解 説

超音速旅客機の空力形状に関する要素研究について*1

——社内研究成果を例として——

吉 田 憲 司*2

Key Words: SST, Aerodynamic Design, Drag Reduction, Sonic Boom, Wind Tunnel, CFD

1. は じ め に

21世紀初頭の就航を睨んだ次世代超音速旅客機(SST)の開発機運が欧米を中心に高まっている。特にNASAでは70年代の一連の要素研究、80年代後半のHSCT(High Speed Civil Transport)計画、90年代のHSRP(High Speed Research Program)を通して、多くの研究成果が報告されている¹⁻⁴⁾。また英・仏もPost Concorde計画を検討中である⁵⁾。SSTは開発規模の大きさから国際共同開発となることが必至と見られており、国際的な合同調査も進められている。

一方、日本でもこの機運に応じて、昭和62年度より日本航空宇宙工業会を中心に動向調査と技術課題の検討、及び要素技術の主要テーマに関する委託研究などが実施されている⁶⁻¹⁴⁾。また各社独自の社内研究も行われ、その活動は活発化している。

以上のような背景を踏まえ、SSTの要素技術に関する近況の解説が望まれる。これまでに全般的な概要はいくつか報告されているが^{5,6-9,15-17)}、具体的な技術検討に際して指針となる考え方や手法を解説したものは少ないように感じる。そこでここではSSTの空力形状に関する要素技術に焦点を絞り、当社のこれまで

の研究内容を例としてそのような解説を試みた。以下では、まず背景として空力要素技術の現状を概観し、次に具体例として抗力低減及びソニック・ブーム低減を目的とした空力設計法について説明を行う。また最後に主要な研究課題を列挙し、今後の展開を述べる。

2. 空力要素技術の概要

2.1 次世代SSTの空力目標 現在、Concordeの揚抗比は巡航時(マッハ数2)で約7、離陸時(揚力係数0.6)で約5である¹⁸⁾。また低速では揚力傾斜が小さいため(約0.043/deg)、離着陸時に大迎角による姿勢を余儀なくされている。このため進入速度は速く(マッハ数約0.33)、長い滑走路を必要としている。さらにソニック・ブームについては、先端衝撃波による急激な圧力上昇量が約2.0 lb/ft²(psf)で、これは近くで雷がなっている程度の心理的圧迫を与えるものと言われる。

一方、次世代SSTについては、巡航マッハ数2.0~2.5、全長90m、翼面積約900m²前後、300人乗り、B747程度の機体重量(約380ton)で少なくとも太平洋横断可能な航続距離(約9,000km)を有するものが検討されている^{8,9)}。そのためには高い揚抗比(約9以上)、離着陸時での高揚力化、並びにソニック・ブーム強度は少なくともConcordeの半分以下(1.0 psf以下)を実現する必要がある。特にブーム強度については、現在でもまだその許容値が設定されていないため、さらに厳しい制限が課せられる可能性がある。その場合には陸地上空は亜音速飛行となるため、亜音速性能も向上させなければならない。

2.2 次世代SSTの空力要素技術 これらの要求を満たすためには、巡航時の揚抗比の改善、離着陸性能の向上、ソニック・ブームの低減などの要素技術の開発が必要であり、現在多くの研究が進められている。以下に概要を示す。

2.2.1 抗力低減技術の研究 超音速機の抗力は大きく次の3つに分けられ、現在各々について次のよう

著 者 紹 介

吉田 憲司 (正会員)

昭和33年生。東京都出身。昭和61年東京大学大学院工学系研究科航空学専門課程博士課程修了。同年川崎重工業(株)入社。現在、岐阜技術研究所機体技術研究部空力研究課に所属。SSTの空力要素関連の研究に従事。工学博士。日本流体力学协会会员。

*1 平成6年3月17日原稿受理 Fundamental Study on Aerodynamic Configuration of Second Generation SST—Two Examples Based on KHI Aerodynamic Research

*2 川崎重工業(株)岐阜技術研究所 Kenji YOSHIDA

な低減対策が考えられている^{1,6-8,15,16,19,20}。

- ① 摩擦抗力：超音速層流制御，各種乱流摩擦低減対策(riblet, LEBU等)
- ② 造波抗力：Area Rule 則による胴体形状の修正，翼胴一体設計
- ③ 誘導抗力：平面形の最適化，主翼の camber と 捩じり分布の組み合わせ(Warp)の適用

ここで平面形の最適化では，一般に Arrow 翼タイプの形状が有望²¹⁾で，さらに亜音速性能の改善も狙って Concorde より大きいアスペクト比が検討されている⁵⁾。また Warp 形状の設計も Concorde の conical camber タイプよりさらに曲率変化の大きい理想的な形状に近づいている²²⁾。胴体の Area Rule 化については構造上の問題もあり，Concorde のように採用しない場合も考えられるが，現段階では取り入れた形状が想定されている^{3,22)}。これら3つの対策は既に Concorde 開発時から知られていたが，現在では周辺技術の進歩によりさらに空力的最適化が可能となっている^{22,23)}。一例として Douglas ではその最適空力形状において，風洞試験で揚抗比 9.1 を確認している²²⁾。

また新しい対策として，近年，超音速層流制御に注目が集まっている。特に NASA では既存機の改造による飛行試験，低乱れ風洞による風洞試験，CFD による解析などの系統的な研究が実施され，多くの成果が報告されている^{24,25)}。一方，日本でもいくつかの研究報告がなされており^{12-14,26)}，特に富士重工では自社の三音速風洞を用いて，超音速時の遷移に対する吸い込み効果を実際に確認している²⁷⁾。

2.2.2 高揚力装置の研究 現在，後縁 Flap 及び前縁 Flap あるいは Vortex Flap の適用が検討されている²⁸⁾。後縁 Flap については水平尾翼付き形態が有効であり，これに伴う超音速巡航時のトリム抗力対策として，水平尾翼にも揚力を負担させて機体の静安定を緩和する RSS(Reduced Static Stability)化の案も出されている²²⁾。また最近では SST に特徴的な大きな前縁後退角を生かした Vortex Flap 等の渦制御技術が特に注目され，その大きな揚抗比の改善効果に期待が集まっている²⁹⁾。一方，日本でも航空宇宙技術研究所で Vortex Flap まわりの流れに関する基礎的な研究³⁰⁾が行われ，また三菱重工では水平尾翼付き SST の全機形態について，高揚力装置の空力特性に関する風洞試験が実施され，有益な結果が得られている³¹⁾。

2.2.3 ソニック・ブーム低減技術の研究 現在，機体形状の工夫によりブーム強度を大幅に低減する方

法に最も期待が集まっている³²⁻³⁵⁾。一般にこの低ブーム形状では，従来の機体に比べてブーム強度を約半分程度まで低減することが可能³⁶⁾であるが，抗力の増加という課題も内在している。そこで NASA では風洞試験と CFD 解析による低ブーム形状の最適化に積極的に取り組んでいる³⁷⁻³⁹⁾。一方，日本でも同様な低ブーム形状の研究が実施され^{12-14,36,40)}，特に当社では風洞試験を通して低ブーム形状の効果を確認すると共に，最適設計のための方法を検討している⁴¹⁾。

3. 揚抗比改善に関する空力技術

ここでは SST の空力形状に関する要素研究の一例として，現在当社で社内研究として実施している，超音速巡航時の揚抗比向上に主眼を置いた空力設計の基本的な考え方と手法を述べる。本方法では各種抗力低減対策の中から最も基本的な対策として，主翼平面形の最適化，Warp 形状の適用，Area Rule 則による胴体形状の修正の3点を取り上げた。

