

小型高速実験機システム設計とCFDの役割

高澤 金吾

System design of scaled high-speed experimental aircraft and roles of CFD

Kingo Takasawa

ABSTRACT

The rise of expectation for the world-wide introduction of the next generation supersonic transport (a new SST) has been supported by a steady growth of air transportation and the rapid economic growth in countries on the Pacific rim. Features of a new SST with its computer graphic image and a three view drawing, were described in comparison with Concorde. Mach 2.4 high-speed capability of a new SST was shown. Subsonic overland constraints were discussed in relation to geography of the earth. Narrow departure time slots for east bound flights were illustrated in two typical air routes at Mach 2.4 speed.

Both domestic and international research and development programs for a new SST were summarized. The STA's research program which aims the level-up of domestic supersonic transport technology were traced since the 18th's reply to the minister. A report which promote research activities to develop small unmanned supersonic experimental aircraft so as to verify technologies relating to a new SST were introduced. The targets of the research program were described.

Dimensions of 11% scaled experimental aircraft were explained, in contrast with a full size new SST. The unavoidable decrease of wing loading in the scaled experimental aircraft and a planned flight test technique to overcome the difficulties were proposed.

Design work was started at the preliminary settling of the aerodynamic configuration for a conceptual new SST with a linear theory. The lift over drag ratio for the new SST configuration was estimated as 8.8 at lift coefficient of 0.1 and 17km altitude.

Experimental aircraft has a geometrically similar configuration with the full size SST. Based on the first phase aerodynamic design, the conceptual design of structures and arrangement of functional components were conducted.

The CFD analyses of wing-body configuration of first phase design were performed. Pressure distributions over wing surface of a wing-body case showed distinct deviations from a corresponding wing only case, especially at inboard wing. Deviations from the prediction with a linear theory were also shown. A rigorous procedure to modify wing configuration is under development. The final aerodynamic configuration of so-called clean experimental aircraft will settle this summer. In order to pursue jet powered aircraft design works, much sophisticated CFD based design tools will have to be developed and verified in wind tunnel tests. Some idea were described in this area of efforts.

1. はじめに

21世紀には新しい超音速輸送機が長距離の空の旅に広く利用されるとの期待が高まっている。図1には次世代超音速輸送機のコンピュータ・グラフィックスによるイメージが描かれている。コンコルドが定期航空に就航した1976年1月から既に20年以上の歳月が経過した。この間に著しい進歩を遂げた航空技術の成果を統合して、さらに新技術の開拓を行って新しい航空機開発に注ぎ込み、コンコルドを遥かに凌駕する経済性を実現しつつ、環境に適合する次世代超音速輸送機の実現を企てる努力が続けられている。

航空輸送需要は経済状況に影響されながらも、長期的に見れば着実な増加を続けており、今後も成長が続く見通しである。近年環太平洋諸国の経済発展は急速であり、これまで北大西洋路線に限られていた超音速輸送機の運航を汎世界的に拡大しようとする動きが1980年代後半から次第に高まってきた。

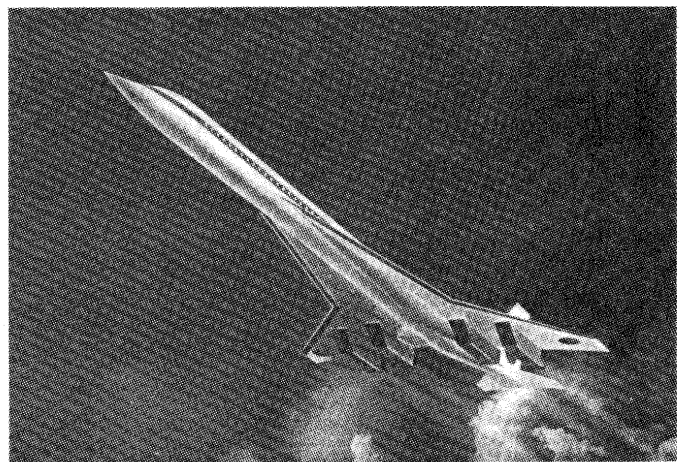


図1. 次世代超音速輸送機の想像図
(原動機部 進藤重美主任研究官作成)

2. 次世代超音速輸送機とコンコルド

表1. 次世代超音速輸送機とコンコルドの比較

次世代超音速輸送機	コンコルド
2006年就航を目指す	1976年就航
速度：M2～M2.4	M2
航続距離：5000海里以上	3500海里
太平洋横断可能、世界に展開	北大西洋線
乗客数：250～300人	100人
経済性：10c/RPM	87c/RPM
環境適合性（低騒音、低NOx）	

次世代超音速機はコンコルドの定期航空路線就航から文字通り1世代後の就航を目指している。

速度について米国はM2.4とすることにより、東京-ロサンゼルスを1日2往復するなど、輸送生産性を高めたいとしている。M2.4では機体表面の温度が160°Cを越え、新材料を適用する必要がある。他方M2の機体では100°C前後で、アルミ合金が使用でき、材料・構造、熱管理問題でのリスクはずっと軽減される。欧州ではコンコルドの実績を継承して開発リスクを最小化しようと考えている。

航続距離はコンコルドの大西洋横断に必要な3500海里に対して、太平洋横断可能な5000海里以上としている。

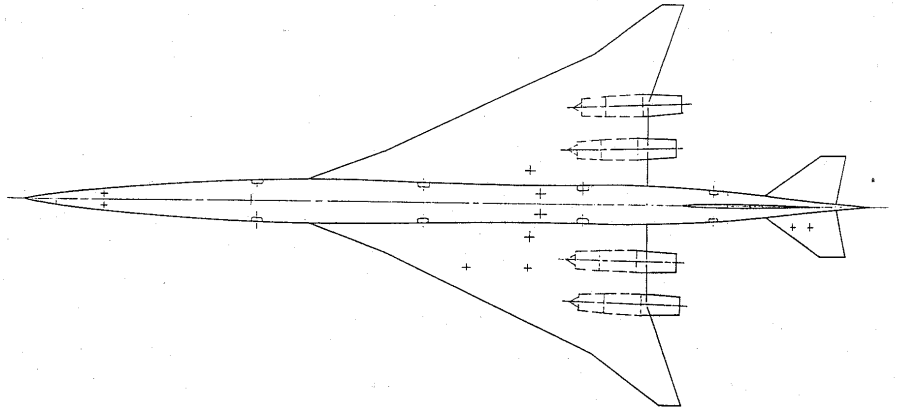
乗客数は市場規模、時間短縮志向・時間価値評価の調査に基づき、航続距離を満たし、経済性を考慮して決定される。離陸時の機体質量は340トンを目標としている。欧米は、長距離線では途中で給油する考え方をとる。日本の構想は、運航会社の考え方を基調にして途中着陸を避け、欧州直行、さらに米国東海岸直行を望んできた。しかし、経済性の観点から欧米に同調しつつある。

