

ISSN 0389-4010  
UDC 533.6.011.5  
533.6.013.3  
533.696

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1406

低ソニックブーム圧力波形実現のための  
空力設計法に関する研究

牧野好和・青山剛史・岩宮敏幸  
綿貫忠晴・久保田弘敏

2000年2月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 目 次

1 . はじめに .....	2
2 . ソニックブーム強度推算法 .....	4
2 . 1  近傍場圧力波形の推算 .....	4
2 . 2  地上圧力波形の推算 .....	6
2 . 3  ソニックブーム強度評価法 .....	6
3 . 線形理論を用いた低ブーム設計の効果 .....	8
3 . 1  初期設計機体形状の低ブーム効果 .....	8
3 . 2  胴体半径修正による効果 .....	11
4 . 最適化手法を利用した低ブーム設計法 .....	13
4 . 1  設計手法 .....	13
4 . 2  予備計算 .....	15
4 . 3  低ブーム機体への応用 .....	15
5 . 結 論 .....	18
謝 辞 .....	19
文 献 .....	19

# 低ソニックブーム圧力波形実現のための 空力設計法に関する研究

牧野好和<sup>\*1</sup>・青山剛史<sup>\*2</sup>・岩宮敏幸<sup>\*3</sup>  
綿貫忠晴<sup>\*4</sup>・久保田弘敏<sup>\*4</sup>

## An Aerodynamic Design Method for Generating Low Sonic-Boom Pressure Signatures

Yoshikazu MAKINO<sup>\*1</sup>, Takashi AOYAMA<sup>\*2</sup>, Toshiyuki IWAMIYA<sup>\*3</sup>  
Tadaharu WATANUKI<sup>\*4</sup>, Hirotohi KUBOTA<sup>\*4</sup>

### ABSTRACT

A study was conducted of an aerodynamic design for the sonic-boom reduction of supersonic transport. Sonic-boom is one of the most important environmental problems for supersonic transport and many methods for the reduction of sonic-boom intensity have been published. These previous low sonic-boom design methods utilize the F-function method which is based on a linear theory. In comparison a new low sonic-boom design method is proposed in this study in order to deal with the nonlinear effects of the strong shocks near the aircraft and the three-dimensional effects of the aircraft configuration unable to be taken into account in the F-function method. This new low sonic-boom design method combines a three-dimensional Euler CFD code with a least-square optimization technique. The aircraft fuselage geometry is modified by this method in order to minimize the pressure differences between a pressure signature calculated by the CFD and a target low sonic-boom pressure signature produced in the near-field below the aircraft. This target near-field pressure signature is determined from the target low sonic-boom ground signature by utilizing the waveform parameter method. We shall demonstrate here that the sonic-boom intensity of the low sonic-boom aircraft configuration designed by the F-function method is reduced by this new low sonic-boom design method.

**Key words:** Supersonic Transport, Sonic-Boom, Low sonic-boom Design, CFD Design, Optimization

### 概 要

コンコルドに代わる次世代SST開発における環境適合性に関する課題の一つに、ソニックブームの低減化が挙げられる。ソニックブームを低減化させる方法としては、機体形状を工夫することで地上で観測される圧力波形を一般的なN波ではなく低ブーム圧力波形として伝播させる設計法が考えられる。そのような設計法に従来用いられているのは幾何音

平成 11 年 9 月 24 日受付 (received 24 September 1999)

\* 1 次世代航空機プロジェクト推進センター (Advanced Technology Aircraft Project Center)

\* 2 流体科学総合研究グループ (Fluid Science Research Center)

\* 3 計算科学研究部 (Computational Science Division)

\* 4 東京大学大学院工学系研究科 (University of Tokyo)

響理論に衝撃波特有の非線形性を取り入れた修正線形理論であるF関数法であるが、この手法は衝撃波の整理統合過程や圧力波形の非線形的な歪みの効果を考慮することができる一方、機体近傍での強い衝撃波が持つ非線形性は考慮できなかった。また、F関数法は軸対称物体について構築された方法であるために、実際の3次元機体形状のもつ3次元性を考慮することができないという欠点も持つ。そこで本研究では、地上において目標とする低ブーム圧力波形となるような近傍場圧力波形を従来の修正線形理論から求めて、その波形から機体形状を求める逆問題を、近年発展が著しいCFD解析と最小二乗法を利用した最適化手法とを組み合わせる新しい低ブーム設計法を提案する。この設計法では3次元Euler CFD解析コードを用いているため、機体の3次元性の効果や流れ場の非線形性を考慮した低ブーム設計が可能である。本研究では、この設計手法を用いて、線形理論により低ブーム設計された機体形状のソニックブーム強度をさらに低減することで本設計手法が低ブーム設計に有効であることを示す。

1. はじめに

近年、次世代の超音速輸送機(SST: SuperSonic Transport)の開発機運が世界的に高まってきている。わが国においても国際共同開発を視野に入れたSSTの技術開発が進められ、21世紀初頭には小型実験機による飛行実証を計画している。日本航空宇宙工業会の開発調査の報告の中では、次世代SST実現のためには、技術力の向上、環境適合性の確保、市場性の成立の3つの課題が解決されなければならないとしており、そのうち環境適合性に関して

は、「空港騒音低減」、「ソニックブーム回避」、「オゾン層保全」の3つが挙げられているが、その中でもソニックブームはSST特有の問題であり重要である。図1に示すのは東京を中心とした代表的な路線に関する在来機とSSTの飛行時間の比較である。TYO-JFK, TYO-ORDの2つの路線で短縮率が低いのが分かるが、これはソニックブームにより陸上空での亜音速飛行を余儀なくされた結果であり、ソニックブーム問題の重要性を示している。

ソニックブームとは、超音速で飛行する航空機の各部から発生した衝撃波が大気中を伝播する間に整理統合さ

単位：時間

Route	在来	超音速	短縮率	Route	在来	超音速	短縮率
TYO-JFK	12.5	9.3 ①	26 %	TYO-LHR	12.5	6.1 ②	51 %
TYO-ORD	11.6	8.2 ①	30 %	TYO-LAX	9.9	4.4	56 %
TYO-SYD	8.7	3.9	55 %	TYO-SIN	7.1	2.8	60 %
TYO-HNL	6.9	3.2	53 %	① SEA経由 ② 5500nm 必要			

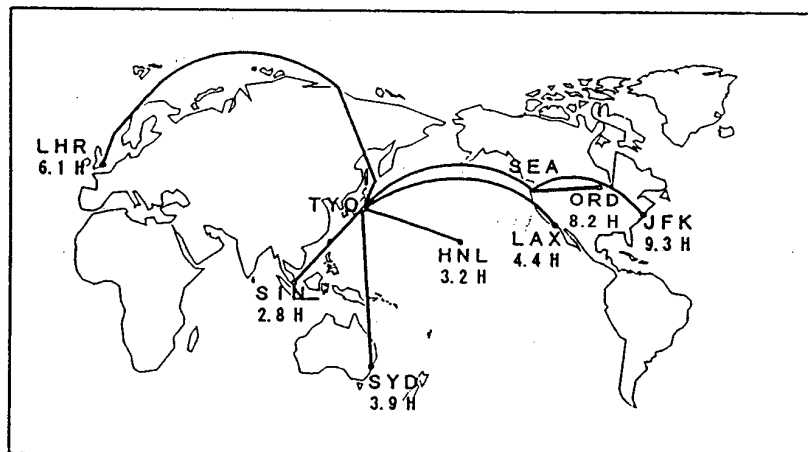


図1 在来機とSST(マッハ数2.4)の飛行時間の比較<sup>1)</sup>

れ、地上においてN波(図2)として観測される現象である。地上で観測されるソニックブームの強度は一般にN波の立ち上がりの最大圧力上昇量と立ち上がり時間、持続時間などで評価されるが、人間の耳に影響の大きいパラメータとして最大圧力上昇量と立ち上がり時間が特に重要とされている。1960年代に英仏共同で開発されたコンコルドのソニックブーム強度は、最大圧力上昇量でおよ

そ95~145[Pa],立ち上がり時間では2[msec]程度であり、その音の心理的反応は近くで起こる落雷に相当すると言われている。次世代SSTでは、ソニックブーム強度を50[Pa]以下にすることが必要とされており、そのために地上での圧力波形を一般のN波ではなく低ブーム圧力波形(図3)と呼ばれる波形として地上に伝播させることが考えられている。