3.1 平面形の設計

3.1.1 設計原理 線形理論によると超音速機の主翼の抗力は一般に次式で表される⁴²⁾(付録 A 参照)。

$$C_D = \frac{C_{Df}}{\text{摩擦抗力}} + \frac{\frac{512}{\pi} \left(\tau p \frac{s}{l} \right)^2 K_0}{\text{体積依存造波抗力}} + \frac{\frac{C_L^2}{2\pi} \frac{p}{s/l} \left[2\beta^2 \left(\frac{s}{l} \right)^2 K_w + K_v \right]}{\text{揚力依存造波抗力} \quad \text{渦抗力}} \quad (1)$$

ここで s/l : 細長比 (s : 半翼幅, l : 最大翼弦長), $p \equiv S_{wing}/(2sl)$: Planform Parameter, $\tau \equiv \text{Volume}/S_{wing}^{3/2}$: Volume Parameter, $\beta \equiv \sqrt{M^2 - 1}$, K_0 , K_w , K_v : 形状係数(付録 A)である。

上式において主翼の厚さを無視する ($\tau=0$) と，その平面形 (s/l , p で特徴付けられる) は誘導抗力に関係する。今，第一近似として (1) 式の K_w , K_v を定数と考え，渦抗力は p が小さく s/l が大きい，いわゆる横に長い形状ほど低減されるのに対して，揚力依存造波抗力は p と s/l が共に小さい，いわゆる細長い形状ほど低減されることがわかる。このため s/l には最適値が存在することになる。SST に特徴的な Ogee 翼，Arrow 翼などはこの相反する要求を調和させるようにして見出されたものである。そこで，マッハ数とアスペクト比を指定した場合に誘導抗力を低減するには『(1)式から得られる最適な s/l と p の組み合わせを採用すれば良い』という設計原理が得られる。

3.1.2 設計方針と手順 上述の設計原理を適用するには，(1)式の前提である線形理論の成立条件⁴³⁾

を満たさなければならない。そこで設計方針として、まず亜音速前縁、薄翼、小アスペクト比翼を採用し、次に最適な s/l と p に近い値を選ぶことが挙げられる。但し、実際には最適な s/l と p の値を指定しても、それを満たす平面形は無数考えられるため、さらにその中から最適なものを選び出さなければならない。そこで本方法では、具体的に次の手順に従った。

- ① s/l と p の最適値を有する平面形を数種類考案する。
- ② 各々について(1)式より高度な抗力推算法(例えば渦格子法など)により抗力特性を求める。
- ③ その結果、誘導抗力の低減効果が最も大きい平面形を採用する。

3.1.3 設計例 マッハ数 2.5, アスペクト比 1.8 の場合の設計例を第 1 図に示す。本例では最適値に近い $s/l=0.3$ を採用し、その値を有する 40 種類の具体的な平面形について、渦格子法⁴⁴⁾により誘導抗力特性を解析した。第 1 図はそのまとめで、これより No. 17 を最適な平面形として選定した⁴⁵⁾(これは、No. 17 では局所翼弦長の翼幅方向分布が他の平面形に比べてなめらかなため、局所揚力分布も理想的な分布に近づいていることに起因するものと考えられる)。

3.2 主翼 Warp 形状の設計 一般に誘導抗力を低減する理想的な圧力分布を実現する主翼形状は、camber と振じり分布を複雑に組み合わせた 3 次曲面形状となり、Warp 形状と呼ばれる。

3.2.1 設計原理 線形理論の範囲で誘導抗力を最小にするには、翼弦方向及び翼幅方向の荷重分布を共に楕円分布にすることである⁴⁶⁾。しかし、平面形が Delta 翼のような場合にはこれを実現することは難しい。そこで平面形を指定した場合に誘導抗力を低減するには『翼の Camber と振じり分布をうまく組み合わせ、翼弦方向及び翼幅方向の荷重分布を可能な限り楕円分布に近づける』という設計原理が考えられる。

第 1 図 平面形的设计~誘導抗力特性~⁴⁵⁾

3.2.2 設計方針 一般に超音速機の主翼前縁は大きな後退角を有するため、主翼に camber と振じりが無い場合には前縁剝離が発生し、上述の設計原理の前提である線形理論の成立条件を満たさなくなる。そこで Warp 形状の設計では、第一にこの前縁剝離の発生を抑制することが重要となる⁴⁷⁾。具体的には次のような方針が考えられる。

- ① 前縁剝離の防止: 前縁に沿って有限の荷重 (ΔC_p) 分布を保ち、前縁近傍の圧力上昇も小さくする。
- ② 造波抗力の低減: 亜音速前縁とし、翼弦方向の荷重分布を楕円形に近づける。
- ③ 渦抗力の低減: 翼荷荷重 ($C_l \cdot c$) 分布を楕円形に近づける。

3.2.3 設計手法 理想的な圧力分布の設定には、数種類の基本的な圧力分布を重ね合わせ、その重み係数を最適化するという方法⁴⁸⁾が考えられるが、現在利用している既存のプログラム⁴⁴⁾の改造という点では不向きなので次のような方法を考案した。すなわち既に文献で知られている数種類の代表的な Warp 用圧力分布を利用し、具体的な設計を通してその中から最適解を探すというものである。以下に今回用いた具体的な圧力分布の表式を示す

- ① 圧力分布の一般式

$$\Delta C_p(x, y) = A \cdot K(x, y) \quad (2)$$

ここで $\Delta C_p(x, y) \equiv (C_p)_{lower} - (C_p)_{upper}$: 荷重分布, $K(x, y)$: 分布形を決める関数である。また係数 A は次式によって設計揚力係数 $C_{Ldes.}$ と結ばれる。

$$A = \frac{p \cdot C_{Ldes.}}{\int_0^1 C'(\eta') I(\eta') d\eta'} \quad (3)$$

$$I(\eta') \equiv \int_0^1 K(\xi, \eta') d\xi \quad (3a)$$

$$C'(\eta') \equiv \frac{C(\eta')}{l}, \quad \xi \equiv \frac{x - x_{LE}(y)}{C(y)}, \quad \eta' \equiv \frac{y}{s}$$

ここで x : 流れ方向座標, y : 翼幅方向座標, $x_{LE}(y)$: 翼幅位置 y における前縁位置, $c(y) \equiv x_{TE}(y) - x_{LE}(y)$: 局所翼弦長である

- ② 代表的な warp 用圧力分布形(第 2 図)

(A) Trapezoidal Chordwise Load Type (KHI)

$$K(x, y) = \frac{\sqrt{(1-\eta'^2)}}{C'(\eta')} \times \begin{cases} 1 & 0 \leq \xi_A \leq a \\ \frac{1-\xi_A}{1-a} & a < \xi_A \leq 1 \end{cases} \quad (4)$$

(B) Conical Camber Type (Smith & Beasley)⁴⁹⁾

$$K(x, y) = 4(1+2\eta'^2)\sqrt{(1-\eta'^2)}, \quad \eta' \equiv \frac{y}{y_{up}(x)} \quad (5)$$

(C) Optimum Combination (Carlson &

第2図 Warp 設計用圧力分布^{45,52)}Middleton)⁵⁰⁾

$$K(x, y) = 1.697 - 0.188\eta' - 2.04\xi C'(\eta') \quad (6)$$

(D) Combination of Typical 4-Loads (Tucker)⁵¹⁾

$$K(x, y) = a + \left(\frac{4}{\pi} - 2a\right)\xi' + a\eta' + \left(6 - \frac{16}{\pi}\right)\eta'^2 \quad (7)$$

 $a = 8\left(1.2 - \frac{1}{5\pi} - \frac{3}{2}\xi_0'\right)$, $\xi' \equiv \frac{x}{l}$, $\xi_0' \equiv \frac{x_0}{l}$: モーメント基準点