次世代超音速機は経済性に関してはコンコルドと桁違いに近い向上を求められる。就航時点で高亜音速機と競合できる経済性の実現が必須で、これを阻む技術的リスクを最小化することが今後の研究開発の最大の課題となる。経済性の指標を機体の離陸最大質量にとると、空力分野の技術進歩により23%、材料・構造で28%の軽量化が求められるという。推進分野の技術では、空港周辺の騒音をコンコルドに比べて20dB以上低減するとともに、成層圏巡航ではオゾン層の減少に有意な影響を及ぼさないところまで窒素酸化物の排出を低減しながら、さらに3%の軽量化が求められている。

次世代超音速機も他の航空機とともに共通の航空交通管制システムに適合し、現存の主要空港を利用する。

項目	値
巡航マッハ数	2.2
航続距離	10,200km
座席数	300席
エンジン推力	347 kN×4基*
最大離陸重量	399 ton
搭載燃料量	243 ton
主翼面積	855 m ²
全幅	43.4 m
全長	94.5 m

*：海面高度、標準大気状態における最大静止推力 (uninstalled)



76

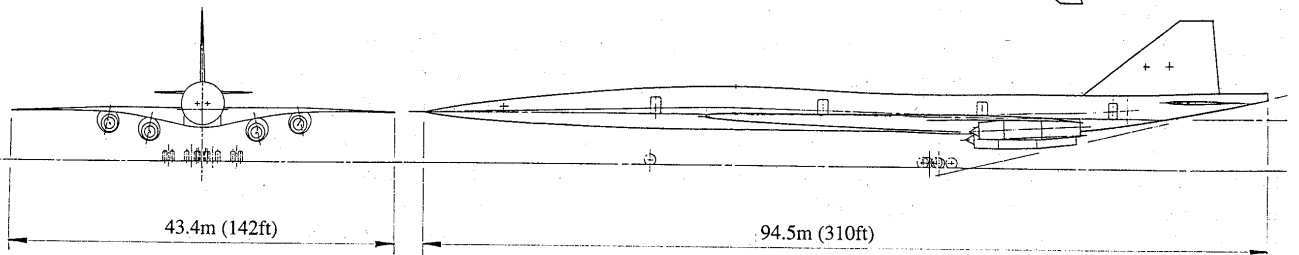
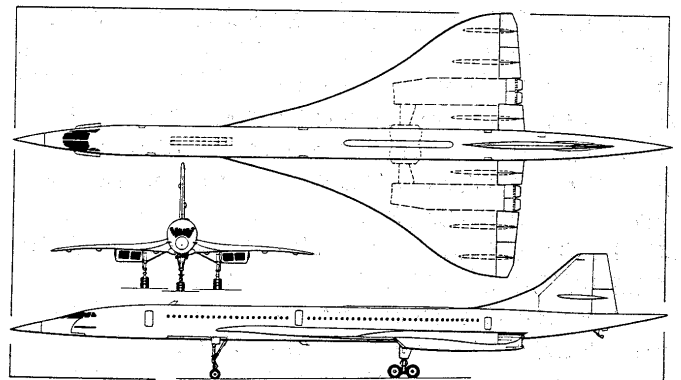


図2. 次世代 超音速輸送機
航空宇宙工業会 平成7年度構造 装備検討用ベースライン機三面図

図2には航空宇宙工業会が提案している機体（仮にSJAC SSTと呼ぶ）の、図3にはコンコルドの三面図をそれぞれ示してある。主翼はコンコルドではogivalと呼ばれるアーチ型天井の側面に似た流麗なアスペクト比1.82の平面形が採用されたのに対して、SJAC SSTではアロー翼と呼ばれる前縁を屈折させたアスペクト比2.2の平面形を採用し、外翼部は超音速前縁としている。最大離陸重量に対する翼面荷重はコンコルドが506 kg/m²に対して、SJAC SSTではやや小さい466 kg/m²となっている。コンコルドでは翼根に3%、エンジン取り付け位置から外側は2.15%の薄い翼を用いているのに対して、SJAC SSTでは降着装置の収納、燃料容量の確保、構造軽量化の観点から翼厚を増している。

コンコルドでは基本的に同一の胴体断面が維持され4席配置になるのに対して、SJAC SSTではエア・ルールを採用した細長い胴体が採用され座席配置に工夫が見られる。



Aérospatiale/BAC Concorde supersonic transport (Pilot Press)

図3. コンコルドの三面図

コンコルドのエンジンは、2基を束ねて配置しramp付き空気取入口を用いているのに対して、SJAC SSTでは4基を分散配置して、conical air-intakeを用い、消音ノズルが主翼から後方かなり突出している。水平尾翼の有無は目だった外形上の相違で、SJAC SSTで高揚力装置が使われることを暗示している。

3. M2.4の高速飛行は何をもたらすか？

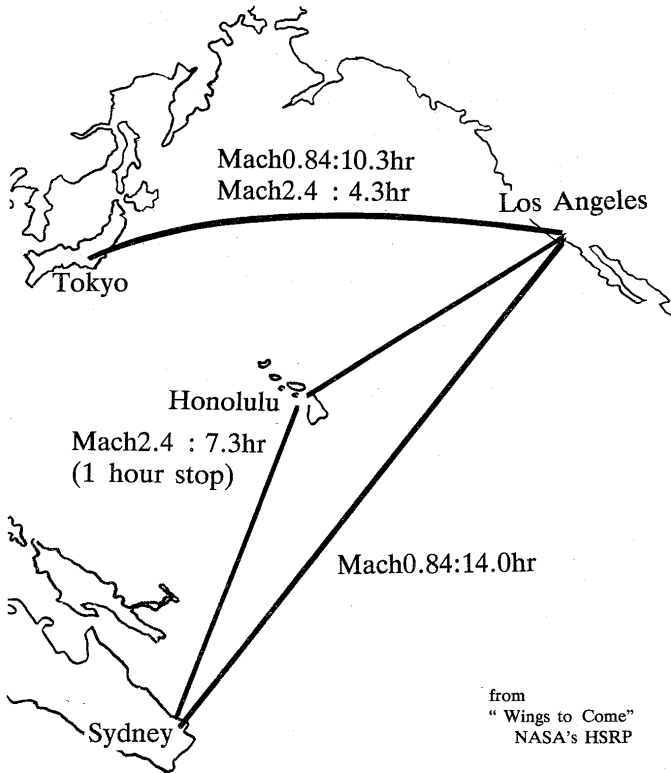


図4. M2.4の超音速飛行による時間短縮効果

現在、高亜音速機で10.3時間かかる東京-ロサンゼルス間をM2.4の超音速輸送機はわずか4.3時間で無着陸飛行する。さらに遠距離のロサンゼルス-シドニー間は、ホノルルでの給油時間を含め7.3時間で飛行する。これは高亜音速機による無着陸飛行の約半分の時間である。旅行時間が半減し、どこへ出かけるにしても、1フライトの所要時間が5時間を越えないというのは相当な魅力と受け取られている。これは、時間短縮効果の大きい長距離路線を利用する旅客が割増航空料金を受け入れるという調査結果からも裏付けられる。

