

東京大学 大学院新領域創成科学研究科  
基盤科学研究系  
先端エネルギー工学専攻

平成 26 年度

修士論文

低ブーム理論に基づく設計法の改良

2015 年 2 月提出  
指導教員 吉田 憲司 教授

47136052 春日 洋平

# 目次

<b>1</b>	<b>序論</b>	<b>4</b>
1.1	研究背景	4
1.1.1	JAXA における超音速機研究・開発の現状	5
1.2	F 関数理論と低ブーム設計法	6
1.2.1	Whitham の F 関数理論	6
1.2.2	低ブーム設計法	7
1.2.3	低ブーム技術に関する研究例	9
1.3	研究目的	10
1.3.1	トリム条件	11
1.3.2	低ブーム化の基準	11
1.4	解析手法	13
1.5	基本形状と参照 N 型圧力波形	13
<b>2</b>	<b>低ブーム理論と機体設計法の改良</b>	<b>15</b>
2.1	低ブーム理論の課題と解決方針	15
2.1.1	SGD 法の課題	15
2.1.2	F 関数の特性	17
2.1.3	SGD 法の課題の解決	18
2.2	機体設計法の課題と解決方針	24
2.2.1	機体設計法における F 関数理論の課題	24
2.2.2	翼胴干渉による影響の考慮	24
2.2.3	等価断面積からの胴体形状の設計	30
<b>3</b>	<b>改良した手法による設計・解析結果</b>	<b>32</b>
3.1	拘束条件	32
3.2	設計手順	34
3.2.1	Delta 翼の場合	35
3.2.2	Arrow 翼の場合	40
3.3	解析結果	43
3.3.1	Delta 翼形態	44
3.3.2	Arrow 翼形態	45
3.3.3	結果のまとめ	47
3.4	考察	50

4 結論	55
4.1 まとめ	55
4.2 今後の課題	55
謝辞	57
参考文献・引用	58

## 略語

$A_e$	等価断面積分布
$A_B$	胴体の等価断面積
$A_w$	主翼の等価断面積
$B_w$	揚力の相当断面積
$F(x)$	Whitham の F 関数
$M$	マッハ数
$\beta$	$\sqrt{M^2 - 1}$
$p$	圧力
$\Delta p$	圧力変動量
$\gamma$	比熱比 (=1.4)
$C_L$	揚力係数
$C_p$	圧力係数
$L$	機体全長
$l$	主翼全長
$S_w$	主翼面積
$\alpha$	主翼の後退角
$x_w$	主翼前縁と胴体側面が交差する位置の座標
$r_B$	胴体の半径分布
$r_w$	$x_w$ での胴体半径

## 添え字

<i>apex</i>	主翼先端位置を表す
<i>FW</i>	全翼機形態(Flying Wing model)
<i>WB</i>	翼胴機形態(Wing-Body model)
<i>Target</i>	目標値を表す
<i>upper</i>	胴体上面
<i>lower</i>	胴体下面

# 1 序論

## 1.1 研究背景

近年、アジアを中心とした地域の経済発展や格安航空会社の登場による航空サービスの多様化によって、航空需要が急激に増加している。格安航空会社はサービスの簡素化や、座席間隔を狭くして座席数を増やすことによる低価格化を進めたことで、既存の顧客だけでなく、これまで航空機を利用してこなかった層の需要の獲得にも成功した。それに対し、価格競争力で劣る大手航空会社ではビジネスクラスの座席改良や、エコノミークラスよりも座席の広いプレミアムエコノミーを設定するなど、サービス向上による差別化を図っている。

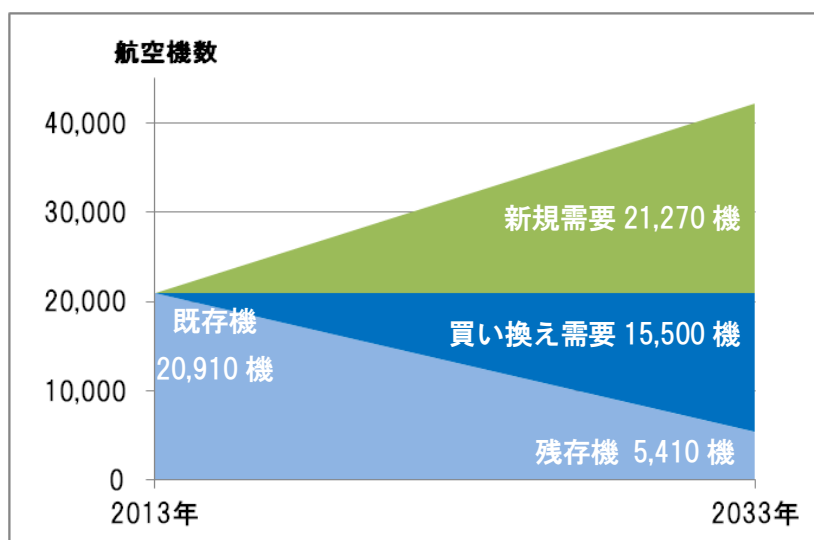


図 1-A 2013 年から 20 年間の航空機需要予測<sup>[1]</sup>

航空機の利用者数の増加に伴い、機体の需要も拡大している（図 1-A）。Boeing 社の予測では今後 20 年間で 36,000 機以上、金額にして 5.2 兆ドルの需要を見込んでいる。こうした中で、航空機メーカーでは環境性能や経済性を向上させた機体の開発を行っている。しかし、航空機の最大の特徴である速度は、音速を超えて飛行することの難しさから数十年前と比べてほとんど向上していない。唯一、旅客機で超音速飛行ができたコンコルド（図 1-B）は、燃費の悪さや騒音の問題などから 20 機で生産中止となり、商業的には失敗に終わった。しかし、今後、速度の面でも新たな選択肢を利用者に提供するためには、超音速旅客機の課題を克服し、次世代の超音速旅客機を実現することが不可欠である。



図 1-B コンコルド<sup>[2]</sup>

### 1.1.1 JAXA における超音速機研究・開発の現状

超音速旅客機の開発における主要な課題は経済性と環境適合性である。経済性については、特に空気抵抗の低減が最大の技術課題である。機体に働く空気抵抗は、主に機体に発生する衝撃波による造波抵抗、揚力に伴う誘導抵抗、および粘性による摩擦抵抗の3つに分類される。造波抵抗のうち体積に起因する成分については、翼と胴体を合わせた全体の断面積分布を滑らかにすることで低減可能な、エリアルール（Area Rule）と呼ばれる設計手法が知られている。また、超音速機の摩擦抵抗の低減を目指した研究として、宇宙航空研究開発機構（JAXA）の NEXST プロジェクトがある。NEXST プロジェクトでは、主翼表面上の境界層が層流から乱流へと遷移するのを遅らせることで摩擦抵抗を低減する自然層流翼設計技術が開発され、2005 年に行われた飛行実験でその設計効果が実証された。また、この手法によってコンコルドと比較して約 13% の抵抗低減効果を得られることが確認されている<sup>[3]</sup>。

一方、環境適合性には、「ソニックブーム」と「空港騒音」という2つの異なる種類の騒音を低減するという課題が含まれている。ソニックブームは、超音速で飛行する航空機の各部から発生する衝撃波が空間を伝播する過程で最終的には先端および後端から発生した2つの衝撃波に集積し、それらが地上において2つの強い圧力上昇として観測される現象であり、人間には爆音として聞こえ著しい不快感をもたらす。このソニックブームが発生するため、コンコルドは陸地上空での亜音速飛行を余儀なくされ、時間短縮効果を発揮できず、燃料消費も増大することになった。そのため、ソニックブームを人が許容可能な範囲まで下げることは、超音速機の開発において最も重要な課題である。特に、ソニックブームを低減する上では、抵抗の増加を抑えることや飛行安定性を保つ（トリムを取る）こととの両立が重要な課題となっている。この課題を解決する設計手法を実証するため、JAXA では D-SEND プロジェクトにおいて、小型の試験機による飛行試験計画を進めている<sup>[4][5]</sup>。

## 1.2 F 関数理論と低ブーム設計法

### 1.2.1 Whitham の F 関数理論

機体の生み出すソニックブームを予測する理論として一般的に用いられているのは、Whitham の修正線形理論<sup>[6]</sup>である。この方法では超音速線形理論によって機体近傍の圧力変動波形（以下、圧力波形と呼称）を予測し、衝撃波の非線形性を一部取り入れることで伝播に伴う圧力波形の歪みを考慮する。Whitham は、超音速線形理論を用いて物体が軸対称であるという条件のもと、3次元の点源湧き出しポテンシャルを直線状に分布させて機体周りの流れを表現した。これによって物体の主軸方向の断面積分布から、近傍場圧力波形に対応する物理量（F 関数）を求めることができる。

また、Walkden はさらに揚力に関する影響を次の過程を用いて取り込んでいる。まず、ソニックブームの場合、機体真下の擾乱が最も大きいと仮定し、それと同じ擾乱が機体まわりの全てに渡って発生するとした、仮想的な軸対称物体（相当回転体）を想定し、上記の Whitham の理論に適用している<sup>[7]</sup>。以上より、胴体の断面積 $A_B$ 、翼の断面積 $A_w$ 、揚力の相当断面積 $B_w$ の3つを足し合わせたものを、等価断面積 $A_e$ と定義し、それを用いて以下の定義に従って F 関数を求め、さらにそれを使って圧力変動量 $\Delta p = p - p_\infty$ （ $p_\infty$ は一様流の圧力）、および変動圧力係数 $\Delta C_p$ は以下のようを求めることができる。ただし、 $r$ は機体中心軸に対して垂直方向に測った機体からの距離である。

$$A_e = A_B + A_w + B_w \quad (1-1)$$

$$F(x) = \frac{1}{2\pi} \int_0^x \frac{A_e''(\zeta)}{\sqrt{y-\zeta}} d\zeta \quad (1-2)$$

$$\begin{aligned} \frac{\Delta p}{p_\infty} &= \frac{\gamma M^2}{\sqrt{2r}(M^2 - 1)^{\frac{3}{2}}} F(x) \\ &= \frac{\gamma M^2}{2} \Delta C_p \end{aligned} \quad (1-3)$$

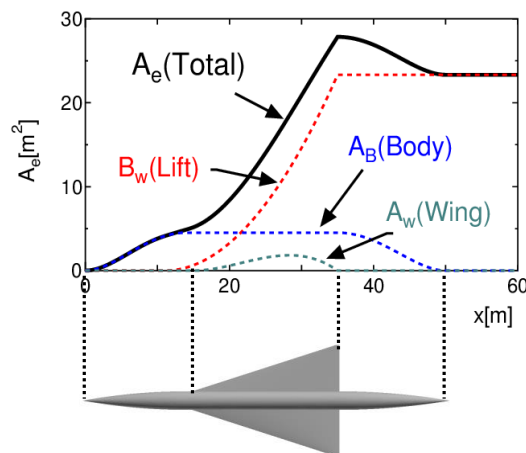


図 1-C 一般的な機体の等価断面積分布

次に、伝播による圧力波形の変形を考える。Whitham は線形理論について、「各特性曲線に沿

って物理量を正しく予測する」が、「特性曲線の方向は正しく予測しない」と考えた。そこで、まず、線形理論では直線となる特性曲線が伝播に伴って曲がる非線形効果を考慮した。特性曲線が曲がる効果は次の式で表される。距離 $r$ の増加に伴って、近傍場での圧力変動量 $F(x)$ に比例して $x$ 座標が変化する（図 1-D の①が近傍場での圧力波形、伝播するに従って②のように変化する）。

$$x_t = x - kF(x)\sqrt{r} \quad (1-4)$$

$$k = \frac{(\gamma+1)M^4}{\sqrt{2(M^2-1)}^{\frac{3}{2}}} \quad (\gamma: \text{比熱比}, M: \text{巡航マッハ数}) \quad (1-5)$$

その結果、ある位置 $x$ で  $F$  関数が複数の値を持つ（多価になる）ということが起こりうる。これは曲がった特性曲線同士が交差することを意味する。そこで、特性曲線同士が交差した場合は、その交点から交差する角を 2 等分する方向に衝撃波が導入されるという近似を行うものとする。このことを模式的に表すと、 $F$  関数と $x$ 軸に垂直な線で囲まれる左右の領域の面積が等しくなるような位置に垂線を導入し（図 1-D の②）、多価になった部分の  $F$  関数を置き換える。この垂線が衝撃波に相当するもので、この結果、図 1-D の③のように地上で観測される圧力波形（地上圧力波形）が求められることになる。このような処理は「等面積則による衝撃波の導入」と呼ばれる。

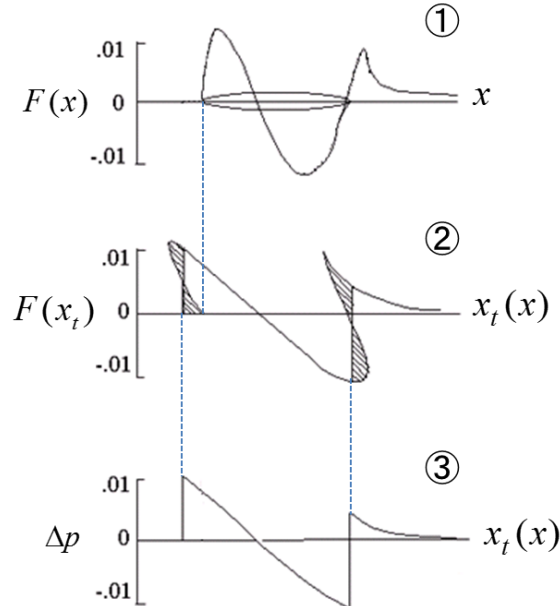


図 1-D 伝播による圧力波形の変形<sup>[8]</sup>

### 1.2.2 低ブーム設計法

これらのソニックブーム理論から R.Seebass と A.R.George はソニックブーム強度が低減する  $F$  関数を考案した。そして、その成果をもとに Darden は低ブーム性と低抵抗性を両立する  $F$  関



数を提案した<sup>9)</sup>。これは Seebass-George-Darden (SGD) 法と呼ばれる。

SGD 法では、図 1-E 中段および式(1-6)で表される F 関数形を用いる。この F 関数形は先端部分にスパイク状の突起を持っているのが特徴で、このスパイク形状によって必要な断面積の増加を確保しながら先端衝撃波の低減を行っている。また、スパイク形状の幅（図 1-E 中、 $y_f$ ）を任意に調整することで、機首の造波抵抗の増大を抑えることが可能となっている。また、変数  $B$  は地上圧力波形の形状を決めるパラメータで、飛行高度と大気条件から与えられる定数  $S(>0)$  に対する比  $B/S(<1)$  として任意に設定することが可能である。このとき、F 関数上で傾き  $S$  の直線は、修正線形理論によって地上まで伝播させた時、ちょうど垂直に立ち上がるという性質を持つ。つまり、衝撃波を導入したくない部分では F 関数の傾きは  $S$  を超えないようにしなければならない。

なお、F 関数で任意に設定できるのは機体後端までで、一般に後端以降の F 関数形状は等価断面積分布  $A_e$ （図 1-E 中では  $A_E$  と記載）が機体後端以降で一定になるという条件から決められる（式(1-7)）。SGD 法の場合は、F 関数が機体後端で不連続となり、機体後方の曲線は  $-\infty$  に漸近するという特徴を有する。

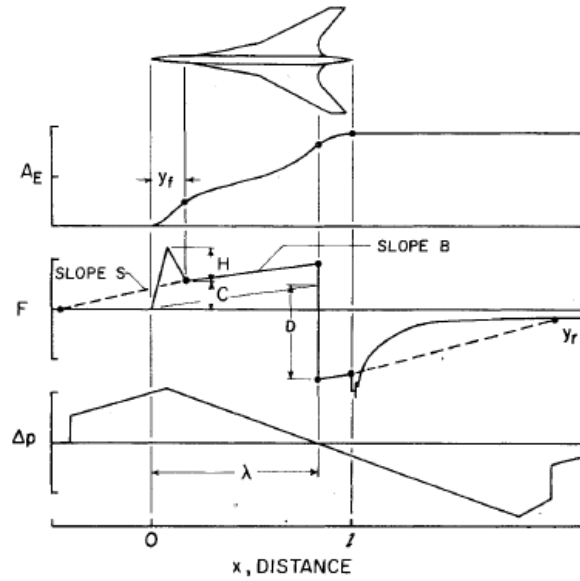


図 1-E SGD 法<sup>9)</sup>（上から順に、等価断面積分布、F 関数、地上圧力波形を表わす）

$$\begin{cases} F(y) = \frac{2H}{y_f} y & \left( 0 < y < \frac{y_f}{2} \right) \\ F(y) = C \left( \frac{2y}{y_f} - 1 \right) - H \left( \frac{2y}{y_f} - 2 \right) & \left( \frac{y_f}{2} < y < y_f \right) \\ F(y) = B(y - y_f) + C & (y_f < y < \lambda) \\ F(y) = B(y - y_f) - D & (\lambda < y < L) \end{cases} \quad (1-6)$$

$$F(y) = -\frac{1}{\pi\sqrt{y-L}} \int_0^L \frac{\sqrt{L-\zeta}}{y-\zeta} F(\zeta) d\zeta \quad (\text{ただし、} y > L: \text{機体長}) \quad (1-7)$$

SGD 法で得られる等価断面積分布は機首から機体後端にかけて単調に増加している（図 1-E 上段参照）。一方、機体後端では胴体と翼はいずれも閉じているので、それらの体積による項はゼロであり、その位置における断面積はすべて揚力の相当断面積でなければならない。ある位置の揚力の相当断面積は、機首からその位置までの機体の持つ荷重分布の積分にあたるため、主翼のみが揚力を担っている場合には、揚力の等価断面積は主翼の後端位置で最大となり、それ以降は一定値をとる。そのため、SGD 法の等価断面積分布を実現するためには機体後端と主翼の後端を一致させる必要があり、機体後方で大きな揚力を発生させるため、強い機首下げモーメントが働いて機体のトリムが取れなくなってしまう、という設計上の大きな課題を有することが指摘されている<sup>[10]</sup>。

### 1.2.3 低ブーム技術に関する研究例

先に述べた通り、低ブーム理論に基づく従来の設計法では揚力が機体の後端まで分布するため、トリムが取れないという課題がある。そこで、この章ではそれらを解決するために行われている研究を 2 例紹介する。

1 つ目は斜め楕円翼機（図 1-F）である。この機体は胴体に対し、斜めに主翼を取り付けており、巡航時には揚力を機体後端まで分布させながら、トリムを取ることも可能である。また、速度によって主翼の角度を変える可変翼とすることで、最適な揚抗比が得られるという利点もある。しかし、胴体と主翼との干渉から、想定通りの効果を得ることは一般に難しいため、大型機の場合には、むしろ胴体を取り去り、主翼内に客室を設けた全翼機とすることで斜め翼機の利点を生かす案も検討されている（図 1-G）。

2 つ目はカナード形態（図 1-H）である。この機体は揚力を後端まで分布させた場合の強い機首下げモーメントを打ち消すために揚力面を機体前方に配置し（カナードと呼称）、機首上げモーメントを発生させている。しかし、このような機体は離着陸時に横風を受けた場合、カナードから発生する翼端渦が垂直尾翼にあたり、方向舵の効きが悪くなるという課題があるため、その採用は慎重に行う必要がある。



図 1-F 斜め楕円翼の実験機 AD-1（注：亜音速飛行のみでの実証例）<sup>[11]</sup>

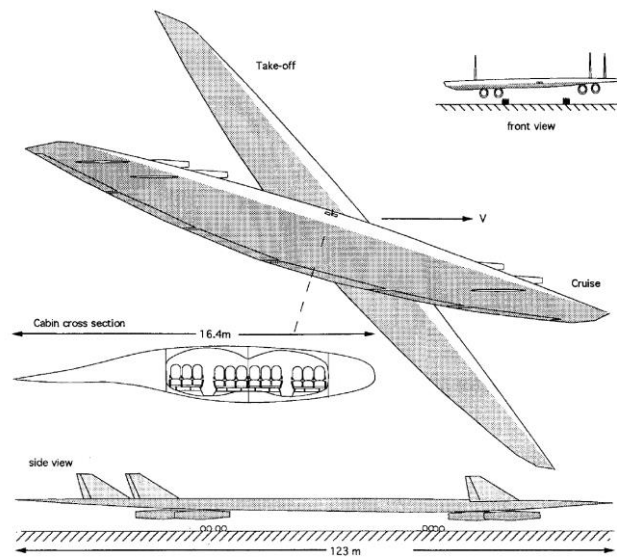


図 1-G 斜め楕円翼機（全翼機形態）<sup>[12]</sup>



図 1-H カナード形態機<sup>[13]</sup>

### 1.3 研究目的

本研究は、D-SEND プロジェクトのように、CFD 最適設計法という数値計算能力をフルに活用する手法とは異なり、概念設計においてより簡易的で普遍性の高い手法として、上記の低ブーム理論に基づく設計法の改良を試み、ここではコンコルドと同様の水平尾翼なし形態の機体で低ブーム性能とトリム調整を両立させる設計法の構築を目的とした。そのために、従来の低ブーム理論に対して次の 2 つの点で改良を試みた。

- 後端衝撃波強度の増加を抑えながら、等価断面積分布を機体後部で減少させることができるように  $F$  関数を改良すること
- 等価断面積分布から機体を設計する際に、翼洞干渉による揚力に関する荷重分布への影響をできるだけ簡単な方法で取り込むこと

