縮が膨大な新規航空旅客需要を誘発することの説得力ある根拠となろう。

(3) 運航機材 (図-3.3.3「ジェット運航機材構成予測」参照)

- ・ '05 末での世界で運航されているジェット機材は 14,700 機である。20 年前の'85 での 6,300 機からは 2.3 倍になっている。この間に旅客輸送量は 2.9 倍となったのだから、運用効率の改善や座席占有率の上昇分を割り引くとしても、機材の平均サイズは相当大型化していることが分かる。
- ・ しかし航空輸送の発達に伴って高頻度運航による利便性向上が重視され、機材の大型化は抑制されるとの予測から、旅客輸送量が 2.5 倍となる'25 での運航機材数は 2.2 倍の 32,300 機と予測されている。
- ・ この間の需要機材数は運航機材の増加分 17,600 機に、この間の退役機材 8,000 機の代替分を加えて合計 25,600 機となる。
- ・ なお'05 時点で 15 席以上のターボプロップが 3,700 機運航されているが、最近の RJ(リジョナル・ジェット)の普及に押されて、'00 の 4,600 機をピークに減少傾向にある。また、図-3.3.2 に見られるように、その輸送量は世界的には微々たるものであるから、ここではこれ以上は触れない。

(4) サイズ別運航機材

- ・ 運航ジェット機材の大きさ別の分布を、'05 末の実績と'25 での予測結果を比較して図-3.3.4「サイズ別ジェット機運航機数および需要予測」に示した。最も多い現用機材は 737 や A320 からなる 120~

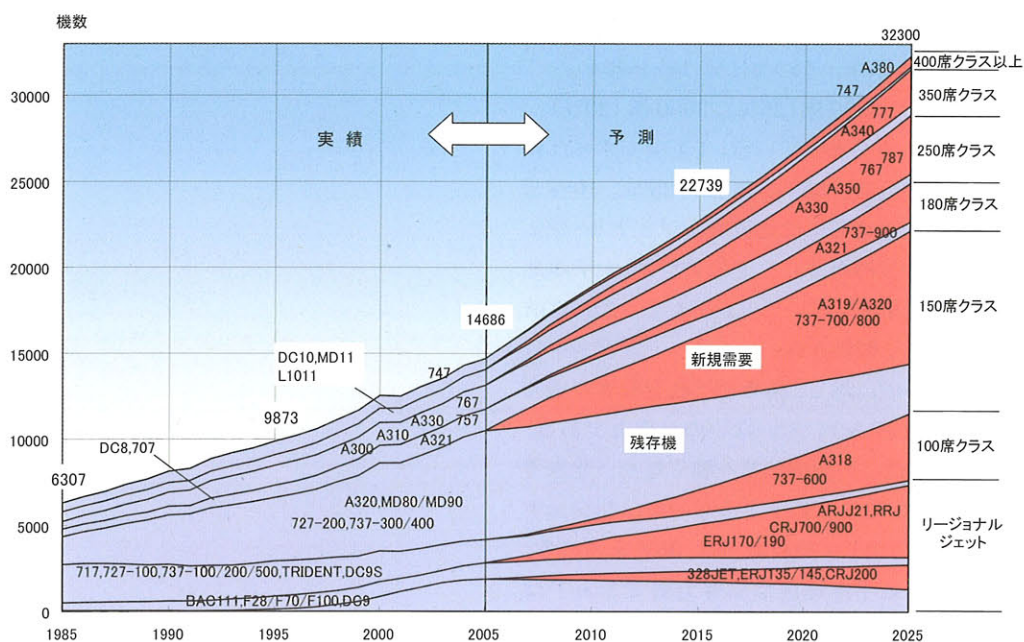


図 3.3.3 ジェット機の運行機材構成予測

169 席クラスの 6,300 機で、全機材の 43%を占める。'25 においても 10,600 機で最多であるが、増加率は 68%で比率は 33%まで縮小する。

- 全体の増加率が 2.2 倍の中で、最大の増加率を示すのは 60～99 席クラスのリジョナル・ジェットで 900 機から 5 倍の 4,600 機になると予測される。次いで細胴ジェットの 100～119 席クラス、広胴ジェットの 230～309 席クラスおよび 310～399 席クラスが 3 倍前後となる。最も増加率の低いのは 747 や

A380 からなる 400 席以上の超大型機と過去 10 年で急速に増加して需要が一巡した 20～59 席クラスのリジョナルジェットの分野である。

- 運航機材の増加と代替を加えた総需要 25,600 機の内訳はリジョナル・ジェット 5,600 機、22%、細胴ジェット 13,900 機、55%、広胴ジェット 6,100 機、23%であるが、金額的には各々 10%、34%、56%と断然広胴機のシェアが大きい。

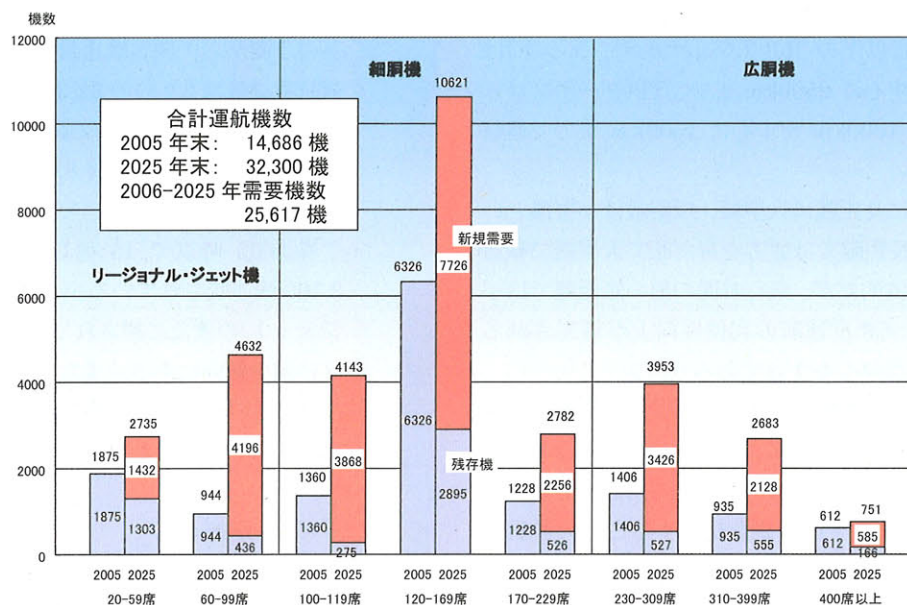


図 3.3.4 サイズ別ジェット機運航機数および需要予測

(5) 地域別の運航機材 (図-3.3.5「地域/機体サイズ別ジェット機の運航機数予測」参照)

- 現用 14,700 機のジェット機材は、地域を北米、欧州、アジア・太平洋、その他に分けると各々、
- 5900 機 (40%)、3900 機 (26%)、3000 機 (20%)、1900 機 (14%) と分布している。1-1 項で述べた各地域の輸送量の分布、35%、30%、25%、10%と比較すると、北米地域には比較的小型機が多く、逆にアジア・太平洋地域には広胴の大型機が多いことが分かる。これは前者では空港がよく整備され、パイロットなどが十分供給されているのに対し、後者では航空旅客の増大にこれらが十分追いついていないのが理由である。
- '25 の予測ではこの傾向は益々強くなり、北米では旅客シェアは 31%に低下するものの、リジョナル・ジェットが急増して機材数では 36%を占める、一方でアジア・太平洋地区は旅客急増でシェアは 32%となるのに対し、大型広胴機の伸びが大きく、機材数は 26%にしかない。

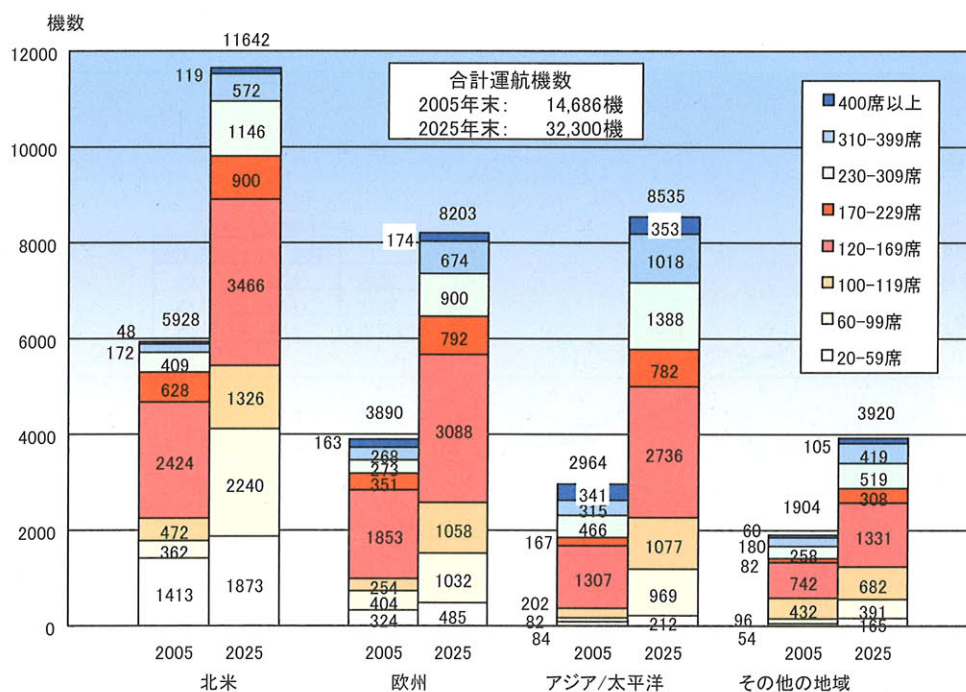


図 3.3.5 地域/機体サイズ別ジェット機の運航機数予測

3.3.2 最近の状況

(1) 燃料価格と航空運賃

- ・ '86 以来、バレル当り\$20 前後で推移してきた原油価格は'02 より高騰を続けて、'06 は平均\$66 に達する。これに対応して航空燃料価格はガロン当り \$0.60 から\$2.00 に上昇した (図 3.3.6 「原油価格と燃料価格の変遷」参照)。このため航空会社の総燃料費は'05 より\$24B 増えて \$115B に達する。因みに'05 の IATA(国際航空輸送連盟)加盟航空会社の総売上高は約\$410B であったから、実に燃料費が総コストの 25%以上に達したと推定される。
- ・ 燃料価格高騰で運航コストが上昇する一方で航空

運賃の方は低下を続けている(図-3.3.7 「実質航空運賃の予測 参照」。この原因は'78 に米国内で制度化された航空輸送の自由化が次第に世界に浸透してきて、LCC(Low Cost Carriers=低コスト航空会社)が普及してきたことによる。その航空輸送に占める比率は過去 4 年で 2 倍となり、座席数ベースで北米 26%、欧州 24%、アジア太平洋 9%、世界平均で 17% に達してきた。LCC の代表例は、北米では Southwest や JetBlue、欧州では Ryanair や EasyJet、アジア・太平洋では豪州の Virgin Blue 等である。その運航の特徴は 2・3 項で述べる。

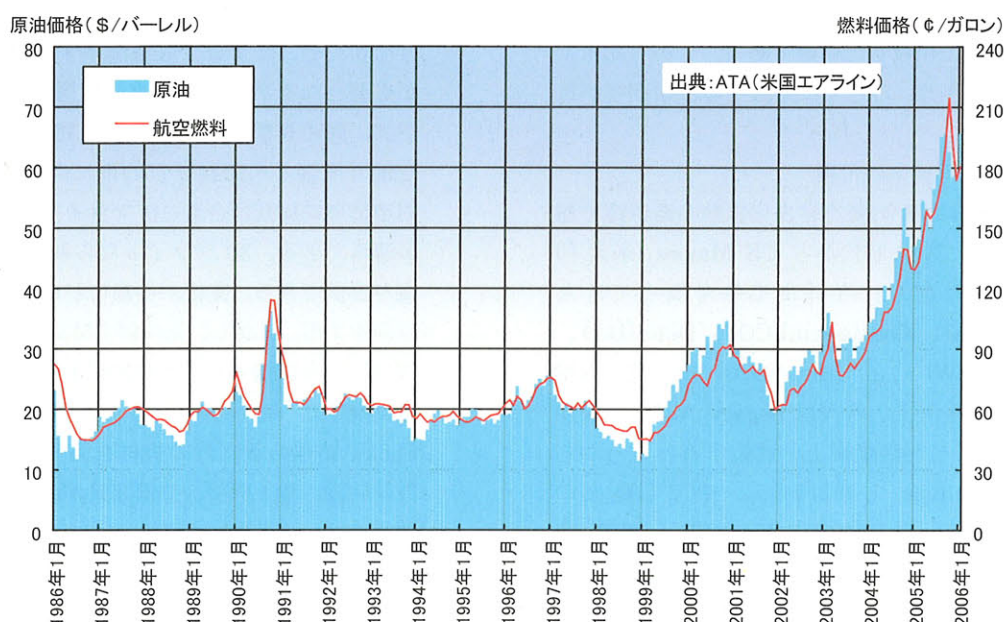


図 3.3.6 原油価格と燃料価格の変遷

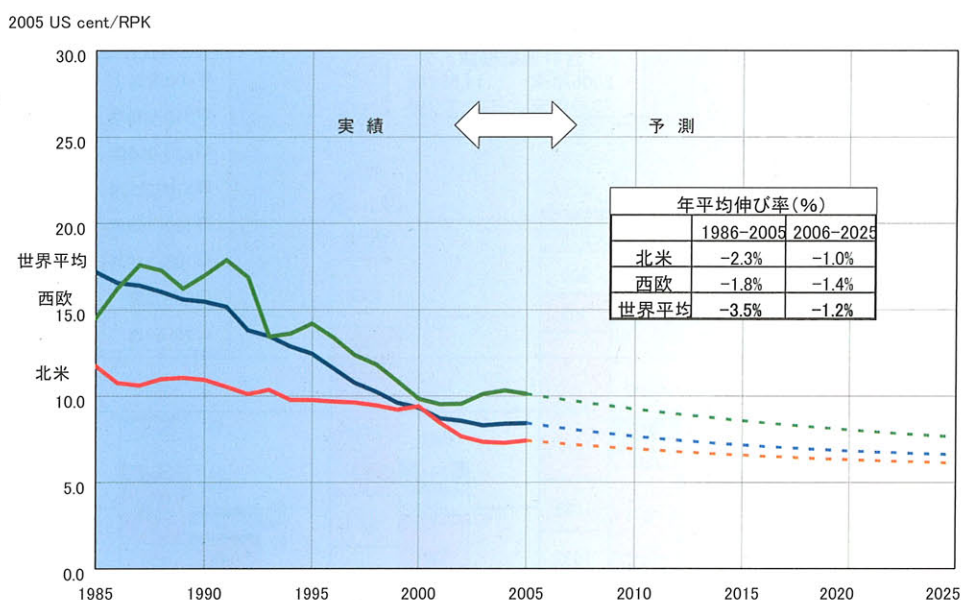


図 3.3.7 実質航空運賃の予測

(2) 世界のエアラインの業績

- 同時多発テロで旅客が減少・低迷した'01~'03では世界の航空会社は大幅な赤字に転落した。'04は漸く旅客が回復に向かうと共に、運航規模の縮小等による合理化も効果を挙げて、赤字幅は縮小したが、'05は燃料価格高騰で再び赤字幅が増大した(図-3.3.8「世界エアラインの純利益」参照)。この5年間の累積赤字は\$40Bを超え、その前6年間の黒字を総て相殺してしまった。
- '06は旅客増大と供給抑制でLF(Load Factor=座席占有率)が上昇し、更なるコスト削減と相俟って、燃料費急増にも拘らずIATA加盟航空会社の赤字は\$1.7Bに縮小する見込みであり、'07は黒字化が予想されている。ただ'06の赤字\$1.7Bは北米の\$4.5Bに及ぶ赤字を、欧州の\$1.8Bとアジア太平洋の\$1.7Bの黒字で相殺した結果である。しかも北米ではLCCは黒字で、ひとえに旧大手の巨額赤字が目立っている。

(3) 米旧大手エアラインの苦境

- 米旧大手とは'78の航空自由化以前の路線権や運賃が規制されていた時代からUS Majors(米大手)と呼ばれて存在し、今日まで生き残ってきたAmerican(AA)、Continental(CO)、Delta(DA)、Northwest(NW)、United(UA)及びUS Airways(US)を指し、今ではLegacy Airlines或いは内外に巡らせた路線網上を運航するところからNetwork Airlinesと呼ばれる。中でも最大のAA(RPK=209B、売上\$19B)やUA(RPK=185B、売上\$19B)は各々が世界の約5%の輸送量を持ち、日本全体より20%大きい。

- これら旧大手は航空輸送が幼稚産業として保護育成されていた時代の名残で、強力な乗員組合があって人件費が極めて高い。その上、後述するような非効率もあって運賃の安いLCCに圧迫され、図-3.3.9「U.S.Carrier Group Share of Domestic ASM's」(注; ASM=Available Seat Miles=提供座席マイル)に見られる如く米国内のシェアは過去6年間に79%から67%へ年率2%で縮小してきた。現在の67%というシェアの中には、効率が悪い小路線の運航を委ねた傘下のRegional航空会社の11%を含んでいる。この間にLCCは16%から26%にシェアを伸ばした。
- 旧大手のHub&Spoke運航は地域的に散在する各都市間を連絡するには効率の良い方法である。例えば6都市間の全てを直行路線で連結すると15路線となり、そこに1日1往復配便すると30フライトが必要となるが、ほぼ中央に位置する都市のHub空港に周辺5都市からのSpoke路線で連絡し、Hub空港で旅客と手荷物を目的地に向けて積み替えて周辺都市に戻せば合計10フライトで全ての都市間が連絡できる。30フライトなら朝昼夕と1日3往復が提供できる。連結する都市が増えれば更に効率は向上する。しかし、先の例では周辺空港からHub空港に一齐に飛来して、旅客や手荷物を交換して一齐に飛び立つという1日3回の同期運航が必要で、Spoke路線の数だけの機材を同時に取扱うだけの空港施設、地上機材、整備要員が必要だが、他の時間帯では全く遊休になる。
- これに対しLCCは旅客の多い路線だけで独立したPoint-to-PointのShuttle運航(ピストン輸送)

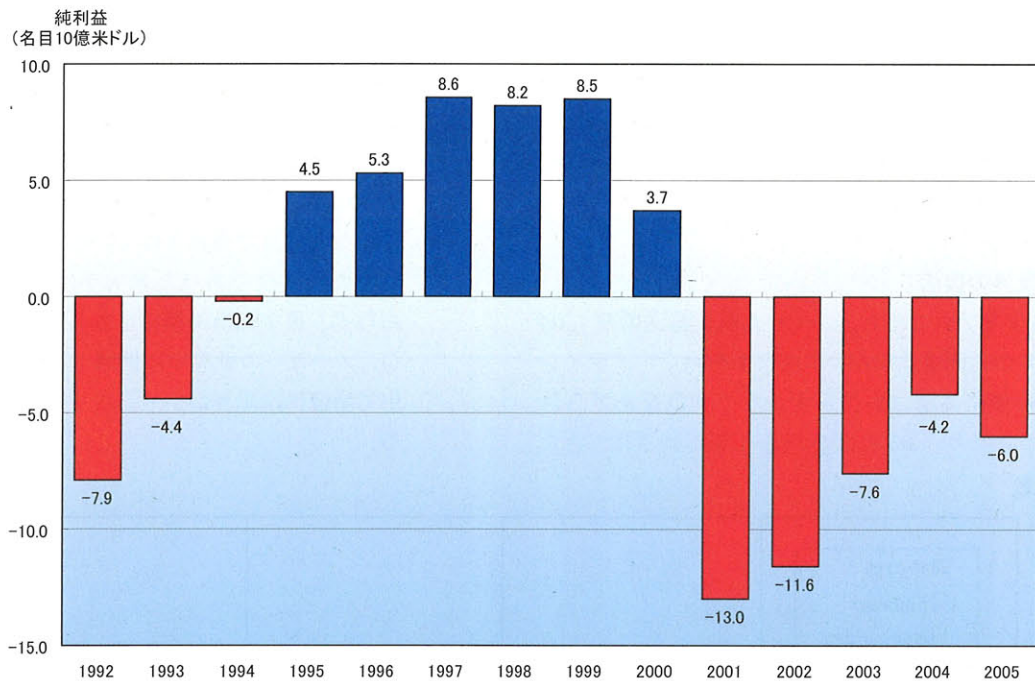


図 3.3.8 世界のエアラインの純利益

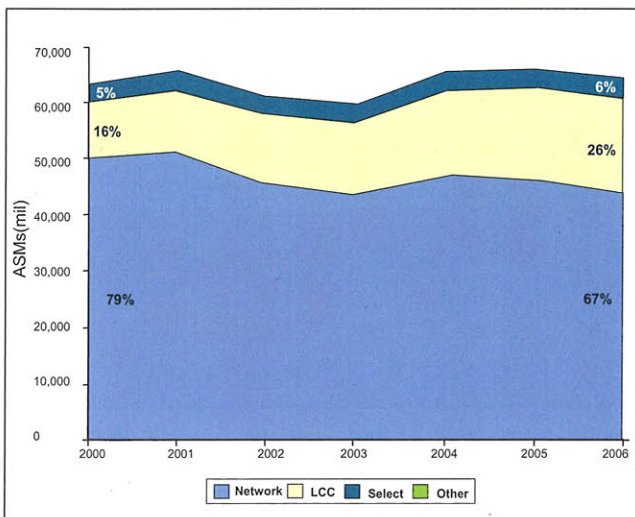


図 3.3.9 U.S. Carrier Group Share of Domestic ASMs

を行うため機材や人員の運用効率が優れる。その上、大手は路線に適した大小/長短の多機種を保有し乗員や整備員の訓練などがコスト高となるのに対して、LCCは小型単一機種による多頻度運航に徹し、他社との手荷物や切符の交換等の連携もせずに関接費を大幅に削減して低運賃を実現している。最大のLCCは737だけを424機運航するSouthwestで、Americanの35%の規模である。

(4) 米旧大手エアラインの変身

- 自由化後のLCCの進出による運賃低下と同時多発テロ以降の旅客の低迷に苦しんだ大手は、運航機材数を縮小すると同時に効率の悪い小路線は傘下

のリジョナル航空に委託し、LCCからの圧力がない国際線の拡大に注力し始めた。この過程で6社のうち4社が破産を申請した。そのうちUAとUSは既に破産状態から脱出したが、NWとDAはまだ破産管財人の管理下にある。これら4社は破産裁判所の許可を得て、負債の切捨て、リース契約の安値更改、組合との合意なしの人員整理や賃金引下げによる人件費削減、積立不足の退職年金基金の年金保険組合への移管、多くの業務の安い外注への転換などを実現し、大幅なコスト削減に成功しつつある。

- この結果、大手の機材は'01から'05で816機、23%減の2690機まで削減され、雇用も図-3.3.10「U.S. Schedule Airline Employment」に見られる如く、'00の44万人から'06には29万人まで減少した。この状態で航空旅客は同時多発テロ前の水準

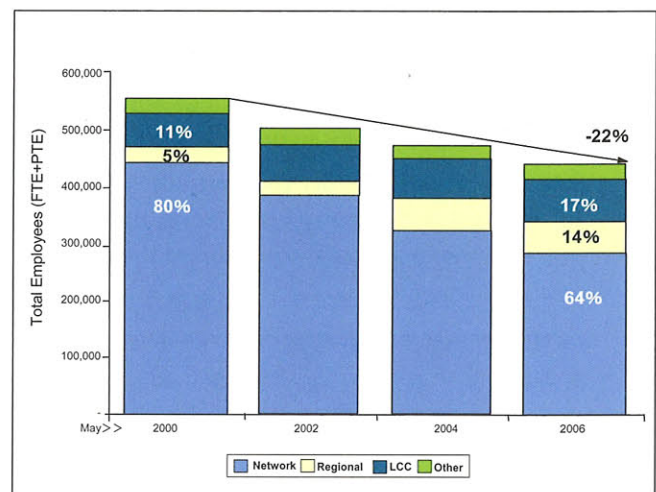


図 3.3.10 U.S. Scheduled Airline Employment

を超えてきたため、大手のコスト競争力はかなり上昇してきて、ある意味では大手自体が LCC に変身しつつあるといえる。'07 は黒字化が可能とされていて、これまでの LCC は徐々に苦戦を強いられるようになってきた。

(5) 航空業界の復活

- 同時多発テロで落ち込んでいた航空輸送需要も'04あたりから回復に向かい、米大手を除くエアラインは燃料価格高騰にも拘らずかなり利益をあげられるようになり、'05 にはこの 3~4 年抑制されてきた

航空機需要が一気に開放されて、総受注機数は過去最高の 2,320 機を記録した(図-3.3.11「ジェット機受注機数の変遷」参照)。

- この現象は Airbus と Boeing による受注競争で誇張されている面もあり、6 年後の'12 年中期に出荷される機材まで完売されている。ただ、かつては機材需要の主役であった米大手は未だ殆ど発注しておらず、黒字転換が期待される'07 からとみられるが、メーカーの世界中に展開された生産システムの中で増産には限界があり、成り行きが注目されている。

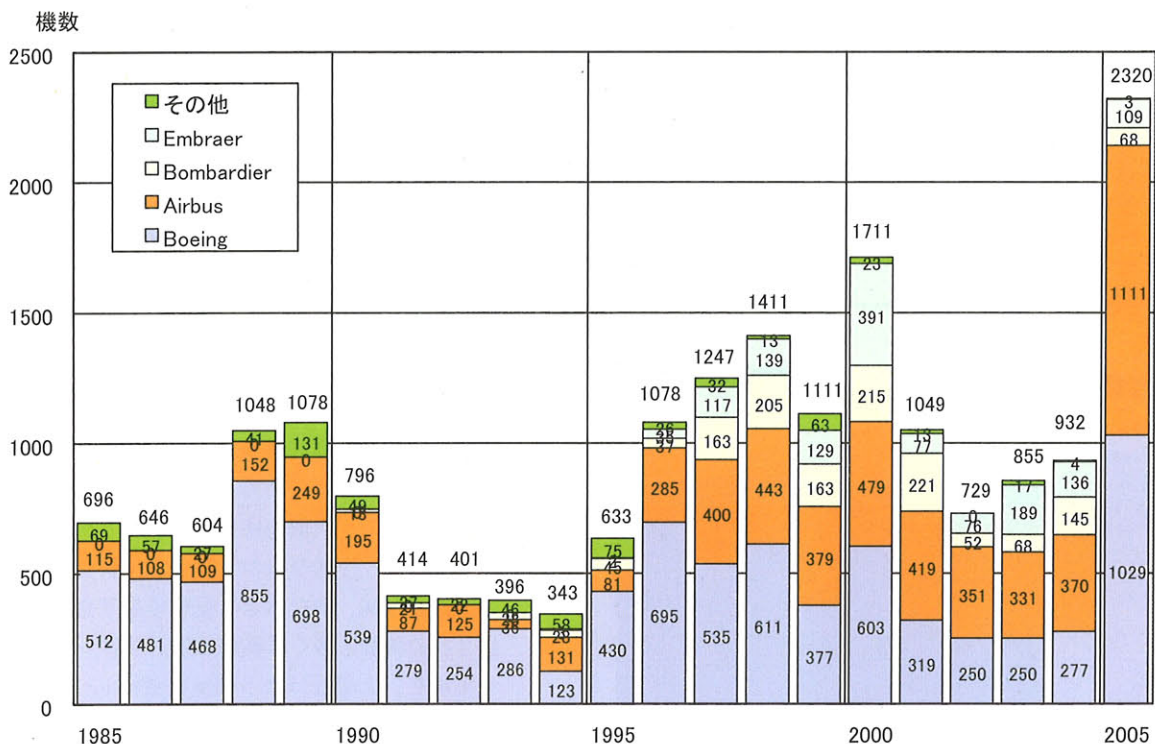


図 3.3.11 ジェット機の受注機数変遷

(付録)

- 2-1 項で IATA 加盟の航空会社の'06 における総収入は\$410 としたが、非加盟の LCC 等を含めれば世界の航空輸送の総売上高は凡そ\$500B となろう。一方 1-3 項で今後 20 年の機材需要は 25,600 機としたが、これは金額で凡そ\$1,400B('05 実価格)であり、年間売上高では'06 で\$50B、'25 で\$100B である。即ち、航空輸送業界は航空機生産業界の約 10 倍の規模がある。このため機体やエンジンメーカーは業容拡大のために、これまではエアラインが実施してきた機材の MRO サービス(整備・修理・オーバーホール)を機材販売に付加する方向となってきた。エンジンでは「Power by Hour」と呼ばれ、整備付きの毎時賃貸契約に近い。Boeing では「GoldCare」と呼んでいる。

これはエアラインの運航コストの中で、機材償却費或いは賃借料が整備費と同等であることから理解できよう。

- 将来はメーカーが機材の整備や要員の訓練までも提供し、エアラインはそれらや要する設備を所有せずに貨客の郵送に専念する事になろう。
- 最終的に機材は乗用車の如く殆ど整備不要となるのではないか。

* 「図 1~7 および 11 は日本航空機開発協会のホームページ<www.jadc.or.jp>から、図 8~10 は International Air Letter の記事から引用したものである。」

4 超音速機の研究開発について

4.1 NEXST-1（ロケット実験機）の成功と関連議論

(大貫 武)

4.1.1 小型超音速実験（無推力）に係る研究開発の成果について

(1) 研究開発のねらい

高度な先端技術を統合して高い付加価値を生み出し、かつ技術波及効果の高い航空技術の基盤の整備拡充を図り、画期的な新しい航空機として 21 世紀に開発が見込まれる次世代超音速輸送機を目指し研究開発の推進する。このため、CFD 設計技術を適用した小型超音速実験機の開発、飛行実験及び関連施設・設備の整備を推進する。

(2) 研究開発の方針

以下の 4 項目を、次世代超音速機技術研究開発の基本方針とする。

- ① 科学技術庁航空・電子等技術審議会航空技術部会「次世代超音速機技術研究開発評価分科会」など外部諮問機関に研究開発状況を報告して助言等を受けて研究開発を進める。
- ② 民間に設計チームを発足させ、密接に共同作業を進める。また、メーカー、研究機関、大学の参加を得て開発を進め、各専門分野での知識を集約させる。
- ③ 実験機システムの開発に当たっては、極力実績品の使用、既存技術の利用に努め、コストを抑える。
- ④ 仏国航空宇宙研究所（ONERA）との共同研究、豪州の実験場の使用など海外との積極的連携。

(3) 研究開発の目的・目標

以下の 4 項目を小型超音速実験（無推力）に係わる研究開発の目的とし、それぞれの目的に対し目標を定める。

目的 1. CFD 逆問題設計法による自然層流翼設計とその実証

目標 a. 超音速三次元翼の CFD 逆問題設計ツールを開発し、設計ツールの妥当性を検証する。

目標 b. 空気抵抗（摩擦抵抗）を低減する自然層流翼設計法を開発し、効果を確認する。

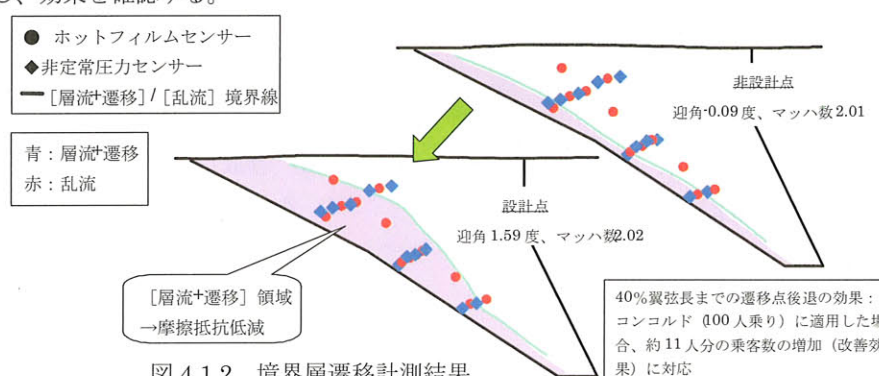


図 4.1.2 境界層遷移計測結果

目的 2. クランクドアロー翼、エリアルール胴体、ワープ翼の設計技術の獲得

目標 a. 空気抵抗（圧力抵抗）を低減するクランクドアロー翼、エリアルール胴体、ワープ翼の設計技術を実験機に適用しその効果を確認する。

目的 3. 無人機による飛行実験技術の蓄積

目標 a. 無人超音速機に対して、

- ・ピギーバック方式によるロケット打ち上げ・分離システム
 - ・所定の試験飛行条件における空力データ取得方法
 - ・パラシュート・エアバッグ方式による回収システム
- を開発し、システムの妥当性を実証する。

(4) 飛行実験の成果

① 目的 1. に関して。

目標 a. に関しては、計測された圧力分布について、CFD により設計した圧力分布と良好な一致を確認し検証された（図 4.1.1）。

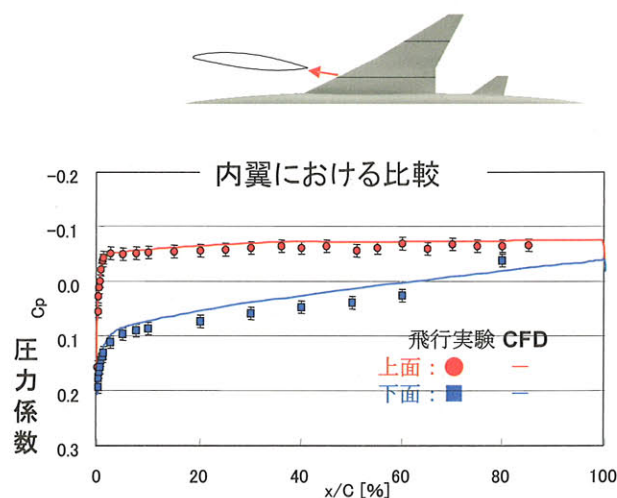


図 4.1.1 計測された圧力分布と CFD 解析の比較

目標 b. に関しては、層流域拡大効果により空気抵抗（摩擦抵抗）低減設計の効果を確認した。なお、本設計は世界初のものであり、設計点で約 40% 翼弦長までの遷移点の後退を確認した（図 4.1.2）。

②目的 2. に関して。

飛行実験データは、CFD 解析を平行移動した結果と一致。すなわち、揚力に依存する抵抗は同等であり、圧力抵抗は解析と一致した。したがって、クランクドアロー翼、エリアルール胴体、ワープ翼の圧力抵抗低減の効果は確認された（図 4.1.3）。

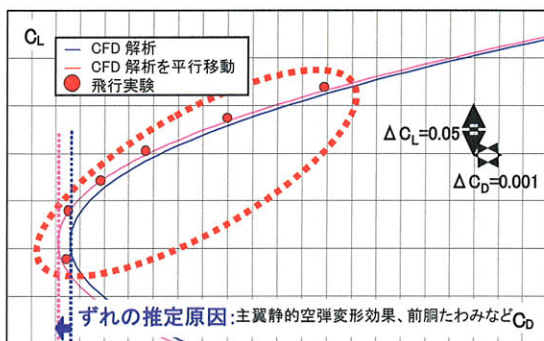


図 4.1.3 抵抗極曲線

③目的 3. に関して

予定通りのすべてのシーケンスが実行され、実験機をほぼ無傷の状態で回収し、無人機飛行実験技術を蓄積した。

- 実験機投入能力飛行制限を満たしつつ、実験機を投入条件へ投入した（表 4.1.1）。

表 4.1.1 打ち上げフェーズにおける飛行制限および実験機投入条件

飛行制限		
速度：マッハ数 2.75 以下：	実績	2.66
高度：21km 以下：	実績	19.1km
動圧：100kPa 以下：	実績	73.6kPa
投入条件		
高度要求：15km 以上：	実績	19.1km
速度要求：マッハ数 2.0 以上：	実績	2.18

- 実験機とロケットの接触なく分離を行った（図 4.1.4）。

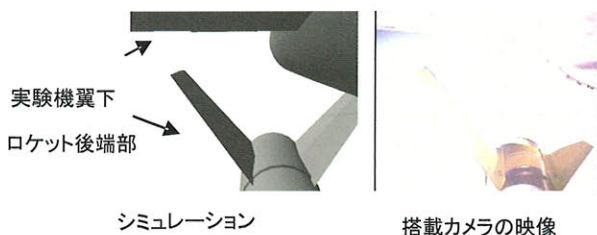


図 4.1.4 分離 0.5 秒後のロケット位置

- 実験機は計画通りマッハ数 2 の試験を 2 回行い、空力データを取得した（図 4.1.5）。

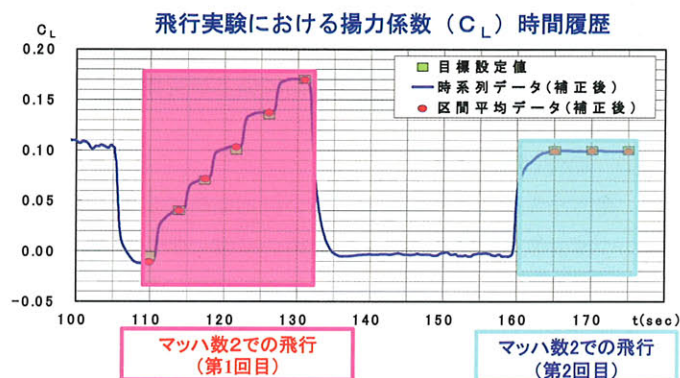


図 4.1.5 マッハ数 2 における飛行実験

- パラシュート開傘まで飛行制御を行い、回収飛行を行った。また、パラシュートおよびエアバックを使用し実験機を回収した（図 4.1.6）。

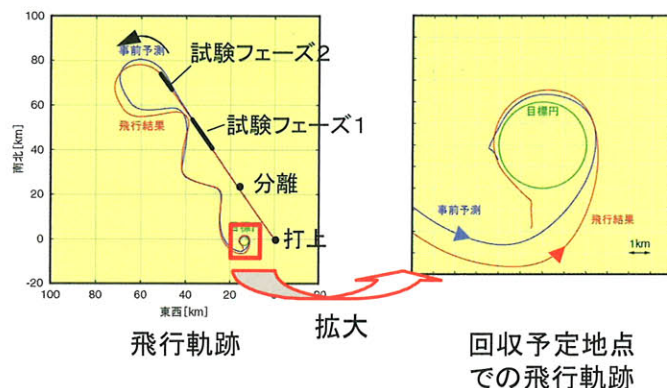


図 4.1.6 回収フェーズの飛行

機上データレコーダを回収し、計画されたすべてのデータを取得した。

○基本空力データ

翼面上および胴体表面上における合計 322 点において圧力データを取得し、速度、加速度など飛行諸量 72 項目を計測した。

設計点 ($M=2$, $CL=0.1$) における CFD 逆問題設計の目標圧力分布を実現した。

○境界層データ

主翼表面上の 96 点において、境界層データを取得。

⇒境界層の遷移特性を確認。

(5) 達成レベル

あらかじめ設定された飛行実験達成レベルにおいて、「機上データレコーダを回収し、超音速境界層遷移予測技術の高度化のためにオプションとして飛行中に計測した境界層データを取得し」たことにより、レベル 4（エ

クストラサクセス) を達成。

4.1.2 成果の評価

文部科学省科学技術・学術審議会研究計画・強化分科会航空科学技術委員会から以下の評価(抜粋)を受けた(平成 18 年 3 月 27 日)。

航空科学技術委員会の評価結果(抜粋)

総合評価

小型超音速実験(無推力)に係る研究開発は、飛行実験に成功し、当初の目的を概ね達成した。次世代超音速旅客機開発については、現時点では具体的な開発の動きは必ずしも明確でないものの、本研究開発で得られた成果は、次世代超音速機の実現のための重要な基盤を与えるものであり、将来的に見込まれる国際共同開発への我が国の主体的参加に向けた意義のある戦略的な技術ステップと位置付けられる。今回の成果を有効に活用するためには、柔軟な計画の下で、今後も継続的に取り組むことが必要である。将来の次世代超音速旅客機の計画においては、世界の研究開発の潮流をしっかりと認識し、国際共同開発への参加に向けて我が国として獲得を目指すべき技術が明確にされる事を期待する。

4.1.3 第 3 期科学技術基本計画における研究開発目標の議論

総合科学技術会議が平成 19 年度から開始する第 3 期科学技術基本計画を策定したが、その中で以下の促進策が唱われた。

1. ものづくり技術分野

- 超音速旅客機国際共同開発において我が国の主体的参加を可能とするため、燃費・騒音削減等の環境適応化技術、製造・整備等のコスト低減技術等の基本技術を向上・確立し、2020 年度頃までに超音速輸送機を実用化する。【経済産業省】

2. 社会基盤分野

- 静粛超音速研究機の研究開発

2010 年度までに超音速機のソニックブームを半減する機体設計技術等を開発する。【文科省】

2012 年度までに超音速機のソニックブームを半減する機体設計を実証し、超音速機開発における世界的な優位技術を獲得する。【文科省】

- 超音速輸送機実用化開発調査

2010 年度までに、経済性、環境性等を考慮した構造技術等について試験部材レベルでの基本技術を確認する。また、日仏共同研究を推進する。

【経済産業省】

2020 年度までに超音速輸送機を実用化する。

【経済産業省】

議論：超音速機プロジェクト

- ・ SST というからには飛行機全体、特にエンジン・材料を含めてシステムを考えるべきで、特定の要素研究をやりたい人だけが集まって冠を被せたようなプロジェクトになってはいけない。
- ・ SST のコンセプトは良いが、要素研究をやっていた人間がプロジェクトへの切り替えがうまくいかないことがある。民間機を纏める JADC やメーカとの役割分担を考慮し、共同でやる方法を考えてみてはどうか。
- ・ 「国際共同開発に主体的に参画する」を超えて、自らアジア・エアバスの宗主国になって独自の SST を開発する姿勢も考慮すべき。S³T と SSBJ を併せたものを開発すべきではないか。
- ・ 21 世紀の交通手段として「空のリニアモーターカー」と言うイメージで良いのでは。
- ・ システム設計概念チームを作る必要がある。
- ・ ソニックブームをセールスポイントとして巡航性能とどう折り合いをつけて行くか。
- ・ 「SST は日本国民にどのように社会的貢献できるのか」と言う質問があったが、少子高齢化社会と関係して議論することも出来る。まずは、高齢者に優しい輸送、即ち少しでも早く目的地へ行きたい、ということ、次に、少子化による日本労働人口減少のため海外生産が今後益々増え、海外との関係／往来が増大する、など。勿論、時間価値の高い仕事が増え、移動時間の一層の短縮化が経済原則に基づくものになることが第一の意義。
- ・ JAXA 航空は節目の時期、APG を作ったからには JAXA の独自色を出し、大学と企業の上に立ち産業界に近いものを研究開発して行かなければならない。

4.2 次世代 SST の目指すもの

— 我国への貢献 —

(堀之内茂)

我国が SST の研究開発を本格的に推進するためには、SST が日本国民に役立つものであることを明確にすることが重要であると指摘されている。以下に小型 SST あるいは SSBJ 実用化を考慮した新しいそのシナリオの一案を提案する。