4. 陸上亜音速飛行にともなう課題

M2.4の超音速飛行に伴ってソニックブームが発生する。この影響が人々の生活に及ぶのを避けるために、超音速飛行は海上に限って行われるものと想定されている。陸上飛行ではM0.95と計画されている。

図4に示したような全行程のほとんどが海上にある航空路では離陸上昇と到着空港への接近の部分を除けばM2.4の大圏航空路に沿って超音速飛行を継続でき、超音速輸送機の時間短縮効果が最大限に発揮される。しかし、重要な航空路のうちに、余儀なく陸上を飛行しなければならないものも多い。

長距離路線のうち表2の左側に並んだ北米東部-欧州線と欧州-南米線は大西洋、北米西部-アジア線と環太平洋線は太平洋の上を飛び、全行程に占める海上飛行の割合が90%

前後にまで高まるとともに、概ね大圏コースを飛行できる。時間短縮効果は著しく、超音速輸送機に大変有利な路線である。

表2. 路線範疇別の海上飛行の割合

海上飛行卓越		陸上飛行重視	
北米東部-欧州	86%	北米東部-アジア	70%
北米西部-アジア	96%	北米西部-欧州	51%
欧州-南米	94%	北米中部-欧州	70%
環太平洋	92%	北米中部-アジア	75%
		欧州-アジア・太平洋	79%
from NASA CR-4233		その他	74%

反面、右側に並んだ路線では大圏コースから意図的に迂回するなどして海上飛行の割合を高め、飛行距離は伸びても旅行時間は短縮されるように工夫されているものがある。欧州からアジア・太平洋に至る路線は地中海、紅海、黒海、アラビア海、ベンガル湾、東シナ海などを適宜組み合わせ合わせた海上コースを想定したと思われる。海上飛行の割合が70%まで低下すると大圏コースを飛行できる場合でも平均速度はM2以下に低下し、高亜音速機との競合は困難を増す。

目下、超音速のみならず、高亜音速巡航性能が重視され、M2とM0.95の巡航性能を両立させる空力設計が迫られている。将来的には航空機としての他の特性を損なうことなく、ソニック・ブームを低減して陸上でも飛行速度を高めることに目標をおいて基礎的な研究が続けられている。

5. 運航スケジュール

健康な人といえども午後10時に床に就くこともあり、午前7時まで眠っていることもある。そう考えると、空港の運用時間帯を7時から22時に想定するのが妥当であろう。これに時差を考慮して、ニューヨーク-パリ、東京-ロサンゼルスにM2.4の超音速旅客機を運航させるケースを調べた。

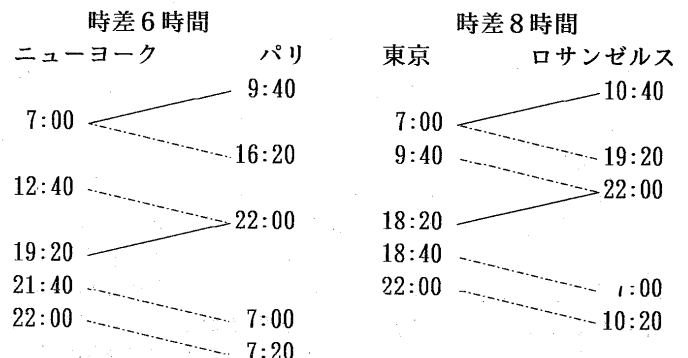


図5. 運航スケジュール

西行きコース(実線)では連続した11~12時間の出発時間帯を活用できるのに対して、東行きコース(一点鎖線)では出発時間帯が午前と夕方に別れ、1日あたり6時間に減少する。特にニューヨークを夕方出発しパリに向かう出発時間帯はわずか20分しかない。この場合には、M2.4にこだわらず、速度を下げることによって出発時刻を繰り上げ出発時間帯を広げるという、いささか皮肉ともいえる手段をとる必要が起る。

いずれの路線においても、一日2往復の運航が可能になり、航空機の輸送生産性は著しく高まる。他方、航空機を設計・製造する側に対しては、与圧と着陸の荷重および空力加熱を

繰り返し受けながら、長期間にわたって安全に運航できる機体の開発が求められる。

6. 世界の次世代超音速輸送機研究開発計画

世界の次世代超音速輸送機研究開発計画の概要を図6に示す。

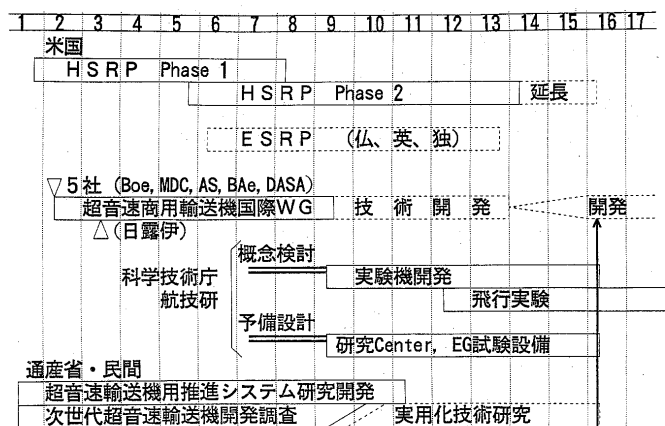


図6. 次世代超音速輸送機研究開発計画

米国ではNASAが1987財政年度から4年間をかけて、ボーイング社とマグダネル・ダグラス社に超音速輸送機の将来需要を調査させ、経済的成功が得られる機体仕様を探るとともに、環境問題を引き起こさないために必要な技術開発の課題を予測させた。その結果、技術の発展を見込みつつ輸送生産性に重きをおいて、M2.4の速度が選定された。この時の調査では太平洋線で旅客の4倍増、大西洋線で2倍増が予測され、2005ないし2015年の間に500ないし1,000機の超音速輸送機に対する需要が潜在しているとされた。けれども、この潜在需要を実体化するには、その時代の騒音基準を満たし、大気環境に害を与えないことが強調されている。