さらに、本研究の妥当性を確認するため、改良した設計手法を具体的な機体の設計へ適用した。本研究では JAXA の静粛小型超音速旅客機（表 1）を参考とし、表 2 の諸元を用いた。また、設計した機体を超音速パネル法と Whitham の修正線形理論に基づく波形パラメータ法とを組み合わせた数値解析法（JAXA で開発された CAPAS<sup>[14]</sup>）によって評価することで、この手法によって設計された機体が技術目標を満たす可能性についても検証した。

表 1 静粛小型超音速旅客機概念（JAXA）<sup>[15]</sup>

全長	47.8[m]
主翼面積	175[m <sup>2</sup> ]
全備重量	70[ton]
巡航マッハ数	M=1.6
航続距離	3500[NM]以上
乗客数	36-50[人]

表 2 本研究で設計対象とする機体の諸元

全長	50[m]
主翼面積	176.3466[m <sup>2</sup> ]
全備重量	70[ton]
巡航マッハ数	M=1.6
巡航高度	14[km]
設計揚力係数	$C_L = 0.15$

### 1.3.1 トリム条件

一般にトリム問題を検討するには、構造様式や重量配分に応じて決まる重心の情報が必要となるが、本研究で対象とする機体がコンコルドと同じ水平尾翼のない形態であることから、問題を単純化するために、トリム条件を考慮するための重心位置としてはコンコルドの情報を参考にすることにした。本研究では、文献<sup>[10]</sup>を参考に機体の重心範囲（概念設計で想定される最前方及び最後方位置）が機体長の 56～63%であると仮定し、この範囲内に風圧中心が来るように主翼を配置することでトリムが取れるものとした。

### 1.3.2 低ブーム化の基準

本研究で対象とする機体と同等の条件の NASA N+2 では、ソニックブームの騒音レベルを 85[PLdB]まで低減するという目標を掲げている（表 3）。また、JAXA でもソニックブームの強度を 0.5[psf]以下にすることを目標として研究が行われている（表 4）。

表 3 NASA N+の技術目標<sup>[16]</sup>

	N+1	N+2	N+3
<b>飛行性能</b>			
巡航マッハ数	M=1.6-1.8	M=1.6-1.8	M=1.3-2.0
航続距離	4000[NM]	4000[NM]	4000-5500[NM]
乗客数	6-20[人]	35-70[人]	100-200[人]
<b>環境性能</b>			
ソニックブーム	65-70[PLdB]	85[PLdB]	65-70[PLdB] ※ <sup>1</sup> 75-80[PLdB] ※ <sup>2</sup>
空港騒音※ <sup>3</sup>	-0[EPNdB]	-10[EPNdB]	-10~-20[EPNdB]
<b>燃費性能</b>			
燃費※ <sup>4</sup>	1.0	3.0	3.5-4.5

※<sup>1</sup>：陸上を飛行する場合（低ブーム飛行時）

※<sup>2</sup>：洋上を飛行する場合

※<sup>3</sup>：ICAO, Ch.4 と比較したときの騒音低減量

※<sup>4</sup>：単位は、燃料 1[lb]あたりの乗客数[人]×飛行距離[NM]

表 4 静粛小型超音速旅客機概念（JAXA）の技術目標<sup>[15]</sup>

航続距離	3500[NM]以上
構造重量	コンコルド比 15%減
ソニックブーム	$\Delta p < 0.5[\text{psf}]$
空港騒音※ <sup>5</sup>	-0[EPNdB]
燃費性能	揚抗比：L/D>8

※<sup>5</sup>：ICAO, Ch.4 と比較したときの騒音低減量

しかし、本研究では、従来の低ブーム理論の課題を解決するための改良案（新しい手法）の方向性を示すことに主眼をおいているため、NASA や JAXA と同様の技術目標を達成する実際の機体を設計することが目的ではない。そのため、これらの技術目標はあくまでも一つの目安として用いるものとし、本研究において改良された手法による設計結果の評価に用いることはしなかった。

## 1.4 解析手法

本研究では改良した手法による設計結果を検証するための数値解析ツールとして、JAXA で開発した超音速機概念設計ツール CAPAS<sup>[14]</sup>を使用した。

CAPAS では、最初に胴体の上面・側面・下面の半径分布を与えると、上面と側面、側面と下面をそれぞれ半楕円で結んで胴体断面を作成し、それらの断面を補完することで胴体形状を作成する。次に、主翼の平面形と断面形状、翼厚比、胴体との相対位置を指定することで、主翼形状を作成する。最後に胴体と主翼を結合し、出来上がった機体の表面をパネルに分割してパネル法の入力ファイルを作成する。

パネル法解析では Boeing 社の開発した PANAIR<sup>[17]</sup>プログラムを使用する。PANAIR は、与えられた機体パネルに対し、最大 4 ケースの迎角で表面  $C_p$  分布と揚力係数  $C_L$ 、及び指定した近傍場での圧力波形を計算する。また、設計  $C_L$  を指定することで、先に計算した結果から指定した  $C_L$  時の迎角および近傍場圧力波形などの値を補間して求めることができる。

PANAIR による解析で得られた近傍場圧力波形では、衝撃波の非線形性が考慮されていないため、CAPAS では 1.2.1 節で述べた Whitham の修正線形理論に従って圧力波形を伝播させることで変形し、等面積則による衝撃波の導入を行っている。CAPAS では、圧力波形の伝播解析には波形パラメータ法<sup>[18]</sup>が用いられている。これには、まず入力データとして、機体からの伝播距離  $r$  が機体長の 2~10 倍程度の近傍場の圧力波形が選ばれる。そして、波形パラメータ法によって地上（遠方場）までの伝播解析を行い、地上におけるソニックブーム波形を推算する。波形パラメータ法は、実在大気中存在する高度方向の温度分布の影響を考慮することができ、Whitham の修正線形理論による伝播の手法よりも精度の高い予測が可能であると言われている。

さらに、本研究では JAXA で開発された BoomMetre<sup>[19]</sup>を使い、得られたソニックブーム波形を周波数解析して、Perceived Level<sup>[20]</sup> (PL) によるデシベル評価も行った。

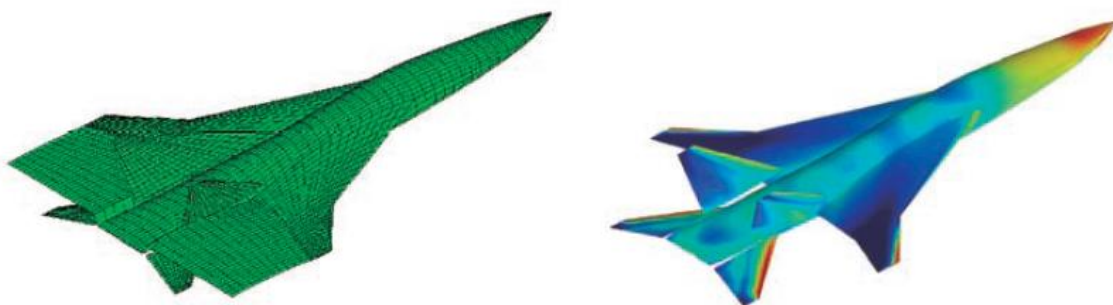


図 1-J<sup>[14]</sup> 左：CAPAS で作成されたパネル  
右：PANAIR 解析結果

## 1.5 基本形状と参照 N 型圧力波形

本研究では、コンコルドを想定した図 1-K のような機体を基本形状とし、基本形状に準じた形態の低ブーム機体の設計手法を検討するものとした。基本形状は前部胴体が長さ 14[m]の Parabolic Cone、後部胴体が長さ 15[m]の Parabolic Cone、中央胴体が長さ 21[m]、直径 2.4[m]



の円筒で構成されている。また、翼胴干渉の影響などについて検討する際には、基本形状の CAPAS 解析結果を参考とした。

表 5 基本形状の諸元

機体全長	50[m]
主翼面積	176.3466[m <sup>2</sup> ]
主翼先端位置	11[m]
最大胴体直径	2.4[m]
前部胴体長さ	14[m]
中央胴体長さ	21[m]
後部胴体長さ	15[m]

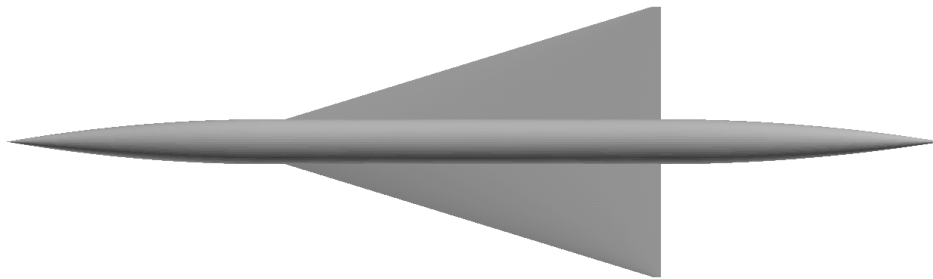


図 1-K 基本形状（デルタ翼形態）

また、低ブーム性能を評価する際の基準には、コンコルドと同等の設計技術による圧力波形を模擬したものとして、First-Cut 法<sup>[21]</sup>によって推定される N 型圧力波形（図 1-L）を用いた。本研究の機体構成では、先端・後端ブーム強度が 1.62[psf]、先端・後端ブームの間隔（duration）が 181.2[msec]となっている。

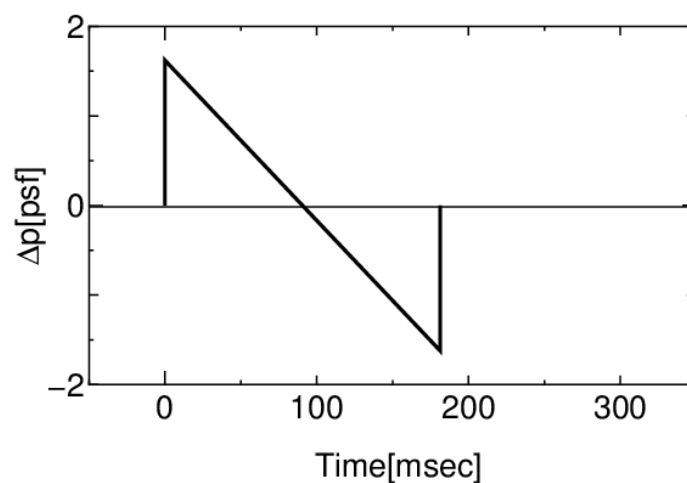


図 1-L First-Cut 法によって推定される N 型圧力波形

## 2 低ブーム理論と機体設計法の改良

### 2.1 低ブーム理論の課題と解決方針

#### 2.1.1 SGD 法の課題

1.2.2 節でも述べた通り、SGD 法の等価断面積分布 $A_e$ は機体後端に向かって単調増加であり、揚力の相当断面積は主翼後端で最大となり、それ以降は一定値をとる。さらに、機体後端では胴体も主翼も閉じて断面積はゼロになるため、主翼後端を胴体後端と一致させなければならず、風圧中心が大きく後退するためトリムが取れないという課題が存在する（図 2-A）。

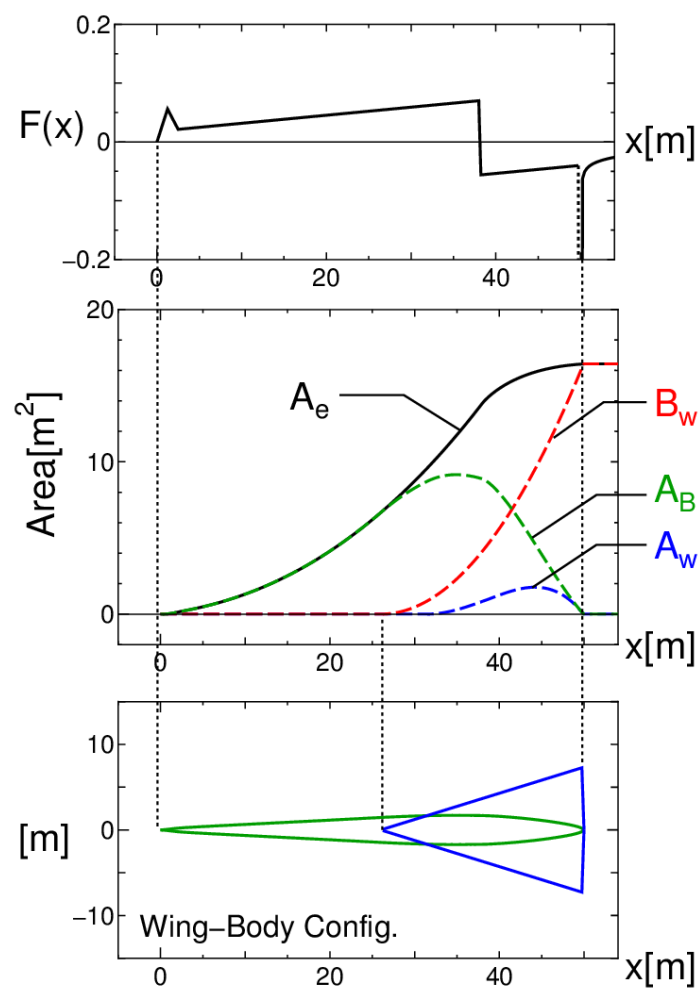


図 2-A SGD 法による機体設計例。上から  $F$  関数、 $A_e$  と胴体・主翼・揚力の各断面積分布、および翼胴形状を表す。

そこで、主翼を前方へ移動させるために、 $A_e$  が機体後端まで単調増加するのではなく、途中で最大値を有し、機体後端にかけて減少する  $A_e$  を実現する必要がある（図 2-B）。また、その際、如何に後端ブーム強度の増加を抑えるかということも重要な課題である。



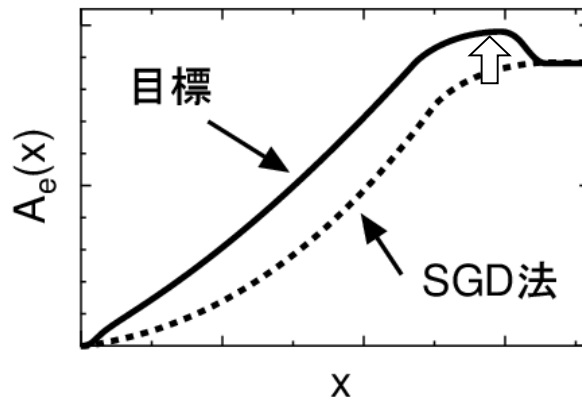


図 2-B SGD 法の  $A_e$  (破線) と、途中で最大値を有し、機体後端にかけて減少する  $A_e$  (実線)

また、SGD 法の  $F$  関数形は、機体重量や機体長、飛行高度、先端ブーム強度と後端ブーム強度の比などによって決定され、翼の形状や胴体との位置関係など、機体構成に関するパラメータには依存しない。このことは、SGD 法を機体構成によらず適用可能な、非常に汎用性の高い手法にしている一方で、機体形状に対して強い制約を課すことにもつながっている。

そこで、本研究では基本形状の機体構成をできるだけ維持しながら低ブーム化が可能な  $F$  関数形の改良を目指した。基本形状では、下図 2-C の通り、翼根前縁部と主翼後端部で等価断面積分布の傾きが急激に変化している点（図 2-C 中の 2 ヶ所の赤丸）があり、この 2 つの特徴的な  $A_e$  の形状を念頭に SGD 法の改良を行うこととした。

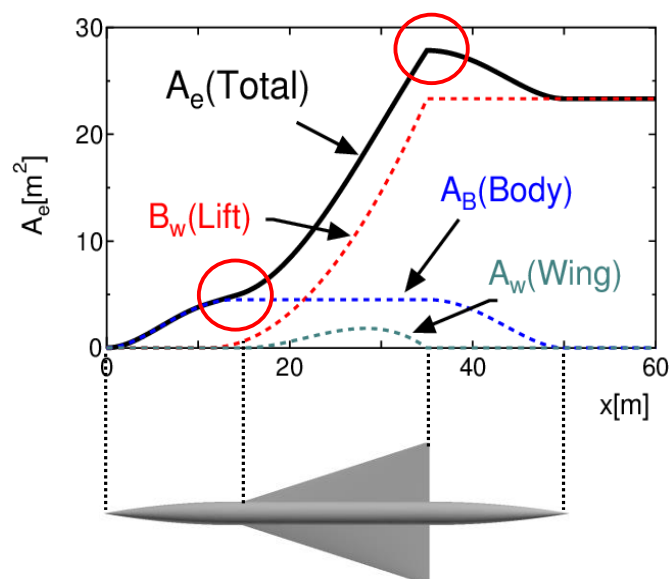


図 2-C 基本形状の等価断面積分布  $A_e$

### 2.1.2 F 関数の特性

SGD 法を改良するにあたって、まず、F 関数の特性について検討した。F 関数の定義式(1-2)から数学的に導かれる $A_e$ の推算式(2-1)をみると、右辺は F 関数に $\sqrt{x-\zeta}$ をかけたものの積分となっている。このとき、常に $\sqrt{x-\zeta} \geq 0$ であるため、機軸上のある位置 $\zeta$ において、 $F(\zeta)$ が正であれば $x$ における $A_e$ の傾きを増加させる方向に、 $F(\zeta)$ が負であれば $A_e$ の傾きを減少させる方向に作用するものと考えられる。

$$A_e(x) = 4\pi \int_0^x F(\zeta) \sqrt{x-\zeta} d\zeta \quad (2-1)$$

SGD 法では、機体先端部分で $A_e$ の増分を確保しながら先端ブーム強度を抑える手法として、スパイク形状を設けており、このスパイク形状の幅を任意に調整することで、造波抵抗低減と低ブーム化の両立を図ることも可能になっている。

いま、図 2-B の実線のような $A_e$ を作るためには、SGD 法の $A_e$ と比較して、機体前方部分では傾きを正で大きくし、機体後端部分では傾きを負にしなければならない。このことは F 関数でいうと、機体前方部分では正の領域を広げ、機体後端部分では負の領域を広げる必要があることになる。

まず、機体前方部分について考えると、F 関数の正の領域を広げるためには図 2-D の①の部分を上方向へ移動させるように F 関数を変形する方法が考えられる。しかし、このことは地上圧力波形で先端衝撃波の強度を強くしてしまうため好ましくない。そこで、SGD 法にならい、先端部のスパイク形状を高くすることで先端ブーム強度の増加を抑えながら F 関数の正の領域を広げ、 $A_e$ の増分を確保することにする。

また、機体後端部分についても、F 関数の負の領域を広げるためには図 2-D の②の部分を下方向へ移動させるように変形する方法が考えられるが、このことは地上圧力波形で後端衝撃波を強くすることに繋がるため、できるだけ避けたい。しかし、SGD 法の F 関数では機体後端部分にスパイク形状が存在しないため、機体先端部分と同じ手法を使うことができず（機体後端位置の直後で負の無限大へ漸近している部分は任意に変更することができない）、新たな手法を考案することが求められる。

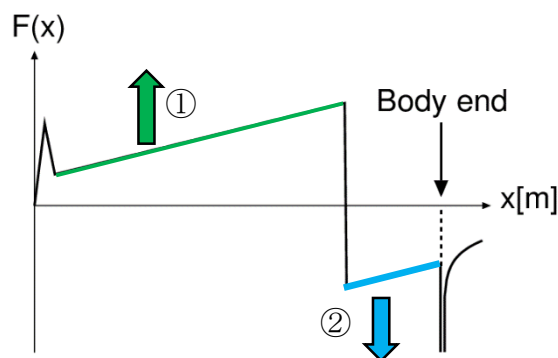


図 2-D F 関数形を変形する方法として考えられる案

### 2.1.3 SGD 法の課題の解決

そこで、まず、図 2-E のような  $F$  関数形を考えた。この  $F$  関数形では機体後端部分にも先端部と同じようにスパイク形状が設けられている。この後端スパイク形状の（下向きの）高さや幅を調整することで、後端部分での衝撃波によるブーム強度の増加を抑えながら  $F$  関数の負の領域を広げ、機体後端で減少する  $A_e$  を実現できるものと考えられる。

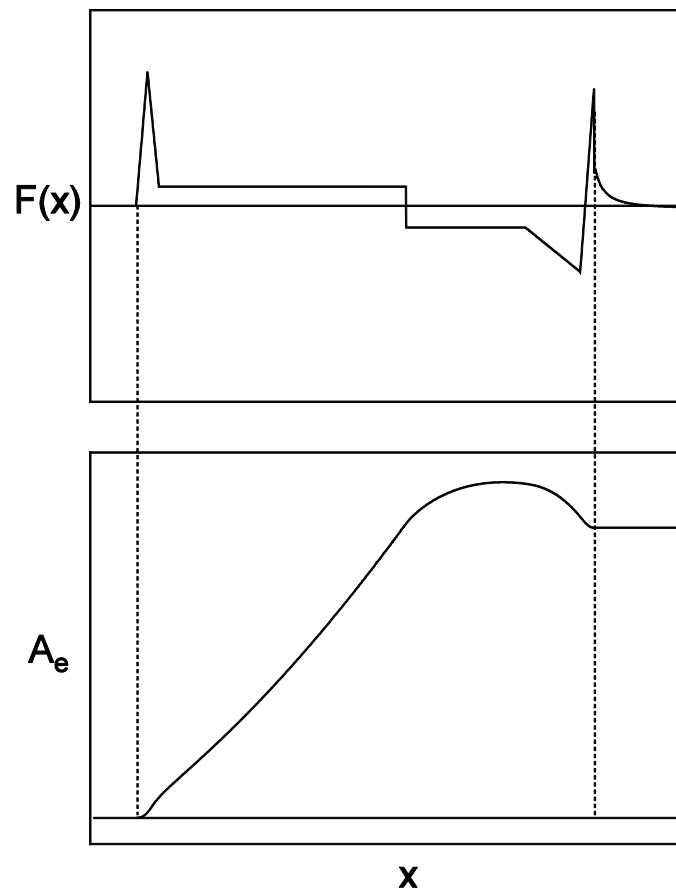


図 2-E 後端にスパイク形状を追加した  $F$  関数形とその  $A_e$

しかし、図 2-E の  $F$  関数形ではトリム問題を解決する可能性こそあるものの、SGD 法と同様、機体の構成とは全く無関係に  $F$  関数を決定してしまっている。そこで、基本形状の機体構成に沿うものとして、 $F$  関数にさらに図 2-F のような改良を加えた。この  $F$  関数形では、胴体側面と主翼前縁が交差する位置、及び主翼後端の 2 ヶ所に新しくスパイク形状を追加している。これは、それぞれ主翼前縁から発生する衝撃波と主翼後縁から発生する膨張波を加味したもので、2 つのスパイク形状を主翼の位置や機体形状に合わせて配置することで、機体の構成に合わせた  $F$  関数の作成を行うことができるようになっている。また、この  $F$  関数を地上まで伝播させた場合、図 2-G のように先端および後端衝撃波がそれぞれ 2 つに分かれた 2 段の衝撃波となることが想定され、衝撃波強度の低減も期待される。

