

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

低ブームSSBJの概念設計について

堀之内 茂

2006年3月

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

目 次

	頁
記号・略号表	1
1. はじめに	2
2. 任務要求の検討	2
2. 1 巡航速度	2
(1) ソニックブーム	2
(2) 利便性	3
(3) 構造材料	4
(4) 機体システム	4
2. 2 航続距離	5
(1) 亜音速ビジネスジェット機の航続性能	5
(2) 航続性能と設計パラメタ	5
2. 3 ペイロード	6
(1) 客室サイズ	6
(2) 客室装備	7
2. 4 離着陸性能	7
2. 5 要求性能の検討結果	7
3. 機体の概念検討	8
3. 1 胴体形状の検討	8
3. 2 主翼形状の検討	10
(1) 翼面荷重	10
(2) 離陸上昇性能	11
(3) 離着陸性能	11
(4) 断面積分布	12
(5) トリム抵抗	12
(6) 低ブーム特性	12
(7) 風洞試験と CFD 解析	14
(8) その他の特性	15
(9) 可変翼機構	16
3. 3 エンジン配置	16
3. 4 機体形態の概念	17
(1) 全機形状	17
(2) 推力マッチング	17
(3) 機体規模	17
4. まとめ	18
参考文献	18
付録 1 SSBJ の空力形態による機体規模の概要	20
付録 2 可変翼機構の課題	26
付録 3 前進翼形態の風洞試験結果	31

低ブームSSBJの概念設計について*1

堀之内 茂*2

Conceptual Design of a Low Sonic Boom SSBJ*1

Shigeru HORINOUCHI*2

Abstract

Research projects for essential technologies such as aerodynamics, materials and structures, propulsion systems, etc. for next-generation supersonic transport are being conducted at JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency).

Currently, two types of supersonic business jet (SSBJ) design models are being used to evaluate the results of the research, and it is considered that a technically feasible and environmentally viable SSBJ could be realized with current technologies on the condition that a low sonic boom technology is established and a supersonic cruise capable engine is developed. This paper summarizes the effectiveness of each research activity and the results of the conceptual design study on a low sonic boom SSBJ.

概 要

唯一の実用 SST であったコンコルドが 2003 年 10 月に運航を停止し、本格的な次世代 SST の開発にも目立った動きは無いが、代わって超音速ビジネス機(SSBJ: Super Sonic Business Jet)や小型 SST の検討が NASA や米国の航空機メーカー等で実施されている。JAXA においては 1997 年から次世代超音速機技術の研究として空力、材料・構造、推進等の分野での要素技術研究を進めてきた。本報告では、これらの要素技術の成果がどのように全体の機体性能に影響を及ぼすのかを見通すために、超音速ビジネスジェット機の機体概念を検討しその効果を評価することを試みた。現在までの結果として、現状の航空機技術の改良と低ブーム形態の実現、及び超音速巡航が可能でかつ低騒音のエンジンを開発できれば、実用的で環境適合性のある SSBJ が実現可能であると考えられる。また要素技術の成果によっては、本格的次世代 SST の開発に向けての雛型、あるいは新しい航空輸送分野を築く可能性のある小型 SST としての実現も有り得ると考えられる。その機体形態の例として、通常形態、及び可変翼形態の SSBJ を検討した

Key Words; SST, SSBJ, LOW Sonic Boom, Conceptual Design

略号・記号表		L/D	揚抗比
Amax	最大断面積	psf	(ポンド) / (フィート) ²
BFL	釣り合い滑走路長	△P	ソニックブーム強度
BMI	ビスマレイミド	SFC	燃料消費率
BPR	バイパス比	SLST	海面上静止最大推力
CAD	Computer Aided Design	SPF/DB	超塑性/拡散接合
CDw	造波抵抗係数	SSBJ	Super Sonic Business Jet
CG	Center of Gravity	SST	Super Sonic Transport
FAR	Federal Aviation Regulation	Sw	主翼面積
ICAO	International Civil Aviation Organization	SVS	Synthetic Vision System
L	全長	T/W	推力重量比

*1 平成 18 年 3 月 3 日受付 (Received 3 March, 2006)

*2 航空プログラムグループ 超音速機チーム (Supersonic Transport Team, Aviation Program Group)

Wf	燃料重量
Wto	離陸重量
W/S	翼面荷重
X/L	機首からの距離/機体長
Y/s	機体中心線からの距離/半翼幅
2 nd Seg	Second Segment

1. はじめに

SSBJ の概念検討の基本的な目的は、要素研究の評価としてのツールであり、また要素研究の達成目標値の意義を確認するものである。従って本検討では、近い将来に実現できる技術レベルを想定して検討を進めることとしたが、要素研究のターゲットを定めるという点から、既存技術の改良だけでなく革新技術も取り入れて検討することとした。従って、機体そのものの実現性については、実用的な見地から、今後更なる検討を加える必要がある。

2. 任務要求の検討

航空機の開発が行われる時には、まず基本的な要求仕様；Mission Requirement が設定される。そこに含まれる項目は機種によって異なるが、SSBJ の場合は下記の 5 項目が主な要求となる。

- 巡航速度
- ソニックブーム
- 航続距離
- ペイロード
- 離着陸性能

又、SSBJ の基本仕様を検討する際には、次の点に留意する事とした。即ち、本格的 SST (150~250 席、マッハ 1.6~2.2) が出現する前段階の実証機としての性格を有し、かつ、グローバルエクスプレス/ガルフストリーム V の次に来る次世代ビジネス機としての能力、さらには小型 SST への発展の可能性を併せ持った機体として検討することを基本概念とした。

2.1 巡航速度

巡航速度は、空力、構造、推進システム等の各要素技術レベルやその研究開発の見通しと、市場の求める利便性や経済性等の要求との関係で設定されていく。以下に技術見直しを含めて要求性能を検討する。

(1) ソニックブーム^{2), 4)}

従来検討されてきた巡航速度：マッハ 2+、乗客：250~300 席の大型 SST の場合は図 1 に示すように、その機体規模から見てもソニックブーム強度を許容できる範囲内に抑制することは困難であると考えられ、海面上空のみ、あるいは限定された陸地上空（コリドー）を超音

速飛行することが前提であり、自由な陸上超音速飛行は検討されていなかった分野である。

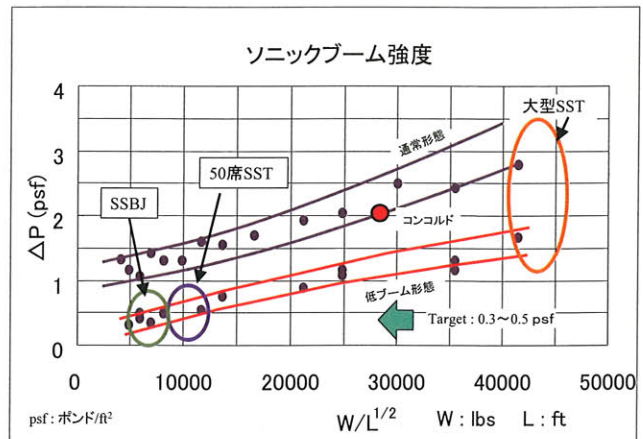


図 1 ソニックブーム強度と機体規模

ソニックブームについては、米国では陸地上空での超音速飛行は禁止されており、低ブーム技術の研究開発が期待される。

図 1 は、機体重量 (40~340 トン)、全長 (45~90 m)、及び、高度、速度等を変化させて、ファーストカット法と低ブーム理論によりソニックブーム強度を計算した結果を整理したものであるが、概略、機体重量に比例し全長の平方根に反比例する傾向を示す。SSBJ クラスの機体の場合は機体規模の小型化だけでコンコルドの半分程度 (1 psf) までブームレベル下げることができ、さらに低ブーム形状の研究開発による効果を想定すると 0.5 psf 以下のところまで低減できる可能性があると考えられる。

米国で検討されている各種の低ブーム検討では陸上超音速飛行が許容されるソニックブーム強度の目標値として 0.3~0.5 psf が想定されている。将来どのレベルのブーム強度が許容されるのかは見通しが難しい。しかし、低ブームの研究開発によっては社会的に受け入れられるレベルに到達する可能性があり、SSBJ の実現性にとって重要な研究課題である。図 1 の結果から陸上超音速飛行のためには、概略として $W/L^{1/2} < 7000$ 程度、例えば、全長 35~40 m、重量 35~40 トン程度以下の機体である必要がある。

大型 SST では、陸上超音速飛行が許容される可能性があるといわれているソニックブーム強度の 0.3~0.5 psf レベルを達成するのは困難と考えられるが、少なくともコンコルドのソニックブーム強度である 2 psf 以下に抑えることが求められるであろう事を考えると、大型 SST の場合も低ブーム技術開発は必要不可欠である。それでも大型の機体規模では海上、及び陸上のほとんど人が住んでいない過疎地の上空をコリドーと指定して超音速飛行を行い、一般の陸地上空は亜音速で飛行することが前提

となるものと想定される。小型 SST や SSBJ では機体規模を小さく抑えることにより許容レベル以下を実現することが可能であると考えられ、従来は検討されていなかった自由な陸上超音速飛行の可能性が期待できる。また SSBJ にとって陸地上空を超音速で飛行することは最優先の要求性能でもある。

(2) 利便性

最もビジネス運航の要求度が高いのは米国内、次いで欧州域内であると考えられる。米大陸横断ルート（ニューヨーク・ロス間 2140 nm；図 2）は亜音速機では約 5.5 時間の飛行であり日帰りの往復移動は困難である。超音速運航では約 2.5 時間となり十分日帰りが可能となりそのメリットは大きい。これは SSBJ をベースとした小型 SST の市場性を考えた場合にも重要な要素になる。

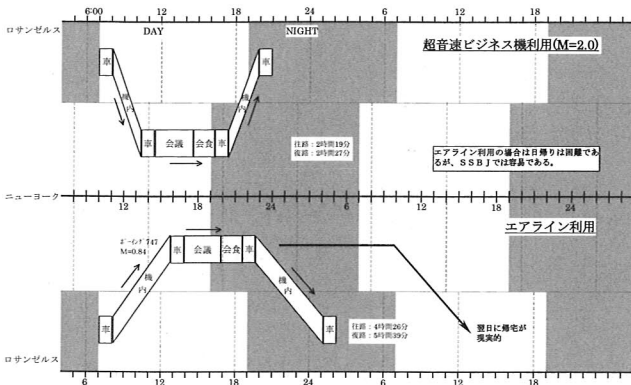


図 2 米大陸横断ルートの比較

次にビジネス輸送の要求度が高いといわれている大西洋横断ルート（ロンドン・ニューヨーク間 3010 nm）においても SSBJ の運航により図 3 に示すように日帰り移動が可能となり、エアライン利用の 1 泊移動との優位性が明確になる。

特にこのルートはコンコルドが 30 年近い運航実績をのこしており、根強いマーケット需要があると考えられる。米大陸横断や大西洋横断ルートでは巡航速度の大小による効果は、日帰りという意味においてはあまり顕著ではなく、マッハ 1.6 以上であれば大きな有意差はないと考えられる（図 4）。アジア圏で見ると、東京-シンガポール間（2860nm）が同様に日帰り圏となる。

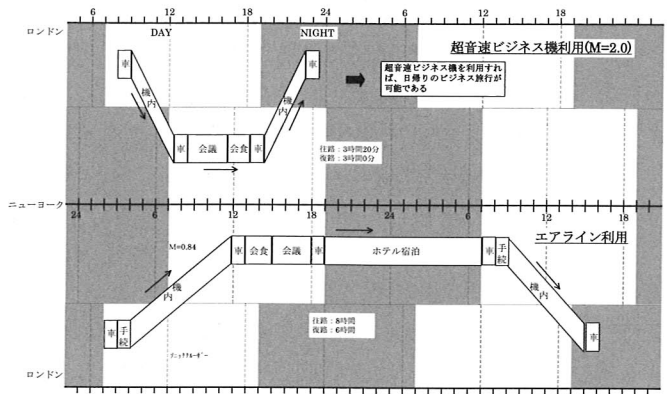


図 3 大西洋横断ルートの比較

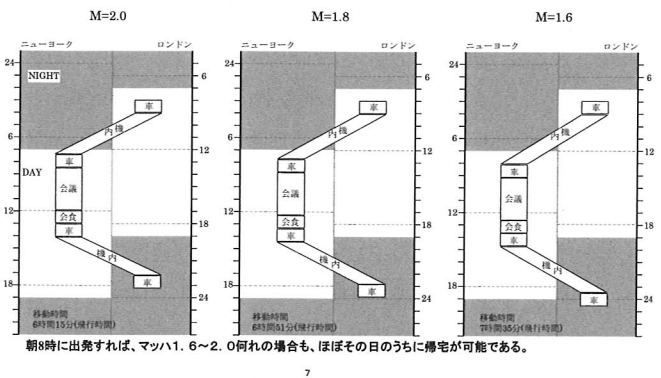


図 4 大西洋ルートと巡航速度

SSBJ や小型 SST の運航により米大陸横断、大西洋横断ルート、或いは東南アジアルートは日帰り圏となり、東京・大阪間の新幹線開通による飛躍的な利便性向上と同様の効果が、航空輸送の世界でも再現されるのではないかと考えられる。但し、ソニックブームの制限による機体の大きさに限度があり、輸送能力としては限られたものであるが、多様性のある航空輸送システムとなることが期待される。

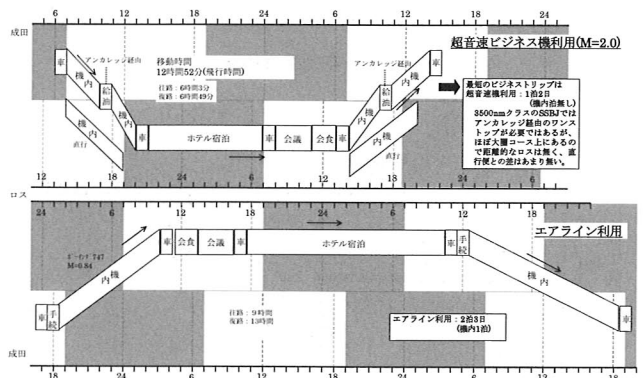


図 5 太平洋ルート

日本と米国西海岸の運航（成田・ロスアンジェルス間 4790nm）においては、近い将来の技術レベルによる小型

SSBJでは直行することが困難となり、例えばアンカレッジ経由のワンストップが必要になる。しかし大圏コースからのズレは僅かであり給油のための1時間程度のロスタイムを含めても、翌日の午後に成田に戻ることは可能であり、エアライン利用の2日後に戻る場合より利便性は高い(図5)。

当然のことながら複合材技術による軽量化や空力技術による高揚抗比の達成等の要素技術の成果によっては直行できる可能性は十分にある。この距離になると直行する場合はマッハ1.6では5時間以上の飛行時間となりマッハ2以上の巡航速度が望ましい。

到着地との時差の問題は、亜音速機では米大陸横断/大西洋横断/太平洋横断のいずれの場合も問題となり発着時間の制限がでてくるが、超音速運行の場合は大きな問題とはならない。

以上のように、SSBJによる利便性の向上は顕著である。又、本格的SSTとは異なりビジネスジェット或いは小型SSTにおいては、その運用形態から陸上超音速飛行は必須の要求であり、低ブーム形状の採用、機体の小型軽量化等によるソニックブーム低減策が重要な研究要素である。また、小型SSTの場合、ハブ/スポーク方式によるエアライン利用に較べて小都市間の直行・超音速ルートが開拓されればさらに利便性の向上が可能となる。

(3) 構造材料

要求性能を検討する上での前提として構造材料の技術レベルは以下のように考える。現用の材料の耐熱性から見ると、図6に示すように、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。

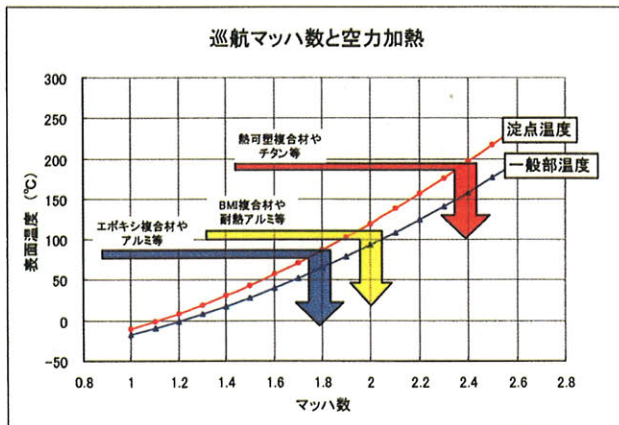


図6 構造材料と巡航速度

複合材技術の適用は、構造重量軽減による搭載燃料の増大が可能となり航続性能が改善されることに直接的な効果があり、また、耐熱性向上による巡航速度の向上や、機体重量軽減による全体的な性能向上や低ブーム性能向上につながる。但し、後述するように燃料タンクスペースの制限が課題となる。

(4) 機体システム

その他の要素技術では推進システムが巡航速度の設定に重要な要素となり要求性能を設定する上で検討しておく必要がある。

空気取入口は巡航速度に対応して様々な方式がある。一般的にはマッハ1.6程度までならば適切な総圧回復率を維持でき、システムも単純な固定式のインテークが使用される。マッハ2以上の速度では外部圧縮型や混合圧縮型の可変インテークが必要となる。

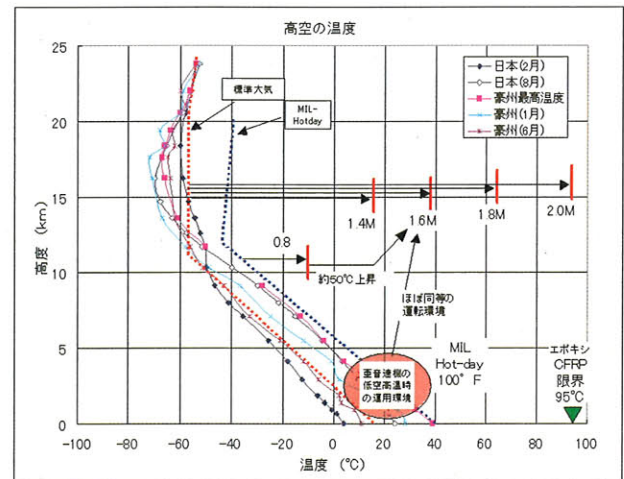


図7 巡航マッハ数と温度上昇

エンジンそのものについては、超音速の外部流をエンジン直前では亜音速に減速/圧縮するために断熱圧縮によりエンジン入口温度が上昇する。この温度上昇がどの程度かを図7に示す。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。

その他、客室の空調システムも同様の課題がある。巡航速度をマッハ2程度以上に設定すると空調機の放熱は外気ではなく燃料の熱容量を利用する等の対策が必要である。また、作動油やシーラン、塗装等、環境温度に対する対策が必要となる。

以上の点から、巡航速度は利便性や近い将来の実現性を考え、マッハ1.8を初期値として設定した。

2.2 航続距離

(1) 亜音速ビジネスジェット機の航続性能¹⁸⁾

従来の亜音速ビジネスジェット機はその航続性能や乗客数によっておよそ表1のように分類されている。

表1 亜音速ビジネスジェット機の種類

	乗員/乗客	航続距離
Light Size	2+4~6人	1000~2000nm
Medium Size	2+6~8人	3000~4000nm
Large Size	2+8~15人	4000~6500nm

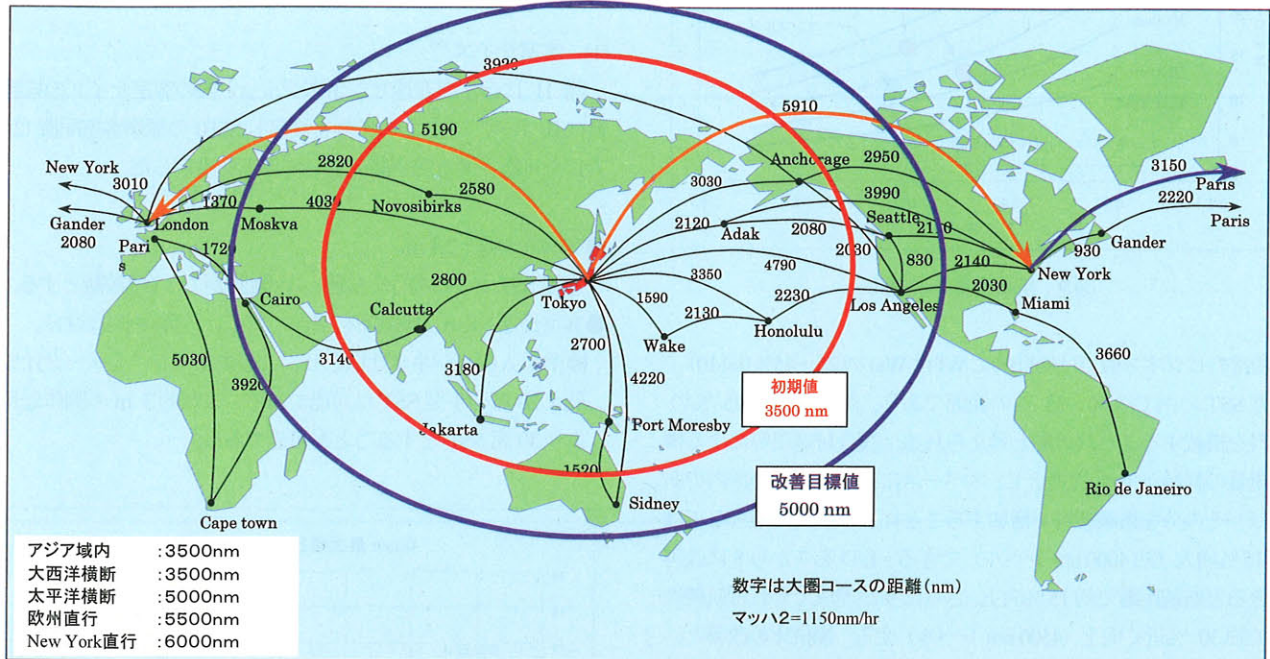


図8 世界の主要都市間の距離

その他、最近ではLightの下限付近にSuper LightやVLJ (Very Light Jet)と呼ばれる小型機や、Mediumの中でもLargeに近いキャビンと2500~4000 nm付近の航続性能と比較的低い価格設定をしたSuper Midといわれる中型ビジネス機の開発が盛んである。