提言を受け、1990財政年度からNASAは超音速輸送機の環境適合性に焦点を絞ったHSRP (High-Speed Research Program) Phase-Iに6カ年余りで約5億ドルを投じた。環境問題がつまづきの因となったコンコルドを他山の石とし、1971年に機体の試作がほぼ出来上がるころまで進んでいた米国のSST計画を中止した苦い教訓を踏まえたものである。

さらに、1994財政年度からは8カ年余りで15億ドルの巨費を投じて広範な技術開発計画HSRP Phase-IIを推進している。2001年早々に機体形状の最終選定に持ち込み、産業界が2002年に新しい超音速輸送機の開発計画開始を決断する際に必要な前提として、排出物及び騒音の規制基準を制定するとともに、機体及びエンジンについて技術的判断材料を整えておくというのがNASAの考え方である。物事がこのとおりに順調に進むならば、2006年には型式証明取得から商用運航開始につながってゆき、やがて退役するコンコルドをほぼ切れ目なく継承することになる。しかし、技術をより確実なものにし、開発着手のリスクを減らすためにPhase-IIAが追加され、計画が2年程度は延長される。

他方、欧州では1990年から英仏共同研究を行ったが、その後中断があり、エアロスペース、ブリティッシュ・エアロスペース及びDASAの3社が共同して研究を続けている。これら3社はそれぞれの国の政府に対して他国と共同してESRP (European Supersonic Research Program)に500億円を投じるように働きかけて、既に3年半が経過したけれども実現はしていない。しかし、Concordeの開発、製造及

び運航によって蓄積された技術とノウハウは偉大であり、エアバス社による挑戦の実績を合わせ考えると、欧州のSCT (Supersonic Commercial Transport)には現実感がある。

日本では通産省が、地上での技術実証を目指す小規模なエンジンながら、HYPR計画を着実に進め、超音速エンジン技術の蓄積に寄与している。この計画の特徴の一つは国内企業のみならず、世界の4大エンジン製造会社 (P&W, GE, RR, SNECMA) の参加を得ていることである。また超音速機開発調査では、機体システム調査および環境影響調査が進められ、市場調査、CAD (Computer Aided Design) toolの構築と稼働による次世代超音速機の特性把握などが行われ、平成7年度から材料、加工法を中心に風洞試験、CFD (Computational Fluid Dynamics)解析なども含む研究を進めている。

科学技術庁・航空宇宙技術研究所では、平成7年度から高速航空機技術の研究を開始した。

7. 航空電子等技術審議会の第18号答申

この審議会は政府が航空技術の研究を進めるにあたりその方針を審議している。科学技術庁長官の諮問に答えて、平成6年6月に第18号答申が行われた。この答申の中で、次世代超音速輸送機に関わる部分は次のように整理される。

- (1) 航空機産業は高度先端技術をシステムとして統合し、高い付加価値を生み出す技術集約型産業であり、その実力の涵養を図ることは重要である。
- (2) 航空輸送の量的拡大は今後も継続し、長距離路線の高速化が求められ、経済性と環境適合性を兼ね備えた次世代超音速輸送機に対する期待が高まる。
- (3) 21世紀初頭にもM2~2.4で巡航する機体の国際共同開発が開始される可能性がある。
- (4) 次世代超音速輸送機の国際共同開発に欧米と遜色の無い立場で参加するためには、全体的な技術能力を相当に引き上げる必要がある。
- (5) 国を中心として独自の技術開発を進め、小型模型実験機による飛行実験を含む技術開発成果の実証を工夫することにより、独自の技術開発を進める必要がある。

8. 小型実験機による次世代超音速機技術の研究の推進

第18号答申に述べられているところを一層具体的に検討するために、科学技術庁研究開発局に小型高速実験機飛行実験計画研究会が設けられ、1年間の審議を経て平成8年2月に『小型実験機による次世代超音速機技術の研究の推進』と題する報告が行われた。この報告では、まず、わが国が次世代超音速輸送機の国際共同開発に参画する際に切り札となる重点技術課題を示している。ここに示されている技術は、いずれもわが国が得意とする分野に着目したもので、夫々について独創性のある技術を育成することにより世界の水準を超える必要が説かれている。特に、CFD空力設計技術をはじめとし、ジェット・エンジンを効率的に搭載するための機体エンジン統合技術、複合材適用に関する先進技術などについては有望な研究成果を飛行を行って実証するために、小型の無人高速実験機を開発し飛行実験を行うことが勧告されている。実際に優れた実験機を作ることでシステム統合技術力の蓄積を図ることができる点も強調されている。

上記研究会から報告された計画では、CFD空力設計技術の実証に焦点を絞ったロケット実験機計画を先行させて早期に成果を得ることをまず目指すことになっている。続いて、ジェット実験機計画では、ジェットエンジンを搭載した機体を高度なCFD空力設計技術を開発して設計し、飛行実験を行ってCFD空力設計技術を実証し、空気取入口、排気ノズルの性能向上、材料・構造等の有望技術につき資料を得るこ

とになっている。ロケット実験機とジェット実験機の夫々固有の特徴を生かし、全体として次世代超音速輸送機に必要な重要技術を飛行実証しようとするものである。

ロケット実験機は、国内にすでにあるロケットエンジンの技術を基盤として、マッハ2以上の飛行を手堅く比較的短い期間で実現することに主眼をおいている。このために実験機を高度15 km、速度M2の水平飛行状態に投入する手段として固体ロケットの利用を想定している。

ジェット実験機でも実験目的を整理し、費用対効果を勘案して実験機の小型化を追及する観点から、通常の滑走による離着陸を避け、JATO（補助ロケットにより一時的に加速を行って離陸する方式）などを用いる発進方式を採用する。両実験機ともパラシュートを用いる回収方式が適切とされた。

9. 小型実験機による次世代超音速輸送機技術の研究計画

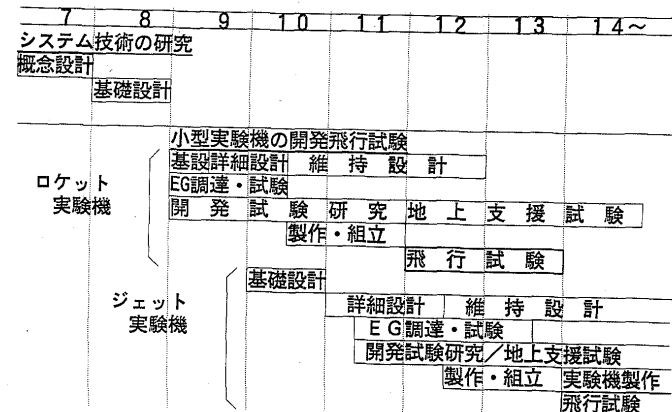


図7. 小型超音速実験機の研究計画

平成7年度から実験機のシステム技術を検討するための予算がつき、概念設計と基礎設計を平成9年3月末で完了した。平成9年度からは小型実験機の開発飛行試験の予算が正式に認められ、まず、平成12年つまり西暦2000年にはロケット実験機による飛行実験を、さらにその2年後にはジェット実験機の飛行実験を開始する計画である。