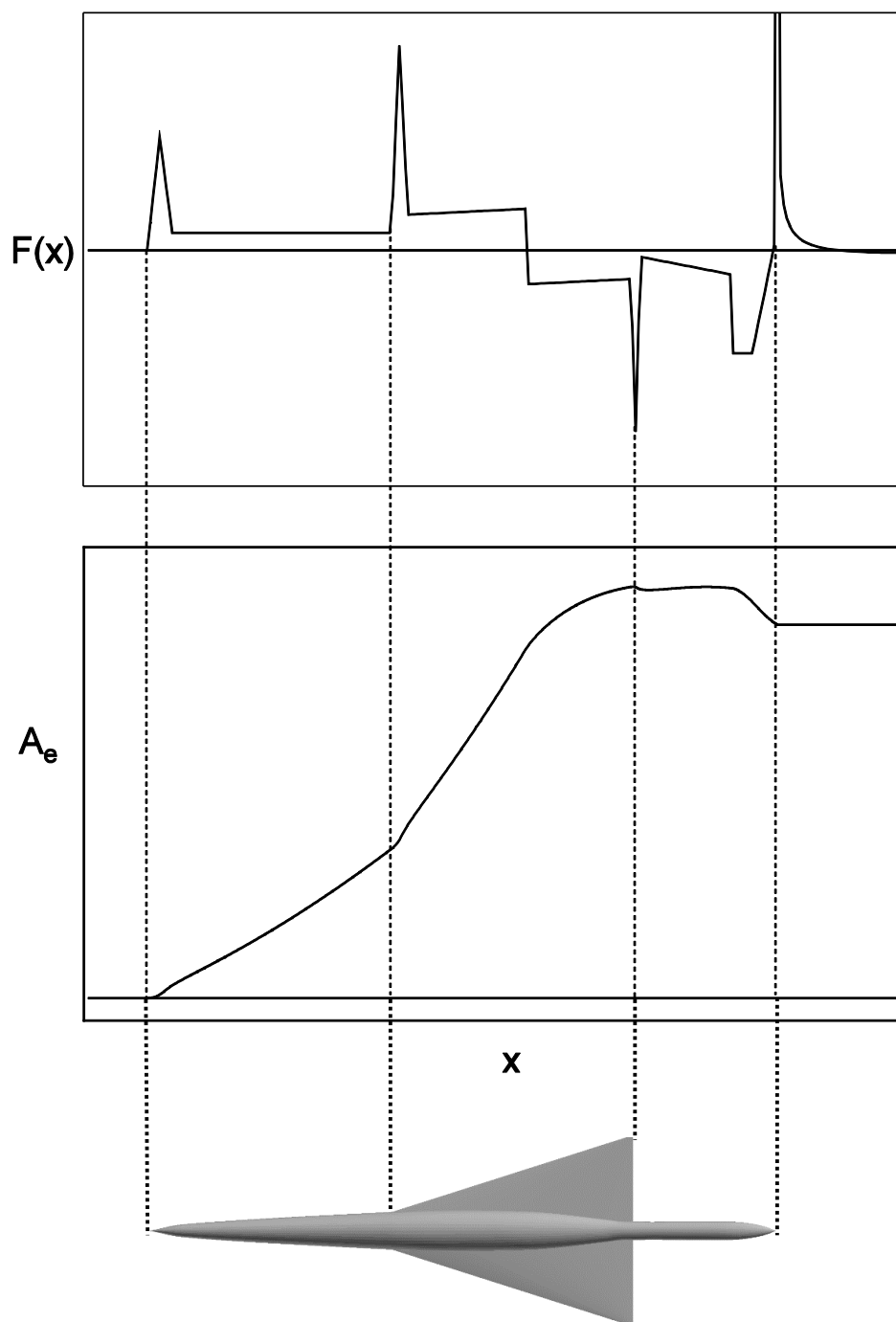


図 2-F 上段：F 関数の改良案の概形  
 中段：改良した F 関数から求められる  $A_e$  分布  
 下段：対応する機体形状

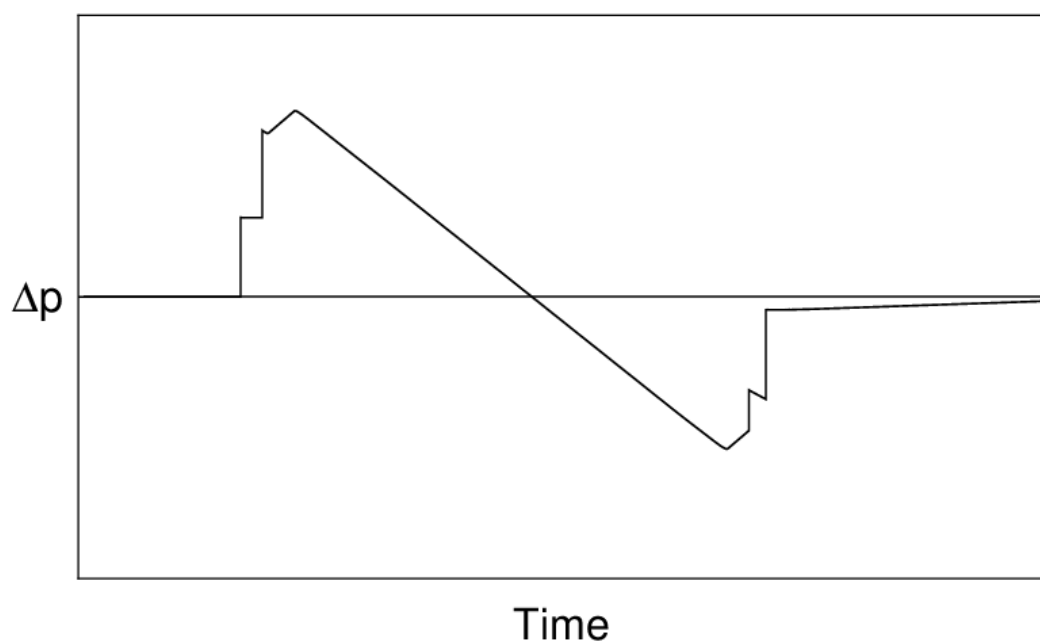


図 2-G 改良した F 関数から想定される地上圧力波形

図 2-F の F 関数形を決定する際には、予め主翼平面形と胴体・主翼の相対位置、および主翼前縁と胴体側面が交差する位置での胴体直径を設定し、それらの機体形状に関する初期パラメータに合わせて F 関数の形状を調整することが可能である。

以下に定式化、及びパラメータ決定の方針を示す。

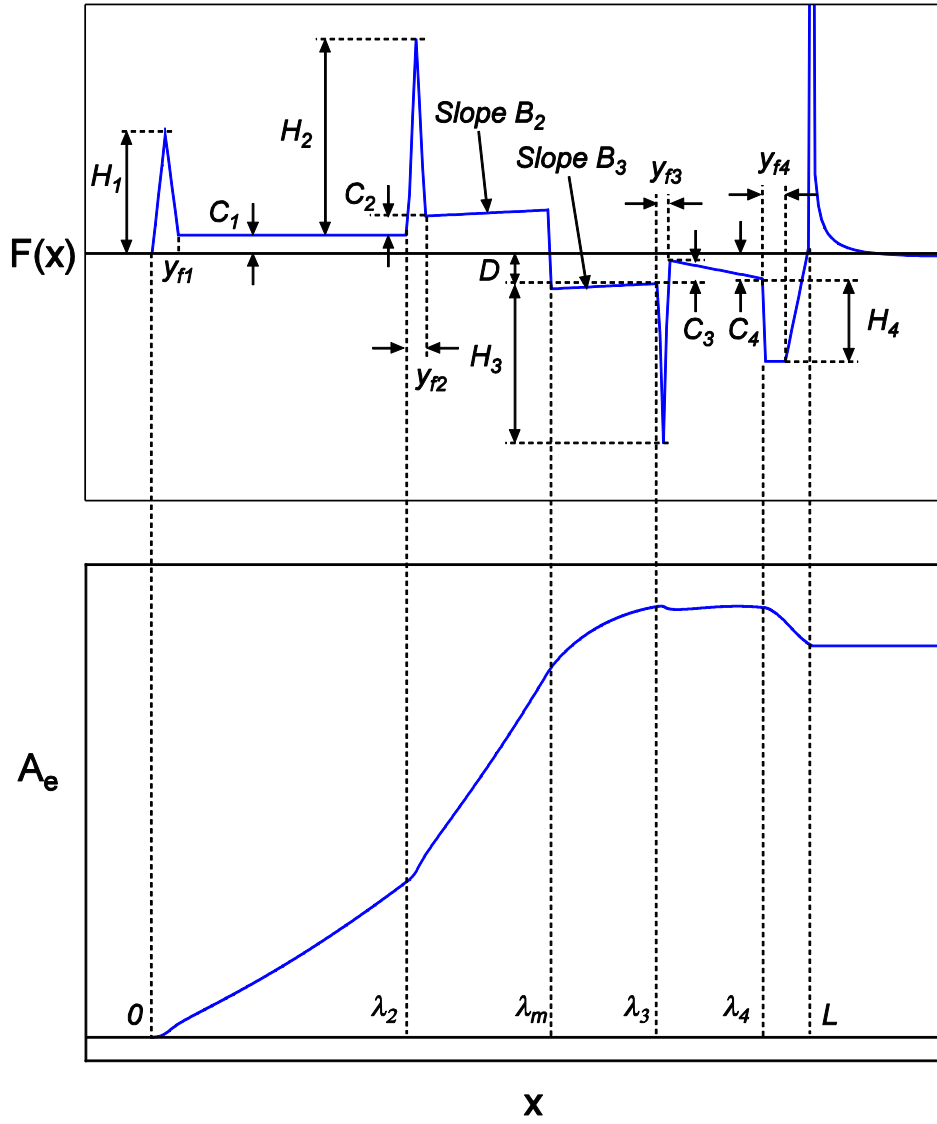


図 2-H F 関数形のパラメータと $A_e$ 分布

$$F_1(y) = \frac{2H_1}{y_{f1}} y \quad \left( 0 < y < \frac{y_{f1}}{2} \right) \quad (2-2-1)$$

$$F_2(y) = C_1 \left( \frac{2y}{y_{f1}} - 1 \right) - H_1 \left( \frac{2y}{y_{f1}} - 2 \right) \quad \left( \frac{y_{f1}}{2} < y < y_{f1} \right) \quad (2-2-2)$$

$$F_3(y) = C_1 \quad (y_{f1} < y < \lambda_2) \quad (2-2-3)$$

$$F_4(y) = \frac{2H_2}{y_{f2}} (y - \lambda_2) + C_1 \quad \left( \lambda_2 < y < \lambda_2 + \frac{y_{f2}}{2} \right) \quad (2-2-4)$$

$$F_5(y) = \frac{2}{y_{f2}}(C_2 - H_2)\{y - (\lambda_2 + y_{f2})\} + C + C_2 \quad \left( \lambda_2 + \frac{y_{f2}}{2} < y < \lambda_2 + y_{f2} \right) \quad (2-2-5)$$

$$F_6(y) = B_2\{y - (\lambda_2 + y_{f2})\} + C + C_2 \quad (\lambda_2 + y_{f2} < y < \lambda_m) \quad (2-2-6)$$

$$F_7(y) = B_3\{y - \lambda_3\} - D \quad (\lambda_m < y < \lambda_3) \quad (2-2-7)$$

$$F_8(y) = -\frac{2H_3}{y_{f3}}(y - \lambda_3) - D \quad \left( \lambda_3 < y < \lambda_3 + \frac{y_{f3}}{2} \right) \quad (2-2-8)$$

$$F_9(y) = \frac{2}{y_{f3}}(H_3 + D)\{y - (\lambda_3 + y_{f3})\} + C_3 - D \quad \left( \lambda_3 + \frac{y_{f3}}{2} < y < \lambda_3 + y_{f3} \right) \quad (2-2-9)$$

$$F_{10}(y) = \frac{-C_3 - C_4 + D}{\lambda_4 - (\lambda_3 + y_{f3})}(y - \lambda_4) - C_4 \quad (\lambda_3 + y_{f3} < y < \lambda_4) \quad (2-2-10)$$

$$F_{11}(y) = H_4 + C_4 \quad (\lambda_4 < y < \lambda_4 + y_{f4}) \quad (2-2-11)$$

$$F_{12}(y) = \frac{H_4 + C_4}{L - (\lambda_4 + y_{f4})}(y - L) \quad (\lambda_4 + y_{f4} < y < L) \quad (2-2-12)$$

まず、前方の2つのスパイクの等面積則から、

$$\frac{C_1^2}{2S} = \frac{y_{f1}}{4}(C_1 + 2H_1) \quad (2-3)$$

$$\frac{C_2^2}{2S} = \frac{y_{f2}}{4}(C_2 + 2H_2) \quad (2-4)$$

が求まる。さらに、先端ブームが2つに分かれるために、

$$C_2 < S(\lambda_2 - y_{f1} + y_{f2}) \quad (2-5)$$

を満たしていなければならない。また、 $x = \lambda_2$ で主翼前縁と胴体側面が交差するという条件から、その位置での胴体半径を $r_w$ とすると、次の式が得られる。

$$\begin{aligned} A_e(\lambda_2) &= \frac{32H_1}{15y_{f1}}\lambda_2^{\frac{5}{2}} + \frac{32}{15y_{f1}}(C_1 - 2H_1)\left(\lambda_2 - \frac{y_{f1}}{2}\right)^{\frac{5}{2}} \\ &\quad + \frac{16}{15}\left\{-\frac{2}{y_{f1}}(C_1 - H_1)\right\}\left(\lambda_2 - y_{f1}\right)^{\frac{5}{2}} \\ &= \pi r_w^2 \end{aligned} \quad (2-6)$$

以上の条件を満たした上で、先端の2つの衝撃波強度を決めるパラメータ $C_1, C_2, y_{f1}, y_{f2}$ の調整を行う。

また、後方の2つのスパイクの等面積則の位置は厳密に決めることはせず、主翼後端以降の胴

体形状、得られる地上圧力波形（特にブーム強度と2つの衝撃波の間隔）などの結果を見ながらパラメータの調整を行う。主翼後端にあたる $x = \lambda_3$ では等価断面積の傾きが急激に変化するため、その位置のスパイク幅 $y_{f3}$ は小さく、機体後端の等価断面積は出来る限りなだらかに閉じることが望ましいため、後端のスパイク幅 $y_{f4}$ は大きく設定している。

SGD 法と異なり、上記の **F** 関数形を用いた設計では、満たすべき条件式が不等式となるなど、パラメータ設定に任意性が生まれ、自由度を持って設計を行うことが可能となった。ただし、得られる地上圧力波形の先端・後端衝撃波が2段に分かれるためには、パラメータの設定可能な範囲は機体重量や機体長、飛行高度などによって決まる、ある領域の中に限定されるものと考えられる。

しかし、一定の制約を受けはするものの、機体後端で下がる $A_e$ を実現するだけでなく、**F** 関数を決定する際に機体形状に関するパラメータを考慮することもできるようになったという点で、図 2-F の **F** 関数形は SGD 法の課題を解決するものであると考えられる。



## 2.2 機体設計法の課題と解決方針

### 2.2.1 機体設計法における F 関数理論の課題

超音速旅客機を設計する際は、最初に抵抗低減の観点から主翼形状を設計し、低ブーム化の役割は胴体形状に担わせるという方法が一般的である。一方、F 関数理論を用いた機体設計は、まず、望ましい近傍場圧力波形を作成し、それを F 関数とみなして計算された、目標となる等価断面積分布  $A_e^{Target}$  を各項（胴体の断面積  $A_B$ 、主翼の断面積  $A_w$ 、揚力の相当断面積  $B_w$ ）に分配するという手順で行われる（式(2-7)）。

$$A_e^{Target}(x) = A_B(x) + A_w(x) + B_w(x) \quad (2-7)$$

いま、主翼の形状は先に決められているとすると、主翼だけの空力解析を行うことが可能で、求められた  $A_w$  と  $B_w$  を仮に  $A_w^{FW}$  と  $B_w^{FW}$ （胴体の影響を考えない全翼機形態（Flying Wing）の場合の変数は、添え字  $FW$  で表す）とする。これらを  $A_e^{Target}$  から差し引くことで胴体の断面積が求められる（式(2-8)）。このようにして求められた胴体の断面積を  $A_B^0$  とおく。

$$A_B^0(x) = A_e^{Target}(x) - A_w^{FW}(x) - B_w^{FW}(x) \quad (2-8)$$

しかし、ここで問題となるのが胴体の影響による  $A_w$ 、 $B_w$  の変化である。主翼に胴体を結合した場合、胴体の影響を受けて翼面上の圧力分布が変わり、荷重分布を機体先端から積分した量である  $B_w$  も変化する。そのため、胴体の影響を考慮していない  $A_w^{FW}$ 、 $B_w^{FW}$  を式(2-8)へ代入して求めた  $A_B^0$  で胴体形状を作成しても、そのときの  $A_w^{WB}$ 、 $B_w^{WB}$ （胴体の影響を受けた翼胴形態（Wing-Body）の場合の変数は、添え字  $WB$  で表す）は胴体の影響を受けて  $A_w^{FW}$ 、 $B_w^{FW}$  とは異なる分布をとり、機体の等価断面積分布は  $A_e^{Target}$  と一致しないことになる。

$$A_e^{Target}(x) \neq A_B^0(x) + A_w^{WB}(x) + B_w^{WB}(x) \quad (2-9)$$

そのため、 $A_e^{Target}$  から  $A_w^{FW}$ 、 $B_w^{FW}$  を引いて  $A_B^0$  を求める式(2-8)の段階で、胴体の影響を加味した修正を行わなければならない。

### 2.2.2 翼胴干渉による影響の考慮

翼胴干渉による主翼の揚力分布への影響を検討するため、初めに次のような考察を行った。

まず、胴体のない任意の翼について、設計揚力（揚力係数  $C_L = 0.15$ 、表 2 参照）を持つ場合と揚力を持たない場合（ $C_L = 0.0$ ）を考える。揚力を持つ翼の等価断面積分布を  $A_e^{0.15}$  とおくと、これは翼の断面積  $A_w$  と、胴体による修正を受けていない揚力の相当断面積  $B_w^{FW}$  からなる（式(2-10)）。揚力を持つ翼の F 関数を  $F^{0.15}$  とおくと、これは式(2-11)で求められる。

$$A_e^{0.15}(x) = A_w(x) + B_w^{FW}(x) \quad (2-10)$$

$$\begin{aligned} F^{0.15}(x) &= \frac{1}{2\pi} \int_0^x \frac{A_e^{0.15}{}''(\zeta)}{\sqrt{x-\zeta}} d\zeta \\ &= \frac{1}{2\pi} \int_0^x \frac{\{A_w(\zeta) + B_w^{FW}(\zeta)\}''}{\sqrt{x-\zeta}} d\zeta \end{aligned} \quad (2-11)$$

一方、揚力を持たない翼の等価断面積分布を  $A_e^{0.0}$  とするとき、これは主翼の断面積  $A_w$  のみからなり（式(2-12)）、この場合の F 関数  $F^{0.0}$  は式(2-13)で求められる。

$$A_e^{0.0}(x) = A_w(x) \quad (2-12)$$

$$\begin{aligned} F^{0.0}(x) &= \frac{1}{2\pi} \int_0^x \frac{A_e^{0.0}{}''(\zeta)}{\sqrt{x-\zeta}} d\zeta \\ &= \frac{1}{2\pi} \int_0^x \frac{A_w''(\zeta)}{\sqrt{x-\zeta}} d\zeta \end{aligned} \quad (2-13)$$

ここで、式(2-11)と式(2-13)の差を取ると、揚力の影響による F 関数の変動量 $\Delta F_{Lift}$ が次のように求められる。

$$\begin{aligned} \Delta F_{Lift}^{FW}(x) &= F^{0.15}(x) - F^{0.0}(x) \\ &= \frac{1}{2\pi} \int_0^x \frac{B_w^{FW}{}''(\zeta)}{\sqrt{x-\zeta}} d\zeta \end{aligned} \quad (2-14)$$