尚, 第2図はDelta翼で $C_{Ldes.} = 0.1$, $\xi_A = 0.6$, $\xi_0' = 0.5$ の結果である。

3.2.4 設計手順 Warp 形状の設計手順は以下の通りである⁵²⁾

- ① 与えられた平面形に上記の各圧力分布を適用し, その中で最も誘導抗力を低減する camber line 分布を採用する。
- ② 胴体との取り付け角, 振り軸位置, 翼の厚み分布を設定し, その camber line を基に翼断面形状を設計する。
- ③ 一般にこのようにして求められた形状では, 翼根部と翼端部の振りが非常に大きくなるため適度な修正を施し(本設計では線形的に外挿), 最後に誘導抗力特性を再検討する。

3.2.5 設計例 第1図のNo.17の平面形に対する設計例を第3, 4図にまとめる。第3図は誘導抗力特性の推算結果で, これより(C)の分布形が最も有効であることがわかる。また振り分布の修正による C_b の増加量は約 0.0004 程度であった(図中の Δ と Δ' の差)。第4図は最終的な warp 形状の翼断面図であり, 翼端に向かって次第に振り下がり行く様子がわかる。尚, この例では取り付け角は 0° , 振り軸は局所翼弦長の 50%, 翼厚比は 2.5%, 断面の厚み分布は NACA 4 字シリーズの分布形を採用している⁴⁵⁾

3.3 胴体形状の設計

3.3.1 設計原理と方針 細長物体理論によると機

第3図 Warp 形状の設計～誘導抗力特性～⁴⁵⁾ 第4図 Warp 形状の設計例⁴⁵⁾

体長と体積を指定した場合, 最小の造波抗力を与える断面分布は厳密に求められ, その断面分布を有する物体は Sears-Haack Body と呼ばれる。そこで, この場合に造波抗力を低減するには, 『機体全体の断面分布をこの Sears-Haack Body の最適分布に近づけるように胴体の断面分布を修正すれば良い』という設計原理が考えられる^{53,54)}。

設計方針としては, 理論の前提を満たすようにするため, ①細長い胴体形状と②低アスペクト比の薄翼を想定し, ③極超音速以下で音速付近以外の超音速域に適用することが挙げられる。尚, このような胴体形状を特に Area Rule 胴体と呼ぶ。

3.3.2 設計手法 本設計原理は次のように理論的に定式化される⁵⁴⁾。

① 造波抗力の一般式: 細長物体理論によると, 体積依存造波抗力は次式で与えられる。

$$D_w = -\frac{q}{4\pi^2} \int_0^{2\pi} d\theta \iint_0^l S''(x_1; \theta) \cdot S''(x_2; \theta) \cdot \ln|x_1 - x_2| da_1 da_2 \quad (8)$$

ここで, S は機体をマッハ面(マッハ円錐上で角度 θ 傾いた母線の接平面)で切断した切り口の断面を主流方向に垂直な平面へ投影したもので, いわゆる“相当断面”を示す。また $S'' \equiv d^2 S / dx^2$, q : 動圧であ

る。

ここでは簡単な場合として、翼胴結合体を取り上げる。この場合、 S は胴体 (S_f) と翼 (S_w) の2つの成分からなり、次式のように表される。

$$S(x; \theta) = S_f(x) + S_w(x; \theta) \quad (9)$$

さらに翼は非軸対称なので、 S_w を θ の Fourier 級数に展開する。

$$S'_w(x; \theta) = \sum_{n=0}^{\infty} A_{2n}(x) \cdot \cos(2n\theta) \quad (10)$$

ここで、

$$A_{2n}(x) = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} S'_w(x; \theta) \cdot \cos(2n\theta) d\theta \quad (11)$$

以上より、(8)式は次のようにまとめられる。

$$D_w = D_{\text{Wing-Body}} + (D_{\text{Wing}})_n \quad (12)$$

$$D_{\text{Wing-Body}} = -\frac{q}{2\pi} \iint_0^t \{S''_f(x_1) + A'_0(x_1)\} \{S''_f(x_2) + A'_0(x_2)\} \cdot \ln|x_1 - x_2| dx_1 dx_2 \quad (12a)$$

$$(D_{\text{Wing}})_n = -\frac{q}{4\pi} \sum_{n=1}^{\infty} \iint_0^t A_{2n}'(x_1) \cdot A_{2n}'(x_2) \cdot \ln|x_1 - x_2| dx_1 dx_2 \quad (12b)$$

② Supersonic Area Ruling: 今、翼形状は固定して考えると、その非軸対称性により $(D_{\text{Wing}})_n$ は必ず存在するため、これを減少させることはできない。従って抗力値を左右できる要素は胴体の断面積分分布で、その影響は(12a)式の $S''_f + A'_0$ を通して反映される。そこで、この $D_{\text{Wing-Body}}$ を最小にするには $S''_f + A'_0$ を Sears-Haack Body の S_{S-H} に等しくすれば良く、最終的に次式を得る。

$$S''_f(x) + A'_0(x) = S_{S-H}''(x) \quad (13)$$

$$\therefore \{S_f(x)\}_{\text{Area-Ruled Body}} = S_{S-H}(x) - S_0(x) \quad (14)$$

但し、

$$S_0(x) = \int_0^x A_0(x) dx = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} S_w(x; \theta) d\theta \quad (14a)$$

$$S_{S-H}(x) = \frac{32}{3} \cdot \kappa \cdot \{\xi(1-\xi)\}^{\frac{3}{2}},$$

$$\kappa = \frac{4V}{\pi l}, \quad \xi = \frac{x}{l}, \quad V: \text{体積} \quad (14b)$$

3.3.3 設計手順 Area Rule 胴体形状の設計手順は以下の通りである⁵²⁾

- ① 与えられた機体長と体積を有する Sears-Haack Body の断面積分分布 S_{S-H} を求める。
- ② 設計マッハ数を設定し、主翼の相当断面積分分布 S_0 を算出する。
- ③ (14)式により胴体の断面積分分布 S_f を求め、これを基に胴体形状を設計する(本設計では nose と tail 部分は軸対称形状、翼胴結合部はかまぼこ型形状を想定した)。
- ④ この翼胴結合体の幅広いマッハ数領域における

第5図 Area Rule 胴体の設計～体積依存造波抗力特性～

第6図 Area Rule 胴体の設計例～断面積分分布～⁴⁵⁾

造波抗力特性を推定する。

- ⑤ 異なる設計マッハ数を選び、同様の設計を実施し、最終的に広いマッハ数領域で造波抗力特性の優れている形状を Area Rule 胴体として採用する。

尚、機体の相当断面積分と造波抗力の推定には文献 55) の方法を採用した。

3.3.4 設計例 第4図の主翼形状と垂直尾翼を有する機体の設計例を第5, 6図にまとめる。第5図は設計マッハ数 1.4, 2.0, 2.5 における機体全体の造波抗力特性である。これよりマッハ数 2.5 付近では設計マッハ数 2.0 の機体が有効であると考えられる。第6図は設計マッハ数 2.0 の機体の相当断面積分分布を示す。主翼、垂直尾翼の影響のため、後方で胴体の断面積分が削られている様子がわかる⁴⁵⁾

3.4 設計例の空力特性⁴⁵⁾ 以上の項目を全て取り入れた機体形状の3面図と風洞試験による空力特性の結果を第7, 8図に示す

第8図の風試結果において、まず設計 $C_L = 0.1$ での誘導抗力 (C_{Di}) のマッハ数特性 (□印) は、推定値 (—) と非常に良く一致していることがわかる。これにより上述の平面形及び Warp の設計法の妥当性が確認され、予想通りの低減効果が得られているものと考