このSuper Mid Classの機体はビジネスジェットとしては2+8人が標準であるが、最大では20席程度の配置が可能となる客室サイズを有しており、SSBJの基本的な要求はSuper-Mid Sizeの超音速版ビジネスジェット機とした。

航続性能については大西洋横断性能:3500 nmを初期値とした。ニューヨーク・ロンドン (パリ) 間を運行しているコンコルドの航続性能は約3600 nmである。また、3500 nmの航続性能があれば太平洋横断がワンストップで可能であり、成田→アンカレッジ→ニューヨークや、成田→アンカレッジ→ロス、さらには、成田→ノボシビルスク→ロンドン等の、欧州へのワンストップ飛行も可能でありSSBJにとっての基本要件と言ってよい(図8)。

新技術効果をあまり期待しない場合の基本仕様として大西洋横断能力を持ったSuper Midクラスの超音速型という初期値を設定することとした。また機体技術(空力、材料・構造、エンジン等)の大幅な改良が可能で、機体成立性が見通しが得られるようなら4500~5000 nmを発展型として検討することとし、さらに若干の改良で20~30席クラスの小型SSTへの発展を考えることが妥当である。4500nmの意味としては、欧州から米国内陸部への直行、

あるいは米国東海岸からローマやアテネ等の欧州東部への直行ルートがある。5000nmになれば太平洋横断が可能となり、これを改善目標値とした。

(2) 航続性能と設計パラメタ

航続性能の要求値を設定する場合に、それを達成するための設計パラメタであるマッハ数、揚抗比; L/D、燃費率; SFC、搭載燃料; Wfの目標値と、その見通しを得ることが必要である。その結果は図9に示すように、既存技術レベルとして、M=1.8、L/D=7、SFC=1.0とすると3500 nmを飛行するための燃料Wfは離陸重量Wt0の45%となる。

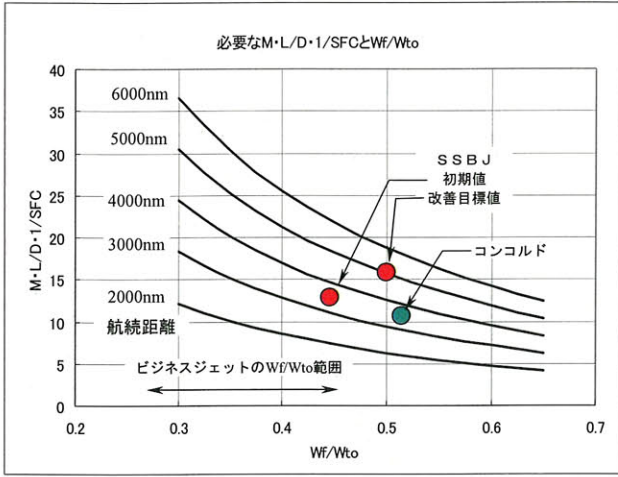


図9 航続性能の見直し

通常のビジネス機では統計的にWfはWtoの25~45% (図10)、大型SSTの例では50~55%の範囲であり、離陸重量の45%の燃料を搭載することは可能と考えられる。複合材適用等による構造重量の軽減が10%程度とし、スペースによる制限の範囲内であれば、その分を搭載燃料で増加することにより航続距離としては約15%増大(約4000nmレベル)できる。L/Dを7から8に改善できると航続距離で約15%向上、さらに9が達成できれば航続性能で約30%近く向上(4500nmレベル)する。揚抗比の改善と、耐熱複合材による巡航速度の向上や、機体自重の低減が可能になれば航続性能は初期値として設定した3500nmから5000nmへの改善が可能な範囲となってくる。従って材料/構造技術、空力技術、エンジン技術が重要な要素となる。

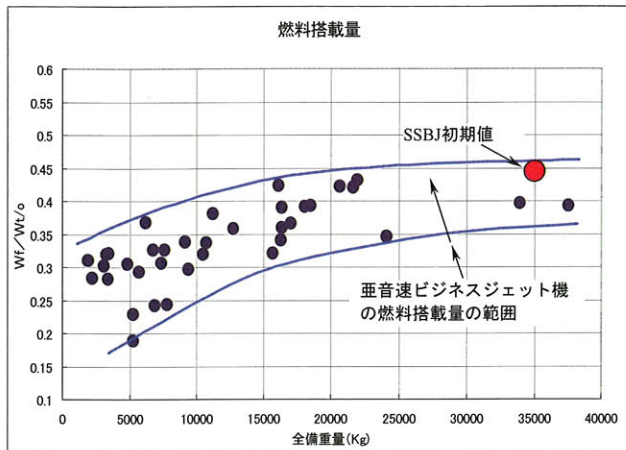


図10 燃料搭載量¹⁸⁾

2.3 ペイロード

SSBJのペイロードとして、何人の乗客を乗せ、そのための客室諸元をどうするかは、巡航速度や航続性能のターゲットを決めるのと同様に重要な基本仕様である。SSBJのペイロードを検討する際の考え方を以下の様に設定した。

- 高揚抗比を達成するために胴体断面を削減し胴体の細長比を大きくすることを目標とする。また、低ブーム形状を達成するた

めにも、最大断面積を下げることは重要であり、その上で等価断面積分布をDardenによる低ブーム型の分布に近づける配慮をする必要がある。

- 小型SST (20~30席) への発展が見込めることを前提とする。
- 超音速ビジネスジェットに比較して遜色のない快適な居住性を有することを基本とする。

(1) 客室サイズ¹⁸⁾

図11に示す超音速ビジネスジェット機の客室サイズの統計資料に基づいて、これらの条件を満足しSSBJの標準客室配置(2+8人)を可能とする客室諸元として以下を設定した。

- 客室最大幅: 2.1 m

小型SSTとする場合を考慮し3列配置ができる客室幅とする。

- 客室長さ: 8 m (操縦席を除き、トイレ/荷物室を含む)。

標準8人のビジネス仕様とし、このままでも通勤仕様で最大20席の小型SSTは可能である。また約3mの胴体延長により30席SSTとすることが可能である。

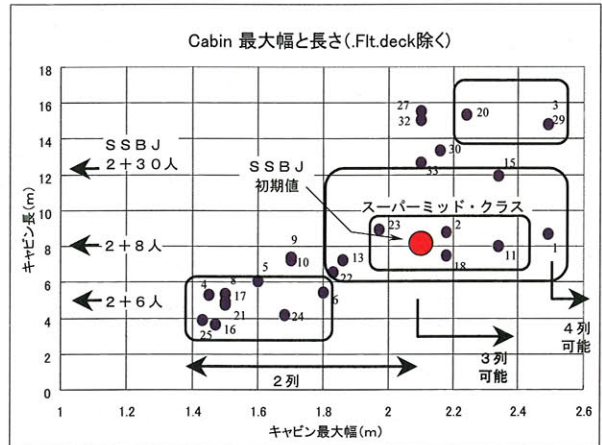


図11 超音速ビジネスジェット機の客室サイズ

- 客室最大高さ: 1.4 m

Super-Midクラス以上の超音速機(飛行時間は5~10時間)では客室高さが約1.7m以上ありほぼ立って歩くことが可能であるが、SSBJの場合は超音速による飛行時間短縮の結果、米大陸横断でも2時間程度の飛行であり、飛行中の客室内移動の必要性は少なく、1.4mでも許容できる範囲と考える。これは同じ飛行時間という点で見ると航続性能が1500nm程度のLight/Mediumクラスの超音速機の航続時間がその程度であり、そのクラスのキャビン高さと同等である(図12)。但し、小型SSTとする場合には、緊急時の脱出や搭乗/降機の利便性を考慮した客室内設計が求められる。

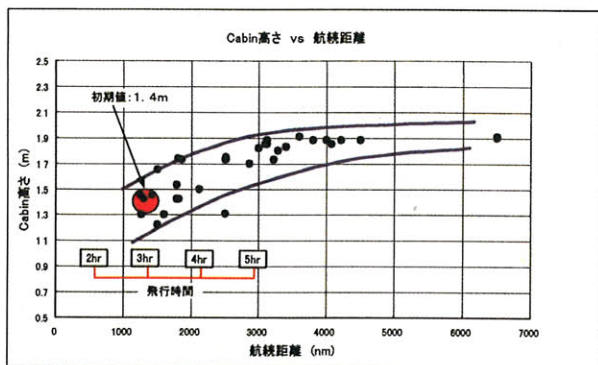


図12 亜音速ビジネスジェット機のCabin高さ

(2) 客室装備

SSBJは従来の亜音速ビジネスジェットに較べて空力や構造などの機体性能技術の上では革新的な進歩が考えられる。同様にキャピンの計画を進めるに際しても、以下に示すようにSSBJに対応しい新技術を盛り込むことが適切である。

(ア) 居住性・利便性の向上

衛星通信／秘話装置／電子メール等のIT通信機能、多機能調整座席、アクティブ騒音低減技術、高機能空調技術等

(イ) 安全性の向上

エアバッグシステム／衝撃吸収座席設計による安全性向上、急減圧時の保命装置、燃料タンク不燃化システム、宇宙線被曝対策等

(ウ) 全機システムとしての向上

SVS、カテゴリIIIc完全自動着陸、知的材料等によるヘルスマニタリング機能等

2.4 離着陸性能

本検討においては他の亜音速ビジネスジェットと同等程度の性能であれば良いと考え、航続性能3500~5000nm規模の機体の性能として7000ftを設定する。この値は図13,14に示す亜音速ビジネスジェット機の統計資料から見ると上限であるが超音速飛行から求められる諸要求との妥協を図るものである。

FAR 必要離陸滑走路長：7000 ft

FAR 必要着陸滑走路長：7000 ft

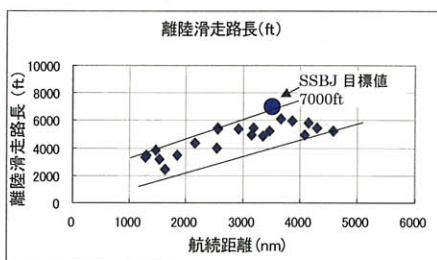


図13 亜音速ビジネスジェット機の離着陸性能

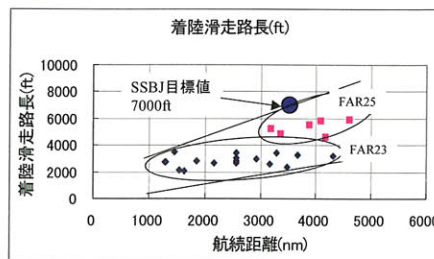


図14 亜音速ビジネスジェット機の着陸性能

2.5 要求性能の検討結果

以上の検討結果をまとめると、機体概念の検討をする前提として、SSBJに要求される基本的な要求性能を以下のように設定した。

- (1) 巡航速度はマッハ1.8を初期値とする。
- (2) 航続性能は大西洋横断可能な3500nmを初期値とする。
- (3) ペイロードは乗員2人+乗客8人を基本的な要求とする。
- (4) 離着陸必要滑走路長は7000ft程度とする。
- (5) ソニックブームは0.3~0.5 psfを目標とする。

これらの仕様を満足できる機体を実現するためには推力10トン程度の低騒音、かつ超音速で巡航可能なエンジンが必要であるが、現用の戦闘機エンジンの改良型の範囲で対応が可能と考えられる。

その他には現状技術の延長の範囲で成立するのではないかと考えられる。但し、SSBJにとっては陸上超音速飛行は必須の要求となると考えられる事から、巡航性能と低ブーム特性を両立できる機体形態の研究が最大の課題となろう。この他、高揚抗比空力技術、複合材技術の研究の成果は機体性能の向上、例えば巡航速度のマッハ2.2程度までの向上や航続性能の4500~5000nmへの向上に寄与することになると考えられる。

また、2+8人/3500nmのSSBJが実現できれば、若干の改良で、20~30人乗りの小型SSTに発展することが可能であり、コンコルドの30年近い運航実績で超音速旅行を体験したおよそ250万人といわれているビジネスマンをはじめ、時間短縮を優先する人々にとっては小型とはいえ大いに魅力ある高速輸送システムを提供できるのではないかと考えられる。

特に、陸上超音速飛行を前提とする小型SSTの有効性は従来の大型SSTでは検討されていなかった米国大陸横断や欧州域内の超音速運航を可能とし、超音速コンピューター/チャータ輸送等の航空輸送の多様性を進め、広範囲な需要を呼び起こす可能性もある。

これらの要求性能を満足する要素技術は概略以下のレベルである。

表2 要素技術と機体性能。

	初期目標値	改善目標値
要求性能		
・巡航マッハ	1.8	2.2
・航続性能	3500nm	5000nm
要素技術		
・揚抗比	7	8
・材料技術	複合材	耐熱複合材
・SFC	1	1.1
・Wf/Wto	0.45	0.5

3. 機体の概念検討

2章に述べた任務要求を満足し得るSSBJの機体概念の初期検討結果を以下にまとめる。

機体形態のベースとしては、従来の各国のSST計画に一般的に採用されてきたクランクアロー翼を持った通常形態(図15)を初期値とし、小型軽量化を図れる可能性のある形態として、可変後退翼(図16)を設定し、さらに低ブーム/低抵抗の可能性を検討する可変前進翼形態(図17)を設定した。

初期的な検討結果では可変翼形態による燃料消費量の削減と、全備重量の削減が考えられ、高性能化への大きな効果が期待できると考えた。また、前進翼形態が持つ可能性のある低ブーム効果により、社会的に受け入れられると想定されている0.3~0.5 psfレベルに近いブーム低減効果が期待できると思われる。また米国東北部や欧州の様に都市が切れ目無く存在する地域、或いは国立公園等の環境保全要求の高い空域では、それでも超音速飛行が許可されないこともあり得るであろうことから、可変翼による低超音速あるいは高垂直音速性能の向上は大きな利点であり、さらに可変翼による離着陸時の高揚抗比や高揚力特性による離着陸性能の改善は、直接地方空港への運行が必要となる可能性の多いビジネス機にとっては大きな利点であろう。

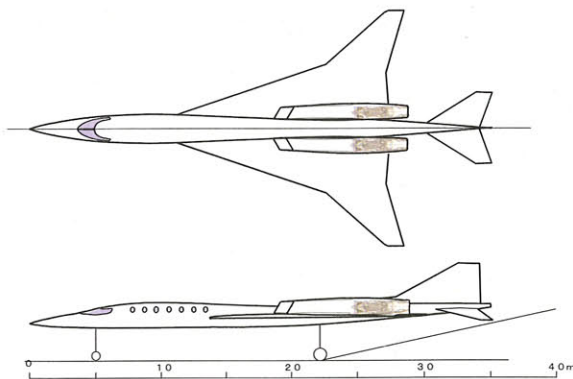


図15 通常形態

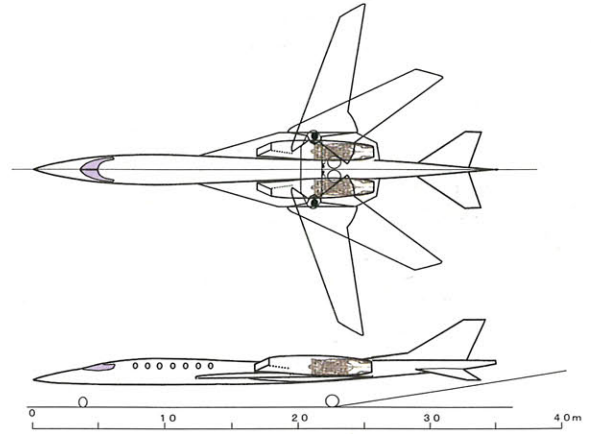


図16 可変後退翼形態

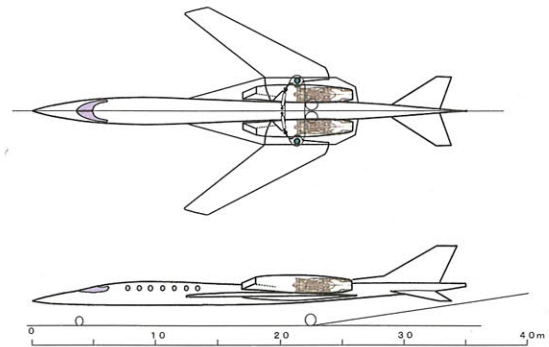


図17 可変前進翼形態

3.1 胴体形状の検討

造波抵抗を削減する手段として、最も単純で効果のある方法は全機の細長比を大きくすること、即ち最大断面積を減らすことであり、次いで、その断面積分布をSears-Haack体に近づけること、及び部分的な機体各部の表面形状のローカルな曲率を滑らかに通すことである。

従って、胴体の基本形状を決定する条件として、客室の断面積を小さくすることを基本的前提とした。しかし、最新のビジビジネス機並みの居住性と、将来小型SSTへの発展を考慮し、胴体の最大幅を2.1mとした。この値は図18に示すように高級ビジネス機であるガルフストリームGVや、30~50席クラスの小型旅客機であるエムブラエムERJ135/145と同等である。

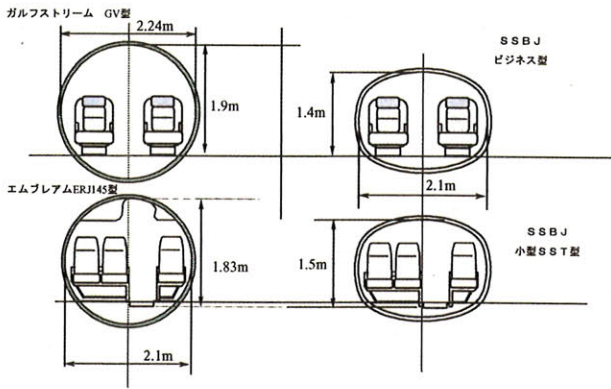


図18 客室断面の比較

客室断面積を小さく抑えるために客室高さについては超音速飛行による飛行時間の大幅短縮により飛行中に客室内を移動する必要が減ることを考慮し、少し小型の亜音速ビジネス機（6～8人乗り）程度の1.4mを初期値とした。

客室高さを小さくすることにより与圧部分の断面形状が真円から外れることによる重量ペナルティや、細長比増大による構造重量の増大、さらに胴体の容積効率の低下を招くため、詳細なトレードオフが必要である。本検討では他機例を参考にして胴体細長比の初期値を17に設定した。表3は客室高さを変えた場合の細長比の変化と揚抗比の推定値を示すが、客室高さを1.8mとすると細長比で10%低下、造波抵抗で16カウント増大、揚抗比10%の低下になってしまう。層流化技術やエアリアルール技術を適用する前段階として断面積そのものを減らすことは大きな意義をもっている。当然のことながら、客室のゆとりに対してはマイナスの要因とはなるが、着席した状態における頭上の空間の意義についての考え方次第であり、機体性能への大きな影響は注目すべきである。

表3 客室高さと揚抗比

客室高さ(m)	1.4	1.6	1.8
胴体細長比	17.1	16.3	15.5
全機細長比	13.7	13.3	12.9
CD _w (カウント)	40	48	56
L/D	7.6	7.3	6.8

CD_w (カウント) = 0.0001

客室幅を2.1m、高さを1.4mとすると細長比17を達成できる胴体全長は約35mとなる。この長さは、低ブーム機体を目指す初期値としても必要な長さである。

胴体の細長比と全機細長比の関係はエアリアルールをどれほど理想的に実現できるかという事と、主翼やナセルによる断面積の増分の程度によるが、SSBJの場合には概略の機体形状検討の結果、全機細長比で約14が達成できると想定した。また、この場合の造波抵抗は40カウントのレベルを初期目標としたが、最適解であるSears-Haack体の造波抵抗からの増分は約1.6倍であり達成可能な範囲(図19)と考えられる。

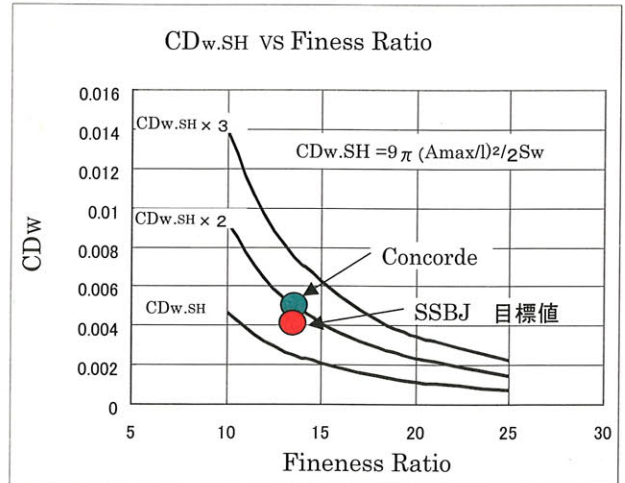


図19 造波抵抗と細長比

客室高さを低くする努力は、直接、断面積分布に影響するので、居住性と低ブーム形状と低抵抗形状の成立する範囲でキャビン高さの妥協点を検討していく必要があり、この1.4mは最小要求値と考える。

この結果、摩擦抵抗(約80カウント)、誘導抵抗/トリム抵抗(20カウント)を含めて、全機の揚抗比は最低でも7以上を達成できると考えられる。

スーパーミッドサイズのビジネスジェット機の客室基本配置としては、前後向かい合わせの4人がけシート(クラブタイプ)を2セット配置できることが基本的要求になる。図20にはこの配置の前後にギャレー、トイレ、荷物室を配置し、操縦席とのパーティションから後方に8mの長さの客室を初期値として設定した。この配置が可能であれば、そのままの客室長で20席、約3m延長して約30席の小型SSTへの発展が可能である。