また、揚力の相当断面積 $B_w^{FW}$ は次のように求められる。

$$B_w^{FW}(x) = 4\pi \int_0^x \Delta F_{Lift}^{FW}(\zeta) \sqrt{x-\zeta} d\zeta \quad (2-15)$$

以上により、任意の翼について揚力を持つ場合と持たない場合の近傍場圧力波形を比較することで、その翼の揚力の相当断面積を求められることが分かった。ただし、この考え方は超音速線形理論に基づく F 関数理論や CAPAS（パネル法）などの結果に限って適用できるものであり、支配方程式が非線形な一般の流れ場では成り立たない可能性がある。以下、図 2-I および図 2-J に、上記の考え方をデルタ翼に適用した例を示す。

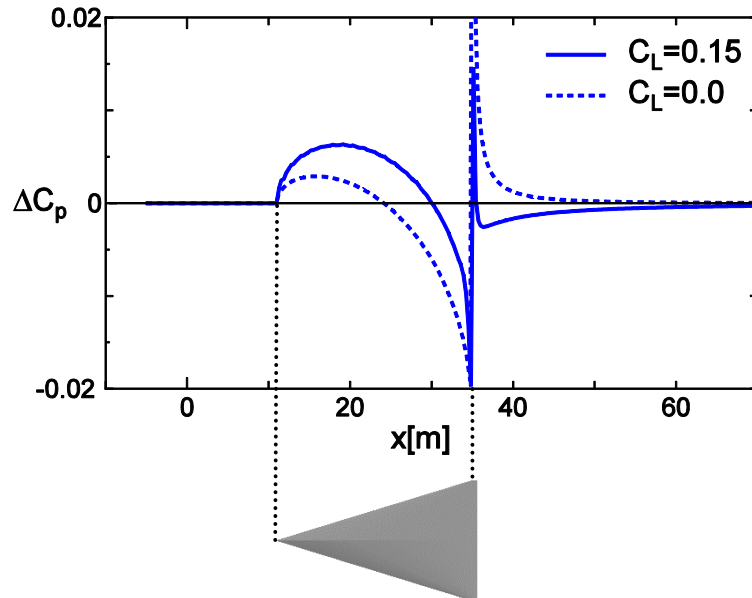


図 2-I デルタ翼を CAPAS で解析して得られた近傍場圧力波形

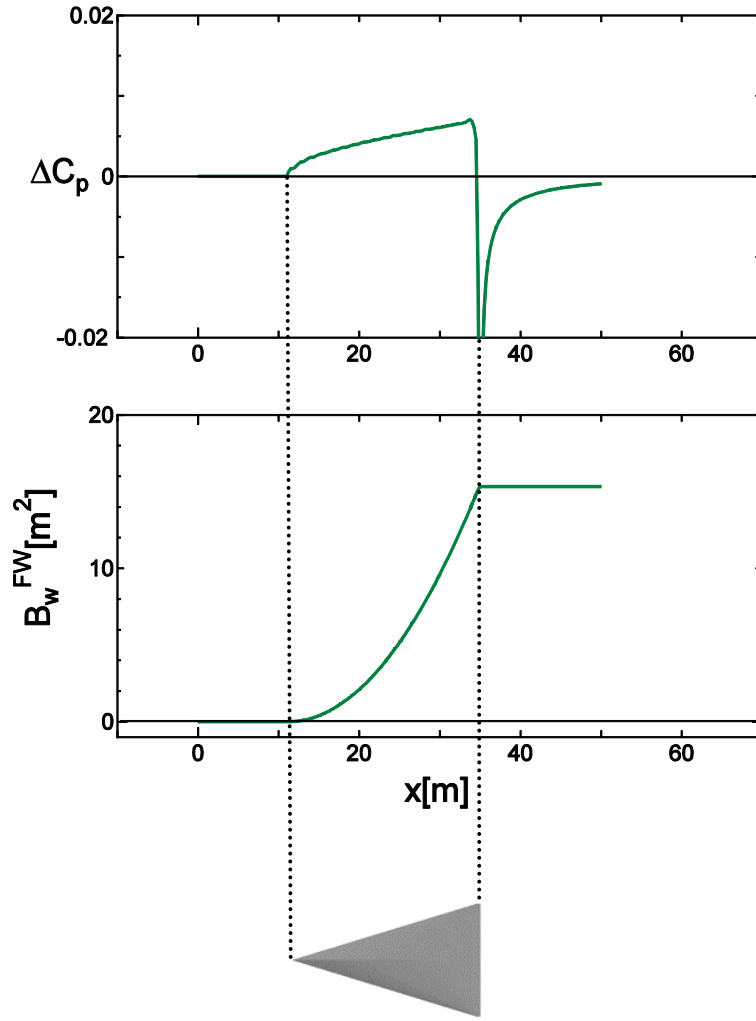


図 2-J 上段：Delta 翼の揚力の影響による近傍場圧力波形の変動量  
 (式(2-9)の $\Delta F_{Lift}^{FW}$ を式(1-3)で圧力変動に変換したものに相当)  
 下段：揚力の影響による近傍場圧力波形の変動量を F 関数とみなして、  
 等価断面積を求めたもの (式(2-10) に相当)

次に胴体と翼を組み合わせた翼胴形態の機体について考える。この場合の等価断面積分布には胴体の断面積も加わり、以下ようになる。

$$A_e^{0.15}(x) = A_B(x) + A_w(x) + B_w^{WB}(x) \quad (2-16)$$

$$A_e^{0.0}(x) = A_B(x) + A_w(x) \quad (2-17)$$

このとき $B_w^{WB}$ は、胴体の影響による補正を受けた揚力の相当断面積である。胴体のない場合と同様に、揚力の影響による F 関数の変動量 $\Delta F_{Lift}^{WB}$ を求めると、

$$\begin{aligned} \Delta F_{Lift}^{WB}(x) &= F^{0.15}(x) - F^{0.0}(x) \\ &= \frac{1}{2\pi} \int_0^x \frac{B_w^{WB}(\tau)}{\sqrt{x-\tau}} d\tau \end{aligned} \quad (2-18)$$

$$B_w^{WB}(x) = 4\pi \int_0^x \Delta F_{Lift}^{WB}(\tau) \sqrt{x-\tau} d\tau \quad (2-19)$$

となり、翼胴形態の機体についても、揚力を持つ場合と持たない場合の近傍場圧力波形を比較することで揚力の相当断面積を求めることができると考えられる。以下、図 2-K および図 2-L に、上記の考え方をデルタ翼形態の基本形状に適用した例を示す。

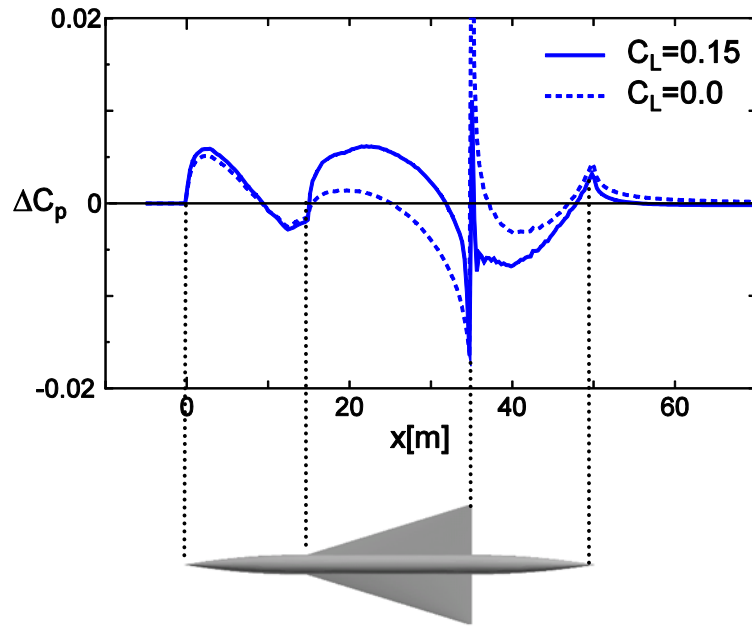


図 2-K 基本形状を CAPAS で解析して得られた近傍場圧力波形

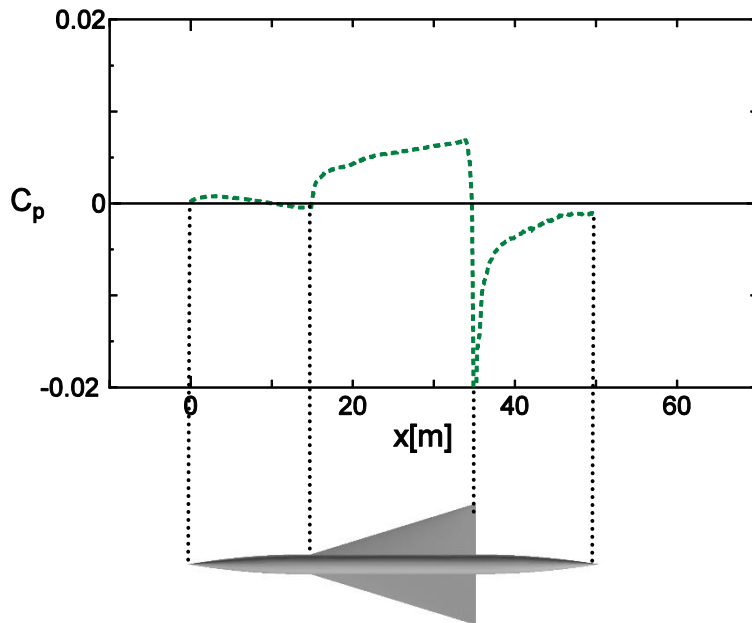


図 2-L 基本形状の揚力の影響による近傍場圧力波形の変動量  
(式(2-13) の  $\Delta F_{Lift}^{FW}$  を式(1-3)で圧力変動に変換したものに相当)

図 2-L では、主翼前縁よりも前の領域で近傍場圧力波形が 0 から僅かに変動しており、翼だけでなく胴体も微小な揚力を生み出していることが分かる。しかし、一般に細長い胴体の持つ揚力は小さく、その影響は限定的であると考えられるため、本研究では主翼のみが揚力を生むと仮定し、設計を行った。

全翼機形態のデルタ翼と翼胴形態のデルタ翼、それぞれについて揚力の影響による近傍場圧力波形（F 関数）の変動量が得られ、図 2-M のようにまとめられる。

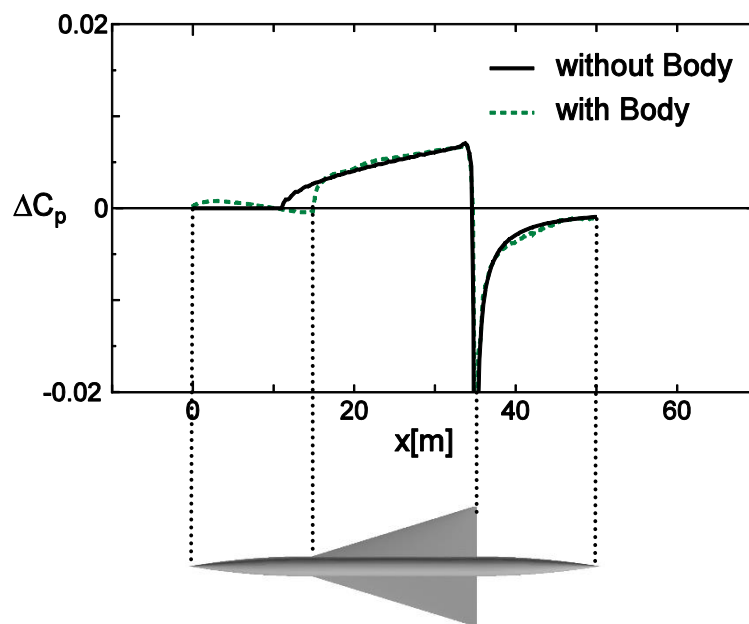


図 2-M 胴体がある場合とない場合の揚力の影響による近傍場圧力波形の変動量の比較

図 2-M から、主翼前縁と胴体側面の交差する点より前方では、胴体がついた場合に揚力が失われていることが分かる。一方、主翼前縁と胴体側面の交差する位置より後方では、圧力波形は胴体の影響をほとんど受けていない。これらのことから、翼胴形態の場合、胴体によって完全に隠された主翼先端部分の揚力は失われるが、それ以降の領域では揚力分布は胴体の影響を受けないことが予想される（図 2-N）。

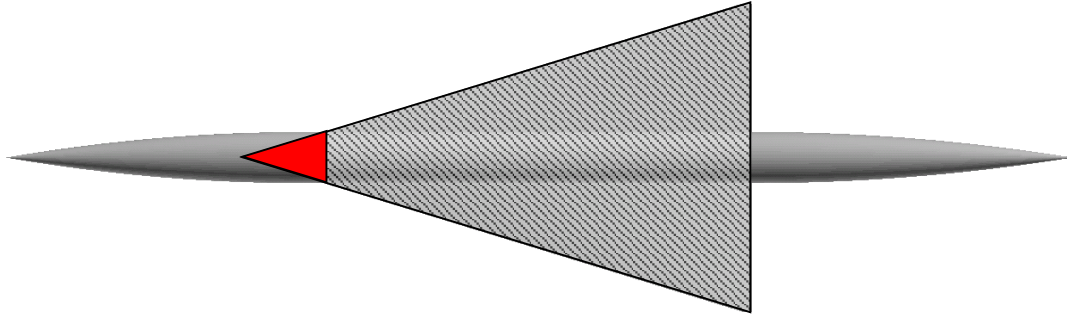


図 2-N 図中、赤く塗りつぶされた領域は胴体の影響によって揚力を失うが、斜線部の揚力分布は胴体の影響を受けない

以上のことを定式化すると、次のようになる。

$$\Delta F_{Lift}^{WB}(x) = \begin{cases} 0 & (x < x_w) \\ \Delta F_{Lift}^{FW}(x) & (x \geq x_w) \end{cases} \quad (2-20)$$

$$\begin{aligned} B_w^{WB}(x) &= 4\pi \int_0^x \Delta F_{Lift}^{WB}(\tau) \sqrt{x-\tau} d\tau \\ &= 4\pi \int_{x_w}^x \Delta F_{Lift}^{FW}(\tau) \sqrt{x-\tau} d\tau \\ &= 4\pi \int_0^x \Delta F_{Lift}^{FW}(\tau) \sqrt{x-\tau} d\tau - 4\pi \int_0^{x_w} \Delta F_{Lift}^{FW}(\tau) \sqrt{x-\tau} d\tau \\ &= B_w^{FW}(x) - B_w^{FW}(x_w) \end{aligned} \quad (2-21)$$

ここで、機体後端位置での揚力の相当断面積 $B_w(L)$ について考えてみる。全翼機形態の場合には $B_w^{FW}(L)$ となるが、翼胴機形態の場合は式(2-21)を用いると、

$$\begin{aligned} B_w^{WB}(L) &= B_w^{FW}(L) - B_w^{FW}(x_w) \\ &\neq B_w^{FW}(L) \end{aligned} \quad (2-22)$$

となる。しかし、機体後端位置での揚力の相当断面積 $B_w(L)$ は、機体の持つ全揚力を積分した量であるため、機体重量が変わらない場合は胴体の有無によらず $B_w^{FW}(L)$ に等しくなるはずである。そのことを加味して式(2-21)を修正すると、

$$B_w^{WB}(x) = \frac{B_w^{FW}(L)}{B_w^{FW}(L) - B_w^{FW}(x_w)} \cdot \{B_w^{FW}(x) - B_w^{FW}(x_w)\} \quad (2-23)$$

となる。本研究では、この式(2-23)を胴体の影響で主翼の揚力分布が変わることによる $B_w$ の補正方法として設計に使用した。

### 2.2.3 等価断面積からの胴体形状の設計

Whitham の F 関数理論で用いられる等価断面積のうち、胴体の断面積 $A_B$ と主翼の断面積 $A_w$ は、機体をマッハ面で切断したものを機軸に垂直な断面（以下、垂直断面と呼称）に投影したものの面積である（図 2-O）。そのため、低ブーム設計において、胴体断面積 $A_B$ から胴体形状を作成するには、そのことを考慮しなければならない。

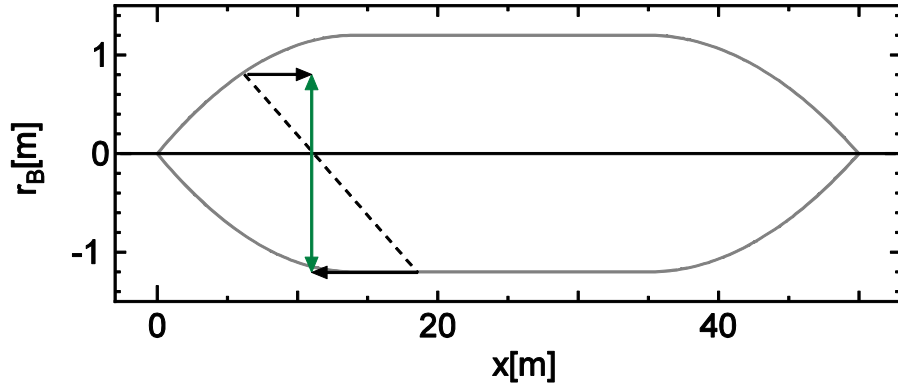


図 2-O 胴体を側面から見た図。等価断面積は、機体をマッハ面（黒破線）で切断し、垂直断面へ投影した面（緑の領域）の面積として求められる。

そこで、本研究では以下のような手法を用いた。

まず、胴体断面積 $A_B$ を持つ軸対称な物体の半径を求める（式(2-24)）。

$$r_B(x) = \sqrt{\frac{A_B(x)}{\pi}} \quad (2-24)$$

この $r_B(x)$ を $(x, \pm r_B(x))$ としてプロットすると図 2-P-1 のようになる。

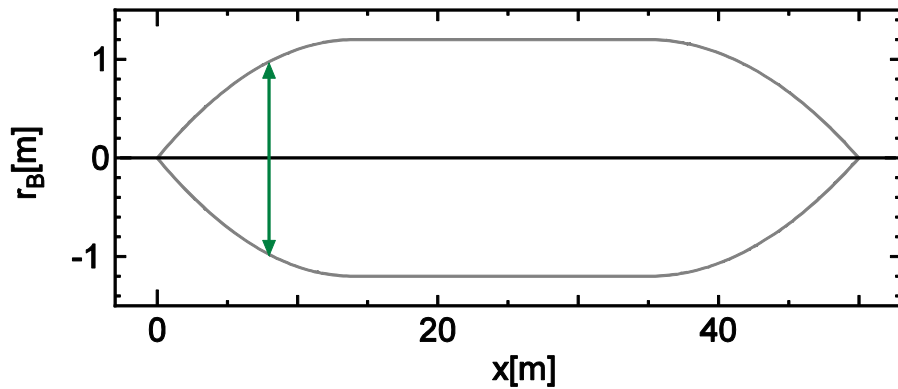


図 2-P-1 胴体断面積 $A_B$ を持つ軸対称な物体の半径分布（胴体側面から見た図）

次に図 2-P-1 で作成した軸対称胴体の各垂直断面をマッハ面に投影する。つまり、

$$x_{upper} = x - \beta r_B(x) \quad (2-25)$$

$$x_{lower} = x + \beta r_B(x) \quad (2-26)$$

としたとき、胴体上面を $(x_{upper}, r_B(x))$ 、胴体下面を $(x_{lower}, -r_B(x))$ としてプロットする（図 2-P-2）。これによって等価断面積が $A_B$ と等しくなるような胴体形状を設計することができる（図 2-P-3）。

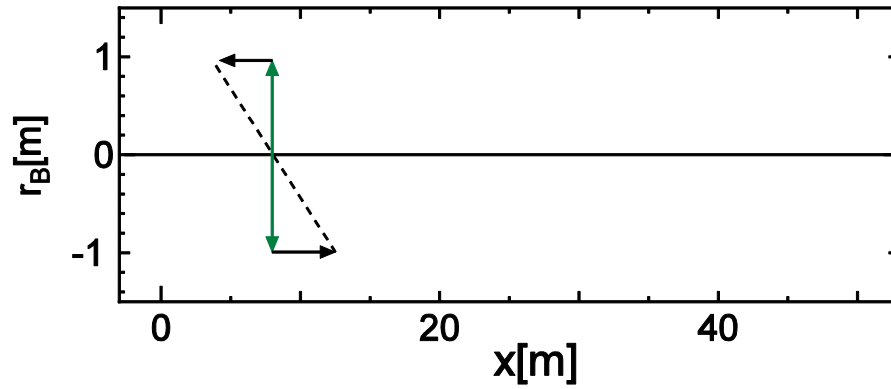


図 2-P-2 垂直断面をマッハ面に投影する

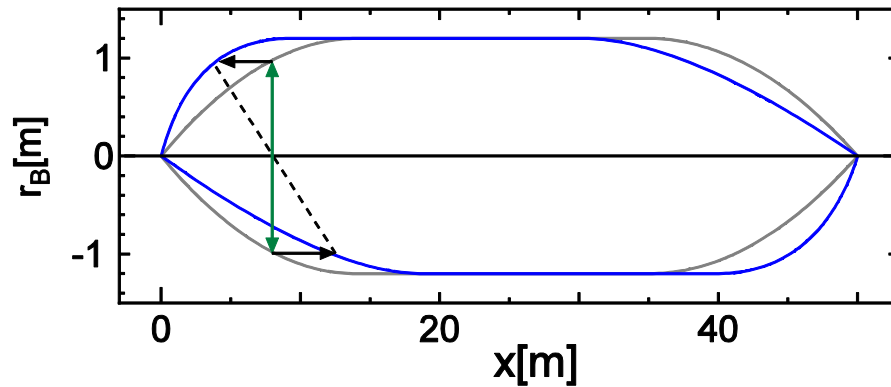


図 2-P-3 等価断面積が $A_B$ と等しくなる胴体形状（青線）



### 3 改良した手法による設計・解析結果

本研究で改良した設計手法の妥当性を検証するため、具体的な機体の設計へ適用した。ここでは、主翼平面形の異なる2つのケースについての設計手順とその解析結果を示す。

#### 3.1 拘束条件

##### (1) 機体諸元

本研究では表2のような諸元に対して低ブーム機体の設計を行った。

表2 本研究で設計対象とする機体の諸元

機体全長	50[m]
主翼面積	176.3466[m <sup>2</sup> ]
全備重量	70[ton]
巡航マッハ数	M=1.6
巡航高度	14[km]
設計揚力係数	$C_L = 0.15$