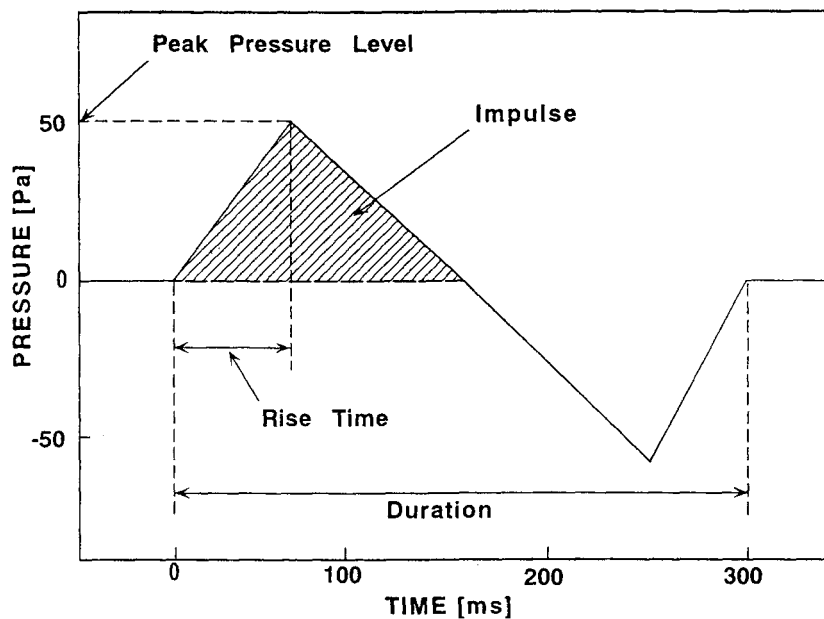


図2 N波<sup>2)</sup>

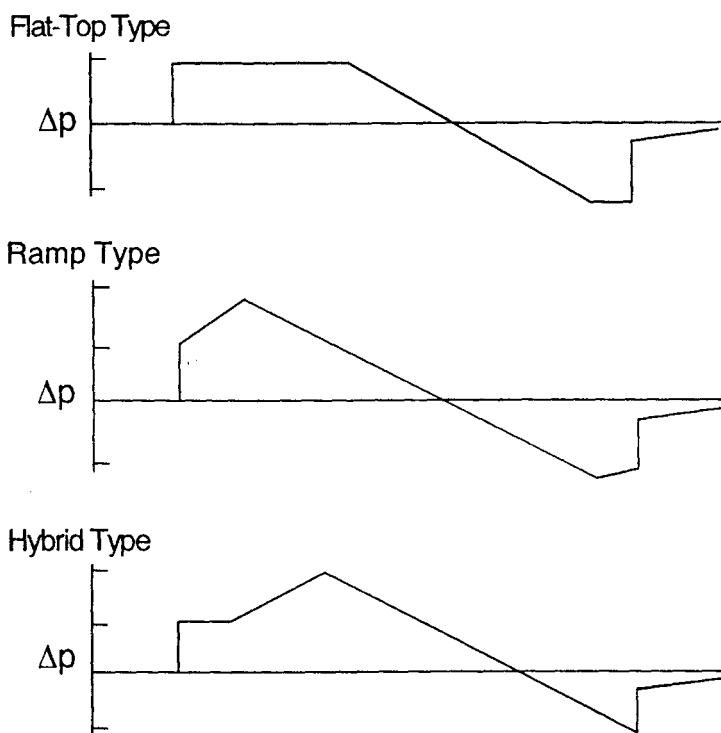


図3 低ブーム圧力波形<sup>2)</sup>

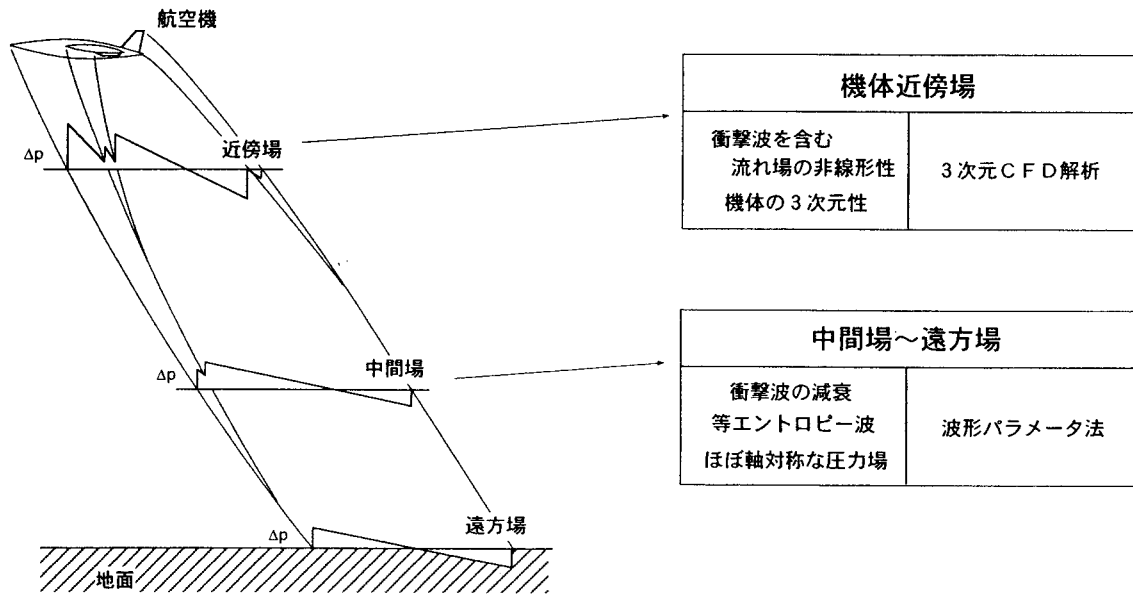


図4 ソニックブーム強度推算法

ソニックブーム強度の推算法としては、1960年代のSST開発の時代から、幾何音響理論に非線形な波の歪みの影響を加えた修正線形理論であるWhithamのF関数法<sup>3)</sup>が使われているが、F関数法は軸対称物体に対して構築された方法であるため、3次元の機体形状に適用する場合には、それと等価な軸対称物体に変換する必要がある。機体の3次元性の効果を厳密には考慮できない。そこで最近では、機体の3次元性や衝撃波による非線形性の強い機体近傍の圧力波形についてはCFDを用いて解析がおこなわれるようになったが、低ブーム圧力波形を実現するような機体形状の設計法としては依然修正線形理論を用いる手法が主流である。

本報告では、まず第2章において本研究で用いたCFD解析と修正線形理論とを組み合わせたソニックブーム波形推算法<sup>4)</sup>(図4)について説明し、機体の3次元性を考慮するにはどの位置までCFD解析を行う必要があるかについて検討する。また、得られた地上圧力波形からソニックブーム強度を評価する手法についても述べる。第3章では、第2章で説明した手法を用いて、線形理論により低ブーム設計された機体形状のソニックブーム強度を推算し、低ブーム設計の効果を調べる。第4章では、線形理論を用いた低ブーム設計の問題点を検討し、機体の3次元性や流れ場の非線形性を考慮した低ブーム設計法として、CFD解析と最適化手法とを組み合わせた設計手法を新たに提案し、低ブーム機体の設計に有効であることを示す。最後に第5章に結論を述べる。

## 2. ソニックブーム強度推算法

### 2.1 近傍場圧力波形の推算

機体の近傍においては機体各部から強い衝撃波が発生し、非線形な流れ場となっているため、線形理論を用いるのは適当ではない。そこで機体近傍場における圧力波形を、機体周りの3次元CFD解析により求める。基礎方程式は3次元圧縮性Euler方程式とし、数値解法としては空間差分にChakravarthy-Osherの高次風上TVD法、時間積分に対角ADI法を用いる。

CFD解析の妥当性を検証するために、図5に示すようなダブルデルタ翼とアロー翼の2つの形状について計算を行い、実験値と比較した。計算格子は機体軸に垂直な断面内で2次元的に作成した平面格子を軸方向に連ねることにより生成した。一例として、ダブルデルタ翼機体形状周りに作成した計算格子を図6に示す。図7(a)には、2種類の翼形状に関してマッハ数2.0、迎角0°で模型から模型全長に等しい距離だけ離れた位置( $H/L = 1.0$ )で測定した実験値と、CFDで求めた圧力波形との比較を示す。実験は東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻の超音速風洞で行ったものである。また風洞壁での反射を考慮し、CFD解析で得られた圧力は2倍にして比較している。先端のピークは機体先端からの衝撃波によるもので、どちらの翼にも同じ先端が取り付けられているため重なっている。中央のピークが翼の前縁からの衝撃波によるもので、ダブルデルタ翼では2つのピークが見られ、アロー翼の方は平らで低いピークが形成されている。一番最後の下向きのピークは翼後縁からの膨張波とその後の衝撃波によるもので、翼後縁が流れに垂直で、

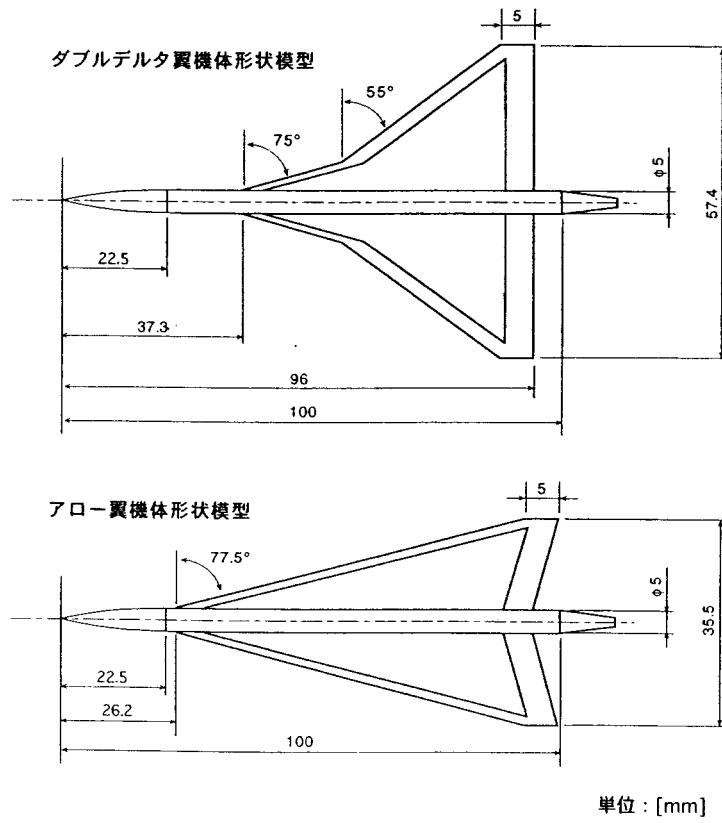


図5 検証計算用機体形状

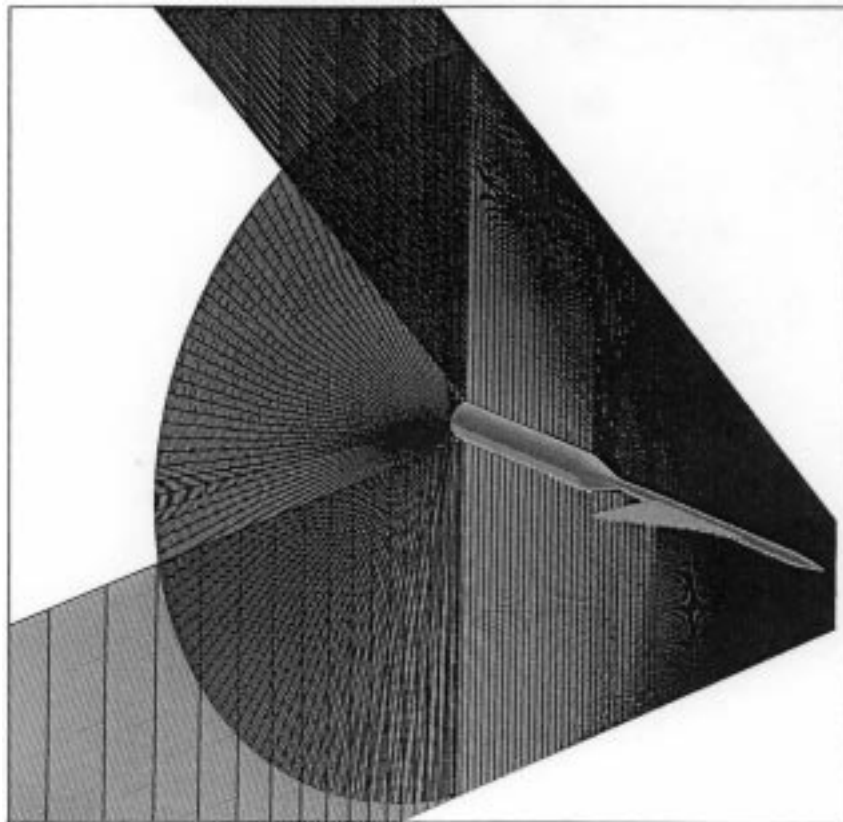
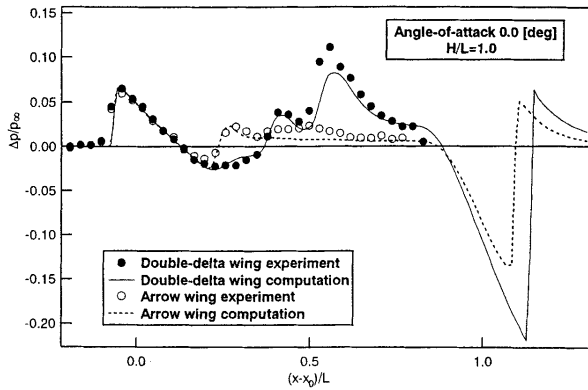
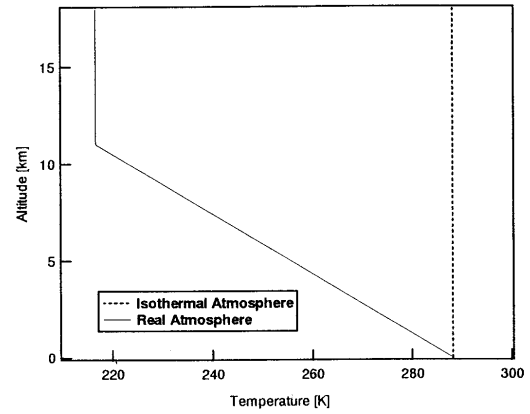