飛行実験の目標は、次世代超音速輸送機の国際共同開発にわが国の航空機産業界が主体的に参加するための中核となる技術開発を行い、飛行実験によって実証することである。具体的には次の3点に焦点を絞って研究を進める。

- (1) CFD空力設計技術を確立して、超音速巡航における高い揚抗比を実現する。
- (2) 先端的であり、かつ重要な複合材技術および推進技術の高度化を図る。
- (3) 飛行実験に適した能力を備える実験機を開発する過程でシステム統合技術を獲得するとともに、飛行実験においては技術実証の手法を玉成する。

10. 実機と小型超音速実験機

表3. 想定実機と小型超音速実験機の諸元比較

項目	想定実機	小型超音速実験機
M数	2.2	2.0
高度	20 km	15 km
全長	86 m	11 m
質量	362 Mg	2 Mg
翼面荷重	3.6 kPa	半分程度
推重比	0.4	ジェット実験機では大きめ
揚抗比	9~10	8

表3では次世代超音速輸送機に想定されている仕様諸元を小型超音速実験機で実現できる仕様諸元と比較してみた。実機としては、航空宇宙工業会が行った検討例を選んでいる。

まず、達成できるM数は、実機がM2.2であるのに対して、実験機では設計点をM2に選んでいる。これは、境界層の安定性がM2を境に変わってくる点に留意し、飛行実験結果を的確に解釈できることに重きをおいた結果である。しかし、ロケット機ではM2.2での飛行もちろん可能でありM2を超える飛行実験データも得られる。

飛行高度は実機が平均的に20 kmであるのに対して、15 kmを選んでいる。この理由は機体の寸度の割には大きなレイノルズ数を達成するためである。実験機の航続能力に関しては必要なデータがとればよいと考えている。

実験機の形状は想定される実機と幾何学的に相似としており、長さでみると11%程度になる。ロケット打ち上げ、パラシュートを用いる回収を行うために頑丈な機体を作る必要があるけれども、それでも質量は2000 kg程度である。翼面荷重は実験機の機体が実機に比べて小さいために、いわゆる2乗3乗則が効いて実機の1/2程度にとどまる。

無理に付加質量を加えて機体の質量を増すと、ロケットによる打ち上げが困難になる。胴体には、搭載物を納めなければならないので無理に翼面積だけを減らそうとすると実機との幾何学的相似が失われ、代表翼弦長に基づくレイノルズ数も小さくなる。そこで、荷重倍数を増すことにより実機運用範囲と揚力係数を合わせてデータをとる計画である。代表的な試験として、零揚力時の抗力計測と連続的な迎角変更を計画している。

11. 線形理論による空力形状の設定

図8に航技研の吉田、石田が中心になり、三菱重工と川崎重工の空力担当者が協力して進めた仕事の一端を紹介する。

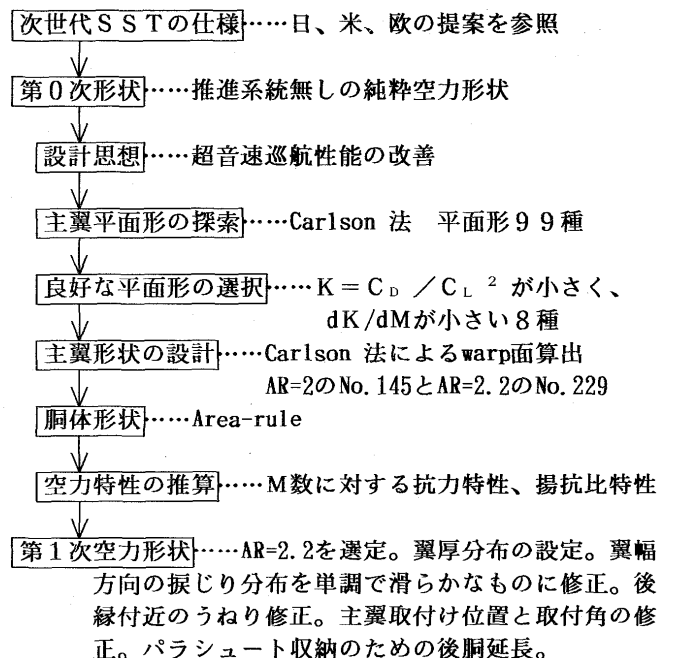


図8. 線形理論に基づく空力形状の設定

日米欧が提案している次世代超音速輸送機を参考に、設計仕様の概要を決めた。設計点は高度17 km、M2で $C_L = 0.1$ である。推進系統を含まない空力形状を線形理論に基づいて最適化する。目標はダグラス社の提案した主翼平面型を上回る超音速巡航性能を持つ主翼の系統的探索である。

カールソンの方法を適用して99種の平面形を調べ、オズワルド係数Kが小さく、かつそのM数に対する変化率も小さい8種を選択した。この8種の平面形に対してカールソンの方法によりワープ面を算出し、優れた2つの主翼を設定した。No. 145がアスペクト比2.0で構造的に有利という理由から第0次形状の主翼に選ばれた。しかし、No. 229はアスペクト比2.2で高亜音速性能の面で有利と考えられる。胴体形状は円形断面を想定してエア・ルールによって決定した。決定された形状に対して空力特性の推算を行った。

第1次空力形状では最近の高亜音速巡航性能重視の考え方を取り入れ、構造上の難点も特に無いとの判断に基づいて、No. 229に置き換えた。実機の艦装上の要求をも考慮して翼厚分布を設定し、航空機としての要求を満たすように手直しを加え、本実験機に固有のパラシュート収納に伴う後部胴体の延長を行った。設計結果を図9に示す。

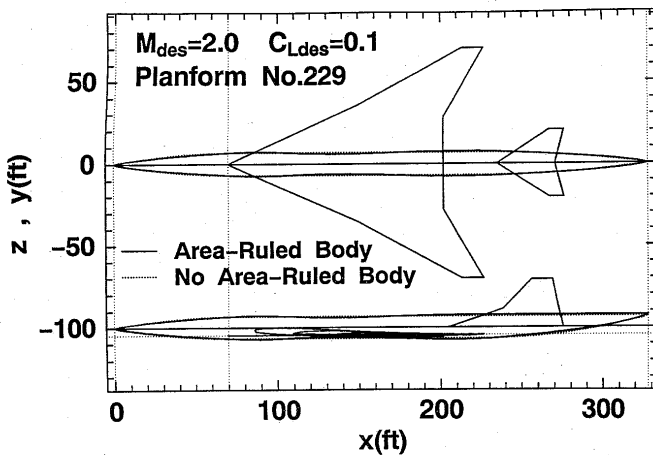


図9. 第1次空力形状

実機として全長328ftの機体を得られた。クリーン形状実験機は後に述べるとおり、この11%縮尺とする。

図10には第1次形状で実現される揚抗比を C_L に対してプロットしてある。設計点 $C_L = 0.1$ では8.8で、最大揚抗比は $C_L = 0.14$ 付近で9.2を越えている。11%縮尺の実験機ではレイノルズ数の減少の結果摩擦抵抗が増して、揚抗比は7.7程度になると予測される。