##### (2) 主翼

設計手法の汎用性を確認するため、表6にある2つの平面形の主翼(キャンバーのない対称 Flat 翼)を用いて設計を行った。どちらの翼も CAPAS 解析の都合上、翼端を半翼幅の2%分切り落としているが、これは翼面積にして全体の2500分の1であり、その影響は十分小さいと考えられるため、翼面積の欠損は考慮していない。また、胴体への取り付け角はもっとも単純な0°とし、上反角や翼幅方向への捩じり角分布も有しないものとした。

表6 本研究で使用する主翼

	Delta 翼	Arrow 翼
全長	24[m]	21.52[m]
翼幅	14.4[m]	19.65[m]
最大翼弦長	24[m]	17.58[m]
翼端の翼弦長	0.48[m]	0.35[m]
アスペクト比	1.2	2.2
最大翼厚比	2.5[%]	2.5[%]
翼型	Biconvex	Biconvex
前縁後退角	72.98°	66.0°
後縁後退角	0.0°	21.45°

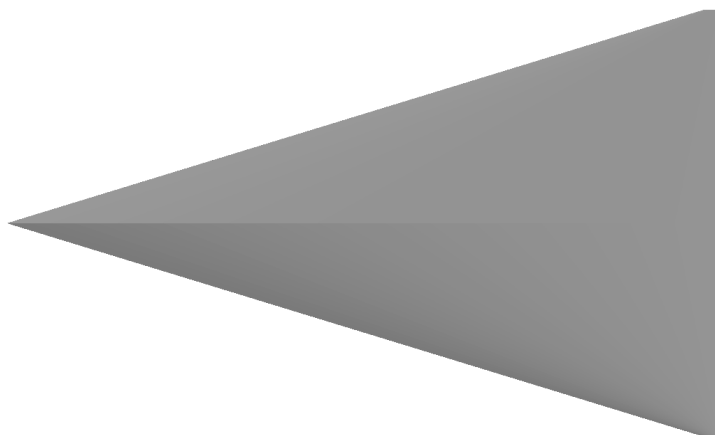


図 3-A-1 本研究で設計に用いた Delta 翼

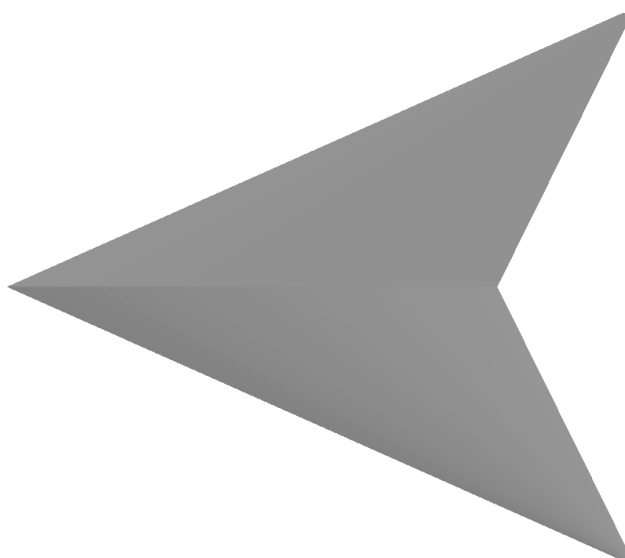


図 3-A-2 本研究で設計に用いた Arrow 翼

### (3) その他

#### ①水平尾翼

本研究では、先述の通り水平尾翼なしの形態を対象としているが、これはコンコルドでも採用された実績がある。また、低ブーム形状では水平尾翼を取り付ける空間を確保することが難しい可能性があり、主翼との空力的な干渉も生じるため、本研究では水平尾翼のない形態で設計を行った。

#### ②垂直尾翼

一般に垂直尾翼は胴体の上に付いているため、ソニックブームに対して及ぼす影響は小さいと考えられる。そこで、本研究では問題を単純化するため、垂直尾翼のない形態で設計を行った。

### ③推進系

一般に、超音速機ではエンジンの空気取り入れ口（インテーク）から発生する衝撃波が空間に漏れるため、低ブーム設計では推進系を主翼上面側に配置するか、後胴部の側面にその衝撃波が真下に伝播しないように配置するなどの工夫が取られるのが普通である。また、エンジン後方に排出される高温の排気ガスと近傍の圧力場との干渉も起きるため、推進系の導入にあたっては、非線形解析によってこうした影響を考慮することが不可欠となる。

本研究では、上述の「推進系の影響を小さくできるような配置が可能」との前提に立ち、エンジン排気の影響は、実際には詳細設計の段階で流れ場の非線形解析を通して修正されるものと考え、ここではあくまでもその前段としての概念設計に資する設計法を構築することを目的とした。そのため、以下では推進系のない形態を対象とし、**F** 関数の改良案の有効性を確認することに主眼を置き、推進系の影響は将来の研究課題とした。

## 3.2 設計手順

本研究で行った設計の流れを図 3・B に示す。まず、機体の諸元や形状パラメータを考慮しながら、2.1.3 節で示した **F** 関数を作成する。次に、作成した **F** 関数から求められる等価断面積分布  $A_e$  を、2.2.2 節で示した手法によって翼胴干渉の影響を加味しながら機体の各要素（胴体の断面積  $A_B$ 、主翼の断面積  $A_w$ 、揚力の相当断面積  $B_w$ ）に分配し、2.2.3 節に示した方法で胴体の作成を行う。最後に、CAPAS 内の処理として胴体と主翼を結合して機体の表面パネルが作成され、パネル法および波形パラメータ法による解析が行われ、地上圧力波形が得られる。

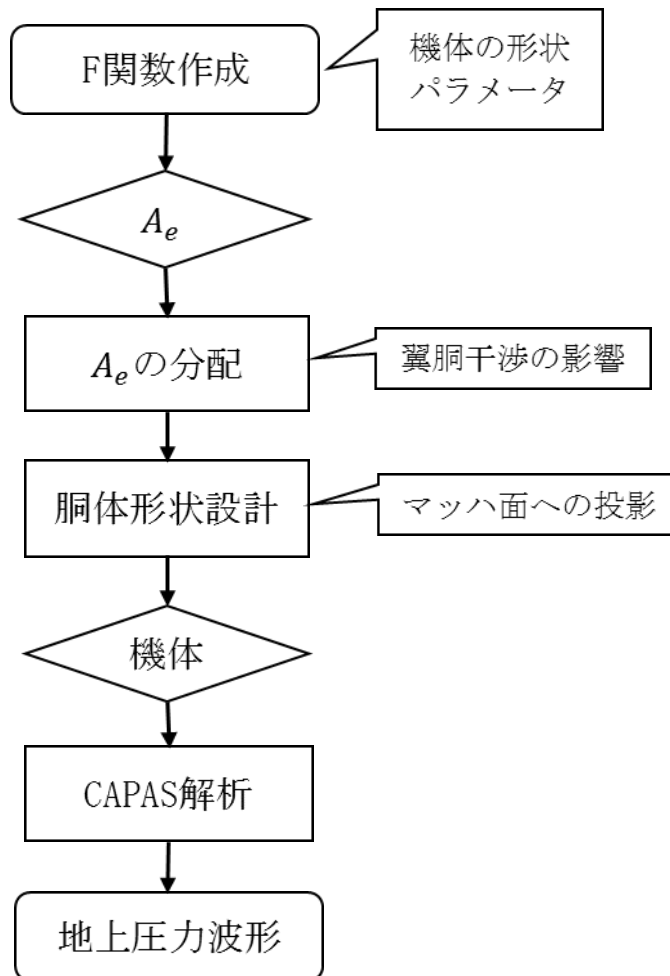


図 3-B 本研究で行った設計の流れ

### 3.2.1 Delta 翼の場合

#### (1) 手順 1 : 主翼の前後位置の決定

本研究の目的の一つは、低ブームでありながらトリムの取れた機体の設計を行うことである。そのため、F 関数を作成する際の機体形状パラメータとして主翼位置を与える際は、基本形状 (図 3-C) の解析結果を参考に、トリム条件を満たすことのできる主翼位置を推定した。

Delta 翼形態の基本形状について CAPAS 解析を行った結果、設計揚力時、風圧中心位置は機首から 26.87[m]、機体長の 53.7%位置であった。本研究で設定したトリム条件は、風圧中心を機体長の 56~63%位置におくことであるが、風圧中心が前方にあるほど低ブーム性能は悪くなる可能性があるため、低ブーム設計をする上では最も後ろ寄りの 63%位置におくことが望ましいと考えられる。ただし、同じ主翼でも胴体形状によって風圧中心が移動すると考えられるため、2% (1.0[m]) の余裕を持たせ、61%位置に風圧中心がくるよう主翼を 3.6[m]後方へ移動させることにした。

$$50 \times (0.61 - 0.537) = 3.6[m] \quad (3-1)$$

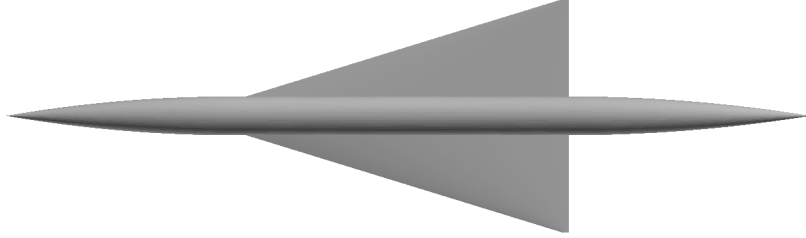


図 3-C トリム条件を満たす主翼位置の推定に用いた基本形状

(2) 手順 2 : F 関数の作成

手順 1 で計算した通り、基本形状から主翼を後方へ 3.6[m] 移動させ、主翼先端位置  $x_{apex} = 14.6[m]$  とした。次に、この主翼位置をもとに F 関数を作成する。

いま、設計揚力係数および主翼面積から機体後端位置での等価断面積が、

$$\begin{aligned} A_e(L) &= \frac{1}{2} \beta S_w C_L \\ &= 16.52[m^2] \end{aligned} \quad (3-2)$$

と求められる。また、主翼前縁と胴体側面が交差する位置  $x_w$  での胴体半径を  $r_w$  とすると、この 2 つの変数の関係は前縁後退角  $\alpha_{le}$  を用いて、

$$x_w = x_{apex} + r_w \tan \alpha_{le} \quad (3-3)$$

と表される。

また、機体の各要素と F 関数の各スパイク形状 (図 3-D 参照) との関係は次のようになっている。

① スパイク 1

機首部分にあるスパイク 1 は、先端からの胴体の膨らみ具合を規定するもので、主翼前縁と胴体の交差する位置での胴体直径  $r_w$  に関係している。

② スパイク 2

主翼前縁と胴体の交差する位置にあるスパイク 2 は、主翼後端での胴体直径、中央胴体の半径分布に関係している。この位置からは  $A_e$  に  $A_w$ ,  $B_w$  が加わるため、特に  $B_w$  による  $A_e$  の急激な増加に合わせて、スパイク 2 の面積をできるだけ大きくすることが望ましい。しかし、スパイクの面積を増やすことは、そのスパイクの生み出す衝撃波を強くすることになるため、スパイク 2 の衝撃波が先端にあるスパイク 1 の衝撃波と統合してしまわないよう、十分な間隔を保つ必要がある。

### ③スパイク 3

スパイク 3 は主翼の後端 ( $x = x_{apex} + l$ ) に置いている。この位置よりも前方では主翼上の揚力分布の影響で  $B_w$  が増加しているため、全体として  $A_e$  も増加していることが望ましい。しかし、スパイク 3 の位置よりも後方では、主翼がなくなるため  $B_w$  は一定となり、後端での  $A_e$  と等しい値をとる。

$$\begin{aligned} A_e(x_{apex} + l) &= A_B(x_{apex} + l) + B_w(x_{apex} + l) \\ &= A_B(x_{apex} + l) + B_w(L) \end{aligned} \quad (3-4)$$

主翼後端以降で胴体を閉じるためには、それまで単調増加であった  $A_e$  を減少させなければならず、スパイク 4 による衝撃波と統合してしまわない範囲で、スパイク 3 の面積を可能な限り大きく取る必要がある。

### ④スパイク 4

スパイク 4 は機体後端に位置しており、後端ブーム強度および胴体後端の閉じ方に関係している。抵抗低減の観点からは、胴体後端はなだらかに閉じることが望ましいため、スパイク 4 は高さを抑え、幅を広くするべきである。その意味でスパイク 4 に限っては、他のスパイクと異なり、先端を切って台形状にしている。しかし、スパイク 4 による衝撃波とスパイク 3 による衝撃波を統合させないためには、2つのスパイクの距離をできるだけ大きく取る必要があり、これによってスパイク 4 の幅は制約を受ける。

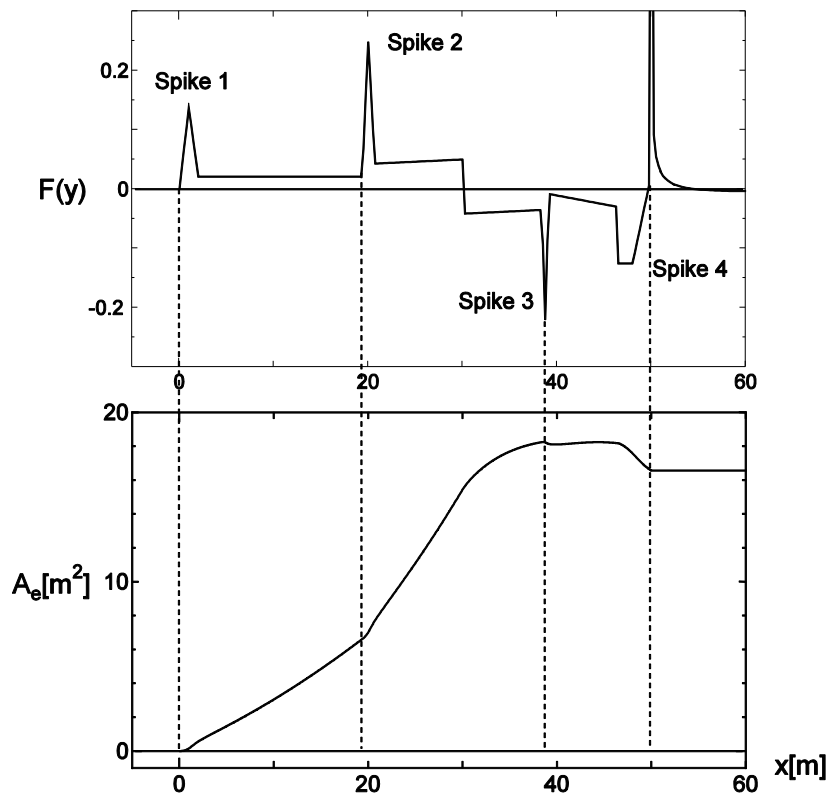


図 3-D 作成した F 関数とその等価断面積分布  $A_e$

以上の関係を考慮し、先端・後端ブームが統合せず、衝撃波強度が許容範囲内に抑えられ、なおかつ、望ましい胴体形状に出来る限り近づけるようにパラメータの調整を行い、F 関数を作成した。この F 関数のパラメータを表 7 に示す。

表 7 作成した F 関数のパラメータ

$H_1$	0.1368	$y_{f1}/L$	0.04
$H_2$	0.2346	$y_{f2}/L$	0.026
$H_3$	0.19	$y_{f3}/L$	0.0015
$H_4$	0.23	$y_{f4}/L$	0.03
$C_1$	0.02114	$\lambda_2/L$	0.3874
$C_2$	0.022	$\lambda_m/L$	0.6
$C_3$	0.027	$\lambda_3/L$	0.7677
$C_4$	0.03	$\lambda_4/L$	0.93
$B_2/S$	0.5		
$B_3/S$	0.5		

### (3) 手順 3 : Ae の分配

次に、手順 2 で作成した F 関数から  $A_e$  を計算し、それを各項（胴体体積  $A_B$ 、主翼体積  $A_w$ 、揚力  $B_w$ ）に割り振る。このとき、 $B_w$  については、胴体との重なりによる影響を考慮し、2.2.3 節に示した方法で修正を行った。 $B_w$  を推算する際に必要となる全翼機形態の解析結果は図 2-I を用いた。

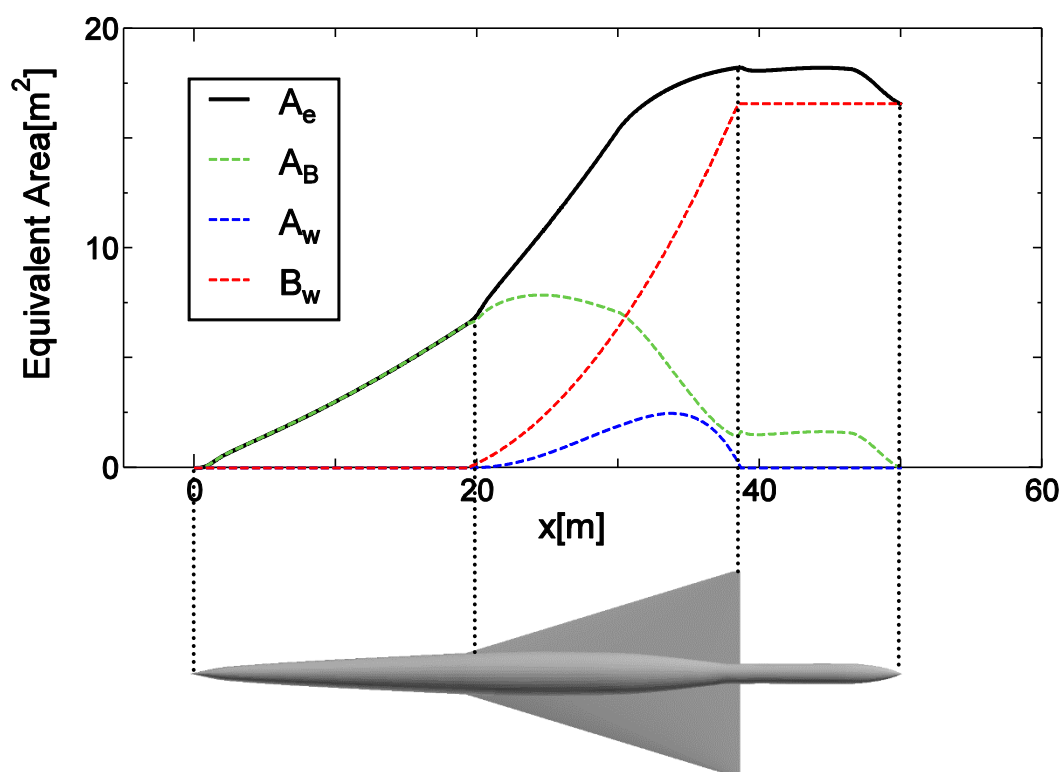


図 3-E Ae の分配と設計形状 (Delta 翼)

(4) 手順 4 : マッハ面への投影

最後に、2.2.3 節に示した方法によって胴体上・下面の半径分布をマッハ面へ投影するよう修正した。作成された胴体形状を図 3-F に示す。胴体幅は  $x = 24.5[m]$  位置で最大値  $3.16[m]$  であった。

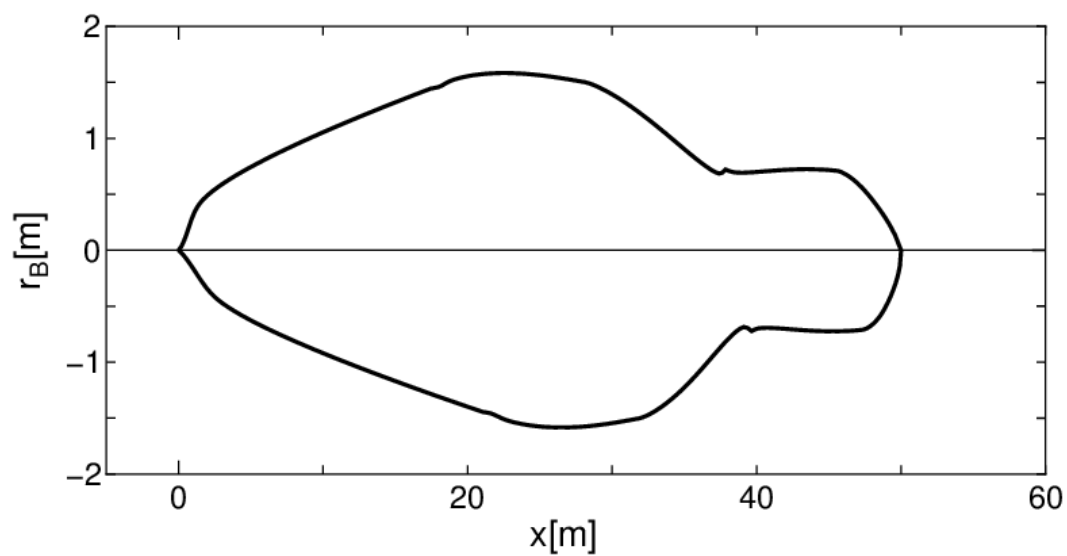


図 3-F Delta 翼形態機の胴体上・下面の半径分布



### 3.2.2 Arrow 翼の場合

本研究の設計手法では主翼に合わせて F 関数を作成するため、本来、異なる主翼に対して同じ F 関数を用いて設計することはできず、Arrow 翼の場合は新たに F 関数を作成する必要がある。しかし、ここでは本手法の汎用性を確認するため、Delta 翼で用いた F 関数が使えるように、F 関数に合わせて Arrow 翼の平面形を設計することを試みた。