現在の亜音速ビジネスジェット機は、個人や大企業が専用で所有する以外に、共同所有(Fractional Ownership)やチャータ会社による運航で利用される方向に進んでおり、SSBJもこのような共同所有や、チャーター運航による小型SSTとしての検討が重要である。

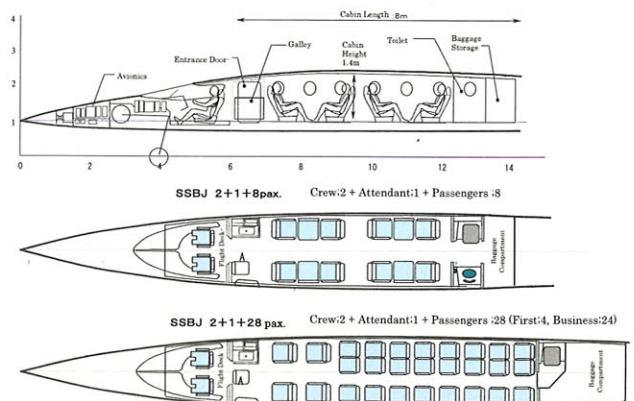


図20 客室配置の概要

図21は同一スケールによる他機例¹⁹⁾の比較を示すが、SSBJの初期値はスーパーミッドクラスのGalaxyと同等、LargeのガルフストリームG5やボンバルディア・グローバルエクスプレスのキャビン長の半分である。また、リージョナル旅客機との比較では、同じ30席クラスのサーブ340とほぼ同等、CRJ200に比較して、座席配列が3列となる分、幅が狭い。

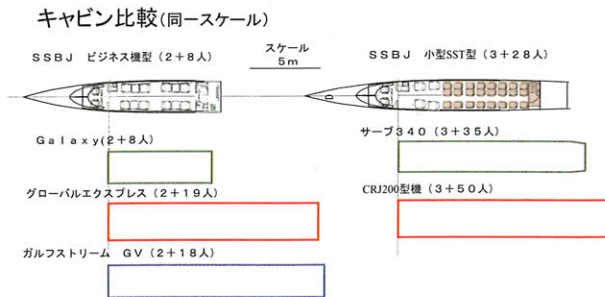


図21 他機例比較図

3.2 主翼形状の検討

主翼形状については、一般的にクランクアロー翼が超音速輸送機には適していると言われており、通常形態のSSBJ案の主翼形態とした。革新形態としては可変後退翼/前進翼を取り上げた。図22に可変翼形態の特徴と利点、課題を示す。

可変翼を検討した第1の理由としては、広い速度域を効率良くカバーし小型軽量化できる性能上の利点と、SSBJにとって最大の課題である低ブーム特性の達成に効果的である可能性があると考えられる事である。

性能上の利点としては下記の(2)~(5)に示す点であり、詳細検討をして比較する必要があるがSSBJの基本形態として適した特性を持つ可能性があると考えられる。低ブーム特性については(6)に概念を示す。

また、後述のように可変後退翼と可変前進翼は、離陸上昇性能と離着陸性能においてはほとんど同じ効果を持っているが、断面積分布、トリム抵抗、低ブーム特性の点では可変前進翼形態の方が性能的には優れていると考えられる。しかしながら前進翼形態の空力特性についての公刊データが少なく、その設計法そのものが今後の大きな研究課題であり、本報告では前進翼形態の特性の一端を示すものである。

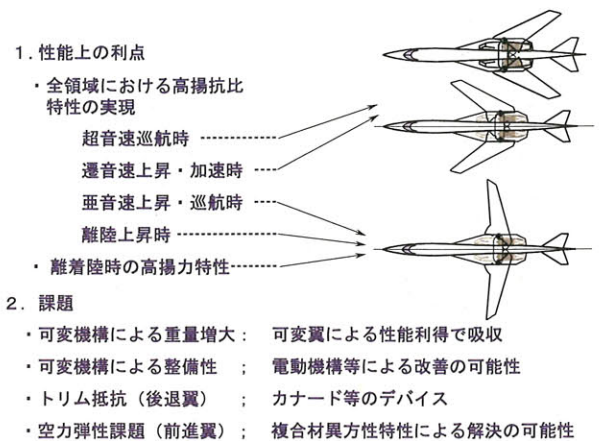


図22 可変翼の効果

(1) 翼面荷重

機体概念の検討を進める上で、翼面荷重と推力重量比の初期値を定める事は重要である。一般的に機体開発においては、要求性能を定め、基本形態の条件を決めてから、機体諸元をパラメトリックに変化させてCAD (Computer Aided Design) プログラムで機体規模や性能を計算し、翼面荷重 (W/S) と推力重量比 (T/W) の平面上に結果をプロットして概念機体の存在域を定めることが行われる。本報告ではSSBJという既存の機体のデータが存在しないことや、検討の目的が機体開発ではなく、要素技術の評価であることなどから、性能要求や設計パラメタを限定して、その効果のみを検討することとした。

翼面荷重を支配する要求性能のうちSSBJに特に関連するものは下記の3点である。

- 超音速巡航時に最適な揚抗比が得られる設計揚力係数が得られること
- 離着陸性能が満足できること
- 航続性能要求を満足できる燃料を搭載できるタンク容量が得られること。

図23に示すようにSSBJの場合、巡航時の設計揚力係数を $CL = 0.1$ とすると巡航速度マッハ1.8の場合で翼面荷重は約 $400\text{kg}/\text{sq.m}$ のレベルとなる。

但し、巡航高度は $40\text{kft} \sim 50\text{kft}$ を想定した。コンコルドの場合は 60kft の高度で巡航するが、SSBJの場合は米国大陸横断でも飛行時間は約2時間であり、超音速巡航区間を伸ばし上昇や降下に要する時間を削減するために巡航高度を少し低くして検討した。

また、図23は離陸重量における翼面荷重を示しているが、揚力係数は巡航時の機体重量が離陸重量の80%として計算したものである。

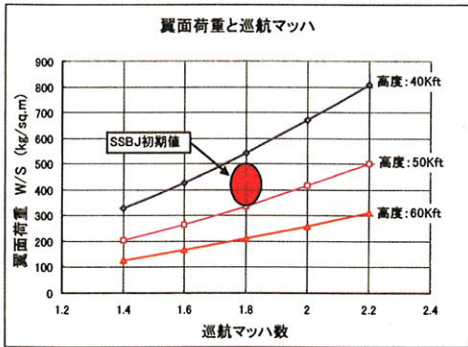


図23 翼面荷重と巡航マッハ数

離着陸性能については付録1に示すように固定翼形態で約350kg/sq.m以下、可変翼形態で約420kg/sq.m以下とする必要がある。

搭載燃料は表6に示す概念機体では固定翼形態、可変翼形態何れも搭載燃料は離陸重量の約45%であるが、スペース上は、主翼以外に後部胴体等にタンクを設けることで搭載が可能である。但し、可変翼形態では搭載可能燃料にほとんど余裕は無い。

亜音速ビジネスジェット、及び米国のSSBJ計画案とともにSSBJ初期値の翼面荷重と推力重量比を図24に示す²⁰⁾。

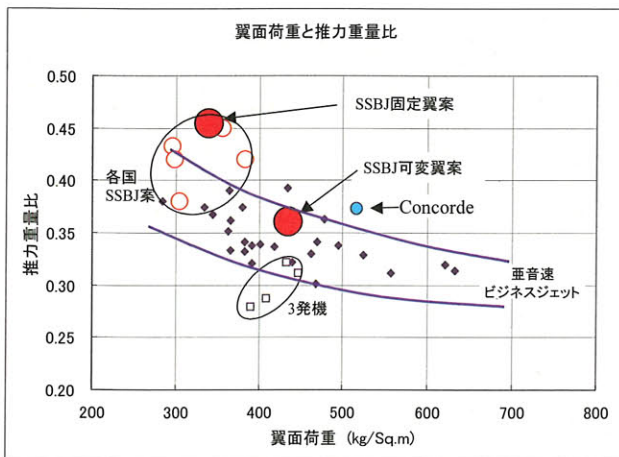


図24 翼面荷重と推力重量比

(2) 離陸上昇性能

アスペクト比の小さい固定翼の場合は離陸形態の揚抗比が小さく、離陸上昇能力を確保するためには大きなエンジン推力が必要となる。コンコルドのように大型SSTの場合は、4発形式であり離陸時の1つのエンジン停止でも正常時の3/4の推力が残っており、また規定の上昇要求を満足できるが、SSBJのように双発形態とする場合は、片エンジン停止では推力は半減し上昇能力の確保が重要な設計課題になり、推力重量比が大きく機体規模も大きくなる可能性が高い。

しかし、可変翼にすることにより離陸上昇時の揚抗比を大きく設定することが出来、必要な推力重量比を小さく、即ち機体規模を小さくできる。図25、表4に可変翼と固定翼、及び双発機、3発機と4発機の場合のFAR要求を満足できる必要推力重量比の比較

を示すが、コンコルドの例では、離陸時に必要となる推力は推力重量比で0.37にも達し、通常の4発形態の亜音速旅客機の5割増に近い大きな値になっている。この検討をSSBJに適用すると、固定翼形態の場合は離陸時の揚抗比を6とすると、必要な推力重量比は0.46であり、可変翼形態の場合は揚抗比を9とすると、必要な推力重量比は0.33となり、機体重量が同じとしても、可変翼形態では必要なエンジンの規模が30%も小さくて済むという結果になる。

表4 離陸上昇時の揚抗比の比較

	SSBJ アローウィング	SSBJ 可変翼	Concorde
エンジン数	2	2	4
FAR 要求上昇勾配 (%)	2.4	2.4	3
安全余裕	1.5	1.5	1.5
設計上昇勾配 (%)	3.6	3.6	4.5
L/D	6	9	5
推力重量比(FAR満足)	0.405	0.294	0.327
推力重量比(SLST設計値)	0.46	0.33	0.37

注：安全余裕は離陸時の引きし超過による揚抗比低下の余裕。
推力重量比の設計値はインテーク効率と高温気象時の性能低下を考慮した値

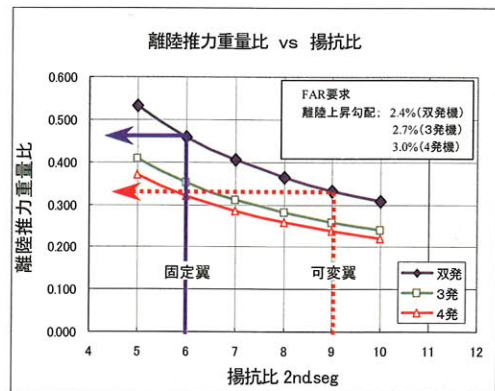


図25 揚抗比と離陸上昇要求を満足できる推力重量比¹³⁾

(3) 離着陸性能

可変翼を採用することにより、離着陸時には主翼の後退/前進角を小さくして、良好な離着陸性能を達成するために必要な主翼の最大揚力係数を通常形態に較べて大幅に改善(図26)することができる。

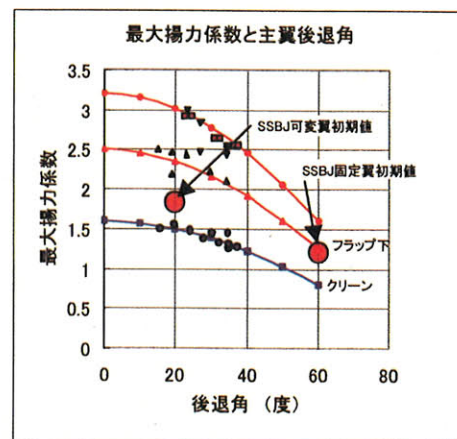


図26 最大揚力係数と主翼後退角

その結果、必要な主翼面積を小さく設計することが可能となる。可変翼形態では1.8、アロー翼形態では1.2を最大揚力係数の初期値とする。

(4) 断面積分布

上記の結果、可変翼の場合は全機の最大断面積の中に占める主翼分の断面積が小さく、全機の細長比を大きくでき、断面積分布の最適化も容易となる。

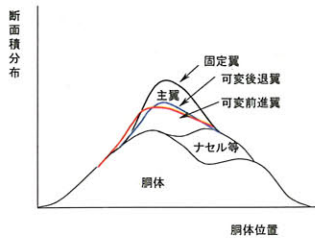


図27 断面積分布の比較

造波抵抗を減らすには所謂エアールールの適用を図ることが必要であるが、断面積の分布を求める際は飛行マッハに相当するマッハ平面で機体を輪切りにし、機軸周りにそのマッハ面を回転しその平均値をとる。前進翼形態の場合は平面図に垂直なマッハ面をとった場合を考えると、図28に示すように機首付近からすでに主翼分の断面積がカウントされ、機軸方向に前方に引き延ばされた分布となり断面積分布の改善に効果がある。

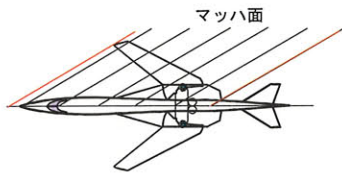


図28 前進翼の断面積分布の特徴

(5) トリム抵抗

超音速時には主翼の圧力分布が変化し空力中心が後退し、発生する縦揺れモーメントを釣り合わせるための尾翼に下向き揚力が必要になる。この結果トリム抵抗が発生するが、この抵抗増大が超音速機の1つの設計課題である。コンコルドの場合は水平尾翼が無いので主翼のエレボンを操舵してトリムを取る必要があるが抵抗の増加が大きいため、代わりに搭載されている燃料を機内で移送し重心を移動させることによりモーメントの不釣り合いを減らし解決を図っている。

可変後退翼の場合はこの圧力分布から来る空力中心の移動に加えて、主翼が幾何学的に後退するためにさらに大きな空力中心の移動が生じ、トリム抵抗が増大する。可変前進翼の場合は空力中心が超音速時の圧力分布により空力的には後退するが、幾何学的には主翼が前進するため、トータルとしての空力中心の移動量は、可変翼の回転中心であるピボットの位置にもよるがむしろ前

進する場合があり(図29)トリム抵抗の増大はほとんど無いと考えられる。

表5はパネル法により超音速時の静安定を計算した結果に基づきトリム抵抗の比較をしたものであるが、可変前進翼、固定アロー翼、可変後退翼の順に超音速時の静安定が強くなり、即ち空力中心の後方移動が大きくなっている。前提条件としては、亜音速/超音速いずれかの領域でRSSレベルが10%不安定以内になるように重心位置を選定した。この結果、可変後退翼形態では6%の揚抗比の低下があるが、可変前進翼形態では2%の向上が得られる。

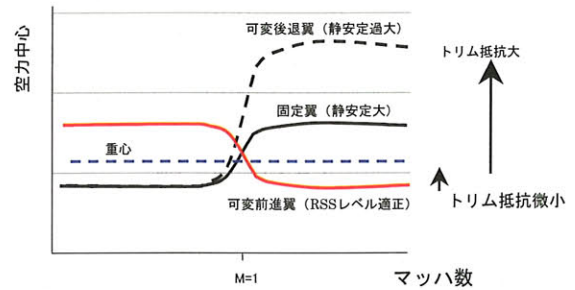


図29 空力中心移動とトリム抵抗

表5 トリム計算

	アロー翼	可変後退翼	可変前進翼	備考
静安定(0.8M)	0.1	0.1	-0.39	0.8M又は1.6Mどちらかで静安定10%の不安定を設定
静安定(1.6M)	-0.1	-0.3	0.1	
CG	0.55MAC	0.45MAC	-0.04MAC	亜音速時のMAC基準
水平尾翼揚力	-0.013	-0.042	+0.025	尾翼面積基準
トリム舵角	-0.4度	-1.3度	+0.8度	
ΔCD	2カウント	10カウント	-2カウント	ΔCdo+ΔCdi
揚抗比	6.9	6.5	7.1	
%増減	-2%	-6%	+2%	基準揚抗比=7.1に対して

(6) 低ブーム特性^{1),3),4),5)}

ソニックブームの削減については機体の体積に基づく断面積分布に加えて、揚力の機軸にそった揚力等価断面積分布を加えた全機の等価断面積分布(図30)を最適化(Dardenの理論分布)することが効果的であることが修正線形理論で示されている。

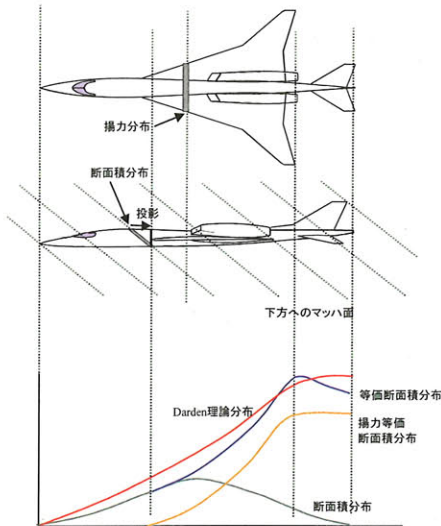


図30 等価断面積の定義

近傍場の圧力分布をパネル法 (A502/PANAIR) で求め、Whitham法で Aging を行い、Thomas 法 (波型パラメータ法) で地上への伝播を解析した結果を以下に示す。

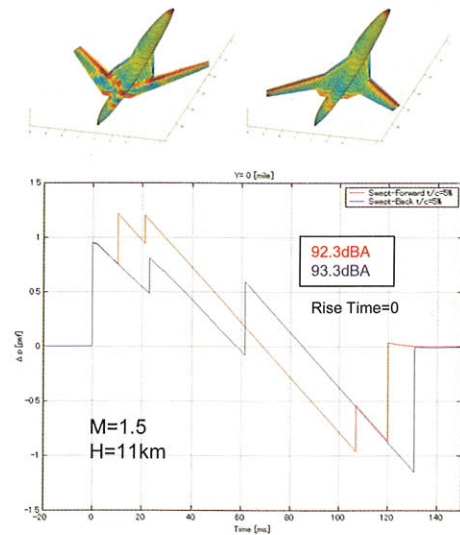


図32 後退翼と前進翼のブーム比較

図33は図32に示す場合と同じ状態での可変後退翼と可変前進翼の揚力特性とポーラカーブの比較を変化を示すが、可変前進翼形態の方が抵抗は小さくなっている。

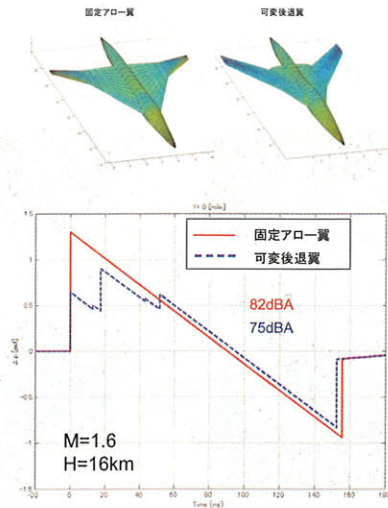


図31 アロー翼と可変後退翼のブーム比較

固定アロー翼と可変後退翼の比較を図31に示す。可変後退翼の先端ブームは固定翼よりも小さい値を示した。可変後退翼と可変前進翼の比較を図32に示す。先端ブームには大きな差は無いが後端ブームは前進翼の方が小さくなっている。

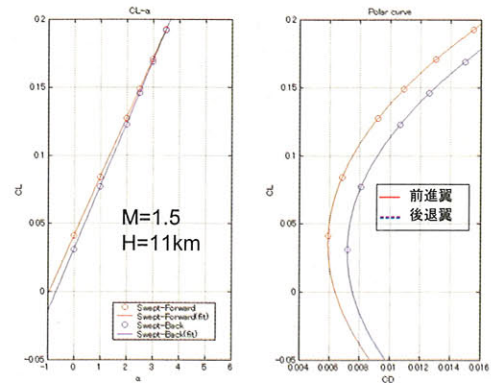


図33 揚力・抵抗特性の比較

さらに、水平尾翼のトリム舵角によるブーム強度への影響を比較した結果を図34に示す。図32は尾翼無しの比較であるが、水平尾翼が正の揚力 (舵角:3度) の場合には、さらにブーム強度が小さく、負の場合 (舵角:-3度) には強度が大きくなる事が分かる。前述したように可変前進翼では超音速時の空力中心の前方移動により水平尾翼は正のトリム揚力を必要とし固定アロー翼や可変後退翼とは逆の特性であり、この点からも可変前進翼が低ブーム特性を持つ事がわかる。この効果は低ブーム機体の概念設計をする上で重要な点である。尚、水平尾翼の正のトリム揚力によりブーム強度が低下するのは、主翼後部からの強い膨張波を、正の揚力を発生している水平尾翼前縁部からの衝撃波で打ち消し、また、水平尾翼の揚力発生により主翼の揚力を減少できるためと考えられる。この現象は、後述する風洞試験結果でも確認できた。

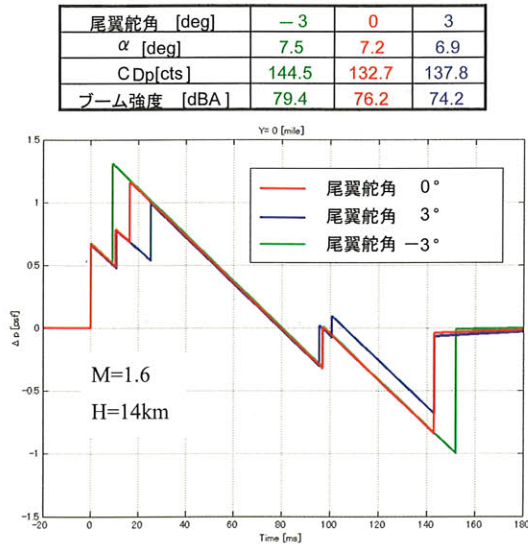


図34 水平尾翼効果

しかしながら、これらの解析結果は飛行高度やマッハ数により変化し、総ての条件下で可変翼や前進翼形態がブーム特性が良いとは限らない。従って、今後それぞれの形態において詳細な形状検討と飛行条件による検討を行って比較評価をする必要がある。