4.2.1 従来のシナリオ

従来の次世代 SST 開発の必要性は以下のように言われてきた。

- 高速化、長距離化、快適性は、常に航空機に対する人

類の願望であり続けるであろう。

- 世界の航空輸送において、飛行時間が10時間を越えるルートが数多く存在し、時間短縮の要求が常に存在する。特に我国は地理的にその特徴が顕著である。
- 経済性、環境適合性が解決できれば、必ずSSTの市場性はある。
- 次世代SSTの開発には膨大な開発費が必要であり国際共同開発が必須である。
- 従って、我国もその国際共同開発に主体的に参加するための準備が必要である。

しかし、このシナリオでは世界が動き出さないと進まないとも言えるため、日本国民に直接に役立つものであるという観点と我国が主体的に開発を推進するという点を強調すると以下のようなシナリオが考えられる。

4.2.2 見直しシナリオの素案

従来のシナリオの内ははじめの3項目は共通であるが、以下の項目を加える事が考えられる。

(1) 社会的貢献

SSTが我国の社会と産業、すなわち国民にとって役に立つものであるという基本概念を明確化するためには、我国の置かれている状況を踏まえて議論を開始する必要

がある。その骨子としては、日本は貿易／技術立国であり、今後もあり続ける必要がある事と、少し飛躍があるかもしれないが、日本は少子高齢化社会を迎えるという事である。以下に、その概要を示す。

(a) 少子化社会における製造業への貢献

我国は資源／食料を自給できず、原材料やエネルギー資源の1次製品を輸入し、高性能／高品質／低コストの工業製品を世界に輸出する事により成り立っている貿易国家(図4.2.1)である。

しかし、日本は高齢化／少子化社会(図4.2.2)を迎え労働人口の急減が予想され、その結果、工業製品の生産量が低下する可能性が危惧される。このような環境下でも穏やかな経済成長と国民生活のQOL(Quality of Life)を向上するには国際経済と密接に係わったグローバル戦略(図4.2.3)が必要とされている。

我国の輸出産業の95%は工業製品の輸出によるものである。その工業製品は海外生産(図4.2.2)の比重が増大している。海外生産そのものは、少子化以前に低賃金労働力をアジア諸国に求め、価格競争力を維持しようとしたケースと、米国との自動車産業に関する貿易摩擦解消のためであった。

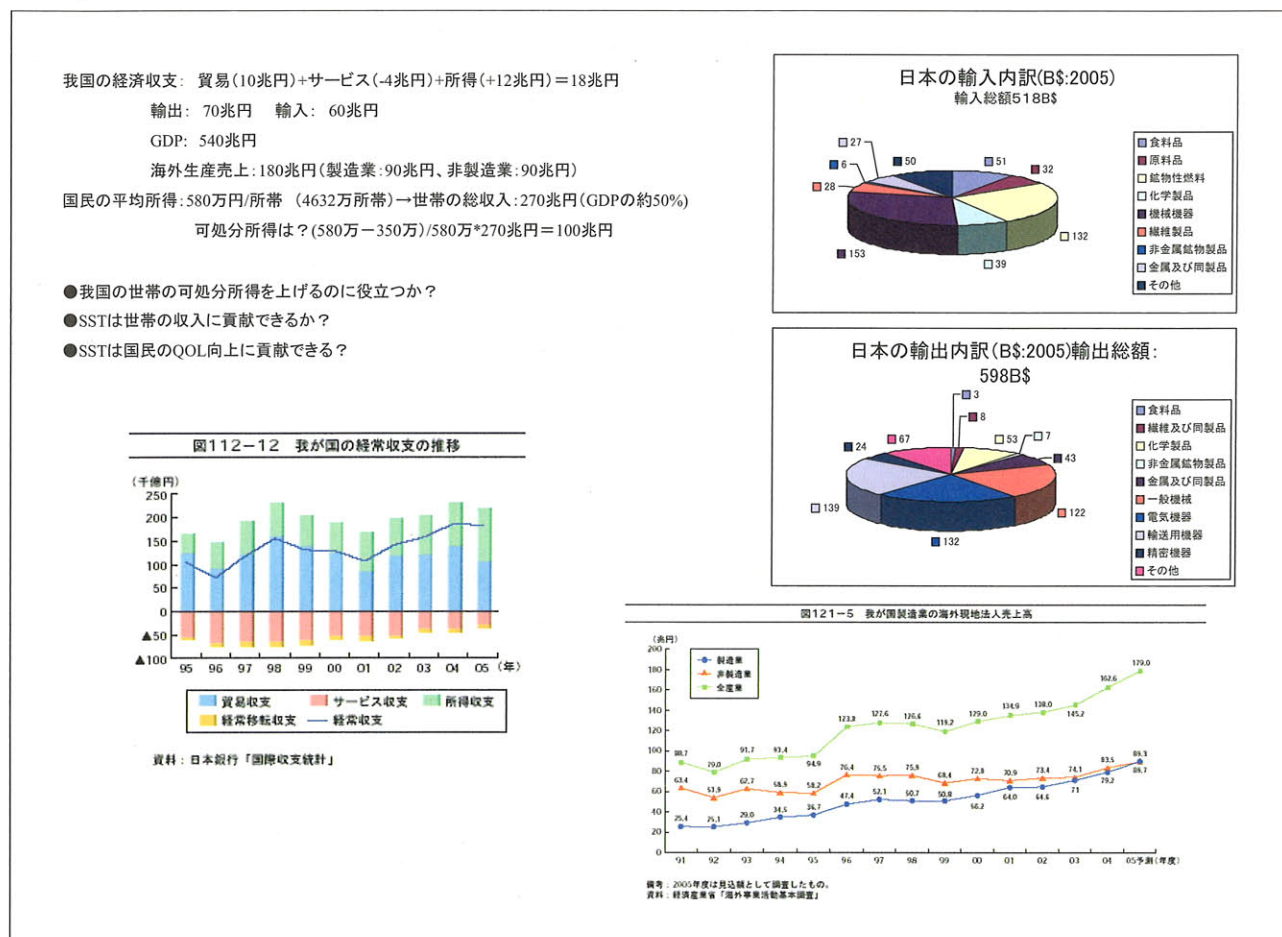


図 4.2.1 我が国の経済活動の概要

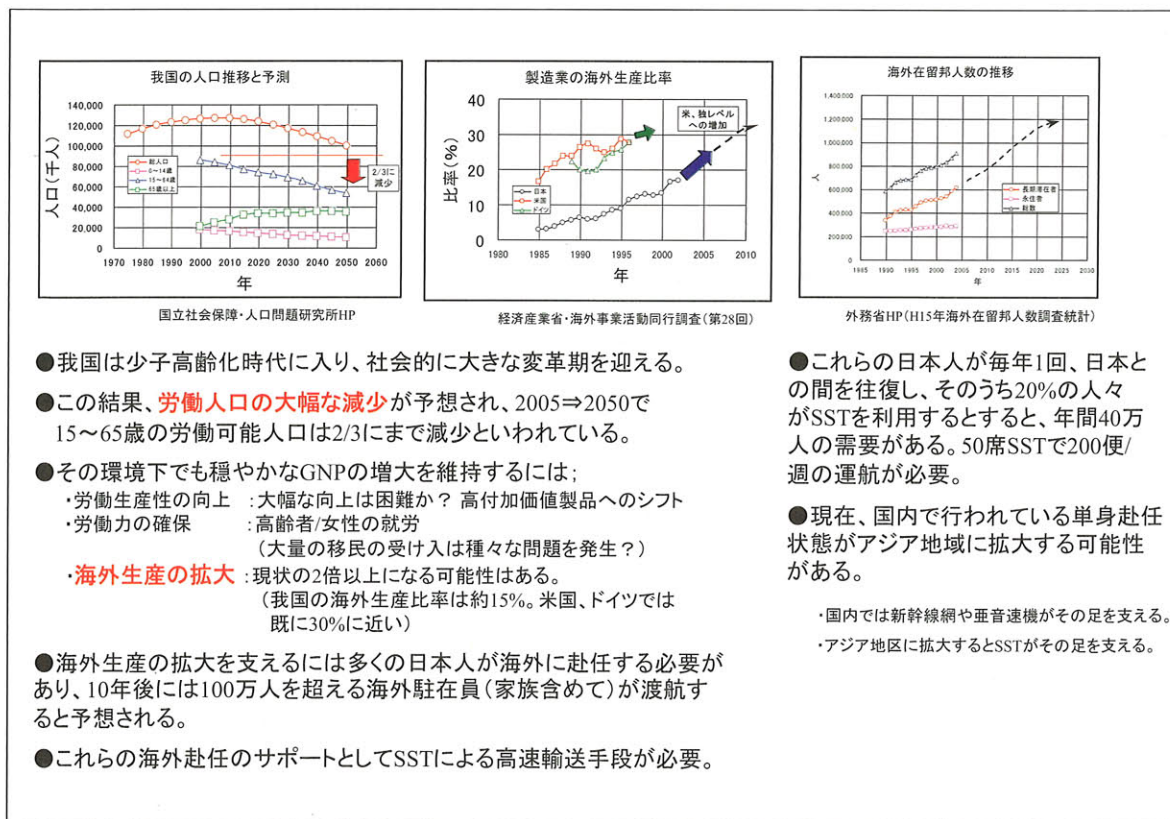


図 4.2.2 少子高齢化環境（海外生産）における SST の必要性

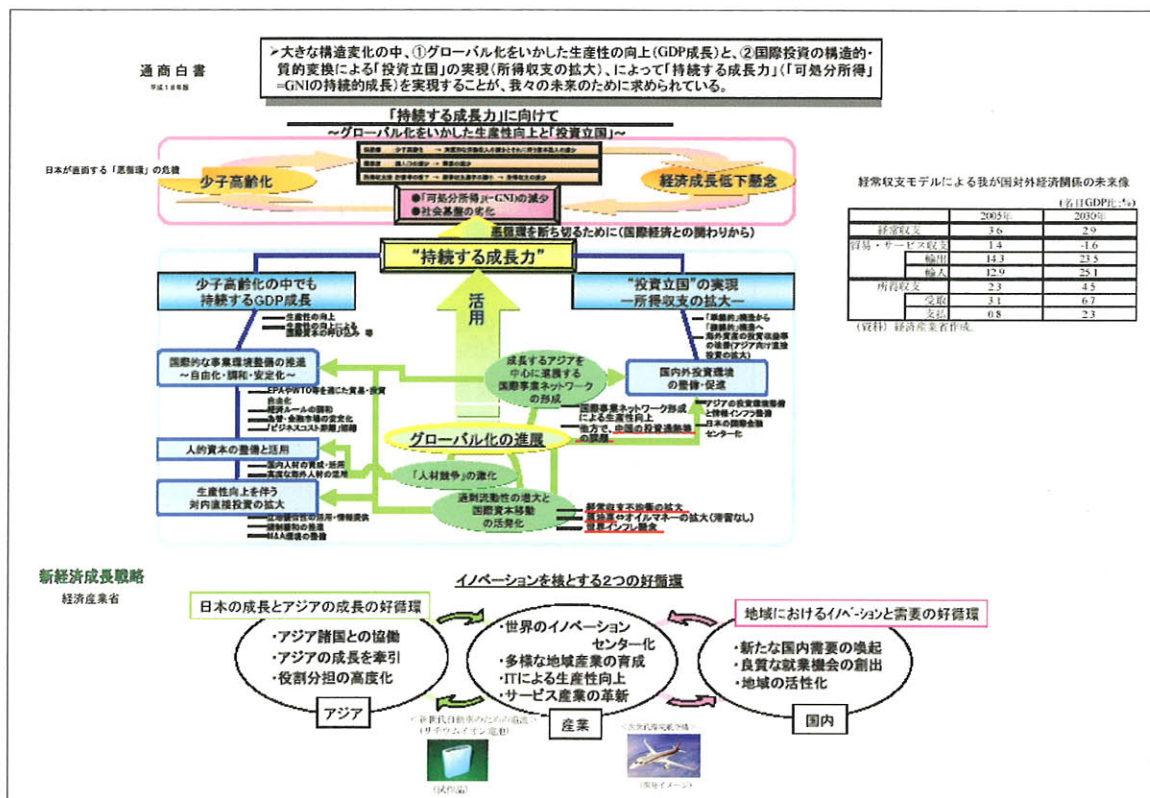


図 4.2.3 我が国の経済活動概要

我国の工業製品のうち海外生産によるものは1985年で約8%、2000年で16%に達し、年々その割合が増加している。そのために、国内産業の空洞化が大きな問題として取り上げられているが、国内労働力の減少と、アジア諸国の低賃金労働力の活用と貿易摩擦解消とが相俟って、さらにその傾向を増加させていくものと思われる。海外生産と投資は、少子化／人口減少／高齢化社会を迎える我国にとって避けられない産業形態と言える。

ロボット技術や高効率生産性によりこの傾向は少しは緩和されるかもしれないが、大きな流れは変わらないのではなかろうか。また、高齢者／女性の雇用促進や、高付加価値製品へのシフト等の組み合わせで補われる面はあると思われる。

別の考え方として大量の移民を受け入れいく事もありうるが、これは種々の社会的な問題を含み単純には受け入れが難しいであろう。

我国が貿易立国として、また技術立国として、さらにはアジア／世界における中核たる国家として繁栄を続けるには、このような大きな社会的／経済的な環境のもとに製造業を発展させていく必要がある。そのためには海外生産、海外投資は必須の事項であり、また海外生産の拡大には多くの日本人が指導と管理のために現地赴任(図4.2.2)する必要がある。

これらの日本人ビジネスマンや、それに同行する家族のためにSSTによる高速輸送は大きな助けになる。現代社会では国内で単身赴任をする人々が週末に家族に会いに家に帰る時に新幹線網や国内航空網が大きな助けに

なっているのと同じように、海外、特にアジア諸国に赴任する場合は、SSTを利用できれば、週末を利用した帰国が可能となるかもしれない。

例えば、シンガポールー東京間は約3000nmの距離であるが、SSTならば3時間の行程であり、丁度東京ー大阪間の新幹線効果と同様、日帰り圏内(図4.2.5)になる可能性もある。

出張者の場合も、輸入や輸出の会議・商談はIT技術によりTV会議やメールで仕事が進むという事が言われて久しいが、最終的にはface to faceでの会議が必要であり、今後も大きな増加が予想される。

(b) 高齢化社会における航空輸送への貢献

現在でも、日本国民は年間1300万人が海外旅行(図4.2.4)をし、ビジネス／観光の活動レベルが高い国民性をもっていると言われていたが、総人口に占める割合は10%程度に過ぎず、米国(約50%)、欧州(約150%)の諸国に較べても少ないレベルである。今後さらに、日本国民、及び海外からのビジネス／観光客を増やしていくことが国家の目標の1つとして設定されている。

我国は、地理的に米国、欧州、アフリカ、南米、豪州から遠く離れた位置にあり、上記の活動の多くは飛行時間が10時間を越えるルートになってしまう。特にアジア諸国との交流は、今後、大きく伸びる事が予想される。この場合はSSTの実現は、より短時間あるいは日帰り往復の可能性を実現できる。

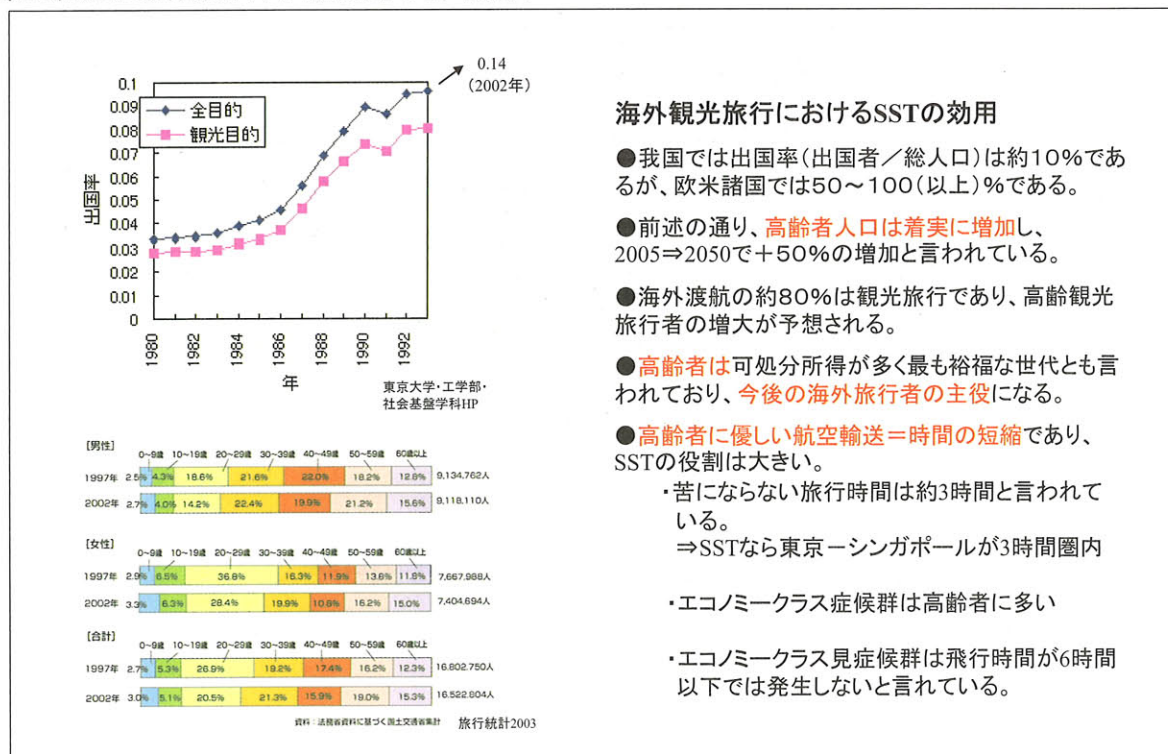


図 4.2.4 少子高齢化環境における SST の有用性

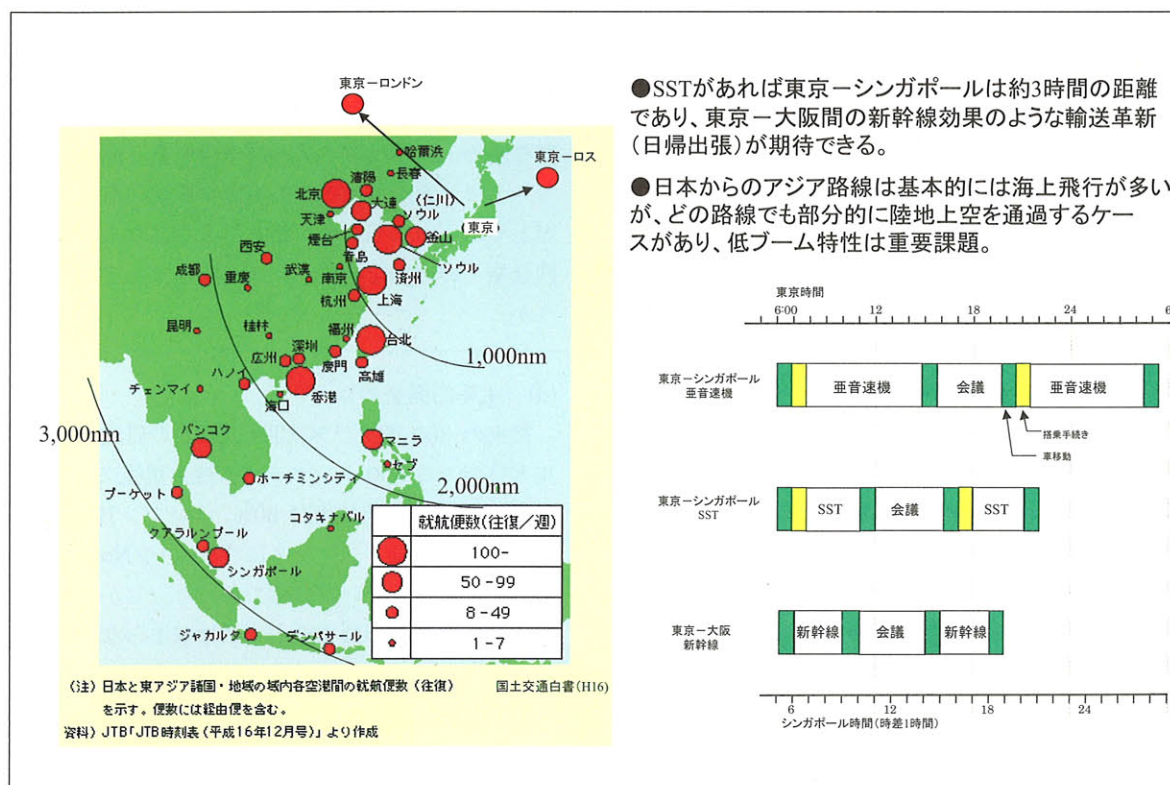


図 4.2.5 SST によるアジア日帰り圏の実現

このような、航空輸送環境のもとに、SST が実現できれば、日本国民が海外旅行をする場合はもちろん、海外からの旅客がその高速輸送の恩恵を受けることが間違いなく、我国の経済活動の発展、国民の生活満足度の向上に大きな貢献をすると考えられる。

我国は、世界の長寿国であり、高齢者の比率が急速に増え、かつ、その高齢者の経済的余裕から、海外旅行者の中に占める割合が高くなるとされる。従来の亜音速機では、単に飛行時間が長いという問題だけでなく、時差の問題から夜行便が多く(東京⇒西海岸線は、夕方出発し、同じ日の午前中に到着、即、観光に出发)高齢者にとっては体力的にきついという事も考えられ、SST の高速性(朝 出発し、前日の夜到着、ホテルで睡眠後、明くる朝、観光開始)は高齢者の健康に優しいという効用がある。あまり我慢をせずに旅行できる時間は約3時間といわれており、新幹線ならば東京ー大阪間、海外では東京ー台北程度であった旅行範囲が、東京ーシンガポールまで拡大される。

もちろん、飛行時間が5~6時間以下に短縮されることによりエコノミークラス症候群の可能性が大幅に削減できることは明かである。

(c) その他の貢献

我国にとって、SST が社会的に貢献できるものとして、災害派遣がある、アジア地域における我国の役割として、

地震、津波、噴火等の災害に際して、即日、救助・医療チームを派遣する手段として検討に値する。

その他、SST には適切でないと考えられる国内路線への適用も考えられる。

小型(30~50 席) SST が国内運航でも有意義であることがいえないか? 例えば、福岡ー札幌線(亜音速機で2時間10分)、沖縄ー札幌線(亜音速機で3時間40分); 釧路ー福岡線、等等

アジア等への近・中距離国際線では、成田/関空以外の地方空港から直接運航する、週末のみを利用した観光も時間的に可能となる。

(2) 我国が主体的に SST を開発するシナリオ

従来の SST 検討は 250~300 席の大型機であり、その開発費は 20~30B\$ となり国際共同による 1 機種の開発が現実的であると言われてきた。しかし機体規模を小さくし、30~50 席程度の SST を考えると、その開発費は約 3B\$ レベルとなり、アジア諸国の航空機産業の力を結集すれば、我国が主体になって開発を推進できる可能性も考えられる。もちろん欧米との連携も大きな可能性がある。

(a) 技術的な課題

小型 SST であれば、性能要求の仕様にもよるが空力、

構造等の技術的な課題は克服できるであろう。環境問題についてはソニックブーム、空港騒音や高空の NOx 排気排出についてはさらに検討の必要はある。(図 4.2.8)

(b) 経済性の課題

一般に、小型機では運航費が増大してしまう心配がある事。さらに小型 SST では、機体価格からくる固定経費の増大が心配される事などがあり、今後 DOC の検討、運賃サーチャージの検討が必須である。しかし、DOC が 2 倍程度であれば 20% の乗客シェア (図 4.2.9) はある。

SST の運賃は高いという先入観があり、従来は追加料金 30% とか 50% という数字があるが、これはエコノミーもビジネスもファーストも同じ割合の追加料金として比較している。これは一見、客観的な比較にも見えるが、従来の亜音速のエコノミー正規料金かビジネス料金で運航できれば成立するという事を示している。つまり、亜音速で、エコノミー正規料金やビジネス料金を払っている旅客は追加料金無しで超音速飛行が可能である。この点の表現の見直しや考え方の見直しを行えば SST 運賃は高いという観念を払拭できるかもしれない。もちろんエコノミーディスカウントの旅客には追加料金とはなるが。

(c) カスタマサポートの課題

MJ 機、及びその後継機が実現すれば、小型 SST もその実績／延長を活用できる。又、我国の自動車産業と連携 (図 4.2.7) し、その海外製造／販売拠点網を活用した部品／物流のインフラ活用と、欧米の維持専門会社を活用する方法もありうる。

開発・製造段階でも、自動車会社の持つインテリア設計・低コスト製造技術を活用することは重要である。航空機産業界にはこの分野の技術が不足している。

我国の航空機産業は海外メーカの部分製造というリスクの少ない形態をとっているが、これは、高品質、高性能、日程管理、経済性／低コストによって支えられて成り立っている。しかし、やがてはアジア諸国の追い上げを免れず、次の段階として、技術力で 1 歩も 2 歩も先を行く SST 技術開発をしてリードを保つ事が必要。

大量輸送の中核である亜音速輸送機の開発／製造に、今から立ち打ちのできる革新的な機体を開発することは、技術的な面に加えて、市場調査、販売、カスタマサポートの面で困難が多い。これが亜音速大型旅客機を独自に開発できずに部分製造に止まっている大きな理由でもある。

一方、SST は西欧諸国にとってもコンコルドの経験のみであり、我国のハンディは少ないと言えるというのが

次世代 (大型) SST 研究を日本でも開始 (平成 9 年) した理由であった。小型旅客機の分野でも、この環境は同じ事であり、むしろ、小型 SST ならば我国が主体的に開発を進め、製造はアジアの航空機産業と連携し、販売／カスタマサポートは日本の自動車産業の海外における販売とサポートの基盤を活用し、さらに欧米のサポート専門企業との連携を活用すれば可能性はあるのではなかろうか。

(d) 主体的開発のシナリオ

従来の 300 席クラス次世代 SST の研究では、コンコルド技術では 800 トンクラスの機体規模になるが、空力技術で -30%、構造技術で -30%、エンジン技術で -2% の改善でやっと 400 トンクラスになり、かつ Noise、Emission の改善ができるという目標であった。しかし平成 14 年までの検討結果では 400 トンには収まらないという結果でもあった。

このように 300 席 SST そのままでは、いかにもハードルが高く、現時点では話を繋いでいくことが困難と考えられる。また、米国でも HSRP 計画中断後の超音速機研究として SSBJ 開発が提起されている。従って、JAXA でも SSBJ という概念を設定するのは適切な方策と考えられる。しかし、機体メーカのビジネスプランならそれも良いが、国家予算で活動している研究機関としては、一部の重役たちの専用機のイメージではシナリオを描きにくい点もあり、一般国民に直接的に役に立つ超音速機というシナリオが必要である。そのために、SSBJ と機体としては同規模であるが 30 席クラスの超音速小型旅客機としてのイメージを前面に出し、さらには、発展型として乗客；50 席、離陸重量；80 トン以下、航続性能；3500～5000nm、ソニックブーム強度；0.5 程度 (このクラスの機体までなら 0.5psf 程度のソニックブームでまとめられる可能性がある) のコンコルド後継機のような機体を開発目標とすることが適切と考えられる。

当然のことながら、より経済性の高い、亜音速の中型双発機や、超大型機が存在は必要であり、今後の航空輸送量の大幅な伸びの中核として存在しつづける。その中で SST の実現は、大量輸送というイメージは困難にしても、航空輸送の多様化を可能とし、高速性を重視する旅客のために大きな意義がある。いわば、航空輸送の複線化 (図 4.2.6) を図るという観かたもできる。

JAXA の研究活動における、SST を中心とする、小型旅客機、VTOL の研究は航空輸送の多様化を図る大きな流れの中に位置づけられる。

我国の産業基盤の中核として、自動車、ナノテク、IT 技術、バイオ技術等が上げられているが、特定の限られた技術に特化することは危険であり、国として、基盤技

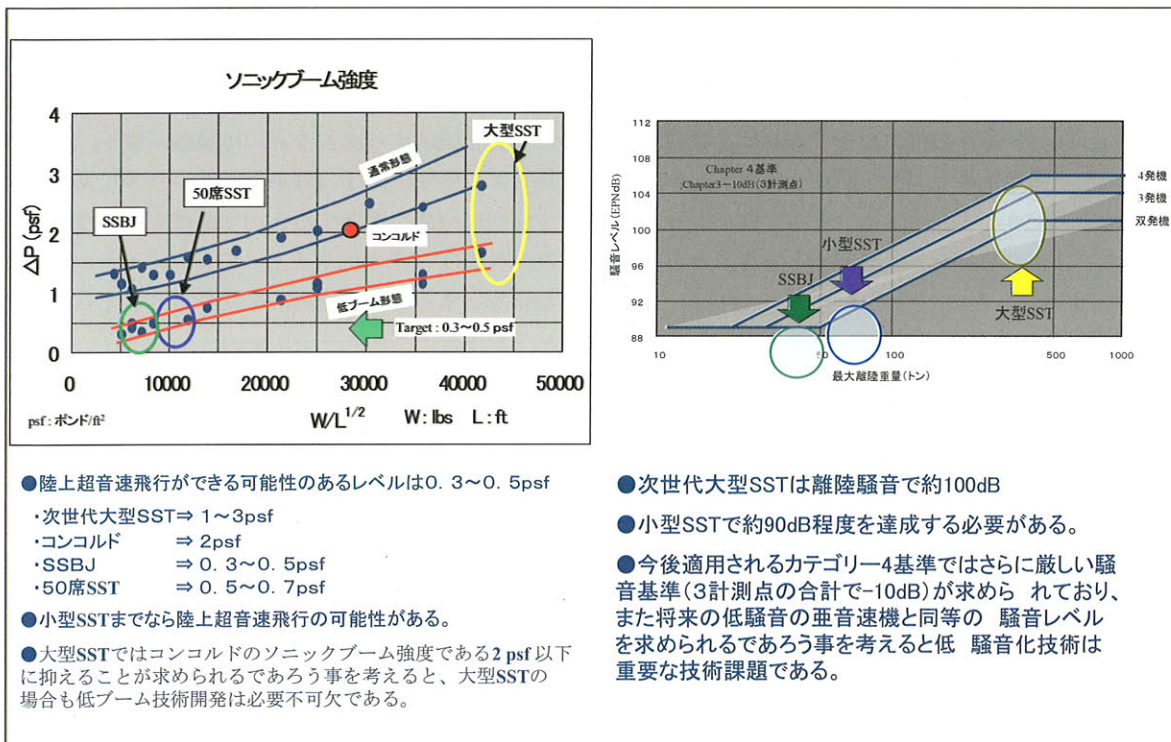


図 4.2.8 ソニックブーム強度と空港騒音

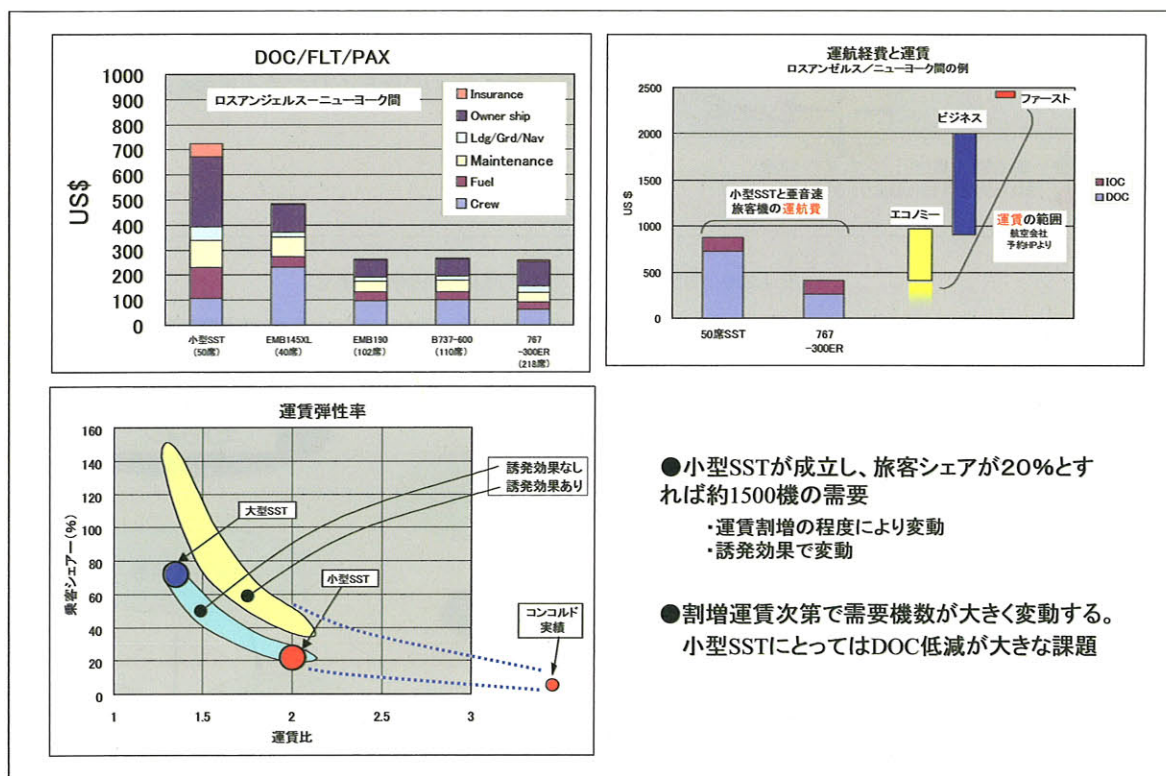


図 4.2.9 運航費と運賃

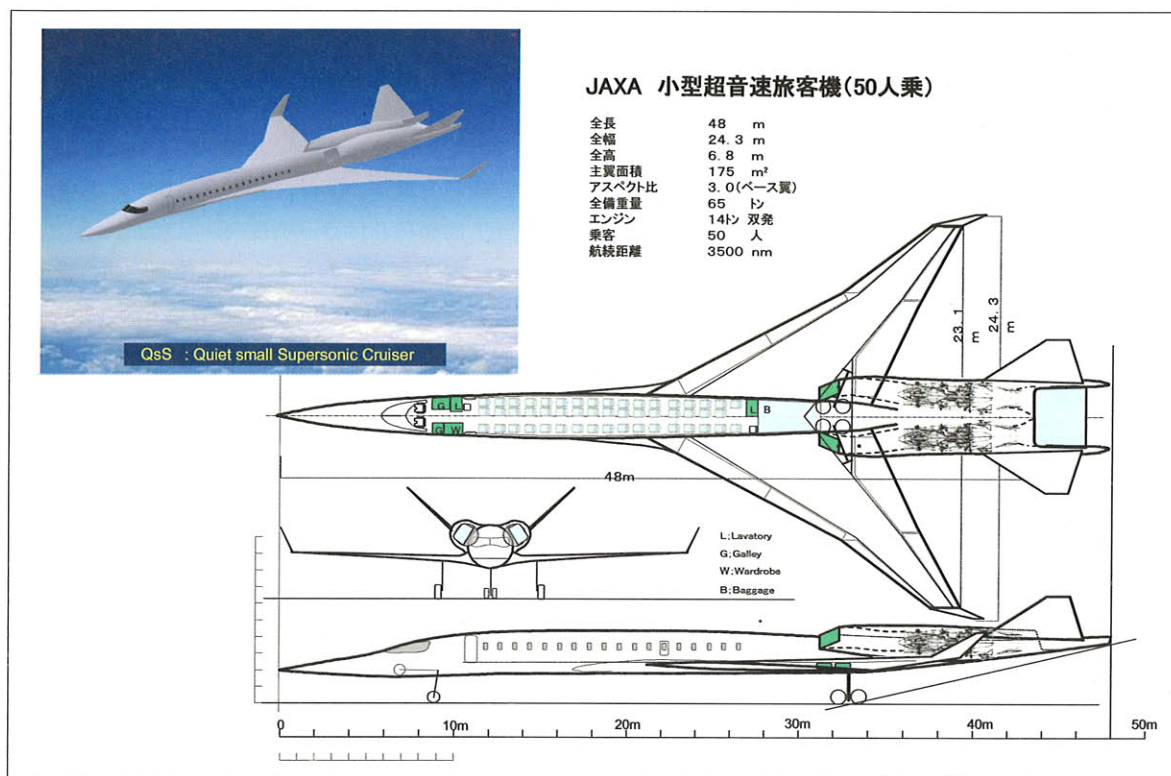


図 4.2.10 小型 SST の例

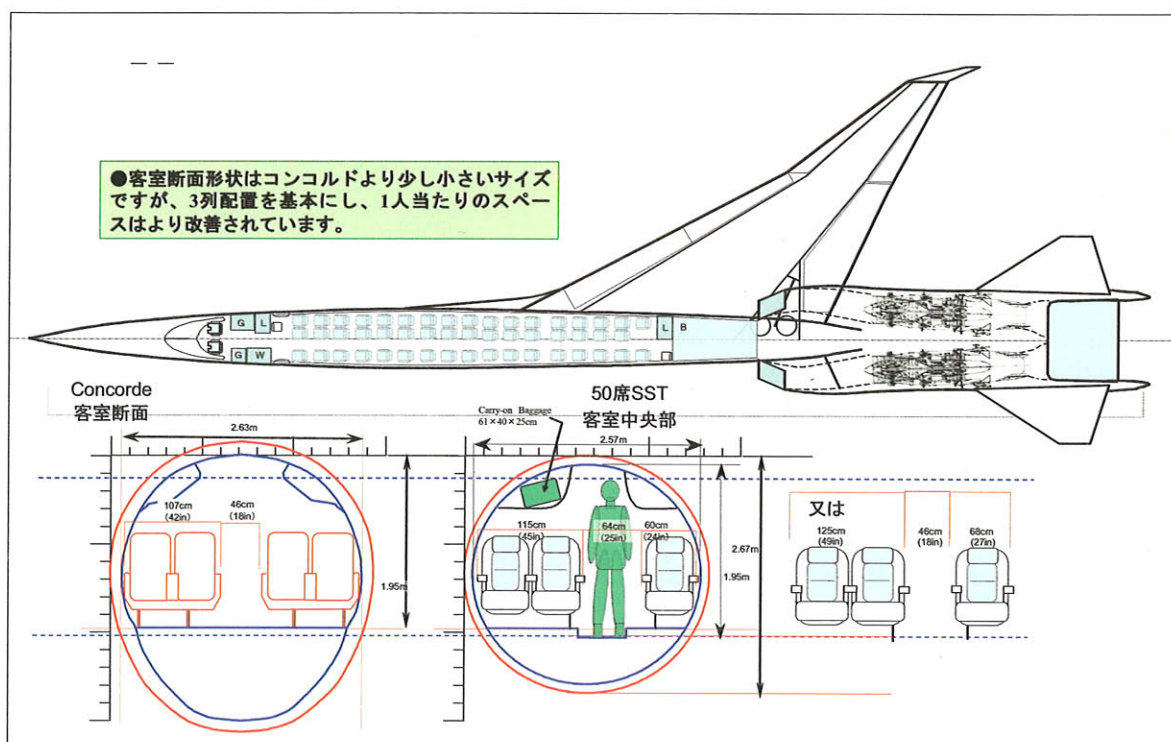


図 4.2.11 50 席 SST 客室配置

議論：次世代 SST シナリオ

(SST の経済効果)

- ・ SST の経済効果の基本は、実用化時点での我が国における機体（部品）の売り上げ高の推定だ。
- ・ 輸送需要増大効果には、新幹線効果が検討できる。また、787 などの現状需要に上乗せする掘り起こし需要が望ましい。
- ・ SST の製造が GDP をどれほど向上させるかの推定も重要。
- ・ 少子高齢化対策として“投資立国”の実現、つまり海外投資をして所得収支を拡大させると言われているが、国内生産の拡大も必須であり、高い付加価値の製品を作り、国内 GDP 増大が重要。
- ・ 一人当たりの国民所得の一番高い国であるルクセンブルクは税金なども高く可処分所得による生活水準は必ずしも高くはない。

(SST 航空運賃の設定)

- ・ 航空機のチケット流通システムが変わる可能性がある。現在の安売りチケットと同じ代理店のまとめ買いシステムでは SST チケットは考えられない。ビジネス客だけを相手にしたエアラインも考えられる。
- ・ 客席当たりの Insurance 経費、Ownership Cost、メンテナンスコストなど、SST は全てが数字の上では高いが、価値としてチケットにどう結びつくのか、時間価値がどれほど重要であるか、十分な議論が必要。
- ・ 速く飛ぶことの価値は未だ十分な議論が済んでいないが、先ずビジネスでの価値が重要で、観光、行楽では時間価値は異なるかも知れない。また、現在、今や新幹線で大阪へ「こだま」に乗る人は居ない。「ひかり」も少なくなり、おそらく皆「のぞみ」に乗る。このことは、どんな場合でも眼に見える時間が価値を作り出すということになっているようだ。
- ・ 富有族の嗜好が 2 極化し、高いお金を出してゆっくりと贅沢に時間を楽しむことと、時間を最大限に使って効率的な、競争的に価値を見出すことと。いずれにしても他と異なる差別化した価値を求めることだ。
- ・ コンコルドの実績は 3.5 倍の運賃で、太平洋路線の 4% のシェアを取っていた。
- ・ 最初から SST に変えてしまうのではなく、新幹線のように Subsonic とシェアしているうちに行動パターンも変わり最終的に全部 SST が取って代わると言うのが現実的だろう。

(小型超音速旅客機について)

- ・ 人が苦痛を感じずに乗っていられる時間は約 3 時間、最初の新幹線の東京－大阪間。小型 SST の飛行時間は 3500nm で 3 時間を想定している。
- ・ STOL 飛鳥の USB では表面温度分布が計算と実際とは異なった。実際は計算より低く、高速流の伝熱と構造の関係などしっかりとやる必要がある。

(SST 開発における連携役割)

- ・ SST 開発における各組織体制の連携役割では、財力投資と内装部分の設計製造と言う面から自動車メーカの参入を期待したい。また部品供給のインフラは強力であり、そのラインに乗せればカスタマサポートの役割としては非常に力強いと考えられる。

4.3 巡航マッハについての議論

SST の研究開発においては、どのような実機を想定するか、考えておく必要がある。コンコルド機の飛行領域を基準に、実現可能性に重点をおいた超音速民間機の設計点の一例を示し、討議した。今後の展開としては、静粛研究機、小型の超音速民間機、中型、大型という流れの中で、どのような機体が技術的かつ社会的に受け入れられやすいのか、検討を継続していく必要がある。

4.3.1 遷音速以下の航空機

(柴田 真)

(1) 遷音速のジェット旅客機

まずあるのは M0.85 位、高度は対流圏と成層圏の境界の 11km 程度の Transonic Cruise に位置する普通の旅客機。JAXA の国産旅客機チームにおける MJ 機、将来旅客機がこれである。

(2) 音速旅客機

Near Sonic Cruise は昔から一つの技術課題であったが Boeing がソニッククルーザーを提案し有名になった。M0.95～1+で、高度は少々高め。今後どうなるかはわからないがデザインポイントの一つではある。

4.3.2 コンコルド機の例

(柴田 真)

コンコルド機の飛行領域を推定してみると、やはり超音速旅客機は飛行マッハ数が高いだけでなく、動圧制限値も民間機としてはかなり高いことがわかる(図 4.3.1)。超音速巡航点は高度 18km 近くでマッハ数 2.0 だが、このとき最大揚抗比 L/D 7.69 が得られるという。揚力係数が $C_l=0.152$ 程度と、遷音速のジェット旅客機の巡航状態に比べて相当に小さいことに注意しておく(図 4.3.2)。最大運用速度 V_{mo} は高度 10km 以下では 400ktEAS に制限されるが、13km で 530ktEAS となる。