#### (1) 手順 1 : 主翼の前後位置の決定

Delta 翼と同じ F 関数を使用するため、主翼前縁と胴体側面が交差する位置と、その位置での翼幅、および主翼後端位置を Delta 翼に合わせるように平面形を調整した。トリム条件を満たしているかどうかについては、解析結果をみて確認することにした。

#### (2) 手順 2 : F 関数作成

F 関数は Delta 翼の場合と同じものを使用したため、Arrow 翼の場合には新たに作成を行っていないことは先述の通りである。

#### (3) 手順 3 : $A_e$ の分配

Delta 翼の場合と同様、手順 2 で作成した F 関数から  $A_e$  を計算し、それを各項（胴体の断面積  $A_B$ 、主翼の断面積  $A_w$ 、揚力の相当断面積  $B_w$ ）に分配する。このとき、 $B_w$  については、胴体との重なりによる影響を考慮し、2.2.3 節で示した方法で修正を行った。

まず、全翼機形態の Arrow 翼について、揚力を持つ場合と持たない場合の CAPAS 解析を行って近傍場圧力波形を求め（図 3-G）、その差分を取った（図 3-H 上段）。次に、それを F 関数として等価断面積を計算し、基準となる  $B_w^{FW}$  を求めた（図 3-H 下段）。

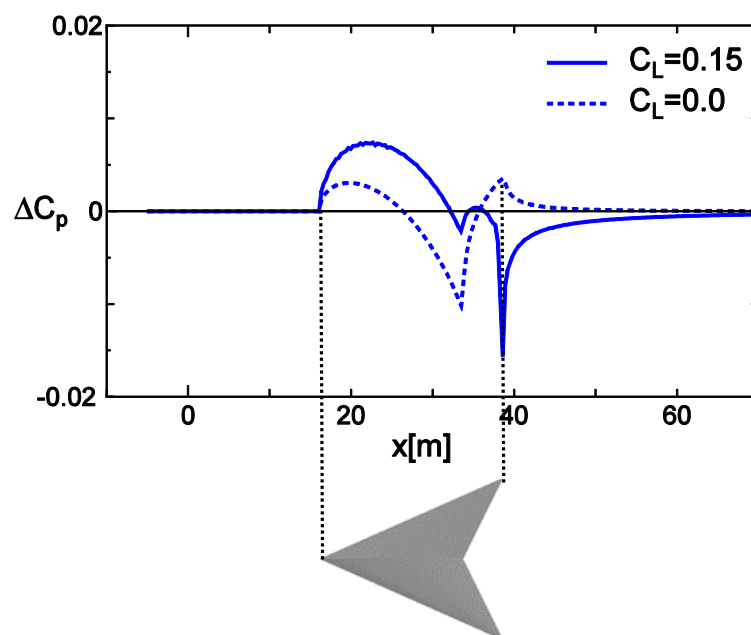


図 3-G Arrow 翼を CAPAS で解析して得られた近傍場圧力波形

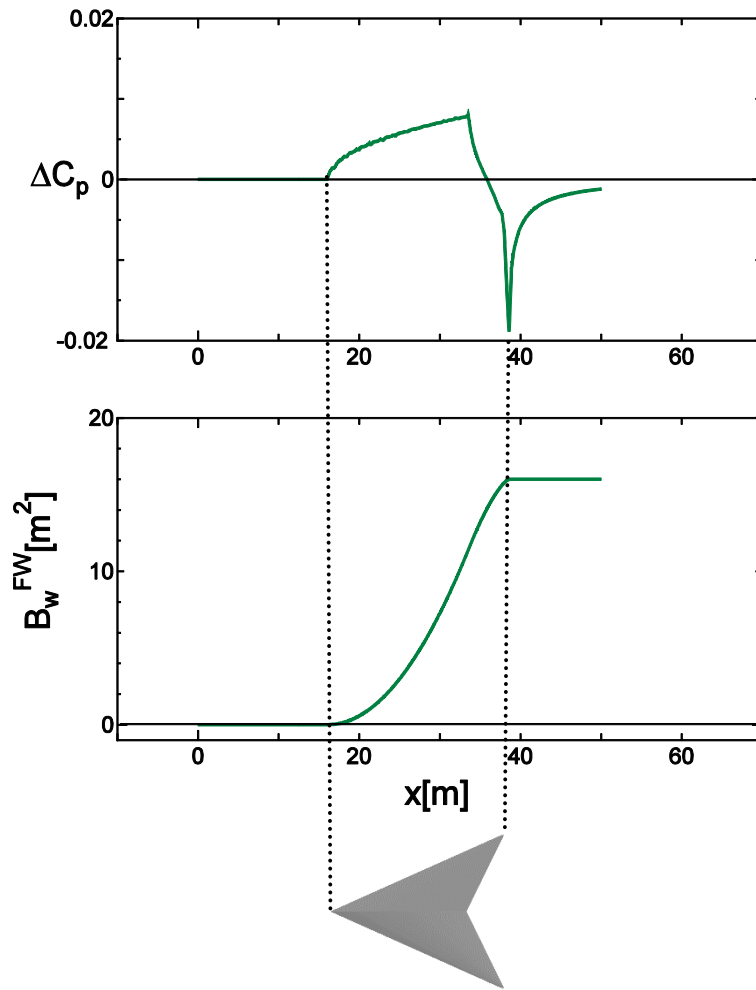


図 3-H 上段：Arrow 翼の揚力の影響による近傍場圧力波形の変動量  
 (式(2-9)の $\Delta F_{Lift}^{FW}$ を式(1-3)で圧力変動に変換したものに相当)  
 下段：揚力の影響による近傍場圧力波形の変動量を F 関数とみなして、  
 等価断面積を求めたもの (式(2-10) に相当)

そして、図 3-H 下段の $B_w^{FW}$ に式(2-18)を適用して胴体の影響を考慮し、それを用いて $A_e$ の分配を行ったものを図 3-I に示す。

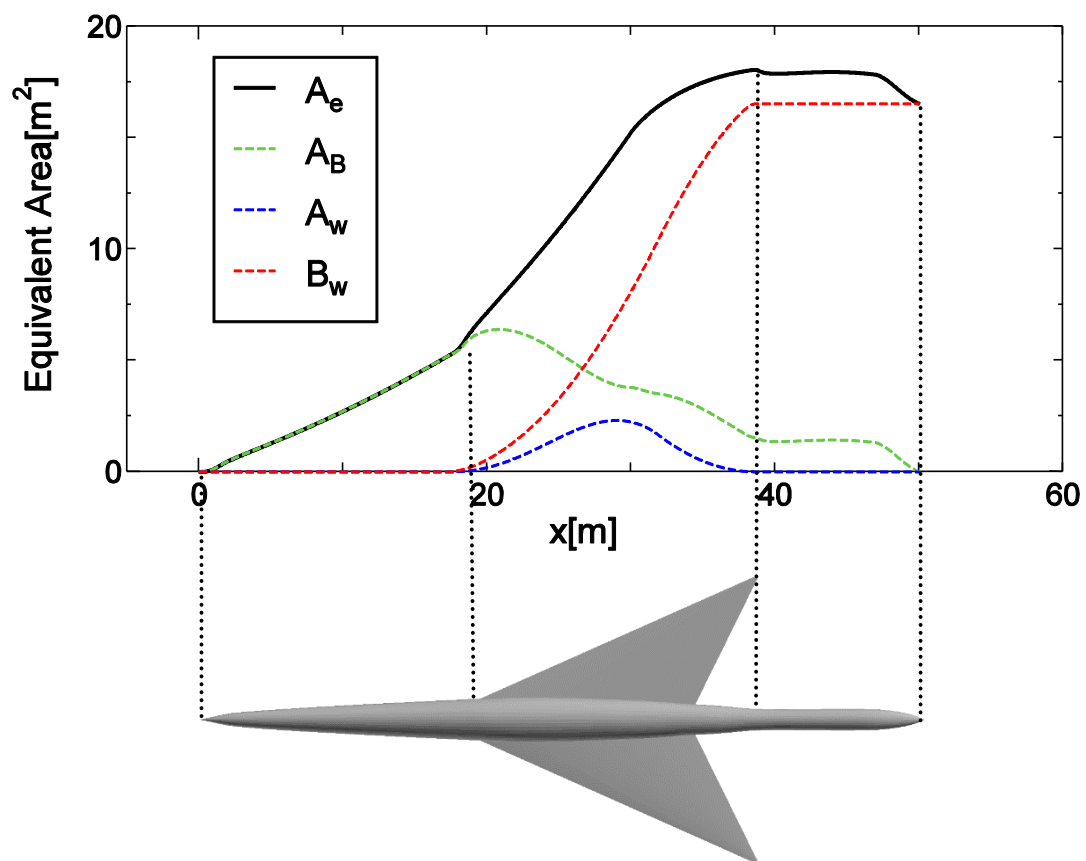


図 3-I Ae の分配と設計形状 (Arrow 翼)

(4) 手順 4 : マッハ面への投影

最後に、2.2.3 節に示した方法によって胴体上・下面の半径分布をマッハ面へ投影するよう修正した。作成された胴体形状を図 3-J に示す。胴体幅は  $x = 22.75[m]$  位置で最大値  $3.09[m]$  であった。

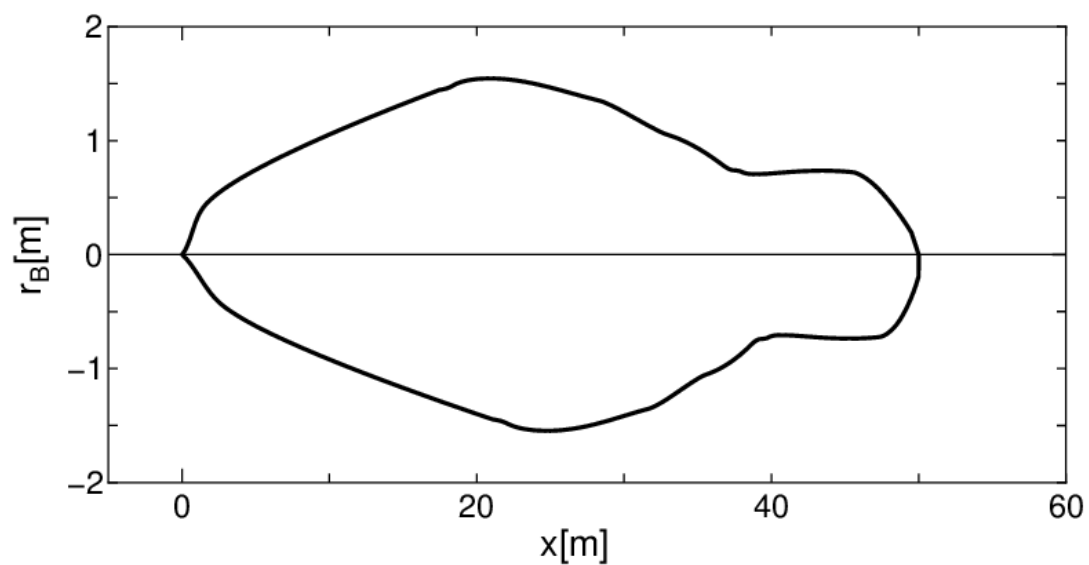


図 3-J Arrow 翼形態機の胴体上・下面の半径分布

### 3.3 解析結果

本研究では、3.2 節で Delta 翼に合わせて作成した F 関数（図 3-K）をもとに、翼洞干渉の影響を考慮した補正を行い、機体形状を設計した。なお、図 3-K の F 関数と変動圧力係数 $\Delta C_p$ の変換に下記式(1-3)を用いたことは、先述した通りである。また、本設計手法が主翼平面形によらず適用可能であることを確認するため、同じ F 関数を Arrow 翼にも適用し、設計を試みた。

$$\begin{aligned}\frac{\Delta p}{p_\infty} &= \frac{\gamma M^2}{\sqrt{2r}(M^2 - 1)^{\frac{3}{2}}} F(x) \\ &= \frac{\gamma M^2}{2} \Delta C_p\end{aligned}\quad (1-3)$$

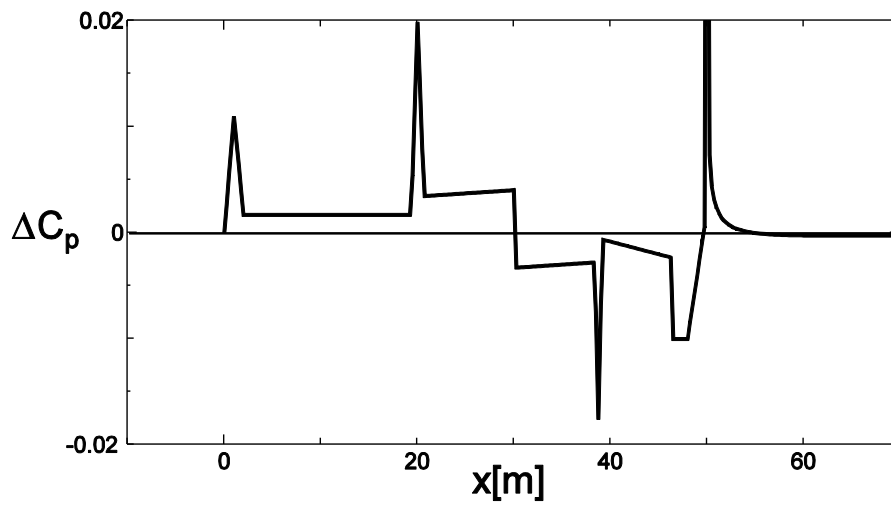


図 3-K 設計に用いた F 関数を式(1-3)で変動圧力係数 $\Delta C_p$ に変換したもの

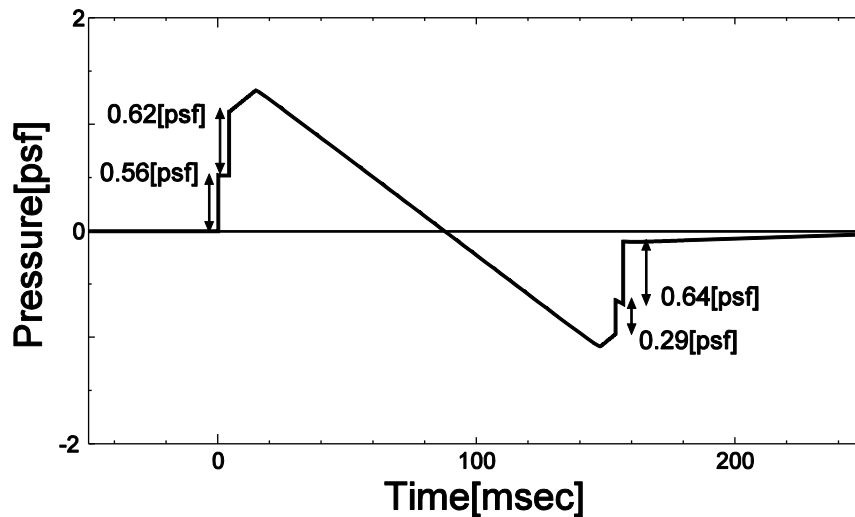


図 3-L 図 3-K を近傍場圧力波形とした場合に想定される地上圧力波形

### 3.3.1 Delta 翼形態

まず、Delta 翼形態機（図 3-E の機体）の解析結果を図 3-M-1、図 3-M-2 に示す。CAPAS による近傍場圧力波形の解析結果（図 3-M-1）では、全体として図 3-K の F 関数形状をよく再現できているが、主翼後端部で大きく振動するなど、細部では相違が見られた。また、地上圧力波形（図 3-M-2）でも先端・後端ブームを 2 段に分け、低減することが出来ているものの、先端の 2 段目の衝撃波の直後や、後端の 2 つの衝撃波の直前で圧力波形が鋭角に変化しており、図 3-L とは相違が見られた。

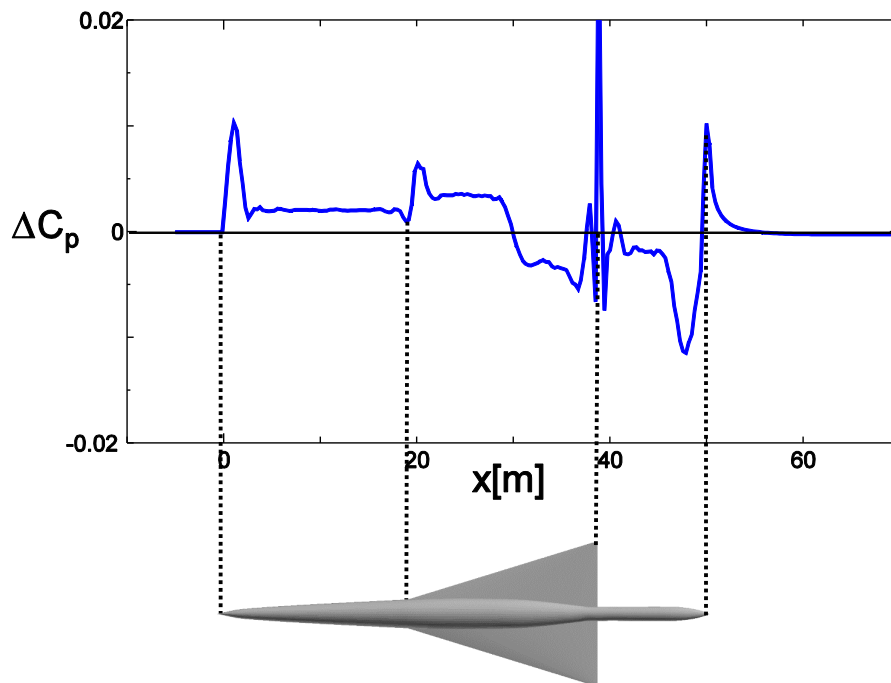


図 3-M-1 Delta 翼形態機を CAPAS で解析して得られた近傍場圧力波形

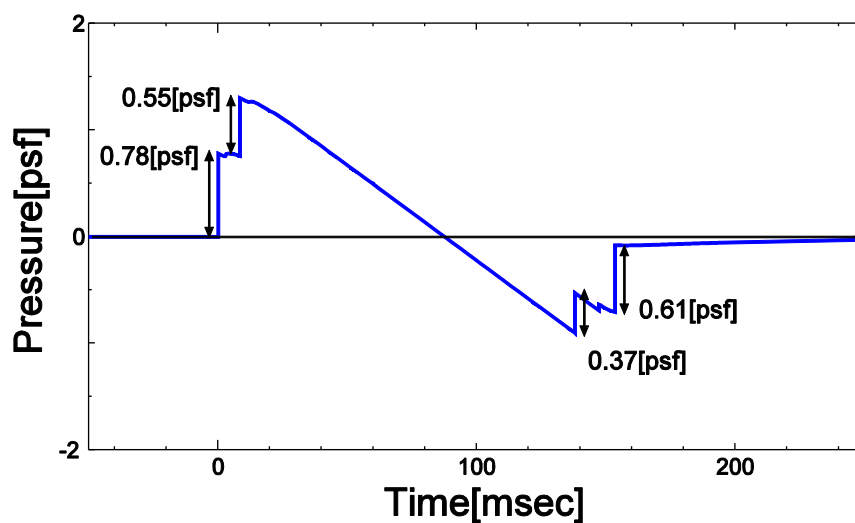


図 3-M-2 図 3-M-1 の近傍場圧力波形を伝播させて得られた地上圧力波形

また、揚力曲線と風圧中心周りの縦揺れモーメント曲線を図 3-M-3 に示す。この機体は設計揚力係数 ( $C_L = 0.15$ ) 時は、風圧中心位置が  $x_{cp} = 30.24[m]$  (機体長の 60.5%) になっており、想定した重心範囲内に設定されている (1.3.1 節参照)。さらに、縦揺れモーメント曲線の傾きが負になっていることから、縦方向の静的安定性も保たれていることが分かる。一方、旅客機の巡航時の床の傾き角 (Floor Angle) は、一般に  $3^\circ$  以下であることが望ましいとされているが、Delta 翼形態機の場合は設計揚力時の迎角が  $5.4^\circ$  と大きくなっており、この点に関して改善が必要である。しかし、これは、本研究では低ブーム化に主眼を置いたことから、主翼に捩じり角分布やキャンバー分布などを組み合わせるワープ翼化を行っていないためであり、最適化された主翼を使用し、胴体への主翼の取り付け角を工夫することで、Floor Angle を  $3^\circ$  以下に収めることは可能であると考えられる。