第7図 SST 空力形状の設計例⁽⁴⁵⁾ 第8図 設計形状の抗力特性～風洞試験と推算値との比較～⁽⁴⁵⁾ 第9図 揚抗比の他機例との比較⁽⁴⁵⁾

えられる。一方、体積依存造波抗力 (C_{Dwave}) は試験値と推定値にずれが見られることから、Area Rule 胴体の設計精度に関しては若干の見直しが必要であると考えられる。尚、図中の摩擦抗力 (C_{Df}) の推定には付録 A の方法を用いた。

最後に、第9図にこの機体形状('91)の揚抗比を当社の他の機体形状('88, '90)及び欧米の代表的な機体例と比較した結果をまとめる。ここで図中の当社の機体の揚抗比は風試結果を基に実機補正を加えた値である。補正項目は Re 数効果、機体体積の修正(内蔵天秤の関係で風試模型が若干太い)、エンジン・ナセルによる付加抗力の考慮である。 Re 数補正は MAC 基準

で約 10×10^6 の風試 Re 数に対して、約 114×10^6 の実機 Re 数を想定して、付録 A の方法により推定した。その他の補正は付録 A 及び文献 56) の方法により推定した。

4. ソニック・ブーム低減に関する空力技術

第2番目の例として、機体形状の工夫によるソニック・ブームの低減対策を取り上げる。本研究は当社が日本航空宇宙工業会の委託研究として平成2年度から4年度に実施したもので、以下の内容はその成果報告書¹²⁻¹⁴⁾を基にまとめたものである。まず最初にソニック・ブーム理論の概要について、次に低ブーム形状の空力設計の基本的な考え方と手法を述べる。

4.1 ソニック・ブーム強度推算法

4.1.1 ソニック・ブーム現象 ソニック・ブームとは、超音速で飛行する物体の各部から発生する衝撃波が最終的に先端及び後端の衝撃波に統合され、2つの強い衝撃波となって地上に達し、その急激な圧力変動に伴って2つの爆音として聞こえる現象である^{57,58)}。その圧力波形は通常 N 波と呼ばれる形をしており、代表的な parameter として最大圧力上昇量 (Peak Pressure: Δp_{max})、2つの爆音の時間幅 (Duration: T)、最大圧力上昇までの立ち上がり時間 (Rise Time: Δt_r) の3つで特徴付けられる。コンコルドの場合、概ね $\Delta p_{max} \approx 2.0$ psf, $T \approx 200$ ms, $\Delta t_r \leq 2$ ms である。

4.1.2 ソニック・ブーム理論^{57,59,60)}

① F 関数法: 線形理論によると、十分細長い物体によって誘導される微小圧力変動は次式で与えられる。

$$\frac{\Delta p}{p_\infty} = \frac{p - p_\infty}{p_\infty} = \frac{\gamma M_\infty^2}{\sqrt{2\beta(h/l)}} \cdot F(\tau) \quad (15)$$

ここで $\gamma = 1.4$, $\beta = \sqrt{M_\infty^2 - 1}$, h : 飛行高度, l : 機体長である。また $F(\tau)$ はいわゆる Whitham の F 関数で次式で定義される。

$$F(\tau) = \frac{1}{2\pi} \int_0^\tau \frac{d^2 A_e}{dt^2} \frac{dt}{\sqrt{\tau - t}} \quad (16)$$

$$A_e(t) \equiv A(t) + B(t): \text{無次元等価断面積} \quad (17)$$

$$A(t) \equiv \frac{S(x)}{l^2}, \quad t \equiv \frac{x}{l} \quad (18)$$

$$B(t) \equiv K_L \cdot J(x) \quad (19)$$

$$K_L \equiv \frac{\beta S C_L}{2l^2} \quad (20)$$

$$J(x) \equiv \frac{\int_0^x F_i dx}{\int_0^x F_i dx} \quad (21)$$

ここで A は前節の Area Rule における体積に基づく相当断面積 S の無次元量である。また B は揚力発生に伴う圧力変動を機体の体積分布に基づく圧力変動に換算した場合の等価断面積を表す。

尚、(21)式の F_L は x 軸方向の単位長さあたりの揚力を表し、翼面の圧力分布と次式で関係している。

$$F_L(x) = q \cdot \int_{-y_{up}(x)}^{y_{up}(x)} \Delta C_p(x, y) dy, \quad q = \frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 \quad (22)$$

② プーム強度推算式：プーム強度を衝撃波による急激な圧力変動量で代表することになると、それは(15)式と Whitham 近似⁵⁹⁾を基に次式のようにまとめられる。

$$\frac{\Delta P}{P_{av}} = \frac{\gamma}{\sqrt{\gamma+1}} \cdot (2\beta)^{\frac{1}{4}} \cdot K_R \cdot K_S \cdot \left(\frac{h}{l}\right)^{-\frac{3}{4}} \quad (23)$$

ここで、

$$K_S = \sqrt{\int_0^{\tau_0} F(\tau) d\tau}; \text{形状係数} \quad (24)$$

で、 τ_0 は $F(\tau_0) = 0$ を満たす τ である。

また p_{av} は基準圧力で、通常、大気の非一様性を考慮して経験的に次式が使用される。

$$p_{av} = K_A \sqrt{p_h p_0} \quad (25)$$

ここで p_h ：飛行高度における大気圧 (1 b/ft²)、 $p_0 = 2116.221$ b/ft²：地表での大気圧 (0°C, 1 atm.) である。また K_A は大気 factor で、一般にマッハ数と飛行高度の関数⁶¹⁾であるが、特に $1.5 \leq M$ の場合には次式で良く近似できる (注： h の単位に ft を使用)。

$$K_A = (-2.83 \times 10^{-8}) h^{\frac{5}{4}} M + (4.83 \times 10^{-6}) h + 0.9138 \quad (26)$$

さらに地面では衝撃波の反射が存在するため、通常(23)式のように反射係数 K_R を導入してその影響を取り入れている。経験的に $K_R = 1.9$ が良く使われる。

尚、プーム波形形状の推定方法は文献 62) に譲る。

4.1.3 Concorde のプーム強度の推算例

第10図 Concorde のプーム強度と機体重量との関係⁶⁾

は簡単のため Concorde の機体形状を nose 及び tail cone を有する円柱胴体に、厚み比 2.6% の円弧翼型を有する Ogee 翼で近似した。尚、(23)式に従ってプーム強度を推算するに際して、 A の推算には文献 55) の方法、 B の推算には文献 44) の方法を用いた。

第10図の推算結果において、巡航の初期(高度 50,000 ft)ではプーム強度は約 2.2 lb/ft² であるが、飛行時間の増加にともない機体重量が軽くなるためプーム強度は弱まり、巡航の最終段階(高度 59,000 ft)では約 1.7 lb/ft² 程度に下がることがわかる⁶⁾。

図中には(23)式にさらにいくつかの仮定を設けて簡単化した、いわゆる First-Cut 法⁶⁰⁾の推定結果も示されている。一般に First-Cut 法は約 20% 程度の誤差を伴うと言われるが、第10図では十分な推定精度を有しているように見られる。これより、機体の概念検討などの初期段階でのプーム強度の推定には、この First-Cut 法が非常に有効であると考えられる。参考までにこの First-Cut 法の推算式を付録 B にまとめた。