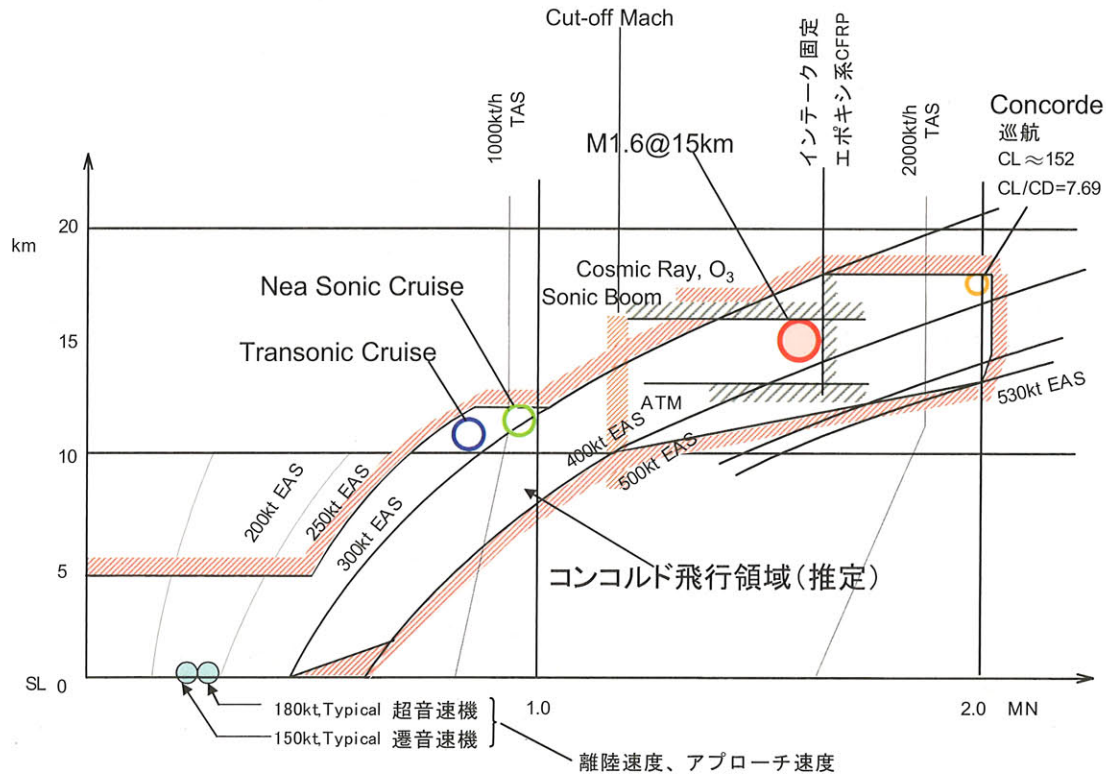


図 4.3.1 旅客機の飛行経路

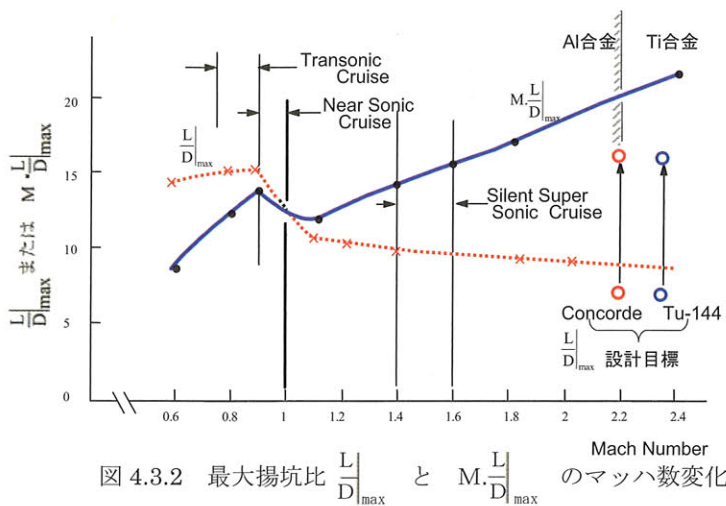


図 4.3.2 最大揚抗比 $\frac{L}{D}_{max}$ と $M \cdot \frac{L}{D}_{max}$ のマッハ数変化

4.3.3 M1.6 超音速民間機の場合

(柴田 真)

超音速巡航点を高度 15km において M1.6 とした場合を検討してみる。マッハ数の限界は、エンジンの空気取入口を固定に出来ること、機体構造にエポキシ系の複合材料を採用できること、の両者から決まる。巡航飛行高度の下限は ATM(Air Traffic Management)の観点から、いま多数のジェット旅客機が飛んでいる以上の高度として、混雑した航空路を避けることから決まる。巡航飛行

高度の上限は、ソニック・ブームが地上に到達した時点では N 形波に集積させないという低ブーム設計との関連で決まる。これにより陸地上の超音速飛行を可能とするのが、これからの超音速民間機の最大の技術課題であろう。また同時に飛行高度を抑えることにより、オゾン層に対する影響、宇宙線にたいする被曝、胴体の与圧構造設計なども楽になり、機体が成立しやすくなる。

このように超音速巡航点を高度 15km において M1.6 とした場合、巡航飛行時の動圧はコンコルド機とほぼ同程度で 400ktEAS 弱となる。動圧制限値は上昇方式を含めさらなる検討を必要とするが、やはり 500ktEAS 程度は覚悟する必要があるかもしれない。なお巡航マッハ数を 1.6 程度に抑えることにより、エンジンのバイパス比を 2 程度まで大きく設定でき SFC を改善すること、燃焼温度を下げることにより NOx が楽になること、などの利点が考えられるが、これらについてはエンジン側の検討を必要とする。(図 4.3.3)

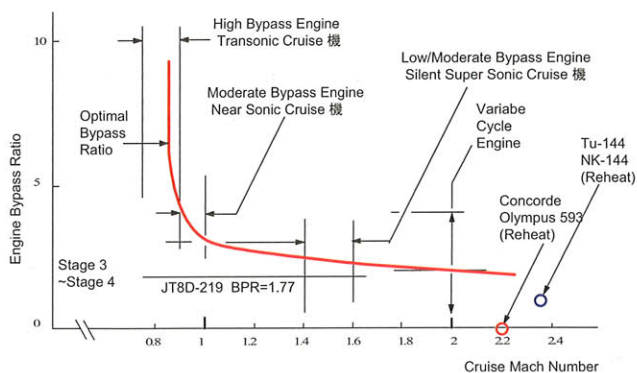


図 4.3.3 巡航マッハ数とエンジン Bypass Ratio

離着陸騒音は Chap4 を満足しなければならない。(図 4.3.4) JT8D はバイパス比 1.77 で Stage3 を満足し、改修キットを使用することで Stage4 に改修する事が出来る。キットは主にヨーロッパで使用されている。(図 4.3.5)

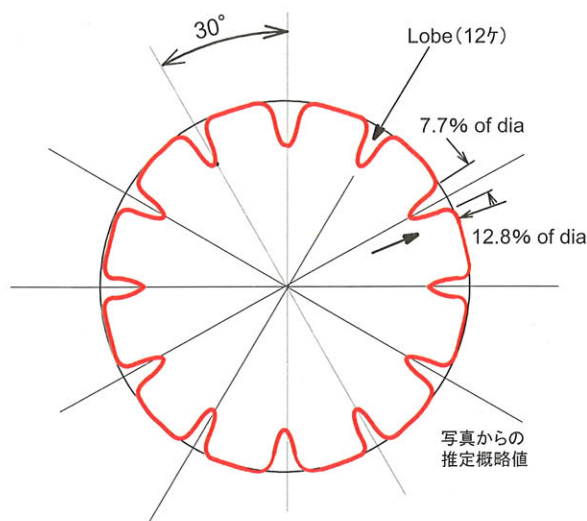


図 4.3.4 Super QMD80 改修キットの概要

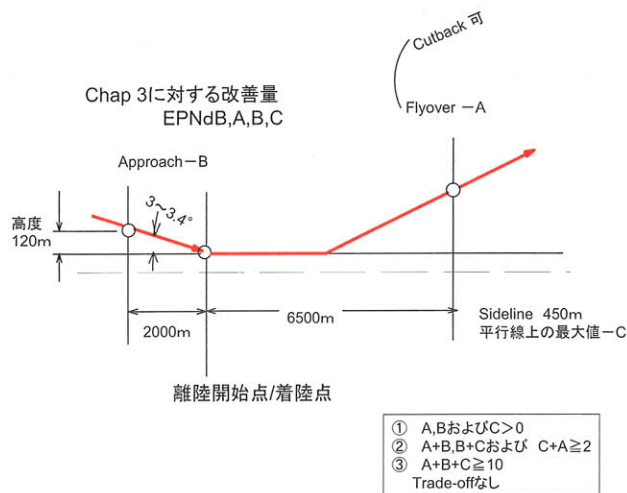


図 4.3.5 Chap4 / Stage4 の概要

JAXA ではこれから静粛研究機をやらなければならないが、プロジェクトの技術目標として想定実機を、10 年前の 250 人～300 人、M2.0～M2.2 というのは考えにくい。より低速、より可能性のある中小型となろう。

4.3.4 巡航速度と温度環境 (図 4.3.6)

(堀之内茂)

(1) 巡航マッハ数と空力加熱

材料の耐熱性から見ると、M1.6～1.8 ではアルミ又はエポキシ系複合材。M1.8～2.0 では耐熱アルミ、ビスマレ複合材、及び一部チタン。M2.2 以上では熱可塑複合材、チタンの必要性が高まる。

翼の前縁部分、胴体先端部分では更に高温になり耐熱性の高い材料が必要。

(2) エンジン

つくばとウーメラの夏冬の地上温度と高度 15km の高空温度を見ると夏は成層圏の高度が上がるので常にマイナス 50～60℃前後で一定、Hot Day に関係ないことがわかる。

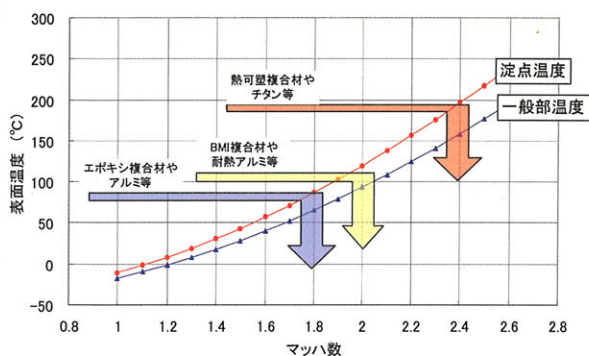
断熱圧縮によるエンジン入り口温度の上昇は、M1.6 程度ならば温度上昇は亜音速機に比べて+40～50℃であり、また通常のエンジンの低空/高温時の運用とそれほど変わらない運転環境となる。

巡航速度を M2 まで増加すると温度上昇は亜音速機よりも約 100℃高くなり、エンジンの圧縮機やタービンの材料により耐熱性の高い物が要求される。

しかし、研究機関が設定する巡航速度の目標としては、M1.6 では低すぎる。最低でも M1.8、できれば M2.0 を目指すべき。でないと耐熱複合材の研究は意味が無い。航続距離を稼ぐにも $M \cdot L/D$ を大きくすることは重要である。

材料

巡航マッハ数と空力加熱

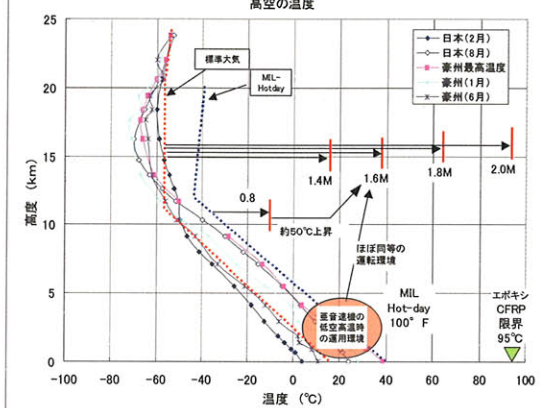


現用の材料の耐熱性から見ると、マッハ1.6～1.8ではアルミ又はエポキシ系複合材、マッハ1.8～2.0では耐熱アルミまたは熱硬化型ビスマレ複合材、及び一部にチタン、マッハ2.2以上では熱可塑性複合材やチタンの必要性が高まる。また、翼の前縁部分や、胴体先端部分ではさらに高温になり耐熱性の高い材料が必要になると考えられる。

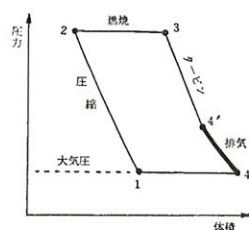
巡航速度の目標値 : M1.8～2.0

エンジン

高空の温度



参考資料: 国土交通省HP、豪州気象局データ



断熱圧縮によるエンジン入口温度の上昇は、マッハ1.6程度ならば、温度上昇は亜音速機に較べて+40～50°Cであり、また通常のエンジンの低空/高温時の運用とそれほど変わらない運転環境となる。巡航速度をマッハ2まで増加すると温度上昇は亜音速機よりも約100°C高くなり、エンジンの圧縮機やタービンの材料により耐熱性の高いものが要求される。

図 4.3.6 巡航速度と温度環境

5 これからの航空エンジンの考察と提案

5.1 明日の航空宇宙推進装置

(石澤和彦)

5.1.1 将来の航空宇宙用エンジンの新傾向

石澤和彦著、「将来の航空機用ガスタービンエンジンの新傾向」(空港環境整備協会航空環境研究センター刊「航空環境研究」No.8,2004)を基に、最新の情報を反映して、改訂を加えたものである。

将来の夢のエンジンに向かって、どのように発想が展開され、研究が進められているか、ISABE (International Symposium on Air Breathing Engines) のシンポジウムで印象に残った話や配布資料、航空雑誌および Web サイトの発表記事等からその傾向を予測してみた。

(1) エンジン技術研究開発方向の変化

現在、航空機のエンジンは、ガスタービンエンジンが主流となり、著しい発展を遂げ、高速の固定翼機には主にターボファンエンジンが、中速の固定翼機にはターボプロップエンジンが、また、ヘリコプターにはターボシャフトエンジンが搭載されている。このようなエンジンは、初めてこの世に現れて以来、延々と技術的な進歩を続けている。エンジンのサイクルを支配するタービン入口温度と全体圧力比の上昇により、単位重量当たりの推力は、初期のジェットエンジンの 10 倍以上となり、燃料消費率も 1/4 程度まで低減している。騒音や、排ガスなどの環境対策も、その時代の要求および技術レベルに応じた、ベストの対応をしてきた結果、騒音の少ない、有害排ガスの少ない、高性能なエンジンを実現させてきた。それでは、このようなタービンエンジンは、今後はどのような方向に発展するのであろうか？

性能向上への迫りや環境に優しいエンジンの要求は従来通り、またはそれ以上に強いものとなるであろうが、NASA (アメリカ航空宇宙局) や米軍研究所の研究動向や、各エンジンメーカーの動きを見ていると、新たに、汎用性やコスト・パフォーマンス性を迫りとする研究が進んでおり、ここに将来の傾向を読むことができる。その例を幾つか紹介する。

(a) UEET

NASA では、次世代超音速機の研究 (HSCT=超音速民間輸送機プロジェクト) が、超音速旅客機の具体的な仕様を掲げて、それを実現するための騒音低減や有害排気ガス低減対策を中心に、1990 年代にエンジン技術の研究が盛んに行われていた。最終的にはコンコルドに置き換え得る先進超音速旅客機が実現可能との判断で、技術実証エンジンを開発しようとする段階まで進んでいたが、

民間でリーダー格であったボーイング社が時期尚早として、開発をスローダウンしてしまった。その結果、NASA では方針を変えて、超音速旅客機に限定せずに、幅広い速度領域全般的に適用可能な画期的なエンジン技術の研究開発を行うという方針に切り換えてしまった。これが、現在進行中の UEET*1 (超高効率エンジン技術) の研究である。

この研究には大きな目標が二つあって、第 1 は、二酸化炭素 CO_2 を 15%削減して航空輸送が今後増加しても気候への影響を与えないような高効率 (燃料消費が少ない) エンジン技術、第 2 は、窒素酸化物 NO_x を 1996 年の国際基準に対して 70%削減し、地上付近のみならず、高空のオゾン層への影響が最小になるような技術を開発するというものである。この研究の中では、以下の 7 つの技術分野について学ぶことになっている。

・推進システムの統合技術と影響評価

ここでは、他のプロジェクト等で開発したような要素を使って UEET の目標に合致するように統合する技術、システムや環境に対する影響調査および高精度のコンピューター予測技術を研究しようとするものである。

・排ガス減少技術

将来、更に低燃料消費率エンジンが出現し、タービン入口温度や圧力比が上昇し、 NO_x の発生し易い状況になっていくが、ICAO (国際民間航空機構) の 1996 年 LTO (着陸・離陸時) の排ガス規制より NO_x を 70%削減でき、且つ高空を巡航中にもオゾン層に影響を与えないような燃焼器をエンジン産業界と共同で研究開発しようとするものである。この中では、冷却空気を減少させた高温の燃焼器で希薄燃焼を行わせる研究も含まれ、これによる運用性、安全性、整備性等に対する影響がないことも確認するとしている。

・高負荷ターボ機械技術

エンジンの圧力比を上昇させ、要素効率を向上して燃料消費を大型亜音速機では 15%、超音速機と小型機では 8%低減させようとするものである。

ファンについては、QAT (低騒音航空機) プロジェクトとリンクして高性能、低騒音ファンの開発、圧縮機については、4 段で圧力比 12、効率 92%で重量も 20%軽いものの開発試験、タービンについては、1 段で膨張比 5.5、効率 90%という高負荷タービンの開発試験が含まれ、段当たりの負荷を 50%増加し、重量を 20%削減することが可能になるとしている。

・高性能エンジン用材料および構造技術

上記の NO_x 低減および燃料消費量の削減を目標とした高性能エンジンに必要な材料や構造技術を研究開発しようとするものである。その中には、冷却空気を減少させ、表面温度が 1482℃になっても耐え得る CMC (セラミッ

クス複合材)製の燃焼器ライナーおよびタービンノズルを開発するとしている。また、エンジン高性能化のために、総圧力比 55、タービン入口温度 1760℃の条件に使用可能なタービン・ディスクの材料及び TBC (サーマル・バリアー・コーティング)の開発も目標に入っている。更に軽量材料および構造の研究も行われている。

・推進システムと機体との統合技術

機体の空気抵抗を低減して燃料消費の少ない機体を実現し、CO₂の削減に寄与しようとするものである。低燃費のエンジンはバイパス比が 15 などと大きく、直径の大きなナセルになる可能性があることから、可変入口や可変ノズルなどを導入して抵抗の少ない設計を研究するものである。

その一環として BWB (ブレンデッド・ウィング・ボディー) 機の可能性も検討されるという。

・知的エンジン制御技術

将来的にパイロットの操作とは独立にエンジン自身を与えられた運用条件に対して環境に対する影響を最小限に保ちつつ自動的に最高の性能を発揮し、同時に個々のエンジン部品の寿命を最大限に保ち、結果的にエンジン全体の寿命や安全性が向上するような制御技術を研究しようとするものである。

初期的な研究として燃焼器のアクティブ制御などが検討されている。

・要素統合技術実証試験

エンジンに組み込んで試験するにはリスクが大ききような先進的な要素を試験実証して、将来的にエンジンに組み込んで試験することへの自信を高めようとするものである。その中には 1200℃級の CMC 燃焼器ライナーの実証試験やアスピレート・シールなどが含まれる。

UEET プロジェクトは以上のような 7 つの技術項目から構成されており、NASA、エンジンメーカーなどの各企業及び各大学が互いにリンクして研究を進めている。また、このプロジェクトの特徴的なことは、TRL (技術達成レベル) という評価尺度を設けて、この研究でどの水準を達成目標とするかを明確にして、投資効果を評価していることである。例えば、この UEET プロジェクトの各研究は、TRL で 3~5 のレベルの研究であるが、要素統合技術実証試験によって試験実証を行い、TRL を 6 のレベルまで高め、将来の製品開発に適用できるようにするという具合である。毎年 \$ 50 百万程度の予算で研究が進められている。2002 年までに行った研究^{*2}では、特に NO_x 発生量の少ない燃焼器の燃焼技術の研究が進んでおり、台上試験では、TRL3 のカップ試験レベルから TRL4 のセクター試験まで進み、NO_x が 67% 低減できることを実証しており、TRL5 のアニューラー試験では NO_x を 70% 削減できる見通しが立っているという。

CMC の研究も同時平行的に進んでいる。CMC を使用すれば、エンジンの高温部品の冷却に必要な冷却空気の削減が可能でエンジン効率向上に寄与し、燃焼器の冷却空気量を最小限にして NO_x の発生を制御し易くできる利点があるため、重要な研究テーマである。ターボ機械の高負荷化に対応して高負荷タービンの空力特性を解明するための二軸タービン試験設備 (DSTF) が NASA に新たに建設中とのことである。また、飛行安全性にも寄与する知的エンジン制御、他のプロジェクトで開発した要素を活用して任意のエンジンを設計するためのエンジン・システム統合技術、機体抵抗を減少させて、燃料消費 (CO₂) を削減することを目指したエンジン-機体統合技術などの研究も同時に進められている。UEET プロジェクトで得られるような共通コアエンジンを発展させて、300 人乗り以上の長距離亜音速機、50 人乗りクラスの亜音速レジョナル機、4~6 人乗りの社用機、250 人乗り以上の超音速旅客機、10 人乗り級の超音速ビジネスジェット、軍用機、更には宇宙空間までアクセスできるような極超音速機用の推進システムを作るという壮大な流れがある。

(b) IHPTET/VAATE

一方、UEET は、アメリカ空軍の研究所 (AFRL=元ライト・パターソン研究所) が中心になって進めてきた、国防省の IHPTET (統合高性能タービンエンジン技術) のプロジェクトに直接、間接的にリンクしている。IHPTET は 2005 年にエンジン性能を 2 倍 (例えば推力重量比を 2 倍) にするための研究開発プロジェクトとして開始され、その成果の一つである、ソニック・クルーズ (アフターバーナーなしで超音速巡航ができる) 技術や STOVL (短距離離陸・垂直着陸) 技術は F-22 や XF-35 の最新の戦闘機のエンジンに反映されている。IHPTET は、同じ構成メンバーで VAATE^{*3} (多用途アフターダブル先進タービンエンジン) というプロジェクトに移行している。

VAATE の最初の V は Versatile (多用途的) という意味で、共通のコアエンジンを使い、宇宙へのアクセスに始まり、遷音速旅客機から短距離離着陸 (STOL) 旅客機のような民間機から超音速ミサイルを含む軍用機や、産業用または船舶用ガスタービンというように広範囲の用途に適用できることを目標としている。また、この多用途性における重点項目として、①多用途コアエンジン、②耐久性、③知的エンジンの 3 項目がある。①では、用途が変化して異なる燃料でも運転でき、環境に易しく、頑丈で整備不要のコアエンジンをイメージしている。②では、エンジン部品、特に高温部品の寿命を倍増して、低コスト化をはかること。③ではエンジン自身で最適化を図り、自己故障診断と自己修復ができ、どのようなミ

ッションにも対応できるエンジンを目標としている。

2 番目の A は Affordable の略であるが、Affordability（アフォーダビリティ）という英語は、非常に日本語に訳しにくく、一言で言えば、「取得性」と言うことになるが、安価で入手し易く、運用するにも手間や修理費がかからないという広い意味での「取得性」と解釈できる。このプロジェクトでは、アフォーダビリティを数量的に CCI（Propulsion Capability / Cost Index） $= \Delta \text{Capability} / \Delta \text{Cost}$ （＝能力向上度／コスト低減度）という形で定義しようとしている。分子の能力向上度の尺度として、大型のターボファン／ジェットエンジンの例で見ると、 Δ 推力重量比を Δ 燃料消費率で割ったもの、また、分母の Δ コストは、開発費、製造費および整備費の総和の関数としている。そして第 1 段階では 2010 年までに CCI を 6 倍に、第 2 段階の 2016 年までに、CCI を 10 倍になるよう、高性能で手のかからないコストの安いエンジンを研究開発しようというものである。因みに、小型ターボシャフト／ジェットエンジンに対しては、CCI は夫々 3 倍と 5 倍と半分の数値になっている。

従来、IHPTET の時代までは、軍用エンジンと言えば、推力重量比や燃料消費率などの性能さえ良ければコストは軽視される傾向にあったが、この VAATE では、明確に低コストが技術開発目標の一つになったのが、特筆すべきことであり、新しい方向性を示唆している。

コストを構成する 3 項目のコストの中、①開発費の削減のために、バーチャル設計・試験、早期の技術習熟、開発初期段階でのエンジン・機体統合、システムの同時開発などが考えられている。

②製造コストの削減のためには、システム間共通部品、先進加工技術、部品費削減、革新的組立技術、部品点数削減などが提案されている。

③整備費の削減に関しては、無整備的発想、損傷許容設計、計画外取ろし率の低減、故障診断管理、高温耐久性向上、寿命延長、修理可能部品、検査技術の向上等が上げられている。

VAATE の 3 番目の A は Advanced（先進的）の意味であり、主要な目標としては、①軽量でディストーションに強いファン、②多用途・広流量領域圧縮機、③ロバスト・損傷許容設計、④小型軽量・低排ガス燃焼器、⑤内臓スターター・発電機、⑥高効率・長寿命タービン、⑦統合故障診断管理システム、⑧高強度方向偏向ノズル等である。

本プロジェクトには、空海陸の三軍の外に NASA や各企業、大学等が参加している。このような背景から最近のシンポジウム等では知的エンジンの話題が多くなってきた。

(c) TBCC／RTA

宇宙へのアクセスのためロケットの代わりにタービンエンジン使用するという具体的な計画として、TBCC／RTA^{*4, *5}（ターボエンジンをベースとした複合サイクルエンジン／革新的タービン式アクセラレーター）という NASA のプロジェクトがある。現在、スペースシャトルなどの打上の場合、空気の濃厚な地上から、真空空間に至るまで、空気中の酸素を必要としないロケットエンジンが使用されている。これでは、システムが複雑で、莫大な打上費がかかるし、再使用にも限界がある。TBCC／RTA は、せめて空気のあるところでは、空気吸入エンジンである、タービンエンジンをマッハ 4 程度まで加速のためのアクセラレーターとして使用し、マッハ 4～8+ の領域は、2 重モード・スクラムジェット（DMS）にバトンタッチしようという構想である。この構想の推進システムが実現できれば、通常の飛行機のようにして宇宙への旅立ちができるようになり、特別の打ち上げ設備が不要となる。また、システムが簡単なので、安全性が著しく向上するのに加え、燃料費が相対的に安くなり、再使用も可能になる。これらの利点を総合して、打ち上げ費用は極めて安くなると期待されている。このような用途に使用するタービンエンジン（RTA）は、高マッハにおいて、非常に高温に曝されるので、それに対応した要素の技術開発が必要である。先ず必要な技術としては、先進的なアフターバーナー／ラムバーナーである。このアフターバーナーでは音速を越える付近で推力を 50% 増強してマッハ 2～3 に達し、ここでラムバーナーに移行してマッハ 4 までの加速をしようとするものである。そのために、軽量・耐熱材料と構造、高温に耐える軸受とシール、耐熱処理と熱管理、計測器と制御技術、燃料管理技術および解析技術が必要であり、これらについて実証試験が計画されている。第 2 に必要な技術は、このタービンエンジン（RTA）とスクラムジェット（DMS）とを結合しての飛行実証試験である。これには、エンジン入口や排気ノズルなど機体との統合技術の開発が必要である。具体的な動きとしては、X43-B の飛行試験計画^{*10}がある。

この計画では、B-52 爆撃機からマッハ 0.8 で切り離された実験機は、RTA エンジンでマッハ 4 に達し、デュアルモード・スクラムジェットに点火してマッハ 7 まで加速し、ここで 5 分間の巡航を行い、RTA エンジンを作動させて降下するというものである。X43-B 実験機の初飛行は 2009 年に予定されている。このプロジェクトは当然のことながら、上記の UEET や VAATE の技術開発ともリンクして進められることになる。このような技術が確立すれば、宇宙へのアクセスのみならず、共通の技術は通常の航空機用タービンエンジンにも適用でき、高性

能化、と環境への影響の低減も期待できる。

(2) 21 世紀の革新的な航空エンジン

最近のシンポジウムなどで NASA は 21 世紀の革新的な航空機用エンジン⁶ と題して発表を行っているが、その講演内容から、どのような革新的なエンジンが考えられているのか見てみたい。これは、前述のような各研究開発プロジェクトによって将来どのような航空エンジンが出現するかを予測しているものと考えられるが、各開発段階ごとに着実に技術実証を行い、その成果の上に立って次の段階に進む必要があるとしている。

エンジン概念／使用燃料の変革

第 1 段階として、可変機構、超高バイパス比、知的エンジンで代表されるガスタービンの変革がある。エンジンの各要素やシステムの開発を通じて、コンパクトで高性能で知的な亜音速または超音速機用エンジンを実現するとしている。航空用ガスタービンの歴史をみると、高性能化のためにバイパス比が次第に大きくなってきたが、そのために、エンジンの圧力比を増加させ、タービン入口温度を上昇させてきた。その結果、高温のため NO_x の発生が多くなり、且つ、超高バイパスになるとコアエンジンがファンの大きさに比較して極端に小さくなるという問題があり、従来のガスタービンでは限界が見えてきた。その中で更に燃料消費を低減し、排ガスの少ないエンジンを実現するために以下のような技術の開発が必要だという。

- ①知的計算・制御技術。この中にはエンジンのリアルタイムの故障診断と性能最適化のための感知・制御技術が含まれる。
- ②性能増強または最適化のためのアクティブまたはパシブ制御が可能なスマート要素。この中には、騒音低減のための空気噴出し式ファンやインレットおよび排気ノズルの最適化技術、および NO_x 低減のための希薄燃焼の安定化などの技術が含まれる。
- ③エンジンの作動領域全体に対してエンジン性能を最適化できる適合サイクルおよびシステム。この中にはエンジン作動状態に応じた最適形状が保持できる形状記憶インレットや排気ノズル、自己修復や損傷回避が可能な遺伝子 DNA に似た性格を組み込んだ材料、空気通路の形状を変えてエンジンサイクルをどの条件にも適合させることのできるシステムなどが含まれている。

第 2 段階として、エンジン形態の変革がある。ここでは、分散型推力偏向エンジンが考えられている。これは、将来のバイパス比が更に大きくなる傾向にあり、ファンが大きくなって機体の抵抗が増加する一方、超高性能化されたコアエンジンは益々小さくなって経済的に製造す

る限界に達するという懸念に対する対応策の一つとして発想された技術である。これは、大きなエンジンを少数搭載する現在の方式とは異なり、多数の小型またはマイクロエンジンを機体上に分散配置してエンジンのコントロールで機体の制御もできるようにするというものである。分散配置の方法にも以下の 3 通りの案が考えられている。

①小型（推力 100~1,000lb）、ミニ（推力 10~100lb）、またはマイクロ（推力 10lb 未満）のいずれかのエンジンを分散配置する案。この案では小さいエンジンを主翼上面後縁にスパン方向にずらりと並べ、尾翼の代わりに小さいエンジンを胴体後端部の円周上にぐるりと配置した形態が考えられている。この形態では、主翼の境界層を吸引することから空力特性が向上し、燃料消費に寄与するのに加え、エンジンが主翼の上にあり、且つ分散しているので騒音低減にも寄与すると言われる。

②共通のコアエンジンで多数のファンや推進器を駆動する案。この案では、主翼上に並べたファンを高性能ギアボックスを介して機械的に駆動する案およびコアの排気をダクトで導いてファンの先端に付けたファンを駆動する案などがある。主翼の空力的な利点は①の案と同じである。

③排気ノズルを分散配置する案。この案は超音速機に適しており、ダクトで導いた排気を長さの短い非常に扁平な二次元ノズルから噴出して飛行するものである。これによりノズルを軽量化でき、騒音、特にサイドライン・ノイズを著しく低減できるとしている。推力偏向も可能である。

第 3 段階に使用燃料のインフラの変革がある。現用の炭化水素燃料は、将来的には石油資源の枯渇またはそれ故の高騰で、使用しにくくなること、および環境汚染に対する規制が厳しくなることから、遠い将来には電気エネルギーで飛行するようになると予測している。しかし、その段階に移る前に中間的な時代が必要であり、ここでは低炭素燃料や水素燃料、または、ガスタービン／燃料電池ハイブリッド型も考えられる。この具体的な例としてロールス・ロイスの案⁷ では、ガスタービンで燃料電池をブーストして性能を向上させ、直接発電させる一方、ガスタービンで別の発電機を駆動して全体の 25%程度の電力を発生させる計画である。当初は発電プラント用であろうが、将来的には航空用にも使用できるであろうとしている。

第 4 段階として、代替エネルギー変革がある。ここでは、燃料電池やその他の高エネルギー源を動力とし、ガスタービンを使わず、排ガスなしの推進システムを実現しようというものである。最近の燃料電池の発達には著しいものがあり、その単位重量当たりの出力は次

の5年間で2倍にできると予測されるほどである。そして燃料電池を動力とする小型機で実験的な目的の飛行なら可能なレベルに達しているといわれる。大型機に対しては、先ず燃料電池をAPU（補助動力装置）に使用することから考えている。これにより現在ガスタービン式のAPUの排ガスが空港周辺の環境汚染に20%程度占めているものを0%にすることができる。燃料電池の単位重量当たり出力が5倍になればリージョナルジェット機のような中型機、10倍になれば大型の電気駆動旅客機が実現すると言われている。その場合、分散配置エンジンの場合と同様に主翼内に収められた多数のファンがモーターで駆動される形態となり、低騒音の機体可以实现できる。

(3) その他の新技術の傾向：

(a) 最新の騒音対策

航空機の騒音規制は、厳しくなる一方であり、騒音対策の研究は際限なく続けられている。時には、騒音規制に対して、どれだけ低騒音化と言うことが、航空機のセールス・ポイントになることがある。例えばGE社の計画では、2008年にFAR36の騒音規制のStage3より累計で26EPNdB、更に次の段階で33EPNdB低減すると言っている。これには、形状記憶合金製のギザギザの付いた排気ノズル、半アクティブ吸音材などを使用する計画であるとのことである。

(b) 熱交換器付きガスタービンエンジン

ヨーロッパ9カ国から15の企業や機関が参加して実施中のプロジェクトEEFAE（欧州委員会高効率環境適合型航空エンジン）の2大テーマの一つで、中長期計画で2020年代の狭胴機用のエンジンを狙ったプロジェクトで、CO₂を20%、NO_xを80%削減するという目標でCLEAN^{*8, *9}（環境に優しいエンジンの要素確認供試体）が進行中である。この研究の中で大幅な燃料消費率削減のため熱交換器を装着した形態の研究が進められている。エンジンとしての完成には時間が掛かるが、台上試験が実施中である。RR社やMTU社などヨーロッパの会社では共同でCLEANプロジェクトを進めているが、その中の一主題である中間冷却器・熱交換器付きターボファンはタービン入口温度や圧力比を極端に上げないで高効率の得られる新しいサイクルのエンジンだと説明^{*7}している。

(c) 電気駆動エンジン

現在、補機類は、エンジンのギアボックスに装着して機械的に駆動しているが、エンジンの軽量化、コンパクト化、高性能化を計るため、これを全て電気で駆動したいという議論は昔からあった。全電気エンジンとか、よ

り電気の多いエンジンとか、呼ばれている。電気を供給する方法には幾つかの考えがあるが、その一つに燃料電池を使用した推進システムの話は前述の通りである。また、発電機をギアボックスで駆動するのではなく、ファンや圧縮機軸に直接取り付け付けたマグネットコイルによって発電するという考えがある^{*7}。全てを電気駆動にしまうと、ギアボックスは不要となり、潤滑油が使えなくなるので、軸受を空気式とかマグネット式を含む、オイルレス軸受にする必要があり、その開発が鍵となる。NASAを見学した際、特殊なコーティングを施したオイルレス軸受の実験の実演を見せてもらったが、この種の研究はかなり進んでいるとの印象を持った。

(d) PDE（パルス・デトネーション・エンジン）

第2次大戦でドイツが使用した有翼のミサイルV-1は、パルスジェットで推進されていた。パルスジェットは、燃料の燃焼によるエネルギーを推進力に変えて飛行するわけだが、このPDEは、燃焼ではなく、デトネーション（爆発）による高圧の燃焼ガスの噴射で推進するという原理である。アメリカを中心に研究が進み、小規模な試験を行う段階まで進んでいるが、入口のバルブを耐久性の高いものにせねばならず、実用面で解決すべき課題は多い。PDEを単独で使用するのではなく、ターボファンなどに組み込んで使うという、いくつかのアイデアが検討されている。GE社の試算では、PDEをターボファンに組み込んだ場合、燃料消費を22.5%節減できるという。

NASA^{*13}では、パルスデトネーション・ロケットを研究開発中である。これは真空の宇宙空間においても使用できるよう細長い燃焼シリンダーの中に燃料と酸化剤を噴射して1秒間に100回のデトネーションを起こさせるものである。この方式では、燃料／酸化剤の供給にターボポンプを必要とせず、単純化、低コスト化が可能である。既に縮小模型を使った地上試験に成功しているという。

(4) ヨーロッパでの研究開発状況：

EEFAE（欧州委員会高効率環境適合型航空エンジン）

ヨーロッパ9カ国から15の企業や機関が参加して実施中のプロジェクトEEFAE（欧州委員会高効率環境適合型航空エンジン）で、高効率で環境に優しい航空用ガスタービンエンジン技術をステップアップしようとするものである。その結果として21世紀の世界中の人々がより綺麗で、より静かで、より安全で、且つ、より経済的に旅行できるようになるとしている。

このプロジェクトは以下のようにANTLEとCLEANの2つの大きなプロジェクトから成っている。

(a) ANTLE (アフォーダブル短期低排出物供試体)

短期計画で実施したプロジェクトで、推力 40,000～50,000lb の広胴機用の 3 軸式エンジンを狙い、部品点数の削減を図った上、1990 年代の技術に対して燃料消費 (CO_2) を 12%低減し、 NO_x を 1996 年 ICAO 規定値より 60%削減し、更にコストとライフサイクル費用を 30%低減することを目標としている。構成要素の台上試験の後、エンジンとしては 2005 年に全ての試験が完了している。この供試エンジンは再組立ての後、ヨーロッパ連合が投資した POA (出力最適化航空機) 計画に使用されている。POA 計画では電気を多用する航空機を想定し、ギアボックス駆動ではなく、直結一体型の発電機の研究開発も計画されている^{*11}。

(b) CLEAN (環境に優しいエンジンの要素確認供試体)

中長期計画で 2020 年代のエンジンを狙ったプロジェクトで、低騒音に加え、 CO_2 を 20%、 NO_x を 80%削減しようと計画されているものである。この大幅な燃料消費率削減と低騒音化のため熱交換器と GTF (ギアドファン) の研究が進められた。台上試験が 2003 年中頃に行われた。RR 社や MTU 社などヨーロッパの会社では共同で CLEAN プロジェクトを進め、その中の一主題である中間冷却器・熱交換器付きターボファンはタービン入口温度や圧力比を極端に上げないで高効率の得られる新しいサイクルのエンジンだとしている。

この計画^{*12}では、先ず、低騒音化のためにバイパス比を 15 程度まで大きくするとしている。そのために低圧タービンのサイズを小さく且つ、回転数を高いままに保つため、ファンとの間に減速装置を設けてギアドファンとするのが適切であるとしている。このような超高バイパス比を得るため全体圧力比を非常に高くする必要が生じるが、これは、低圧圧縮機と高圧圧縮機の間に中間冷却器を挿入することで対応する (IRA コンセプト)。また、高圧圧縮機出口空気を排気ガス内に設けたチューブ式の熱交換器で加熱した後、燃焼器に送入することにより、サイクル的に燃料消費量を大幅に低減できる。この結果、全体圧力比は 17～25 程度の比較的低い値にすることができる。熱交換器を付けたコアエンジンは高空試験装置で入口加圧をして運転を行い、2005 年までに試験を完了している。GTF と IRA を組み合わせたエンジンについてスタディーを行い、このエンジンを搭載した航空機では 17%の燃料節減が可能との見通しを得ている。

(5) むすび

ガスタービンを基とした航空用エンジンは、高温化、高圧力比化の努力を続けてきたことで、著しい発展を遂げ、騒音や大気汚染についても性能的に最小限の犠牲で

適切な対策を講じてきた。今後は、汎用性・多用途性が問われると同時に、広い意味での取得性 (アフォーダビリティ) が問われるようになる。これには、従来の性能向上に対する研究を行うと同時に、電算機を駆使して開発費、開発期間を少なくすること、知的エンジンにして運用状態の変化や損傷に対して適合性を持たせ、運航費を低減するなどの必要性がある。炭化水素燃料を使用する限り、高温化によって NO_x の発生が増加すること、超高バイパス比になることによってコアエンジンにサイズの限界あるなど、高性能化にも限界が見えてきたことから、電気式エンジンの必要性が高まってきた。近年の燃料電池の急速な発達により、将来的には、燃料電池で飛行する旅客機も夢ではないと考えられるようになった。これが実現すれば、究極的な高性能、無公害エンジンが出現することになるだろう。

参考文献

*1. NASA、UEET Web サイト :

<http://www.ueet.nasa.gov.overview.php>

*2.UEET Fiscal Year 2002 Performance Report, NASA Glenn Research Center

*3.Versatile Affordable Advanced Turbine Engine(VAATE) Web サイト :

<http://www.pr.afrl.af.mil/divisions/prt/vaate/vaate.htm>

*4.Turbine-Based Combined Cycle(TBCC) Revolutionary Turbine Accelerator(RTA) Project Web サイト : <http://tbcc.grc.nasa.gov/>

*5.Turbine-Based Combined Cycle, NASA Glenn Research Center パンフレット

*6.Arum K.Sehra & Jaiwon Shin 著

“Revolutionary Propulsion System for 21st Century Aviation”, IGTC2003 Tokyo TS-106

*7.Dr.Mike GJW Howse 著, “Rolls-Royce and Gas Turbine”, ISABE2003-1004

*8.Klaus Steffens & Rainer Walther 著, “Driving the Technological Edge in Airbreathing Propulsion”, ISABE2003-1002

*9.CLEAN-Component Validator for Environmentally Friendly Aero Engine, MTU Aero Engines パンフレット

*10.”Turbine-Based Combined Cycle, Revolutionary Turbine Accelerator, Jun.2,2004, (<http://tbcc.grc.nasa.gov/>)

*11.EU-funded “ANTLE” and “CLEAN” project see successful conclusion, 10 Feb.2006 (http://ec.europa.eu/research/aeronautics/info/news/article_3825_en.html)

*12.Gunter Wilfert 他著, "CLEAN-Validation of a GTF High Speed Turbine and Integration of Heat Exchanger Technology in an Environmental Friendly Engine Concept", ISABE-2005-1156