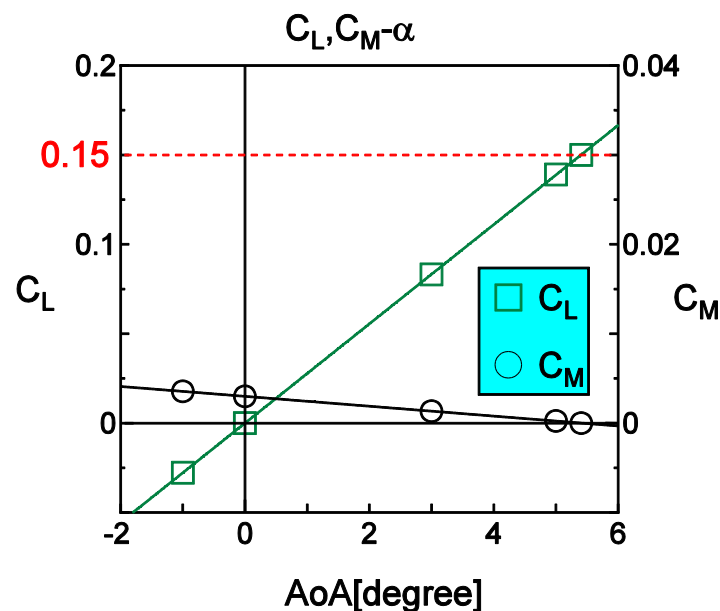


図 3-M-3 Delta 翼形態機の揚力曲線と  $x_{cp}$  周りの縦揺れモーメント曲線

### 3.3.2 Arrow 翼形態

次に、Arrow 翼形態機 (図 3-I) の機体の解析結果を図 3-N-1、図 3-N-2 に示す。この場合も近傍場圧力波形 (図 3-N-1) では、全体として図 3-K の F 関数形状をよく再現できており、地上圧力波形 (図 3-N-2) でも先端・後端ブームを 2 段に分け、低減することができた。しかし、主翼の後半部分にかけて近傍場圧力波形の振動が大きく、そのために地上圧力波形では 130[msec] 付近に小さな衝撃波が現れている。

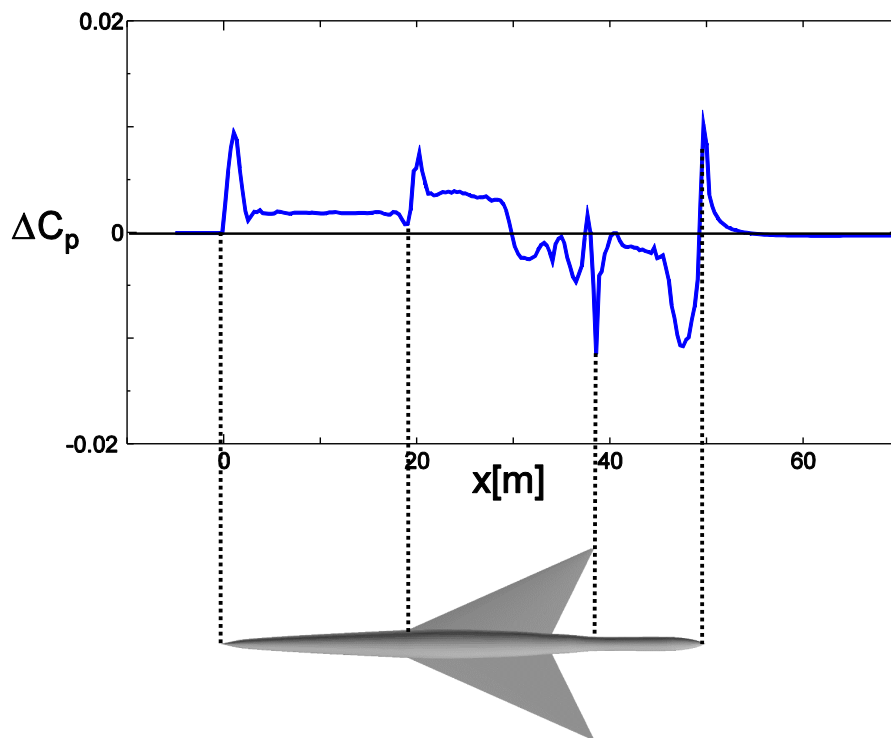


図 3-N-1 Arrow 翼形態機を CAPAS で解析して得られた近傍場圧力波形

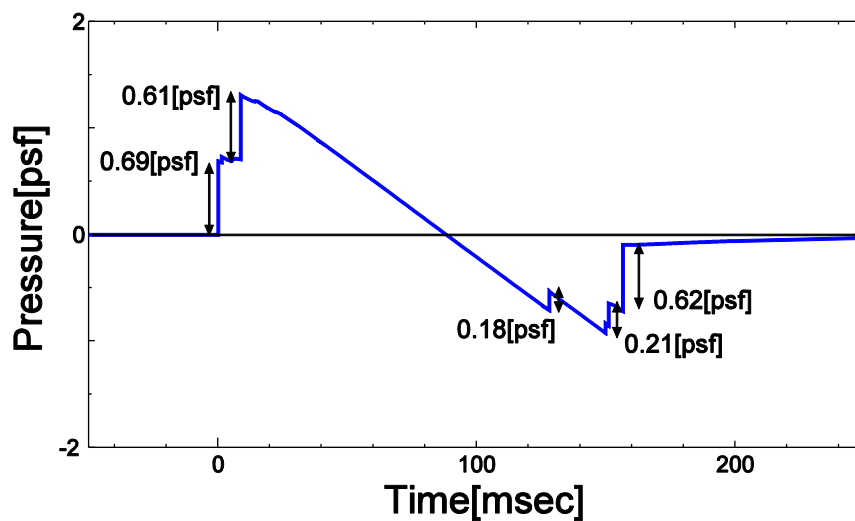


図 3-N-2 図 3-N-1 の近傍場圧力波形を伝播させて得られた地上圧力波形

また、揚力曲線と風圧中心周りの縦揺れモーメント曲線は図 3-N-3 に示す通りである。この機体は設計揚力係数 ( $C_L = 0.15$ ) 時は、風圧中心位置が  $x_{cp} = 29.68[m]$  (機体長の 59.4%) になっており、想定した重心範囲内 (1.3.1 節参照) である。さらに、Delta 翼形態機の場合と同様、縦揺れモーメント曲線の傾きが負になっていることから、縦方向の静的安定性も保たれていることが分かる。一方、設計揚力時の迎角は  $3.8^\circ$  と、Delta 翼形態機と比べて小さくなっている。これは、Arrow 翼形態機も Delta 翼形態機と同様、主翼にワープ翼化などは行っていないが、Arrow 翼のアスペクト比が Delta 翼よりも大きく (表 6 参照)、揚力特性が向上した (揚力傾斜

が増加し、設計揚力を実現できる迎角が減少している）ためであると考えられる。

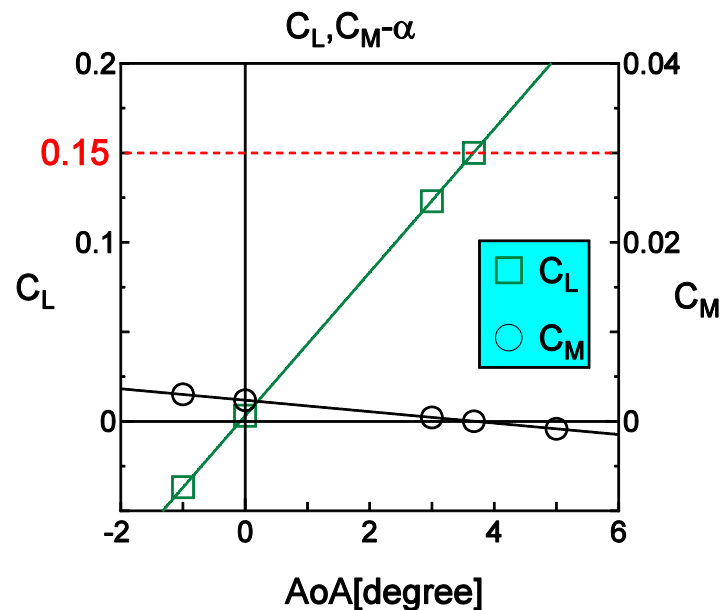


図 3-N-3 Arrow 翼形態機の揚力曲線と  $x_{cp}$  周りの縦揺れモーメント曲線

### 3.3.3 結果のまとめ

Delta 翼形態機・Arrow 翼形態機の解析結果を表 8 に、設計に用いた F 関数および F 関数から予測される地上圧力波形との比較を図 3-O および図 3-P に示す。

先述したとおり、風圧中心位置は Delta 翼形態機・Arrow 翼形態機、どちらの場合も設計目標である機体長の 56～63% 位置に収まっていることから、トリムが取れていることは確認できている。一方、設計形状を CAPAS で解析した結果、どちらの場合も先端ブームが設計に用いた F 関数よりも強くなっており、その影響で騒音レベルが上昇している（表 8）。

表 8 設計に用いた F 関数と 2 つの形態の解析結果の比較

	設計 F 関数	Delta 翼形態機	Arrow 翼形態機
風圧中心位置	設計目標：56～63%	60.5%	59.4%
先端ブーム強度※	0.56[psf]	0.78[psf]	0.69[psf]
	0.62[psf]	0.55[psf]	0.61[psf]
後端ブーム強度※	0.29[psf]	0.37[psf]	0.21[psf]
	0.64[psf]	0.61[psf]	0.62[psf]
騒音レベル	93.2[PLdB]	96.3[PLdB]	96.3[PLdB]
迎角	-	5.4[°]	3.8[°]

※： 先端・後端ブームがそれぞれ 2 段に分かれているため、  
1 段目、2 段目の順でブーム強度を記載



また、CAPAS 解析により求められた近傍場圧力波形と、F 関数を変動圧力係数 $\Delta C_p$ に変換したものとの比較（図 3-O-1、図 3-O-2）を見ると、主翼の後縁付近（ $x = 30 \sim 40[m]$ ）にかけて F 関数と近傍場圧力波形との間に若干のズレが見られるが、全体として低ブーム化に必要な F 関数の特徴はよく捉えることができています。特に、今回、胴体の影響による揚力の欠損を考慮した主翼先端部（ $x = 15 \sim 20[m]$ ）付近では、CAPAS 解析結果で F 関数のスパイク形状が再現されており、本研究で用いた修正法の効果が得られているものと考えられる。

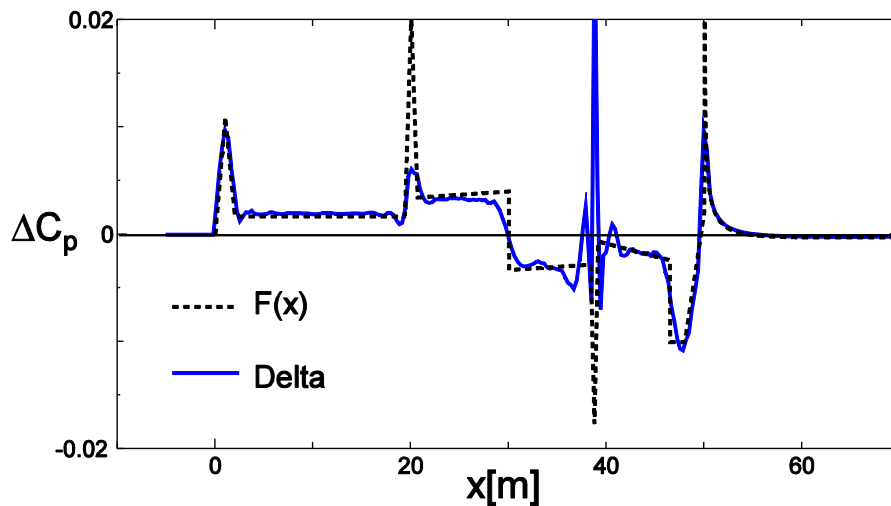


図 3-O-1 Delta 翼形態機を解析した近傍場圧力波形と、設計に用いた F 関数を式(1-3)で変動圧力係数 $\Delta C_p$ に変換したものとの比較

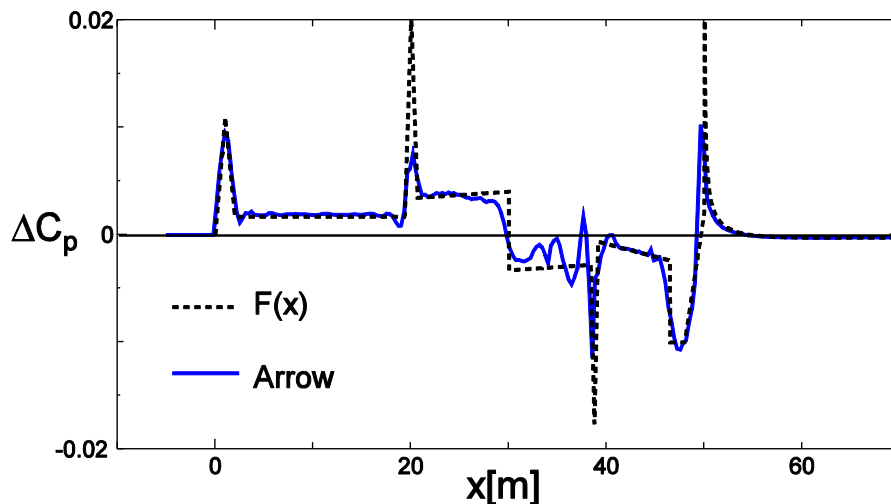


図 3-O-2 Arrow 翼形態機を解析した近傍場圧力波形と、設計に用いた F 関数を式(1-3)で変動圧力係数 $\Delta C_p$ に変換したものとの比較

次に、CAPAS の波形パラメータ法によって推定される地上圧力波形と、設計に用いた F 関数から予測される地上圧力波形との比較を図 3-P-1、図 3-P-2 に示す。Delta 翼形態機と Arrow 翼形態機のどちらの場合も先端および後端ブーム強度を支配する衝撃波を 2 つの弱い衝撃波に分割

するという、本設計手法の目標が達成された。しかし、先端ブーム強度が  $F$  関数から想定される圧力波形よりも強くなっており、低ブーム性が悪くなっている。この効果は迎角の大きい Delta 翼形態機でより顕著に表れていることから、機体が迎角を持つことで、相対的に機体が短く、太くなったこと、つまり胴体下部における局所的な勾配が大きくなって圧縮波が強くなったことの影響ではないかと考えられる。

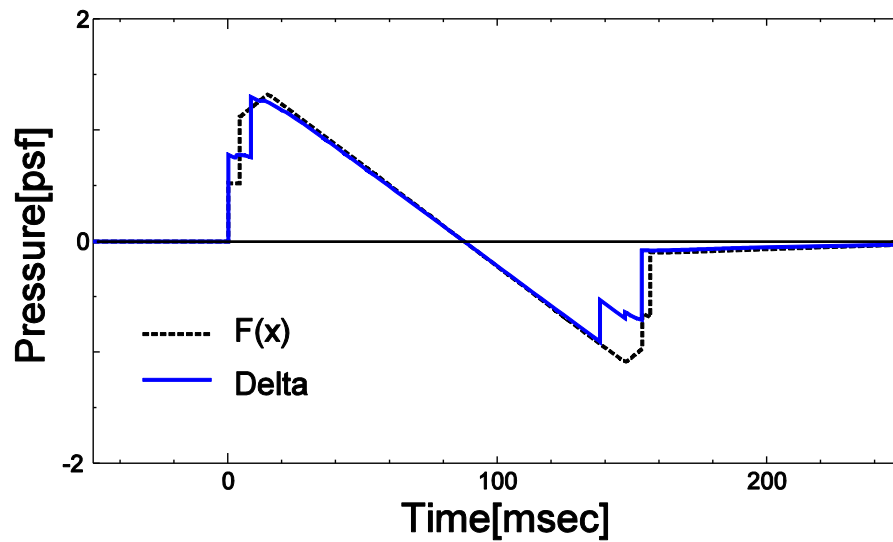


図 3-P-1 Delta 翼形態機を解析した地上圧力波形と、設計に用いた  $F$  関数を伝播させた地上圧力波形の比較

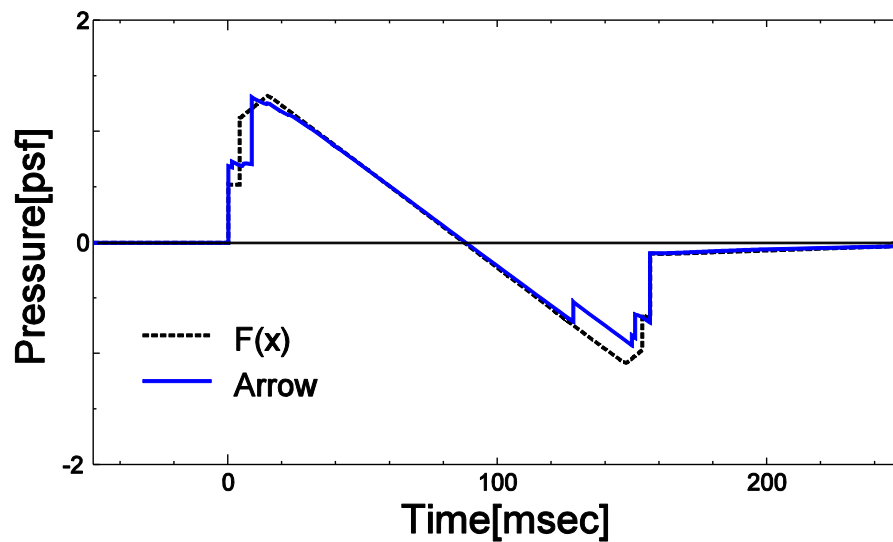


図 3-P-2 Arrow 翼形態機を解析した地上圧力波形と、設計に用いた  $F$  関数を伝播させた地上圧力波形の比較

### 3.4 考察

本研究で設計した2つの機体の地上圧力波形と First-Cut 法によって推定される参照 N 型圧力波形との比較を図 3-Q-1、図 3-Q-2 および表 9 に示す。参照 N 型圧力波形からのブーム強度の低減量は、Delta 翼形態機で先端が 52%、後端が 62%、Arrow 翼形態機で先端が 57%、後端が 62% となっており、また、騒音レベルでも約 8[PLdB]の低減効果が得られている。

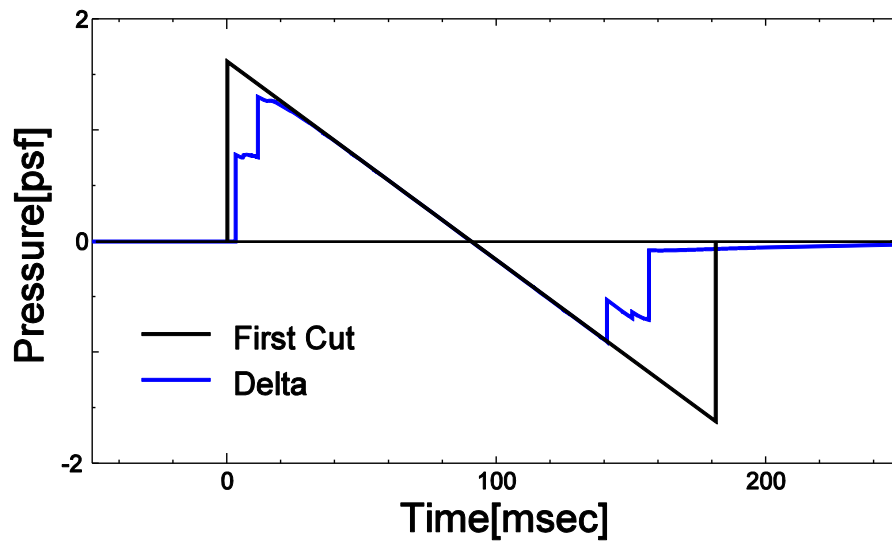


図 3-Q-1 Delta 翼形態機の地上圧力波形と、First-Cut 法によって推定される参照 N 型圧力波形の比較

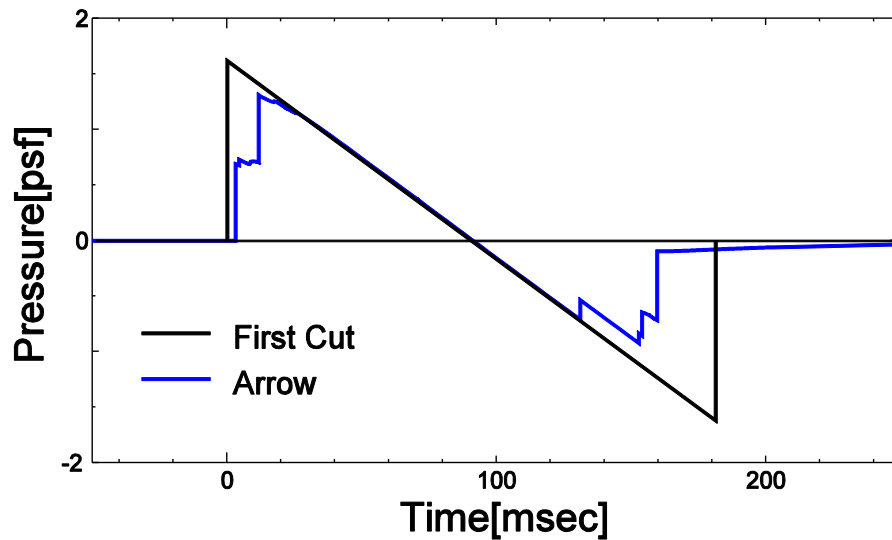


図 3-Q-2 Arrow 翼形態機の地上圧力波形と、First-Cut 法によって推定される参照 N 型圧力波形の比較

表 9 本研究で設計した 2 つの機体の地上圧力波形と、First-Cut 法によって推定される参照 N 型圧力波形との比較

	参照 N 型圧力波形	Delta 翼形態機	Arrow 翼形態機
先端ブーム強度※	1.62[psf]	0.78[psf] 0.55[psf]	0.69[psf] 0.61[psf]
後端ブーム強度※	1.62[psf]	0.37[psf] 0.61[psf]	0.21[psf] 0.62[psf]
騒音レベル	104.6[PLdB]	96.3[PLdB]	96.3[PLdB]