4.2 プーム低減形状の設計法

4.2.1 プーム低減化の概念^{32,34)}

低プーム化の基本思想は、機体各部から発生する衝撃波の統合を遅らせることである。それには機首を鈍頭にし、まず強い離脱衝撃波を発生させ、それに伴い後方の衝撃波が弱くなる特性を利用し、さらに翼から発生する衝撃波を胴体から発生する膨張波とうまく干渉させることである。また実在大気にはその密度勾配により、空間の圧力波形をある種の漸近形に固定して伝播させるという、いわゆる freezing effect があることが見出されたことも重要である。なぜなら、これにより『もし近傍場で低プーム波形が得られるような機体形状を設計できれば、その低プーム波形を地上においても実現できる』可能性が生まれたからである。

しかしながら、この低プーム形状は鈍頭な機首により抗力の増加を招く欠点も有する(その増加量はマッ

	Conventional Design	Low - Boom Design
Bow Shock	Weak	Strong
Secondary Shocks	Strong And Multiple	Weak And Few
Near Field	Sharp Nose	Blunt Nose
Mid Field		
Ground	2 to 3 psf High Boom Low Drag	0.7 to 1.1 psf Low Boom High Drag

第11図 低抗力設計と低プーム設計との比較³⁴⁾

ハ数と機体規模に応じて異なるが、体積依存造波抗力は通常の機体の約1.4~1.7倍程度になることもある¹¹⁾。そこでDarden³²⁾は機首の鈍頭さを緩和することでこの点を改良し、ブーム低減と抗力低減の両立を図る理論を構築した。第11図に低ブーム設計と低抗力設計との比較を示す³⁴⁾。

4.2.2 ブーム低減理論の定式化^{12,32)}

① 基礎方程式：Dardenの方法では第12図のような低ブーム圧力波形に対応する F 関数として、図のような分布形を設定する。この関数形は次式で表される。

$$F(y) = \begin{cases} \frac{2y}{y_t} \cdot H & , 0 \leq y \leq \frac{y_t}{2} \\ C \left(\frac{2y}{y_t} - 1 \right) - H \left(\frac{2y}{y_t} - 2 \right) & , \frac{y_t}{2} \leq y \leq y_t \\ B(y - y_t) + C & , y_t \leq y \leq \lambda \\ B(y - y_t) - D & , \lambda \leq y \leq l \end{cases} \quad (27)$$

この F 関数形を規定するparameterは H, C, D, B, y_t, λ と後端衝撃波の条件に関する y_r の7個である。このうち B と y_t の2つは次の範囲内で任意の値を選ぶことができる。

$$0 \leq B \leq S \quad (S \text{ については後述})$$

$$0 < y_t < \lambda$$

ここで B は圧力波形のタイプを決めるparameterで、 $B=0$ の場合は第11図の Δp 分布(Flat-Top型)、 $B \neq 0$ は第12図の Δp 分布(Peaky型)に対応する。また y_t は機首形状に関するparameterで、 y_t が0に近づくほど鈍頭な形状になって行く。

一方、それ以外のparameterは任意に選ぶことはできず、次の基礎方程式の解として唯一に決る。尚、以下の基礎方程式は次の条件によって導かれるが、その過程は省略する(文献12)参照)。

$$(a) \text{ 重量条件: } \frac{\beta W}{\rho U_\infty^2} = A_e(l)$$

第12図 ブーム低減理論の概要(Dardenの方法)³²⁾

(b) 衝撃波に関する等面積条件(2種)

(c) F 関数の定義式に関する数学的整合性の条件

(d) 先端及び後端衝撃波のブーム強度比に関する

$$\text{補足条件: } \mu \equiv \frac{\Delta p_t}{\Delta p_r} \text{ を指定}$$

$$F_1(C, D) \equiv S(y_r - l) + B(l - y_t) - D - F(y_r) = 0 \quad (28a)$$

$$F_2(C, D) \equiv \{B(l - y_t) - D + \frac{S}{2}(y_r - l)\}(y_r - l) - Q = 0 \quad (28b)$$

ここで、

$$H = \frac{C^2}{S y_t} - \frac{C}{2} \quad (28c)$$

$$y_r = l + \frac{C}{S \cdot \mu} \quad (28d)$$

$$\lambda = l - \left[\frac{3}{8(C+D)} \left\{ \frac{32}{15} \frac{H}{y_t} l^{\frac{5}{2}} + \frac{32}{15} \frac{C-2H}{y_t} \left(l - \frac{y_t}{2} \right)^{\frac{5}{2}} + \frac{16}{15} \left(B - \frac{2(C-H)}{y_t} \right) (l - y_t)^{\frac{5}{2}} - A_e(l) \right\} \right]^{\frac{2}{3}} \quad (28e)$$

$$F(y_r) \equiv -\frac{1}{\pi \sqrt{y_r - l}} \int_0^{y_r - l} \frac{F(x) dx}{\sqrt{y_r - x}} \quad (28f)$$

$$Q \equiv \int_l^{y_r} F(y) dy = -\frac{2}{\pi} \int_0^{y_r - l} F(x) \tan^{-1} \sqrt{\frac{y_r - l}{l - x}} dx \quad (28g)$$

尚、 S は圧力波形の非線形性を表す量で、実在大気の場合はその推算式は非常に複雑となるので文献12)に譲る。但し、一様大気の場合には簡単に次式で推算できる。

$$S = \frac{1}{k \sqrt{\frac{h}{l}}}, \quad k \equiv \frac{(\gamma+1) M_\infty^4}{\sqrt{2} \beta_\infty^3}, \quad \beta_\infty \equiv \sqrt{M_\infty^2 - 1} \quad (29)$$

② 解法：上記の基礎方程式をNewton法により解く。まず C, D の初期値を C_0, D_0 とし解を次の形に展開する。

$$\begin{cases} C = C_0 + \delta C \\ D = D_0 + \delta D \end{cases} \quad (30)$$

今 $\delta C, \delta D$ が微小であると仮定し、その2乗を省略すると上記の基礎方程式から以下の関係式が導かれる。

$$\begin{pmatrix} \delta C \\ \delta D \end{pmatrix} = -\frac{1}{\Delta} \begin{pmatrix} F_{2D} & -F_{1D} \\ -F_{2C} & F_{1C} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} F_{10} \\ F_{20} \end{pmatrix} \quad (31)$$

ここで、

$$\Delta \equiv F_{1C} F_{2D} - F_{1D} F_{2C} \\ F_{10} \equiv F_1(C_0, D_0), \quad F_{20} \equiv F_2(C_0, D_0)$$

$$F_{1c} \equiv \frac{\partial F_1}{\partial C} \Big|_{(C_0, D_0)}, \quad F_{1D} \equiv \frac{\partial F_1}{\partial D} \Big|_{(C_0, D_0)}, \quad \dots \quad (31a)$$

そこで、これを解いて修正量 δC , δD を求め、次に(30)式の C , D を新たに C_0 , D_0 とし、収束するまで繰り返し計算を行う

③ 等価断面積分布の算出：最後に等価断面積 A_e の算出には、 F 関数の定義式(16)を積分方程式と見なし解いた次式を使用する。

$$A_e(x) = 4 \int_0^x F(y) \cdot \sqrt{x-y} dy \quad (32)$$

4.2.3 低ブーム形状の設計法 以上の方法により、マッハ数 M 、機体重量 W 、機体長 l 、飛行高度 h 、翼面積 S_{wing} 、低ブーム圧力波形の種類 (B/S , y_f/l) を設定すると、そのような低ブーム波形を実現する機体の等価断面積分布 A_e が求まる。しかしながら(17)式からわかるように、 A と B の比率は任意に組み合わせることが可能である。

そこで、この任意性をうまく利用して低ブームと低抗力特性を両立させる方法が考えられる。本方法では翼形状には通常の下抗力設計を用い、低ブームとしての拘束はすべて胴体形状に負わせる設計法を考えた。その設計手順を第13図に示す³⁶⁾