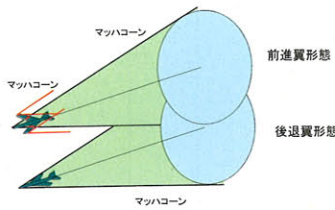


図35 機首マッハコーンと主翼の位置の比較

これらの解析結果は前述したように修正線形理論に基づいており、図30に示すように、機体の下方へのマッハ面(ロール角はゼロ)内で圧力伝播が行われるという前提である。前進翼形態の場合には前進した翼端から生じるマッハコーンに沿った圧力伝播が、機首先端から生じている機首のマッハコーンより先行する可能性が考えられ(図35)、その場合は揚力等価断面積が前方にシフトし、体積に基づく断面積を増加することなく、揚力等価断面積を前方にシフトして低ブーム特性達成に効果があるのではないかと推定される。この仮定が正しければ、断面積分布はSears-Haack体に、等価断面積分布はDarden分布に近い低抵抗/低ブーム特性の両立の可能性が期待できるといえる。しかし現在までのCFD解析や風洞試験結果ではこの仮定が正しいという普遍的なデータは得られていない。前進翼形態では左右の主翼の圧縮波が機体後部の中心線上で統合され強い圧縮波が形成される傾向がある。この特性は、後端ブーム低減に有利であると同時に先端ブーム増大の可能性を持つと考えられ、これが飛行高度やマッハ数で変化するために常には低ブーム特性を向上できない理由と思われる。今後さらなる理論的解析検討が必要である。

このように、可変後退翼/前進翼形態は機体の小型軽量化と超音速時の抵抗減少とソニックブームの低減を同時に満足し得る

SSBJ/小型 SST の機体形状をもたらす可能性のある形態であると期待される。

SSBJ の各案のブームレベルは、現時点の解析では図31,図34等から、約0.6psf程度であるが、今後の最適化により0.5psf以下に低減できる可能性はあると考えられる。

(7) 風洞試験とCFD解析

前進翼形態の基礎的特性を把握するために風洞試験とCFD解析を行った。詳細は付録3に示す。風洞はJAXAの超音速風洞で、風洞床に設置した圧力計測レールによる近傍場の圧力分布計測、シュリーレン写真等による迎角効果、ナセル効果、尾翼揚力効果などの確認を行った。また、模型の取付け位置の上下移動とロール角変化による圧力計測レールとの相対位置を変えてその効果を計測した。確認できた主要な点は以下の通り。

- ・ ナセルから発生する衝撃波は主翼に遮られて下方には伝播しないこと。
- ・ 水平尾翼の揚力は解析と同様に正の揚力は後端ブーム軽減に効果があること。
- ・ 近傍場の圧力分布は解析と一致すること。
- ・ 前進翼の翼端から衝撃波が生じていること。

図36に風洞試験模型の写真、図37に圧力計測の例を示す。

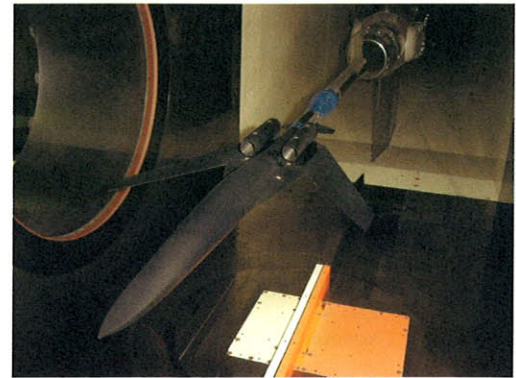


図36 前進翼形態の風洞試験模型

図37の計測例は迎角0度、尾翼/ナセル無しの基本形態であるが、機首(A点)、翼端(B点)、内翼先端(C点)、内外翼交点(D点)、主翼後縁(E点)等に対応する位置に圧縮波/膨張波のピークが計測されているのがわかる。試験マッハ数は1.6である。迎角0度においてはCLはほぼゼロであり、前進翼翼端からの圧縮波は大きくはないが付録3に示す迎角4度のシュリーレン写真では、強い圧縮波が確認できる(付録3の付図3-4)。

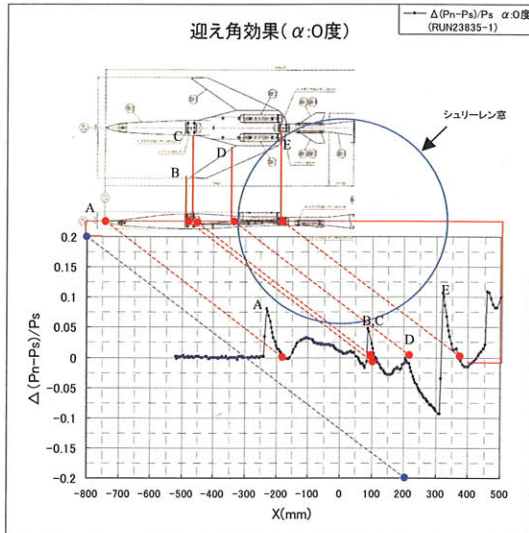


図 37 風洞末での圧力分布

また、前進翼形態の機体表面、及び近傍場圧力分布のCFD解析例を図38に示す。これはオイラーコードで解析したものであるが、主翼先端付近から発生している衝撃波コーンが円錐状に広がり機首付近からの衝撃波コーンに統合していく様子が見られる。風洞試験やCFD解析では主翼の振り下げ角度をつけていないが、一般的に後退翼形態では翼端側は主翼のUp-washが強いため適切な揚力分布を得るには主翼に振り下げをつけるが、前進翼形態では逆に振り上げをつける必要がある。

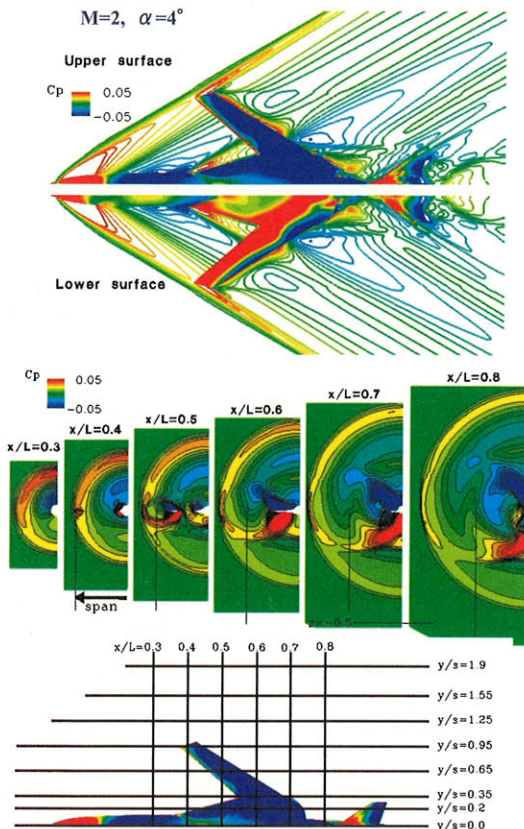


図 38 前進翼形態のCFD解析例

(8) その他の特性

機体の概念図をまとめる上で可変翼は以下の利点がある。

(ア) 前方視界

アスペクト比の小さなデルタ翼やアロー翼では着陸進入時の機体姿勢角が12~15度も上向きとなり、前方視界を保つためにコンコルドでは下方に12.5度機首を折り曲げる機構がある。同様に固定アロー翼形態でSSBJを計画するには、機首折り曲げ機構かまたはSVS(Synthetic Vision System)が必要になる。可変翼形態で計画する場合は着陸時の機体姿勢角はほぼ水平となりその必要性は少なくなるが、超音速時に適した機首形状にすると前下方視界がまだ不足する可能性があり、部分的な人工視界装置が必要となる可能性はある。

(イ) 尻すり角

上記と同じ理由であるが、離着陸時に尾部が滑走路をこすらないためには、アロー翼形態などでは大きな姿勢角が達成できる様に高い地上高が必要になり、図15に示すように可変翼形態に較べて脚柱が長くなってしまふ。SSBJの様にスレンダーな形状の機体で、且つ燃料搭載量の大きな機体では脚の収納スペースと取付位置は大きな設計課題となる。

(ウ) 騒音低減

離着陸時の騒音低減は都市近郊の小型機用飛行場から発着するSSBJにとって重要な課題となる。現在では重量40トン程度の亜音速ビジネスジェット機はICAOのChapter3基準に対して約20dBほど低い騒音レベルを達成(図39)している。今後、新たに開発する機体はChapter4基準(Chapter3基準より-10dB)を課せられるが、他機例並みの騒音レベルにするには、SSBJもそれと同等レベルを、即ちChapter4から-10dBを達成することが望ましい。

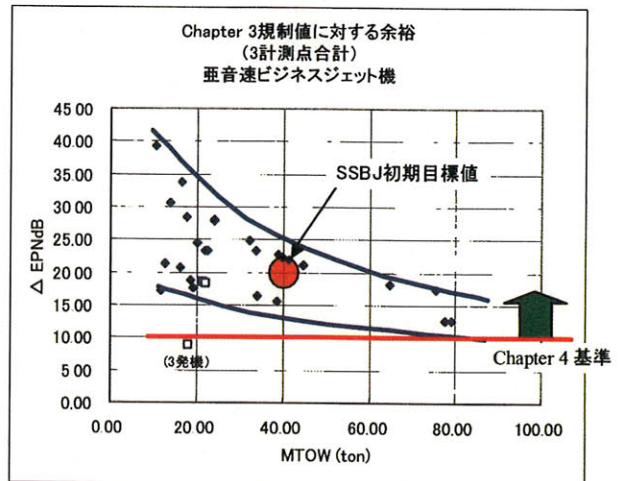


図 39 亜音速ビジネスジェット機の騒音レベル²⁰⁾

(9) 可変翼機構

当然のことながら可変翼という新しい形態を実現するには、可変機構による重量・コストの増大、システム信頼性の確保と、可変前進翼ではさらに空力弾性の問題の解決という大きな課題があり現実の開発においては詳細なトレードスタディが必要である。

可変翼は、通常の固定翼主翼に較べると、技術的困難性が高いこと、高価であること、さらには整備性に課題があるなどの理由で民間航空機に適用された例は現在までのところ存在しない。しかし1970年代の米国SSTの開発計画において、ボーイング社の概念設計の案として可変後退翼形態の計画案があり、また最近では、ガルフストリーム社のSSBJ案が可変後退翼形態で検討されており、民間機であっても、離着陸性能や超音速巡航性能の要求等の相反する性能要求の厳しい超音速機の場合には、その空力特性の利点から可変後退翼の採用を検討することが行われている。亜音速機の場合では、巡航時と離着陸時の空力特性のコンプロマイズは超音速機に較べると小さく、アスペクト比の大きな後退翼で成立している。最近ではWing Morphingという機体形状を飛行中に変化させる概念が研究されているが、可変翼技術はこの概念の原点でもある。近年の空力技術、材料・構造技術、Power-by-Wire方式やMore Electric Aircraft概念等のシステム技術の発達のもとに将来航空機の形態として可変翼を再認識する必要があるといえる。

文献調査レベルではあるが付録2に可変翼機構についての技術資料をまとめる。可変翼技術の構成要素には、ピボット構造、中央翼構造、外翼可変機構、操縦・燃料系統設計などの課題がある。

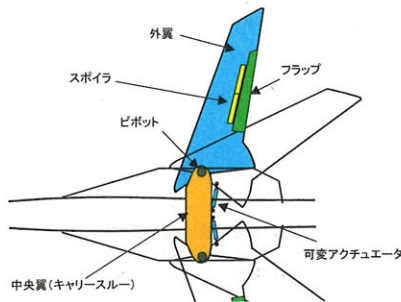


図40 可変翼機構の例¹⁹⁾

3.3 エンジン配置

機体全体概念を検討する上で主翼形状に次いで重要なのはエンジン配置である。客室の騒音や振動を考慮するとエンジンは客室の後方の胴体側面か、主翼に搭載することが望ましい。

また、エンジンそのものの運用からはエンジンへの吸気がスムーズであり、排気が機体に影響を及ぼさないことが重要である。さらにエアリアルールを考慮すると、断面積分分布が後部胴体や主翼部分と重ならないことや、ソニックブームの点では、インテークやナセルから強い衝撃波が下方に伝わらない様に主翼や胴体の上面側に配置することが必要である。これらのことを総合的に配慮すると、図15~17に示すように主翼の内翼側の上面にエンジンを搭載するのが良いと考えられる。

エンジンの整備については、通常のビジネスジェット機のようにポッドに収めて、主翼下面や後部胴体側面に搭載するのが一般

的な方法であり主翼上面に搭載する場合は整備上の課題について見通しを得ておくことが必要である。日常の点検については、主要な点検箇所は、油圧ポンプや発電機等の補機をはじめほとんどがエンジン下側半分にあるので主翼内翼の下面側に大型の点検ドアを配置することで可能と考えられる。エンジンの取付/取外しについては、上方から吊上げるか、後方に引き抜くことも可能であるが、下方に吊下げることが自然である。この場合、主翼後桁やキャリルスとの干渉が出る場合は少し後方にスライドしてから下ろすことも必要である。さらに可変翼の場合は外翼の翼根後半部が主翼の後退角/前進角によってはエンジンの下側を塞ぐことになるので、整備の際には、後退角を調整してから実施する事が必要である。

さらに重要な課題はエンジンへの吸気の問題である。主翼上面への配置では、大迎角や失速時には主翼や前胴からの剥離流がインテークに吸い込まれて問題を発生する可能性についての見通しを得ておく必要がある。多くの亜音速ビジネスジェット機や旅客機で、エンジンを後部胴体側面に搭載する所謂リアエンジンタイプの機体や、3発機の中央エンジンのインテークは同様の課題があるが、インテーク位置と主翼との相対位置についての統計データ(図41)をとると、現在のSSBJ案のインテーク位置でも大きな問題は無いと考えられる。SSBJ各案のインテーク位置は、左右の主翼内翼から発生する前縁渦の谷間に位置しており、比較的大きな迎角でも前縁渦の吹き降ろしにより、機軸に沿った流れの得られる場所である。この傾向はCFD解析でも得られているが今後さらに検討を要する課題である。

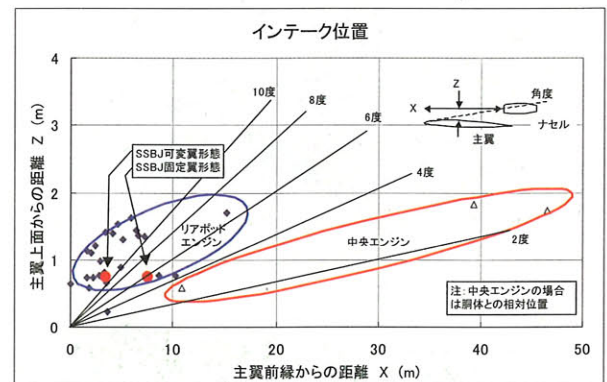


図41 インテーク位置の統計データ

また、騒音問題に対しては、ソニックブームと同じくエンジンを主翼や胴体の上面に配置して、インテーク側からのファン騒音や、排気ノズルからのジェットミキシング騒音を遮蔽することが望ましい。ファン騒音遮蔽は主翼ストレーク部により可能と考えられるが、ジェット騒音遮蔽についてはノズル位置を主翼後縁より前に配置することは困難であるが内翼後縁を延長することにより多少の効果は期待できる。これを本格的に実施する場合は、JAXAで計画を進めている静粛超音速研究機(図42)に採用されている様にエンジンを胴体上面に配置しジェット騒音を胴体後部により遮蔽する配置が必要である。



図42 静粛研究機の基本形態

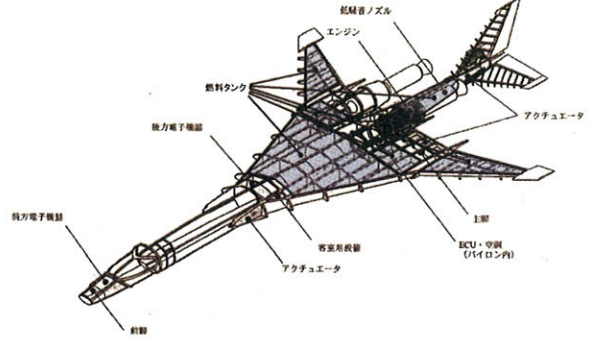


図44 固定翼形態の構造概要図¹⁴⁾

3.4 機体形態の概念

(1) 全機形状

全体形状をまとめていく上で両方の形態に共通の課題として、ブレンデッド・ウィングボディー形状胴体を基本概念として検討を行うこととする。図43にその概念を示す。

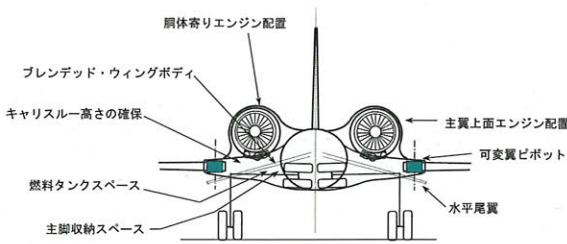


図43 機体中央部の配置概念

尾翼配置も重要な課題であり、今後さらに検討を行う必要があるが、本検討では、低速/遷音速時でのピッチアップ傾向を避けることを目的に、下反角を持った通常形態の水平尾翼を、相対的に主翼より低い位置に配置した。この尾翼配置の課題としてはジェット排気干渉や、引起し時の地面との接触などの検討も必要である。

固定翼形態の全体概要図を図44に示す。図からわかる通り、また、図10にも示すように、3500nmを飛行する場合の燃料の量は40トンクラスの機体としては極めて大きいものであり燃料タンクのスペースが航続距離の制約となる。本来なら、5000nmを航続距離の要求性能とするのが理想であるが、それを実現するには表2に示す近い将来の要素技術のレベル(初期目標値)では困難であり、改善目標値として示した、揚抗比:8以上、SFC:1.1以下、耐熱複合材実用化による巡航マッハ数:2.2以上が必要となる。さらにその場合でもソニックブームや離着陸騒音レベルを満足できる環境適合性を持たなければならない。

(2) 推力マッチング

前述のように、可変翼機では離陸時の揚抗比が大きく、より小さい推力のエンジンでも上昇勾配の要求を満足できるが、固定翼形態では逆に大きな推力のエンジンが必要となる。一方、超音速巡航時における推力要求は(機体重量) / (巡航揚抗比)であり、超音速時には可変翼も固定翼も大きな差はない。エンジン推力の高度とマッハ数に対する変化はラプスレート: (高空推力) / (地上静止推力) で示される。従って、離陸時も巡航時も過不足なく推力要求を満足できるようにエンジン特性を選べると、可変翼と固定翼ではラプスレート特性に差がでてくる。即ち、固定翼機では地上推力に対して上空での推力低下が大きく(ラプスレート値としては小)ても良く、可変翼機では上空での推力低下の少ない(ラプスレート値としては大)エンジン特性が適切となる。この関係を、地上の推力重量比、巡航時の揚抗比、ラプスレートで整理した結果を図45に示す。

また、エンジン特性としてはバイパス比が大きいほどラプスレートが小さくなる傾向が一般的であるので、固定翼形態ではバイパス比の大きめの、可変翼機ではバイパス比の小さめのエンジンが、機体の空力特性と性能要求をバランスさせるのに都合の良い組み合わせとなる。

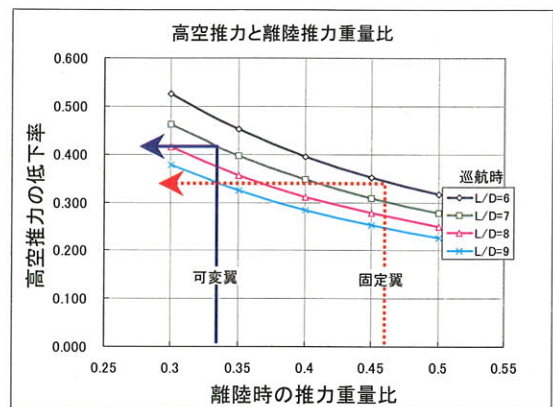


図45 推力重量比と巡航揚抗比とラプスレート¹³⁾

(3) 機体規模

これらの空力特性、エンジン特性、要求性能を満足できる固定翼機と可変翼機の機体規模を推算した結果を表6に示す。

航続距離：3500nm、巡航速度：マッハ1.8、乗客2+8人、離着陸滑走路長：7000ftを満足できる機体規模は固定翼形態で44トン、可変翼形態で39トンとなった。詳細は付録1に示すが、可変翼形態は可変翼機構による重量増加（主翼重量の20%増し）があるが、主翼面積（30%小）やエンジン推力（30%小）が小さく全体としては軽い機体にまとまる。また、さらなる改善効果を見込んだ機体として、巡航速度マッハ2.2、航続距離5000nmの可変翼形態の機体の改善目標値を示す。この計算例は、耐熱複合材の実用化による巡航速度の向上と、空力設計技術の向上による揚抗比の改善が達成でき、かつ搭載燃料増加が可能となった場合の例である。

機体規模推定の概要は付録1に示す。

表6 固定翼機と可変翼機の機体規模の比較

		アロー翼形態	可変翼形態	可変翼形態の改善目標値
全備重量	トン	44	39	39
主翼面積	m ²	130	90	90
エンジン推力	トン	10	7	7
エンジン数	基	2	2	2
バイパス比	—	2	1.2	1.2
SFC	—	1	1	1.1
搭載燃料	トン	20	18	19
航続距離	nm	3500	3500	5000
巡航マッハ数	—	1.8	1.8	2.2
巡航高度	ft	60Kft	50Kft	60Kft
離陸滑走路長	ft	6000	7000	7000
着陸滑走路長	ft	7000	5700	5700
翼面荷重	kg/m ²	340	430	430
巡航揚抗比	—	7	7	8
推力重量比	—	0.45	0.36	0.36
Wf/Wto	—	0.45	0.45	0.5