*13."Pulse Detonation Rocket Engine"

http://www.nasa.gov/centers/marshall/pdf/100369main_pulse_detonate.pdf

5.1.2. 明日の航空宇宙用推進装置への課題

(1) 米政府の研究開発費の削減により産業界の研究施設が将来の先進的航空宇宙用推進装置を形成する技術の開発においてより重要性が増加している。航空産業は乗り越えるべき障害はなく、成熟産業と思うのは正しくない。

- ・ 革新的低騒音技術
- ・ サイクル適応型インテリジェント・エンジン
などで研究すべき課題がある。

(2) 今後のエンジン開発での課題 (Benzakine 等による)

- ・ 長距離旅客機用エンジンの信頼性の向上
→飛行中故障率を半減
→UAV の民間空域への導入を加速
- ・ 環境適応性の高いシステム→騒音レベルを現状から半減
- ・ 10 年以内に超音速ビジネス機→ソニック・ブーム低減技術
- ・ インテリジェント・コントロール→長距離飛行時の温度制御の最適化+流体推力偏向
- ・ 要素内臓型高メモリー・ワイヤレス・マイクロセンサー
- ・ デジタル・エンジン・モデリング設計→空力・機械設計
- ・ 燃料電池の多用→運行コスト低減/信頼性向上→燃料電池の重量低減が課題

(3) NASA の長期ビジョン

- ・ エンジン・エミッションの低減
- ・ 地域的な空気の品質の向上
- ・ 騒音低減
- ・ 将来の機体/エンジン構造の改革
- ・ 適応性のある自己修復材料
- ・ クラックの自己発見
- ・ 自己修理能力
- ・ 形状変更可能翼面
→推力分散エンジン/推力偏向エンジン/1 台のファンよりも高効率のエンジン
- ・ 先進的動力伝達方式への改革→ハイブリッド内

燃・電気式推進装置→燃料電池の急展開

→革新的な推進装置を搭載した極超音速ブレード・ウィング機、超音速機、小型ミューター機を受入可能な革新的な空港設備の検討の継続

- ・ 超高速飛行機と宇宙ロケットとの共通化
→飛行機の形をして滑走路から離陸して宇宙軌道まで行く極超音速機 (例 X-43)
→高温材料、インレットの設計、制御技術等でブレークスルーが必要

(4) チャレンジすべき分野

①飛行機/宇宙ロケット共通化技術の課題

(産業界代表としてエアロスペース・コーポレーションとの Q&A の結果)

- ・ 完全に統合した推進システム→機体の熱、空力的形状、サブシステムの制御能力向上
- ・ 先進的燃料噴射システム→各飛行フェーズに対応した燃料混合比と燃焼の制御
- ・ 機体構造部材用の先進的、高品質材料の開発
- ・ 先進的な高温、高強度、長寿命のエンジン用材料の研究開発
- ・ 各飛行領域で空力的に安定した高効率、低抵抗浮揚体
- ・ 空気吸入式エンジンの宇宙飛行への活用が絶対的な課題

→エンジン業界にとって初めての課題→極超音速機エンジンからロケット式コンバインドサイクル・エンジンまで広い分野に亘る。2 段階にして大気圏内は空気吸入エンジンで大気圏外はロケット。

②21 世紀の極超音速有人スペース・クラフト機 (Benzakine による)

- ・ 推力重量比 15 : 1
- ・ コスト \$100/lb
- ・ 飛行中故障率 1 : 10,000
- ・ これにより発達が促進される分野
- ・ 2 地点間輸送用の旅客機
- ・ ミサイル迎撃システム
- ・ 高速飛行武装兵器
- ・ 長距離空軍力

③その他の重要な技術課題

- ・ 極超音速機を開発するのに必要な地上試験設備の維持・更新
- ・ 開発に必要な専門集団の確保
- ・ 極超音速機など高速機が飛行しても空域の安全を確保できる航空管制
- ・ 超高空を超高速で飛行した場合の各エンジン形態や燃料に対する環境アセスメント

④開発体制

- ・ このような革新的、飛躍的活動には政府を含む新しい協同体制が必要
- ・ 現在の航空宇宙技術の成熟は過去における長年に亘る計画と投資の成果
- ・ 専門家集団を育成し、革新的な科学技術によってこの分野で米国が競い、進歩するためには政府の投資が不可欠
- ・ 政府の投資が点火薬となって民間企業も投資を開始→学界にも恩恵
- ・ 全ての技術開発は見えるようになっていて、最後のゴールが理にかなったものであるべき。

参考文献

Frank Sietzen Jr. 著、"Propelling tomorrow's aerospace vehicles", "Aerospace America"
AIAA 発行、March 2006

5.1.3 民間用ターボファンエンジンの 超音速飛行についての考察

Aerion 社の SSBJ に搭載予定の P&W の JT8D-219 ターボファンエンジン（バイパス比 1.77/ファン圧力比 2.2）に関し、マッハ 1.6 級での飛行可能性について考察する。

通常、超音速で巡航が可能なエンジンは、比推力（単位空気流量当たりの推力）が、約 80 を越える値を持っているのに対し、JT8D-219 の比推力は 40 程度しかなく、常識的にはマッハ 1.6 の巡航ができるとは考えられない。（図 5.1.1 参照）

一方、JT8D-219 のファン圧力比は 2.2 であり、マッハ 1.5 におけるラム加圧によりファンノズルでは圧力比 6.6 程度に上昇するので理屈の上からは超音速巡航（ノズル圧力比 1.849 以上）ができることになる。（図 5.1.2 参照）

問題は、ラム加圧により高圧圧縮機出口温度も上昇し、燃料流量を一定とすると燃焼器出口（タービン入口）温度が高くなることであり、タービンが超音速巡航期間を通じてその高温に耐える必要がある。そして、ラム加圧エネルギーよりも排気ジェットのエネルギータが大きいければ超音速巡航が維持できることになる。これは、比推力を増加することにほぼ等しい。（図 5.1.3 参照）

JT8D-219 では、SSBJ に搭載するためにどのような改修を計画しているのか、Flight International（15-21, November, 2005）の記事から引用すると以下のようになる。

1. 超音速巡航を維持するために耐久性を向上する改修を行う。特に、
 - a. HP および LP タービンの高温化に伴うクリープと酸化対策（F119 または F135 の材料を使用）
 - b. HP および LP 圧縮機の安定性向上とクリープ対策
 - c. ファンブレードの高推力時の安定性向上
 - d. 潤滑油系統の温度制御の改善
2. Stage 4 騒音基準に合致するためのインレット、ノズルおよび排気部の改修

上記 1. a. 項の HP および LP タービンの高温化とはどの程度の温度上昇を計画しているかは不明である。しかし、スーパークルーズが可能な F119 や F135 の材料を使うと言っているので、通常、超音速機用エンジンとするために、最大推力を巡航推力として使用するべく、タービン入口温度は同じでも、高温部品を低サイクル疲労設計からクリープ寿命設計の部品に変更することがあるが、この JT8D-219 の場合は、それだけに留まらず、タービン入口温度も上昇させ、比推力を大きくしようとしているのではないかと推定される。そうであれば、超音速巡航ができる解があるものと思われる。

いずれにせよ、JT8D-219 がマッハ 1.6 で巡航する場合についてサイクル計算を行い、タービン入口温度が何度であれば、その条件で巡航が可能か、また、その温度のクリープに耐える材料が入手可能かなどを調査する必要がある。

詳細別図参照

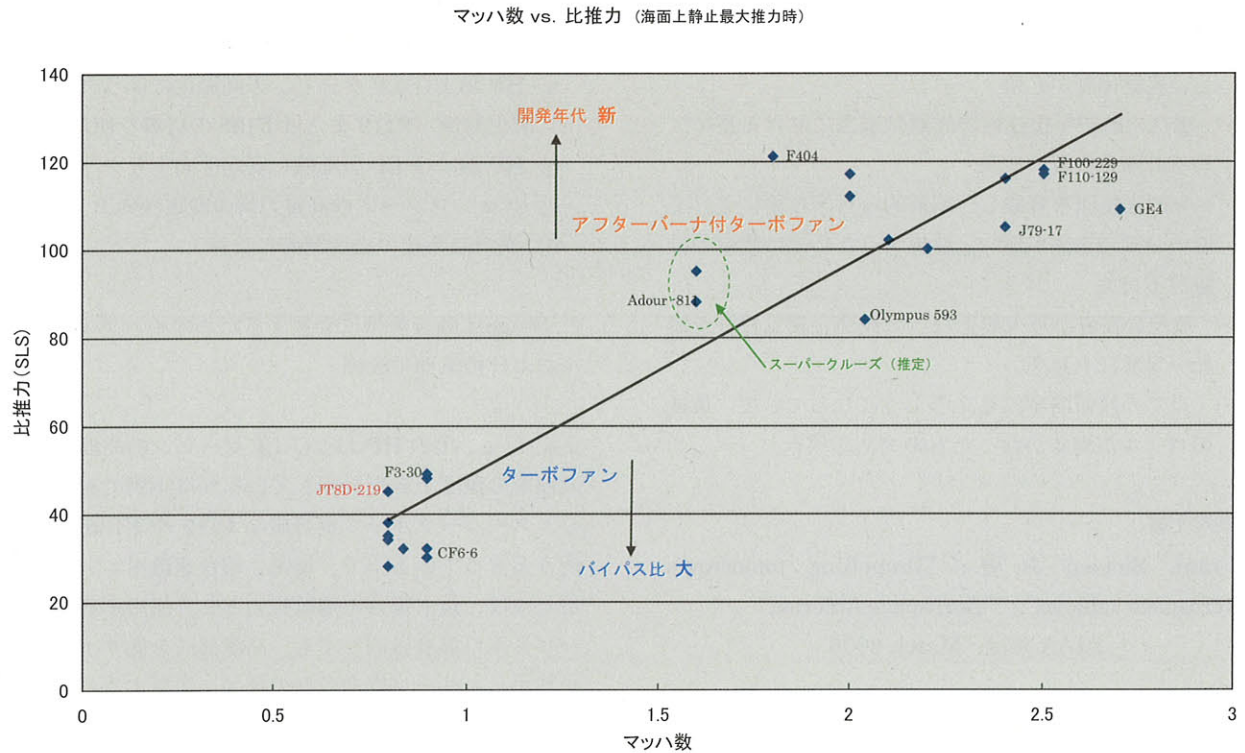


図 5.1.1. 飛行マッハ数とエンジンの比推力の関係
超音速飛行が可能なエンジン比推力は 80 ~ 100 以上と読める。

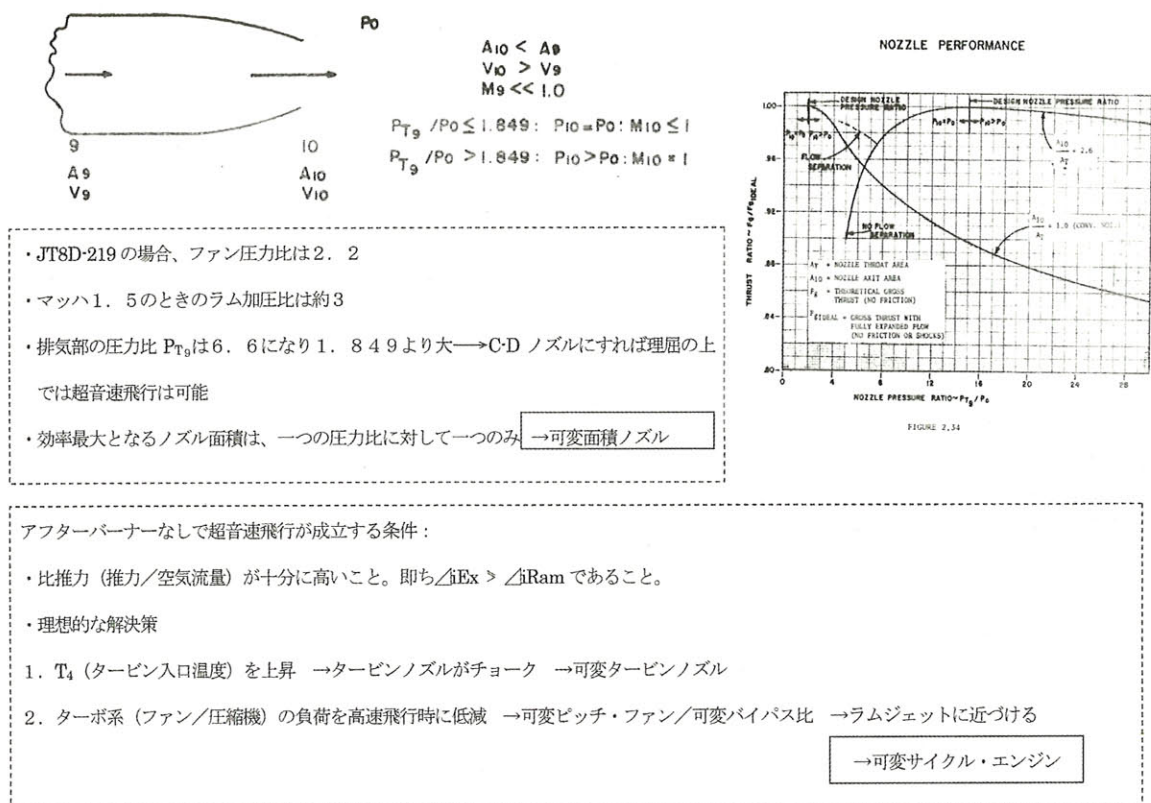


図 5.1.2. 排気ノズルの性能

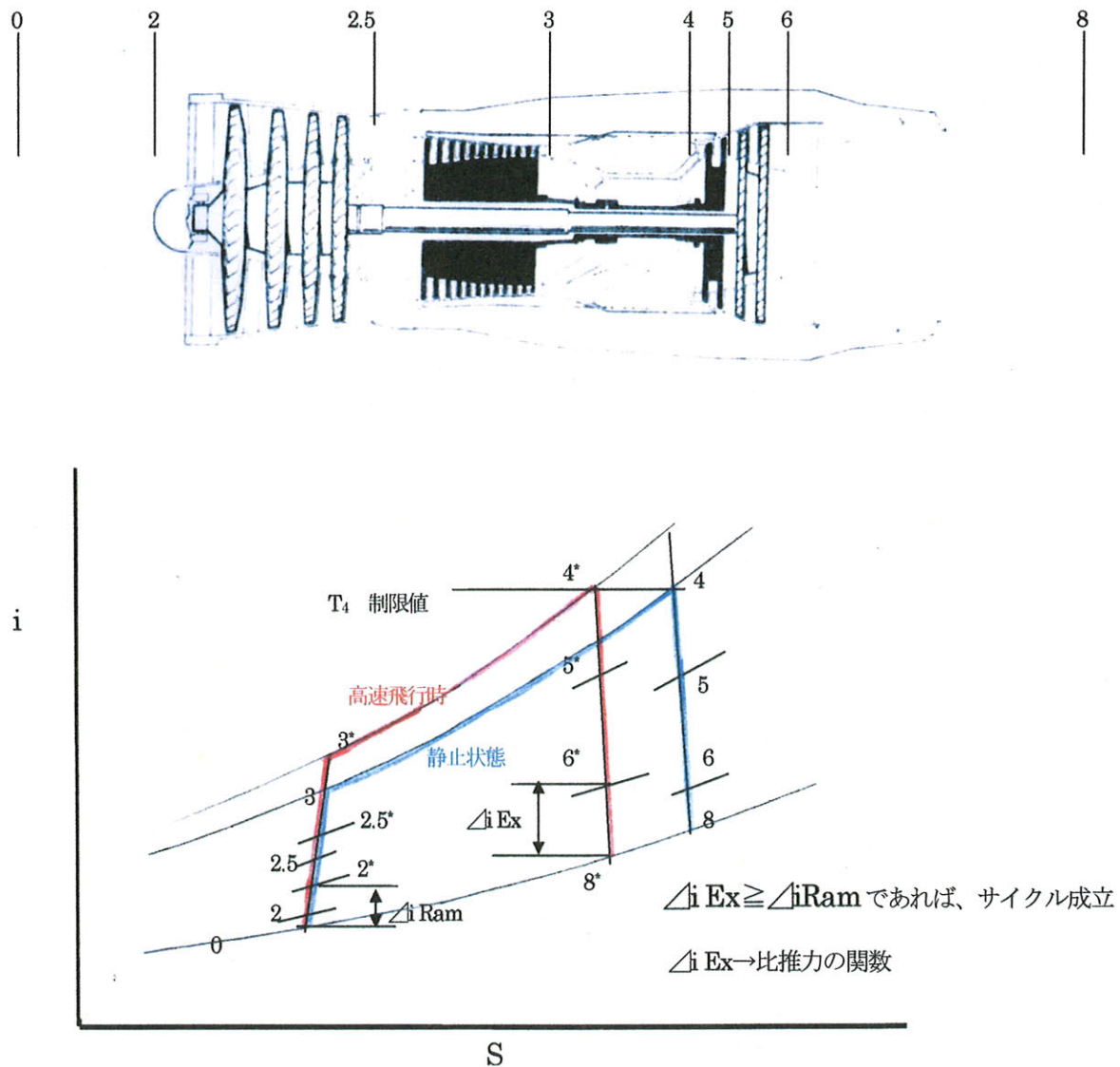


図 5.1.3 ターボファンエンジンのサイクル線図（高速飛行時と静止状態の比較）

議論：ターボファンエンジン超音速飛行

- ・ NEDO-SST 調査で昨年から IHI 中心に、バイパス比 5、単段ファンの検討をしており、M1.7で比推力 20 位で計算上 M1.6 は可能と出ているが。作動範囲ではあるがタービンとして仕事出来るか、コンプレッサの回転数が精一杯で推力は 0 となるかもしれない。
- ・ 今年はファンの段を 2 段にしてバイパス比を 3 位で M1.6 を見てみたいと言う意見が出ていた。それ位だと騒音も大きくない、エジェクタがなくても充分ではないか。ただしタービン入口温度は 1,700℃ となる。
- ・ 超音速巡航で一番良いエンジンと言うのはラムジェットに近くコンプレッサの圧力比が低くタービン

ンが仕事をしなくてよいもの。

- ・ 巡航中にバイパス比を上げようとする、ファンからの排気ガス速度が上がらない。ファンのガスの温度は圧縮でファンが与えた仕事分だけ少し上がる。マッハ数が上がっても音速は下がる。ファンの排気速度は上がらない。
- ・ 超音速巡航中になればラムジェットのように圧縮機がほとんど仕事を必要なくなり、余剰推力が出るのでアフターバーナー無しで飛べる可能性。亜音速で考えると出来るだけ排気速度と飛行速度との差が少ないほど推進効率が良いと考えられ、この原理は超音速エンジンでも同じ。従って、機速上昇と共にジェット速度も上昇しなければならないが、その差は小さい方が当然効率が良い。

5.1.4 エンジンの国産開発に関する一考察

(1) 開発能力

1945 年 8 月の敗戦とともに日本の航空工業は禁止され、1952 年に再開されるまで 7 年の空白があった。その間に欧米では、ジェットエンジンに目覚しい発達が見られ、世は正に超音速戦闘機の時代に突入していたのであった。この間の技術的なギャップは大きかったが、日本で戦後の国産初のジェットエンジン J3（富士 T-1B 練習機等に搭載）の開発に続いて JR100 や JR200 の試作や、1960 年代に始まった J79-11A ターボジェット（F-104J/DJ 超音速戦闘機に搭載）の技術提携による国産で、当時としては最先端の技術を着実に習得していった。1970 年代には、RRTM「アドア」（三菱 T-1/F-1 に搭載）のライセンス生産を行い、ヨーロッパ系のエンジン技術の習得の機会を得たのと平行して XF3 や FJR710 など国産エンジンの開発が開始された。

1986 年に開発を終わって量産に入った F3-30 ターボファン（川崎 T-4 中等練習機に搭載）を見ると、ファンと高圧圧縮機の合計段数 7 段で全体圧力比 11（1 段当たり平均 1.4085）と、当時としては世界でもトップクラスの高負荷化を達成して、推力重量比 5 を実現した。更に、飛行訓練で行う意図的なスピンなどによる入口空気の激しい乱れにも対応できるよう、少し遅れて並行的に開発が開始された XT-4 練習機の風洞試験結果などを反映させてエンジン試験を行い、運用性の高い機体／エンジンを玉成できた。日本の技術レベルもここまで成長したとすることができるとともに、機体との同時開発のメリットを実証する形となった。

F3-30 エンジンの量産開始と同時に開発に従事してきた設計戦力の約 1/3 を投入して、社内的に先進エンジンの計画を進めた。この計画では、タービン入口温度を F3-30 の 1050℃ から 1400℃、1550℃ と段階的に上昇させ、圧力比もこれに相応して増大するものであった。その後、この計画は防衛庁によって具体化され、XF3-400（推力 3,400kgf 級）および XF5-1（推力 5,000kgf 級で推力重量比 8）（いずれも AB 付ターボファン）の研究試作へと発展し、また、コア・エンジンの技術は、現在開発中の XF7-10 高バイパス比ターボファンに反映されるに至った。いずれも、技術的には世界のトップレベルのエンジンである。

一方、民間では、FJR710 を STOL 実験機「飛鳥」で飛行実験した実績を評価されて RR 社との RJ500 の共同開発を経て 5 カ国共同開発の V2500 ターボファン（エアバス A320 等に搭載）の開発・量産に参画するに至った。更に CF34-8/10 ターボファン（各種リジョナル・ジェット旅客機に搭載）などのリスクシェア方式の国際共同開発を通じて、日本のエンジン技術に対する国際的な評

価を確固たるものにしている。

ここまで日本のエンジン技術が世界のレベルに追いついたとすることができるのであれば、1989 年から開始された HYPR/ESPR プロジェクトでは、将来の超音速機用エンジンを目指した世界をリードする先進技術の研究開発に挑戦したということが言えよう。その成果の一部は実証段階に入りつつあるエコエンジンの開発にも反映されている。

(2) 開発方式

以上のような観点から、技術的には日本でも高バイパス比ターボファンエンジンや低バイパス比のアフターバーナー付ターボファンエンジンを国産開発する能力は十分に持っていると考えられる。問題はエンジン開発には、膨大な開発費と時間が必要であり、且つ航空機側の市場性や要求仕様に左右されるリスクを背負っていることである。

防衛庁（省）の場合は、航空機およびエンジンのユーザーである防衛庁自らが仕様を作成し、開発費を捻出して業者に試作を行わせ、自らが飛行試験・評価まで行うので、リスクは比較的少ないと言える。そのためエンジンの開発に当たっては国内の業者のチームのみで対応することも可能である。

それに対して民間の場合、一般的にはユーザーは不特定多数であり、市場も流動的であり、その中で型式証明も独自に取得せねばならず、開発リスクはきわめて高くなる。エンジンのサイズにもよるが、1 業者または国内の業者のチームにとっては、あまりにもリスクが大きい。そこで、民間エンジンの場合、政府の助成や海外大手業者との国際共同開発の道を選び、リスクをシェアせざるを得ないのが現状であろう。また、共同開発は国際的にも常識的になっているので、ビジネス的にも技術力向上の点でもどの部位をシェアするのが有利かが鍵になる。その有利な部位、例えば高温部品をいつでもシェアできるだけの技術力を確保、向上しておくことが重要と考えられる。

(3) エンジンの国産開発での留意事項

エンジンの国産開発または日本主導の国際共同開発を試作段階に留めることなく、フルスケールの開発を経て量産につなげるために留意すべき事項を考察し、以下に列挙してみた。

① 成熟度の高い技術に立脚

既に開発済みで運用中の成熟度の高いエンジンの各要素を基に材料や設計手法など、その後実証された先進技術を適用して高温化、高圧力化、高効率化を図りつつ、運用による各種教訓を反映して信頼性を更に向上した要

素を開発し、これらを組み合わせて進化させたエンジンを開発することが望ましい。(コア・コンセプトまたは、ビルディング・ブロック方式)

② 機体要求に適合化したエンジン仕様

機体のミッションまたは運用要求に適合するようにエンジン性能、重量の最適化を図ると共に、騒音、排ガス対策の要求も満足し、整備し易く、耐久性、信頼性が高く、故障の少ないエンジンとするために、CFD や FEM などのコンピューター技術を駆使して最適なエンジンを設計する必要がある。また、試験結果や実用経験に基づき、その計算プログラムの更新を常に行える体制を整える必要がある。

③ 審査体制 (Working Together)

防衛庁の場合は、機体／エンジンの技術審査が義務付けられているので、この機会を活用して、開発の早い時点からパイロットや整備員等の現場の意見を反映し、操作性や整備性にも優れたエンジンの完成に努める必要がある。民間エンジンの場合、防衛庁の技術審査に代わるものとして、機体メーカーや航空会社などのユーザーおよび型式証明者を主体とした各分野の有識者をメンバーとする部外審査委員会のような組織を構成して開発を常時モニターして必要なアドバイスを下せるような体制作りが必要であろう。いわば、Working-Together 的な発想で、ユーザーにとって真に使い易い信頼性の高いエンジンを目指すべきである。海外メーカー主導の共同開発では、この部分が日本の責任とはならないのが通例であり、学び得ない不利があり国産開発が不可欠と言える。

④ データベースの確立

エンジン開発では、FAA や MIL 規格等に準拠して、設計妥当性を証明し、その各種証明試験に合格させて、型式証明や認定を取得する必要があるが、設計妥当性の証明のためのデータベースを過去の経験や教訓に基づいて蓄積しておく必要がある。特に不具合教訓集や材料強度データは、その取得に時間と費用を要するので、予め作成し整備しておくことが望ましい。

⑤ 飛行先取り試験

型式証明や型式認定のため全力を傾注することは当然のことながら、開発中または開発が完了しても実機が飛行時間を蓄積する前に、飛行ミッションを模擬した AMT (加速ミッション試験) や耐久試験などを繰り返して実施し、規定通りの開発試験では発生しなかった不具合を早期顕在化させ、早めに必要な対策をとることが必要である。

⑥ 機体との先行的同时開発

エンジンの開発を先行させながら、機体と平行的に開発を行い、試験結果を相互に反映しつつ、機体とエンジンとの整合性を高めることが望ましい。特に空気取入れ

口やアフターバーナーの設計では、機体の運用状態を想定した試験が望ましい。

⑦ 要素技術等の継続的な研究開発

一つのエンジンの開発が完了しても、主要要素 (ファン、高圧圧縮機、燃焼器、高圧タービン等)、材料技術、製造技術および計測技術等については、アメリカの CIP (Component Improvement Procedure; 要素改善計画) や IHPTET のように段階的に先進技術を適用した開発試験を継続的に実施し、既に運用中のエンジンの改善や次世代の高性能エンジンの新規開発に対していつでも対応できる体制を国家として整備しておくことが望ましい。研究開発を開始または進行中の技術に対しては、適時、Technology Readiness (付図に例示) などの基準で評価を行い、実用化に向けたステップアップに対してリソースを適切に配分し、共同研究先や財源の確保を図る必要がある。これにより、説得性を強め、世間のコンセンサスを得やすくなるものと考えられる。

(4) JAXA への期待

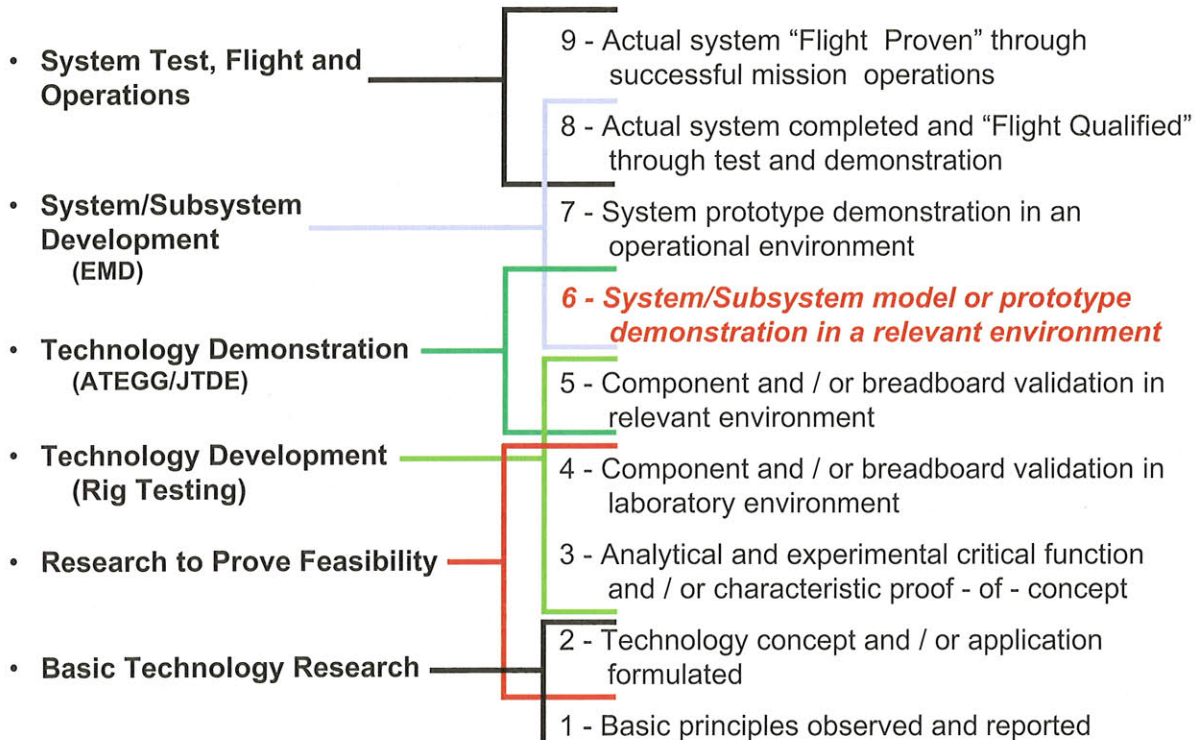
上記(3)項の留意事項から JAXA に期待したいことを考察し、列挙すると以下ようになる。

- a. エンジン性能の最適化計算ができる汎用性の高い計算プログラムの維持・更新。特に CFD と FEM を一体化した総合的な計算プログラムの開発。
- b. 民間エンジンの国内開発における部外審査のための有識者の育成 (企業研修も含む) と派遣。
- c. 材料強度や不具合事例に関する汎用性のあるデータベースの確立・維持・更新。
- d. エンジン開発試験 (耐久試験、騒音試験、横風試験、各種吸込み試験、機体との適合性確認試験等) の試験設備の提供。
- e. 主要エンジン要素 (材料、制御を含む) に係わる先進技術の継続的研究開発 (IHPTET 的) の横断的な取りまとめと一部試験の実施・評価。
- f. 理想的には、開発を終了して運用中の成熟したエンジンを数台保有し、これを試験台として新規開発した先進的な要素を組み込んで実証・評価試験ができる設備と体制が望ましいと考えられる。

議論：エンジン国産開発

- ・ 防衛庁のエンジンでは F3-30 をベースに開発のサイクルが出来、次々と新しいエンジン開発が進み技術的にはトップレベルのエンジンを開発する事が可能となった。一方、民間では FJR を STOL で飛行実験し、それを評価されて業界としては RR との共同開発を経て V2500 の開発・量産に結びついたが、NAL サイドでは FJR が終わってその後何も無か

Technology Readiness Levels



Technology Readiness Level の例

Propulsion System Technology Transition PCOEBP-00-07 Authors:D.Ferree/R.Grimm REO: ASC/LP
Date 7 Jul 00

による

った。しばらく経過して超音速旅客機用エンジン HYPR・ESPR で救われた感がある。FJR をベースにして国内版 CF34 のような物を何故開発できなかったか、今後新しいエンジンを開発した時がスタートではなく、開発し終わった時がスタートであると考えたべきではなかろうか。新しいエンジン開発にはそれまでの技術がすべて反映されなければならない、エンジン開発はサイクルを描かないとできない。

- 機体要求に適合したエンジン仕様の設定が必要であり、CFD や FEM などのコンピュータ技術を駆使して最適なエンジンを設計する必要がある。
- 民間エンジン開発に機体メーカー、航空会社、関連諸官庁などの有識者からなる部外審査委員会のような組織を構成して開発を常時モニターすることが有効であろう。
- 設計の妥当性を証明するため説得性のあるデータベースが必要である。特に不具合教訓集や材料強度

データは、その取得に時間と費用を要するので、予め作成し整備しておく事が望ましい。

- 研究開発の開始または進行に当たっては、適時、Technology Readiness Level での段階評価を行い、リソースの適正配分を図るとともに、説得性を高めておくことが必要であろう。
- 設計をやっている人間だけでやると設計のためのエンジンになって、使えるエンジンではなくなる可能性がある。
- 民間の場合は使う側の人「俺を殺す気か！」と言うところまで言える人が居ないのが問題。防衛庁の場合実際に飛行するパイロットがそれを言うので真剣になり、良いエンジンができる。
- エアラインと機体開発メーカーとの人事交流は大きい。
- エンジン開発における JAXA への期待をまとめる以下の通り。
- CFD と FEM を一体化した複合的、実用的な計算

プログラムの開発。

- ・ 民間エンジンの国内開発における部外審査のための有識者の育成（企業研修も含む）と派遣。
- ・ 材料強度や不具合事例に関する汎用性のあるデータベースの確立・維持・更新。
- ・ エンジン開発試験（耐久試験、騒音試験、横風試験、各種吸込み試験、機体との適合性確認試験等）の試験設備の提供。
- ・ 主要エンジン要素（材料、制御を含む）に係わる先進技術の継続的研究開発の横断的な取りまとめと一部試験の実施・評価。
- ・ 理想的には、開発を終了した運用中の成熟したエンジンを数台保有し、これをテストベッドとして、新規開発の先進的な要素を組み込んで実証・評価試験ができる設備と体制の確立が望ましい。

5.2 新型超音速エンジンの提案

5.2.1 はじめに

（柳 良二）

コンコルドの退役以来、超音速輸送機は軍用を除けば登場していない。その主な原因はコンコルドの問題点であった騒音とコストであろう。また、最近の環境問題から、排気ガスの清浄化も必須とされている。コンコルドの問題も結局はこの環境問題に帰着でき、環境性の高い超音速輸送機技術が確立されれば、次世代超音速輸送機の実現も可能となる。

環境問題を解決する環境適応性は、現在のところ、低騒音、低 NO_x 、低 CO_2 と言われている。騒音問題に関しては、2 種類存在し、1 つは離着陸時のエンジン騒音であり、もう一方は超音速飛行時のソニックブームである。 NO_x 問題に関しては、太陽からの有害な紫外線を吸収して地上の生物を保護するためのオゾン層が近年薄くなっており、オゾン層破壊物質である NO_x の排出を極力少なくする事が、人類の生存に大きな影響を持つため、主に成層圏を飛行する超音速輸送機にとって重要な技術課題となっている。 CO_2 問題に関しては、温室ガス効果ガスである CO_2 の排出を極力削減し、地球温暖化を防止すべきことが、京都議定書で定められている。コンコルドの高コストは、元々の開発費が高く、かつ生産機数が少なかったためもあるが、燃費が悪かった事も大きな原因である。 CO_2 は、炭化水素系燃料を使うかぎり発生するため、低 CO_2 技術とは、燃費の改善を意味しており、環境問題である CO_2 の削減は、コンコルドの問題点であった高コストを抑える事にも繋がる。

そこで、ここでは、コンコルドの抱えた問題点の内、エンジンに関して、それらの問題を解決するための、新

型超音速機用エンジンの提案を試みたい。

5.2.2 エンジンで解決できる問題

次世代超音速輸送機の環境問題は必ずしも、エンジンのみで解決できるものではない。新型超音速機体とエンジンの統合によって初めて実現されるものである。しかし、考えを進めていく上で、主な解決法がエンジンにある問題と機体にある問題、及びエンジン機体統合によって初めて解決できる問題とに分ける事は重要である。一般に一つの技術的問題について、ある課題を解決しようとする、他の箇所に問題が生じる事が頻々と起こるのがふつうであり、技術開発とは常にその妥協点を探る事である事が少なくない。次世代超音速輸送機についても同じ事が言える。

そこで、エンジン、機体、双方の問題にまず分けて課題を整理し、それを解決する解決法を探索する場合も、その解決法が内在する新たに発生する問題点（副作用）を、それぞれ相手側、すなわちエンジンで発生する副作用を機体側で解決できないか検討し、機体側で発生する副作用をエンジン側で解決できないかを検討することは重要である。しかし、このエンジン機体統合による副作用の解決は、最終的なエンジン技術、機体技術がある程度纏まったところで行わないと、最初からエンジンと機体の双方の問題と副作用の解決法を考えると、問題数が多くなりすぎてその整理が膨大となり、個々の技術課題を解決する事が疎かになる危険があるため、まずは、ここではエンジン側だけで解決できる問題に焦点を絞ろうと思う。

まず騒音問題から考察する。騒音はエンジンから発生する騒音、機体から発生する騒音、超音速独自のソニックブームの 3 種に分けられるが、エンジンから発生する騒音が主要な問題となるのは、離陸時のジェット騒音であろう。特に、超音速機用エンジンでは、高空での超音速巡航のために、高速なジェット噴流の発生が求められる。よって、亜音速機用エンジンと比べて、より高速なジェット噴流を発生させるため、その騒音が最も主要な課題となる。着陸時には、その着陸経路にもよるが、大抵はエンジンは最小推力に絞って降下してくるため、エンジン騒音よりは、機体騒音の方が大きい場合が少なくない。この機体が発生する騒音は、いわゆる風切り音であるから、当然ながらエンジンの搭載方法やエンジンの外形の影響によって発生する場合もあり、これらはエンジン・機体統合問題となる。

ソニックブームは、空気の性質と、空気より重い機体を超音速で飛行させる以上は避けられない問題と考えられるが、その大きさは、機体の重量に比例するため、より軽量の機体であれば、ソニックブームも軽減できる

可能性がある。また、機体形状の工夫により衝撃波が集積して強いソニックブームになるのを防ぐ機体形態の研究も進んでいる。

そこで、騒音問題に関しては、エンジンでは、まずは離陸時のジェット騒音をいかに減少させるかに問題を集中させる。ジェット騒音は、排気ガス速度の 8 乗に比例すると言われており、排気ガス速度を低下させる事が最も効果的である。一般に排気ジェットの速度が 400m/s 台の前半になれば、ジェット騒音は、ほぼ解決できると言われている。

ジェットエンジンを含む熱機関の効率を上げるためには、高温源の温度の上昇が不可欠である。しかし、燃焼温度が高くなると、空気の主要構成元素である窒素が燃焼し（酸化され） NO_x が発生する。一般的にジェットエンジンの属するブレイトンサイクル形式の熱機関の理論効率は、系の圧力比で決定されるため、より燃焼圧を高圧にする事が効率を上げる事になる。しかし、圧力比を上昇させる事は、圧縮機の圧力比を上げる事になり、その出口、すなわち燃焼器入口の空気温度を上昇させるため、燃焼温度の上昇も伴う。この高温化によって NO_x が発生するため、低 NO_x 化と低 CO_2 化は相反する命題である。

しかし、現状の燃焼器の研究では、希薄予混合方式や RQL 方式などの燃焼方式の研究開発による低 NO_x 化技術の研究が進んでおり、今回のエンジンシステムの概念検討には加えない。そこで、エンジンシステムで解決できる課題として、低騒音化および低 CO_2 の実現を目指した新型超音速輸送機用エンジンの検討を行う。

5.2.3 エンジンサイクルの考察

ジェットエンジンの歴史を紐解くと、最初のエンジン形式は圧縮機、燃焼器、タービンから構成される最も単純なピュージェットエンジン（ターボジェットエンジン）であった。このエンジンは断熱的に空気を圧縮し、定圧燃焼により加熱し、元の圧力に戻すときに発生するエネルギーを用いてタービンにより圧縮機を駆動し、その余圧の高圧高温の燃焼ガスをノズルから噴出して推力を発生させる。このサイクルでは、入口圧力と同じ圧力まで出口圧力を下げても作動流体の温度は最初の入口温度よりは高温であり、まだ熱量を持った高温ガスを廃棄するため熱効率が悪い。

また、なるべく高圧の条件下で熱量を与える事が、廃棄される熱量の割合を減少させる。よって、効率を上げるにはサイクルの圧力比を上げる事が必要になる。そのため多段の圧縮機により高い圧力を発生させ、高圧で燃焼させ、高温高圧タービンで圧縮機を駆動した後にジェットで推進力を発生させると効率が上昇する。しかし、

燃焼ガスの圧力及び温度も高くなるため、排気ガスのマッハ数及び音速が早くなり、その結果として排気ジェットの速度が高速になり、ジェット騒音が大きくなる特性を持つ。反面、排気ジェットが高速であるため、より高速の航空機にはターボジェットエンジンが適している。

ジェット気流の反動で推力を得る推進機関では、排気ジェットの持つエネルギーは、排気流量に排気速度の 2 乗を掛けた値に比例するのに対し、推進力となる運動量は、排気流量に排気速度の 1 乗を掛けた値に比例するため、推力を一定にして比較すると、排気流量を増加させ排気速度を下げた方が推進機関としての効率は上昇する。亜音速航空機に対しては、ターボジェットエンジンの排気ガスは過度に高温高速であるため、効率の改善を目的としてファンジェットエンジンが開発された。

ファンジェットエンジンは、ターボジェットエンジン（ガスジェネレータまたはコアエンジンとも呼ぶ）の排気中に、もう一段のタービン（低圧タービン、LPT）を加えて軸駆動力を取り出し、ファンと呼ばれる大型の低圧圧縮機を回転させ、大量の空気を弱く圧縮して排気するため、排気ジェットの温度及び速度を下げる事ができ、その効率を上げる事が可能となる。ファンはその吸い込んだ空気の一部を圧縮機に送って、コアエンジンを駆動させる。ファンから直接排気される空気の量と、コアエンジンに送られる空気量の比をバイパス比と呼ぶが、バイパス比は年々大きくなる傾向があり、最近のエンジンでの値は 8 ないし 9 程度になっている。勿論、航空機用の推進機関であるから、その排気速度は航空機の数より高速である事が条件となる。即ち航空機の数と排気速度の差に排気流量を乗じた値が、正味推力となり、航空機の空気抵抗と釣り合って飛行する事になる。

飛行速度が低い亜音速航空機では、排気ガス速度もそれほど高い必要はなく、殆どの推力を低速のファンジェットから得るため、バイパス比の大きなエンジン（高バイパス比エンジン）が適用されるが、飛行速度が高い超音速航空機では、排気ガス速度が飛行速度より高速である必要があるため、ファンジェットより排気速度が高速なコアエンジンの排気ジェットで推力を得るバイパス比の低いエンジン（低バイパス比エンジン）が必要となる。

コンコルドは、ターボジェットエンジンを搭載しており、そのため排気速度が高速で超音速飛行には適していたが、その分ジェット騒音が大きくなる欠点があった。また、当時の技術でのターボジェットエンジンを用いたため、マッハ 2 クラスにしては、排気速度が高すぎて、効率が悪く、燃費も亜音速機に比べて悪くなっていた。技術が進んだ今日では、マッハ 2 クラスでも、低バイパス比エンジンの方が効率が良くなる事が知られており、超音速機戦闘機等に使われているが、それでも、その排

気ガス速度は、現行の亜音速エンジンよりは高速であるため、そのままでは、空港騒音に適合する事は困難であることには変わりはない。

5.2.4 可変サイクルエンジンの検討

コンコルドの次に開発される超音速航空機に求められる条件は、離着陸時の騒音が現行の亜音速機に適用される騒音規制値をクリアすると共に、超音速飛行時の燃料消費量が少ない事、そして陸上超音速が許可されないかぎりには、陸上亜音速飛行時の高効率性、そして大気汚染の少ない低 NO_x 性である。