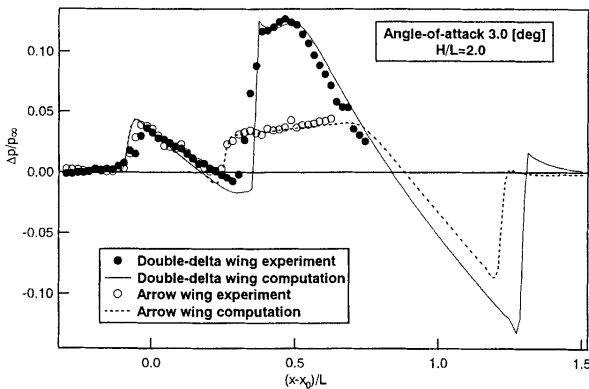
図6 計算格子



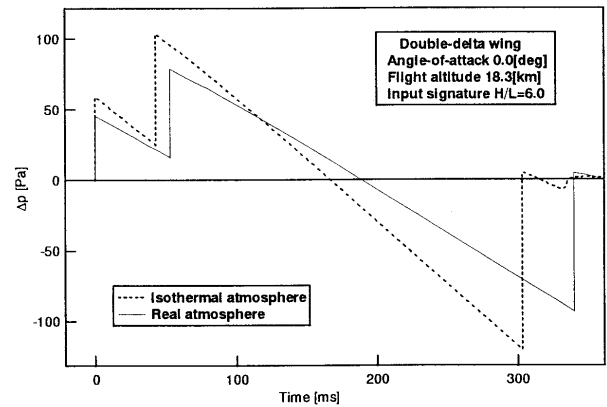
(a) Angle-of-attack 0 [deg]



(a) Temperature Profile



(b) Angle-of-attack 3 [deg]



(b) Ground Pressure Signature

図7 実験値との比較

図8 実在大気効果 (freezing effect)

翼幅の長いダブルデルタ翼の方が激しく下がっている。図7 (b)には同様の模型について迎角を3°とした場合の $H/L = 2.0$ での圧力波形を示すが、揚力の影響によって翼が発生する衝撃波による圧力のピークが上昇しているのが分かる。いずれの場合でもCFDで推算した圧力波形はダブルデルタ翼、アロー翼ともに実験値とよく一致している。

## 2.2 地上圧力波形の推算

次に、CFD解析によって得られた近傍場圧力波形を波形パラメータ法<sup>5)</sup>を用いて地上まで外挿し、地上圧力波形を推算する。波形パラメータ法は、機体近傍での圧力波形をいくつかのパラメータで数値的に表し、幾何音響理論に等エントロピー仮定による波形の歪みの効果を取り入れて地上まで外挿する方法である。この方法では、飛行条件や大気の状態などの条件を考慮することができるが、本ケースでは飛行マッハ数2.0、飛行高度18.3[km]、機体長91[m]とし、大気はU.S.標準大気を仮定し、自然風は考えないこととする。図8 (b)には実在大気効果を考慮した例として、ダブルデルタ翼機体の地上波形を図8 (a)に示すような等温大気と実在大気のそれぞれの

条件で推算した例を示す。なお、地上での反射係数は1.9としている。実在大気条件を与えた場合には波形のN波への統合を抑えるfreezing effectが考慮できていることが分かる。

図9 (a)(b)には、ダブルデルタ翼およびアロー翼機体それぞれについて機体直下のいくつかの位置( $H/L$ )での近傍場圧力波形を、波形パラメータ法の入力として用いた場合の地上での圧力波形を示す。ダブルデルタ翼の場合、 $H/L = 1.0$ と $H/L = 2.0$ とを比較すると、機体の3次元性の影響によって翼からの衝撃波によるピークの部分で違いが見られるが、 $H/L = 5.0$ と $H/L = 6.0$ とではほぼ同じ波形となっている。また、アロー翼の場合は機体の3次元性が小さいため $H/L = 1.0$ や $H/L = 2.0$ でも $H/L = 6.0$ とほぼ同じ波形となっており、波形パラメータ法の入力として用いるべき波形位置は機体形状によって異なることが分かるが、本研究においては、できるだけ離れた位置である $H/L = 6.0$ での波形を用いることとする。

## 2.3 ソニックブーム強度評価法

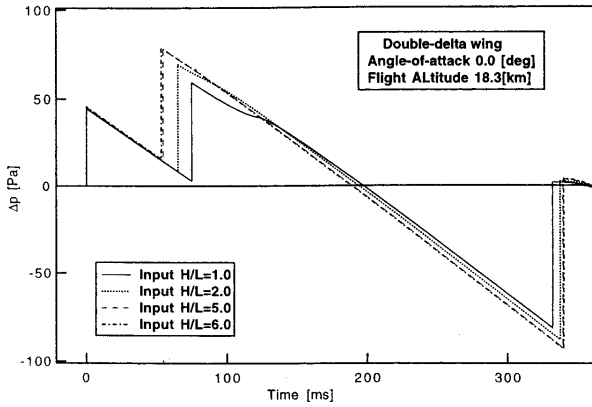
ソニックブームの評価法としては図2に示したようなパラメータが挙げられるが、これらはすべてN波を想定



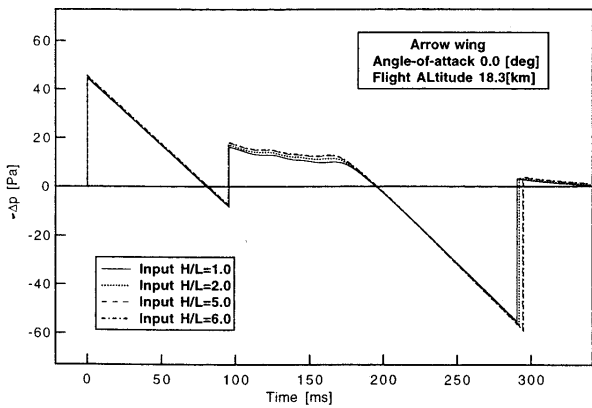
しているため低ブーム圧力波形などN波以外の波形を評価するのに十分とは言えない。そこで本研究ではもう一つの評価法であるASEL (A-weighted Sound Exposure

Level) も用いることとする。ASELは波形をFFTにかけて周波数分解し、各周波数の音に対して人間の耳に合わせた聴感補正を行うもので、ソニックブーム強度を波形の一部分ではなく波形全体で評価できる方法として研究が行われており、図10に示すように人間の感覚と1対1に対応した評価法であると報告されている<sup>6)</sup>。

図11には立上り時間 (Rise Time) を変えた3種類のN波についてASELによる評価を行った結果を示す。図よりRise Timeが大きくなるほどASEL値が小さくなり、Rise



(a) Double-Delta Wing



(b) Arrow Wing

図9 入力波形位置が地上波形に与える影響

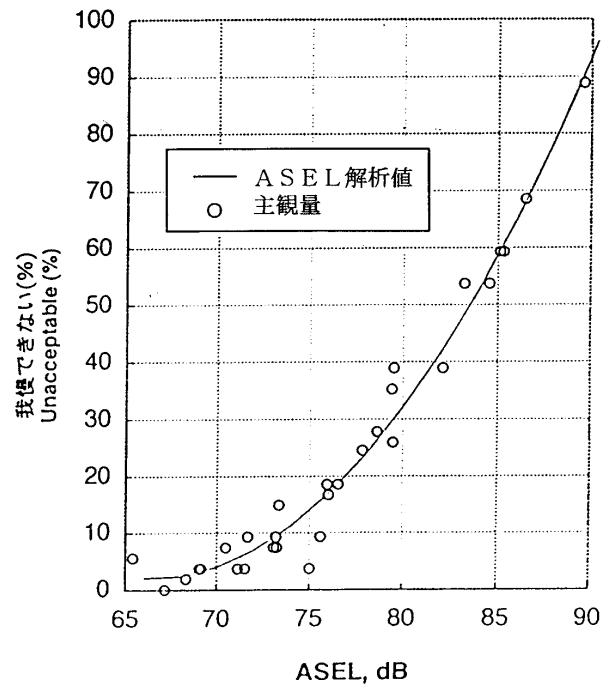


図10 ASELと主観量の対応<sup>6)</sup>

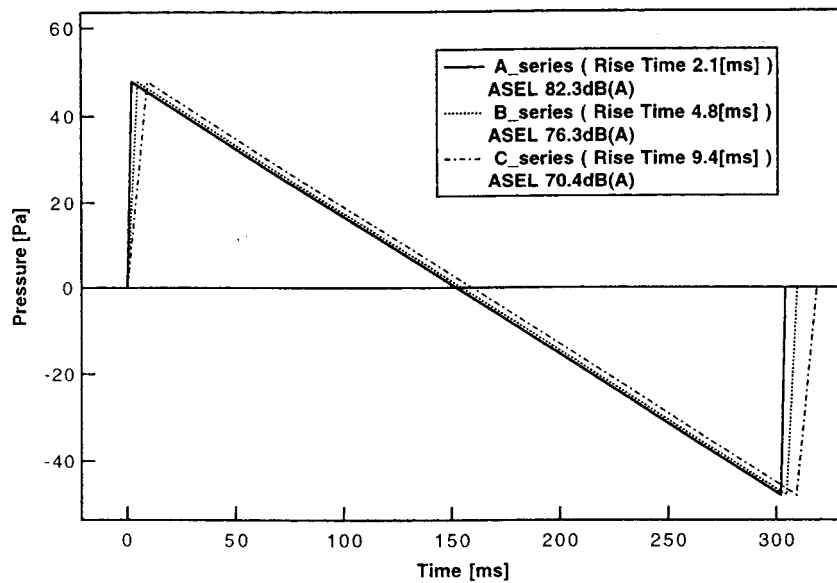


図11 Rise Time が ASEL に与える影響

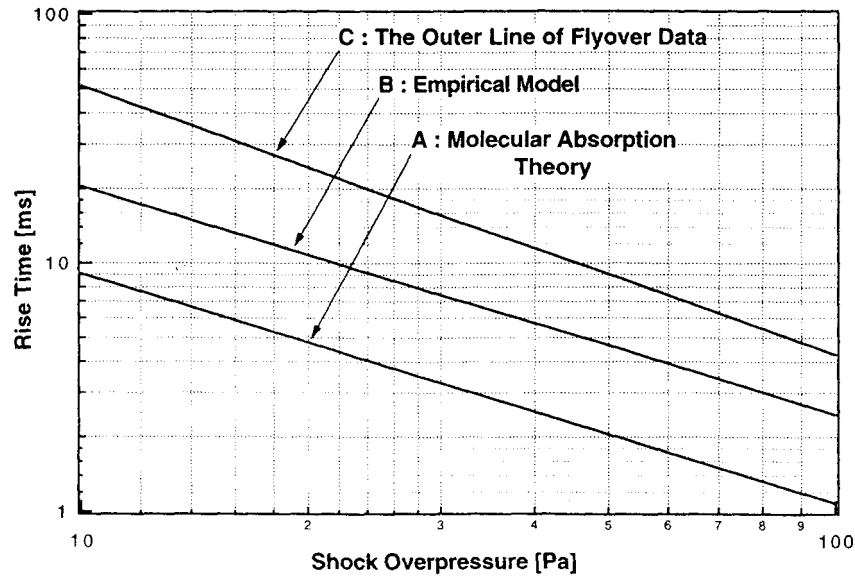


図12 Rise Time の推定<sup>6)</sup>

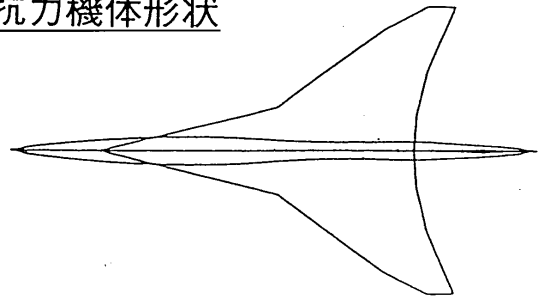
TimeがASEL評価に与える影響が大きいことが分かるが、波形パラメータ法ではRise Timeはすべて0となってしまうため、本研究ではFlightデータ<sup>7)</sup>と分子吸収理論<sup>8)</sup>の結果をもとに、図12に示すように圧力上昇量とRise Timeとの関係を3通りにモデル化することでRise Timeを推定する手法<sup>6)</sup>を用いた。