尚 ①可変翼機構による重量増加は主翼重量の20%増加として推算。
②エンジン重量は騒音対策のため従来のエンジンより重い（エンジン推力重量比）= 3とした。

4. まとめ

本検討により、適切なエンジンが開発され、低ブーム技術の確立ができれば、実用的、かつ環境適合性のあるSSBJあるいは小型SSTが実現可能となろう事、及びここに示す概念検討を進めることにより、要素研究の成果が機体全体システムとして評価し得る事が確認できた。より優れたSSBJの実現性を深めるための今後の課題を以下に示す。

- ・要素技術の達成レベルによる機体全体性能の評価
- ・低ブーム化技術の研究開発
- ・高揚抗比/低抵抗技術の研究開発
- ・耐熱複合材の研究開発
- ・低騒音化技術の研究開発
- ・小型SSTとしての運航費の検討
- ・可変翼機構についての最新技術を前提とした調査
- ・空力弾性解析

それぞれのSSBJの基本形態の課題としては、固定アロー翼形態では、離陸時の揚抗比を高めることが重要な設計課題であり、可変翼形態では、可変機構に伴うシステムの複雑化に対し、近い将来に期待し得る最新の装備システム技術により、軍用機用可変翼というレベルから脱却することが必要である。さらに、可変前

進翼については、低ブーム特性のさらなる明確化と空力弾性課題の解析検討が重要である。

SSBJや小型SSTは、我国が目指す大型SSTの国際共同開発に先立つ民間超音速機開発の第1ステップとして、また我国が主体的に開発する将来の小型民間旅客機の1つの例として研究開発を進めるに相応しい主題であると考えられる。本報告書でまとめた内容は、ほんの初歩的な検討に過ぎないが、今後、多くの関連機関で研究が進められ、若い研究者/技術者の夢を乗せた現実の開発プロジェクトに育っていくことを願うものである。

本報告書をまとめるに際して、ソニックブーム計算や風洞試験データまとめて協力いただいたJAXA/SST空力チームの吉田憲司氏、牧野好和氏、野口正芳氏、及び機体形状の定義やCFD解析に協力いただいた菱友計算(株)の黒田文武氏、三向ソフト(株)の石川敬掲氏に深く謝意の意を表します。

図46に可変前進翼形態のSSBJのイメージ図を示す。



図46 可変前進翼SSBJの概念イメージ図

参考文献

- 1) Witham,GB., 'The Flow Pattern of a Supersonic Projectile', Communication on Pure and Applied Mathematics, Vol.5, No.3, pp301-348, 1952.
- 2) Carlson, H.W. and Maglieri, D.J., 'Review of Sonic Boom Generation Theory and Prediction Methods', Journal of the Acoustical Society America, pp675-678, 51, 1952
- 3) Seebass, R. and George, A.B., 'Sonic Boom Minimization', Journal of the Acoustical Society America, pp686-694, 51, No.2(Part3), 1972
- 4) Darden, C.M., 'Sonic Boom Minimization with Nose Bluntness Relaxation', NASA TP-1348,
- 5) Thomas, C.L., 'Extrapolation of Sonic Boom Pressure Signature by the Waveform Parameter Method', NASA TN D-6832, 1972
- 6) Wolt, R., 'A Summary of Recent Supersonic Vehicle Studies at Gulfstream Aerospace', AIAA 2003-0558.
- 7) Simmons III, F. and Freund, D., 'Wing Morphing for Quiet Supersonic Jet Performance-Variable Geometry Design Challenges for Business Jet Utilization', AIAA 2005-1017

- 8) Horinouchi,S., 'Conceptual Design of a Low Sonic Boom SSBJ', AIAA2005-1018
- 9) Aronstein,D.C., 'Conceptual Design of a Sonic Boom Constrained Supersonic Business Aircraft. RC L-71387D
- 10) Mack,R.J., 'A Supersonic Business-Jet Concept Design for Low Sonic Boom. NASA/TM-2003-212435
- 11) Wlezien,R. and L.Veitch,L., 'Quiet Supersonic Platform Program', AIAA2002-0143
- 12) 吉田憲司、'超音速旅客機の空力形状に関する要素研究について' 日本航空学会誌 平成6年7月第42巻 第486号
- 13) NEDO, JAXA, '超音速民間機の機体形状別搭載エンジン仕様と全体性能の比較調査報告書' 新エネルギー・産業技術総合開発機構 平成16年度調査報告書
- 14) 富士重工業(株)、'超音速ビジネスジェット概念検討報告書'、平成16年度報告書
- 15) 石川島播磨重工業(株)、'JAXA, SSBJ用エンジンの概念検討'、平成16年度報告書
- 16) Roskam,J., 'Airplane Design PartV: Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristics', 1990
- 17) C.Y.Niu, M., 'Airframe Structural Design', 1989
- 18) 'Business Aircraft Directory', Flight International 10-16 Apr, 2001
- 19) 'Jane's All the World's Aircraft 1998-99'
- 20) 'Business Airplanes', Business and Commercial Airplane, May. 2006
- 21) <http://www.anft.net/f-14/fl4-detail-wsm.htm>
- 22) <http://www.kousou-jma.go.jp>

[付録 1] SSBJ の空力形態による機体規模の概要¹³⁾

本付録は同一の性能要求を満足する固定翼形態と可変翼形態のSSBJ 案について機体規模の推算の過程と結果の概要を示す。また、固定翼形態と可変翼形態では空力特性の差が大きいのでそれぞれに適したエンジンを想定した。可変翼形態には本文に示すとおり可変後退翼と可変前進翼の2つの形態がある。可変前進翼は低ソニックブームと超音速時のトリム抵抗減少で可変後退翼形態より優れる可能性があるが、ここでは同等として推算した。

機体仕様とエンジン仕様は、要求される機体性能を満足するために、どのような設計パラメータの組み合わせで解決していくかを定めることで、関係付けることが可能と考えられるが、この関係を支配するのは、機体形態による離陸性能を満足できる推力重量比 (T/W) と巡航時の必要推力のバランス (Thrust Lapse Rate) が主要な要因である。

1. 機体形態とエンジン仕様要求

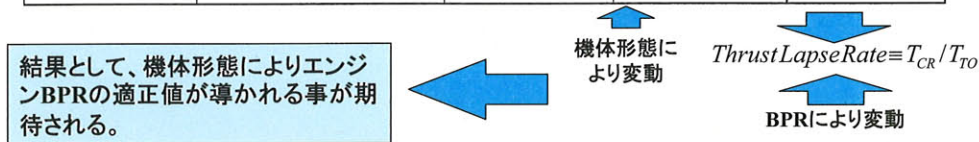
付図 1-1 に機体性能要求とエンジン仕様要求の関連を示す。これは、固定翼形態と可変後退翼形態が、その固有の空力特性の違いから、同じ機体性能要求を満足するために必要となるエンジン

仕様に差が出てくる事を示すものである。結果として、離陸時の上昇勾配を満足できるエンジン推力と超音速巡航のための必要推力を、両方ともほぼバランスよく満足させるとすると、また巡航時の必要推力をほぼ同じとすると、固定翼形態の方が離陸の推力が大きく、可変後退翼形態の方が小さいという結果を導く事が出来る。この要求をそのままエンジン特性に当てはめると、固定翼形態では高空での推力低下の大きなバイパス比の大き目のエンジンが、可変翼形態では推力低下の少ないバイパス比の小さ目のエンジンが適しているという方向が得られる(付図 1-2)。もちろん、高空での推力低下(ラプス・レート)は、バイパス比以外にもエンジンの設計パラメータで異なっては来るであろうが初期検討の方向としてバイパス比に代表させることとした。その他、バイパス比を大きくした場合にはエンジン排気速度が下がり離着陸騒音の低下に効果的であり、エンジンの低騒音化のデバイスであるミキサノズルや、吸音パネルの設計にも影響し、全体として更なる詳細検討が必要であるが、本調査の範囲ではエンジンの低騒音化デバイスは一定とし、エンジン自体の推力重量比を一定として検討を行った。

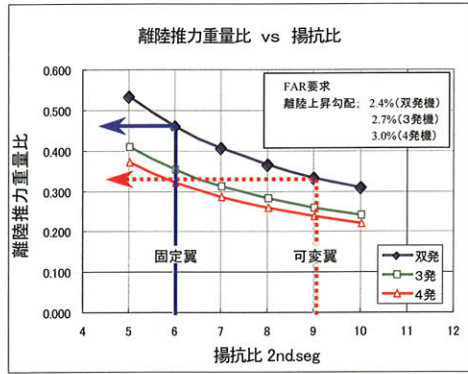
機体仕様とエンジン仕様は、要求される機体性能を満足するために、どのような設計パラメータの組み合わせで解決していくかを定めることで、関係付けることが可能と考えられる。

この関係を支配するのは、機体形態による離陸性能を満足できる推力重量比 (T/W) と巡航時の必要推力のバランス (Thrust Lapse Rate) が主要な要因である。

要求	特性式	機体空力特性	機体仕様要求	エンジン仕様要求
離陸時上昇勾配	$Grad \equiv \frac{T}{W} - \frac{1}{L/D}$	離陸セカンドセグメントにおける (L/D)	(T/W) _{TO} 、(L/D) _{TO}	T _{TO}
離着陸必要滑走路長	$BFL \propto \frac{W}{S \cdot C_{Lmax}} \times \frac{1}{T/W}$ $LFL \propto \frac{W}{S \cdot C_{Lmax}}$	離着陸形態における C _{Lmax}	W/S、C _{Lmax} × (T/W) _{TO}	
必要巡航推力	$T_{CR} \equiv \frac{W_{CR}}{L/D_{CR}}$	巡航時における (L/D)	W _{CR} 、(L/D) _{CR}	T _{CR}
航続性能	$Range = (Mach \times a) \times \frac{L/D}{SFC} \times L \left(\frac{W_{TO}}{W_{LD}} \right) \times k$	巡航時における (L/D)	Wf/W _{TO} 、(L/D) _{CR}	SFC



付図 1-1 機体性能要求とエンジン仕様要求の関連



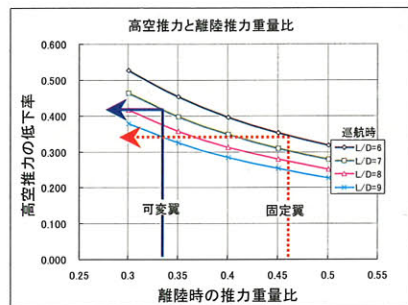
$$Grad. \equiv \frac{T}{W} - \frac{1}{L/D}$$

付図 1-4 離陸時の揚抗比と必要推力重量比

3. 巡航時の必要推力の要求

超音速で巡航しているときに必要なエンジン推力は付図 1-1 にも示すように基本的には機体重量/揚抗比で求める事が出来る。機体形態による必要推力の差は飛行高度や巡航速度でも変化しますが、エンジン仕様への影響を検討する場合の検討として巡航時の揚抗比をパラメータとした。巡航時の必要推力が定まるとそれを離陸推力で割った値がラプス・レートであり、結果として離陸時の推力重量比と巡航時揚抗比とラプス・レートの関係を図式化できる (付図 1-5)。

この結果、固定翼形態では 2. 項の条件を満足する推力重量比を 0.46、巡航揚抗比を 6 としてもラプス・レートは 0.33 という小さい値になり高空高速では推力の低下が大きなエンジンが適してお



エンジンに求められるLapse Rateは上図の値以上であることが必要である。

$$T_{CR} \equiv W_{CR} \left(\frac{L}{D} \right)_{CR} \quad T_{TO} \equiv W_{TO} \left(\frac{T}{W} \right)_{TO}$$

$$Thrust\ Lapse \equiv T_{CR} / T_{TO} = \frac{W_{CR} / W_{TO} (1 + 0.02 L/D)}{(T/W)_{TO} * (L/D)_{CR}}$$

付図 1-5 離陸推力重量比とラプスレートの関連

●固定翼と可変翼では離陸上昇時のL/Dに大きな差がありFARで要求される片エンジン停止時の上昇勾配を満足するために必要となるT/Wは固定翼機では大きく、可変翼機では小さい値をとることができる。

FAR要求	
離陸上昇勾配;	2.4%(双発機)
	2.7%(3発機)
	3.0%(4発機)

●双発形態のSSBJを想定した場合、固定翼と可変翼では離陸上昇時に必要なT/Wは下記の値になる。

	固定翼	可変翼
L/D	6	9
T/W	0.46	0.33

り、可変後退翼形態の場合には推力重量比を 0.33、巡航揚抗比を 7 とするとラプス・レートが 0.42 という比較的大きな値になり高空高速で推力低下の少ないエンジンが適しているということになる。この結果から一般的に言えば、固定翼形態ではバイパス比が大きなエンジン、可変後退翼形態ではバイパス比の小さなエンジンが適していると言うことができる。

本検討のために設定したエンジンはバイパス比が 1.2、2.0、3.0 の 3 種であるが、付図 1-6 に示すように必ずしもバイパス比でラプスレートが大きく変化していないが、傾向としてはその方向にある。今後、全体圧力比やファン圧力比等の設計パラメータを変化させて飛行状態に対する必要推力の変化に合わせたエンジン仕様を検討する必要がある。

●高空・巡航時の離陸推力に対する Thrust Lapse Rate は巡航時の揚抗比と離陸時の必要推力重量比をもって左図のように示すことができる。

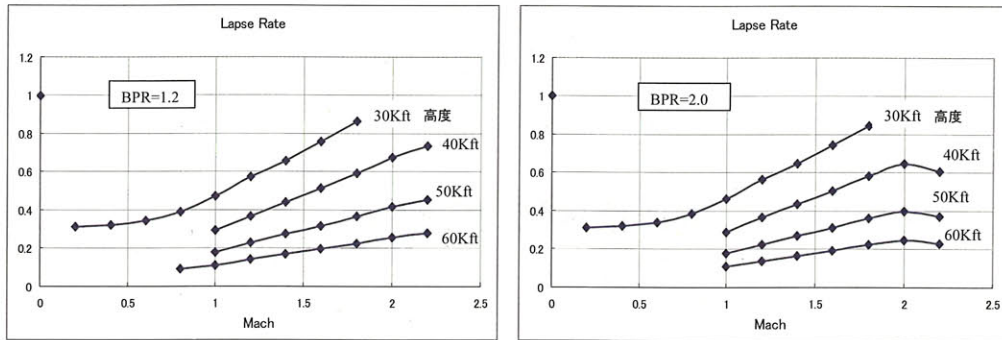
●固定翼では必要離陸推力が大きいため Lapse Rateは小さく(推力低下が大きい)ても良いが、可変翼は必要離陸推力が小さくとれる結果、巡航性能を確保するにはLapse Rateとしては大きい必要がある。

●但し、巡航時にはSFCの低下をきたさないように、連続最大推力付近で運用することを前提とした。

●この結果、固定翼機と可変翼機のLapse Rateの下限値は下記の結果となる。

	固定翼	可変翼
T/W _{TO}	0.46	0.33
L/D _{CR}	6	7
L・Rate	0.33	0.42

- Lapse Rate はBPRの大きなエンジンほど高空高速での低下率が大きいと仮定すると以下のことが言える。
- Lapse Rate は、固定翼では大きくても良いのでBPRの大き目のエンジン仕様が適しており、可変翼ではLapse Rate の小さ目のエンジン仕様が適している。
- 従って、第0次近似として、固定翼機用にはBPR=2、可変翼機用にはBPR=1.2を設定する。
- 現在の検討結果ではBPR=2の方が若干、巡航時のLapseが大きい程度であり、大きな差が無い。今後、他のエンジン仕様を加えて検討する必要がある。



付図 1-6 ラプスレートとバイパス比¹⁵⁾

4. 離着陸性能

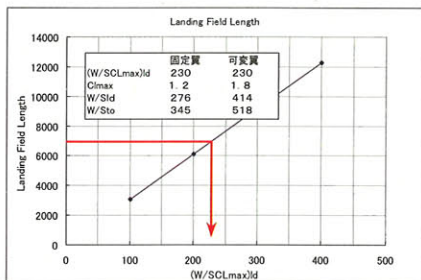
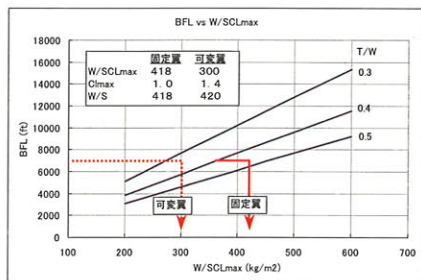
離陸時の必要推力を2. 項の離陸上昇勾配で設定し、離着陸距離についての検討を固定翼形態と可変後退翼形態について行い必要となる主翼面積（翼面荷重）の検討を行う。固定翼形態と可変後退翼形態では離着陸時の最大揚力係数が大幅に異なり、離着陸性能を満足するのに必要な主翼面積が異なってくる。SSBJの離着陸性能は本文 2.4 項に示したように亜音速ビジネスジェットのパフォーマンスを参考に7000ftに設定した。

離陸性能の場合は、推力重量比は上昇勾配で設定されているとして、7000ftを満足できる翼面荷重を統計的に求めた¹⁶⁾。

付図 1-7 にその結果を示すが、固定翼形態では最大揚力係数を 1.0 として翼面荷重が 418 kg/m² 以下、可変後退翼形態では最大揚力係数を 1.4 として 420 kg/m² の翼面荷重に設定する必要がある。

着陸性能の場合は、エンジン推力は関係しないが、固定翼形態では最大揚力係数を 1.2 として翼面荷重 345 kg/m² 以下、可変後退翼形態では最大揚力係数を 1.8 として 518 kg/m² 以下とする必要がある。

これらの両方を満足できる翼面荷重として、固定翼形態では 345 kg/m² 以下に、可変後退翼形態では 420 kg/m² 以下に設定する必要がある



- 離着陸性能を満足できる翼面荷重 (W/S) を下記の条件で求める

CLmax	固定翼	可変翼
離陸	1.0	1.4
着陸	1.2	1.8

- 離着陸性能を満足できる翼面荷重は離陸のBFLと着陸の必要滑走路長を両方満足できる翼面荷重を設定する必要がある。離着陸性能を7000ftとすると下記の両方の性能を満足する翼面荷重が最小値となる。

	Kg/m ²	
	固定翼	可変翼
離陸	418	420
着陸	345	518
両方満足	345	420

付図 1-7 機体形態と離着陸性能

5. 機体規模への影響

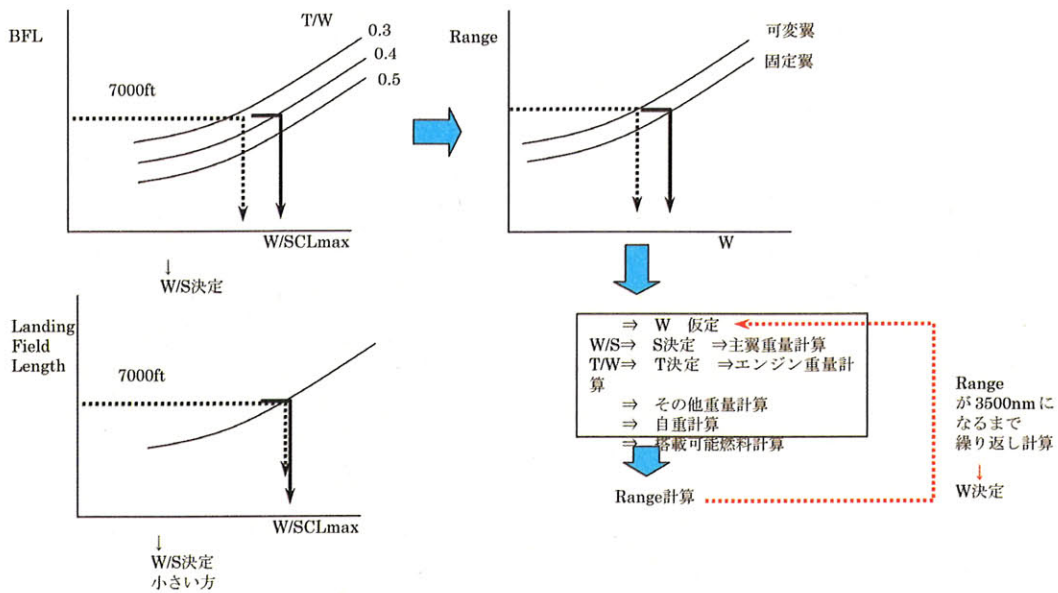
上記の検討の結果、機体形態に対応したエンジン推力要求や翼面荷重の要求が得られたので、機体全体へどのように影響していくかの概略検討を行った。その検討の流れを付図 1-8 に示すが、離陸上昇勾配に加えて、離着陸性能、航続性能の検討を行って機体規模の概要を求めた。

ここで検討した機体規模は初期的なものではあるが、可変翼による自重の増加、揚抗比や最大揚力係数、翼面荷重、エンジンサイズによるエンジン重量等の影響を考慮したものである。

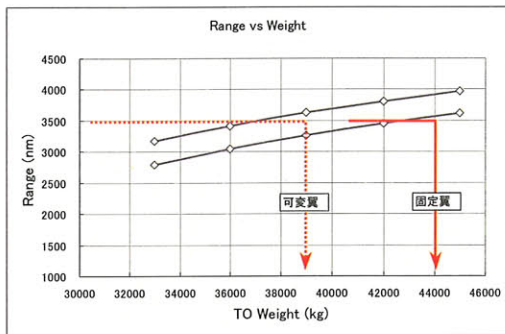
その検討結果を付図 1-9,1-10 に示すが、固定翼形態では全備重

量が約 44 トン、可変後退翼機では 39 トンという結果になった。可変後退翼機は一般的には可変機構による主翼重量は増大するが、離着陸性能を満足できる主翼面積が小さくなる事や、必要なエンジンサイズが小さくエンジン重量が減少する効果で結果的には約 10%程度全備重量を軽減することができるという結果となった。今後、空港騒音特性や遷音速での加速性能等を加えて詳細な検討をして行く必要があり、以上の効果は若干割り引いて考える必要があると想像されるが、基本的に固定翼形態より可変後退翼形態の方が全備重量が軽量化されることは変わらないものと考えられる。