低 NO_x 性に関しては燃焼器の技術開発によって解決される可能性がある。しかしながら低騒音化と、広い飛行速度範囲における高効率化を実現するためには、新しいエンジン形態の開発が必要である。単純に考えれば、離着陸時及び亜音速飛行時には高バイパス比ファンエンジンとして作動し、超音速飛行時には低バイパス比ファンエンジンとして作動するエンジンの技術開発が必要である。また、低バイパス比の時は、ファンの圧力比を上げて、ファンジェットの流れを高速化して、超音速飛行時の効率を上げる事も必要である。そのため、飛行中にバイパス比を変化可能な可変サイクルエンジンが多数提案されている。図 5.2.1 に各種の可変サイクルエンジンの図を示す。

可変サイクルエンジンコンセプト

NASAで検討された5機種のエンジン形式

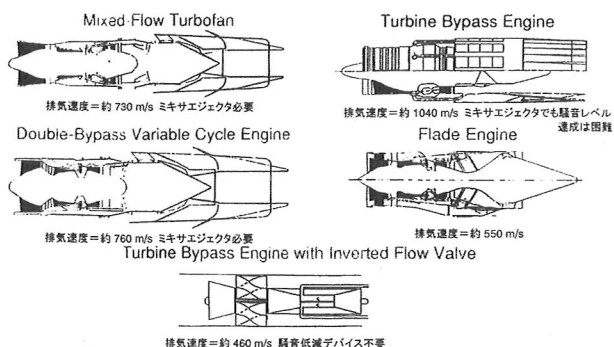


図 5.2.1 各種の可変サイクルエンジン

1989 年から 10 年間続けられた通商産業省工業技術院の大プロ制度で技術開発された「HYPR エンジン」も、LPT の VSV (Variable Stator Vane) を可変にしたバリエーションサイクルエンジン (VCE) であったが、そのバイパス比の変化は、0.9 から 1.1 程度までで、精々 1 割程度の変化でしか無かった。また、通常の固定形状のファンジェットエンジンは地上でバイパス比が小さく、高空高速飛行時にバイパス比が大きくなる次世代超音速用エンジンに求められる性質とは逆向きの性質がある。「HYPR

エンジン」のバリエーション性は精々、地上のバイパス比と高空高速飛行時のバイパス比を同じ程度にできる位のものであった。

その他のバリエーションサイクルエンジンとしては、ダブルバイパスエンジン (DBE)、ファン・オン・ブレードエンジン (FLADE)、ミッド・タンデム・ファン (MTF) が知られている。

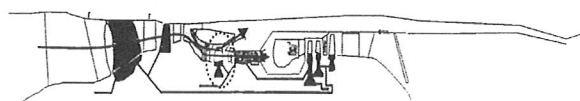
図 5.2.2 にダブルバイパスエンジンの図を示す。ダブルバイパスエンジンは、ファンから圧縮機に行く通路に、圧縮機軸で直接ドライブするブースター段をもうけ、そのブースター段を半径方向に 2 つの流路に分けたものである。離着陸時には、ファンから直接ファンダクトに通じる通路を開くと共に、ブースター段の外周部流路を閉じて、内径側の空気流を圧縮機に送る事により、高バイパス比エンジンとして作動する。高推力発生時にはファンダクトに直接通じる通路を閉じるとともに、ブースター段の外周部の通路を通した空気流をファンダクトに流してファン流の圧力を上げてバイパスジェットの圧力を上げ、バイパスジェットの速度を上昇させ、推力を増強するシステムとなっている。

Double Bypass Engine(DBE)

Challenge: Obtain the "Best" Attributes of Turbojet & Turbofans in the Same Architecture

Answer: Core Driven Fan Stage

Maximum Thrust Mode



Cruise with Improved SFC

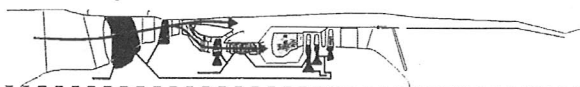


図 5.2.2 ダブルバイパスエンジン

図 5.2.3 はファン・オン・ブレードエンジンである。ファン・オン・ブレードエンジンは、通常のファンの外周に円筒形の流路をもうけて、その中にブレードの先端にファン (ファン・オン・ブレード) を取り付けした構造をしており、高バイパス比エンジンとして作動するときは、この外周部の円筒流路の通路の入口弁を開けて、ファン・オン・ブレードを作動させて、実質的にファンの直径を増加させて高バイパス比エンジンとして作動させる。高速飛行時には、外周部流路の入口弁を閉めて、ファン・オン・ブレードが仕事をしないようにして、実質的にファンの直径を内径側の本体のみとする事により、低バイパス比エンジンを実現している。

図 5.2.4 にスネクマ社のミッド・タンデム・ファンエンジンを示す。ミッド・タンデム・ファンエンジンは、

複数段のフロントファンと圧縮機の間に中間ファン（ミッドファン）を設置し、離陸時には、フロントファンの外周部の幅の狭いドーナツ形の通路と、通路途中のバイパスドアから空気を吸い込み、ミッドファンの流量を増加させて高バイパス比エンジンとして動作させ、高速飛行時には、バイパスドアを閉じると共に、ミッドファンの前にある IGV（Inlet Guide Vane）を駆動してミッドファン流量を減らして、低バイパス比エンジンとして動作するようにしたものである。

FLADE Engine



Features

Versatile Core with Core Drive Fan

- Lower Low Spool Temperatures
- Fixed Nozzle Capability

FLADE

- Inlet flow control (simpler/lighter inlets)
- Improved installed SFC
- Smaller diameter / reduced drag
- Nozzle cooling

Multiple Nozzle Configuration Capability

Payoffs

Highly Integrated Engine/Airframe

- Fixed/Simpler Inlets/Nozzles

Extended Range

Significantly Improved Survivability

Low Community Noise

Improved Durability – Turbines, Exhaust System

図 5.2.3 ファン・オン・ブレード (FREDE) エンジン

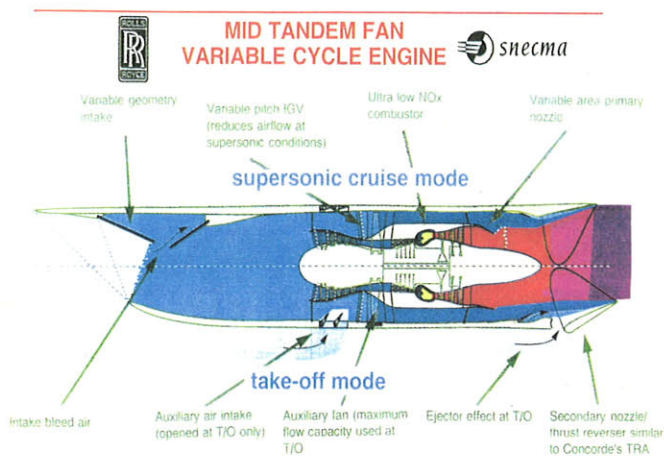


図 5.2.4 ミッド・タンデム・ファン (MTF) エンジン

次にこれらのバリエーションサイクルエンジンに関して考察を加える。

まず、ダブルバイパスエンジンについては、他の 2 種と比べてファン直径が変化しないと言う所に欠点がある。一般に軸流の圧縮機及びファンの流量は修正回転数が一定の場合、修正流量も一定になるのが普通であり、ファンの直径が一定であるという事は、このバリエーションサイクルエンジンの空気流量もほぼ一定であると考察できる。このエンジンの VCE 部分は、このファンを通過した空

気のみを使用してバイパス比を変化させている。よって、このエンジンでは最大空気流量が一定のため、高バイパス比の作動においても、必要推力を得るためには排気ガス速度をあまり低減できないため、それほど大きな VCE 効果は得られないと考えられる。

また、効率の点からの考察を加えると、圧縮機からダイレクトにドライブされるブースター段が半径方向に 2 段に分かれている所に問題がある。このブースター段のうち、内周部は圧縮器に送る空気の圧力を上げるために常時使用される。しかしながら、外周部は、高推力モードにおけるバイパス流の圧力を高める時のみ使用され、離着陸モードでは使用されない。この場合でもブースター段は回転しており、外周部を単に回転させた場合は、たとえ IGV を制御して流れ場の回転翼列からの剥離を防止したとしても、空気を攪拌して機械エネルギーを熱エネルギーに変換するロスが発生すると考えられる。

重量的にも、離着陸時と超音速飛行時のうち、どちらかの飛行時に使用しない要素がある事は、その部分に無駄がある事を意味しており、それは必ず重量増加として現れざるを得ない。

次にファン・オン・ブレードエンジンに関して考察を行う。このエンジンの特徴は、高バイパス比モードの時と低バイパス比モードの時の有効ファン直径が変化するところにある。即ち、高バイパス比モードでは、エンジン空気流量が増加し、同じ推力を発生させるのに排気速度を遅くする事が可能で、その分ジェット騒音の低減に効果が高いと思われる。また、超音速飛行時には空気量を減少させ、その分排気速度を増加させる事により、高速飛行時に高い比推力を実現できる可能性がある。

しかし、この VCE はファン・オン・ブレードを働かせる事で高バイパス比エンジンを実現しているが、そのためエンジンの直径は元々高バイパス比エンジンと同じであり、超音速飛行時にはその分の直径の大きさが抵抗増しになると考えられる。また、超音速モードで作動している時は、ファン・オン・ブレードの部分の外周部のドーナツ型の部分は不要である。さらに、ファン・オン・ブレードは、使用しない時も回転しており、その時の損失を最小に抑えるための IGV 操作が必要になるが、ある程度の損失の発生は避けられない。さらに、翼弦長の長いファンの外側さらにファン・オン・ブレードを付け足し、その間を隔壁により空力的に仕切る壁を作る事は構造的に困難な設計になると思われる。そして、何よりも、外周部という最も面積の大きな所を 2 重円筒にする事による重量増加はかなり大きな問題となるであろう。このエンジンも、先のダブルバイパスエンジンと同じで、2 つの動作モードを持つが、機構の中にどちらかのモードでは不要な要素を持っているという点では同じであり、

重量的な不利は避けられない。

最後にミッド・タンデム・ファン (MTF) について考察する。この形式の VCE の初出は 1990 年以前の仏国スネクマ社で、その当時は、通常のフロントファンの他に、圧縮器の出口辺りに中間ファン(ミッドファン)を持ち、クロスフローバルブを用いて、フロントファンとミッドファンを直列と並列に切り替えてバイパス比を変化させる形態をしていた。但しこのエンジンの最大の問題はクロスフローバルブの機構的実現とミッドファンを駆動する方法であった。

現在のミッドタンデムファンは、内側の圧縮器の中を通して駆動されており、駆動方法は具体化されたが、その分、圧縮器の回転数と中間ファンの回転数が同じになり、中間ファンの圧縮仕事を変化させる時に、圧縮器の回転数と適合しないため、かなり無理な IGV の変化が必要と思われる。特に、高速飛行時には、中間ファンを通過する流量は、フロントファンと外側ケースとの間の隙間からの空気量のみとなり、中間ファンの仕事量はかなり減少するため、IGV によって、空気の軸流速度を大幅に下げねばならず、効率がかなり悪化すると考えられる。この中間ファンも、高速飛行時には本質的には無くても良い要素であり、前記 VCE2 種と同じように、二つのモードにおいて、一方のモードでは必要でも、他方のモードは不要なものがあるという点では、重量損失を伴う。

次に問題と思われるのは、サイドに開くバイパスバルブである。ナセルに平行に開けられたバイパスバルブは、飛行速度が低い時は特に問題を起こさないが、飛行速度が増した場合、その飛行動圧を効率よく取り入れる事ができない。よって、中間ファンが十分に働くのは飛行速度が低い時のみで、亜音速でも高速になると余り役に立たないと思われる。この問題は昔のクロスフローバルブを使用したミッド・タンデム・ファンにおいても同じ事が言えた。しかし、このエンジンは離着陸時にエンジンを通る空気流量を増加させる事ができるため、騒音問題に対しては非常に高い効果があると考えられる。

また、中間ファンを、圧縮器内部から駆動するため、間の隔壁が中間ファンを駆動する回転壁となる。従って、回転壁と固定壁との間にできる間隙において、コア側とバイパス側の圧力差をいかにシールするかが解決すべき課題の一つとなる。

しかし、現在次世代超音速輸送機用エンジンとして最も有望視されているミックスド・フロー・ターボ・ファンにミキサージェクターによる消音装置を加えた MFTF に対して、最も検討が進んでいるという点では、MTF が最も有望な VCE と思われる。

5.2.5 新超音速機用エンジンの提案

地上離陸時に騒音が十分低く、超音速巡航時に高い効率(低い燃料消費率: SFC)を確保するためには、地上で高バイパス比エンジンとして作動し、超音速飛行時に低バイパス比エンジンとして作動する可変バイパス比エンジンが必要である事は、各種の可変サイクルエンジンに共通の性質であるが、現状の可変サイクルエンジンではまだ十分な可変比が得られているとは言い難いし、かつ離陸時に高バイパス比化するためのデバイスが超音速巡航時には使われてない、または十分に使用されておらず損失を生じる可能性がある、といった問題点を抱えている。

そこで、新たな可変サイクルエンジンとして、多数のファンを持つタンデムファンを有効に使用する事を着想した。まずは最も単純な方式として、2 つのファンを持ち、地上では二つのファンが並列動作する事により、高バイパス比エンジンとして作動し、超音速巡航時には二つのファンが直列に作動してファンの圧力比を上げてファン流の流速を高速化し、巡航時の効率を上昇させるエンジンを考案した。

(1) ギア式スライドタンデムファンエンジン

まず、最初に考案したのが、図 5.2.5 に示す、ギアを

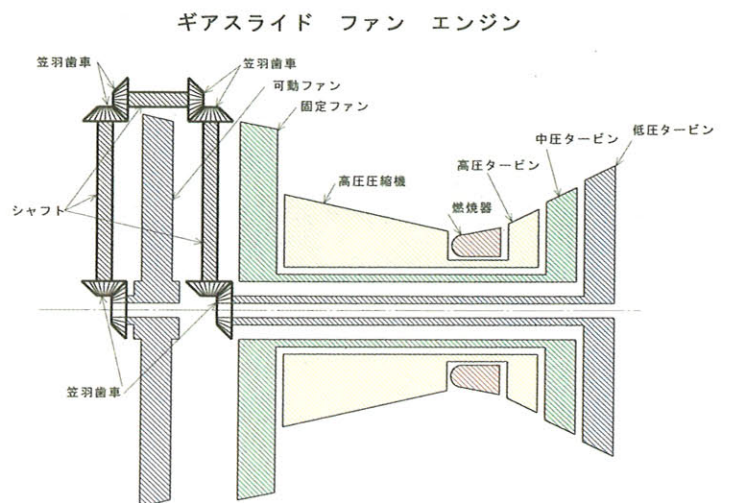


図 5.2.5 ギアスライド式 エンジン

用いたスライド式のタンデムファンエンジンである。

このエンジンは図に示すとおり 2 段のファンを持つおり、前段のファンは、笠羽歯車 (ベベルギア) 4 つを用いて、ファンの外側を通して、前側から駆動される構造を持っている。このギアと 2 本の縦軸と 1 本のファンを横断する横軸は、図 5.2.6 に示すように、ギアをかみ合わせたまま、前段のファンを横にスライドさせる事が可能であり、最終的には元の縦方向の軸が横方向になる事によって、元の縦軸の長さの 2 倍の距離だけ、前段ファ

ンを横にずらす事が可能である。勿論、この場合、ナセルの途中にある前段ファンのケーシングごと横にスライドするので、あたかも従来のエンジンの横にファンが一つ増えたようになり、ファンによって加圧され吹き出されるバイパス流を直列形態の2倍にする事が可能である。即ち、元々バイパス比3のファンをもつエンジンであれば、横に前段ファンがスライドした状態では、バイパス比は7にすることが可能である。これは、元の後段ファンがバイパス比3であったとすると、ファン自体が吸い込む空気量は4に当たり、そのうち1がコアエンジンに流入し、残りの3がバイパス流となるわけである。前段ファンが横にスライドして並列動作している時は前段のファンの吸い込んだ空気は総てバイパス流になるわけであるから、その量は4となる。よって、横スライド時のバイパス空気量は元の3プラス4で7となるわけで、これは現在の亜音速ファンエンジンとしては、高い部類のバイパス比に属し、エンジン騒音を十分に小さくする事が可能である。

ギアスライド ファン エンジンの動き

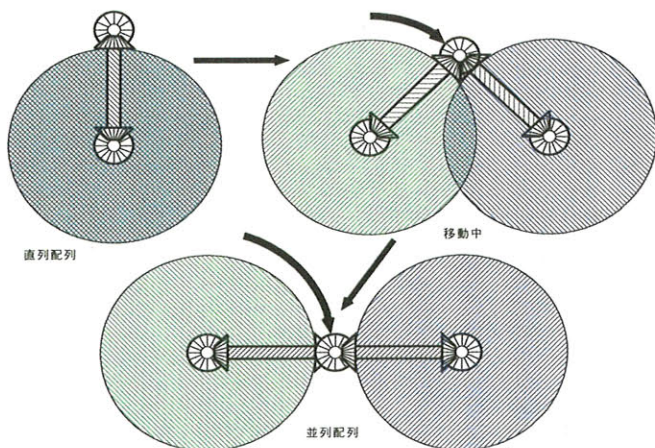


図 5.2.6 ギアスライドの機構

このエンジンでは、エンジンの作動時に、ファンを並列状態から直列状態に変化させる手順をどうするかが問題となるが、これについては、図 5.2.7 に示すような方式が考えられる。4基のエンジンを搭載した機体を考え、離陸時にはまず、スライドした状態で8つのファンが作動して離陸する。この場合、ファン流量は直列形態の倍以上であるから、エンジンはかなりディレートした状態でも、亜音速巡航は可能であろう。そこで、亜音速巡航しながら内側のエンジン2基を停止させ、ファンを並列状態から直列状態に変化させた後、低バイパス比/高ファン圧力比のエンジンとして再始動させる。この状態では、バイパス流の圧力が並列動作時の倍になっているため、バイパスジェットの色度が速くなり、その分推力が増すので、今度は直列形態になった内側エンジンのみで亜音

速飛行をしながら、外側のエンジンの作動モードを同様の手順で切り替える。これによって、低バイパス/高ファン圧力比のエンジン4基が作動するようになったわけであるから、これらをフルスロットルすることにより、音速の壁を越えて、超音速巡航をおこなう。

飛行中のエンジン形態変更方式

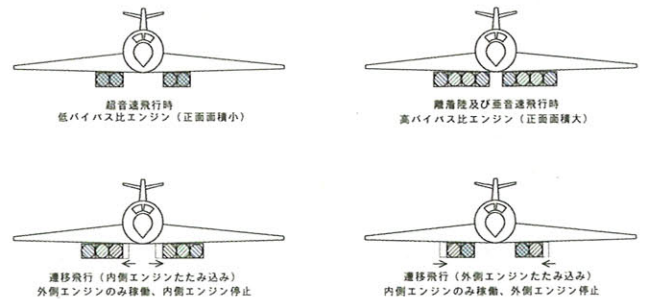


図 5.2.7 スライド式タンデムファンエンジン付き航空機の切り替え方式

このエンジンの最大の特徴は、離陸時から亜音速巡航時までは、低いファン圧力比で、大量のバイパス流を吹き出す事によって推力を得るために、騒音問題が無くなる事である。ジェットの流量が倍になる場合、同じ推力を発生するジェットの速度は半分であり、流速の8乗に比例する騒音は256分の1に減少する。

このエンジンの最大の問題点は、図 5.2.5 及び図 5.2.6 に示すような笠羽歯車で、ファンの動力が伝えられるのか、と言う事である。推力 5ton 程度の FJR710 でも、ファンの駆動動力は5000馬力程度と見積もられており、その動力を伝えるギアや軸は、自動車のドライブシャフトとギアを考えれば、図に示すような大きさと太さで駆動できない事はほぼ確実である。本エンジンの成立性は、いかに軽量のギアと軸を作るかに掛かっている。なお、ファンが直列時と並列時で圧縮器に入る空気の圧力が変化して、エンジンの全体圧力比（OPR）が変化するが、これはVSV等で解決できると考えられる。

(2) 電動ファンによるタンデムファンエンジン

次に、考案したのが、図 5.2.8 に示す、ギアと軸を使用しない電動ファンを利用した可変サイクルエンジンである。ファンの直列作動と並列作動に関しては、先のギア式スライドタンデムファンエンジンと同じであるから、ここでは、電動ファンの原理に絞って説明する。

基本構想としては、低圧タービンでブリング型圧縮器に内蔵された発電機を駆動して、その電力で、ファンの外周部に取り付けた円形リアモーターで2つのファンを駆動するものである。勿論、大電力の発電機であるから、コンミュタタなどによって回転する電機子から電

力を取り出すのは困難であり、通常は固定側にある界磁を回転側に持ってきて、固定側に発電コイルを巻く構造とする。

エレクトリック フレキシブルファン エンジン

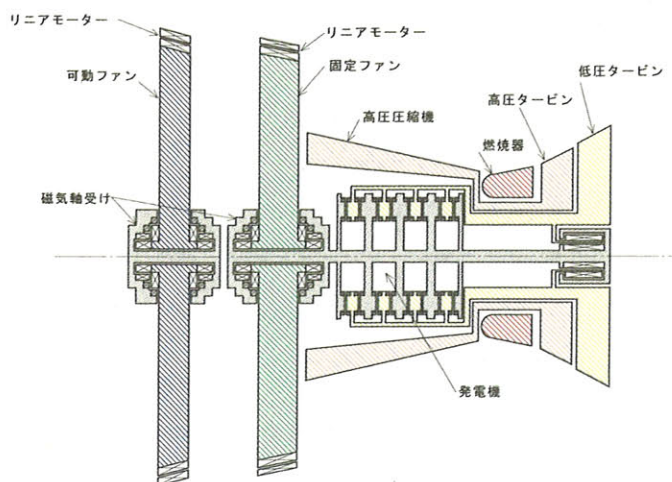


図 5.2.8 電動ファンによる スライド式
タンデム・ファン・エンジン

界磁は通常、永久磁石を使用するが、永久磁石の比重が 7 から 8 と重い事、キュリー点が存在し使用できる温度に上限がある事から、界磁も電磁的に作る構造とした。そのため、回転する界磁用電磁石に電流を送る必要があるが、発電する電力から比べれば微少なので、軸端にもうけた回転トランスを通して電力を無接触で低圧軸に導入する。

図 5.2.9 に回転トランスの構造を示す。エンジンの回転軸上に中心鉄心を持った厚肉缶状の鉄心の、片方の端面に円筒形の回転軸が入る円形のスリットを開けた固定鉄心を構成し、その中心鉄心に固定コイルを巻く。円筒状の回転軸は、鉄心の端面のスリットを通して缶型固定鉄心の内部に入り、その回転円筒部の周囲に回転コイルが巻かれている。

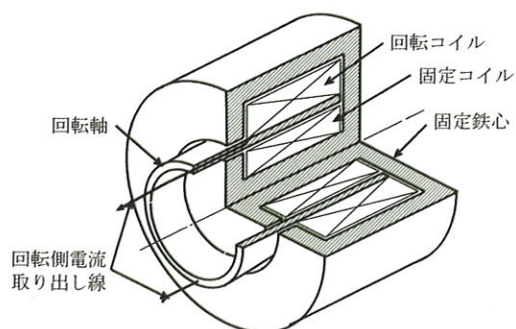


図 5.2.9 回転トランス

固定コイルに正弦波状に変化する電流を流すと、マックスウェルの法則に従って中心鉄心に磁場が誘起されるが、回転円筒軸の入る細いスリット部を除いて固定缶型

鉄心は磁気回路的に閉じているため、磁場はこの磁気回路内に発生し、外部への漏れは非常に少ない。回転コイルは、固定コイルと同軸に成っているため、そのコイルの中を通る磁場の大きさは、固定コイルが中心鉄心に作った磁場と同じになるから、固定コイル側に変化する電流を流せば、回転コイル側にそれに比例した電圧を誘起する。即ち、この構造は、固定コイルを 1 次コイル、回転コイルを 2 次コイルとしたトランスを構成している事になる。

この固定コイルと回転コイル及び缶型固定鉄心の構造は、軸対象に成っているため、軸が回転してもそれぞれの相対位置関係は変化しない。そのため、固定コイル側を 1 次コイル、回転コイルを 2 次コイルとしたトランスとしての性能も回転によって変化する事は無い。また、コイルが周方向に巻かれているため、コイルを流れる電流と磁場との相互作用の力は、半径方向及び軸方向のみに発生し、周方向に発生しない。つまり、トランスとして作動している状態でも回転に影響は与えない。

唯一対称性を破っている回転円筒軸が固定鉄心に入るスリット部を通る 2 次電流の取り出し線が、そのスリット部に生じる半径方向の磁場とのローレンツ力によって周方向の力を発生させるが、磁場の向きは半径方向に一樣であり、引き出し電流は流れる方向が逆で在るから、その力は相殺され、回転偶力は発生するが、軸の半径方向への力は発生し無い。また、回転偶力が軸の回転に影響を与えるが、その力を少なくするには、引き出し線の 2 本をセットにして、強固に束ね、その束を 180 度の相対位置の 2 カ所で取り出せば、回転偶力の発生も非常に微少にする事が可能である。

なお、この図は、軸端用の回転トランスの構造図であるが、軸の間でも、回転軸の一部を鉄心として利用して同じような中心鉄心付きの缶型鉄心を構成すれば、全く同じ様に回転トランスを構成できる。これにより、容易に回転側に、界磁を作るための電流を供給可能する事が出来る。

発電用の界磁は低圧タービンと共に回転するので、界磁を一定保つためには、低圧回転軸の回転数に同期して回転トランスへ供給する電力の周波数と位相を制御する必要があるが、その様な回路は、電力がそれほど大きくなければ(数十から数百 A 程度)ならば、IGBT(Insulated Gate Bipolar Transistor)を使用すれば簡単に実現可能である。発電用の界磁コイルと電機子コイル(固定側)の電磁結合度を上げるために、この部分は強磁性体を使わざるを得ないが、通常の回転式電機子と異なり、電機子が固定側であるため、界磁コイルと電機子コイルの相対速度を大きくとれる外周部にコイルを持って行く事が可能で、大口径だが軽量で発電量の大きな発電機を製作

できる。

軸受けは、当然磁気軸受けを使用する事になるが、永久磁石のみでは（制御されていない電磁石でも同じであるが）安定的な軸受けを実現することができない事が電磁気学的に証明されており、磁気軸受けにはある程度の電力制御システムが必要となる。軸力については、軸端面での永久磁石による反発力を利用し、軸の半径方向の安定性については、ファンの周上のリニアモーター用のコイルと電流を併用する案が、現時点でも最も現実的と思われる。

図 5.2.10 は、ファンを駆動するための周上リニアモーターの原理図である。図の下方の 8 の字コイルがファンの外周上に取り付けられる。ファンブレードの遠心力を極力減らすため、コイルは一巻きとし、鉄心は使用しない。その上にある、3 つの円形コイルが固定側のコイルでこれも軽量化のために鉄心を使用しない。3 つのコイルの内、両側の 2 つのコイルが誘導コイルで、これにより 8 の字コイルに誘導電流を誘起させる。真ん中のコイルが駆動コイルで、このコイルの作る磁場と 8 の字コイルに誘起された電流とのローレンツ力によって、8 字コイルに F8 方向に電磁力を発生させファンを駆動する。

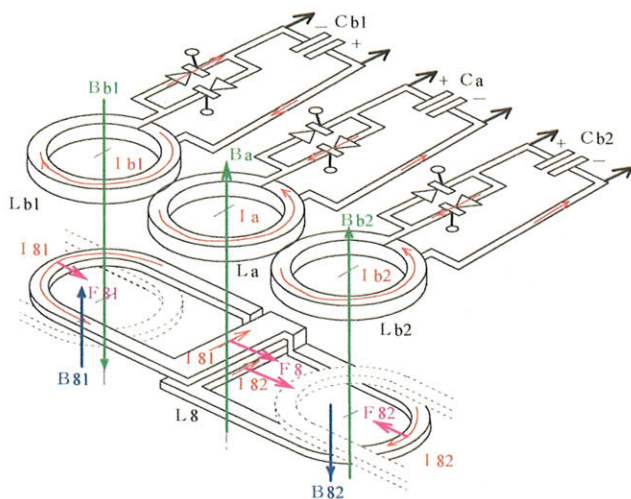


図 5.2.10 電動ファンの周上リニアモーターの原理

このコイルは鉄心を持たないため、非常に大電流を流す必要がある。そのため、図 5.2.11 に示すように、固定側の各コイルは電力を蓄えるコンデサ C とつながれており、サイリスタをスイッチに使用して、コイルに電流を瞬間的に供給する回路を構成している。まず、コイル Lb1 と Lb2 にサイリスタを通して電流がコンデサからコイルに供給され、Ib1 と Ib2 の電流が流れる。その電流によって、それぞれ Bb1 と Bb2 の磁場が誘起される。この磁場は LC 回路によって作られた電流によって誘起された磁場であるから、正弦波状に変化しており、その変化率によって 8 の字コイルに、I81 と I82 の電流を

誘起する。I81 の電流と I82 の電流は、8 の字コイルの中心の平行部では、同方向に流れるので、その部分の電流値は各誘起電流の 2 倍になる。この電流の最大値に合わせて、コイル La に Ca からサイリスタを使って電流 Ia を流して、磁場 La を発生させ、その磁場 La と 8 の字コイルの電流がローレンツ力を発生させファンを駆動する。

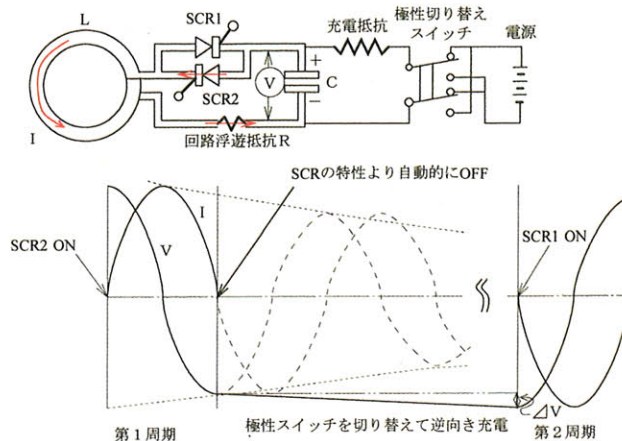


図 5.2.11 電動ファンにおける磁界エネルギー回収による高効率化

この回路で重要なポイントは、この回路が LC 回路である事であり、流れる電流の周波数を LC の値によって決定可能などにある。磁場の誘導によって作られる電流、即ち誘導電流の強さは、磁場の変化率が大きいほど大きくなるため、8 の字コイルに流れる電流を大きくするためには、LC 回路の時定数を極力小さくして、なるべく周波数の高い電流をコイルに流す必要がある。回路には当然浮遊抵抗 R が存在するが、LC 回路の周波数が高い場合には、LCR 回路に流れる電流は、振動しながら、浮遊抵抗 R によって、そのピーク値が指数的に減少する。1 周期毎の電流値のピーク値の減少率は周波数が高く、浮遊抵抗 R が小さいほど、低くなる。これは、コイル L に発生する電圧が電流 I の周波数に比例して大きくなるのに対し、浮遊抵抗で消費される電力は、周波数が高く 1 周期の時間が短くなるほど少なくなるからである。

この回路は、本来は浮遊抵抗 R を含めた LCR 回路であるが、R は非常に小さいので通常は LC 回路と考えるのも良い。この回路はスイッチとしてサイリスタを使用しているため、電流が正弦波半周期を流れて、サイリスタを逆向きに流れようとする時に電流の流れは遮断される。一般に大電流を遮断すると、大きな遮断時過電圧が発生するが、サイリスタによる自然遮断では電流値が零の時に遮断されるため、遮断による過電圧は発生しない。このとき、コンデサの両端電圧は、余弦波となるため、最

初の充電時とは逆向きに最大電圧まで充電されている。その絶対値は初期充電電圧より低くなるが、この電圧ドロップ分は浮遊抵抗の消費電力と、このモーターが発生した駆動エネルギーに比例する。

この電圧ドロップ分を充電するには、コンデンサの電圧が逆向きに充電されているため、充電回路の極性を図のスイッチによって切り替えて、次は、コンデンサを逆向きに初期電圧まで充電する。回路には 2 つのサイリスタが図に示すように逆向きに並列に取り付けられているため、次の電流を流す場合には、コンデンサの充電極性に合わせた方のサイリスタを使用すればよい。

ここで、重要な事は、このコイル駆動の LCR 回路の周波数の時定数とファンの回転数の間には何の関係もない事である。即ち、コイルに流れる電流の周期を極端に短くした場合は、浮遊抵抗による損失は限りなく 0 に近づき、ファンに取り付けられた 8 の字コイルに発生する力が、純粋な力積になるだけである。また、この駆動回路に電流を流す間隔は、ファンが回転して、次の 8 の字コイルがコイル La の場所に来る周期で決まる。従ってサイリスタにパルスを送るタイミングは、ファン側の回転位置をロータリエンコーダ等で検出することで決定できる。

例えば、LCR 回路の時定数を $2\mu\text{sec}$ とすると、半周期は $1\mu\text{sec}$ となる。ファンの直径を 1m として、その周速を 300m/sec とし、8 の字コイルの長手方向の長さを 30cm とすると、ファン外周上には 10 個の 8 の字コイルが設置できる事になる。

一つのコイルが通過してから次のコイルが来るまでの時間は、 0.3m を 300m/sec で割ると、 1msec となる。コイルに電流を流している時間は $1\mu\text{sec}$ であるから、充電はその 1000 倍の 1msec の間に行えば良い事になる。即ち、LCR 回路の浮遊抵抗 R による損失は常時電流を流し続ける通常のリニアモーターと比べれば、1000 分の 1 で済む事になる。逆に LCR 回路の時定数が 1000 分の 1 であるため、磁場変動周波数は 1000 倍になり、誘起される電流も 1000 倍になり、発生するローレンツ力は 1000 倍になる。よって、力積の発生時間は 1msec の間に $1\mu\text{sec}$ の間のみとという、1000 分の 1 の時間になるが、発生力積は 1000 倍になるために、結局は常時電流を流しているモーターと同等となり、最終的には浮遊抵抗による損失のみが、1000 分の 1 になる高効率モーターを実現できる事になる。

但し、力積の時間が 1000 分の 1 という事はローレンツ力も 1000 倍という事で、非常に大きな磁界を作る(電流が 1000 倍であるから 1000 倍の磁界は自動的にできる)必要があるが、一般の強磁性体ではヒステリシス特性から、このような大きな磁界中では、磁気飽和を生じ、

当初の透磁率は使えず、ほぼ飽和した磁場ができるのみである。また、当然その分のヒステリシス損が発生する。

この LC 回路を用いたパルス駆動型のリニアモーターは、鉄心を使わないために軽量化が可能ばかりでなく、鉄心によるヒステリシス損や渦電流損も無く、高効率化が期待できる原理を有している。

現在は、このモーターの基本性能の解析を進めている所であるが、試作モデルにより、自動極性切り替え式充電器やサイリスタ駆動用パルス発生器等を組み合わせ、この形のモーターが実際に作動する事は実証している。

しかし、このモーターの実現には、単にモーターの原理の実証のみならず、高電圧大電流のサイリスタやコンデンサの開発が必要であり、その実用化はかなり遠いものであると思われる。

電動式タンデムファンエンジンの実現がかなり遠未来になると予想されるため、近未来(10 年程度)を目指して考案したのが、図 5.2.12 に示すクロスフローデバイスによるフロントファンとアフターファンを持ったタンデムファンエンジンである。元々はスネクマ社のミッドタンデムファンに使われていたアイデアであったが、MTF では、ファンの駆動方法が定まらず、現在の様に、圧縮器の中を通してファンを駆動する形態になっているが、この方式には、先に説明したように、圧縮器とファンとが同じ回転数になる欠点がある。また、超音速巡航時にはミッドファンは使用されない。

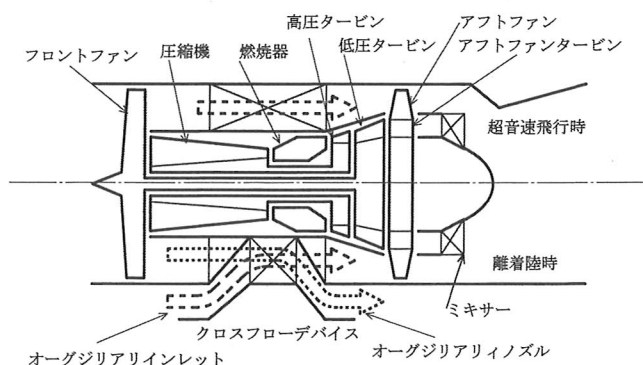


図 5.2.12 フロントファンとアフターファンによるファンデムファンエンジン (クロスフローデバイス)

クロスフローデバイス式タンデムファンでは、クロスフローデバイスを挿入するために、二つのファンの距離を引き離す必要がある。そのため、まだ実現していないミッドファンの代わりに、既に UDF (Unducted Fan Engine) 等で実用化されているアフターファンを用いたタンデムファンを考案した。

クロスフローデバイスはスネクマの初期の MTF に紹介されていたもので、図 5.2.13 に示すように、前後二つに分かれた円筒の中に、3 角形のフロー分離壁を多数設

けたデバイスで、前後のデバイスを1ピッチ分回転させる事で、前方から来た空気を外部に噴出し、側壁に開いた3角形の開口部から外部空気を取り入れる事ができる。これにより、前後の二つのファンを並列に作動させる事が可能となる。

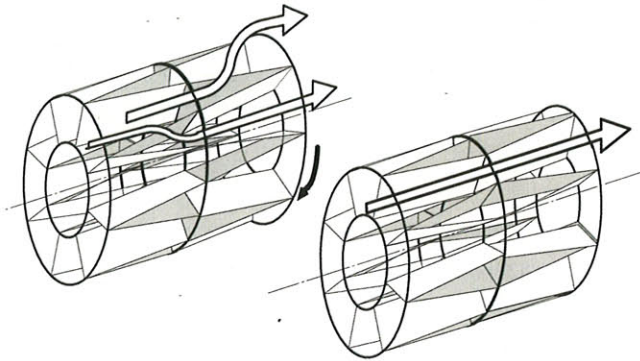


図 5.2.13 クロスフローデバイスの切り替え機構

直列作動させるには、デバイスを1ピッチ分さらに回転させれば良く、前方から来た空気流は、そのまま後方のデバイスを通して、後方のファンに空気を供給できるようになる。

このデバイスの最大の問題は、並列作動時の空気の出入りが、幾何学的に隣合って行われるため、前方のファンで圧縮された空気の一部が再び開口部から内部に引き込まれる事と、前方のファン流のジェットを正確に後方に吹き出してノズル効率を上げるには、図 5.2.12 に示したような、オーグジュリアリノズルが必要な事である。ま

た、オーグジュリアリインレットも、単に側壁に開口を開けたのみでは、飛行動圧を有効活用する事は不可能である。また、直列作動の時のクロスフローデバイスの流路面積が半分になるため、ここでの圧力損失も無視できなくなるであろう。これらの問題の解決と、それを実現させる機構はかなり複雑になると考えられ、現在のスネクマの MTF として、この機構が採用されていないのは、そのためと予想される。

クロスフローデバイスを用いたタンデムファンエンジンは、2つのファンが離陸時には並列作動し、巡航時には直列作動するため、理想的な可変サイクルエンジンであるが、スネクマの初期型 MTF のファンをミッド位置からアフト位置に持ってきたのみで、新規性に欠ける。そこで新たな並列、直列切り替え機構を考案したのが、図 5.2.14 に示すファン・アフト・ファン (FAF) エンジンである。

左がファン直列作動時の図であり、右がファン並列作動時の図である。このエンジンは通常のフロントファンとアフトファンの2つのファンを備え、その間をフロントファンダクトとアフトファンダクトで接続している。この両ダクトは単なる円筒ではなく、フロントファン出口下流で二股に分岐し、コアエンジンの両側を通り、その後再び、左右の流路が合体してアフトファンの入口に接続されるようになっている。ファンダクトの流路形状は、空気流速が一定に保たれる様に設計される。

このうち、フロントファンダクトとアフトファンダクトは、途中で分離されており、それぞれ独立にエンジン

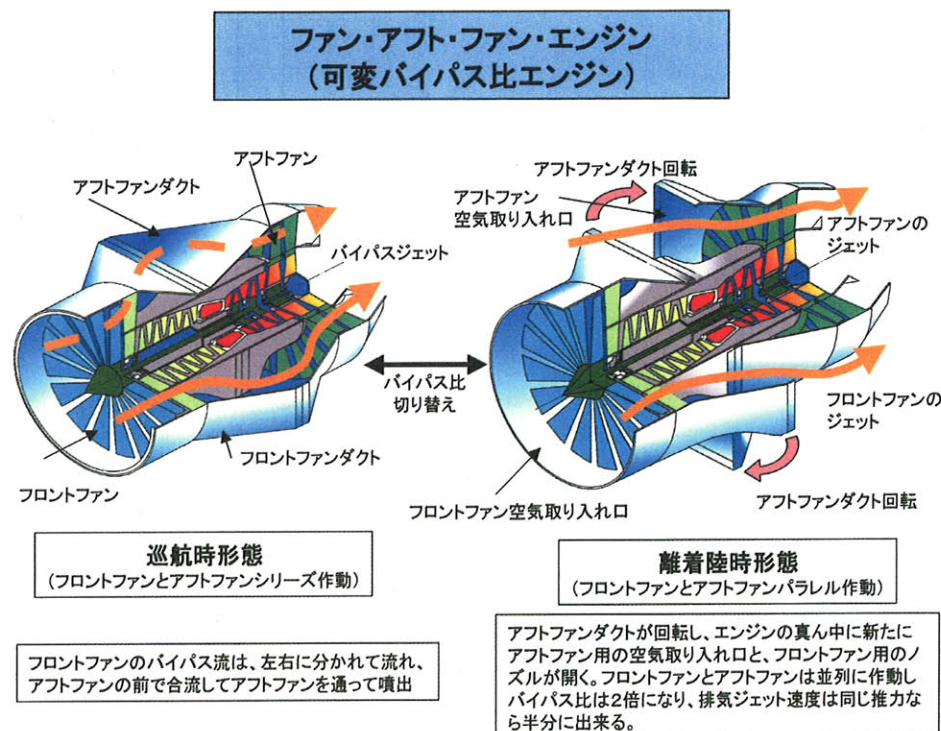


図 5.2.14 FAF 型可変サイクルエンジン

の中心軸を中心として回転できるようになっている。左の図では、フロントファンダクトとアフツファンダクトが直接つながる位置になるようにダクト回転位置を調整して、フロントファンで圧縮したバイパス流が全量アフツファンに流れるようになっており、ファンは二段の直列ファンとして作動する。