4.2.4 低ブーム形状の特性 本設計法を基にした低ブーム形状の特性の解析結果を以下にまとめる。

① 機首形状の効果³⁶⁾：Dardenの方法による機首形状の効果の解析結果を第14図に示す。横軸は機首形状を表す parameter で0が鈍頭の場合に対応する。図より機首の鈍頭性を緩和するにつれて、ブーム強度

 第13図 低ブーム空力形状の設計手順³⁶⁾

(この例では Flat-Top 型波形の Δp_t がほぼ線形的に増加するのに対して、揚抗比は急激に増加してから次第にその増加率が小さくなって行く。これより、その parameter の最適値が約 0.07 付近に存在することが読み取れる。

② 設計マッハ数の影響⁴¹⁾：第15図に設計マッハ数の影響を示す。横軸は機体重量、縦軸は Peak 型波形の Δp_t を示す。この図から、 $\Delta p_t \leq 1.0$ psf (目標値) となる重量はマッハ数が低いほど増加することがわか

 第14図 低ブーム機体の機首形状の効果：
 $M=2.5$, $l=300$ ft, $H=60,000$ ft, $W=500,000$ lb, Flat-Top Type³⁶⁾

 第15図 低ブーム機体の設計マッハ数の影響⁴¹⁾

 第16図 低ブーム空力形状の設計例～風試機型形状⁴¹⁾

第17図 風試結果～機体真下の圧力分布～⁽⁴¹⁾ 第18図 風試結果～機体の揚抗特性～⁽⁴¹⁾

る。従って、機体設計の立場からは設計マッハ数を下げた方が有利であると考えられる。

4.2.5 本設計法の妥当性の検討⁽⁴¹⁾ 本設計法の妥当性を確認するため、第16図に示すような風試模型を用いて風洞試験を実施した。これらは設計マッハ数1.4でFlat-Top型の低ブーム圧力波形を想定して設計された、低ブーム形状(No.2:鈍頭な機首)と低ブーム/低抗力形状(No.3:若干緩和された鈍頭な機首)、及び比較用に設計された低抗力形状(No.1:低ブーム形状と同等の設計条件)の3種である。

まず機体長の約1.7倍下方における圧力分布の計測結果を第17図に示す。縦軸は圧力変動量を主流静圧で割った量、横軸は計測位置である。機体先端付近(機体長の約1/5の領域)で設計圧力波形に近い圧力分布が得られ、確かに2つの低ブーム形状の Δp_t は低抗力形状のものより低減されていることが確認できた。

次に揚抗特性の結果を第18図に示す。これより設計揚力係数 $C_{Ldes.}=0.116$ において、No.1形状の抗力が最も小さく、No.2形状の抗力が最も大きい。そしてNo.3形状の抗力はそれらの間にあることがわかる。以上のことより、本設計法は妥当であると考えられる(尚、この抗力値には模型支持用スティングの抗力も含まれている)。

第1表 空力要素技術に関する研究課題

(1) 揚抗比改善技術の研究	
① Warp 設計の最適化	: 非線形性の考慮 (CFD の応用 ²⁹⁾ 等), 最適圧力分布の考案 (trim balance ⁵¹⁾ , 自然層流化, 等の考慮)
② Area Rule 胴体設計の最適化	: 推進系の影響
③ Intake 設計の最適化	: 高圧力回復特性
④ 新しい改善対策の創造	: Compression Lift 等
⑤ 実機設計技術の検討	: Warp 設計における舵面位置の曲率制限, Area Rule 化と構造設計の調和, 機体と推進系の integration
(2) ソニック・ブーム低減形状の研究	
① 低ブーム圧力波形の伝播特性	: 凍結効果 (freezing effect) の真偽, 非軸対称性の影響
② 低ブーム形状設計の最適化	: 設計精度の向上 (CFD を用いた逆問題), 高 L/D 化 (可変機首形状案)
③ 実機設計技術の検討	: 構造と推進系の影響
④ 低ブーム圧力波形形状の検討	: rise time と低ブーム性の関係 (周波数解析), 理想的低ブーム波形の考案 (Boeing の Hybrid Type ⁵²⁾ 等)
⑤ ブーム騒音評価法の検討	: dB (A) 評価法の妥当性と問題点 ⁶³⁾ , 被験者試験 (Sonic Boom Simulator)
(3) 超音速層流制御技術 (SLFC) の研究	
① 3次元圧縮性層流境界層の安定解析	: 多重変曲解と不安定性及び吸い込み制御効果との関係
② 遷移判定法の構築	: e^N 法における N -factor の設定 (風洞試験データの蓄積)
③ 層流制御技術の最適化	: 最適吸い込み分布, 吸い込みシステムの効率化, 運用課題の克服
(4) 低速空力特性改善技術の研究	
① 高揚力装置の検討	: 後縁 Flap, Vortex Flap に関する設計データの取得
② 水平尾翼付機体の空力特性の検討	: 縦, 横・方向特性の把握

5. 研究課題と今後の展開

5.1 研究課題 今後の研究展開を考える上での参考として、これまでの動向調査及び我々の研究を通して見出された、空力形状に関する要素技術の研究課題を第1表にまとめる。表中の(1), (2)は上述の2例に関するもの、(3), (4)はその他の空力要素技術の中で特に関心を持たれる課題である。

5.2 今後の展開 第1表の課題を含め、さらに多くの技術課題を克服すべく、現在各国の研究機関が精力的な研究を実施している。特に NASA では、まず SLFC の研究において、最新の低乱れ超音速風洞による遷移現象の基礎研究及び遷移判定法の確立、さらに F-16 XL による飛行試験が現在も進行中である。次にソニック・ブームの研究では、Simulator や実機によるブーム騒音基準の調査が行われ、さらに低ブーム理論の検証及び低ブーム波形の伝播特性を把握するため、スケール・モデルによる飛行試験も計画中と聞く。また各国の代表的な航空機メーカーでは、21世紀初頭の就航を目指し、近い将来に予想される国際共同開発に向けて、空力、構造、推進系などを考慮した最適な機体形状の検討を続けている。

一方、日本でも要素研究としては、現在、航空宇宙技術研究所と各航空機メーカーとの共同研究の形で、風洞試験技術及び SLFC の研究が行われ、また日本航空宇宙工業会の委託研究としてソニック・ブーム低減技術の研究が進行中である。さらに同工業会では機体仕様、市場性、環境適合性の検討も合わせて進められている。また最近、いくつかの大学でも SST 関連の研究が行われ、その活動は以前より活発化している。以上のような展開により、上記研究課題に対して、今後さらに大きな成果が期待される。

6. おわりに

本稿では SST の空力設計という大きなテーマの極一部の要素技術について解説した。もちろん設計技術の全体像を把握するにはこれだけでは不十分であるが、本稿で述べたことは、一つは SST の空力形状に関する基礎技術であり、もう一つは最近の研究テーマの話題であることから、この方面の研究の第一ステップを提供できたのではないかと考える。本稿が、今後 SST 関連の研究をされる方々の一助となれば幸いである。