※： 先端・後端ブームがそれぞれ 2 段に分かれているため、  
1 段目、2 段目の順でブーム強度を記載

今回の設計結果では、胴体先端から発生する衝撃波をあえて強くすることで、主翼前縁から発生する衝撃波との統合を遅らせ、地上において先端ブームを 2 つの弱い衝撃波に分けることができたものとする。また、胴体後端から発生する衝撃波を強くし、主翼後縁から発生する膨張波をその位置の胴体から発生する衝撃波で打ち消して弱めることで、地上において後端ブームも 2 つの弱い衝撃波に分けることができた。低ブーム設計におけるこうした考え方は必ずしも新しいものではないが（後端ブームを 2 つに分割する試みは、すでに JAXA の D-SEND プロジェクトで行われている<sup>[22]</sup>）、本研究では F 関数を使った手法によってこれを実現しており、世界初の試みである。さらに、この手法であれば設計にかかる計算負荷の低減も期待される。

また、F 関数から機体形状を設計する際の、翼胴干渉による主翼の揚力分布への影響については、主翼を単独で解析した場合の揚力分布をもとに、主翼前縁と胴体側面が交差する位置の情報のみから修正を行う手法を考案し、その効果も確認できている。

次に、本研究で改良した F 関数と、同じ条件で SGD 法を適用した場合との比較を図 3-R、図 3-S に示す。SGD 法では、地上圧力波形の形状を規定するパラメータ  $B/S$  を任意に設定することができるが、今回は  $B/S = 0$  の場合と  $B/S = 0.5$  の場合の（地上圧力波形の形状から、それぞれ Flat-Top 型、Peaky 型と呼ばれる）ものを用いた。

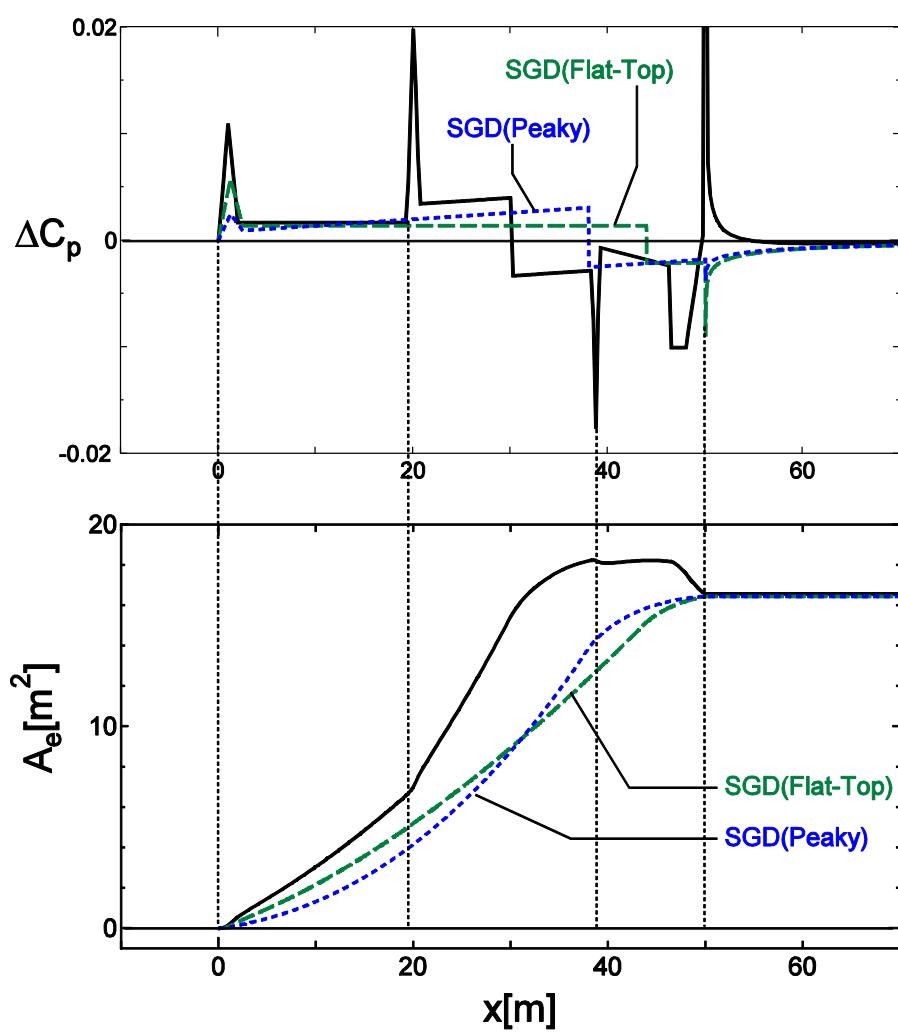


図 3-R 本研究で作成した F 関数を変動圧力係数 $\Delta C_p$ に変換したもの、および等価断面積分布（黒実線）と 2 種類の SGD 法との比較

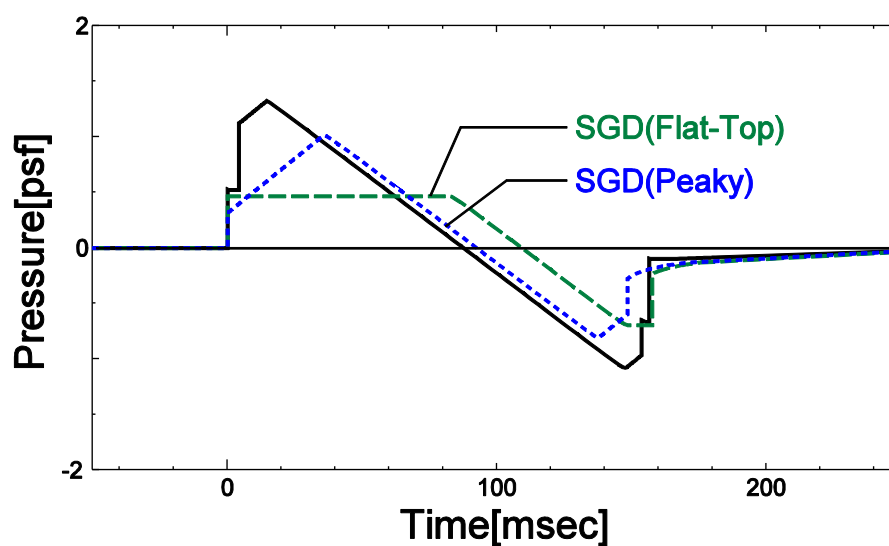


図 3-S 本研究で作成した F 関数から得られる地上圧力波形（黒実線）と、2 種類の SGD 法の地上圧力波形の比較

図 3-R より、本研究で改良した F 関数は近傍場での圧力変動量が全体的に大きくなっており、等価軸対称物体の体積（機体先端から後端までの等価断面積分布の積分値）も大幅に増加している。機体の体積などが異なるため、単純には比較できないが、本研究の F 関数は地上圧力波形でも全体に圧力変動が大きくなり、低ブーム性能が悪化してしまっている（表 10、図 3-T）。騒音レベルで見ても、本研究の F 関数は参照 N 型圧力波形から 10[PLdB]以上の低減を実現しているものの、SGD 法と比べるとまだ開きがある。

表 10 参照 N 型圧力波形と本研究で改良した F 関数、2 種類の SGD 法の比較

	参照 N 型 圧力波形	設計 F 関数 による 圧力波形	FLAT-TOP 型 圧力波形 (SGD 法)	PEAKY 型 圧力波形 (SGD 法)
先端ブーム強度※	1.62[psf]	0.56[psf] 0.62[psf]	0.47[psf]	0.33[psf]
後端ブーム強度※	1.62[psf]	0.29[psf] 0.64[psf]	0.47[psf]	0.33[psf]
騒音レベル	104.6[PLdB]	93.2[PLdB]	87.5[PLdB]	83.0[PLdB]

※： 先端・後端ブームがそれぞれ 2 段に分かれているため、  
1 段目、2 段目の順でブーム強度を記載

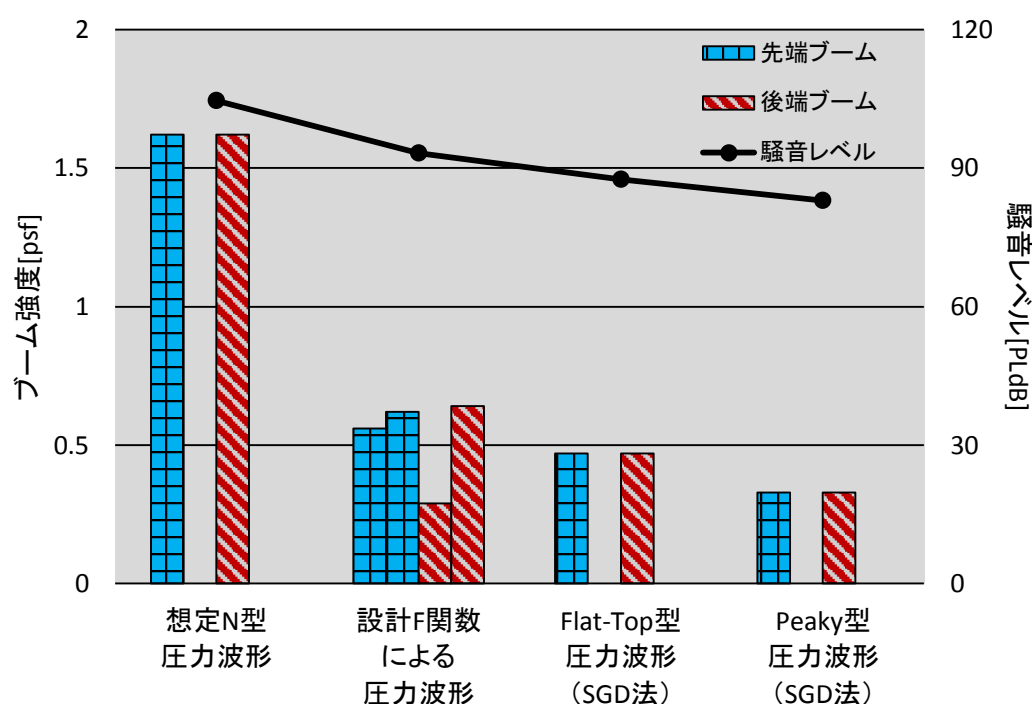


図 3-T 参照 N 型圧力波形と本研究で改良した F 関数、2 種類の SGD 法の比較。  
本研究の F 関数は先端・後端ブームがそれぞれ 2 つに分かれているため、  
ブーム強度も 1 段目を左に、2 段目を右に示している。

以上により、SGD 法は低ブーム化に焦点を絞った場合の一つの極端な例で、かつ若干の抵抗低減効果を加えた手法であるため、確かに低ブーム効果は優れているが、機体設計に適用する場合はトリム調整や機体構成との兼ね合いなどの課題を解決しなければならない短所を有している。そこで、本研究では低ブーム化とその他の設計要求とのバランスを取ることを優先した F 関数の改良方法を提案し、その結果、参照 N 型圧力波形からの低ブーム化を実現するとともに、SGD 法の抱える課題を解決する一つの方向性を示すことができたものと考えている。

## 4 結論

### 4.1 まとめ

本研究では、従来の低ブーム理論の課題を解決することで、水平尾翼のない形態の機体において、低ブーム性能とトリム調整を両立させる設計法を提案した。また、その手法を具体的な機体の設計へ適用することで、概念設計段階の低ブーム設計法としては妥当性のあることを確認した。

従来の低ブーム理論では、SGD 法に基づく設計を行うためには、主翼の揚力を機体後端まで分布させなければならず、トリムが取れなくなることが課題であった。また、SGD 法は一般性の高い手法ではあるものの、機体の構成によっては外形形状に強い制約を課す場合があった。そこで、本研究では SGD 法の  $F$  関数形を改良することで、トリム問題を解決し、機体の形状も考慮した設計を可能にした。また、翼胴干渉の影響については、胴体で隠された主翼先端部分のみ、揚力が失われたと仮定することで、 $F$  関数から胴体形状を設計する際にその効果を考慮して修正できることを明らかにした。さらに、具体的な機体形状の設計において、同じ  $F$  関数形を平面形の異なる 2 つの主翼に適用し、どちらの場合でも近傍場圧力波形と地上圧力波形の両方で低ブーム化に必要な特徴を再現することができた。これらのことから、本手法は主翼平面形に依らず適用可能な手法であると考えられる。

NASA や JAXA では、SGD 法の課題を解決するにあたって CFD 解析と数値最適化を組み合わせた手法の検討が行われており、多くの成果を上げている。しかし、この方法は計算負荷が高く、今後何らかの設計手法の改善がなされない限り、低ブーム設計技術の広範囲の普及を促す観点からは計算機能力と数値解析技術の向上に強く依存することになってしまう。一方で、本研究の設計手法は  $F$  関数理論と修正線形理論に基づく、単純かつ汎用性の高いものであるため、実機開発における概念設計段階では非常に有用であると考ええる。もちろん、さらに詳細設計を行うには、より精度の高い数値最適化などに頼ることは必要になると思われる。

最後に、本研究のような取り組みを通じて低ブーム理論に関する知見を深め、広げることは、今後の低ブーム設計技術の発展に資するものであり、学問的のみならず、工学的にも本研究の意義は十分にあるものと考えている。

### 4.2 今後の課題

本研究で行った設計により得られた機体は、最も強い衝撃波の強度が  $0.7 \sim 0.8[\text{psf}]$ 、騒音レベルが約  $96[\text{PLdB}]$  であったが、実機として考えた場合には、1.3.2 節でも述べたように、少なくとも衝撃波の強度を  $0.5[\text{psf}]$  以下<sup>[22]</sup>、騒音レベルを  $85[\text{PLdB}]$  以下<sup>[16]</sup>にすることが求められており、本研究の結果は十分であるとは言えない。また、本研究で改良した  $F$  関数による低ブーム設計法が適用できる範囲には制約があると予想されるため、今後、ケーススタディなどを通じてその適用範囲を明らかにしていくことも必要と認識している。さらに、機体設計にあたっては低ブーム化だけでなく、胴体体積の制御や、エリアルールを考慮した胴体設計、主翼の捩じり下げ及びキャンバー分布の最適組み合わせ（ワープ翼設計）、自然層流翼設計などの抵抗低減手法との両立も



求められる。これらの課題解決に向けて、今後、低ブーム理論のさらなる改良や、その取り組みを通じて得た知見を活かした設計手法の改良などを行っていくことが必要であると考えている。

## 謝辞

本研究を遂行するにあたり、多大なるご指導を頂いた吉田憲司教授に深く感謝致します。吉田先生には、低ブーム理論のみならず、空気力学や航空機設計全般に関する多くの知見をご教授いただきました。さらに、先生の研究にかける情熱や研究に対して真摯に取り組む姿勢からは、多くことを学ばされました。また、研究内容に関することだけでなく、プログラム作成や学会発表の準備などで多くの助言を頂いた、株式会社 TOUA の石川敬掲氏には深く感謝の意を表します。

本研究で空力解析に用いた CAPAS をご提供いただいた宇宙航空研究開発機構の牧野好和氏、(株)菱友システムズの牧本卓也氏、そして、ソニックブーム評価ツールの BoomMetre をご提供いただいた宇宙航空研究開発機構の中右介氏には心より御礼申し上げます。牧野氏には、CAPAS の使用方法だけでなく、ソニックブーム研究に関する多くの知識をご教授頂きました。また、牧本氏には CAPAS の使用に際し、多くのご支援を頂きました。さらに、中氏には BoomMetre をご提供頂き、ソニックブームの評価に関連した知識をご指導頂きました。

そして、宇宙航空研究開発機構の徳川直子氏には、空力研究に関する助言や学会発表の準備などで支えていただき、私生活においても、ご指導されている学習院大学の学生さんと分け隔てなく接していただいたことを心より御礼申し上げます。また、個人用端末の設定等で支えていただいた(株)菱友システムズの大平啓介氏、研究活動に専念できるよう環境を整えてくださった筧由里子氏には深く感謝しております。

最後に、同じ JAXA 研究生として、学習院大学の皆さん、そして東京大学の井手優紀氏、佐藤良亮氏がいたことは、大きな励みになりました。皆さんからは研究の面で多くの刺激を受け、また、私生活の面でも大変お世話になったことを深く感謝致します。

## 参考文献・引用

- [1] Boeing, “Current Market Outlook 2014-2033” ([http://www.boeing.com/assets/pdf/commercial/cmo/pdf/Boeing\\_Current\\_Market\\_Outlook\\_2014.pdf](http://www.boeing.com/assets/pdf/commercial/cmo/pdf/Boeing_Current_Market_Outlook_2014.pdf))
- [2] Concorde SST (<http://www.concordesst.com>)
- [3] Yoshida, K., “Supersonic drag reduction technology in the scaled supersonic experimental airplane project by JAXA”, Progress in Aerospace Sciences, 45 (2009), p.124-146
- [4] JAXA 航空プログラムグループ, “航空機研究開発の現在から未来へ～技術はどこまで発達しているか～”, 丸善プラネット(2011), p.186-212
- [5] D-SEND プロジェクト, JAXA 航空本部  
(<http://www.aero.jaxa.jp/research/frontier/sst/d-send.html>)
- [6] Whitham, G.B., “The Flow Pattern of a Supersonic Projectile”, Communications on Pure and Applied Mathematics, Vol.V, p.301-348 (1952)
- [7] Walkden, F., “The Shock Pattern of a Wing-Body Combination, Far from the Flight Path”, The Aeronautical Quarterly, p.164-194 (1957), p.179
- [8] Middleton, W.D. and Carlson, H.W., “A Numerical Method for Calculating Near-Field Sonic Boom Pressure Signatures”, NASA TN D-3082 (1965)
- [9] Darden, C.M., “Sonic Boom Theory: Its Status in Prediction and Minimization”, J.AIRCRAFT, Vol.14, No.6, p.569-576 (June, 1977)
- [10] (社)日本航空宇宙工業会 革新航空機技術開発センター, 「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), p.123-236
- [11] Kroo, I., “Unconventional Configurations for Efficient Supersonic Flight”, VKI lecture on Innovative Configurations and Advanced Concepts for Future Civil Aircraft (June 2005)
- [12] Van der Velden, A., “Sonic Boom of the Oblique Flying Wing”, Journal of Aircraft, Vol.31, No.1 (Jan.-Feb. 1994), p.19-25
- [13] Coen, P., “Fundamental Aeronautics Program – Supersonic Project Overview”, 2011 Technical Conference (March, 2011),  
(<http://www.aeronautics.nasa.gov/pdf/supersonics.pdf>)
- [14] 牧野好和, 牧本卓也, “超音速機概念設計ツール CAPAS の開発”, 日本航空宇宙学会・宇宙航空研究開発機構・日本流体力学会: 第 40 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム論文集, p.112-115 (2008)
- [15] 次世代静粛超音速機概念, JAXA 航空本部  
(<http://www.aero.jaxa.jp/research/frontier/sst/concept.html>)
- [16] Coen, P., “Fundamental Aeronautics Program – Supersonic Project Overview”, 2012 Technical Conference (March, 2012),

- ([http://www.aeronautics.nasa.gov/fap/2012-PRESENTATIONS/SUP\\_2012\\_508.pdf](http://www.aeronautics.nasa.gov/fap/2012-PRESENTATIONS/SUP_2012_508.pdf))
- [17] Magnus, A. E., Epton, M. A., “PAN AIR – A Computer Program for Predicting Subsonic or Supersonic Linear Potential Flow About Arbitrary Configurations Using a Higher Order Panel Method”, NASA CR-3215 (1980)
  - [18] Thomas, C.L., “Extrapolation of Sonic Boom Pressure Signatures by the Waveform Parameter Method”, NASA TN D-6832
  - [19] 牧野好和, 中右介, 橋本敦, 金森正史, 村上桂一, 青山剛史, “JAXA におけるソニックブーム推算技術の現状 (<特集>先進的空力技術 第2部: 流れの制御と実験・計測 第20回)”, 日本航空宇宙学会誌, 61(7), p.237-242 (2013-7)
  - [20] Stevens, S. S., “Perceived Level of Noise by Mark VII and Decibels (E)”, J. Acoust. Soc. Am., 51 (1972), pp.575-601
  - [21] Carlson, H. W. and Maglieri, D. J., “Review of Sonic-Boom Generation Theory and Prediction Methods”, The Journal of the Acoustical Society of America, 51, 2(3), p.675-685 (1972)
  - [22] Makino, Y., “Low Sonic-Boom Concept Demonstration in Silent Supersonic Research Program at JAXA”, World Congress on Computational Mechanics (July 2012)

## 本研究に関する学会発表

### 発表済み（1件）

- 春日洋平、吉田憲司、石川敬掲「低ブーム理論の改良に関する研究」日本航空宇宙学会第52回飛行機シンポジウム（2014年10月）

### 発表予定（1件）

- 春日洋平、吉田憲司、石川敬掲「低ブーム理論に基づく設計法の改良」日本航空宇宙学会年会講演会（2015年4月）