### 3. 線形理論を用いた低ブーム設計の効果

#### 3.1 初期設計機体形状の低ブーム効果

上記の解析手法を、線形理論を用いて低ブーム設計された機体<sup>9)</sup>に適用し、そのブーム低減効果を調べた<sup>10)</sup>。図13には、本研究で計算対象とした低ブーム機体形状を、比較の対象とした低抗力機体形状とともに示す。この低ブーム機体形状は、Dardenの方法<sup>11)</sup>を用いて設計マッハ数1.4で低ブーム設計されたものである。図14にDardenの設計法の概念図を示す。この方法はWhithamのF関数法を基礎としており、F関数をいくつかのパラメータを用いて表し、地上において目標とする圧力波形を実現する様にそれらのパラメータを決定することで、そのF関数に対応する等価軸対称物体を求める方法である。ここで目標とする圧力波形として選択できるのは図3に示した低ブーム圧力波形中の台形型(Flat-Top Type)とランプ型(Ramp Type)の2種類の圧力波形であり、それぞれ図14におけるパラメータBがゼロの場合と正の値をとる場合とに対応している。図13に示した低ブーム機体形状の場合はBをゼロとして台形型圧力波形を目標として設計されている。図14でF関数の先端部がスパイク状になっているのは低ブーム圧力波形を実現するF関数の特徴であり、等価軸対称物体の先端が鈍頭であることを示してい

#### 低抗力機体形状



#### 低ブーム機体形状

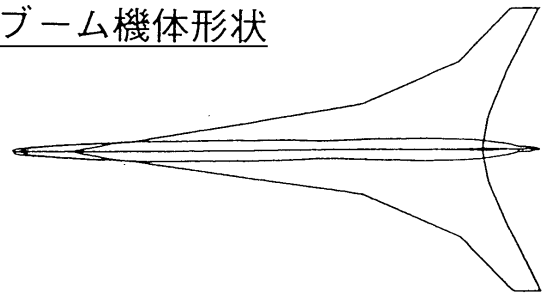


図13 低抗力および低ブーム機体形状<sup>9)</sup>

る。そしてこのスパイク状の部分の幅を表すパラメータ $y_f/L$ を変化させて機体先端の鈍頭度を調節することでソニックブーム強度と抵抗とのトレードオフをすることができる。 $y_f/L$ が小さいほど機首は鈍頭となり、 $y_f/L$ を大きくするにつれて機首を尖らせ抵抗を低減することが可能となる。図13に示した低ブーム機体形状は低ブーム性のみを考慮しているため $y_f/L$ の値は0.00001と非常に小さく設定されており機首は鈍頭となっている。Dardenの

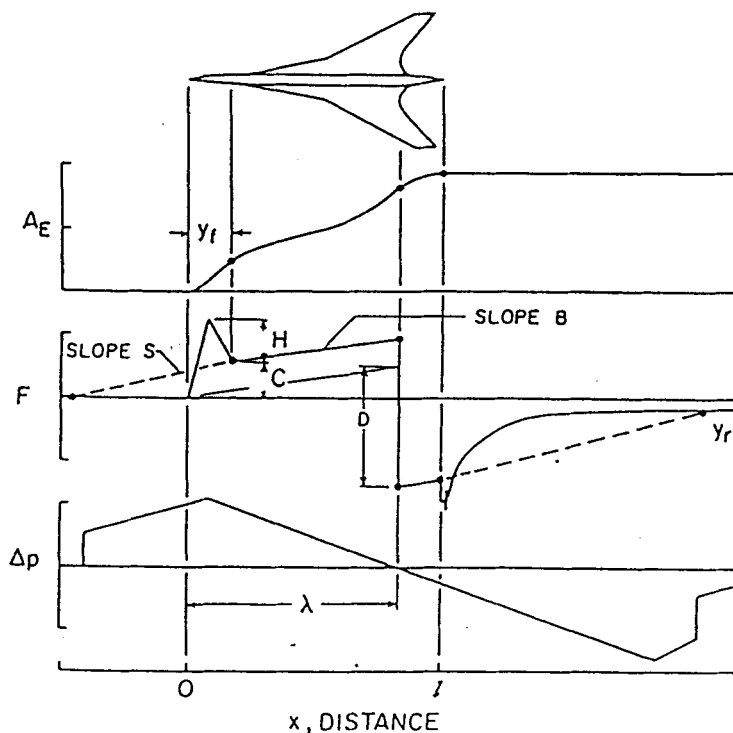


図14 Dardenの低ブーム設計法<sup>11)</sup>

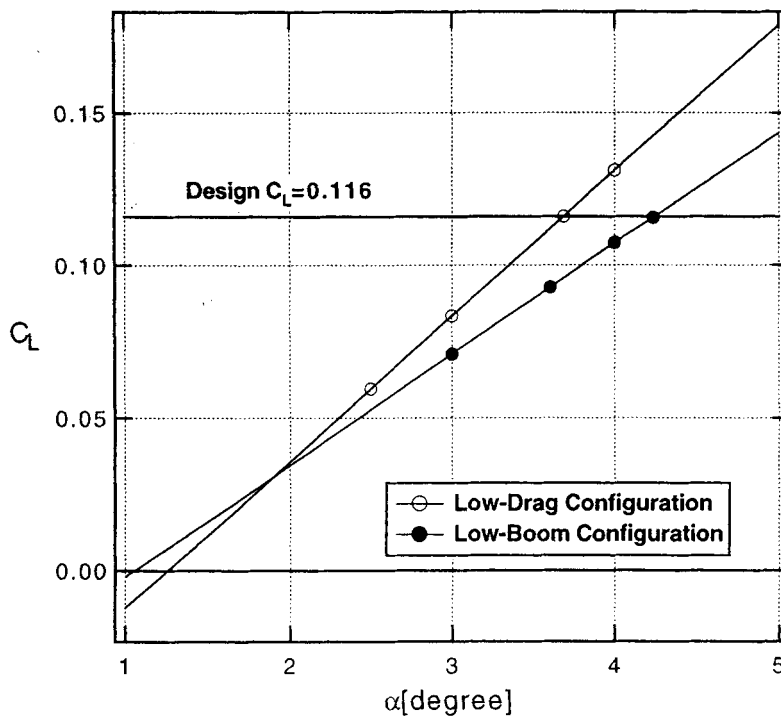


図15  $C_L$ - $\alpha$  曲線 (CFD 解析結果)

方法により得られる等価軸対称物体に対応する3次元の機体形状は無数に存在するが、図13の低ブーム機体はまず翼形状を低抗力設計により求め、低ブームとしての拘束はすべて胴体形状に負わせる方法で設計されている。

図15、図16にはCFD解析の結果得られた低抗力、低ブームの2つの機体形状に関する $C_L$ - $\alpha$ 曲線および $C_L$ - $C_D$ 曲線を示す。揚力はどちらの機体形状でも迎角に対しほぼ直線的に増加しており、設計揚力係数( $C_L = 0.116$ )を

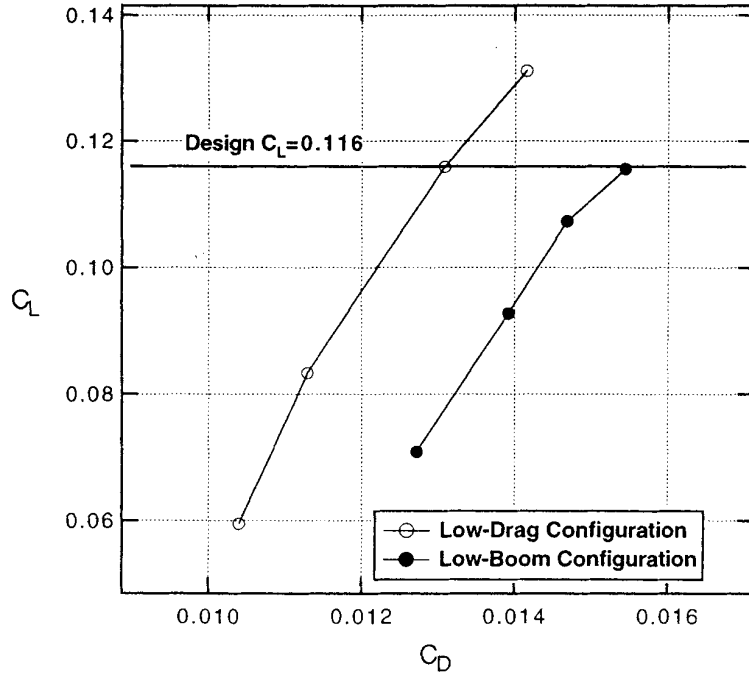


図 16  $C_L$ - $C_D$  曲線 (CFD 解析結果)

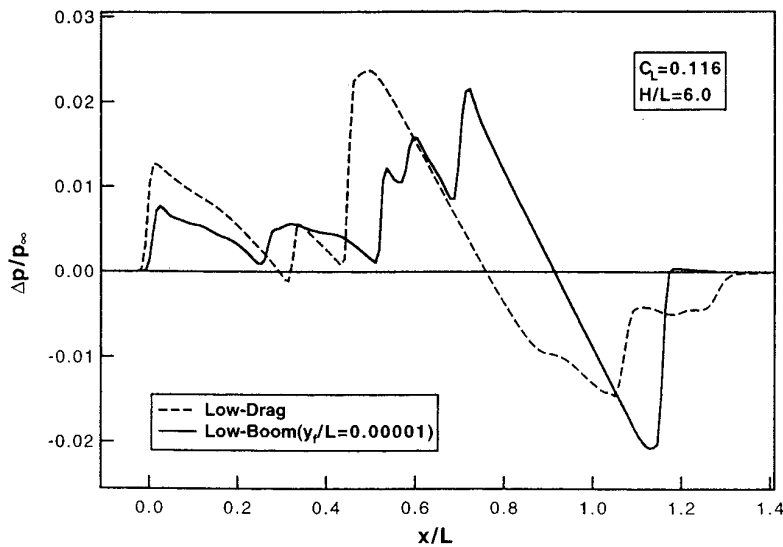
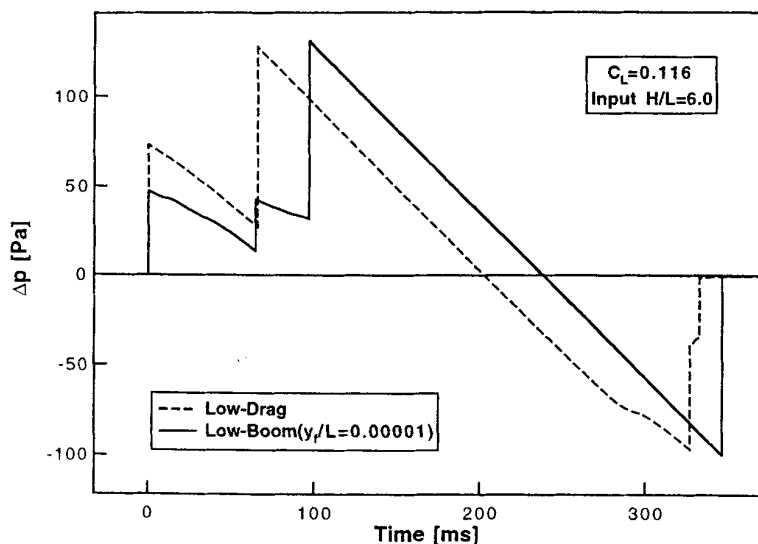