右の図では、アフツファンダクトのみを 90 度右に回転した図で、これにより、フロントファンダクトは途中で空中に開口するため、ここから、フロントファンで圧縮したバイパス流が後方に噴出して推力を発生させる。また、アフツファンダクトは、上下に新たな空気取入口を開くため、ここから外部の空気を取り入れて、アフツファンに空気を供給し、アフツファンにより昇圧され、第 2 のバイパス流となって、コアエンジンのジェットとミキシングして推力を発生させる。このと、アフツファンダクトの入口は、エンジン軸に対して正対するため、飛行動圧を有効活用した理想的な空気取入口としての作動が可能となる。

この回転するフロントファンダクトとアフツファンダクトにより、フロントファンとアフツファンの 2 つのファンを無駄なく直列作動、並列作動させることができる。

離陸時には、並列作動により、高バイパス比で低ファン圧力比のエンジンとして、ジェット騒音を最小に押さえる一方、直列作動時には、直列作動により、ファン圧縮比が二倍となり、より高速なバイパスジェットを生成して超音速飛行時の効率を高く保つ事が可能となる。

フロントファンダクトとリアファンダクトの重量が問題になるが、ここはさほどの高温にならないセクションであり、ポリイミド系の高温複合材樹脂が適用できれば、それほどの重量増加は招かないであろう。また、駆動機構についても、単なるダクトの回転運動であるから、通常の多数の弁板を連ねた VSV や可変ノズルと比べれば非常に単純に実現することが可能で、重量的には他の可変サイクルと比べて有利になる。

FAF エンジンの離着陸時の三面図を図 5.2.15 に、巡航時の三面図を図 5.2.16 に示す。正面図ではファンの左右にダクトの出っ張りが見えて、正面面積が大きくなっているが、側面図と平面図を見比べれば判るように、正面面積が左右に広がっているところは、側面図では上下の高さが低くなっており、断面積自体は変化していない。

機体、翼、エンジンのインテグレーションの方法次第では、エアリアルールに適合する可能性もあり、この左右のダクトの張り出しが必ずしも損失になるとは限らない。

最近の SAX40 (Silent Aircraft Experimental) の様に、胴体後部を横広にして、そこにエンジンを搭載するコンセプトの機体が出て来ると、FAF エンジンのように左右のダクトの張り出しが機体内に隠れるため、抵抗の

増加しない機体・エンジンインテグレーションが期待できそうである。

なお、図 5.2.17 は、FAF エンジンを実現するために必要となる技術を網羅的に列举した。

ファン・アフツファンエンジン離着陸時三面図

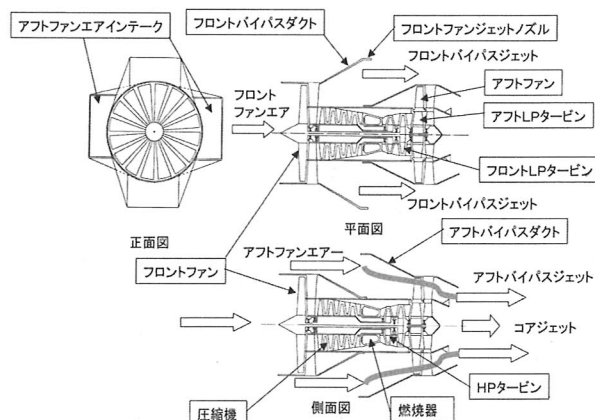


図 5.2.15 FAF エンジン離着陸時三面図

ファン・アフツファンエンジン巡航時三面図

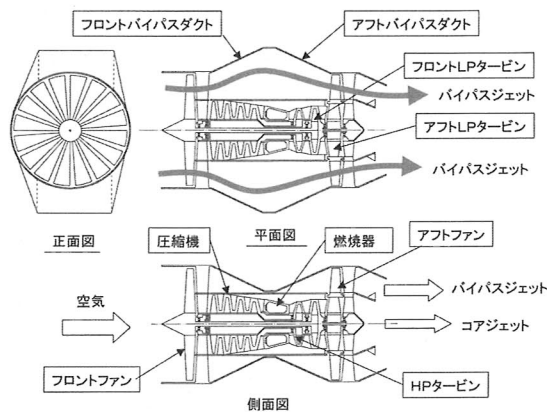


図 5.2.16 FAF エンジン巡航時三面図

5.2.6 サイクル計算

FAF エンジンの特性を調べるにはサイクル計算を行う必要があるが、現在 FAF エンジン用のサイクル計算ソフトは無い。そこで、現在有している通常のターボファンジェットエンジンのデザイン計算プログラムを用いて、FAF エンジンの特性を計算する事を試みた。

まず、離着陸の並列作動条件から考える。フロントファンのバイパス比を 3 と仮定すると、ファンの吸い込み空気流量は 4 となり、そのうち 3 がバイパス流となり 1 がコアエンジンに流入する。アフツファンの場合は、ファンに流入する空気量は全量バイパス流になるが、ファンのハブ部に低压タービンが入るため、ハブがフロントファンに比べてかなり大きくなると思われる。しかし、ファン直径の半分まで低压タービが占めたとしても、面

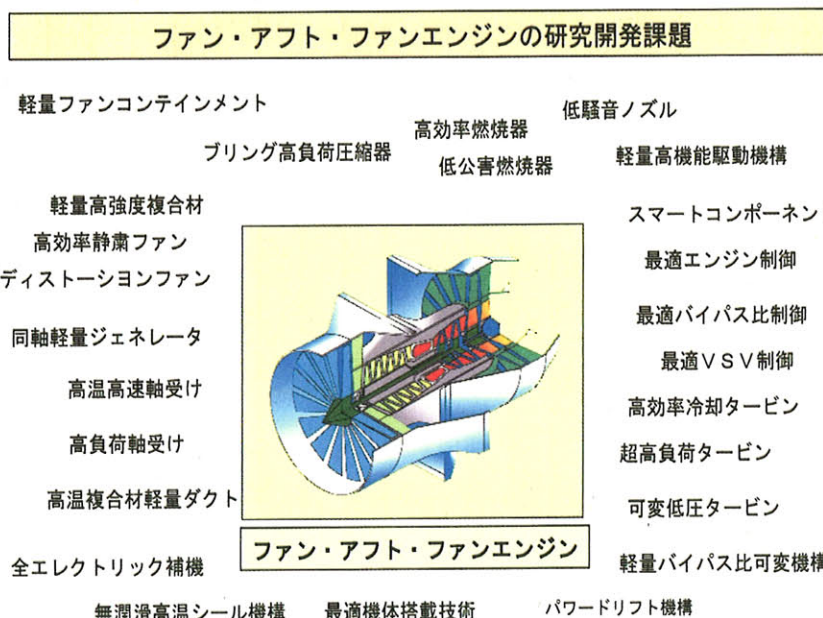


図 5.2.17 FAF エンジンの開発に必要な技術開発課題

積的には、ファンの有効部は 4 分の 3 以上あるため、ファン自体の吸い込み空気流量は全体の 4 分の 3 である 3 と考える事が可能である。そこで、フロントファンのバイパス比を 3 とした場合、並列作動時のバイパス比を 6 とする事は特に無理ではない。

ファンの圧力比については、通常は 2 段ファンが 1 段ファンの 2 倍になる事はないが、FAF エンジンではファンとファンの間が開いており、特にアフトファンのファン翼車の前には、整流を兼ねた IGV が必要なると思われる事から、直列作動時のファン圧力比は並列作動時のファン圧力比の 2 倍としても差しつかえない。

タービンは高压タービン、フロント用低压タービン、アフト用低压タービンの 3 種になるが、最終的にタービンが発生させる仕事の全量はフロントファン、圧縮器、アフトファンの仕事量に等しくなければならないので、熱力学的な断熱圧縮仕事と断熱膨張仕事とを考えれば、エネルギー的に問題を解く事は可能である。特に初期のデザイン計算では、タービン間のマッチングも考慮する必要はない。

排気のみキサーにおいては、混合する 2 つの流れの静圧が釣り合っていないと圧力損失を生じるが、その見積もり法はまだ確立されていない。通常は RVABI (Rear Variable Area Bypass Injector) 等で、機械的に静圧を合わせて混合させるが、その場合でも 2 つの流れの圧力比が約 2 倍を超える場合、高压側を低压側の静圧に合わせると、超音速になってしまい、計算が成り立たなくなる。

よって、今回はみキサーの計算を省略し、総て個別にノズルから排気されるものと仮定して推力を計算し、そ

れを全空気量で除して平均排気速度を予測する事とした。また、単位空気量あたりの推力である比推力は、平均排気速度の 1/10 (正確には重力加速度である 9.8 分の 1) に相当する。

(1) サイクル計算のケースと仮定

サイクル計算を行う上で以下の仮定をおいた。

1. ファン効率、圧縮器効率は 85% とした。
2. タービン効率は 90% とした。
3. 燃焼効率は 99% とした。
4. 冷却空気量は圧縮器出口流量の 15% とした。
5. 冷却空気は、高压タービンのノズル出口で入る事とした。
6. ノズル効率はコア、バイパスとも 98% とした。
7. バイパスダクトロスは無しとした。
8. インテークは MIL スペックインテークとした

サイクル計算のケースとしては

1. SLS (Sea Level Static) 条件と超音速巡航条件 (マッハ数 2、飛行高度 15 km) の 2 ケースとした。
2. 燃焼器出口温度は 1300℃ から 1750℃ まで 50℃ おきに設定した。
3. OPR は 20 から 50 まで 10 おきに設定した。
4. ファン圧力比 PR_f は 1.414 と 1.732 の 2 ケースとし、直列作動ではそれぞれ 2.0 と 3.0 とした。
5. バイパス比は、並列作動時は直列作動時の倍になるとし、並列作動時のバイパス比として、2、4、6 の 3 ケースを計算した。このとき直列作動時のバイパス比はそれぞれ 1、2、3 とした。

上記の仮定とケース分けにより、従来のデザイン点計算ソフトで SFC (Specific Fuel Consumption) と ISP (比推力) の計算を行った。

当然、SLS 条件では並列作動、超音速巡航時は直列作動とした。

(2) サイクル計算結果

図 5.2.18 に、SLS 条件のファン圧力比 (PRf) 1.4、バイパス比 (BPR) 6 の SFC と ISP (比推力) を示す。SFC は、全体圧力比と温度と共に上昇し約 0.4 程度である。比推力は 30 から 35 で、平均排気速度は 300m/s から 350m/s、ミキサ計算がしてないので、コアの流速は判らないが、通常低騒音デバイスが必要と言われている 400m/s 前半は下回っていると思われる。なお、燃焼器出口温度と共に SFC が上昇しているのは、この程度の OPR では、これほどの高温は必要なく、コアで捨てられる熱量が温度と共に上昇するため、SFC が悪化すると考えられる。

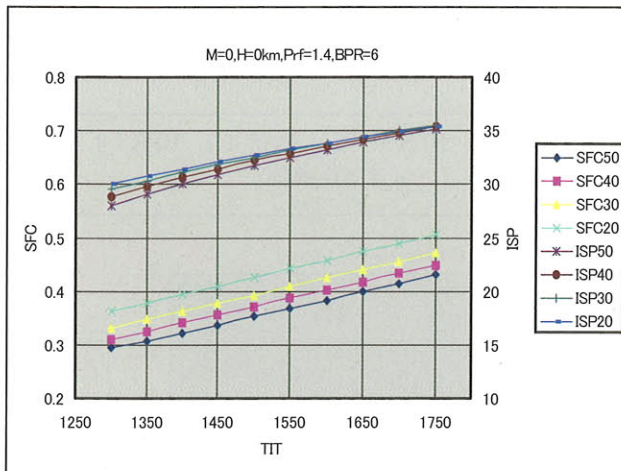


図 5.2.18 SLS 条件、PRf=1.4, BPR=6 (並列作動時)

図 5.2.19 は超音速巡航であるマッハ数 2.0、高度 15 km の時の SFC と ISP である。直列作動条件なので、PRf

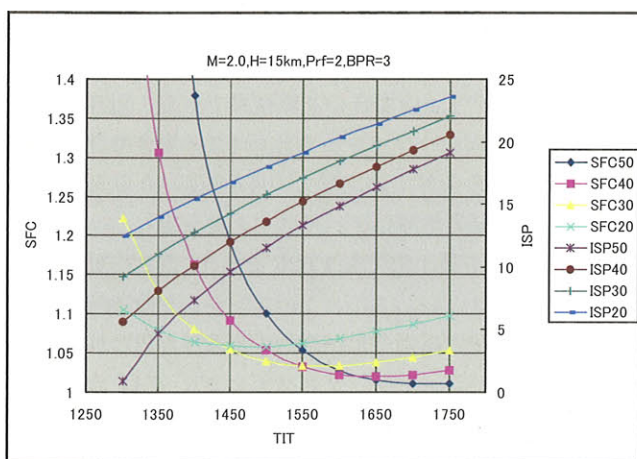


図 5.2.19 超音速巡航条件、(M=2, H=15 km)、Prf=2, BPR=3 (直列作動時)

は 2、バイパス比は 3 である。SFC は、OPR=50 で燃焼温度 1750°C の時が最小となり、殆ど 1.0 になっている。通常の亜音速機の SFC の巡航状態が 0.7 程度である事から、燃費的には十分低い値であると考えられる (高バイパス比のエンジンの SFC は 0.375 から 0.4 程度であるが、これは SLS 条件であって、巡航時の SFC は 0.7 程度になる)。ISP は 20 から 25 程度で、飛行速度より 200m/s から 250m/s 程度早い速度でジェットを噴出しており、旅客機ならばこの程度でも十分な数値ではないかと考えられる。

図 5.2.20 は、ファンの圧力比を 1.7 に上げた場合の SLS の状態である。SFC が 0.36 から 0.38 で、圧力比 1.4 よりは良くなっている。これは、コアの推力が減少しバイパスジェットの推力が大きくなっているからである。そのため、TIT が低い所ではコアの推力が不足して、TIT が下がると計算不能 (コアの出口圧力が大気圧を下回る) になっている。比推力は 32 から 39 程度であり、何とか 400m/s 以下を実現しており、騒音低減デバイスが無くても騒音規制をクリアできる値となっている。

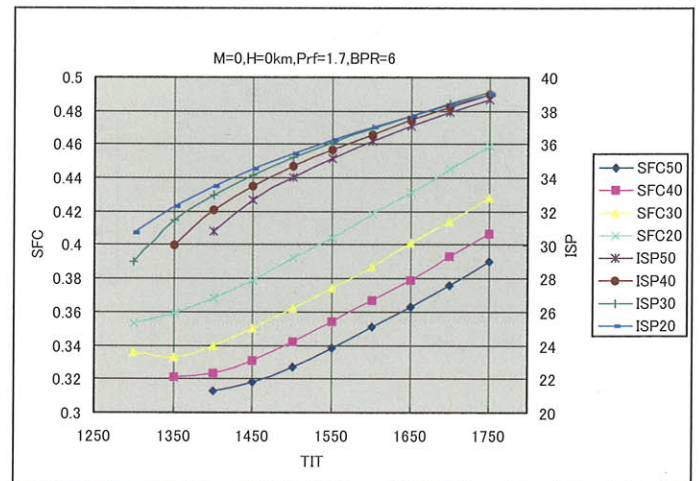


図 5.2.20 SLS 条件、Prf=1.7, BPR=6 (直列作動時)

図 5.2.21 は、その超音速巡航時の計算結果で、ファン圧力比 3、BPR=3 のグラフである。この状態では、比推力は多少上昇しているが、SFC は OPR30 及び 40 で、1750°C の時に 1.03 で最小なり、図 5.2.19 の時より多少悪化している。なお、OPR50 では TIT 1750°C でまだ減少しており、最小値はさらに高温側に存在すると思われる。また SFC は TIT が下がると急速に悪化しており、ファンを駆動するためのエネルギーがファン圧力比 1.4 のものと比べて大きいため、TIT の減少が急速にコアエンジンの推力を低下させ、SFC が悪化していると考えられる。

図 5.2.22 と図 5.2.23 は、直列作動時時のバイパス比が 2、ファン圧力比が 1.4 の場合の SLS 条件と超音速巡

航条件の計算結果で、SLS 状態の比推力は 34 から 41 程度まで増加しており、騒音低減デバイスが無くて済むぎりぎりの排気速度である。また SFC も 0.45 と悪化している。超音速巡航時の SFC は、OPR が 50 で TIT1600℃の時に最小値をとり 1.025 程度である。

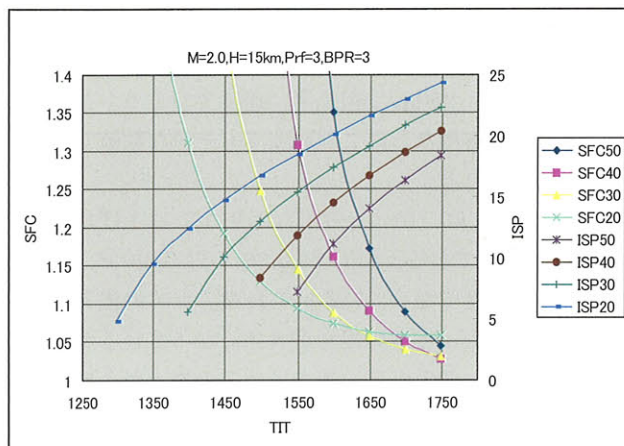


図 5.2.21 超音速飛行条件、Prf=3, BPR=3
(直列作動時)

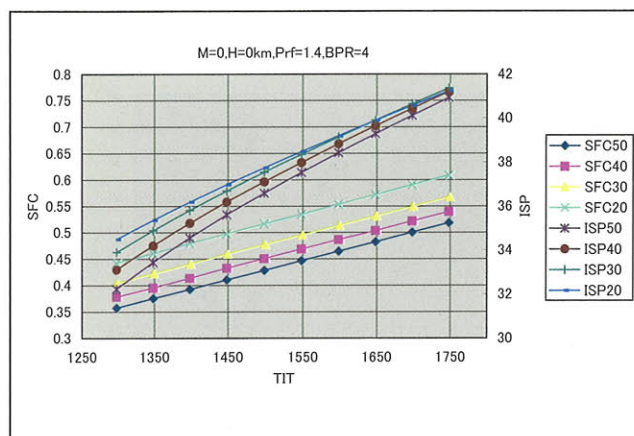


図 5.2.22 SLS 条件、Prf=1.4, BPR=4
(並列作動時)

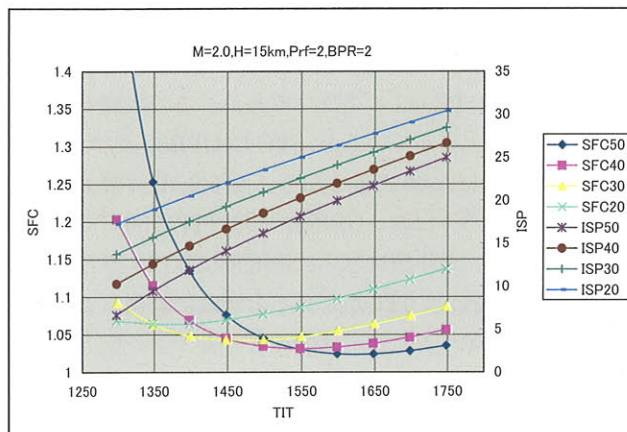


図 5.2.23 超音速巡航条件、Prf=2, BPR=3
(直列作動時)

図 5.2.24 と図 5.2.25 は、同じく直列動作時のバイパス比が 2、ファン圧力比が 1.7 の場合で、SLS 条件で騒音低減化デバイス不要になるのは、TIT1450℃以下であり、その時の超音速飛行条件の SFC は 1.1 から 1.4 以上に急速に悪化している。しかし、超音速巡航時の OPR が 50 の時の値は、TIT1750℃で 1.01 となり、地上での必要推力が TIT1450℃以下のパーシャルロードで満たされる時は使用可能性があり、また、超音速巡航時の比推力を 30 位にできる。

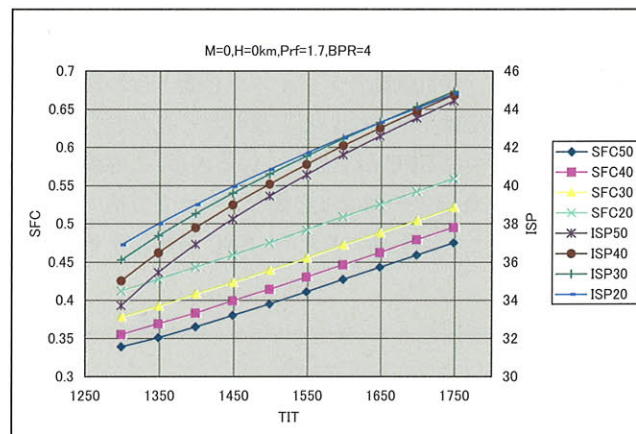


図 5.2.24 SLS 条件、Prf=1.7, BPR=4
(並列作動時)

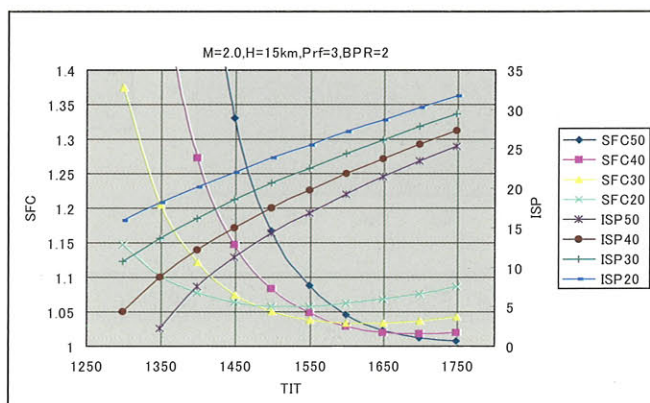


図 5.2.25 超音速巡航条件、Prf=3, BPR=2
(直列作動時)

図 5.2.26 と図 5.2.27 は直列動作時のバイパス比が 1、ファン圧力比が 1.4 の場合の計算結果である。図 5.2.28 と図 5.2.29 は同じくファン圧力比が 1.7 の場合の計算結果である。SLS 条件での比推力の最小値が 40 以上であり、離陸時の騒音低減化デバイスが必要な値となっている。また SFC も最小値でも 1.025 であり、直列作動時のバイパス比は 2 ないし 3 が、このエンジンで離陸時の低騒音化と巡航時の高効率化が両立する条件と思われる。

これまでのパラメトリックスタディより、FAF エンジンが最も性能が高くなると思われる直列動作時のバイパス比が 3、ファン圧力比 1.4 の時について、可変機構が無い場合の SLS 条件と超音速巡航時の SFC と ISP を図

5.2.30 と図 5.2.31 に示す。図 5.2.30 に示すように、バイパス圧力比 1.4 でバイパス比 6 のままで超音速巡航した場合、SFC は 1.075 程度の悪化にとどまるが、比推力は 12 程度でありこ、グロス推力わずかの变化がネット推力に大きく影響するため、飛行を安定するには低すぎるとされる。

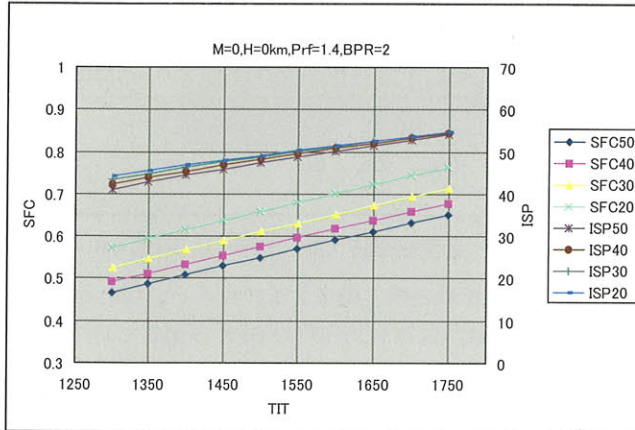


図 5.2.26 SLS 条件, $Prf=1.4$, $BPR=2$
(並列作動時)

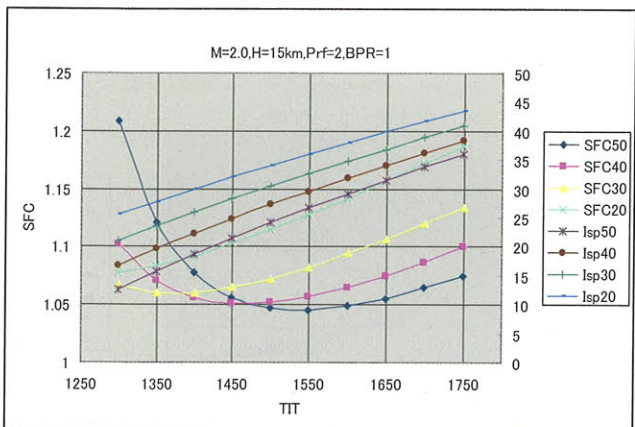


図 5.2.27 超音速巡航条件, $Prf=2$, $BPR=1$
(直列作動時)

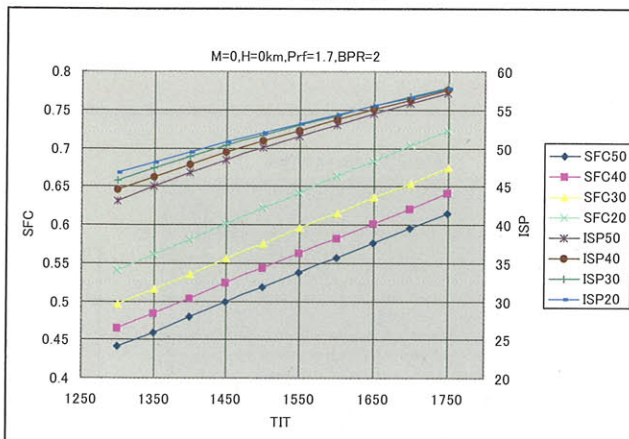


図 5.2.28 SLS 条件 $Prf=1.7$, $BPR=2$
(並列作動時)

図 5.2.31 は SLS 条件でのファン圧力比 2 でバイパス比 3 の時の SFC と比推力であるが、比推力は騒音低減

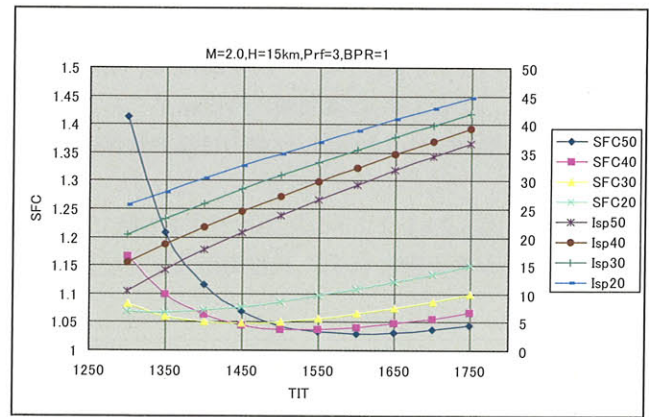


図 5.2.29 超音速巡航条件 $Prf=3$, $BPR=1$
(直接作動時)

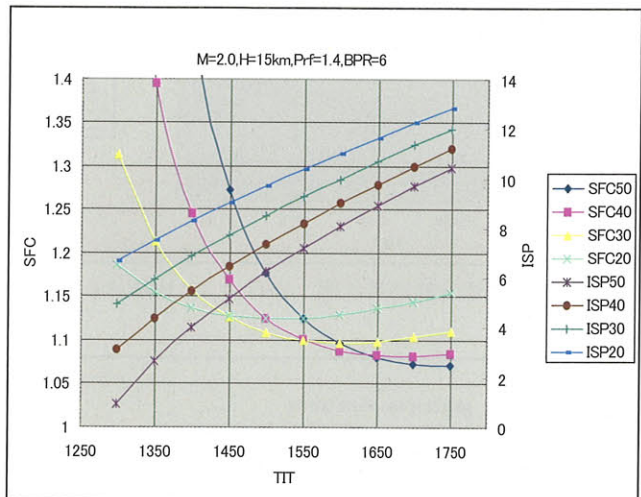


図 5.2.30 著音速巡航状態 $Prf=1.4$, $BPR=6$
(並列作動時)

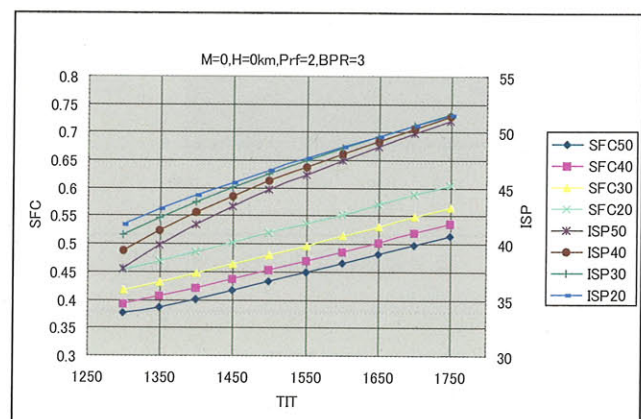


図 5.2.31 超音速巡航状態 $Prf=2.0$, $BPR=3$
(直列作動時)

デバイスが不要な 40 以下となるのは TIT1350℃で OPR が 50 の時のみである。よって、FAF エンジンによる可変サイクルによって、巡航時 SFC を 1.01 以下でかつ、SLS 条件での騒音低減化デバイスなしで、規制値をクリアできる事が判る。

なお、亜音速巡航時として、ファン圧力比 1.4 と 1.7、直列作動時のバイパス比が 3 の時のマッハ数 0.85、高度

9000m の時の SFC と比推力を求めた。図 5.2.32 と図 5.2.33 はファン圧力比 1.4 の時で、図 5.2.32 は、並列動作時の結果で、図 5.2.33 は直列動作時の結果である。SFC は並列動作の時の小さいが、比推力は直列動作の方が大きくなる。

図 5.2.34 と図 5.2.35 はファン圧力比が 1.7 の時で、結果的には SFC が多少悪化するが、比推力が大きくなる事が判る。

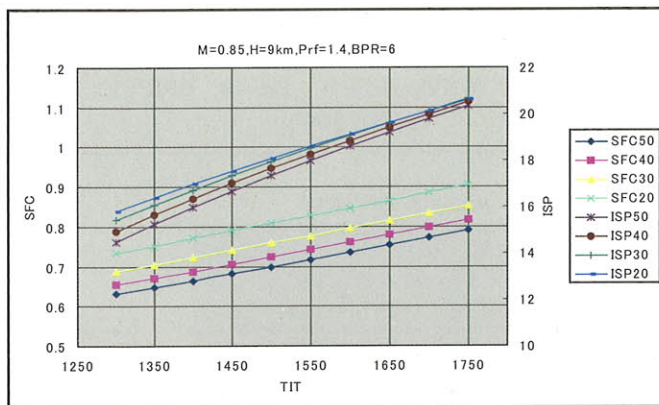


図 5.2.32 亜音速巡航状態 Prf=1.4, BPR=6

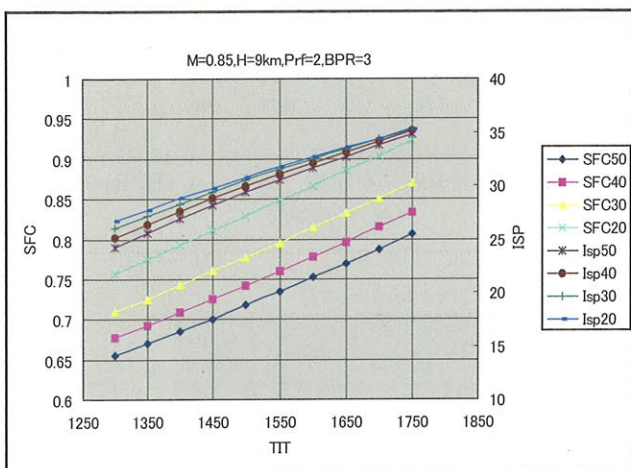


図 5.2.33 亜音速巡航状態 Prf=2, BPR=3

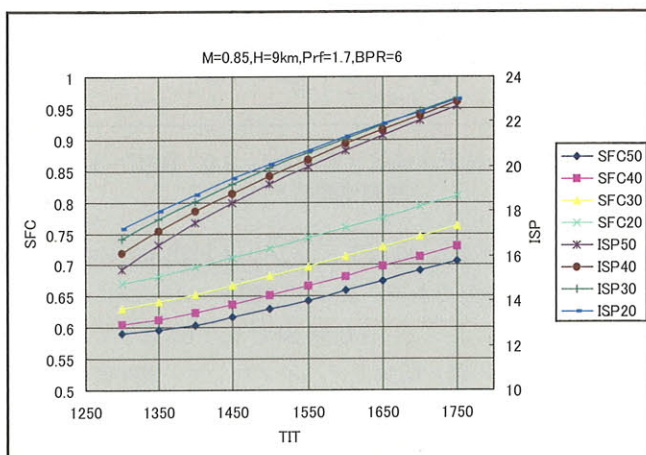


図 5.2.34 亜音速巡航状態 Prf=1.7, BPR=6

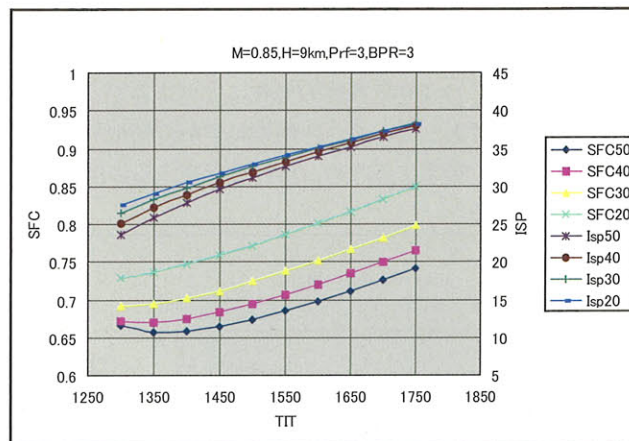


図 5.2.35 亜音速巡航状態 Prf=3, BPR=3

一般の亜音速航空機の固定サイクルエンジンを考えれば、亜音速巡航時は並列動作時の SFC が適しており、比推力が足りない場合はファン圧力比を 1.7 とすれば良いと思われる。

なお、この計算ではミキサーの無い状態でのサイクル計算のため、ファン圧力比 1.4 で直列動作時バイパス比 3 の時のコア流の比推力とバイパス流の比推力を図

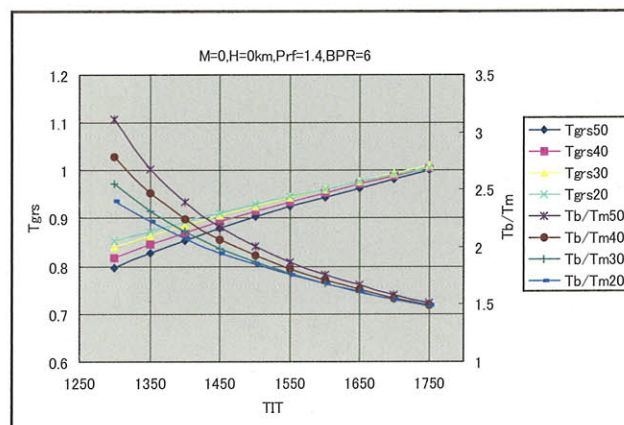


図 5.2.36 SLS 条件 Prf=1.4, BPR=6 (直列動作時) グロス推力 (ORP50 基準) と、バイパスとコアの推力比

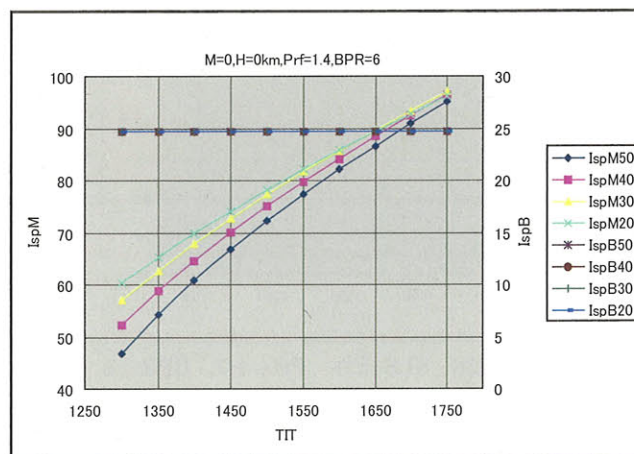


図 5.2.37 SLS 条件 Prf=1.4, BPR=6 (並列動作時)

5.2.36 から 5.2.39 に示す。超音速巡航時でも、FAF エンジンの直列ファン圧力比 2 があれば、バイパス流の比推力が、エンジン入口空気流の比推力より 12 程度高く、排気ガス速度が飛行速度より 120m/s 位高速である事が判る。コア流は OPR50 と 40 では、TIT1450℃より低いと入口空気の比推力を下回っており、コア流は TIT が低い状態では推力ではなくドラッグを出している事が判る。

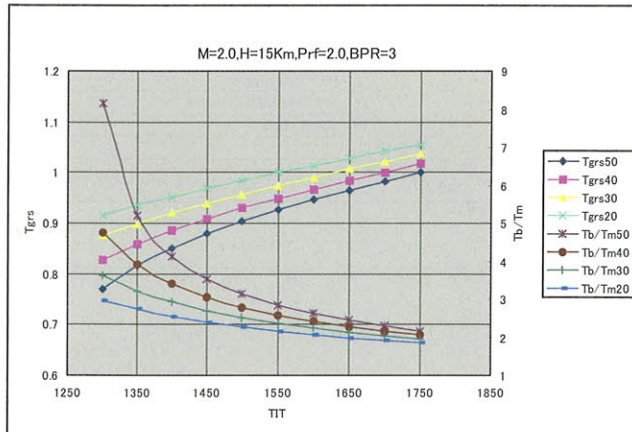


図 5.2.38 超音速巡航時のグロス推力とコア推力とバイパス推力の比

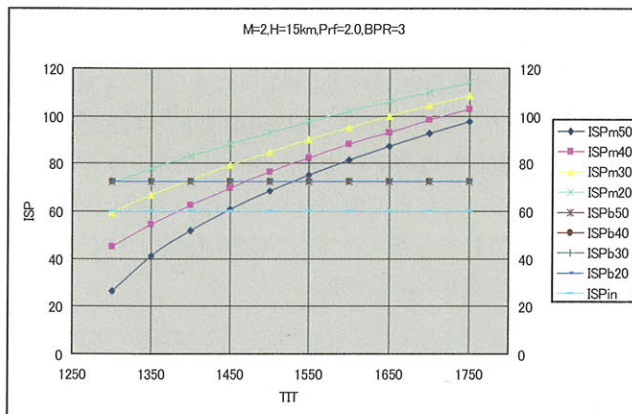


図 5.2.39 超音速巡航時のコアの ISP とバイパスの ISP

5.2.7 まとめ

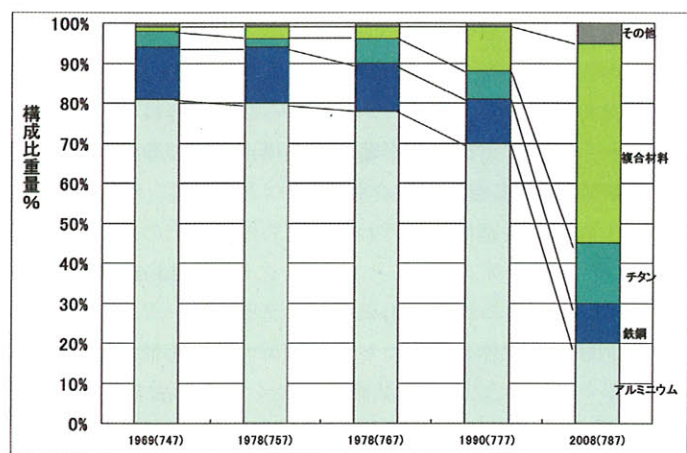
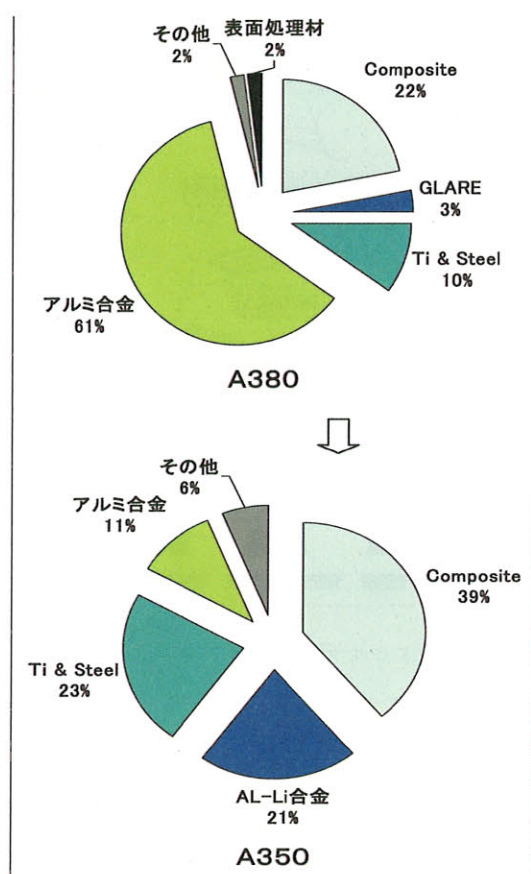
今回は、世界でこれまで発表されてきた可変サイクルエンジンと、小生が考えた新型超音速機用エンジンの概略を示した。小生の新型超音速機用エンジンの提案で一貫している事は、少なくとも小手先の可変サイクルではなく、バイパス比をダイナミックに変化させる事により、離着陸時の騒音は基本的にエンジン自体で十分減少させる事と、超音速巡航時にもバイパスジェットが十分な推力(比推力)が出せるように、離陸時と巡航時のファンの流量と圧力比を共に変化させる事であり、現在まで総ての案は、2つのファンを直列、並列に切り替える事により、それを実現させるものであった。その結果、現在たどり着いたエンジンが FAF エンジンであるが、このエ

ンジンのバイパスダクトのアレンジは、一例に過ぎず、バイパスダクトを左右に分けずに片側のみによれて、前後のダクトを回転させる事によって、二つのエンジンをコンコルドの様に並べて設置することも可能であるし、機体や翼とのインテグレーションを考察すれば、エンジンのみでなく、機体も含めて新しい形の超音速旅客機が実現できると考えている。

また、FAF エンジンのパラメトリックスタディより、直列作動時のバイパス比が 3 で、ファン圧力比 1.4 及び 1.7 の時が低騒音デバイス無しで超音速巡航が可能となる排気速度をまで低減可能でかつ超音速巡航時の比推力も 20 以上を確保できる FAF エンジンとなる事が判った。

議論：新型超音速エンジンの提案

- ・ 新超音速機用エンジンの提案では、ギアスライド・ファン・エンジン、エレクトリック・フレキシブルファン・エンジンなどを提案しているが、電動ファンの周状のリニアモーターが新原理として興味深い。
- ・ このモーターの特徴はコンデンサに蓄えた電気エネルギーを一気に流せるかどうかのポイント。
- ・ ファンをヘリコプタのブレードのように折り畳んで収納しておき、回転の遠心力で展帳するようにするのはどうか。→ ヘリとは回転数が違うため困難か。
- ・ 電気駆動のメリットは、圧縮機とファンの回転数が分離できるため、非設計点での高効率になることあるが、重量に課題があり、バイパス比 10 以上の駆動ギアと比較してどうかということ。
- ・ MIT・ケンブリッジ大学の「サイレント・エアクラフト・イニシアチブ」がギアドファンのアイデアを出しているが可能か。→ギアでファンを回すだけであれば、軽いギアが出来るのかどうか課題。
- ・ さらに、エンジンを機体上面に搭載することで遮音効果を期待している。