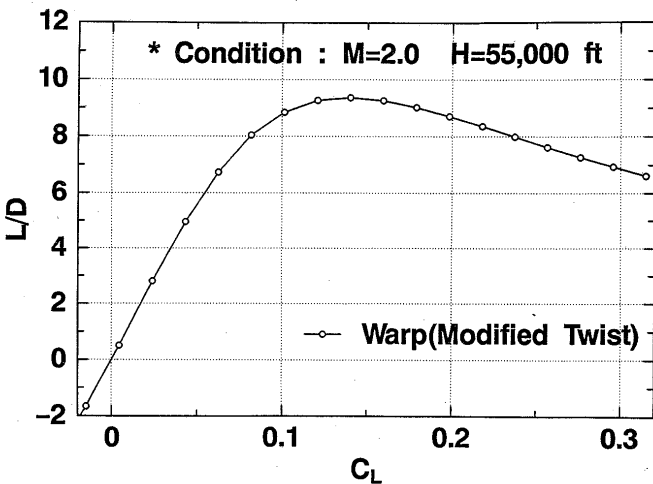


図10. 実機の揚抗比推算値

次世代超音速輸送機の巡航時揚抗比は9~10とされ、コンコルドは7程度である。クリーン形状実験機では空力形状設計に焦点を絞って、できる限り高い揚抗比に挑戦する。

1.2. システム設計

航技研との契約に基づいて、ロケット実験機及びジェット実験機について、川崎、富士、三菱の航空機製造会社3社が平成7年度には概念設計、平成8年度には基礎設計を進めた。ここでいう両実験機は8項に紹介した小型高速実験機研究会の報告で述べられている概念を踏襲している。ロケット実験機は地上から固体ロケットを用いて高度15km、M2の略々水平飛行状態に投入されるクリーン形状の実験機である。基礎設計は前年度に行った概念設計を基盤とし発展・深化させたものであるから、基礎設計についてのみ紹介する。

航技研と上述の航空機製造会社3社の設計部門が合同設計会議を構成して基礎設計を実施した。図11に示す組織は設計に必要な合意形成を図るとともに、航技研の研究成果を取り入れ、設計参加者の持てる能力を生かすように企図した。日本航空機開発協会からはオブザーバー参加を得て、実用機との関係において実験機を位置付ける上で貴重な示唆を得た。この他に、打上げ用ロケットについては日産自動車、巡航用液体ロケットについては石川島播磨重工の協力を受けた。

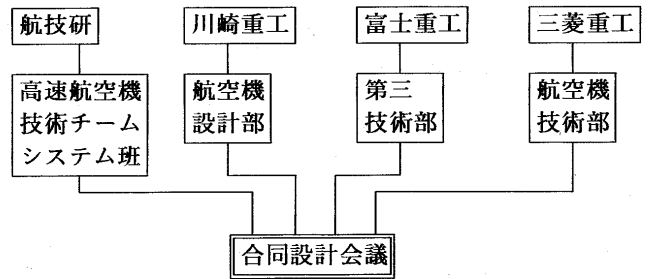


図11. 合同設計会議

まず、当該年度の作業スケジュールを設定し、ロケット実験機およびジェット実験機に関する飛行実証課題の検討、実験機概念、飛行実験計画について課題の定性的な検討を進めた。試験実施手順と定量的な検討は実験機の空力性能について見通しを得た段階で行うこととした。飛行予定時期の迫っているロケット実験機についてシステム設計作業を重点的に進めた。

ロケット実験機の設計上の目標と主要な特徴から次に述べる4つの要点に設計作業努力の主要部分を投入することになった。

- (1) 航技研から提案した第0次形状を出発点として、第1次空力形状の設定に至る空力設計。内容は、機体の規模の決定、ワープ形状の細部修正、主翼後縁部分の形状修正、翼厚の決定、主翼取付けの角度と上下位置修正である。
- (2) 既存の固体ロケットに最小限の改修を行って使用する実験機打ち上げシステムの設計および成立性の多面的な検討。打上げ飛行経路に沿う動圧とM数の抑制、飛行経路制御、実験機分離が主要な課題であった。
- (3) 実験機を陸上回収して再使用する必要から、パラシュート及びエア・バッグ・システムを用いる実験機の回収システムの設計。
- (4) クリーン形状実験機に巡航用のロケット・エンジンを搭載して動力飛行状態で飛行実験を行うという概念の成立性と有効性にまつわる多様な問題の検討。