図 17 近傍場圧力波形

実現する迎角は低抗力機体形状で  $\alpha = 3.7^\circ$ ，低ブーム機体形状で  $\alpha = 4.2^\circ$  である。またその迎角における抵抗係数は図 16 より低抗力機体形状で  $C_D = 0.0131$ ，低ブーム機体形状で  $C_D = 0.0154$  と低ブーム機体形状の方が低抗力機体形状の 1.18 倍と大きくなっている。ただし本計算は Euler 方程式を解いており，粘性による抵抗は考慮していない。図 17 には設計  $C_L$  状態での 2 つの機体形状の機体直下での近傍場圧力波形を示す。2 つの波形を比較すると低ブーム機体形状の波形の方が先端部のピークが低く，前部が平らになっているのが分かる。図 18 には図 17 の近

傍場波形を入力波形として，波形パラメータ法を用いて外挿した地上圧力波形と ASEL 値を示す。このケースでの入力条件は，飛行マッハ数 1.4，飛行高度 12.8 [ km ]，機体長 91 [ m ] である。また，ソニックブームが地上に到達する際には衝撃波が地面で反射することによって圧力上昇量が増加する。地面での反射係数 ( $K_R$ ) は，地面を理想的な固定壁と考えればブームの圧力上昇量がちょうど 2 倍となることから  $K_R = 2.0$  であるが，地面の状態(草地，舗装面など)によっては 1.8 ~ 2.0 の値をとるため，本研究では経験的な値である  $K_R = 1.9$  を用いた。波形の先



Rise Time	低抗力機体形状	低ブーム機体形状
A_series	91.58 dB(A)	92.71 dB(A)
B_series	86.67 dB(A)	87.95 dB(A)
C_series	82.31 dB(A)	83.77 dB(A)

図18 地上圧力波形

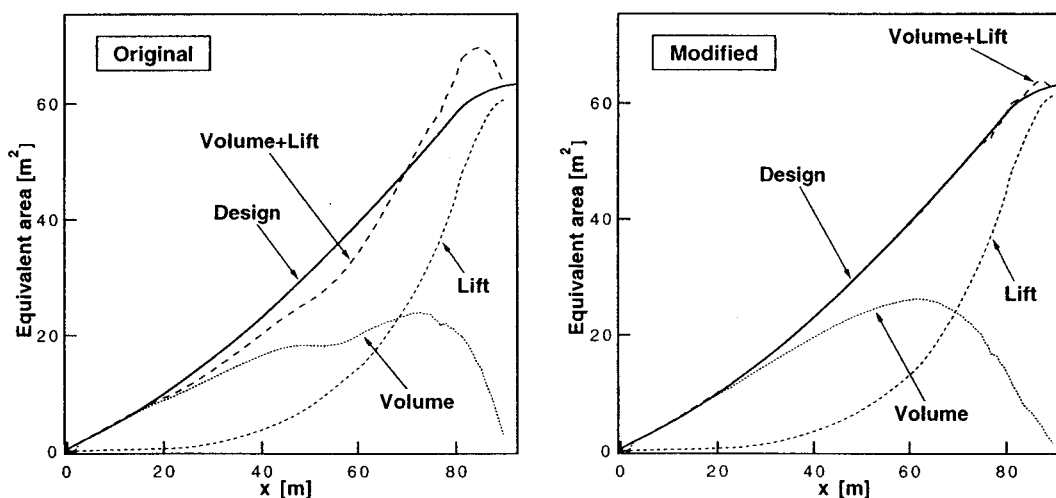


図19 等価断面積分布修正

端部のピークは低ブーム機体形状の波形が約50[Pa]と、低抗力機体形状のピークよりも25[Pa]程度低くなっており、低ブーム機体のブーム低減効果を示している。

### 3.2 胴体半径修正による効果

図18に見られる様に低ブーム機体の地上波形は、波形先端の圧力上昇量は設計値通り50[Pa]となっているが、波形の3つ目のピークは約135[Pa]であり低抗力機体の2つ目のピークとほぼ同じ高さである。また、波形の形自体も設計時に想定した台形型圧力波形とはかなり違っており、ASEL値によるソニックブーム強度評価も低抗力

機体より1[dB(A)]程度大きくなっている。そこで、図19(a)にこの機体の等価断面積分布を示す。等価断面積分布は、マッハ面による機体の切断面を機体軸方向に投影した、いわゆる相当回転体の断面積分布(図のVolume)と機体軸方向の揚力分布から計算される断面積分布(図のLift)との和で表される。本研究では、相当回転体の断面積分布はCFD解析に用いた計算格子の機体表面格子をマッハ面で切断し機体軸方向に投影して求め、揚力分布から計算される断面積分布はCFD解析結果で得られた揚力分布から求めている。図の中で破線(Volume+Lift)で示されているのがそれら2つの合計である。

CFD解析に用いた機体形状データは実験模型の形状であるため機体後部は支持スティング形状になっている。従って 図19(a)中において $x = 60$  [m]以降で波線 (Volume + Lift) で示された断面面積分布が実線 (Design) で表された設計目標より大きくなっているのはスティングによる体積増加分である。しかし、同図において波線 (Volume + Lift) は $x = 20$  [m]から $x = 60$  [m]においても設計目標から大きくずれている。文献<sup>12)</sup>には、目標とする等価断面面積分布から実際の胴体の形状を決定するには繰り返し計算が必要であることが報告されている。そこで本研究では、初期形状の翼が低抗力設計により設計されていることから翼は変えないものとし、図の波線 (Volume + Lift) と目標とする等価断面面積分布 (Design) とのずれをすべて胴体にもわせるかたちで繰り返し胴体形状を修正した。修正方法としては、胴体は軸対称であるとして

半径の修正量  $D r(x)$  を、

$$D r(x) = \sqrt{\frac{1}{\pi}(A e_{\text{design}}(x) - A e_{\text{cfd}}(x)) + r_0(x)^2} - r_0(x) \quad (1)$$

から求める。ここで  $A e_{\text{design}}(x)$  は設計目標等価断面面積、 $A e_{\text{cfd}}(x)$  はCFD解析から求めた等価断面面積、 $r_0(x)$  は現在の半径である。3回繰り返したあとの等価断面面積分布を 図19(b)に、胴体半径の変化を 図20に示す。図19(a)と(b)を比べると、揚力による断面面積分布には大きな変化はないが、相当回転体の断面面積分布が大きく変化して全体として目標値によく一致しているのが分かる。図21には胴体半径修正後の地上波形とそのASEL値を修正前と比較して示す。修正により波形が台形型の圧力波形に近くなっており、波形中の最大圧力値も修正前の約135

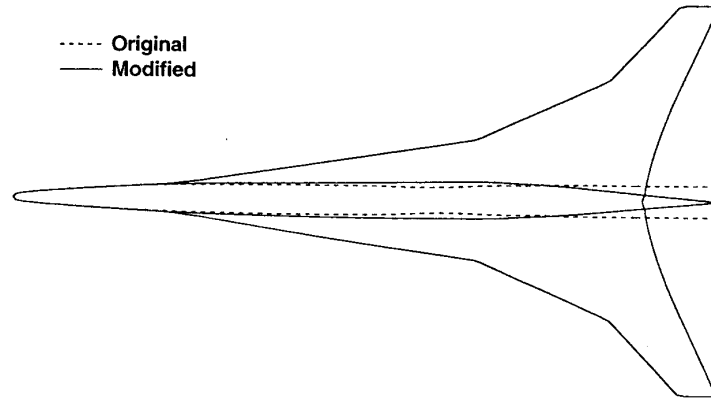
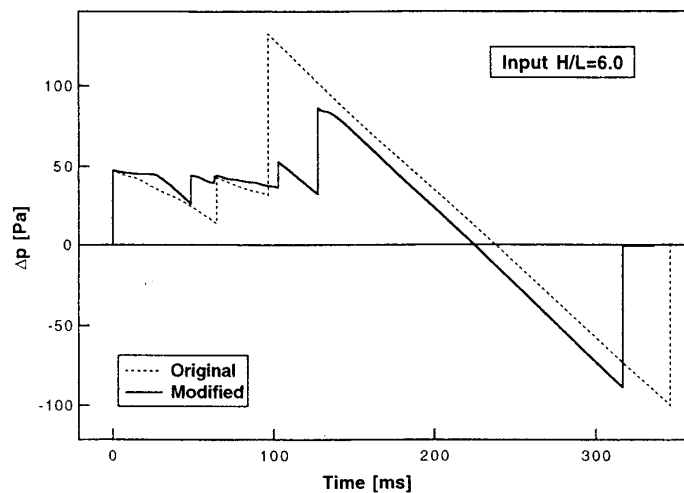


図20 胴体半径修正



Rise Time	胴体形状修正前	胴体形状修正後
A_series	92.71 dB(A)	89.12 dB(A)
B_series	87.95 dB(A)	84.00 dB(A)
C_series	83.77 dB(A)	79.36 dB(A)

図21 胴体半径修正による地上波形の変化

[ Pa ] に対して約 86 [ Pa ] と 50 [ Pa ] 近く低下しているのが分かる。また、修正により ASEL 値も 4 [ dB ( A ) ] 程度低下して低抗力機体よりも 3 [ dB ( A ) ] 程度低くすることができ、繰り返し計算による設計の改善が示された。

#### 4. 最適化手法を利用した低ブーム設計法

##### 4.1 設計手法

図 21 から分かるように、線形理論に基づく目標断面分布によく一致するように胴体形状を修正した後の機体形状においても、地上での圧力波形は設計波形である台形型圧力波形にはなっていない。この原因としては、線形理論による設計では考慮できない流れ場の非線形性や、3次元の機体形状を等価軸対称物体に置き換えてしまうことにより無視される機体の3次元性の効果が考えられる。

そこで本研究では、近傍場において目標低ブーム圧力波形を与えて胴体形状を決定する逆問題を、最小二乗法を基礎とする最適化手法<sup>13)</sup>を用いて解くことにより低ブーム機体形状設計を行なう。この最適化手法の手順としては、まず初期胴体形状に対して後述する形状修正法を用いて微小変化を与えて流れ場を解き、圧力波形の変動を計算する。形状修正量を制御するいくつかのパラメータを、設計における設計変数  $\alpha_k$  に選ぶとき、目的関数を以下の式で与える。

$$J = \sum_{i=1}^I \left( P_{ii} - P_{bi} - \sum_{k=1}^K \frac{\partial P_i}{\partial \alpha_k} \alpha_k \right)^2 DS_i \quad (2)$$