最後に本稿の執筆機会と多くの助言を与えていただきました、東京大学 李家賢一助教授に心よりお礼申し上げます。また低ブーム形状の研究については航空

宇宙工業会のお世話になりました。合わせてお礼申し上げます。

参考文献

- McLean, F. E.: Supersonic Cruise Technology, NASA SP-472, 1985.
- Boeing Commercial Airplanes: High-Speed Civil Transport Study, NASA CR-4233, 1989.
- Douglas Aircraft Company: Study of High-Speed Civil Transports, NASA CR-4235, 1989.
- Whitehead, A. H., Jr.: Overview of Airframe Technology in the NASA High-Speed Research Program, AIAA-91-3100, 1991.
- Collard, D.: Future Supersonic Transport Studies at Aerospatiale, SAE-901890, 1990.
- 日本航空宇宙工業会: 昭和 62 年度 SST/HST 開発動向調査, 次世代宇宙航空機開発動向調査, 昭和 62 年度調査報告書, 1988.
- 日本航空宇宙工業会: 超音速輸送機開発動向調査, 昭和 63 年度調査報告書, 1989.
- 日本航空宇宙工業会: 超音速輸送機開発調査, 平成元年度成果報告書, 1990.
- 日本航空宇宙工業会: 超音速輸送機開発調査, 平成 2 年度成果報告書, 1991.
- 日本航空宇宙工業会: 超音速輸送機開発調査, 平成 3 年度成果報告書, 1992.
- 日本航空宇宙工業会: 超音速輸送機開発調査, 平成 4 年度成果報告書, 1993.
- 日本航空宇宙工業会: 超音速における空力形状の研究, 革新航空機技術開発に関する調査研究成果報告書, No. 0203, 1991.
- 日本航空宇宙工業会: 超音速における空力形状最適化の研究, 革新航空機技術開発に関する調査研究成果報告書, No. 0303, 1992.
- 日本航空宇宙工業会: 超音速における空力形状最適化の研究, 革新航空機技術開発に関する調査研究成果報告書, No. 0403, 1993.
- 花井敏雄, 吉田憲司, 白杵研一郎, 玉木貞一: 超音速旅客機の研究動向, 日本航空宇宙学会誌, 37, 430(1989), pp. 1-13.
- 松田 均: アメリカの SST—過去から未来へ Part 1-6, 航空ジャーナル, 8 月(1984)~1 月(1985).
- 浜田一穂: 近未来の超高速旅客機, エアワールド, 1 月(1993), pp. 67-80.
- Rech, J. and Leyman, C. S.: A Case Study by Aerospace and British Aerospace on the Concorde, AIAA Professional Study series.
- Baals, D. D., Robins, A. W. and Harris, R. V., Jr.: Aerodynamic Design Integration of Supersonic Aircraft, AIAA-68-1018, 1968.
- 河崎俊夫: 超音速機の空力的諸問題, 日本航空学会誌, 14, 155(1966), pp. 7-16.
- Wright, B. R., Bruckman, F. and Radovcich, N. A.: Arrow Wings for Supersonic Cruise Aircraft, J. Aircraft, 15(1978), pp. 829-836.
- Radkey, R. L., Welge, H. R. and Roensch, R. L.: Aerodynamic Design of a Mach 2.2 Supersonic Cruise Aircraft, J. Aircraft, 15(1978), pp. 351-357.
- Chang, I. C. and Torres, F. J.: Wing Design Code Using Three-Dimensional Euler Equations and Optimization, AIAA-91-3190, 1991.
- Wagner, R. D., Fischer, M. C., Collier, F. S., Jr. and Pfenninger, W.: Supersonic Laminar Flow Control on

- Commercial Transports, ICAS-90-3. 6, 1990.
- 25) Woan, C. J., Gingrich, P. B. and George, M. W.: CFD Validation of a Supersonic Laminar Flow Control Concept, AIAA-91-0188, 1991.
 - 26) 航空宇宙技術研究所, 三菱重工, 川崎重工, 富士重工: 先進航空機の要素技術に関する研究, 官民特定共同研究, 報告会要旨集, 1993.
 - 27) Yoshida, S. and Tani, Y.: An Experimental and Numerical Study on Supersonic Laminar Flow Control, AIAA-93-3960, 1993.
 - 28) Coe, P. L., Jr., Kjølgaard, S. O. and Gentry, G. L., Jr.: Low-Speed Aerodynamic Characteristics of a Highly Swept, Untwisted, Uncambered Arrow Wing, NASA TP-2176, 1983.
 - 29) Covell, P. F. and Wood, R. M.: Investigation of Vortex Flap Concept on a 75° Sweep Delta Wing at Supersonic Speeds, AIAA-87-2475, 1987.
 - 30) Rinoie, K. and Stollery, J. L.: Experimental Studies of Vortex Flaps and Vortex Plates, ICAS-92-4. 10. 1, 1992.
 - 31) Takami, H. and Kawashima, E.: Aerodynamic Characteristics of a New Generation High-Speed Civil Transport, AIAA-92-4229, 1992.
 - 32) Darden, C. M.: Sonic Boom Theory—Its Status in Prediction and Minimization, J. Aircraft, 14 (1977), pp. 569-576.
 - 33) Carlson, H. W., Barger, R. L. and Mack, R. J.: Application of Sonic-Boom Minimization Concepts in Supersonic Transport Design, NASA TN D-7218, 1973.
 - 34) Brown, J. G. and Haglund, G. T.: Sonic Boom Loudness Study and Airplane Configuration Development, AIAA-88-4467, 1988.
 - 35) Haglund, G. T.: HSCT Designs for Reduced Sonic Boom, AIAA-91-3103, 1991.
 - 36) Yoshida, K. and Tokuyama, A.: Improving the Lift to Drag Characteristics of Low Boom Configuration, AIAA-92-4218, 1992.
 - 37) Mack, R. J. and Darden, C. M.: Some Effects of Applying Sonic Boom Minimization to Supersonic Cruise Aircraft Design, J. Aircraft, 17 (1980), pp. 182-186.
 - 38) Needleman, K. and Mack, R.: A Study of Sonic Boom Overpressure Trends with Respect to Weight, Altitude, Mach Number and Vehicle Shaping, AIAA-90-0367, 1990.
 - 39) Siclari, M. and Darden, C. M.: CFD Prediction of the Near-Field Sonic Boom Environment for Two Low Boom HSCT Configurations, AIAA-91-1632, 1991.
 - 40) 吉田昭彦, 中橋和博, 藤井昭一: 近傍場でのソニック・ブームの数値計算, 日本航空宇宙学会誌, 41, 477 (1993), pp. 38-43.
 - 41) Yoshida, K.: Experimental and Numerical Study for Aerodynamics of Low Boom Configuration, AIAA-94-0052, 1994.
 - 42) Kuchemann, F. R. S.: The Aerodynamic Design of Aircraft, Pergamon Press, 1978.
 - 43) 河村龍馬: 超音速翼理論の展望, 日本航空学会誌, 3, 18 (1955), pp. 7-18.
 - 44) Miranda, R. L., et al.: A Generalized Vortex Lattice Method for Subsonic and Supersonic Flow Applications, NASA CR-2865, 1977.
 - 45) 吉田憲司: 超音速輸送機の揚抗比改善に関する風洞試験, 第30回飛行機シンポジウム, 講演集, 1992, pp. 228-231.
 - 46) Jones, R. T.: Theoretical Determination of the Minimum Drag of Airfoils at Supersonic Speeds, J. Aeron. Sci., 19 (1952), pp. 813-822.
 - 47) Kulfan, R. M. and Sigalla, A.: Real Flow Limitations in Supersonic Airplane Design, AIAA-78-147, 1978.
 - 48) Carlson, H. W. and Miller, D. S.: Numerical Method for the Design and Analysis of Wings at Supersonic Speeds, NASA TN D-7713, 1974.
 - 49) Smith, J. H. B. and Beasley, J. A.: The Calculation of the Warp to Produce a Given Load and the Pressure due to a Given Thickness on Thin Slender Wings in Supersonic Flow, A. R. C., R & M, No. 3471, 1967.
 - 50) Carlson, H. W. and Middleton, W. D.: A Numerical Method for the Design of Camber Surface of Supersonic Wings with Arbitrary Planform, NASA TN D-2341, 1964.
 - 51) Tucker, W. A.: A Method for the Design of Sweptback Wings Warped to Produce Specified Flight Characteristics at Supersonic Speeds, NACA Rep. No. 1226, 1955.
 - 52) Yoshida, K. and Hyama, K.: Experimental and Numerical Study of Aerodynamic Characteristics for Second Generation SST, SAE-912056, 1991.
 - 53) 河村龍馬: 遷音速および超音速における断面積法則, 日本航空学会誌, 5, 38 (1957), pp. 16-22.
 - 54) Ashley, H. and Landahl, M.: Aerodynamics of Wings and Bodies, Dover Publications Inc., 1965.
 - 55) Harris, R. V., Jr.: An Analysis and Correlation of Aircraft Wave Drag, NASA TM X-947, 1964.
 - 56) Air Force Flight Dynamics Laboratory: USAF Stability and Control DATCOM, 1975.
 - 57) 河村龍馬: ソニック・ブーム (Sonic Boom) に関する研究の概況, 日本航空学会誌, 14, 155 (1966), pp. 17-26.
 - 58) 河村龍馬, 牧野光雄: ソニック・ブームに関する最近の研究概況, 日本航空宇宙学会誌, 20, 223 (1972), pp. 24-37.
 - 59) Whitham, G. B.: The Flow Pattern of a Supersonic Projectile, Commun. Pure Appl. Math., 5 (1952), pp. 301-348.
 - 60) Carlson, H. W. and Maglieri, D. J.: Review of Sonic Boom Generation Theory and Prediction Methods, J. Acous. Soc. Am., 51 (1972), pp. 675-685.
 - 61) Friedman, M. P., Kane, E. J. and Sigalla, A.: Effects of Atmosphere and Aircraft Motion on the Location and Intensity of a Sonic Boom, AIAA J., 1 (1963), pp. 1327-1335.
 - 62) Middleton, W. D. and Carlson, H. W.: A Numerical Method For Calculating Near-Field Sonic Boom Pressure Signatures, NASA TN D-3082, 1965.
 - 63) Tokuyama, A., Sakai, K. and Taya, H.: Experimental Study of Sonic Boom Acceptance, AIAA-93-3961, 1993.