機体仕様策定の概要



付図 1-8 機体規模策定の流れ



検討条件: 巡航時L/Dは7.0
 エンジン推重比は2.88
 可変翼による主翼重量増は20%

●航続性能3500nmを満足する離陸重量を求めるため下記のループによる計算を行う。



●この結果、固定翼では離陸重量44トン、可変翼では39トンの規模になる。

但し、この計算は巡航のL/Dが7.0を達成できた場合である。固定翼では翼面荷重が低いため巡航時のCLがL/D最適値に達しないことや、低速性能とのコンプロマイズのために造波抵抗が大きいため今後の詳細検討が必要である。

付図 1-9 機体形態と全備重量

SSBJの機体形態の概要

		固定翼	可変翼
重量	(トン)	44	39
主翼面積	(m ²)	130	90
エンジン推力	(トン)	10	7
バイパス比	(-)	2.0	1.2
搭載燃料	(トン)	20	18
航続性能	(nm)	3500	3500
巡航マッハ	(M)	2.0	2.0
巡航高度	(ft)	60K	50K
BFL	(ft)	7000	7000

付図 1-10 形態による機体仕様の概要

6. エンジン重量の影響

本調査ではエンジン単体の推力重量比は2.88一定とした。しかし、機体形態によるエンジン仕様の変化等で、特にバイパス比が変わった場合には低騒音化のデバイスが変わりエンジンの推力重量比も変化してくる。付図 1-11 はエンジン推力重量比が変わりエンジンの重量が変わった分だけ搭載燃料を変化させた場合の航続性能を示す。この効果は図でもわかる通り大きな効果があり、エンジン軽量化がSSBJの成立性に大きな影響を及ぼす。

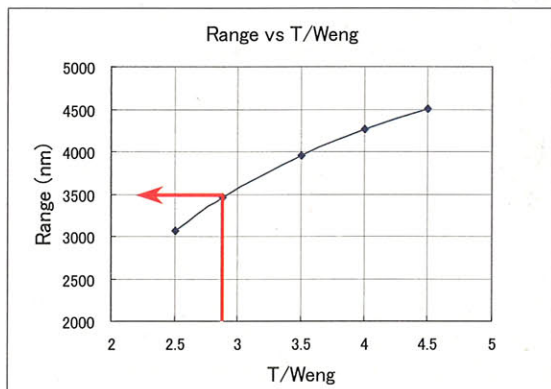
機体の概念設計において、搭載エンジンに求められる特性は以下の4点に集約される。

- 各飛行状態における必要推力を満足できること。
- 航続性能を満足するための低い燃料消費率が得られること。

と。

- 離着陸時の環境基準を満足できる排気騒音、排気ガスの特性を有すること。
- 機体に搭載する事が容易な形状や装備設計がなされていること。

本付録の検討では、各飛行状態における必要推力特性が要求性能や機体形態との関係でどのように変化し、その特性を満足し得るエンジン仕様、主にバイパス比の設定について着目して概要の検討を行った。



$$Range = (Mach \times a) \times \frac{L/D}{SFC} \times L_{th} \left(\frac{W_{TO}}{W_{LD}} \right) \times k$$

$$W_{LD} = W_{TO} - W_F$$

$$W_{TO}/W_{LD} = \frac{1}{1 - W_F/W_{TO}}$$

付図 1-11 エンジン推力重量比による航続性能の改善

- 現在のエンジン推重比は2.88としている。これは、ICAO, Chapter 3 - 10dbを満足できるエジェクターノズルを装備した状態の数値である。
- この設計値が変わった場合の航続性能に及ぼす影響を左図に示す。
- エンジン重量が改善された分を燃料搭載量の増加として計算。
- 結果として、T/Wが1改善されると航続性能で700nmの向上が得られる。

[付録 2] 可変翼機構の課題^{7),13)}

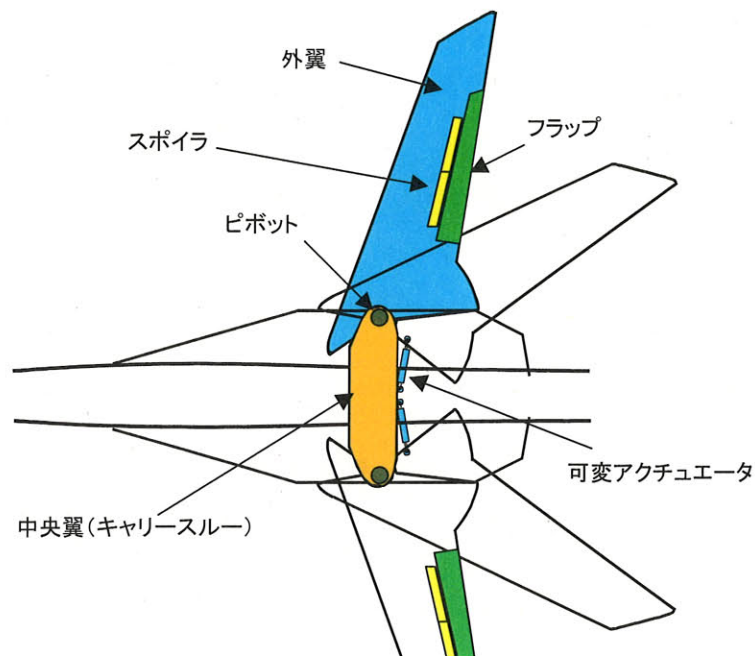
航空機は特定の設計ポイントのもとだけではなく、離陸から上昇、巡航、着陸に至る様々な飛行条件の中で最適の空力性能を発揮できることが求められる。しかし、例えば離着陸と巡航ではその空力的な要求は相反するものがあり、通常の主翼形態では、それぞれの飛行状態での要求をある程度満足できる妥協点としての主翼形態が設定されるのが一般的である。

軍用機の場合、それぞれの飛行状態において高い性能要求が求められ、妥協点を見出すことが困難となり、特に、空母への離着艦や、大きな行動半径あるいは長いパトロール時間や、空戦能力の要求を全て満足できる主翼形態として可変後退翼が採用されるようになった。グラマン社製の F14 が米国海軍の戦闘機として初めて可変後退翼を採用した実用機として 1960 年代に開発され、その後、ゼネラルダイナミック社製の F111、ロックウエル社製の B1、また、ヨーロッパではトルネード戦闘機が開発され、既に 30 年以上に亘る運用実績が記録されている。しかし、通常の固定翼主翼に較べると、技術的困難性が高いこと、

高価であること、さらには整備性に課題があるなどの理由で民間航空機に適用された例は現在までのところ存在しない。1970 年代の米国 S S T の開発計画において、ボーイング社の概念設計の案として可変後退翼形態の計画案があり、また最近では、ガルフストリーム社の SSBJ 案が可変後退翼形態で検討されており、民間機であっても、離着陸性能と巡航性能の要求の厳しい超音速機の場合には、その空力特性の利点から可変後退翼の採用を検討することが行われている。

可変後退翼技術には下記の構成要素（付図 2-1）の技術課題がある。

- ピボット構造
- 中央翼構造
- 外翼可変機構
- 操縦・燃料系統設計



付図 2-1 可変翼機構の基本システム

1. ピボット構造

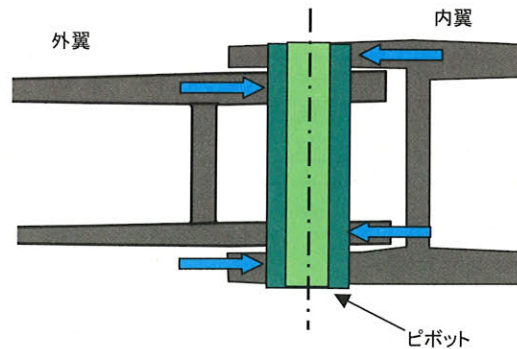
可変翼構造の中心課題はピボット構造にある。この構造の方式は、Shue-in-Track 方式、Rolling Bearing 方式、Track with Roller-Bearing 方式、Vertical Pin 方式等がある¹⁷⁾とされているが現在のところ実用化されているのは Vertical Pin 方式のみである。この方式には更に 2 つのタイプがあり、付図 2-2 に示すシングルシアー方式と、付図 2-3 に示すダブルシアー方式がある。

シングルシアー方式は米国ロックウエル社の B1 爆撃機や、ヨーロッパで開発されたトルネード戦闘機に採用されており、

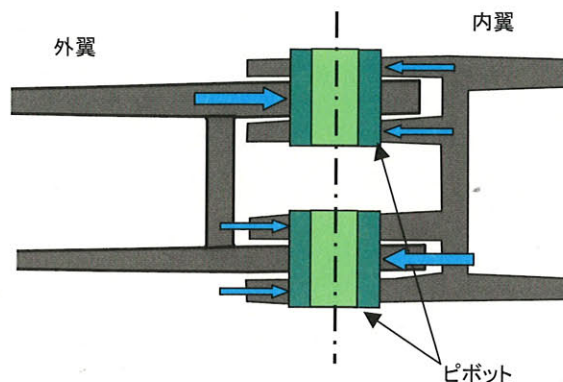
主翼の上面と下面を貫く 1 本のピンと Lug 金具から構成されている。このピンと Lug 金具を介して外翼のせん断力、曲げモーメント、捻りモーメントが内翼に伝達される。ピンは Journal-Bearing を介して Lug 金具に組み立てられており、金具との隙間をなくすために組み立て前にピンを液体窒素に浸し極低温に冷やしておいてから組み付けるという方法をとっている。この方式を取っている B1 の運用実績において、Lug 金具のテフロンライナーが長期運用においてはみ出してくるという整備上の問題があったと言われている（付図 2-7）。

ダブルシアア方式は米国のグラマン社が世界で最初に開発した可変後退翼機であるF14戦闘機で初めて実用化されており、主翼の上面部分と下面部分にそれぞれ別個のピンが配置されて

いる。F14は運用開始以来30年近く経っているが、この部分の整備性・信頼性の問題は特に報告されていない。



付図 2-2 ピボット構造概念の実例 (Single Shear Type)¹⁷⁾



付図 2-3 ピボット構造概念の実例 (Double Shear Type)^{17), 21)}

2. 中央翼構造

固定翼機の場合でもそうであるが、左右の主翼の荷重を胴体の中を通して伝達する中央翼（キャリールー）が主翼の構造の重要な部分を占める。可変後退翼機の中でも戦闘機の場合は、胴体の中にエンジンや、インテークダクト、燃料タンク、主脚等が狭いスペースに配置されるために、キャリールーを通すスペースが限られ、十分な厚さや巾が取れない場合が多く、加えて設計荷重倍数が高いために構造的には非常にストレス密度の高い設計を要求される。その結果、中央翼はチタン合金のSPF/DB方式の組み立てを採用している例が多い（付図 2-4）。この構造様式は高価で特殊な製造工程を要するため現状では民間機の場合には採用が困難ではないかと考えられる。

SSBJの場合は、設計荷重倍数が戦闘機の1/3程度である事と胴体中央部分は可変翼構造にスペースを取る事が可能である事などから、中央翼のストレス密度は亜音速旅客機並に低く抑え

る事が可能と予想され、通常のアルミ構造、あるいは現用の複合材で設計製造が可能な範囲と考えられる。

超音速輸送機の場合は客室部分が後部胴体まで占めているため、床下のスペースだけで設計する必要がありストレス密度が高くなる可能性がある。概念設計を進めてみる必要があるが概略の推定としてはチタン合金やステンレス合金が必要な構造設計になると想像される。

可変後退翼機の場合はこの中央翼の荷重状態が主翼の後退角で特性がかわり、主翼前進位置では曲げ荷重がクリティカルになり、後退位置では捻り荷重がクリティカルになる傾向があり、強度試験や耐空証明においても試験確認ケースが大幅に増大する可能性がある⁷⁾。

可変翼センターウイングの課題					
可変翼のセンターウイングはストレス密度が高く構造設計・製造技術の課題がある。					
下記は概略の計算によるストレス密度の比較であるが、SSBJの場合は飛行荷重が小さいなどの理由でアルミまたは複合材の組み立て構造で可能な範囲である。しかし大型SSTの場合は床下部分のスペースで設計する事が必要であり、中央翼高さをその範囲で設計するとチタン構造を採用する必要があるとされている。					
		F14	亜音速 旅客機	SSBJ	大型SST
ストレス密度 (キロボンド/インチ)		120	30	35	110
外板必要厚さ					
アルミの場合 (mm)		(29)	7	9	(27)
チタンの場合 (mm)		11	(3)	(3)	10
		チタン SPF/DB 適用	アルミ または 複合材 適用	アルミ または 複合材 適用	チタン SPF/DB 適用

付図 2-4 中央翼構造のストレス密度と構造様式

3. 外翼可変機構

外翼の可変機構は実用化された機体ではすべてスクリュージャッキ方式を採用しており、機能的には固定翼機のフラップを駆動させる装置と同じ考え方で設計されていると考えられる。基本的な構成は付図 2-1 に示すように、油圧モーターでスクリュージャッキを回して外翼のピボットの前方 (B1、トルネード、F111) か、または後方 (F14) を押し引きすることにより外翼の後退角を変化させる機能をもつものである。また、スクリュージャッキは単に押し引きだけでなく、その位置における位置保持機能を有しており、基本的にはどの後退角にも設定し保持できる機能を持っている。また左右の非対称作動防止のためにトルクシャフトで左右を連結し、非対称を検知した場合に作動をとめる機能を持っている。F14 の例では左右の後退角を非対称にした場合の飛行試験も実施している。

可変機構の信頼性設計については、付図 2-5 に、ボーイング社が US-SST の開発において可変後退翼を設計していた当時の設計基準を示す。この基準では左右の非対称を防ぐ機構があること、単一故障で危険な状態にならない事など、現在の基準としても十分使えるものと考えられる。

4. 操縦・燃料系統の設計

外翼には、燃料タンクや高揚力装置等が装備されており、その配管等の設計は後退角の変化に伴う外翼と胴体との相対的な動きを吸収する設計が必要である (付図 2-6)。

(1) 燃料系統

実用化されている軍用機は可変となる外翼部分にも燃料が搭載されており、超音速輸送機も SSBJ も機体重量のおよそ半分を占める大量の燃料の一部を外翼に搭載することは必須の要件になる。このため当然のことながら、その燃料を内翼や胴体に移送するためのフレキシブルな燃料配管システムが必要になる。従来の方式としては、主翼の後退角の変化に応じて変形する

Flexible Tube 方式、ピボット周りに曲線的に配置される Telescoping Tube 方式、ソケットジョイントを使った Pivoting Tube 方式がある。Pivoting Tube 方式は米国のジェネラルダイナミクス社が開発した F111 に採用されており、主翼と胴体の相対的な動きに最もよく対応できるとされている。また通常は燃料タンクは 3~4psi 程度の加圧がされているが、油圧配管よりは遥かに小さい圧力でもあり燃料漏れ等の整備上の問題は少ないと考えられる。

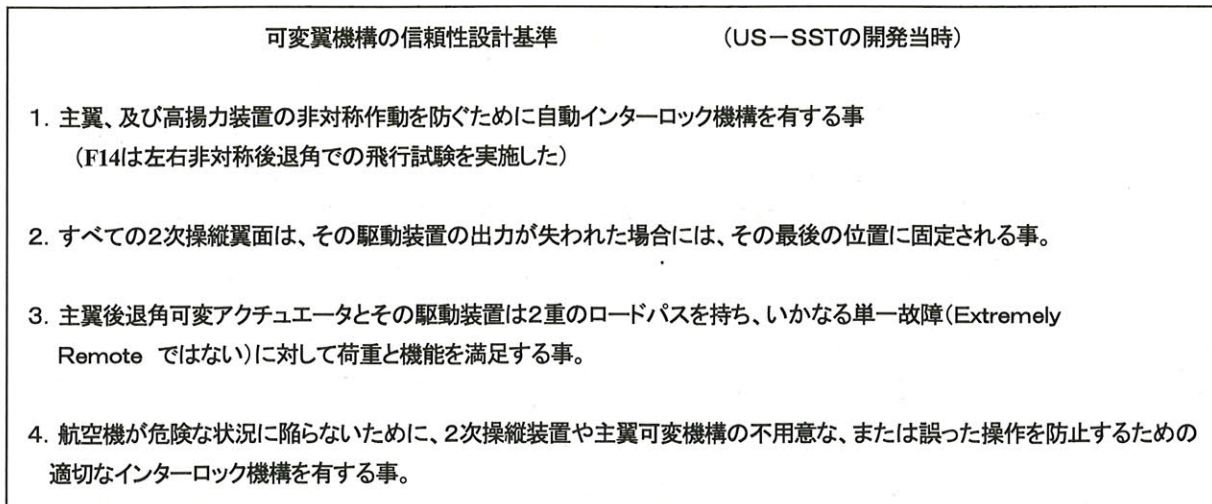
(2) 操縦系統

外翼に装備されている高揚力装置やスポイラーについては、後退角が変化してもその操縦系統が作動するための配慮が必要である。

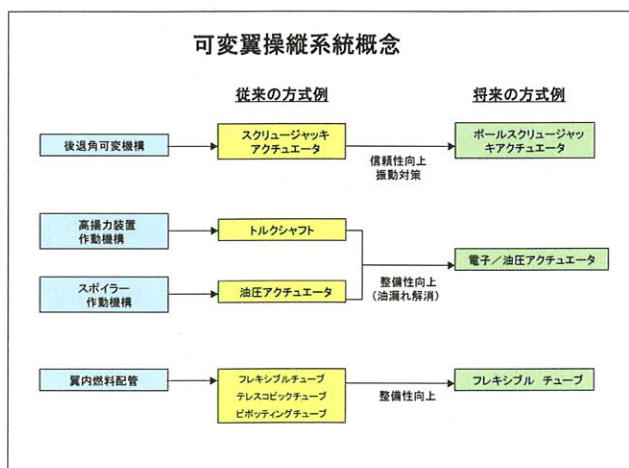
高揚力装置は可変後退翼機の実例では、前縁スラット/後縁フラップを装備している。これらは離着陸時の主翼前方位置での最大揚力係数と高い揚抗比を得るために SSBJ でも必須の装備となる。この駆動機構はゆっくりと所定の位置まで押し出していくだけでありトルクシャフトで駆動されることが多く後退角変化に対応して一部にフレキシブルシャフトを併用する必要があるが、既にも実績のあるシステムといえる。

横操縦に使われるスポイラーは早い応答が必要であり通常の油圧アクチュエータが使われている。このための油圧配管が必要になるが、F14 の例ではこの配管をピボット周りに配置し Telescopic に可変翼の動きを吸収する設計を採用したが、長期の実運用の経験ではこの部分からの油漏れがあり整備上の課題であったとされている。実用化されている可変翼の軍用機は開発された年代が古く油圧アクチュエータを使用していたが、将来の SSBJ では Fly by Wire や Power by Wire 方式、あるいは電動アクチュエータも用いることが可能と想定できるので油圧配管を引き回す必要がなくなり問題は解決できると期待される。

付図 2-8 に同一スケールで比較した可変翼機の主翼サイズを示す。可変翼形態の SSBJ の主翼は F14 よりは若干大きい程度である。



付図 2-5 可変翼機構の信頼性設計基準⁷⁾



付図 2-6 可変翼操縦系統の概念

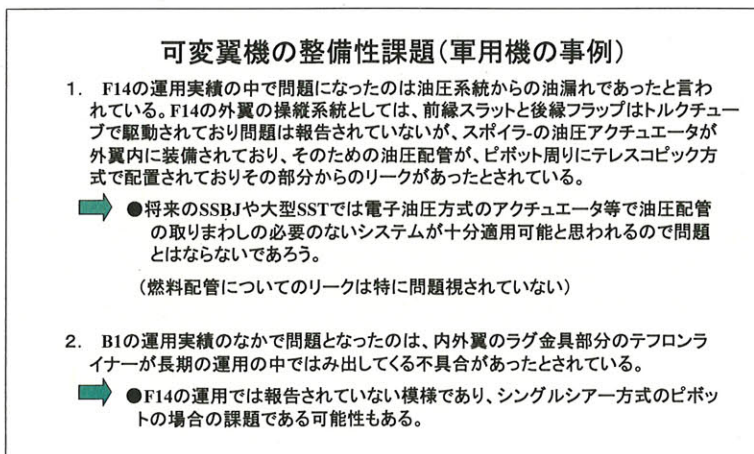
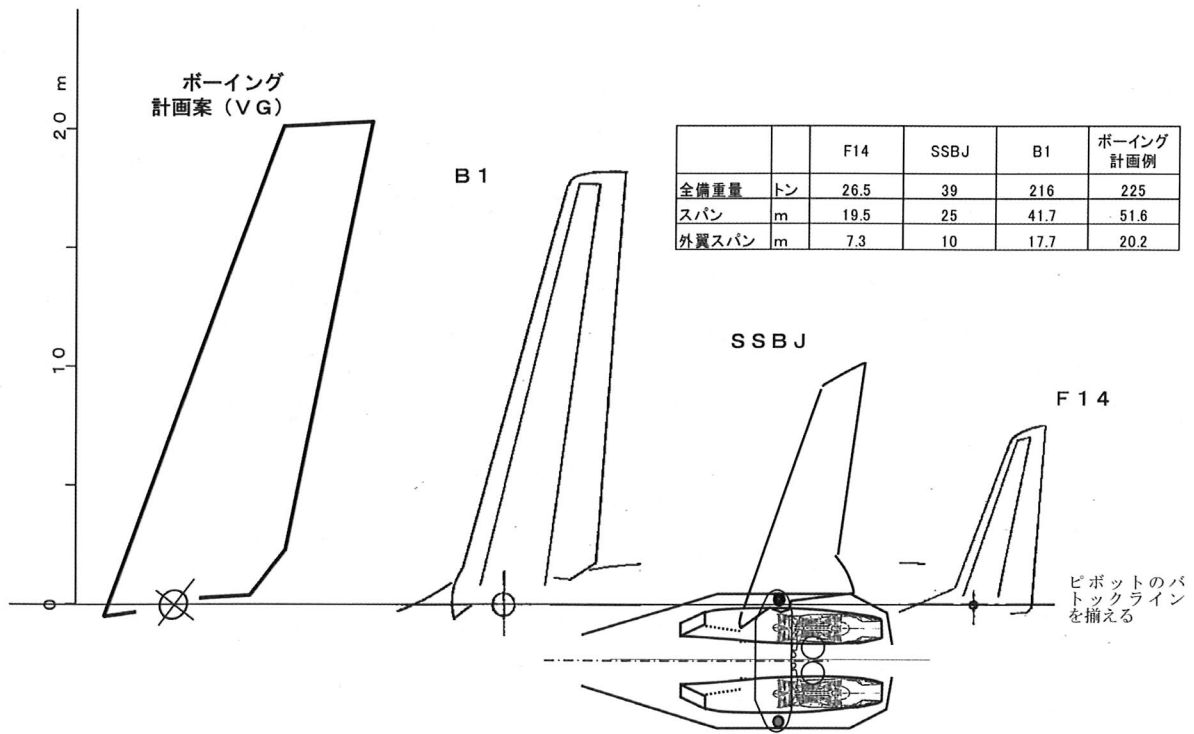