ここで  $K$  は用いた設計変数の数であり、 $I$  は圧力波形を分割した要素の総数である。また、 $\partial P_i / \partial \alpha_k$  は形状の微小変化に対する圧力変動であり、 $P_{ii}$  および  $P_{bi}$  はそれぞれ目標圧力波形と初期圧力波形の  $i$  番目の要素の圧力、 $DS_i$  は  $i$  番目の要素の長さである。この式中の未知量  $\alpha_k$  を目的関数が最小になるように決定するには、(2)式を各設計変数で微分した式が 0 になるように  $\alpha_k$  を決めれば良い。

形状修正法としては、2種類の方法を用いた。1つ目の方法は、形状修正量を基本関数  $f_k(x)$  の線形結合として、

$$Dy(x) = \sum_{k=1}^K \alpha_k f_k(x) \quad (3)$$

のように表す方法である。図 22(a) に示す基本関数  $f_k(x)$  は、総数が 8 個 ( $K = 8$ ) であり、それぞれの基本関数は以下の式で与えられる。

$$\begin{aligned} f_k(x) &= \sin [p(1-x)^{e(k)}], k = 1, 2 \\ f_k(x) &= \sin^3 [px^{e(k)}], k = 3, 4, 5 \\ f_k(x) &= \sin [px^{e(k)}], k = 6, 7, 8 \\ e(k) &= \frac{\ln(0.5)}{\ln(1-x_k)}, k = 1, 2 \\ e(k) &= \frac{\ln(0.5)}{\ln(x_k)}, k = 3, \dots, 8 \end{aligned} \quad (4)$$

ここで  $x_k$  は各基本関数が最大値をとる位置を表しており、図 22(a) においては、 $x_1 \sim x_8 = 0.06, 0.13, 0.2, 0.4, 0.6, 0.8, 0.87, 0.94$  を用いた。最適化における設計変数  $\alpha_k$  には、基本関数の線形結合の係数を用いて形状修正量を制御する。この方法で形状修正を行う場合、設計プロセスの性能は基本関数の総数と形状に依存する。基本関数の総数を増やすことで設計の質は上がるが、設計にかかるコスト(計算時間)は総数に比例して増大する。また、良い基本関数の形状を用いることによって少ない総数でも良い設計結果を得ることができる。ここで、基本関数の形状が良いというのは、目標圧力波形を実現する形状と初期形状との差を、線形結合によって表現できるような形状という意味であり、極端な例としては、最終形状と初期形状との差そのものを基本関数に選ぶことができるならば、基本関数は 1 つで十分である。実際問題としては、目標圧力波形を実現する形状は未知であり、そのような基本関数を設定することは不可能であるため、図 22(a) に示すように機体長全体に分布し、様々な位置に最大値をもつような滑らかな形状をいくつか用いることで、大抵の形状は線形結合によって表現できるようにするわけである。しかし、それでも基本関数の形状選択としては十分であるとは言えず、それより先は経験によって最終機体形状を予測し初期形状との差を基本関数とするなど、問題に合わせて形状選択を行う必要がある。

以上述べたような、基本関数の形状選択の任意性を避けるために、本研究ではもう一つの形状修正法として、B-Spline関数を用いて修正を行った機体軸上に分布させた  $n$  個の離散点  $x_1, x_2, \dots, x_n$  に対して、機体胴体半径分布  $r_1, r_2, \dots, r_n$  を与えたとき、 $m$  次の B-Spline 平滑化式を、

$$\tilde{S}(x) = \sum_{j=-m+1}^{n_t-1} c_j N_{j,m+1}(x) \quad (5)$$

とする。ここで  $c_j$  は平滑化係数、 $N_{j,m+1}(x)$  は  $m$  次の B-Spline関数を表し、 $n_t$  は B-Spline関数の節点の個数である。平滑化係数  $c_j$  は、重み関数  $w_{sp}(x_i)$ 、 $i = 1, 2, \dots, n$  を与えた時の重み付き残差の 2 乗和、

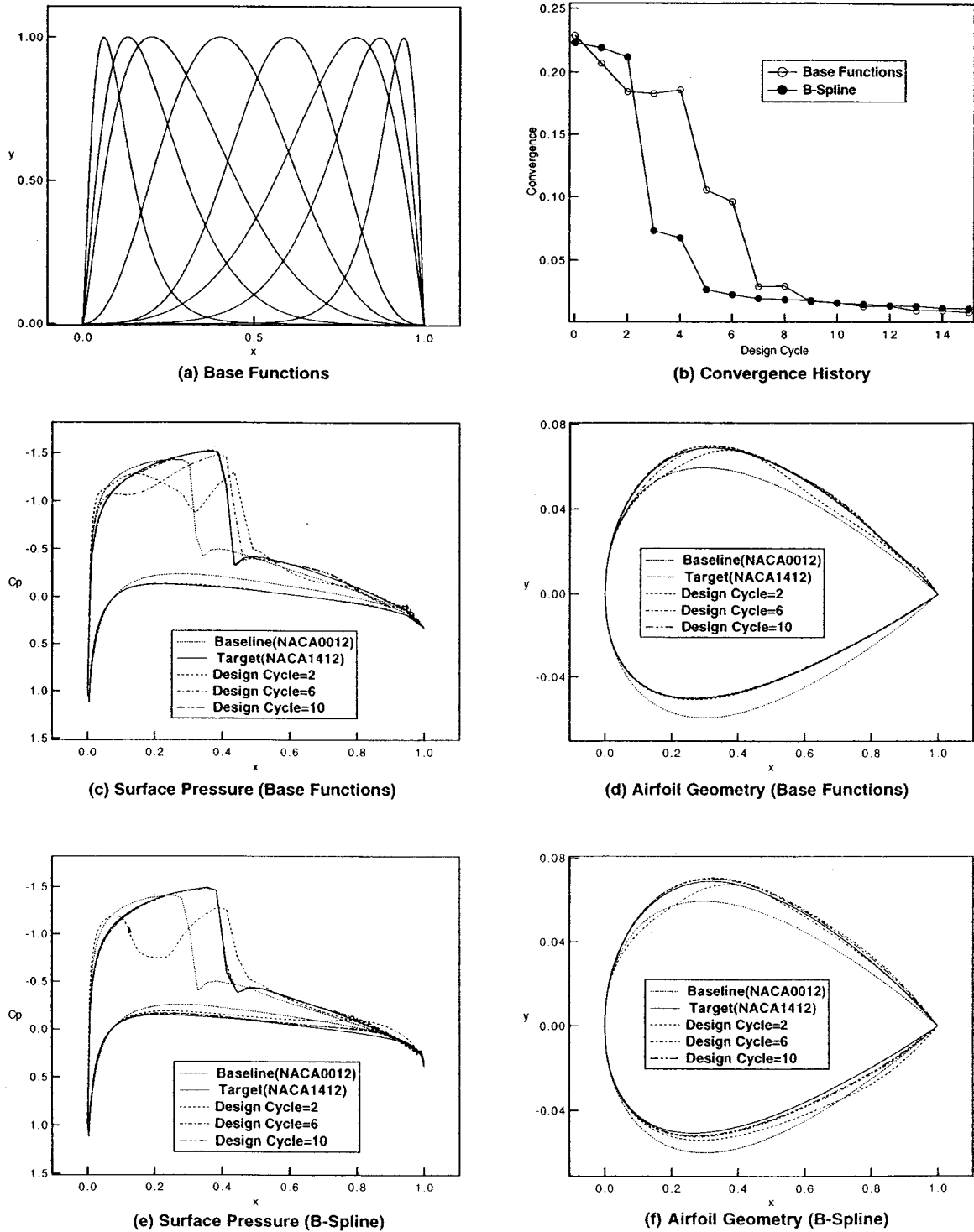


図 22 設計例：遷音速（マッハ数 0.7）2次元翼型表面圧力分布，NACA0012 NACA1412，迎角  $3^\circ$

$$\alpha_m^2 = \sum_{i=1}^n w_{sp}(x_i) \{r_i - \hat{S}(x_i)\}^2 \quad (6)$$

が最小になるように決定され、求めた  $S(x)$  を形状修正量とする。なお本研究においては平滑化係数  $c_j$  を求めるのに富士通の科学研究用サブルーチンライブラリ SSLII を用いた。設計変数としては、B-Spline 平滑化式

$\bar{\alpha}(x)$  を制御する機体胴体半径分布  $r_j$  を用いる (B-Spline 平滑化式  $\bar{\alpha}(x)$  は機体胴体半径分布  $r_j$  により制御されるが、必ずしもそれらの点すべてを通るわけではない)。また、本研究では B-Spline 関数の次数として 2 次 ( $m = 2$ ) を選択したが、その理由としては高次の関数を用いると形状が波打つ傾向が認められたことと、2 次でも制御点を十分に用いれば大抵の形状は表現できることが挙げら



れる。ただし、このようにB-Spline関数を用いることで、基本関数の形状選択の任意性は避けることができるが、設計変数の総数の任意性は残っており、問題に合わせて適当な数を選ぶ必要がある。

4.2 予備計算

最適化手法を利用した設計法を低ブーム機体に応用する前に、2次元翼型に適用する予備計算を行う。図22には遷音速(マッハ数0.7)2次元翼型の表面圧力から翼形状を決定する逆問題をこの最適化手法を利用した設計法で解いた結果を示す。初期翼型にはNACA0012、目標翼型にはNACA1412を用いている。図22(a)に示す基本関数を用いた形状修正を行った結果を(c)(d)に、B-Spline関数を用いた形状修正を行った結果を(e)(f)に示す。いずれの場合でも最適化結果は目標翼型および目標圧力分布によく一致している。(b)にはそれぞれの形状修正法について収束履歴を示す。収束判定としては、

$$CP = \left( \frac{\sum_{i=1}^I (P_{ii} - P_{bi})^2 DS_i}{\sum_{i=1}^I DS_i} \right)^{1/2} \quad (7)$$

で表されるパラメータ(Convergence Parameter)を用いているが、基本関数を用いた場合約9回、B-Spline関数では約6回でほぼ収束しているのが分かる。また、図23には超音速(マッハ数2.0)2次元翼型の表面圧力を用いた逆問題に最適化を適用した例を示す。どちらの形状修正法を用いた場合でも遷音速よりも速く約3回でほぼ収束しており、最適化結果は目標翼型および目標圧力分布によく一致している。この設計法をソニックブームに適用するには、機体表面圧力ではなく機体から離れた近傍場での圧力波形で最適化を行う必要があるため、超音速(マッハ数2.0)2次元翼型の後流圧力波形を用いた逆問題に最適化を適用した例を図24に示す。初期翼型はNACA0012、目標翼型にはNACA2412であり、圧力波形はx=1.4の位置(図(c)の破線)で求める。どちらの形状修正法でも最適化結果は目標翼型および目標圧力波形とよく一致しており、図(a)に示す収束履歴を見ると約6回で収束しているのが分かる。

4.3 低ブーム機体への応用

最適化手法を利用した低ブーム機体設計法の手順としては、図25に示すようにまず地上において目標となる低ブーム圧力波形を定める。そして適当な近傍場圧力波形を初期波形として波形パラメータ法を用いて地上波形を