付録 A. 超音速機の簡易抗力推算式^{7,56)}

具体的な検討の参考資料として, ここでは推算精度の向上を目的に, 本文(1)式を基に各種統計データを考慮して改良した簡易抗力推算式をまとめる.

本式では超音速機の抗力を次の4成分に分解する.

$$C_D = C_{Df} + C_{Dw} + C_{Di} + C_{Dv} \quad (A-1)$$

① 摩擦抗力

$$C_{Df} = C_f(Re, M) \cdot \frac{S_{wet}}{S} \quad (A-2)$$

$$C_f(Re, M) = C_n(Re) \cdot f(M) \quad (A-2 a)$$

$$C_n(Re) = \frac{0.455}{(\log_{10} Re)^{2.58}} \quad (\text{Prandtl の式}) \quad (A-2 b)$$

$$f(M) = (1 + 0.15M^2)^{-0.58} \quad (\text{Hoerner の式})$$

(A-2 c)

上式は全面に乱流境界層、非圧縮の摩擦係数 C_{fi} に平板境界層の関係を適用している。ここで S は基準面積、 S_{wet} は各要素(主翼、胴体、尾翼、ナセル等)のぬれ面積、 Re は各要素の代表長さに基づく Reynolds 数である。尚、実際には上式による値の各要素毎の総和が必要である。

② 主翼、尾翼の体積に基づく造波抗力

$$C_{Dw} = \frac{512}{\pi} \cdot \left(\tau p \frac{s}{l} \right)^2 \cdot K_0 \left(\beta \frac{s}{l} \right) \cdot \frac{S_{wet}/2}{S} \quad (\text{A-3})$$

上式は細長物体理論による最小抗力の表式に形状係数 K_0 を組み合わせ、かつ主翼以外の要素にも適用できるように修正したものである。ここで K_0 の推定には風試データ⁴²⁾ を内挿した次式が経験的に利用される。

$$K_0(x) = 0.5114 - 0.4426 \log_{10} x \quad (0.12 < x \leq 1.0) \quad (\text{A-3 a})$$

③ 胴体の体積に基づく造波抗力

$$C_{Dw} = \frac{4.69}{4} \left\{ \left(\frac{1}{\left(\frac{l_N}{d_{max}} \right)^2} + \left(\frac{1}{\left(\frac{l_T}{d_{max}} \right)^2} \right) \right\} \cdot \frac{S_{cross}}{S},$$

$$S_{cross} = \frac{\pi}{4} d_{max}^2 \quad (\text{A-4})$$

特に SST のような後端の閉じた形状では、DAT-COM の方法⁵⁶⁾ に基づく上式が有効のようである。ここで、 d_{max} : 最大胴体直径、 l_N : 機首から最大直径位置までの長さ、 l_T : 後端から最大直径位置までの長さである。

④ 誘導抗力(揚力依存造波抗力 + 渦抗力)

$$C_{Di} = C_{Di} + C_{Dv} \quad (\text{A-5})$$

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{2\pi} \cdot \frac{p}{s/l} \cdot 2\beta^2 \left(\frac{s}{l} \right)^2 \cdot K_w \quad (\text{A-5 a})$$

$$C_{Dv} = \frac{C_L^2}{2\pi} \cdot \frac{p}{s/l} \cdot K_v \quad \left(0.178 < \beta \frac{s}{l} \right) \quad (\text{A-5 b})$$

上式は線形理論の表式に形状係数 K_w , K_v を組み合わせたものである。ここで K_w , K_v は風試データ⁴²⁾ を内挿した次式が経験的に利用される。

$$K_w = \left(1 + \frac{1}{p} \right) \cdot \frac{f_w \left(\beta s/l \right)}{2\beta^2 \left(\frac{s}{l} \right)^2} \quad (\text{A-6})$$

第 B-1 図 First-Cut 法における形状 factor (K_s) と揚力 parameter (K_L) との関係⁶⁰⁾

$$f_w(x) = \begin{cases} 0.0 & , x \leq 0.178 \\ 0.4935 - 0.2382x + 1.6306x^2 - 0.86x^3 \\ + 0.2232x^4 - 0.0365x^5 - 0.5 & , 0.178 < x \end{cases} \quad (\text{A-6 a})$$

$$K_v = \frac{1}{2} \left(1 + \frac{1}{p} \right) \quad (\text{A-7})$$

尚、当社の一連の風洞試験結果⁵²⁾ との比較では、(A-6 a) 式の 0.4935 を 0.570 に変更した方が良好な一致を示すようである。

付録 B. ソニック・ブーム強度の簡易推算法 (First-Cut 法)⁶⁰⁾

本文(23)式をさらに簡単化した推算式として次のようなものがある。

$$\frac{\Delta p}{p_{av}} = \beta^{\frac{1}{4}} \cdot K_R \cdot K_s \cdot \left(\frac{h}{l} \right)^{-\frac{3}{4}} \quad (\text{B-1})$$

この方法では(23)式の定数 $\{\gamma/(\gamma+1)^{1/2}\} \cdot 2^{1/4} \approx 1.07$ を 1.0 で近似し、形状係数 K_s は揚力 parameter K_L と第 B-1 図のような関係にあるものと仮定する。特に④のタイプの機体形状については、以下の式が良い近似値を与える。

$$K_s = 2.756 K_L + 0.044 \quad (\text{B-2})$$

尚、ここで K_L は(20)式で定義されるが、特に水平定常飛行を仮定すると次式となる。

$$K_L = \frac{\beta W}{\gamma p_\infty M^2 l^2} \quad (\text{B-3})$$