図 2-7 可変翼機の整備性課題⁷⁾



付図 2-8 可変翼のサイズ比較

[付録 3] 前進翼形態の風洞試験結果

前進翼形態の基本的な低ブーム特性を把握するために基礎的な風洞試験を行い、下記の特性を確認した。

風洞は JAXA の超音速風洞で、風洞床に設置した圧力計測レールと感圧塗料による近傍場の圧力分布計測、シュリーレン写真等による迎角効果、ナセル効果、尾翼揚力効果などの確認を行った。また、模型の取付け位置の上下移動とロール角変化による圧力計測レールとの相対位置を変えてその効果を計測した。確認できた主要な点は以下の通り。

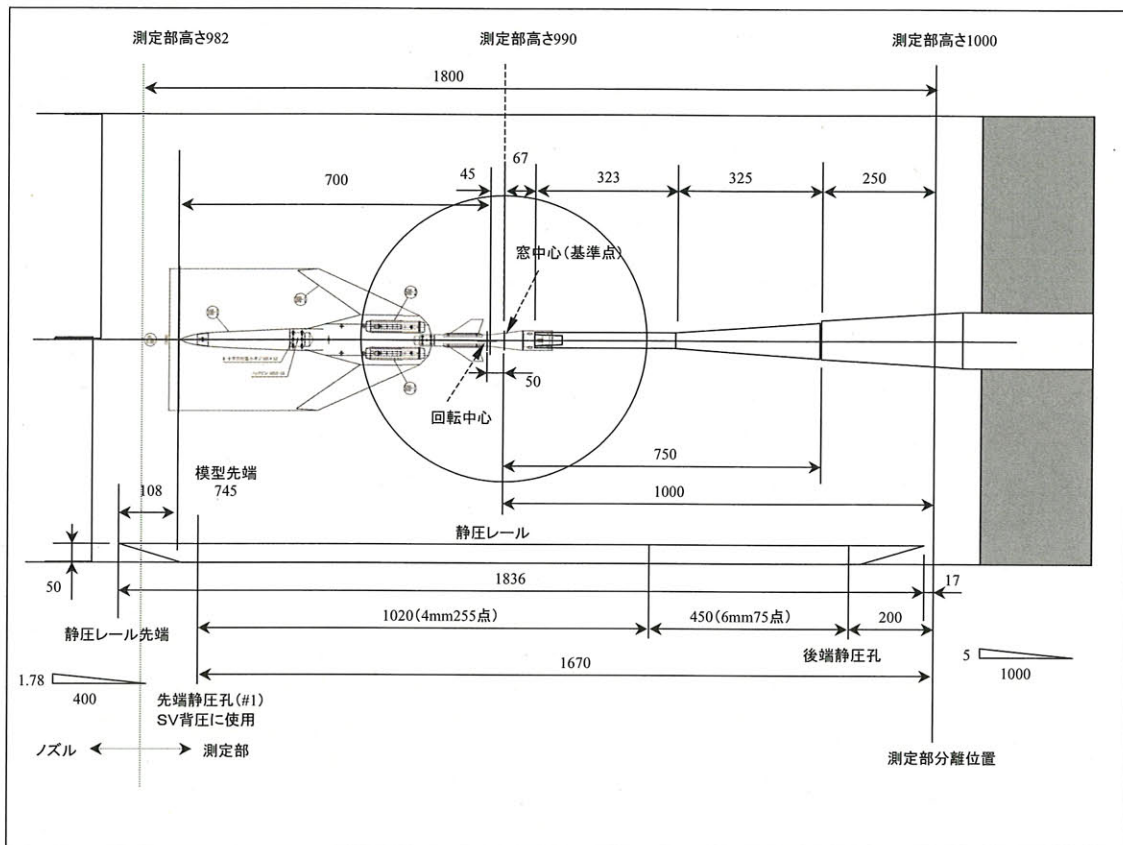
- ・ ナセルから発生する衝撃波は主翼に遮られて下方には伝播しないこと。
- ・ 水平尾翼の揚力は、解析と同様に正の揚力は後端ブーム軽減に効果があること。
- ・ 近傍場の圧力分布は解析と一致すること。
- ・ 前進翼の翼端から衝撃波が生じていること。

付図 3-1 に風洞模型の写真、付図 3-2 に風洞内の取付け概要、

付表 3-1 に試験ケース一覧表を示す。



付図 3-1 前進翼形態の風洞試験模型



付図 3-2 前進翼形態の風洞試験模型取付図

付表 3-1 試験ケース一覧表

試験日	Run No	データ有無			模型形態			Mach数	α [deg]	ϕ [deg]	模型位置 上下位置[mm]
		基本量	圧力試験	Sweep	模型	ナセル	水平尾翼				
2005/07/08	23802	○	○	-	OFF	-	-	1.4	-	-	-
2005/07/08	23803	○	○	-	OFF	-	-	1.6	-	-	-
2005/07/08	23804	○	○	-	OFF	-	-	2	-	-	-
2005/07/08	23805	○	○	-	OFF	-	-	1.8	-	-	-
2005/07/15	23833	○	○	h	SSBJ	OFF	OFF	1.4	0(固定)	0	0,150,-150
2005/07/15	23834	○	○	h	SSBJ	OFF	OFF	1.5	0(固定)	0	0,150,-150
2005/07/15	23835	○	○	h	SSBJ	OFF	OFF	1.6	0(固定)	0	0,150,-150
2005/07/15	23836	○	○	h	SSBJ	OFF	OFF	1.6	0(固定)	0	150
2005/07/15	23837	○	○	h	SSBJ	OFF	OFF	1.6	0(固定)	0	170
2005/07/15	23838	○	○	h	SSBJ	OFF	OFF	1.6	0(固定)	0	-150
2005/07/19	23839	○	○	h	SSBJ	OFF	0	1.6	0(固定)	0	150,0,-150
2005/07/19	23840	○	○	h	SSBJ	OFF	3	1.6	0(固定)	0	150,0,-150
2005/07/19	23841	○	○	h	SSBJ	OFF	-3	1.6	0(固定)	0	150,0,-150
2005/07/19	23842	○	○	h	SSBJ	ON(中実)	0	1.6	0(固定)	0	150,0,-150
2005/07/19	23843	○	○	h	SSBJ	ON(中空)	0	1.6	0(固定)	0	150,0,-150
2005/07/19	23844	○	○	h	SSBJ	ON(中空)	0	1.6	0(固定)	30	150,0,-150
2005/07/19	23845	○	○	h	SSBJ	ON(中空)	0	1.6	0(固定)	60	150,0,-150
2005/07/19	23846	○	○	h	SSBJ	ON(中空)	0	1.6	0(固定)	90	150,0,-150
2005/07/19	23847	○	○	h	SSBJ	ON(中空)	0	1.6	0(固定)	120	150,0,-150
2005/07/19	23848	○	○	h	SSBJ	ON(中空)	0	1.6	0(固定)	150	150,0,-150
2005/07/19	23849	○	○	h	SSBJ	ON(中空)	0	1.6	0(固定)	180	150,0,-150
2005/07/20	23850	○	○	h	SSBJ	OFF	OFF	1.6	0(固定)	90	150,0,-150
2005/07/20	23851	○	○	h	SSBJ	OFF	OFF	1.4	0(固定)	90	150,0,-150
2005/07/20	23852	○	○	h	SSBJ	OFF	OFF	1.4	0(固定)	180	150,0,-150
2005/07/20	23853	○	○	h	SSBJ	OFF	OFF	1.6	0(固定)	180	150,0,-150
2005/07/20	23854	○	○	h	SSBJ	OFF	OFF	1.6	0(固定)	45	150,0,-150
2005/07/20	23855	○	○	h	SSBJ	OFF	OFF	1.4	0(固定)	45	150,0,-150
2005/07/20	23856	○	○	h	SSBJ	OFF	OFF	1.4	0(固定)	135	150,0,-150
2005/07/20	23857	○	○	h	SSBJ	OFF	OFF	1.6	0(固定)	135	150,0,-150
2005/07/20	23858	○	○	h	SSBJ	OFF	OFF	1.6	0(固定)	0	150,0,-150
2005/07/20	23859	○	○	h	SSBJ	OFF	OFF	1.4	0(固定)	0	150,0,-150
2005/07/21	23860	○	○	θ	SSBJ	OFF	OFF	1.4	-2,-1,0,1,2,3,4	0	-
2005/07/21	23861	○	○	θ	SSBJ	OFF	OFF	1.6	-2,-1,0,1,2,3,4	0	-
2005/07/21	23862	○	○	θ	SSBJ	OFF	0	1.6	-2,-1,0,1,2,3,4	0	-
2005/07/21	23863	○	○	θ	SSBJ	OFF	0	1.4	-2,-1,0,1,2,3,4	0	-
2005/07/21	23864	○	○	θ	SSBJ	OFF	3	1.6	-2,-1,0,1,2,3,4	0	-
2005/07/21	23865	○	○	θ	SSBJ	OFF	-3	1.6	-2,-1,0,1,2,3,4	0	-
2005/07/21	23866	○	○	θ	SSBJ	ON(中空)	-3	1.6	-2,-1,0,1,2,3,4	0	-
2005/07/21	23867	○	○	θ	SSBJ	ON(中空)	OFF	1.6	-2,-1,0,1,2,3,4	0	-
2005/07/21	23868	○	○	θ	SSBJ	ON(中実)	OFF	1.6	-2,-1,0,1,2,3,4	0	-
2005/07/22	23869	○	○	θ	SSBJ	ON(中空)	0	1.4	-2,-1,0,1,2,3,4	0	-
2005/07/22	23870	○	○	θ	SSBJ	ON(中空)	0	1.6	-2,-1,0,1,2,3,4	0	-
2005/07/22	23871	○	○	θ	SSBJ	ON(中実)	0	1.6	-2,-1,0,1,2,3,4	0	-
2005/07/22	23872	○	○	-	OFF	-	-	1.4	-	-	-
2005/07/22	23873	○	○	-	OFF	-	-	1.5	-	-	-
2005/07/22	23874	○	○	-	OFF	-	-	1.6	-	-	-
2005/07/22	23875	○	○	-	OFF	-	-	1.8	-	-	-
2005/07/22	23876	○	○	-	OFF	-	-	2	-	-	-

1. 迎角効果

付図 3-3 に迎角 0 度の場合の計測結果を示す。機首(A 点)、翼端(B 点)、ストレーク先端(C 点)、及び前縁キック位置(D 点)に対応する場所のマッハ角より少し前進した位置に圧力計測のピーク値が見られる。

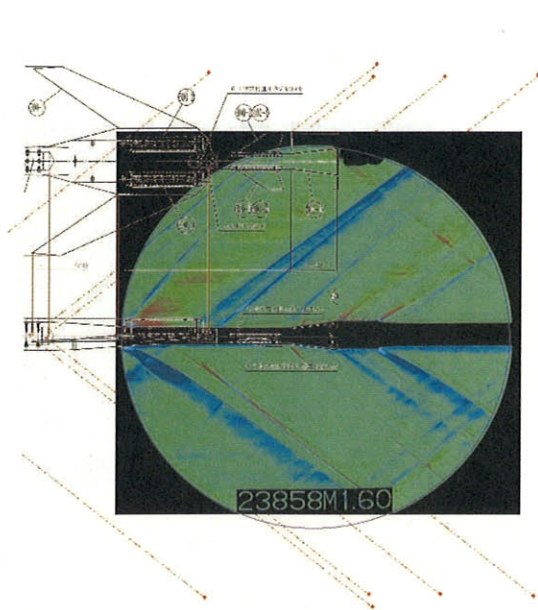
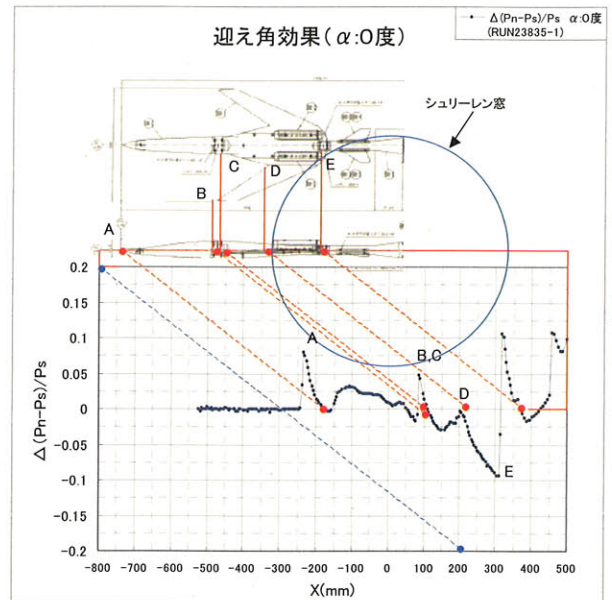
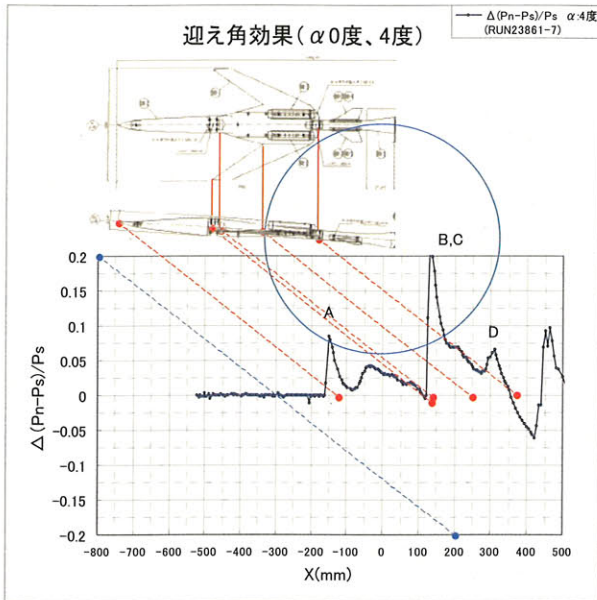
迎角 4 度 (付図 3-4) の場合も同様であるが、揚力が増えた分、計測値のピークが高くなっている。この場合、D 点のピーク値は主翼下面のリアローディング部から発生するピーク値である可能性も考えられる。

シュリーレン写真では、B 点、C 点に対応する圧縮波は、迎角 0 度では微弱であるが、迎角 4 度では明瞭な 2 本の圧縮波が見られ、また、主翼の揚力による上面側の膨張波、下面側の圧縮波も明瞭に出ている。この下面側の圧縮波はマッハ角 (マッハ 1.6 で 38.7 度) より 7 度大きい約 45 度の角度となっておりレベル上では B 点、C 点と重なっているように見える。これは迎角(4 度)分と主翼の下面曲率により、下面の平均偏角が約 7 度上向きになった結果のマッハ角に相当すると想像される。

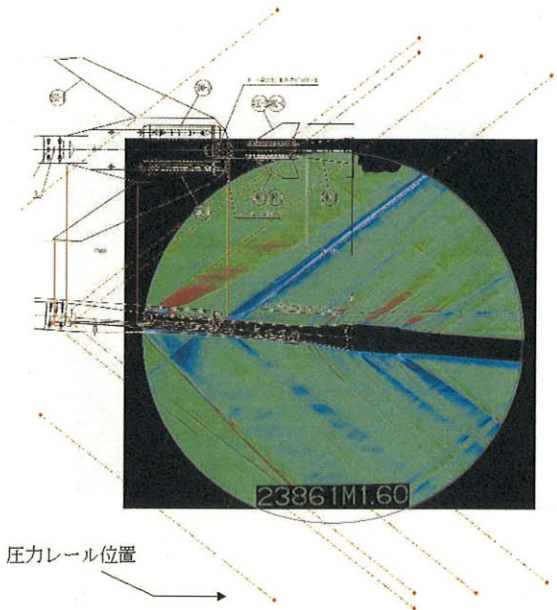
2. ナセル効果

付図 3.6 にナセル無し、中空ナセル、及び中実ナセル (ナセル内がフロースルーになっていない) の計測結果を比較する。圧力計測結果では中実ナセルでは、インテーク側の F 点とナセル後端 G 点に若干の圧力上昇が見られるが、シュリーレン写真ではナセル上面側には大きな圧力変化が見られる一方、下方側には主翼に遮られるために大きな変化は見られない。F 点の圧力上昇は中実ナセルの先端で発生した離脱衝撃波がキック位置から下面側に若干回り込んでいたものと推定される。

付図 3-7 に中空ナセル (ナセル内を気流が流れる) の背面状態での計測結果を示す。このケースは、ナセルの圧力分布が主翼に遮られて機体下面側には伝わらないことを確認するための試験ケースである。正常姿勢 (バンク角 0 度) に比較して背面 (バンク角 180 度) ではシュリーレン写真にも明瞭に差が出ているが、圧力計測値にも大きな差があり、主翼の遮蔽効果が明瞭に確認できた。従って、エンジンナセルを主翼上面に配置することは低ブーム特性を得るために効果的である。

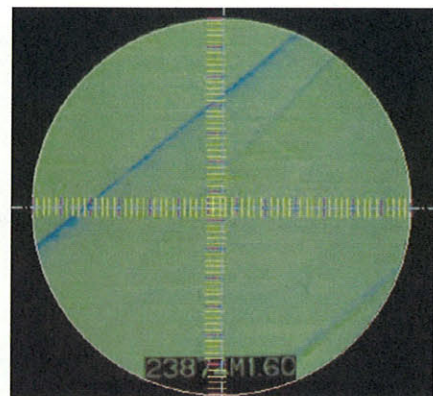


付図3-3 迎角効果 (迎角:0度)

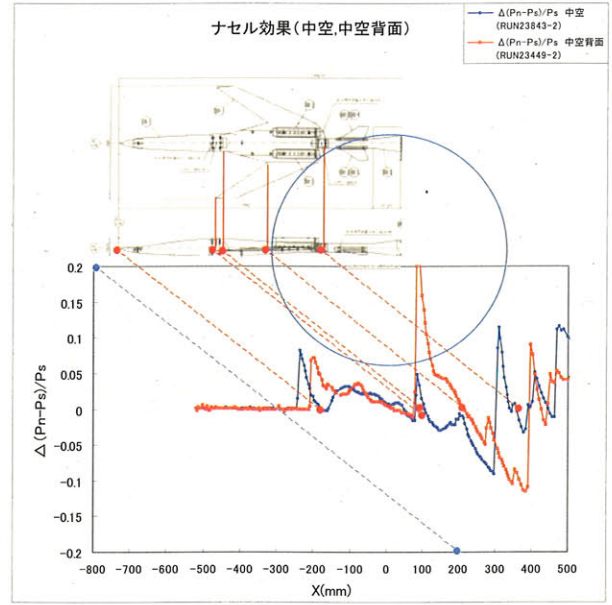
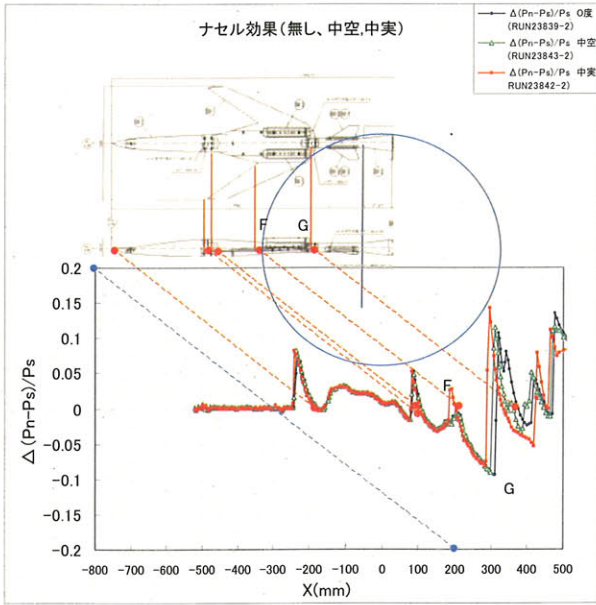


付図3-4 迎角効果 (迎角:4度)

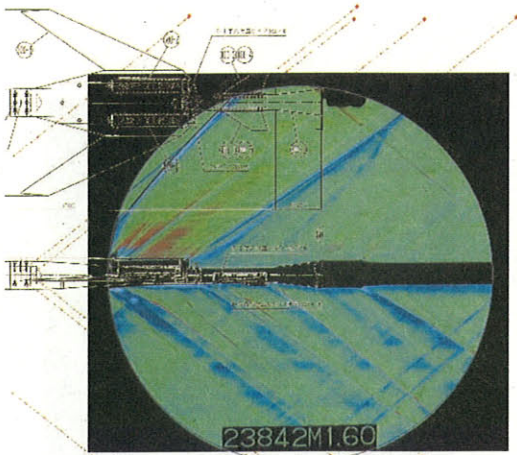
付図3-5に模型なしの場合のシュリーレン写真を示す。何本かの風洞壁からの反射波が見られる。特に中央前方から斜め上方への反射波が目立つが、試験計測の各シュリーレン写真上で注意を要する。尚、シュリーレン窓の上半分では、圧縮波が青、膨張波が赤、下半分ではその逆である。