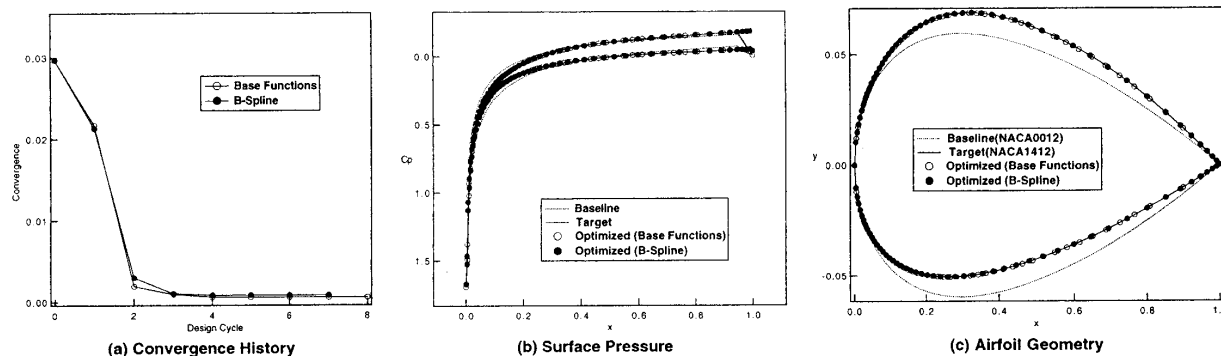


図23 設計例：超音速(マッハ数2.0)2次元翼型表面圧力分布, NACA0012 NACA1412, 迎角3°

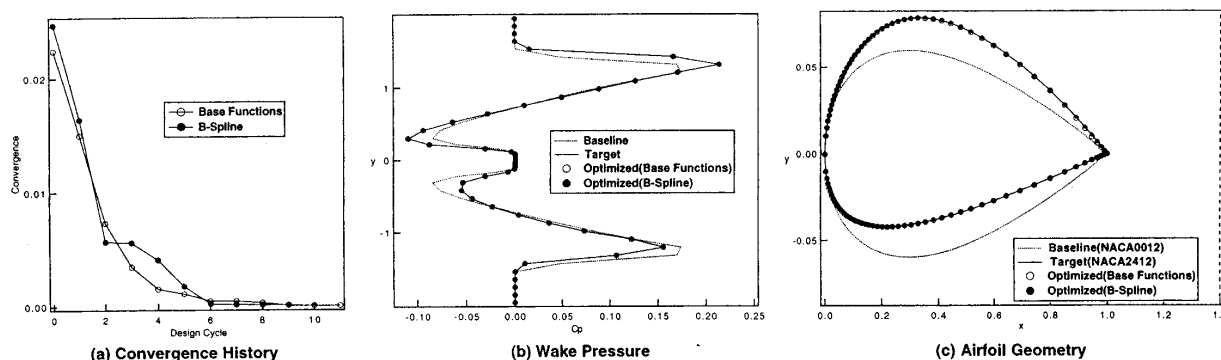


図24 設計例：超音速(マッハ数2.0)2次元翼型後流圧力波形, NACA0012 NACA2412, 迎角3°

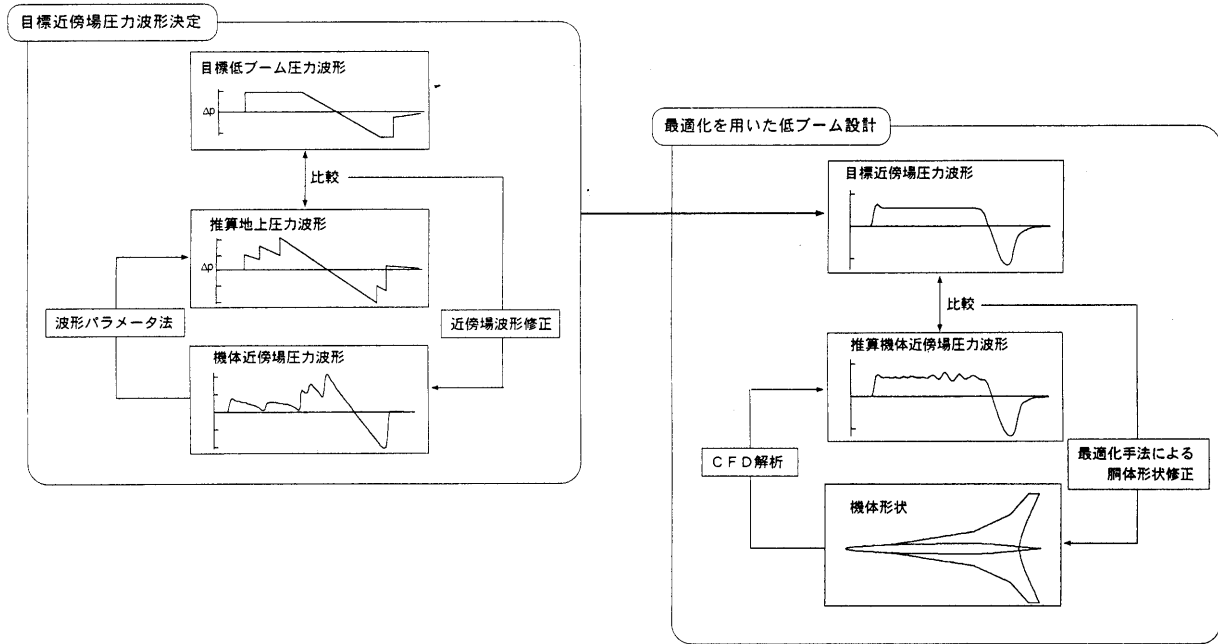


図 25 低ブーム設計の流れ

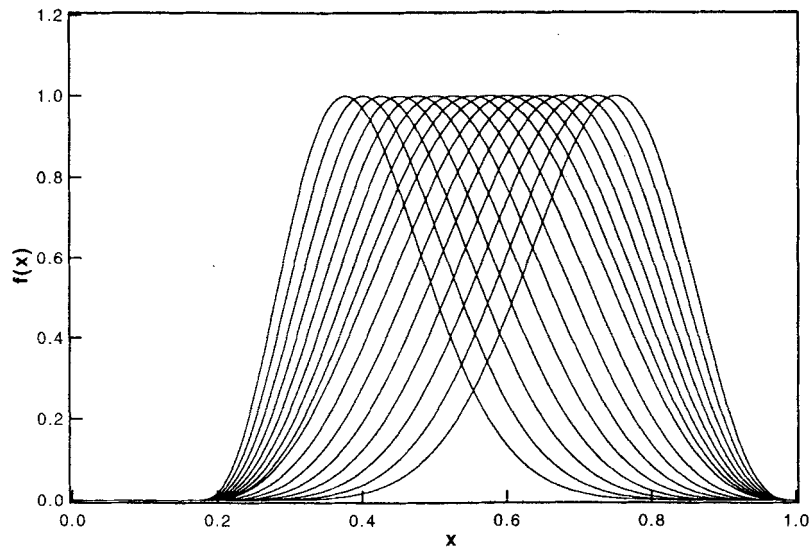
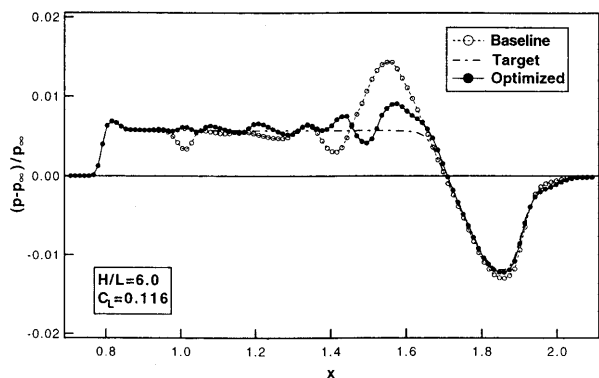


図 26 基本関数 (K = 16)

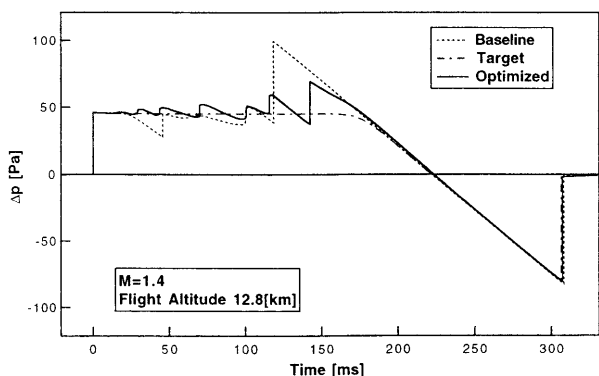
推算し、それと目標波形とを比べて近傍場波形を適当に修正する操作を繰り返し、目標となる近傍場圧力波形を決定する。求まった目標近傍場圧力波形から機体胴体形状を決定する逆問題を前述の最適化手法とCFD解析コードを用いて解く。

図26には図20に示した胴体半径修正後の低ブーム機体を初期形状として最適化を行うのに用いた基本関数を示す。これらの基本関数はより複雑な形状に対応できるようにK = 16としており、また図21実線で示された圧力波形は前方部では設計目標である台形型圧力波形が実現されていることから、機体が軸対称である前方部には分

布させていない。図27(a)および(b)には、これらの基本関数を用いて低ブーム機体を最適化した結果の近傍場波形とそこから外挿した地上波形とを示す。どちらの図においても、最適化後の圧力波形は初期波形と比べると波形前方部が平らになっているのが分かる。また、地上波形先端での圧力値は約50 [Pa]と2つの波形に違いは見られないが、波形中の最大値を比べると初期形状が約96 [Pa]であるのに対して、最適化された形状では約67 [Pa]とかなり低くなっており、最適化の効果が現れている。図27(a)の最適化後の近傍場波形が目標波形と完全には一致していない理由としては、翼は変化させず

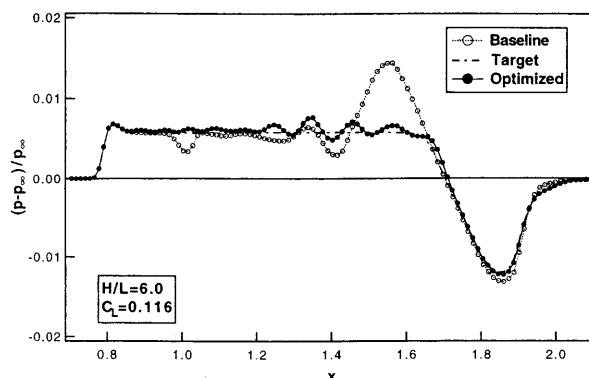


(a) Near-field Pressure Signature

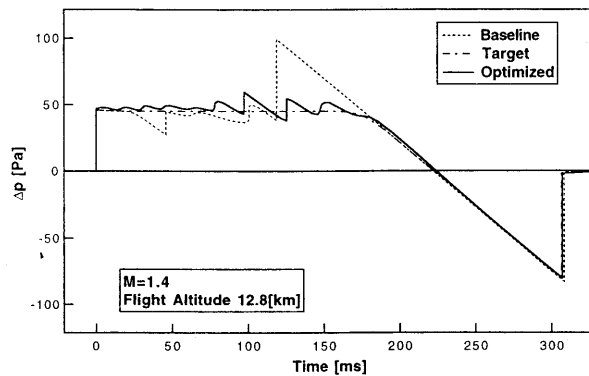


(b) Ground Pressure Signature

図 27 基本関数を用いて形状修正した最適化結果



(a) Near-field Pressure Signature



(b) Ground Pressure Signature

図 28 B-Spline を用いて形状修正した最適化結果

表 1 最適化による ASEL 値の変化

Rise Time	初期波形	目標波形	最適化後(基本波形)	最適化後(B-Spline)
A_series	89.12 dB (A)	86.87 dB (A)	87.29 dB (A)	87.08 dB (A)
B_series	84.00 dB (A)	81.61 dB (A)	82.04 dB (A)	81.93 dB (A)
C_series	79.36 dB (A)	76.74 dB (A)	77.37 dB (A)	77.42 dB (A)