第0次形状から第1次形状の設定への空力設計作業の推移と並行して、実験機システム設計および実験機系統設計が進められた。

航法・誘導・制御系統については、実験機と打上げロケットのインターフェイスを簡潔にするとともに、設計作業を並行実施できるように、それぞれ別個のIMU/ADSおよび

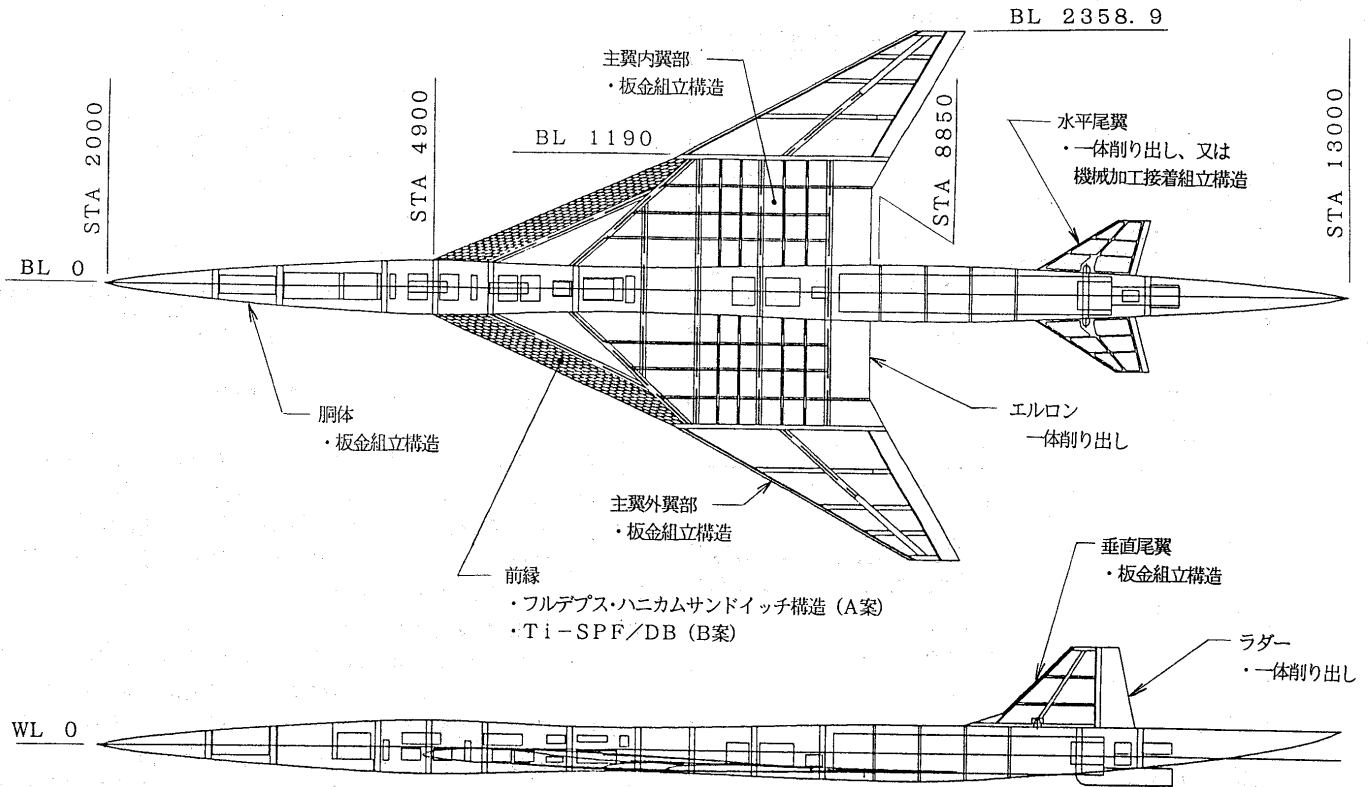


図12. クリーン形状実験機

CPUを搭載する方式とした。実験機については、航法・誘導・制御システムの主要部分を二重化し、データ・リンクで結合された地上設置のシステムと併せて疑似3重系を構成する案を第一候補として検討を進めた。

計測通信システムは、実験目的の達成に必要な計測項目の設定、センサの種類と個数、システムの仕様について原案を設定し、主要な実験データをテレメータにより伝送するとともに、機上のICメモリーに蓄積する方式を設定した。

電力系統、非常系統、操舵系統についても系統設計を進め、機体構造概念、機器配置、質量、重心、慣性性能率、空力特性推算を行った。全機アレンジメントの成果は図12に集約されている。さらに第1次空力形状に基づきCATIA データを航空機製造会社において作成した。航技研および各社のコードを用いて多面的にCFD解析を行い結果を比較している。

1.3. CFD計算

第1次空力形状の翼胴形態を対象として、多面的にCFD解析を進めた。航技研の高木は全域層流を仮定したFull-NS計算を進め、三菱重工ではBaldwin-Lomaxモデルを用いて薄層近似NS計算結果を得ている。後者の例では計算精度に及ばず計算格子の影響がよく捉えられている。また、このCFD計算で得られた $C_L - C_D$ 極線は実績のあるチューニングされた線形計算による $C_L - C_D$ 極線と良く一致した。また同社のNS計算で胴体下面に主翼前縁からの影響を受けたと思われる正圧の高いスポット状の部分が生じている。同じ圧力上昇が航技研の高木の計算でも見られた。

翼胴形状についてのCFD計算によると、特に内翼部では胴体の影響が顕著である。図13に示した例は翼幅方向40%位置での線形理論(一点鎖線)との比較で、NS計算では前縁の差圧ピークが失われ、上下面の圧力差にも違いがある。これは揚力の減少に帰結する。

川崎重工ではEulerコードによる圧力分布計算に基づいて、

三次元層流安定解析を進めている。翼単体の計算では、NACA0003よりもNACA66003を採用する方が層流域を広げられるという見通しになっており、さらに翼型の改善を行って、層流域の拡大を目指している。

次頁図14に示した川崎重工からの報告は、第1次空力形状に対してNACA0003のかわりにNACA66003翼型を採用した計算例である。翼だけの圧力分布計算と翼胴を組み合わせた圧力分布計算を比較して、特に内翼部では両者にかなり異なった傾向がみられることを示している。翼胴組み合わせの場合(一点鎖線)は翼だけの場合(点線)よりも、上面では主翼前半部分で負圧が強まり、後半部分では負圧が弱まる。下面では前半部分で正圧が弱まり、後半部分では負圧が弱まる。上下面の圧力差として見れば主翼前半部分の変化はわずかであるが、後半部分では揚力減少を来す変化が見られる。NACA0003についてもほぼ同じ傾向が見られた。ここで述べた傾向は内翼部で顕著で、外翼部では緩和することから、翼胴干涉の結果と解釈される。

翼胴干涉に伴う翼面圧力分布の変化は境界層遷移に著しい

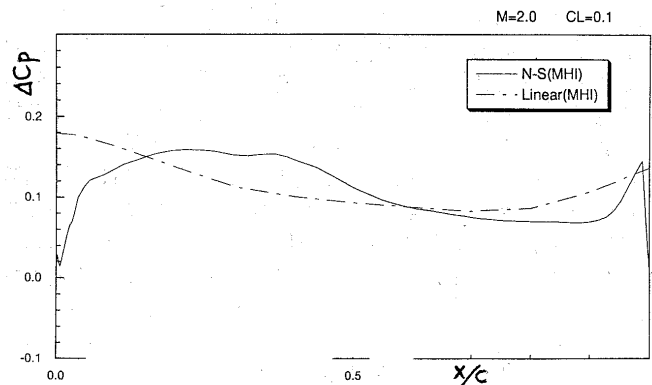


図13. 主翼上下面圧力差の分布(三菱重工の資料)