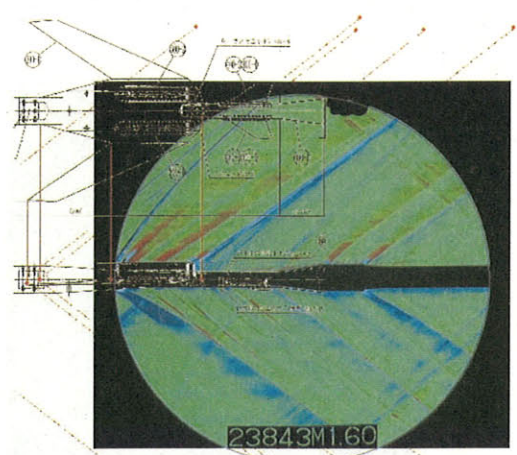
付図3-5 模型なしシュリーレン写真



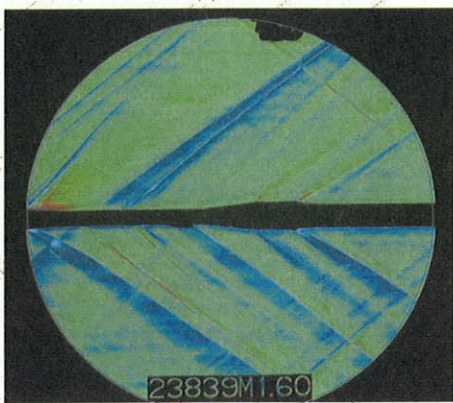
ナセル中実



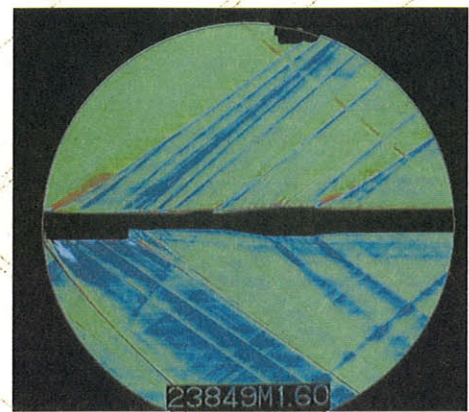
ナセル中空



ナセルなし



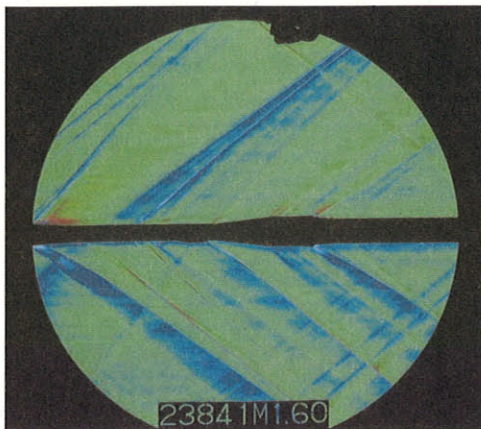
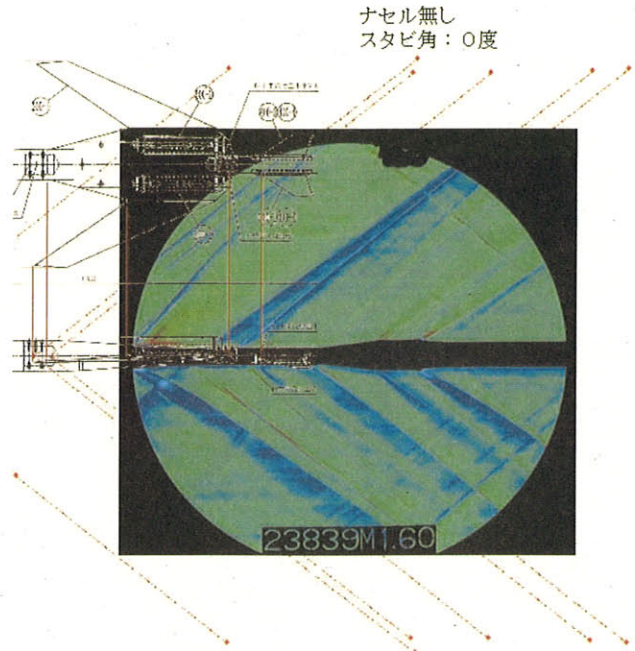
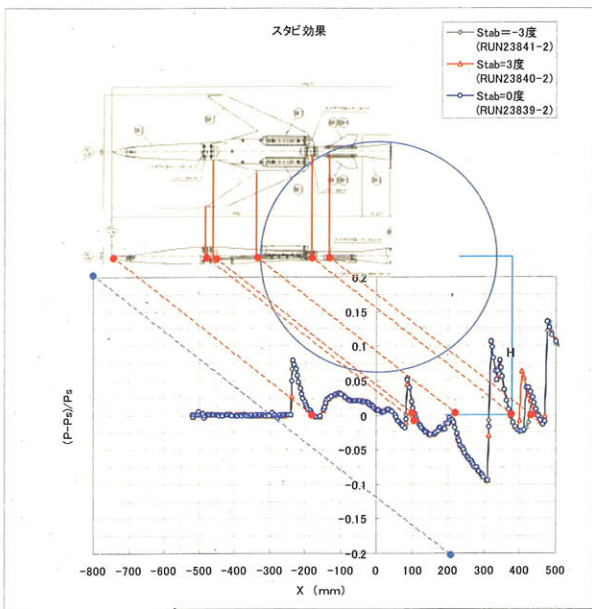
ナセル中空背面



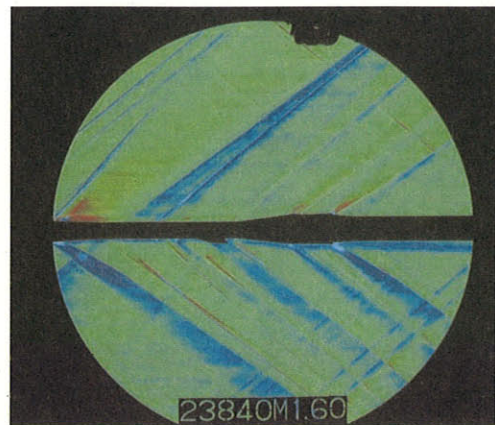
付図3-6 ナセル効果 (ナセル：無しと中実)

付図3-7 ナセル効果 (ナセル：中空の正常位置と背面位置)

3. スタビレータ効果



スタビ角：-3度（前縁下げ）

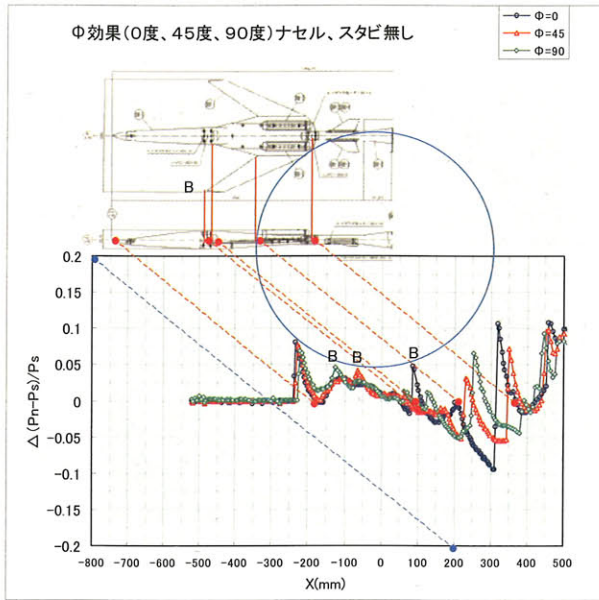


スタビ角：+3度（前縁上げ）

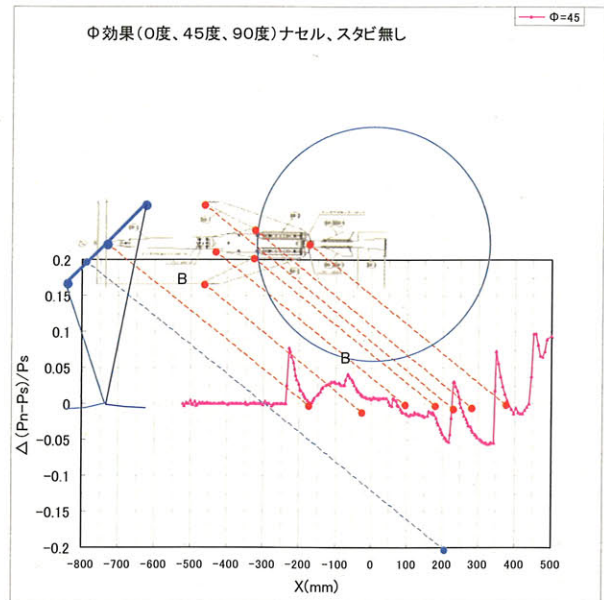
付図3-8 スタビ効果

付図3-8にスタビ角度を0度、±3度とした場合の計測結果を示す。圧力計測結果はH点に見られるように水平尾翼に上向き揚力（スタビ角度+3度）が生じると機体後端で正の圧力ピークが生じる。本文の図34に示した解析結果に見られるようにこれはソニックブームのN波の後端のマイナスピークをやわらげる効果があり、後端ブーム低減化に有効である。

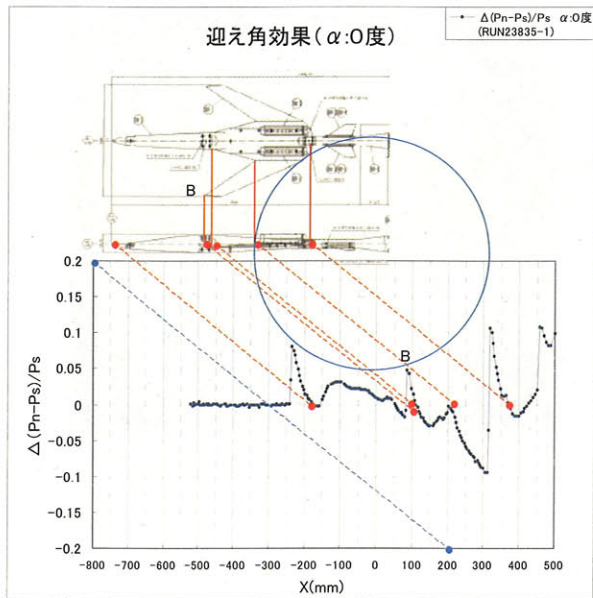
4. バンク効果



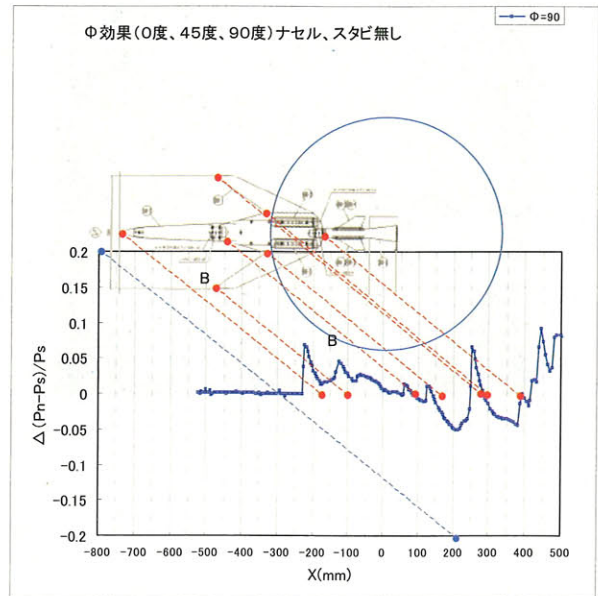
(a) バンク角 : 0度、45度、90度



(c) バンク角 : 45度



(b) バンク角 : 0度

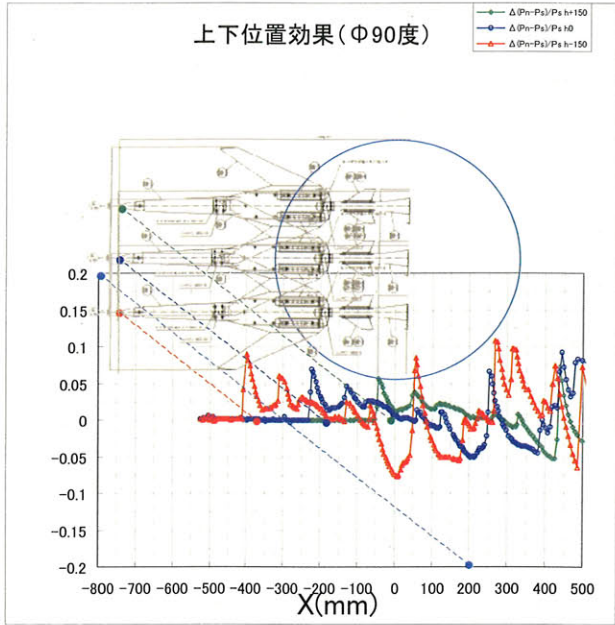


(d) バンク角 : 90度

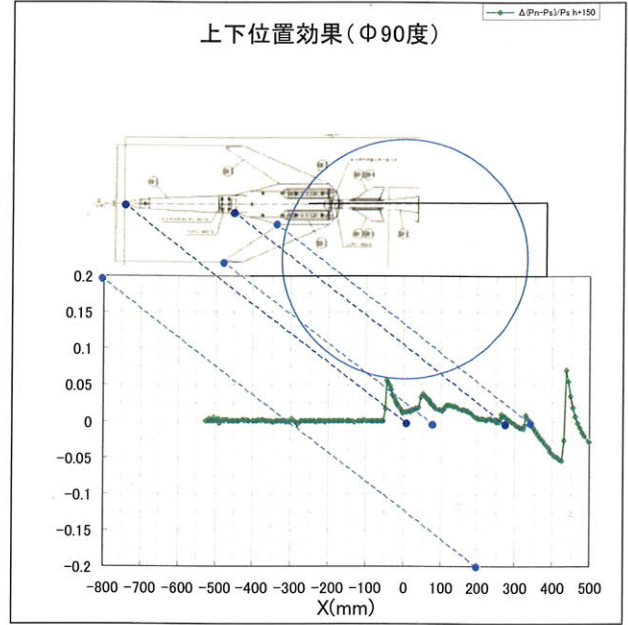
付図3-9 バンク角効果

付図3-9に模型のバンク角を0度、45度、90度と変化させた場合の計測結果を示す。(c)バンク角45度、(d)バンク角90度の計測結果ではバンク角に対応して翼端やキック位置と圧力計測ルールとの距離が左右の翼で異なってくるが、たとえば左翼端(B点)はバンク角を取るに従いルールに近づくため、その圧力ピーク値は位置が前進すると同時に大きくなっている。

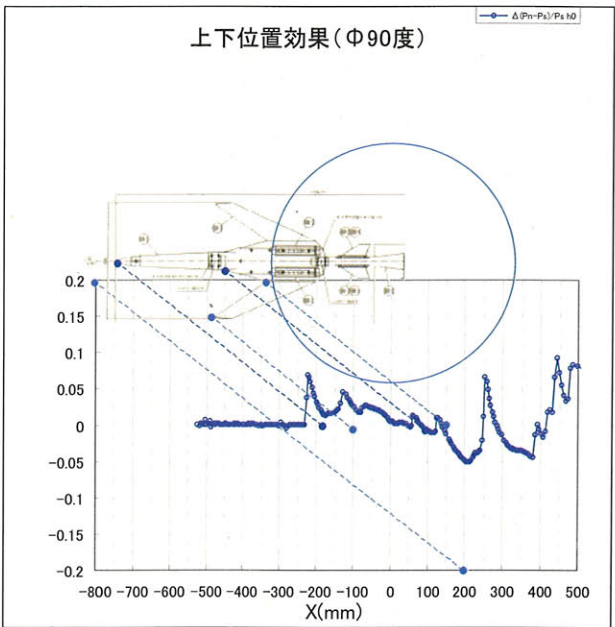
5. 上下位置効果



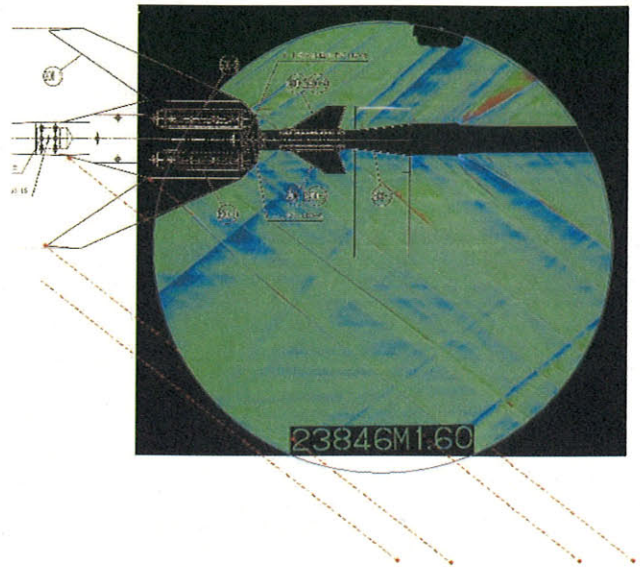
(a) 上下位置 : 0, ±150mm



(b) 上下位置 : +150mm



(c) 上下位置 : ±0, mm



付図 3-10 上下位置効果

付図 3-10 に模型の上下位置を変化させた場合の計測結果を示す。4 項と同様に模型位置が低くなり、圧力計測レーンに近づくるとピーク圧の上昇と前進が見られる。

6. 解析との比較

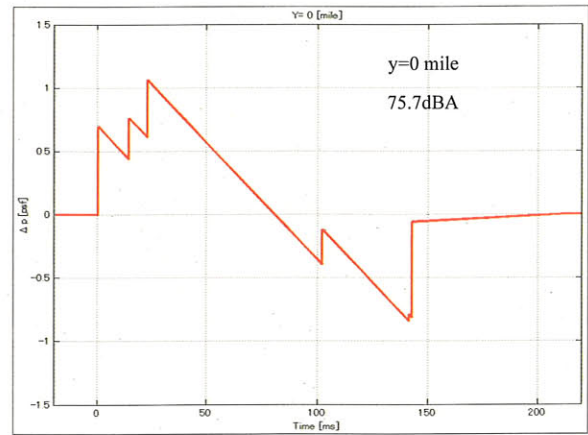
以下に解析との比較を示す。

- 解析の条件；
- Run#23839, Data#2 23839
 - ナル OFF
 - スル² 0°
 - M=1.6, a=0°
 - H/L=0.643

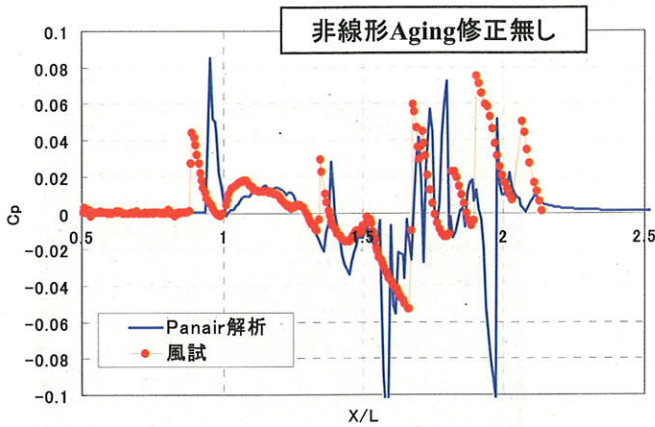
近傍場の圧力分布は線形理論に基づくパネル法 (A502/PANAIR) で求めた。この近傍場圧力波形には、衝撃波の非線形性に伴う圧力波形の歪みの効果 (aging effect) が考慮されていないため、Whitham の方法により修正を行った。近傍波形から地上までの伝播は Thomas 法 (波型パラメータ法) で解析した。その結果を以下に示す。

試験結果と解析の非線形 Aging 前の比較を付図 3-11 に、Aging 修正後の比較を付図 3-12 に示す。模型後端付近のプラスの Cp の不一致は水平尾翼の取付けの台座 (模型胴体から張りだしている) や模型支持スティングからの衝撃波による圧力上昇の可能性があるが、そのほかの部分では解析と試験結果はよく一致している。

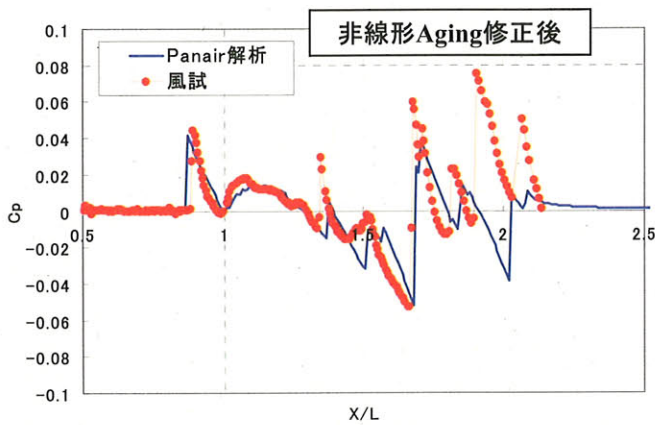
SSBJ の実機サイズのソニックブーム強度の推算値は、上記の近傍場圧力解析と、Thomas 法による地上までの伝播解析を行って求めた。その推算結果を付図 3-13 に示すがソニックブーム強度は約 0.6psf である。



付図 3-13 解析による地上ソニックブーム強度の推定



付図 3-11 試験結果と解析の比較 (Aging 修正前)



付図 3-12 試験結果と解析の比較 (Aging 修正後)

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-05-045

発行 平成 18 年 3 月 31 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 (有) ノースアイランド

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

© 2006 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・電子媒体等に加工作することを禁じます。