に低ブーム性を胴体のみを負わせたことが挙げられるが、その他にも、基本関数の形状と個数の選択に任意性があることが考えられる。そこで、図 28 には B-Spline 関数による形状修正を用いた場合の最適化結果を示す。B-Spline 関数の制御点としては機体軸上に分布させた 8 個の点を用いている。近傍場波形は、設計変数が基本関数を用いた時の半分であるにもかかわらず、より目標波形に近付いているのが分かる。地上波形中の最大値も約 58 [Pa] と基本関数を用いた場合よりも 10 [Pa] 程度低くなっており、B-Spline 関数を用いた方法が本設計法に有効であることが示された。また、それぞれの形状修正法に必要な計算時間について考えてみると、結果を得るために行った最適化回数は、基本関数を用いた場合 10 回、B-Spline 関数を用いた場合 12 回と B-Spline 関数を用いた方が少し多かったが、B-Spline 関数の時に用いた設計変数の総数は 8 個であり基本関数の時 (16 個) の半分であるため、1 回

の最適化に必要な計算時間も約半分となる。総合して考えてみると、最適化にかかった計算時間は B-Spline 関数を用いた場合が基本関数を用いる場合の約 2/3 倍であり、最適化効率が良いことが分かる。

基本関数、B-Spline 関数それぞれを用いた最適化結果の地上波形に対する ASEL 値を表 1 に示す。どちらの形状修正法を用いた最適化でも ASEL 値は目標波形とほぼ等しいレベルまで初期波形よりも低減しており、図 27 (a)、図 28 (a) に見られた波形の多少のずれが ASEL 評価にはあまり影響がないことが分かる。

図 29 に示す最適化後の機体の胴体形状は、基本関数、B-Spline 関数どちらを用いた場合でも初期形状よりも全体的に太くなっているが、これは翼端部分の前縁から発生する強い衝撃波による圧力波形のピークを打ち消すために、胴体後部から強い膨張波を発生させようとするためである。最後に図 30 に最適化後の機体形状の等価断面積

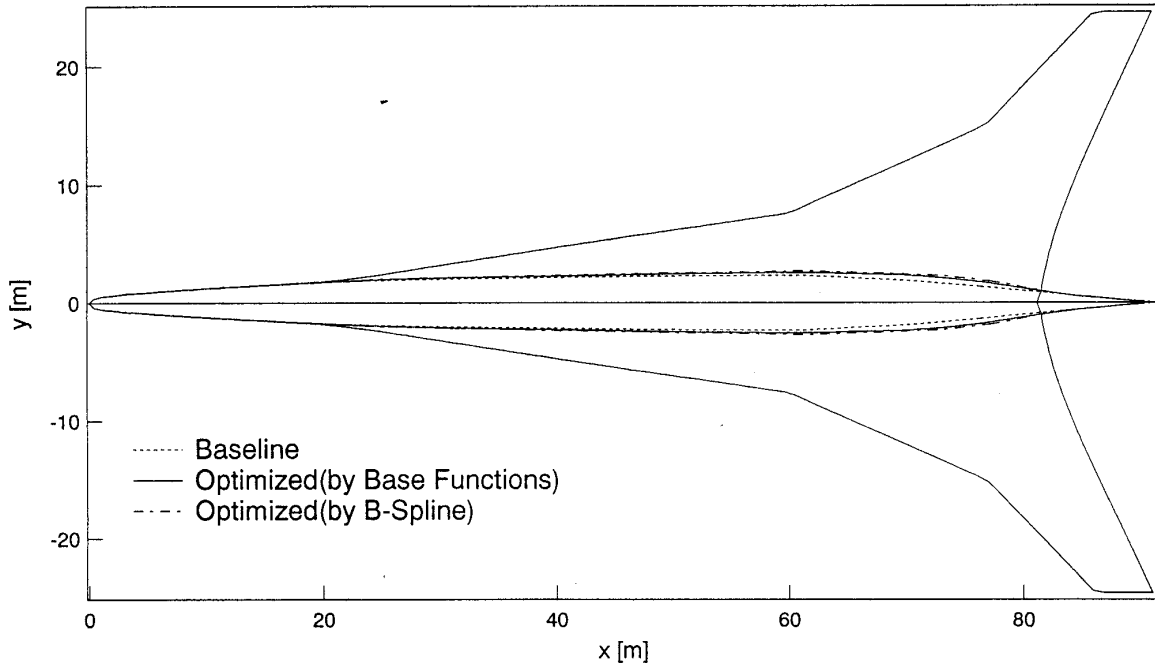


図 29 最適化後の胴体形状

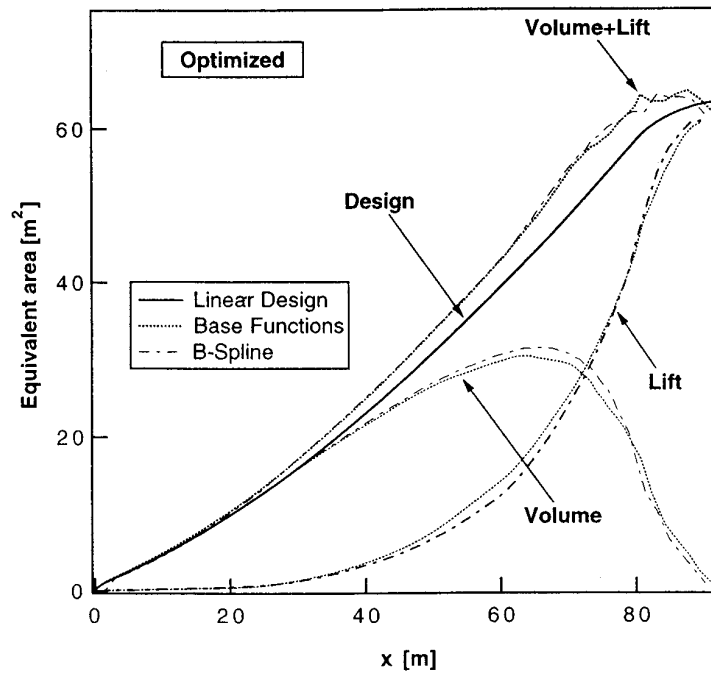


図 30 最適化後の等価断面積分布

分布を示す。最適化後の分布（図の Volume + Lift）と設計断面積分布（図の Design）とのずれが、非線形性や機体の3次元性を考慮したための修正量であると考えられる。

### 5. 結論

本研究では、流れ場の非線形性や機体の3次元性まで

もを考慮した新しい低ブーム機体設計法としてCFD解析と最小二乗法を利用した最適化手法とを組み合わせた設計法を提案した。この設計手法は、波形パラメータ法を用いて地上まで外挿した時に目標低ブーム圧力波形となるような近傍場圧力波形を目標波形として与え、そこから機体形状を決定するという逆問題を最小二乗法を利用した最適化手法を用いて解くことにより低ブーム機体形

状を求める方法である。この低ブーム設計法を線形理論に基づくDardenの低ブーム設計法により得られた等価断面面積分布を持つように設計された低ブーム機体形状に適用し、胴体形状の最適化を行うことで以下の結論が得られた。

- (1) 本設計手法により胴体形状を最適化された機体形状が形成する地上圧力波形は目標低ブーム圧力波形とほぼ一致し、線形理論によって低ブーム設計された機体形状をさらに低ブーム化できることを示した。波形中の最大圧力値も約86 [ Pa ] から58 [ Pa ] まで低減することができた。
- (2) 胴体形状の修正法として、適当に選択した基本関数の線形結合で形状修正量を求める方法と設計変数となる数個の点をB-Spline関数で結合して形状修正量とする方法の2種類を用いたが、設計結果および計算効率の両面から見てB-Spline関数を用いた方が本設計手法には良いことが分かった。
- (3) 今後の課題としては、ASEL値で評価したソニックブーム強度がブームの許容値を満たすような目標圧力波形を指定した設計や、ソニックブーム強度と空力性能とのトレードオフのための多目的最適設計が考えられる。

## 謝 辞

なお、本研究にあたって、川崎重工業株式会社のご厚意により、低抗力機体形状および低ブーム機体形状データを提供して頂きました。ここに深く感謝の意を表します。

## 文 献

- 1) 高田 洋一郎, “次世代の超音速旅客機”, 第33回飛行機シンポジウム講演論文集, pp.S19-S24, 1995.
- 2) 吉田 憲司, “ソニック・ブームの低減技術”, 「乗り物まわりの流れと騒音」講習会, 1994.
- 3) Whitham, G.B., “The Flow Pattern of a Supersonic Projectile”, Communication on Pure and Applied Mathematics, Vol.5, No.3, pp.301-348, 1952.
- 4) Makino, Y., Sugiura, T., Kaido, A., Watanuki, T., Kubota, H., and Aoyama, T., “The Effect of the Body Configuration on the Sonic-Boom Intensity”, AIAA Paper 96-2466, 1996.
- 5) Thomas, C.L., “Extrapolation of Sonic Boom Pressure Signatures by the Waveform Parameter Method”, NASA TN D-6832, 1972.
- 6) 革新航空機技術開発に関する調査研究成果報告書, No.0702, ソニックブーム低減技術の研究, 1996.
- 7) Darden, C.M. and Shields, E.W., “Elements of NASA’s High-Speed Research Program”, AIAA paper 93-2942, 1993.
- 8) Pierce, A.D., “Relaxation and Turbulence Effects on Sonic-Boom Signatures”, High-Speed Research: Sonic-Boom, NASA CP-3172, 1992.
- 9) Yoshida, K., “Experimental and Numerical Study for Aerodynamics of Low Boom Configuration”, AIAA Paper 94-0052, 1994.
- 10) Makino, Y., Sugiura, T., Watanuki, T., Kubota, H., Aoyama, T., and Iwamiya, T., “Effect of Nose Bluntness of a Low-Boom Configuration on Sonic-Boom”, AIAA Paper 97-2213, 1997.
- 11) Darden, C.M., “Sonic-Boom Minimization With Nose Bluntness Relaxation”, NASA TP-1348, 1979.
- 12) Barger, R.L. and Adams, M.S., “Fuselage Design for a Specified Mach-Sliced Area Distribution”, NASA TP 2975, 1990.
- 13) Lee, D.K. and Eyi, S., “Aerodynamic Design via Optimization”, Journal of Aircraft, Vol.29, No.6, pp.1012-1019, 1992.

---

## 航空宇宙技術研究所報告 1406号

平成12年2月発行

発行所 科学技術庁航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1  
電話(0422)40-3075 ㊦182-8522  
印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川2-27-12

---

禁無断複写転載

本書(誌)からの複写,転載を希望される場合は,研究支援課資料係にご連絡ください。

Printed in Japan