図 6.1.3 ボーイング民間機機体構造材料の推移^[4]図 6.1.4 エアバス社にみる民間旅客機機体構造材料の推移^[4]

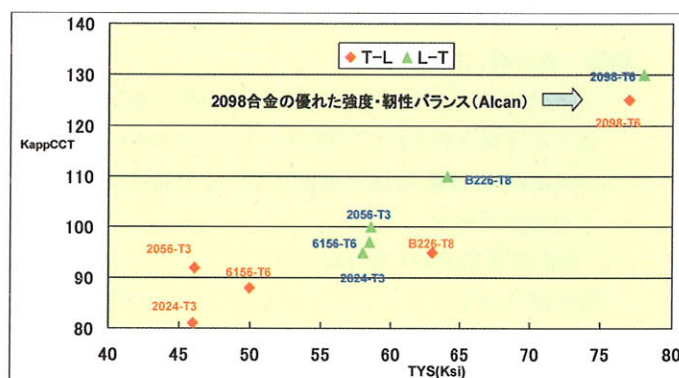
ではほぼ固まりつつある。

優れた耐疲労特性、耐腐食性など軽量化以外の複合材使用のさらなる優位性も、B787では客室与圧圧力上昇、湿度上昇、客室窓の拡大などに積極的に使用しており、軽量化を多少犠牲にしても、作動応力を低めに設定して飛行荷重による剥離進展を無くし、疲労亀裂発生進展、腐食などの無いことと相俟って保守点検を容易にするなど、ライフ・サイクル・コストの面からの優位性を生かす方向にさらに進むと考えられる。

ボーイングとエアバスで大きく異なった Al-Li 材の使用に関しては、もともと 1980 年代に Al-Li 合金のカムバックを狙った英 ALCAN、仏 Pechiney などヨーロッパ勢がその後またゆめめ開発を続け、Al-Li 合金の大きな欠点であった破壊靱性を改良した結果と思われるが(図 6.1.5)、かつて通常 Al 合金の 3 倍の材料コストがその後どう推移したのかが明確ではない(2006 年 7 月構造強度に関する講演会会場でのエアバス社 Mr. Bruno Beral との立ち話では現状約 2 倍とのこと)。摩擦撹拌接合(Friction Stir Welding: FSW)などを用いることが可能であるから、今後トータルコスト低減の工夫の余地はありそうである。

表 6.1.1 先進機体材料の使用部位^[4]

構成区分	構成部	機種名			
		B777	B787	A380	A350
胴体	外板[上部・下部] (フロアー・ビーム上部・下部)	AL合金 (CFRP)	CFRP (CFRP)	[GLARE・AL合金] (CFRP・AL-Li合金)	[AL-Li合金] (AL合金・CFRP)
	主翼	AL合金	CFRP	AL合金	CFRP
主翼	中央翼	AL合金	CFRP	CFRP	CFRP
	尾翼	CFRP	CFRP	CFRP	CFRP
尾翼	垂直尾翼 (前縁)	CFRP	CFRP (AL合金)	CFRP	CFRP
	水平尾翼 (前縁)	CFRP	CFRP (AL合金)	CFRP	CFRP

図 6.1.5 胴体外板用アルミニウム合金のまとめ^[4]

(4) JAXA に求められる役割

JAXA として将来プロジェクトを立ち上げ、それに必要な要素研究を発掘して行くに当たって、特に複合材料・構造・製造法の三位一体の研究は必要不可欠のものであり、企業から必要とされるところを見極めて研究を実施して行かねばならない。

企業としては、現在の構造様式・製造法の洗練(多くは品質向上とコストダウン)に手一杯で、新しい構造法、製造法、その組み合わせによって得られる品質の見極め

には十分な人手と時間をかけられないのが実情である。

その点では、現在行っている VaRTM などは JAXA にふさわしい研究であろう。その際注意すべきは、製造に関しても所内で手がけてみることである。これにより、製造のノウハウが所内に残り、企業への技術移転も十分に出来ることになる。一旦基礎技術が確立した暁には、そのコスト低減は各社に任せればよい。

また、複合材料強度データ取得の方法確立は企業ベースで出来るものではなく、これも JAXA の役目であり、すでに JAXA 基準がほぼ確定している。設計許容値を決めるためのデータの取得も、今後国産機が本格的に立ち上がれば、JAXA の協力が大いに期待されよう。

<参考文献>

- [1] 航空宇宙構造の軽量化、日本機械学会誌、第 96 巻、第 893 号、pp.285-289、1993 年
(平岡康一)、日本機械学会、東京
- [2] 「新素材便覧 1993 年版」第 5 章 航空機、pp. 1314-1354、1993
(平岡康一)、通産資料調査会、東京
- [3] 「先進複合材料工学」第 12 章 航空機・ロケット構造への適用の事例、pp.170、2005 年
(邊吾一・石川隆司 共編著) 培風館、東京
- [4] 「航空と宇宙」第 627 号、航空機用構造材料技術の進歩 (その 1)、pp.11-20、2006 年 3 月
(天野孝一)、日本航空宇宙工業会

議論：複合材、構造

- ・ 心配なのは現在使用中の HW 特性の悪い樹脂を改良すると言うがそれが可能かどうか、今の樹脂をベースにして HW 特性を改良していくと特性が変わる可能性がある。
- ・ MJ 機用 VaRTM 複合材はプリフォームの上に高靱性複合材用プリプレグと同じモノマーの粒を振りかけており、これでプリフォーム形成時加熱圧着し、形態安定性を得ている。また、樹脂は高靱性プリプレグ用と同じもので、粒子との組み合わせで高靱性 VaRTM 複合材としている。繊維のトウを今までの 3000 本より 24000 本に太くし、プライ効率を上げている。樹脂浸透時の流れをよくするために、所々で縦のトウを抜いている。
- ・ JAXA の VaRTM は自動化によって毎回同一品種の物ができるようにしなければならない。

6.2 複合材料の MIL 標準について

(平岡 康一)

6.2.1 複合構造材開発に必要な試験作業

複合材構造開発においては、繊維と樹脂、さらに製造法の組み合わせで構造の性能が決まる。そのため、殆ど開発毎に材料のスクリーニングから設計許容値の決定、これらに及ぼす環境の影響、主要構造要素の静強度、損傷許容性(損傷進展と残存強度)、などを精度、時間、コストの面で最適化して行わねばならない。そのためには一般にビルディング・ブロック法 (Building Block Method) と言われる、出来るだけ簡単なクーポンレベルの試験の供試体数を多くして、解析の助けを借りつつ上位レベルの大型構造の試験を少なくする方法をとる(図 6.2.1 参照)。これらの要求は MIL-HDBK-17/F に規定されている。そのうちのクーポンレベル供試体数についての要求を図 6.2.2 に示す。

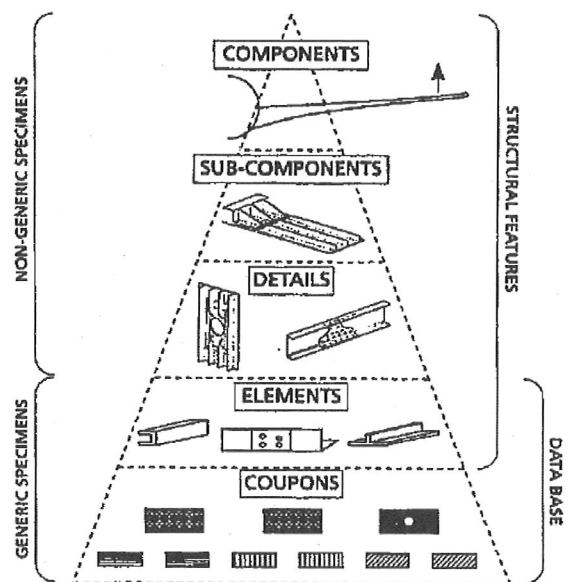


図 6.2.1 ビルディング・ブロック法^[1]

TABLE 1.4.2(c) MIL-HDBK-17 data classes and minimum sampling requirements.

Designation	Symbol	Description	Minimum Requirements	
			Number of Batches	Number of Specimens
A75	A	A-basis – Robust Sampling	10	75
A55	a	A-basis – Reduced Sampling	5	55
B30	B	B-Basis – Robust Sampling	5	30
B18	b	B-Basis – Reduced Sampling	3	18
M	M	Mean	3	18
I	I	Interim	3	15
S	S	Screening	1	5

図 6.2.2 クーポンレベル供試体数の要求^[2]

6.2.2 MIL 標準利用の限界と JAXA の役割

MIL-HDBK-17/F は Vol. 1 (F1) から Vol. 3 (F3) まであり、そのうち Vol. 1 主として材料レベルの特性取

得法その他について詳細に解説し、Vol. 2 は材料データを集めてある。圧巻は Vol. 3 で、693 頁に上る大冊に複合材の基礎から設計、T/C 取得に至るまでの技術解説を網羅しており、他のいかなる参考書も及ばない内容となっている。

現在 JAXA は MJ 機のために、VaRTM(Vacuum Assisted Resin Transform Molding)による構造様式で T/C を取得する方法について、国交省航空局から委託研究を受けて作業中であるが、基本的にはこの Vol. 3 を参考に、VaRTM に特徴的な部分を考慮すれば対応できるものと考えられる。しかしながら、材料データを集積している Vol. 2 では、そこに要求されている取得すべきデータ数を満たすデータは記載されておらず(図 6.2.3、4 参照)、T/C 取得のためには結局は必要な試験を全て行わねばならない。

プリプレグとオートクレーブによる複合材成型方法は、現状の高靱性複合材(例えば B787 用の T800H/3900-2 など)についてもすでにそのプロセススペックがボーイング社などでできあがっており、後は上記のビルディング・ブロック法に則り、試験を行っていけばよく、これを使用するならば、JAXA の役割は、ビルディング・ブロックの下から 2 段目まで、即ち、図 6.2.1 でデータベースとされている共用部分のデータ取得・解析、設計許容値設定と保守であろうと考えられる。しかしこの場合でも、上述の理由で、プロジェクトにおいて最初からデータを取得せねばならない。

これに対し、新プロセスである VaRTM の場合は、メーカーにより品質が保証されるプリプレグと違い、製造会社における複合材製造プロセスが後の品質をプリプレグ法よりもより大きく左右するため、JAXA においてまずプロセススペックを設定しなければならない。樹脂をプリフォーム内部に輸送する VaRTM では、大きいほど品質管理が困難なので、ほぼ実大の供試体(6m)を作製し、各部の特性を試験して充分ばらつきを抑えられるプロセススペックを策定し、その後データベース用の試験を実施することになる。このスペック策定に、MIL-HDBK-17/F3 をフルに利用することが出来る。

<参考文献>

- [1] 邊 吾一、石川隆司 共編著、先進複合材料工学 培風館、2005
- [2] Composite Materials Handbook, MIL-HDBK-17F, US DoD, 2002

議論：複合材 MIL 基準

- ・ プロセススペックはビルディングブロック法の裏に隠れていると言う事であり、その順序が違ったら

大変な事になる。

- ・ 現在は VaRTM は外注に出しており、製造のノウハウは外注先に残り JAXA には残らない。複合材技術は製造技術と不可分のところがあり、研究所としてフォローが必要ではないか。
- ・ 日本の産業としては複合材が増えた方が有利と考えられる、大切な戦略ではないか。
- ・ メーカーが何か使おうとすれば MIL ハンドブックのようなデータベースと設計基準が出来ていなければならない。TC 承認も出来ない。それを作るのが JAXA だ。

* ALL DOCUMENTATION PRESENTLY REQUIRED WERE NOT SUPPLIED FOR THIS MATERIAL.

MATERIAL:		AS4 3k/3501-6 plain weave fabric				<div>Table 4.2.14(a) C/Ep 193-PW AS4/3501-6 Tension, 1-axis [0]_t₈ 75/A, -65/A, 200/A Screening</div>		
RESIN CONTENT:	38 wt%	COMP: DENSITY:	1.56 g/cm ³					
FIBER VOLUME:	53-54 %	VOID CONTENT:						
PLY THICKNESS:	0.0074-0.0080 in.							
TEST METHOD:		MODULUS CALCULATION:						
ASTM D 3039-76								
NORMALIZED BY:		Specimen thickness and batch fiber volume to 57% (0.0074 in. CPT)						
Temperature (°F)		75 ambient		-65 ambient		200 ambient		
Moisture Content (%)								
Equilibrium at T, RH								
Source Code		26		26		26		
		Normalized	Measured	Normalized	Measured	Normalized	Measured	
F ₁ ^{tu} (ksi)	Mean	124	117	112	105	126	119	
	Minimum	117	111	103	98.1	116	108	
	Maximum	133	124	120	112	133	126	
	C.V.(%)	4.18	3.56	4.63	4.00	4.79	5.88	
	B-value	(2)	(2)	(2)	(2)	(2)	(2)	
	Distribution	Normal	Normal	Normal	Normal	Normal	Normal	
	C ₁	124	117	112	105	126	119	
	C ₂	5.17	4.15	5.17	4.21	6.05	7.00	
	No. Specimens	9		9		9		
	No. Batches	3		3		3		
Data Class		Screening		Screening		Screening		
E ₁ ^t (Msi)	Mean	9.8	9.2	10.5	9.9	10.1	9.5	
	Minimum	9.4	8.8	9.7	9.1	7.1	6.7	
	Maximum	10.2	9.5	11.1	10.4	10.7	10.1	
	C.V.(%)	3.0	2.5	4.6	4.2	11	11	
	No. Specimens	9		9		9		
	No. Batches	3		3		3		
	Data Class		Screening		Screening		Screening	
	Mean							
	No. Specimens							
	No. Batches							
Data Class								
ν ₁₂ ^t								
ε ₁ ^{tu} (με)	Mean							
	Minimum							
	Maximum							
	C.V.(%)							
	B-value							
	Distribution							
	C ₁							
	C ₂							
	No. Specimens							
	No. Batches							
Data Class								

(1) Basis values are presented only for A and B data classes.

第 6.2.3 図 AS-4/3501-2(第 1 世代 CF/Ep)の一方方向材引張強度データ ¹⁾

4.2.34 800HB 12k/3900-2 unidirectional tape

MATERIAL: 800H 12k/3900-2 unidirectional tape						C/Ep 800HB/3900-2 Summary	
FORM: Toray P2302-19 unidirectional tape prepreg							
FIBER: Toray T800HB 12k, 3 tows/inch, sizing H, no twist		MATRIX: Toray 3900-2					
T _g (dry): 330°F		T _g (wet): 230°F		T _g METHOD: ASTM E 1545 (TMA)			
PROCESSING: Autoclave cure: 350°F, 85 psi, 3°F/minute ramp rate, 2 hours							

Date of fiber manufacture	7/97	Date of testing	1/99-7/99
Date of resin manufacture	7/97	Date of data submittal	12/99
Date of prepreg manufacture	12/97	Date of analysis	1/00
Date of composite manufacture	12/97		

LAMINA PROPERTY SUMMARY

	75/A		-67/A	180/W				
Tension, 1-axis								
Tension, 2-axis								
Tension, 3-axis								
Compression, 1-axis								
Compression, 2-axis								
Compression, 3-axis								
Shear, 12-plane								
Shear, 23-plane	SS--		SS--	SS--				
Shear, 13-plane	SS--		SS--	SS--				
SB Strength, 31-plane	S---		S---	S---				

第 6.2.4 図 T800HB/3900-2(高靱性 CF/Ep 複合材)のデータ概要¹⁾

6.3 炭素繊維／エポキシ樹脂複合材の耐熱性について

(平岡 康一)

6.3.1 樹脂系複合材の耐熱強度を決めるもの

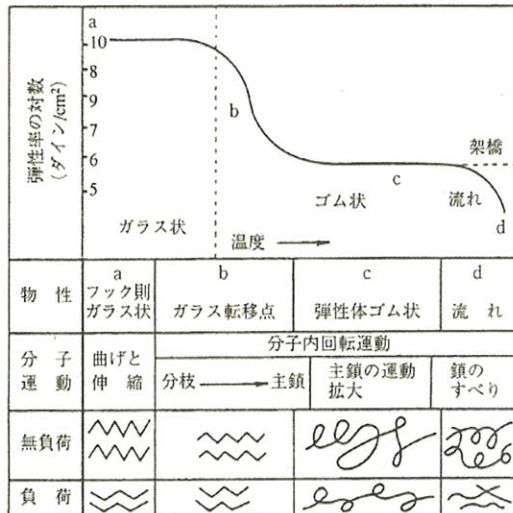
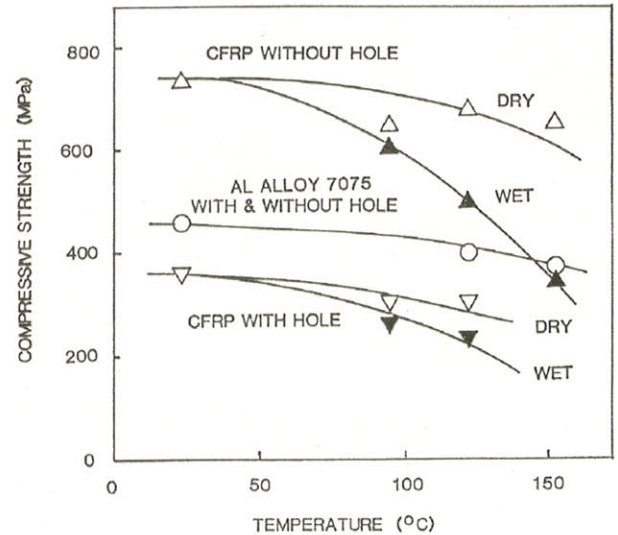
樹脂系複合材の耐熱強度は、繊維を支える樹脂の温度特性で決まる。その温度特性は、樹脂のガラス遷移温度(Glass Transition Temperature :T_g)がパラメタである。ガラス遷移温度とは、その温度より高温で樹脂がガラス様の脆性体からゴム状の弾性体になる温度を言う(厳密にはガラス状からゴム状に変化する温度巾があって、温度巾の中間温度、あるいはガラス状の最高温度を指すことが多い)。この時、第 6-3-1 図¹⁾の様に弾性率が激減するので、これに関連する圧縮強度などが大幅に低下し、

複合材として成り立たなくなる。

エポキシ樹脂の T_g は第 6-3-1 表²⁾の様に 200℃近辺であり、使用温度範囲は-40℃～150℃といわれる³⁾。

6.3.2 炭素繊維／エポキシ樹脂(CF/Ep)の温度特性

エポキシ樹脂の使用範囲の高温側が 150℃といっても、複合材としては高温になると強度低下が起こり、重量ペナルティが生ずることになる。CF/Ep の圧縮側許容歪みは高温高湿時(Hot Wet)の有孔圧縮 OHC(Open Hole Compression) または衝撃損傷後圧縮強度 CAI(Compression after Impact)で決まる。CAI の温度特性は余り見あたらないが、特性上高温で脆性が低下す

第 6.3.1 図 Tg の説明^[1]第 6.3.2 図 CF/E_p の温度特性^[3]

特性	単位	エポキシ			ポリイミド	PMR
		LM	IMHS	HM		
密度、 ρ_m	kg/m ³	1 280	1 220	1 250	1 220	1 220
引張弾性率、 E_m	GPa	2.2	3.4	5.2	3.4	3.2
せん断弾性率、 G_m	GPa	—	—	—	—	—
ポアソン比、 ν_m		0.43	0.35	0.35	0.35	0.36
線膨張係数、 α_m	10 ⁻⁶ /°C	100	65	70	35	50
線膨潤計数、 β_m	1/%M	0.33	0.33	0.33	0.33	0.33
引張強度、 F_m	MPa	55	100	140	100	55
圧縮強度、 F'_m	MPa	100	240	340	200	110
せん断強度、 S'_m	MPa	55	90	100	90	55
ガラス遷移温度	°C	175	215	215	370	370

LM: 低弾性、IMHS: 中弾性高強度、HM: 高弾性

%M: 重量水分パーセント

 $G_m = E_m / \{2(1 + \nu_m)\}$ 第 6.3.1 表 代表的なマトリックス樹脂の特性^[2]

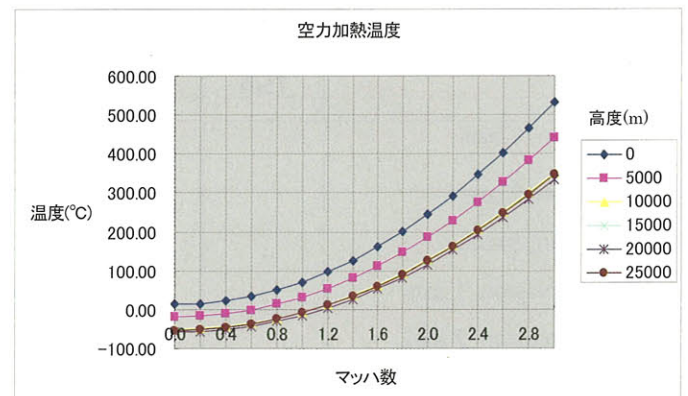
る分 CAI の低下は少ないと思われる。一方 OHC は、第 6-3-2 図 4) の様に 100°C で 70% 程度、150°C で 50% 程度に低下する。従って重量低減分の減少とのトレードで使用温度を決めることになるが、常温での 70% の強度であれば、充分使用することは出来よう。

6.3.3 CF/E_p の使用可能範囲

CF/E_p が 100°C まで使用できると考えると、高度～マッハ数の激み点温度の第 6-3-3 図を参考にし、ほぼマッハ 1.8 まで使用可能と考えられる。

<参考文献>

- 1] 早川 浄 監修、プラスチック諸材料の長期耐久特性、アイピーシー、2004
- 2] 影山和郎、複合材料入門
<http://www.gisolab.t.u-tokyo.ac.jp/research/com>



第 6.3.3 図 空力加熱温度 (高度～マッハ数での激み点温度)

posite-initiation.html

- 3] 赤木ほか、新航空工学講座 4 航空機材料、pp.138、(社)日本航空技術協会 1989
- 4] 松井醇一、先進複合材料の現況、先端技術の軍事利用に関する研修会 講演資料(II)、(社)日本防衛装備工業会、1989

6.4 今後の航空機開発に向けた経年機体研究

(YS-11 を対象として) (薄 一平)

6.4.1 目的

日本で開発され、40 年近くも国内エアラインで運行されてきた YS-11 型航空機が、2006 年 9 月に退役した。

主に機体構造の設計・開発ならびに整備・管理技術に関する調査研究を JAXA をはじめ、国内産官学の連携により進める。

経年航空機の安全対策に役立てるとともに、今後の航空機開発に必要な基礎データを取得する。

6.4.2 背景

昭和 37 年 (1962 年) 8 月 30 日朝、名古屋空港で初飛行を行なった YS-11 型飛行機は、合計 182 機が生産され、40 年を過ぎた現在でも国外で 70 機近くが飛行している。

しかし、日本では航空法の改正により今後の航空機には空中衝突防止装置 (TCAS) の搭載が義務付けられたため、国内でのエアラインでの YS-11 型飛行機の運用は 2006 年 9 月を持って終了することとなった。

これらの機体はいずれも High-Time 機で最長の機体の総飛行時間は 71,000 時間を超えている。40 年近く事故を起こすことなく、黙々と飛び続けた機体、かつ、その全期間に渡って整備点検記録が国内にある機体は我が国の航空界にとって極めて貴重な財産であり、研究の宝庫でもある。現在の航空機の安全性研究ならびに今後の航空機開発に必須のデータが得られる事に疑いは無い。

産官学の協力により設計データ、開発試験データ、運用データの調査分析を行い、今後の、航空機開発のレベルアップに資する様その活用を進める必要がある。

6.4.3 機体入手概要について

比較的若い機体 (JA8788 57,000TFHS) (図 6.4.1) を取得し、当初の MJ 機に必要な尾翼だけを入手する計画を、エンジンと脚を除く全機の入手に変更し、分解調査を含めて経年航空機の研究を構築する。当面の保管場所は建築中の調布分室 C6 号館 (高さ 10m × 奥行 30m × 幅 14m) (図 6.4.2) に主翼、尾翼を取り外し胴体 4 分割で保管。

- ・ 当初検討した最長機体 (JA8717:71,000TFHS) については海外にて活用されることとなったため現時点では凍結。
- ・ 航空局が検査機として運用してきた同型機のうち、JA8720 機体は国内でのみ運用され、民間機と比べると総飛行時間が極めて少なく (およそ 2 万 2 千時間) 機体損傷も軽微と考えられ、比較データ (リファレンス・データ) 取得のために入手検討中。



図 6.4.1 JA8788 (鹿児島空港)



図 6.4.2 調査分室構造 C6 号館
(竣工：9 月 30 日)

6.4.4 調査研究の意義と必要性

以下の条件の揃っている貴重な事例として、実証的な調査研究を展開することにより、わが国において独自の系統的かつ詳細な機体構造データを共有でき、今後の航空機開発と運行安全向上に役立つものと考えている。

- ・ 機体の入手が可能であること
- ・ 設計、開発、製造に関する資料、データが国内に保管されていること
- ・ 基本設計、型式証明取得、耐空性審査に関するデータが基本的に取得可能であること

- ・ 各機体の全運用履歴、整備点検履歴が国内に残されていること
- ・ SIPに関する大規模な研究成果が資料として利用可能であること

SIP:Supplemental Inspection Program,

6.4.5 調査研究計画の概要

(1) 経年機研究課題

図 6.4.3 に示されている箇所は、25 年前に YS-11 がそれまでの設計思想から、損傷許容設計を適用するための大規模な調査研究を行った場所を示している。クリティカル箇所 159、さらに必要な点検箇所 78 が選ばれたと云う経緯がある。昭和 57 年当時 FEM 解析を行い、運航形態を風漬しに調査を行なった。尾部と胴体の継ぎ目や主翼と中央翼との継ぎ目、アクセスドア、カーゴドアの周りなど危険箇所が細かく挙げられており、それに付随する試験も行われて損傷許容設計に必要な点検間隔などが詳細に決められた。調査点検記録は現在も MHI にアーカイブとして残っている。また当時の関係者にも協力を依頼し、技術情報を集める計画。飛行ログ、運航記録も一緒に届くのでこの整理から研究が始まる。

① 開発・運用履歴調査

(a) YS#02 全機疲労試験結果調査

YS#02 号機疲労試験、および YS-11A 型機主翼疲労試験を調査し、き裂発生状況を整理する。

(b) 開発時に想定した危険部位の評価

開発時の種々の試験結果、SID 対象部位、目視点検が困難な部位（尾翼取り付け部、中後胴結合部）を分析し、分解検査に必要な危険部位を特定する。

SID:Supplemental Inspection Document

(c) 運用中の点検による疲労き裂の探知、腐食の発生状況調査、機体による差異把握

運用中の定期点検検査で発見された亀裂や腐食、損傷状況の調査、修理後の挙動についての調査

② 実機調査研究

(a) 機体外観調査：修理の確認、非破壊検査等

(b) 機体分解調査：腐食、疲労亀裂、疲労損傷

(c) 振動試験・残存強度試験：部分構造による構造減衰パラメータ計測、残存疲労過程

③ 新技術研究

(a) 損傷許容設計導入による軽量化効果

(b) 最新NDI（非破壊検査技術）技術の有効性

(c) 新素材・新工作法による構造軽量化評価：複合材への置き換え、FSW、LBW 導入効果、チタン複

合材

(d) 衝撃吸収構造様式の適用：構造変更

6.4.6 検討事項

(1) 調査研究体制

- ・ 機体メーカーとの連携：MHI
- ・ エアラインとの連携：JAL
- ・ 国土交通省：
- ・ 経済産業省：
- ・ 大学・高専への研究委託(コントラクト)
- ・ 外部有識者による評価委員会
- ・ FAA との連携

(2) リファレンス機（Low-Time 機）入手の検討劣化の進んでいない機体入手の必要性

- ・ 経年劣化に対する基準データ
- ・ 新技術研究供試体
 - 複合材尾翼構造評価
 - 胴体落下衝撃試験
 - 後部圧力隔壁評価試験
- ・ 試験用治具としての活用
- ・ 構造疲労試験の精度実証

議論：YS11

- ・ 丁度良いタイミングで YS 経年機が取得できた。さらに、使用時間の異なる機体を取得することも検討すべき。国交省機体、あるいは JAL からフィリピンへ行った機体の後日入手など。
- ・ この活動は、新技術への発展がどうできるかの試金石でもあり、国民に研究活動への親近感を増す大変良い活動と言える。広報にも力をいれる必要がある。書類の整理方法としては、分類から始め、電子ファイル化することが必要。

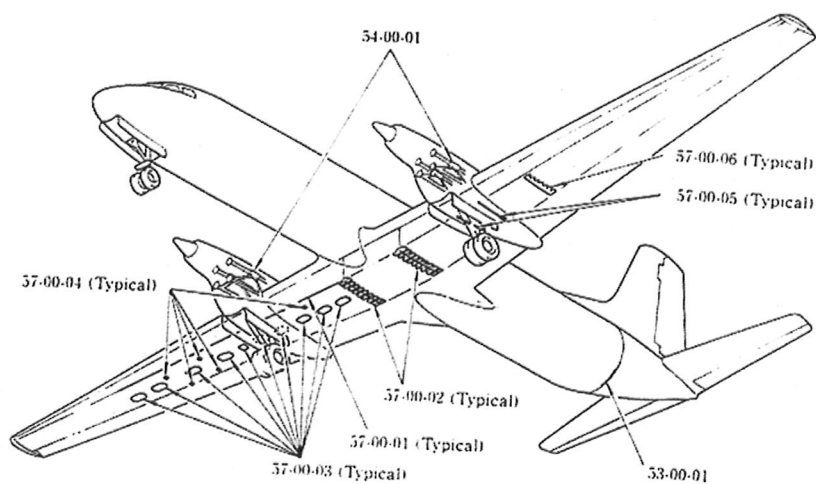
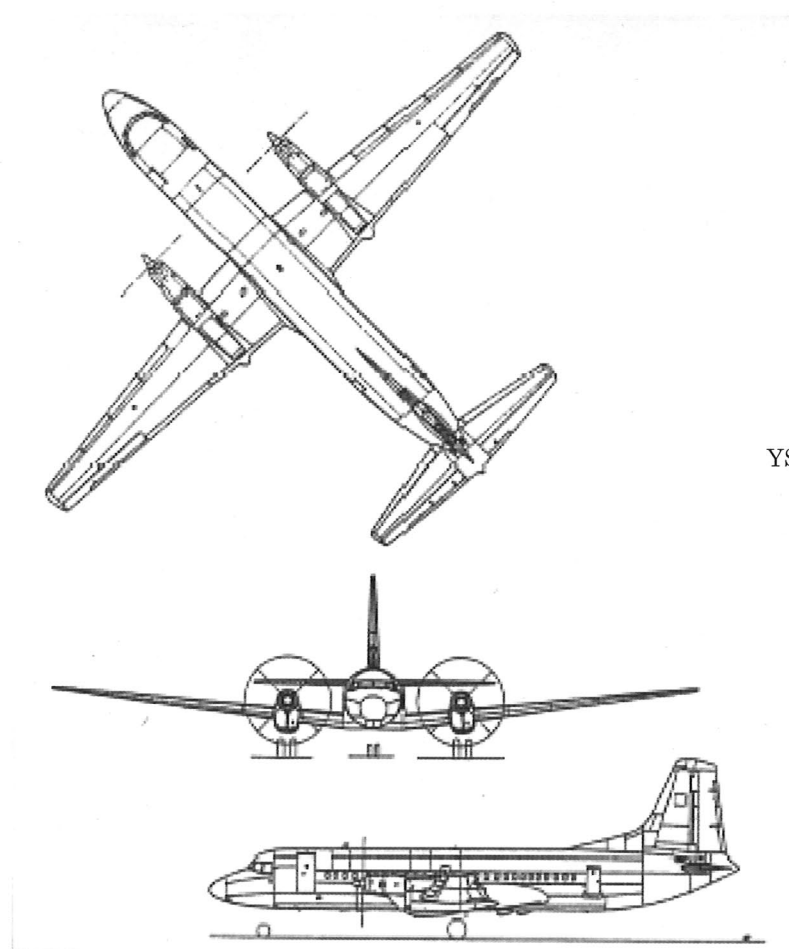
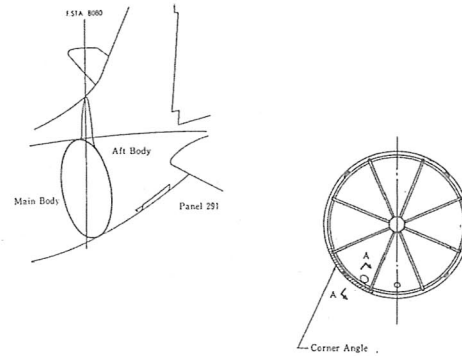
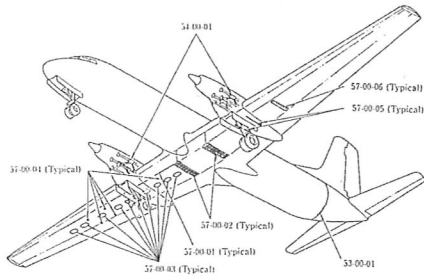


図 6.4.3 YS-11 点検箇所

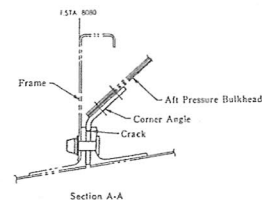


YS-11 三面図

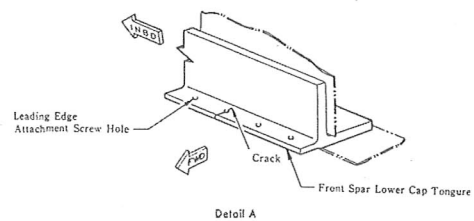
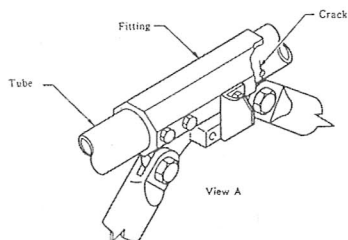
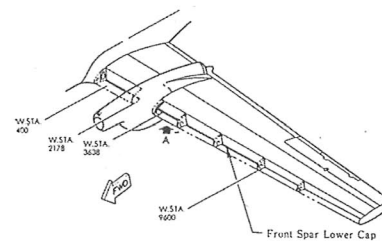
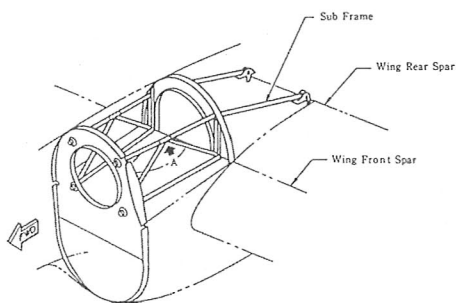
補足資料1 YS-11型飛行機 分解検査候補部位(1/2)



CORNER ANGLE - AFT PRESSURE BULKHEAD	53-00-01
NACELLE SUBFRAME	54-00-01
FRONT SPAR CAP - OUTER WING, LWR	57-00-01
WING JOINTS - CENTER WING TO OUTER WING	57-00-02
MANHOLE DOUBLER - WING LER PANEL	57-00-03
SKIN, STRINGER END - WING LWR PANEL	57-00-04
SKIN - M.L.G.WHEEL WELL	57-00-05
SKIN SPLICE - WING LWR PANEL, W.STA.4000	57-00-06



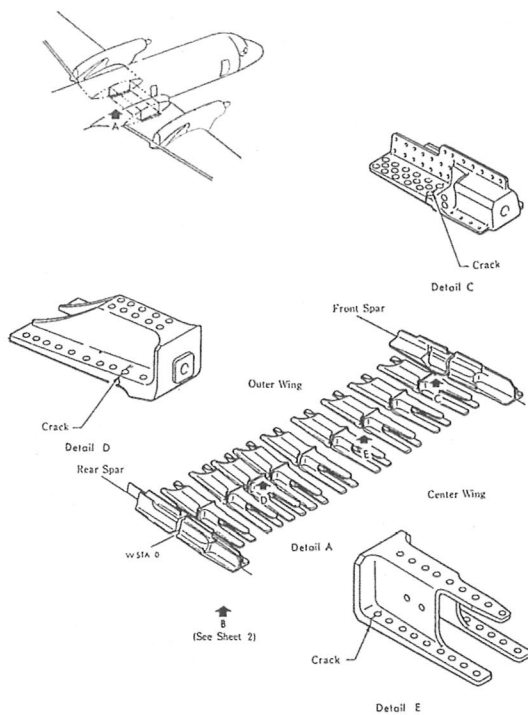
後部圧力隔壁取り付け部



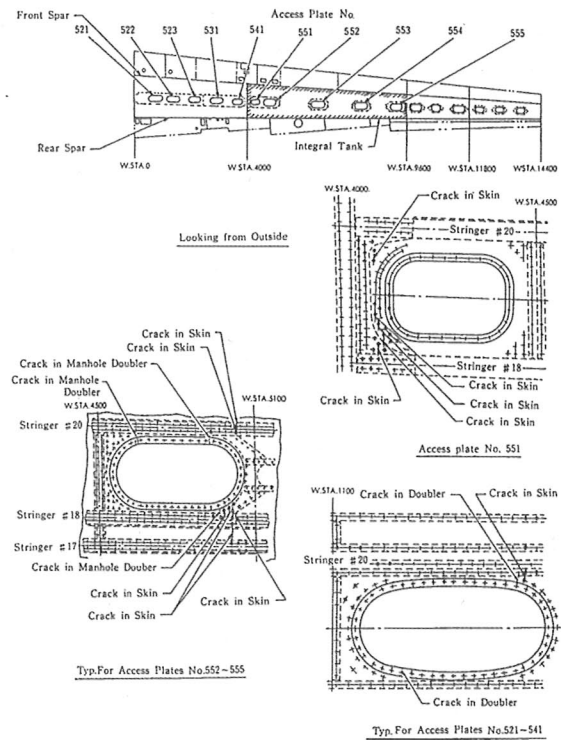
主翼前桁下部CAP

エンジンナセル支持フレーム

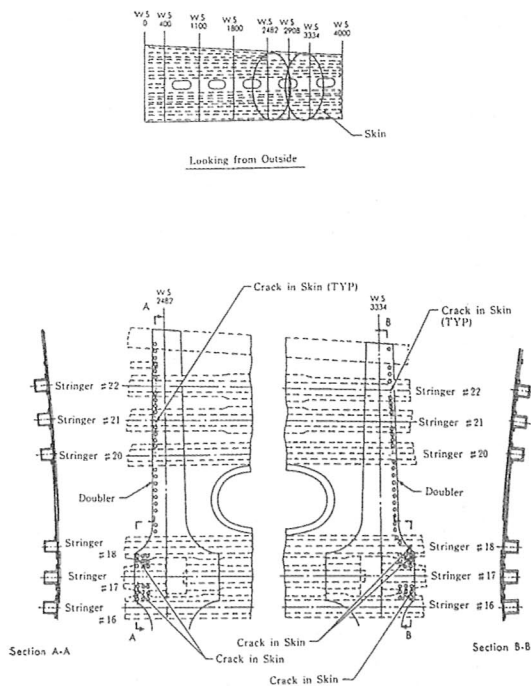
補足資料 2 YS-11 型飛行機 分解検査部位候補(2/2)



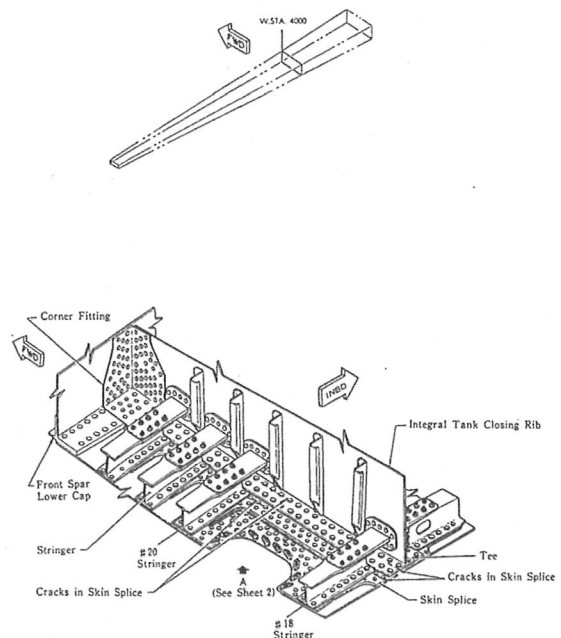
主翼内外翼結合部金具



主翼下面アクセスパネル取付部



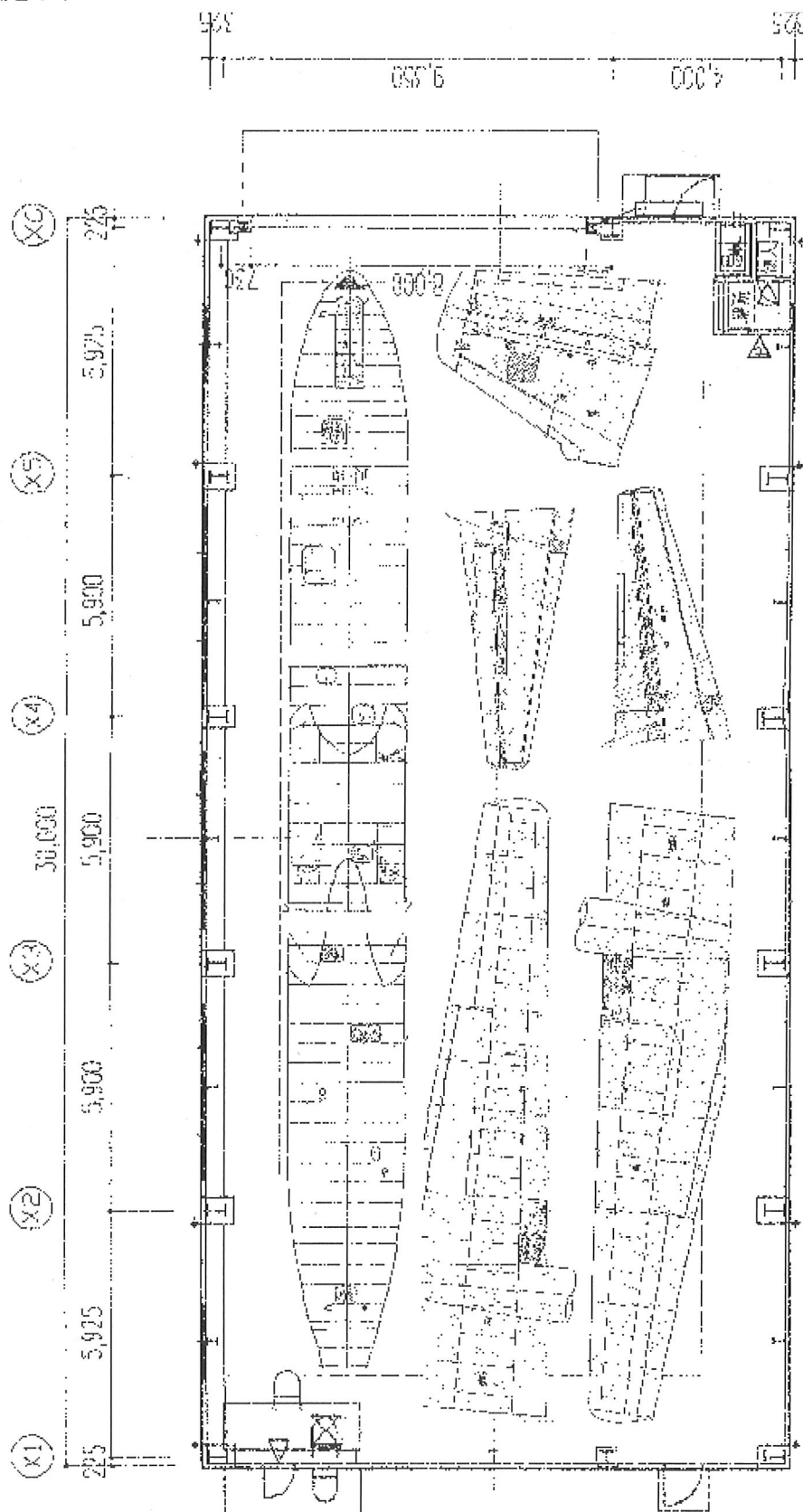
主翼外板(主脚取付位置)