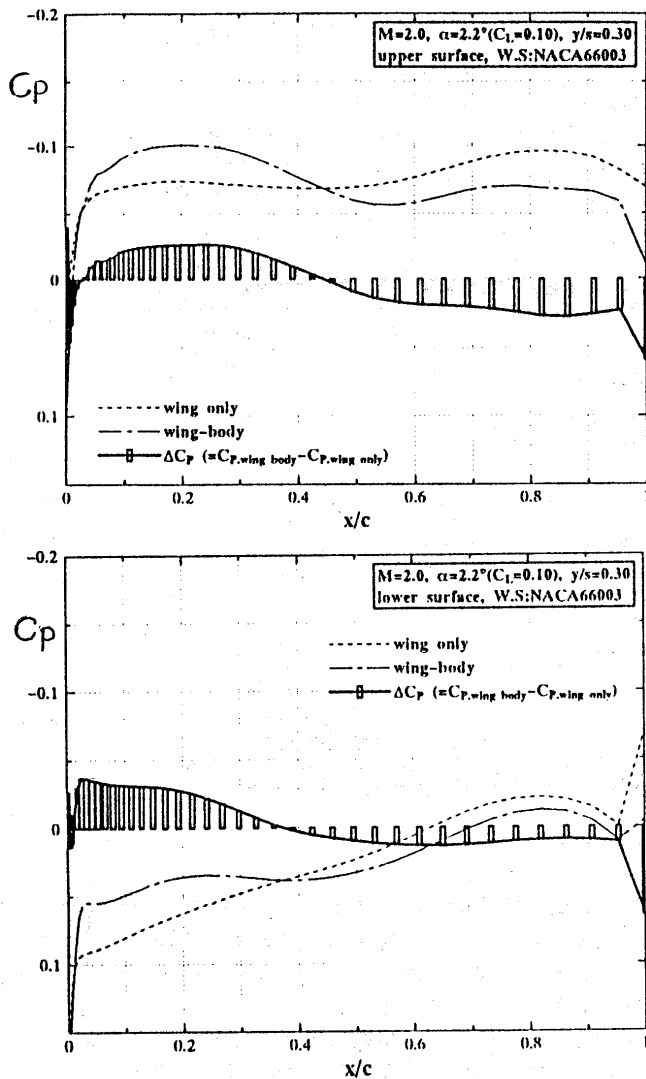


図14. 圧力分布 (翼胴干渉の影響)

影響を与えると推定される。この観点から、翼胴干渉の影響を含んだ実際の流れの下で望ましい翼面圧力分布を与える手法が必要になる。目下のところ、 $C_L - C_D$ 極線に対する翼胴干渉の影響が大きいという証拠はなく、エア・ルールの実績から考えてもおそらく影響は小さいものと考えている。ピッチング・モーメントには若干の影響がある。

1.4. CFD空力設計技術の研究

設計と並行して行われる研究について紹介し、CFDに対して空力設計技術の側から期待する所を述べる。

第1段階で試みている手法は、固体ロケットで打ち上げられるクリーンな形状の実験機を対象として、目標圧力分布を実現する翼胴結合形状を求めるために、空力形状設計プロセスを定式化されたアルゴリズムに従って実行するところに特徴がある。設定された機体形状に対応する流れ場、圧力分布などは目的に応じてEuler方程式またはNS方程式を順問題として解く。好ましいWarp形状および境界層遷移を考慮して目標圧力分布を設定している。翼断面を工夫して層流領域の増加を目指している。この段階では、所要の計算精度を実現する観点から計算格子の配置、格子点数、乱流モデルの評価を的確に行って、CFD空力設計技術を実用する際に確信のもてる基礎を固めることが重要である。

第2段階で開発する手法は、図15に概要を示したジェット実験機について機体形状設計を目指すものである。

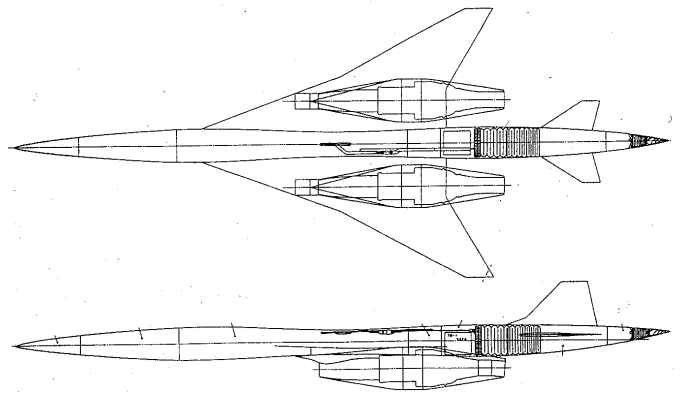


図15. ジェット実験機概念図

主翼の下面に、遠心式圧縮機をもつ2基のジェット・エンジンを装備するために機体の形状が複雑で、エンジンにより誘起される二次流れを考慮する必要があり、実験目的から推力と抗力を区分して求めるなどの要求が生じる。これらの要求を考慮すると、クリーン形態では役だった線形理論による精緻な初期形状設定手法の適用の可否すらも論議を要する。

空気取入口、ナセルおよびノズルのCFD空力設計はエンジンの装備性能を高めるために先行して進める必要がある。しかし、これに時期的に重なる形で、ジェット実験機の空力形状の概要設計を進めて、比較的早期に翼・胴・エンジンを組み合わせた形状に対するパラメトリックな空力特性検討を行うことが重要になると著者は考えている。このような要求に対応できる、簡素・効率的でターン・アラウンド・タイムの短い、系統的な計算法がまず必要であろう。

これに引き続いて、CFDを適用することになる。多重格子を使う必要が生じ、さらに、衝撃波干渉を調べるには非構造格子を導入する必要も考えられる。このような条件のもとで最適化を進めるアルゴリズムを発展させることも望まれる。複雑な問題に対して好ましい圧力分布を実現するためには形状設定の手法を高度化させることも必要である。

ジェット実験機の空力設計にCFDを活用することは高度にチャレンジングな課題であり、またCFD空力設計法なくしては高性能のジェット実験機を設計することは至難といふべきである。この課題は関心を持たれる多数のCFD研究者の協力によって初めて達成可能である。また、ここで構築されたCFD空力設計法がジェット実験機の飛行実験によって実証され、確立されるならば世界の水準を超える成果となると期待される。

CFD空力設計法に加えて、複合材技術および推進技術の研究成果もジェット実験機において飛行実証する計画である。

研究期間は平成9年度から8年間とし、国際共同開発の開始が予測される2004年頃には研究成果をまとめ、わが国の主体的参加に役立てようとしている。

参考文献

- 1) Wings to Come - NASA's High-Speed Research Program
- 2) NASA CR 4233 Boeing Commercial Airplanes: "High-Speed Civil Transport Study"
- 3) 航空・電子等技術審議会 (1994) 航空技術の長期的研究開発の推進方策について
- 4) 小型高速実験機飛行実験計画研究会 (1996) 小型実験機による次世代超音速技術の研究の推進
- 5) (株) 富士重工業、(株) 川崎重工業、(株) 三菱重工業 技術実証用小型高速実験機の基礎設計書
- 6) 合同設計会議資料 (第1回~第7回)