主翼下面外板スプライス部

補足資料3 調布分室C6号館格納状況 搬入時

長い運用を終えた機体の状況、亀裂などの損傷、腐食等を詳細に検査・記録するために、適切な部位から検査用の供試体を切り出して詳細に検査する。以下に、検査部位候補を示す



7 理系人材の育成—最近の大学事情

(本阿弥 眞治)

2006 年度から 5 年間の第 3 期科学技術基本計画が総合科学技術会議の答申を受けて閣議決定され、その中で、「インフラ整備の方針から、優れた人材を育て活躍させることに着目して投資する考え方に重点を移す」ことが謳われ、大学などの高等教育機関における人材育成の機能強化が強く求められることになった。そして、学部教育における教養教育と専門教育の有機的な連携確保と大学院教育における量的な整備から質の強化に取り組むことが強調されている。

ここでは、人材育成を前面に打ち出した社会の要請を受けて、まず、高等教育機関を取り巻く環境の変化を眺め、さらに、大学がどのように対応しようとしているかについて述べる。

7.1 大学を取り巻く環境

7.1.1 大学設置基準の大綱化

1990 年に大学設置基準の大綱化により、大学設置基準が緩和され、大学の設立や新学部の設置が容易になった反面、学生を募集しても定員を充足できず、財務状況の悪化により、統合、廃校を余儀なくされた地方私立大学の例にも見られるように、大学の護送船団方式がもはや社会の変化に対応できない情勢となっている。

2002 年 11 月、学校教育法の改正により 2004 年度より、全国の高等教育機関は 7 年毎に外部評価を義務付けられ、併せて、評価機関として、以下の団体が公認機関となった。設置基準の大綱化と外部評価を組み合わせることにより、大学など高等教育機関は理念、目標を公開し、それに基づき教育を実施し、卒業生(教育の Outcomes)を社会に送り出し、社会の要請に応えているかが評価され、それぞれの機関のポリシーを明確にすることが今まで以上に求められるようになった。尚、技術者教育認定機構はワシントン協定に加入が認められ、技術者教育の国際標準の枠組みに組み込まれている。

評価機関 / 評価対象

- 独立行政法人大学評価・学位授与機構／
国公立大
- 財団法人大学基準協会／
主に私立、公立大学
- 技術者教育認定機構(JABEE)／
国公立大学、高等工業専門学校

7.1.2 大学院大学

国立大学の独立行政法人化を契機に、大学院の教育研究に関しても改革の波が押し寄せ、組織の改編が行われている。

まず、以下の群毎に大学院重点化が進められている。

- 旧帝大系など 12 大学
- 医学部を持つ 8 大学
- その他の医学部を持つ国立大学
- 医学部を持たない国立大学

東京周辺では、旧帝大系の重点化は既に終了し、最近、横浜国立大、埼玉大などが大学院大学となり、組織が学部から大学院に移り、従来の部局の長である学部長は、重点化により、研究科長となり、学部長を兼務することになった。

7.1.3 大学再編、統廃合

国立大学等では、21 世紀 COE(Center of Excellence)、特色 GP(Good Practice)、2003 年度より「大学知的財産本部整備事業」実施機関：34 機関、「特色ある知的財産管理・活用機能支援プログラム」対象機関：9 機関などに見られるように、文部科学省の研究教育拠点形成支援事業により、研究、教育の予算配分の重点化が進み、一方、運営交付金が毎年通減され、予算の一律配分から、重点配分に移行中である。改革に取り組むことが出来ず、中期目標を達成できない高等教育機関は再編の可能性があるとされている。併せて、独立行政法人化を契機に、従来の教職員による直接選挙により執行部を選出していた方式から、間接選挙による方式に改められ、学長・理事の権限強化と大学本部を中心とした管理システムの構築が進められ、各大学の競争力や経営力などが問われ、競争力強化を模索しているところである。

一方、独立行政法人化により学部定員の 1.2 倍まで入学者数増加が認められることに伴い、国立大学の補欠入学が増加し、併せて、18 歳人口の減少が続く、その結果、私立大学では、入学辞退者数が急増し、玉突き現象による定員割れを起こしている。日本私立学校振興・共済事業団(私学事業団)が 2006 年 8 月に定員割れの実態を公表した。それによると、2006 年度 全国 550 校で入学定員 440 千人、内 222 校(40.4%)で定員割れを起こし、2000 年より 30%で推移していたものが急増したことが判明した。東京地区 12.4%、中国、四国、北陸 60%台となり、地方大学での定員割れが顕著であり、東京地区でも、定員確保の大学は非常に少ない。

そこで、私立大学では、一般試験(従来の学部ごとの筆記試験に相当)の他に全国統一試験(全学部を同日に全国の会場で実施)を実施したり、推薦入学試験や AO 入学試験の定員枠を増加させることにより、全国規模で学生を募集したり、前年秋にある程度の定員を確保する対策を講じている。

7.2 新教員組織

7.2.1 経緯

1996 年	教員組織のあり方に関し、中央教育審議会答申。
2001 年	第二期科学技術基本計画で若手研究者の自立を提言。 研究に関し優れた助教授・助手が教授から独立して活躍できる組織体制の確立が提案された。
2005 年 6 月	学校教育法の一部を改正する法律、162 回通常国会文部科学委員会。
2006 年 1 月	中央教育審議会答申「我が国の高等教育の将来像」個性特色の明確化
2006 年 7 月	学校教育法を一部改正する法律の公布、2007 年 4 月施行の予定となる。

7.2.2 学校教育法の一部を改正する法律

一教員組織の整備

- 今後、各大学で教員の職務内容を主体的に定めることが可能となり、助教授を准教授(中国、韓国では副教授と呼ぶ)、助手を助教(将来、准教授、教授といった大学教員となれる Tenure Track)と助手(主に教育の補助)に分け、従来、「教授の職務を助ける」から「みずから教育研究を行うことが主たる職務」となった。

そして、「教授は、専攻分野について教育上、研究上、又は実務上の特に優れた知識、能力及び実績を有する者であって・・・」

准教授は・・・実務上の優れた知識、能力及び実績を有する者・・・」

「助教は・・・実務上の知識、能力及び実績を有する者・・・」と位置づけられた。

- 現状では教授:助教授:助手の割合は、約0.4:0.25:0.25に対し、新制度では、助手の8割が助教となることが想定されている。

7.2.3 学校教育法施行規則の一部を改正する省令

- 大学設置基準の一部改正一教員組織に関する事項
若手教員の研究の自立を容認することにより、一方で、研究グループ(一般的には講座制に相当)の研究上の連携・研究テーマの集約が保たれず、併せて、業務内容の拘束がなくなることによる運営上の混乱が危惧され、その対策として、「教員の適切な役割分担の下で、組織的な連携体制を確保し、教育研究に係る責任の所在が明確になるように教員組織を編成するものとする」と規定することとした。

講座制の廃止について(2005年6月国会文部科学委員会会議録より抜粋)

中山国務大臣 「・・・固定的な講座制の考え方に制約されず、各大学の理念や目標、各分野の特性に応じた柔軟かつ多様な教員組織を編成しやすくなると考えているところでございます。」

肥田委員(民主党)「つまるところ講座制はなくなるのですか、まだ続くのですか?」

中山国務大臣 「一概になくなるということじゃありませんが、講座制という極めて硬直的なものでございましたが、これを大学の自主性に任せまして、より柔軟に教員組織が編成できるようなことがこの法律案の目的としているものと思っております。」

以上の回答に見られるように、研究の集中化や研究スペースの有効利用といった講座制の良い面を残したいとする考え方に対し、組織の硬直化といった負の面を改善する必要がある、講座制を残している医学部や薬学部などの医薬系では大きな宿題を与えたことになる。一方、工学系では講座制が残されている大学がないことはないが、実体は、教授と助教授の研究テーマに乖離が見られ、運営面での大きな転換は既に終わっている状況である。

- 大学院設置基準の一部改正。

従来、大学院に関する文部科学省の基本姿勢は、大学院生の増加による量的拡大を目指していたが、ここきて、特に理工系の有力大学院では、ほぼ、学生数が飽和状態に達し、今後、質的充実を目指した対応に変化することが考えられる。そこで、大学院の設置基準を改正し、学部教育組織と同様、大学院組織に関しても、以下の項目に示すように、教育研究の目標設定、組織の編成、体系的な教育、適正な成績評価などの実施が求められ、定員を上回る学生を教育することは容認されなくなる。

- (1) 教育研究上の目的の明確化、すなわち研究科又は専攻ごとに人材の養成に関する目的その他の教育研究上の目的を学則等に定め、公表すること
- (2) 教員組織の編成、適正な役割分担及び連携体制
- (3) 教育課程の編成方針に関する事項、教育上の目的を達成する為に必要な授業科目を開設するとともに研究指導の計画を策定し、体系的に教育課程を編成すること(ボローニャ宣言：大学院教育の国際基準 グローバル化)
- (4) 成績評価基準等の明示、方法及び内容、計画を事前に明示。評価認定には、客観性及び厳格性を確保する

為、基準の事前明示と基準に沿った適切な実施

(5) 教育内容等の改善のための組織的研修等

(6) 修士課程修了要件、修士論文の審査に代えて特定課題についての研究の成果

□ 文部科学省の予算措置

科研費 若手研究(A,B)の他に若手研究(スタートアップ)の新設。公募 5 月。

研究・教育拠点の形成支援事業で若手が十分活躍できる環境づくりを評価するなど、文部科学省が打ち出す施策や方針に沿った改革を積極的に推進する大学、大学院組織に対して、予算措置が講じられる。

7.2.4 ポスドク問題

博士号取得者 15 千人/年に対し、常勤の研究職雇用は 3 千人の他、学術振興会の特別研究員の採用が 1.8 千人で、博士号取得者の約 3 分の 1 は学術関係の分野で収入を得て、研究開発に携わっている。このうち自然科学系が 2/3 を占めている。尚、理工系の場合、企業就職を含め、就職率は 5 割から 6 割といわれている。

近年、殆どの大学での助手採用に際し、任期制を取り、任期制の認識が高まり、募集に多数の応募がある。総じて、若手研究者の雇用市場の流動性は年々高まる傾向にある。

7.2.5 サバティカル(研究休暇)制度

茨城大学、東京大学、御茶ノ水女子大学、愛知教育大学などでサバティカルを制度化し、東京大学では、15 名/年の実績で、教員の質向上に不可欠と言われながら、全学の教員数から見れば、極めて少数であり、未だ定着したとは言えない状況である。従来、在外研究員制度が実質的に機能していたが、独立行政法人化により、非常勤講師枠の大幅減で、実施が困難であり、在外研究を含めた制度の見直しが迫られている。

7.2.6 教育研究評価

助手は殆ど任期制であるが、なかなか助教授・教授クラスまで波及しない。

人事院俸給表の号俸細分化に伴い、昇給制度の見直しが進み、教員評価と俸給表改正と連動する動きがある。従来、組織の 2 割程度の限定的な特別昇給制度に対して、研究・教育・社会貢献を柱とした教員の業績評価制度を導入し、評価結果を給与に反映させる昇給制度の導入を各教育機関で検討中である。研究と社会貢献に関しては完全とは言えないまでも、それなりの評価が定着しそうであるが、教育に関する評価は意見の分かれるところである。今後、数年間、評価方法、評価基準に起因して、機

関内の人間関係の悪化やそれに基づく係争が起こる可能性が十分に考えられる。

7.3 大学の対応

7.3.1 大学の新たな教育

独立行政法人化を契機に特色ある大学教育を打ち出す取り組みが各大学でなされ、以下の様なプログラムが進められている。

□ 高大導入教育

大学評価で重要な項目であり、総合学習と称するゆとり教育により学力が低下した高校生が 2006 年 4 月より大学に入学しているので、基礎学力を向上させるため、理工系学部では、数学や物理の補講を実施している。大学の卒業単位には含めず、高校の理科、数学の科目が中心である。

□ Project Based Learning (PBL 学習)

ロボットコンテストや風車コンテストなど、グループ毎に教材を与えて、設計製作し、機能を競争することにより、Plan・Do・Check・Action のサイクルを実際に体験させる。これらの体験を通して、工学に興味を持たせ、基幹科目の学習(機械工学であれば、材料力学、熱力学、流体力学、機械力学などの力学基礎科目)の重要性を認識させ、併せて、設計能力の増進を図る教育が進行中。このような教育を実施していると、外部評価で高得点が得られる。尚、ロボットに興味を示す学生が機構学や機械力学だけに興味を示して、それ以外の科目を勉強せず、基礎学力が片寄った技術者になる弊害も危惧される。

□ デザイン能力

ワシントン協定に組み込まれたことにより、技術者教育のグローバルスタンダードの観点から、広い意味での設計能力の向上が米国から要求されている。従来の設計では、学生毎に仕様が異なるポンプやエンジンなどを設計し、図面にすることが一般的であったが、現在は、グループ設計、「ものづくり」教育の一環として製作を含めた設計、そして、CAE などが採用されている。米国 Northwestern 大学工学部材料工学科の設計の科目では、企業と提携し、例えば、身障者が開け易いドアならびにノブを設計、製作する。教員 1 名が指導し、4-5 名の学生が担当。大学職員が提携先を開拓するなど、設計に製作を組み込んだ教育が行われている。

□ インターンシップ制度

(株)ディスコが実施した全大学を対象としたアンケート調査によると、インターンシップ制度に参加した学生は18.9%、応募したが落ちた学生は12.2%であり、従来の工場実習に比べ、就職と直結した制度に移行しつつある。各企業、大学は模索の段階、大学ではキャリアデザインをカリキュラムに組み込むところも出てきている。

□ 技術者倫理教育

大学基準協会の大学評価では、「教養教育を通じて、豊かな人間性を涵養し高い倫理観をもった人材を育成するよう配慮している」ことが評価の対象となっている。

技術者教育認定機構(JABEE)では、「技術が社会や自然におよぼす影響や効果、および技術者が社会に対して負っている責任に関する理解(技術者倫理)を具体化したプログラム独自の学習・教育目標が設定され、広く学内外に公開され、当該教員および学生に周知されている」ことが求められ、設定、公開、周知が満たされていないと認定されない。その他の審査項目を満足すると、認定プログラムとなり、修了生は技術者1次試験を免除される特典が与えられる。

そこで、日本工学教育協会、技術士会ならびに主要基幹学会が中心となって技術者倫理の講習会、講師養成などの活動を展開中である。

7.4 大学と企業の関係ー就職状況

7.4.1 大学から見た採用状況

大学と企業の接点の一つに学生の就職が挙げられる。そこで、最近の就職状況に関する統計を示す¹。2005年度の総学生数は2,865千人(国立628千人、公立125千人、私立2,112千人)であり、工学系学生が占める割合は、学部で17.3%、大学院修士課程で39.9%、大学院博士課程で18.6%であり、学部、大学院とも、前年度に比べ、僅かに減少している。2005年3月の卒業者数は、大学が551千人(国立大学101千人、公立23千人、私立427千人)、大学院修士課程が71千人(国立41千人、公立4千人、私立26千人)であり、修士課程修了者が2千人増であった。学部卒業生の就職率は59.7%でその内製造業就職率は16.2%であった。修士課程修了者の進路に関しては、就職者48千人で、就職率67.7%、製造業就職率46.6%となっている。博士課程修了者の進路は、就職9千人で就職率57.2%、専門的・技術的職業従事者が93.7%を占めていた。

ここでは、機械系を中心とした就職状況に関し、最近の傾向を述べる。

理工系学生(特に機械系)の就職状況

□ 学校推薦制度と自由応募制度

従来、理工系の就職活動は、企業と大学の間で暗黙の了解の下に学校推薦制度により進められていた。大手メーカーの人事部課員は、毎年春先、各大学の就職担当の教授を訪問し、学校推薦何名と伝え、採用スケジュールを説明して廻ることに忙殺されていた。

近年、大手メーカーの電機、自動車メーカーにおいては、Job Matching と称する逆指名制度を採用するケースも見られ、従来実施していた航空会社や鉄道等の輸送サービス業界の自由応募制度と並んで、大きな柱となりつつある。

併せて、大手重工業メーカーでは、事業所別採用による採用基準の多様化、あるいは、男女雇用均等法による理系女子学生の採用枠の積極的な確保と言ったケースもあり、学校推薦制度のみ、あるいは自由応募制度だけといった選考を採用をしている企業はまれになり、採用制度の多様化が進んでいる。

7.4.2 企業内教育

□ 中堅企業の教育力低下

社内教育のアウトソーシング化が進み、教育関連部署を分社化する傾向が見られる。その背景には、終身雇用制から年俸制の給与体系へ移行する企業も現れ、さらに、中途採用の技術者の雇用も進み、それに伴い、大手企業の社内教育の形態が従来の入社年度による一律必修型から、自己啓発型に変わったことが挙げられる。

□ 資格取得

雇用の流動化が進む中で、転職に際し、資格を保有することが有利であると考えられ、一部の職種ではあるが、若い技術者の間で各種の資格を取得する動きが見られる。例えば、日本機械学会が資格認定制度の運用を始めたところ、計算力学の有限要素法構造解析である固体力学と熱流体ソフトウェアに関する熱流体力学の資格認定試験に予想を上回る応募があり、ISO 機械状態監視診断技術者(振動)も同様な状況である。日本土木学会では、技術士会による技術士の資格のほかに、土木学会認定技術者制度を採用し、特別上級技術者、上級技術者、1級技術者、2級技術者の資格を設け、認定試験を実施している。

¹ 日本機械学会誌 109 巻 1053 号頁 615

7.5 今後

7.5.1 人材確保の視点

当面の人材確保について、企業はどのように見ているか、ダイヤモンド社が有力企業人事部長に対して実施したアンケート結果²によれば、役に立つ大学として、理工系が優位であるが、組織順応型か個性型かは、慎重な判断を要するところである。

7.5.2 論説に見る理工系人材

沈むなニッポンー再び競争力のある国に一特集号(日経ビジネス 2006 年 7 月 21 日号)

□ 奥田経団連前会長

人口減問題に対する日本国内における危機意識の低さ、何とかなるの精神主義は戦前の状況に酷似と警鐘を鳴らしている。外国人を受入れて、国の産業構造を考えることの重要性を指摘している。

□ アルビントフラー

第二の波(工業化社会)から第三の波(情報サービス化社会)への過渡期。「秋葉原に行って見てください。闊歩する彼ら彼女らは工場労働者になるのでしょうか？」

- 江上伊東著「文明の移転ー中央公論社 1984 年」によれば、文明は海を越えて、新しい文明に生まれ変わる。古代、ギリシャからアラビア半島へ移り、中世、アラビア半島からアフリカ地中海沿岸地域での文明開化。その後、ヨーロッパでイタリアルネッサンスを経て、フランス・プロシヤ・オーストリアでの文明と言うより宮廷文化が花開き、さらに、ドーバー海峡を渡って、英国で産業革命が起こっている。近代になり、文明の火種は大西洋を越えて米国で機械文明が生まれ、次に、情報文明では太平洋を越えるのが歴史の必然と思われていた。しかしながら、21 世紀になったにもかかわらず、次の文明の火種は太平洋を越えずに、米国で情報文明として、開花しているように見える。

- 今後、18 歳人口が減少する中で、理工系進学率の低下により、日本の製造業にとって優秀な人材確保が難しい状況が続き、長期化すれば、事態は深刻になるばかりであり、製造業なり、研究開発機関の人材育成に対し、グローバルな視点から、外国人を含めた人材の育成に着手する時期に来ている。

7.5.3 教育制度の改革・充実

教育制度は、戦前の帝国大学の教育に見られるエリート育成から 1949 年の学制改革による平均的レベルアップへ移行し、戦後の復興に大きく貢献した。21 世紀では、どこに基軸を設定するか大きな選択が解決されないまま、残されている。

人材育成に際し、教える側の現状認識が重要であり、現在進行している大学改革についても、教員採用で各大学、公募方式を採用しているが、さらに一歩進めて、外国籍教員の採用については、極めて限定的で、大学の国際化は程遠い。日本語で授業を続ける限り優秀な外国人スタッフの参入は困難であり、その結果、大学教授の国際競争力は低下することは否定できない。一方、留学生に関しては、言語の壁と共に、東南アジアの学生が留学する際、学力順位で米国、欧州、日本の順となり、優秀な留学生確保は避けて通れない問題となる。留学生の受入に関する新たな取り組みとして、慶応義塾大学理工学部、琉球大学では、講義、研究を総て英語で行い、日本語能力を不問とする制度を導入し、優秀な人材の確保を試行している。

7.5.4 指導者育成 ー人的資源の確保と教育

例として、スタンフォード大学機械工学科 Thermosciences Division における人材登用について述べ、世界の研究拠点を目指す際の参考になるとと思われる。まずは現在までの研究分野などの状況について以下に概略を記す。

1968 年 乱流境界層に関し世界のトップが集まるスタンフォード会議開催

1980 年 乱流、MHD 研究のメッカ。

1985 年 MHD 研究の研究費大幅削減で、レーザー関連の研究へ転進。

2006 年 大部分が Micro 流体で、新しい実験室は殆どが光学ベンチと顕微鏡の世界。

エンジン燃焼、PDE など日米自動車企業との共同研究、乱流研究も継続。

- 教員採用 10・15 年に 1 人の割りで Stanford 出身者を採用し、学科主任なり研究のヘッドに据え、研究の方向を託しているようである。

- 教員採用の委員会に博士課程学生も参加し、模擬授業に関する意見を求められ、学生の目から見た評価も参考にすが、Chairman の意見が反映するようである。若手 A 准教授は、単相の乱流研究は目処が付いているので、多相流乱流の分野において数年以内に米国トップとなることを

² 週刊ダイヤモンド 2006 年 2 月 18 日号

Chairman より要請される。B 教授は原子力関係の研究を止めて、数学に優れていることを活かし、数値流体力学に変えるなら、スタンフォードに残れる可能性がある。ついては、Chairman の流体力学の講義を大学院学生と一緒に受講を要請されるなど。1980 年当時、LES を始め、その後、LES では、世界の Top に躍り出ている。Visiting Scholar の在籍を審査する面接の際、Chairman から「あなたの数学的能力が優秀であることの証拠を示してください」と質問された例もある。ある 30 歳前半の Assistant Professor は研究の成果が問われ、胸を張ってオフィスを歩いていたものが、ある日、突然、肩を落として、俯いて歩く姿があまりにも対照的であった。数ヵ月後にはオフィスは片付けられ、キャンパスをひっそりと去っていった。

当時、NASA Ames では Director が Ballhaus に替わり、丁度、セミナーで彼の話聞き、40 歳台で組織を運営することが可能なシステムに強烈な驚きを感じたものである。

いずれの例でも、Chairman の強烈な指導性、研究の先見性が不可欠であり、併せて、グループ構成員が指導者の考え方に同意なり、了解していることが組織の活性化のポイントと思われる。

□ 博士課程の学生指導

Thermosciences Division では、集団指導体制で、テーマや受託研究の関係により、2-3 名から 5 名程度のグループが 2 週に 1 回程度、Progress Report と称して、数名の教授の Review を受ける。このように複数の教授の指導により、研究のシステムティックな展開が可能になると思われる。さらに、ひとたび、研究のメッカとなれば、各国の研究者が常時、多数来訪し、PhD 学生や教授を前に、セミナーを開き、セミナーの前後には、実験室を見学し、大学院生が説明に当たるので、大学院生の研究レベルの捉え方や課題抽出、その問題に対する知識も自ずと世界的なレベルになる。終了後の学生の進路に関しては、大学と企業(大小企業半々程度)で、留学生が多いこともあり、多様である。尚、Stanford 大学を同じように博士号を取得し、大学に勤めても、若い時にうまく研究費を取れた者とそうでない者とは、10 年、20 年経過すると研究成果の落差はきわめて大きく、それに比例して、学会での影響力も雲泥の差となる。

■ 以上、総括すると、スタンフォード大学機械工学科 Thermosciences Division の人材育成には、複合的な集団指導制(研究体制)による核になる人材の養成。その際、教授の採用、罷免を含め、組織の意思が存在し、構成員がそれを認める環境があったと思われる。日本式伝統の個人相伝は組織を意識しないだけ、教育の自由度を有するが、反面、育成の成果が千差万別となる危険性がある。従来の日本式教育は、ピンポイントの研究を進めるシステムである。従来の日本の講座制は、講座の意思なり、方向が明確な場合、決して悪い制度ではなかったはずであるが、講座運営のノウハウが個人伝授・相伝であったところが、制度としての脆弱さを生じたものと考えられる。

■ 日本の大学が置かれている状況は、独立行政法人化、講座制廃止など大小の組織改革の過渡期にあり、大学が人材育成を含めた組織運営のノウハウを独自に磨き上げれば、新たな展開の可能性はある。時同じくして、21 世紀 COE や特色ある研究に国から大型予算が付くので、研究グループの運営に関するノウハウをそれぞれに蓄積する機会は多くなる。従って、10 年後、日本の大学で、米国有力大学の有能な Chairman や運営責任者に匹敵する人材が輩出する可能性もある。

議論：人材育成

(大学教育と人材)

- ・ これまでとは大学院の役割は変わってきている。1980 年以前の大学院進学率は 1% で、大学院はエリート教育であったが、今は違う。米国では当時から修士課程 1 年間は研究をさせず基礎をやり直す、エリート教育ではなかった。
- ・ JAXA 内では OJT に偏っている。研究分野では大学における従前の講座性に近いところが残っており、人材育成としてのキャリアパスの考慮が少ない。
- ・ 昔は大学での輪講、研究所での自主セミナーでかなり力がついた。厳しい質問に答えるために勉強した。最近の学会では質問が少ない。若者もそうだ。
- ・ 大学の名声を上げるのは、良い学生、良い研究である。良い研究の評価は論文のインパクトファクターであり、ファクターの高い「ネイチャー」が AIAA より有利である。良いスタッフが良い教育、良い研究の源泉。米国の大学では Chairman が使命感に燃

えて良い人材を集める。

- ・ 企業が大学に求めるものは全人的教育であって、現在企業は大学の教育に不足を感じており、必要な教育は企業独自に実施と考えている。これは不幸なことだ。大学の変革と、企業の大学への働きかけなどが必要。
- ・ (東京工業大学相澤益男学長などによって、教育改革と研究改革の一環として大学、大学院の改革に議論が進んでいる。特に東工大などでの、開かれた、かつ競争的な大学教育の改革には、注目すべきである。)

(研究人材)

- ・ ノーベル賞を評価に使う議論があるが、工学技術の研究には必ずしもふさわしくない。
- ・ 日本人は人材育成が苦手と言う意見があるが、江戸時代からのことを考えると、一人一人が身近な人間を磨き上げ、育て上げるという人材育成には長けているのではないか。組織的な育成は不得手かも知れないが、温故知新、江戸時代の教育熱心に学び、日本の人材育成を変化させることも考えられる。
- ・ 成果主義の評価システムが、技術分野での OJT による技術伝授を困難にしている面がある。技術を教えると自分が脅かされると考えるためだ。しかし評価は極めて重要、育成も評価に入れることか。
- ・ 正しい評価のためには、評価される人をローテーションする事も必要。一人の人だけが評価することを避け、違う目で評価し救済処置を取るなど。
- ・ また、ものづくり現場での技能伝承が困難になってきている。組織の労働体系の変化（正社員、派遣労働者、パート）などにより人の入れ替わりが激しく伝承できないという問題。
- ・ 課題は多い。ポスдок研究者の期限付き採用は、流動性の乏しい分野には困難性あり、真に優秀な人材の採用ができない場合がある。JAXA、企業とも、最も優秀な人材を採用していながら育成と活用に課題あり。
- ・ 外国人を雇用することは研究活性化に極めて重要。
- ・ 指摘ポイント：リーダを育てること、敗者復活できる社会、成果主義の問題点、研究新人採用制度、日本独自の人材育成、など。

8 システム技術について

(大貫 武)

8.1 システム技術という研究開発課題の検討着手

複雑なシステムとして高度な機能を発揮する航空機システムあるいは宇宙機システムの研究開発には、機械概念を含むシステムおよびシステム技術の理解が不可欠であり、また、先進システムに関する研究開発も求められている。しかし、先端要素技術の研究開発を中核としてきた JAXA 総合研究本部ならびに航空プログラムグループでは、システムおよびそれを構成するシステム技術に関する考え方が明確であったとはいえない。そこで、懇談会では、JAXA が有すべきシステム概念およびシステム技術のありようを議論すべきとした。また、研究開発課題としての新たなシステムへの取り組みについても、今後の重要な事柄として議論に着手した。本章は、本年度に開始した懇談会の議論の一端を紹介し、今後の検討の方向性を示そうとするものである。

8.2 システム技術とは

プロジェクトにおいて要求されるシステム技術と、研究において要求されるシステム技術とは異なるものと思われる。プロジェクトにおいては、明確に対象、目標などが定義されており、体制についても、総責任者、プロジェクトマネージャ、システム担当（チーフエンジニア/システムエンジニア）などについて責任分担が明確化されている。プロジェクトにおいて、システム担当は技術的、ハード的なことの責任を持つと定義される。

8.3 JAXA/APG における現状

航空機は、機体（サブ）システムとエンジン（サブ）システムとに大きく 2 分される。JAXA においては、エンジンに関しては担当部署があり、旧 NAL の時代からまとまったシステム的な取り扱いがされてきており、エンジンの全体概念を把握した上で、将来を見通し、必要となる要素技術に関する議論もされてきている。しかしながら、機体、あるいは機体とエンジンを統合した航空機システムについては、その担当部署がなく、議論もされてきていない。全体議論がなされていないため、要素の重要性の評価、あるいは技術課題の明確化のプロセスが甘くなっている。ミッションという最終的なターゲットを明確化し、それを実現させるために何が必要となるか、その一つ一つがどのようなものであればよいか、ということを考えて、ある種 CAD のような全体シミュレーションをやらなければならない。そのためには、ハードばかりでなく、ソフトが必要となるが、JAXA にはその適切なソフトがない。類似ソフトがあっても、中身が理解されておらず、そのため、結果的にシステム

マネージメントができていない。従って、全体としての航空機を JAXA として決めることができていない。

APG は、JAXA において航空を明示的に担当する唯一の部署であり、運航安全などのテーマも持っているため、航空輸送体系全体をシステムと捉えるべきであり、その場合、航空機はその中でのひとつのサブシステムとなる。APG は国産旅客機、SST などを対象としており、それらの対象についてはそれらをひとつのシステムとして、あるべき姿を検討できる唯一の部署である。APG はプロジェクトとして、システムそのものあるいは実験システムを用いた技術実証を目標とするまとまった研究開発の推進母体と定義されており、航空のあるべき姿の検討もその任務の一部と考えられる。定義されたプロジェクトを淡々と遂行し、ハードの開発を行うだけではなく、航空機がどうあるべきかの議論もなされ、新たなシステムを生み出すなり、システム技術そのものを対象にした、大きな活動を視野に入れるべきである。

8.4 SST に関するシステム議論

SST については、JAXA は SST 実現のための概念検討を進めるべきである。巡航マッハ数の検討、巡航/離着陸性能およびエンジン性能とのコンプロマイズといった観点からのシステム論的な検討が重要である。しかし一方、研究者としては、現状技術レベルに立脚した機体概念を目標とする検討よりも、将来の実現が期待される SST に必要となる技術の議論が欲しい。

SST チームとしては、経済産業省や民間との関連から、静粛研究機の開発のみならず、実機 SST の概念検討を進め、システムに関する技術力を蓄積することが要求される。

議論：システム技術

- ・ 航空機はシステムの一番上ではなくサブシステムの一つである。輸送システムまで含めた範囲をシステムとして考えて、超音速機などの航空機はその下にあると捉え、JAXA-APG はその全体を研究対象にすべき。
- ・ 今までの延長ではなく、常識と思われる事、既成概念を一度否定して研究に取り組むことが出来るのが JAXA のよいところ。世間や権威からは、突飛なものへの批判はあろうが、新しい概念を考えて欲しい。超音速機、国産機、エンジンそれぞれの対象でも新しいことを考えられることが JAXA の組織としての特徴の一つ。
- ・ JAXA にシステムの考えが不足していると言われる。これは、システムの中における要素の重要

性を評価したり技術課題を明確にすると言うプロセスが甘いということではないか。

- ・ 輸送体系としてのシステムもあるが、定義によるが飛行機と言う機械そのものも一つのシステムである。システムはサブシステムに分かれていて、サブシステムはサブシステムで纏らないと駄目なのではないか。どこまでのシステムを誰がマネージするか、定義が必要だが、かなり難しい。日本全体の航空輸送をマネージするところ、その中でこのような機体が良いといわれたときに機体だけをマネージするところ、それぞれ役割分担ができてくる。
- ・ この視点から旧 NAL がどこのポジションにいたかと言えば、主体は、空力、構造、エンジン、飛行制御という要素的な部分だった。それに対して、飛行機全体を扱う部署は無かったといえる。
- ・ エンジン部門は比較的システム全体を見ていた。これは元来、サイクル線図から考えなくてはならないからだろう。機体にはそういう所がない。あるとしたら CAD プログラムを用いる部署が象徴的だが、それをやる人が必ずしもシステムという訳ではない。
- ・ プロマネはシステムを取り扱うが、技術までは入り込まないことが多い。トップにあって、金、人の心配、機体全体のまとめだ。
- ・ Boeing ではプロマネとチーフデザインエンジニアは普通は別で、設計主任（システムマネージャ）は技術に限定。工場まで含めて責任を持つのがプロマネ。
- ・ JAXA 全体では、ロケット・衛星の開発運用にプロマネという定義は明確。しかし JAXA の航空機は（自ら開発運用は行うものではなく）研究開発であり、実機取りまとめのためのプロマネ機能は希薄。
- ・ 研究としてシステムエンジニアリング、システムインテグレーション技術が大事だと言われているが、その技術体系のどこを実施するかを議論する必要がある。
- ・ JAXA-APG では、将来旅客機を睨みながら今の MJ 機に適用できる技術は適用して行き、エンジンではエコエンジンに対して同様。それぞれ MJ やエコエンジンの次のものを狙うことだ。
- ・ プロジェクト的に技術の検討を行う。想定実機として既成概念を壊した物を考案し、エンジンと SST でシステムエンジニアリング的に機体のリクワイヤメント、エンジンの目標サイクルを示し、実現可能なシステムとして考えるのが良いのではないか。
- ・ SST で言えば既成概念を壊すもののひとつとして Low boom があろう。

- ・ 堀之内さんが出された「SST の社会的貢献のシナリオ」の中で SSBJ の可能性を検討したものがシステム研究のよい例ではないか。
- ・ 旅客機のシステムエンジニアリングにはマーケティングを含め、全体的に網をかぶせてシステムとして取り扱うことになる。
- ・ それはシステム・オブ・システムズと言う概念でも言えるのではないか。たくさんのシステムが集まって一つの大きなシステムを作り上げる。ヘリコプタあり、飛行機あり、超音速機ありという航空輸送全体の世界を対象とする。それをマネージメントする能力がこれからは求められる。アポロの時代のプロマネは今から言えばもっと単純に、一つの大きなシステムとして取り扱っていた。あれを超えるような、例えば今度の月や火星探査ではもう少し複雑で、システム・オブ・システムズで考える必要があり、たくさんの単独システム屋を統合するといった極めて大きく複雑なもの（手法）となる。
- ・ ミッションデザインと言う考え方があるが、ミッションと言う最終的な機能ターゲットがあって、これを実現するために必要なもの一つ一つそれぞれがどのような格好になっていけば良いかというシステム検討となる。これには CAD の様な統合的な全体の設計・システムのシミュレーションが必須。これはフロントローディングを高めることで、最終システムの結果予測精度を上げて失敗を未然に防ぐやり方。シミュレーション技術が重要。
- ・ APG にはその様なソフトが無く、的確な概念の固め方が出来ない。（航空機では米国の）RDS があるが内部がよくわからない。独自の道具を持たないとシステムとしての航空機を的確に決める事が出来ないのではないか。日本として自前でちゃんとしたソフトを持つ必要があり、JADC で開発した CAD も検討対象だ。JADC の CAD は YS-11 の後にどんな飛行機が出来るか、どのようなテクノロジーが可能かを動機にシステムの CAD を考えた。提携も考えられる。
- ・ JAXA では空力、さらに高速や低速に別れた狭い範囲での研究が主流になっている。超音速機であれば、巡航性能と離着陸機能のための低速性能やエンジンとのコンプロマイズが不可欠で、この見方が APG には必要。将来には電気飛行機もあり、を APG の思考もそこまで広がるべき。
- ・ ある程度の定量的な関係をつかまないと何がクリティカルであるかなどが出てこない。明確でないまま研究する事になる。重要技術の抽出のためにシステムの検討をやろうとしているのだと思う。

- ・ 計画、計画推進、技術課題それぞれの段階の評価軸を明確にする、技術そのものを使う、技術の実用化に向けたステージング（成熟度段階）を明確にするなど、マネージメントクラスがちゃんとやるということが必要。
- ・ マネージメント能力が問われるが、20 年前話のスタディで、部品点数で 100 万点、の航空機、10 万点の自動車、1 万点の家電と部品点数が一桁つつ違い、日本人は 5 万～10 万くらいのところがマネージメントの限界といわれてきた。
- ・ 超音速機チームでシステムの勉強会が始まり、M1.6 であれば新技術無しで出来るからやってみようといった議論がなされているように聞く。困難な技術開発の努力をやめるような議論はよくない。新しいものへの挑戦としての研究と、実機を商売として開発するものとは区別しなければならない。
- ・ 極超はその性質上システム的に進めている。SST も機体とエンジンを含めて考えなければならない。極超はエンジンシステムにより全体が大きく変わり、スクラムジェットや予冷ターボなどによる機体概念の検討が必要。ロケットと対抗してどれだけのペイロードを宇宙に持っていけるかが競争ポイントになるから、機体抜きで極超エンジンは意味がない。技術をシステムに関連して検討する代表例であろう。SST も検討すべき。
- ・ 静粛実験機と言うのは実証機としてやる必要があるだろうが、超音速実用機はそのままではない。ソニックブームの緩和と言うだけでは最後のな実用機は出来ない。エンジンや構造の設計が必要だが、JAXA はどこまでやるのか。
- ・ SST のこれまでの経緯から言えば、エンジンについて経産省の HYPR、ESPR のプロジェクト成果の流れがあり、機体系技術の分担としてロケット実験機を NAL がやるということになった。その後の流れをどうするかということが我々の責任としてあった。そして選んだものが汎用性の技術としても考えられるコンピュータ技術を、低騒音、低ソニックブームで実現するというもの。この技術が手に入るいろいろな新機的设计が出来るのではないかと思ってる。
- ・ SST チームは研究開発の一環として、実機システムをどう捉え、研究成果をどう生かし、実機開発にどうつなげるかを、我が国の中核としてしっかりと責任を持つておく必要がある。

9 まとめと今後

(坂田 公夫)

平成 18 年度当初から、本部内の方々にご理解をいただき、貴重な実務実績を積んだ上に、JAXA 航空・基盤にも知識をお持ちの有識者として、所内に在籍する民間経験者や大学の方々にお集まりいただき、本部長、統括リーダーの懇談会として、課題検討や討議などの活動をお願いして来た。第 1 章に記したように、取り上げるべきテーマは多く、最近のプロジェクトや JAXA の課題、航空産業などについて、出来るところから提案型で検討し、議論して行こうということになった。懇談会各メンバーをお願いして、それぞれ話題をご提供いただき、それらを題材にメンバー間で議論を進めて来た。今回取り扱った話題は、国産機、国産航空エンジン、超音速機、構造、人材育成などであり、それらの話題提供と討議を通して、我が国の置かれた立場、市場動向、技術課題、人材のありようなど、多くの示唆に富む議論が行われた。例えば、システム技術の重要性と JAXA の不足、市場まで考えた大きな捉え方の重要性、メーカーやエアラインと一体となった航空機構造材料やエンジンの研究開発姿勢、幅広い研究連携の重要性、研究評価の重要性と敗者復活、高度な技術の伝承と体制・人事、リーダーの育成、自由闊達かつ刺激的な研究環境の確保、などなどである。

この報告書はそれらの内容を、余り手を加えずにとりまとめたものであり、これを出版し、特に総合技術研究本部と航空プログラムグループの職員と関係者に供することにより、今後の研究開発と外部連携についての指針の一助にしていきたいと考えている。

まだまだ議論すべきことは多く、将来に向けた、あるいは現状の隘路を打開するための課題は山積している。例えば、コンピュータやソフトウェア、ミドルウェア関連の技術動向、先進耐熱材料など革新性のある素材技術、航空機 TC の技術課題、MEMS、Nano テク、ロボット技術と航空宇宙、組織ガバナンス、宇宙航空の融合と他分野への展開、航空宇宙旅行・輸送の技術基準と規制、施策環境の変化、大学の教育・研究との連携、国際連携課題、アジアの課題そしてイノベーションなど、これらは、少なくとも航空機と航空宇宙の先行・共通技術基盤を担当する総研と航空 PG とが主体的に方針検討に取り込んでおかなければならない事柄であろう。

我が国は、科学技術立国として知恵と研究・開発に根ざす人類福祉を目標に掲げ、現在の産業の立脚もその成果を中核にしているといえる。既に議論されて久しいが、いよいよ航空宇宙分野の役割を期待に沿って発揮すべき時期に来ている。この観点から議論を進めて来たが、ここに報告した議論はまだ必要な事柄のほんの一部である。航空宇宙が必要とする事柄は幅広く、また、国家戦略、

産業基礎基盤構築、人類史あるいは文明的な要素からも論ずることが必要になろう。これら全ての観点を論ずることは不可能であり、限られた人材ですべきことでもないが、研究開発を豊かにするという視点から、可能な限りポジティブな議論をして行きたいと考えている。今後、これらの話題や論点について可能な限り取り上げて、掘り下げて行く計画である。平成 19 年度には、外部の臨時委員や講師も招き、議論や検討の幅を広げ、内容を深化させて行きたいと考えている。

最後に本書の討議が研究現場に生かされることを祈ると共に、読者の忌憚なきご意見を今後のために聞かせていただくならば、まことに幸甚である。

平成 19 年早春

宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-06-018

発 行 平成19年3月1日
編集・発行 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1
URL : <http://www.jaxa.jp/>
印刷・製本 (株)ピー・シー・シー・

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター
〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1
TEL:029-868-2079 FAX:029-868-2956

© 2007 宇宙航空研究開発機構

※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体に加工することを禁じます。

