

博士論文（要約）

超音速旅客機の低ブーム・低抵抗設計手法の高度化

東京大学大学院
新領域創成科学研究科
先端エネルギー工学専攻

春日 洋平

2018年3月

Copyright © 2018 by Yohei Kasuga

吉田 憲司 教授
(主査)

李家 賢一 教授

鈴木 宏二郎 教授

岡本 光司 准教授

小泉 宏之 准教授

謝辞

本研究の遂行にあたってお世話になった方々に、この場を借りて感謝の意を表したいと思います。東京大学大学院新領域創成科学研究科先端エネルギー工学専攻の吉田憲司教授には、指導教官として本研究を実施する機会を与えて頂き、その遂行にあたって様々な助言を頂きました。ここに感謝の意を表します。また、ASI 総研の石川敬掲さんには日頃から研究の細部にわたって助言を頂き、数値解析を行う上でのご指導も頂きました。同氏に対して、ここに感謝の意を表します。

宇宙航空研究開発機構の方々にも大変お世話になりました。牧野好和さんには解析ツール CAPAS をご提供頂いただけでなく、本研究の方針を決定する上での助言も頂きました。牧本卓也さんには CAPAS の使用にあたってご指導を頂いただけでなく、研究で使用するプログラムの作成に関する助言を頂きました。中右介さんには騒音レベルの解析に必要なツール BoomMetre をご提供いただき、その使用にあたってご指導を頂きました。金森正史さんには伝播解析に必要な MPnoise や Xnoise 等のツールをご提供いただき、研究遂行にあたっての助言も頂きました。近藤賢さんには格子生成や数値解析を行う上での助言やご指導を頂きました。徳川直子さんには研究を行う上での助言だけでなく、研究生活を送る際の様々なご支援を頂きました。笥由里子さんには快適な研究環境を整えて頂き、研究生活にあたっての様々なご支援を頂きました。本研究は以上の方々のご協力なしには遂行しえなかったものであり、心より感謝いたします。

また、研究室のメンバーである井手優紀さん、佐藤良亮君、宮崎正也君、佐藤宥毅君、および学習院大学大学院自然科学研究科物理学専攻課程徳川研究室の学生の皆さんには研究だけでなく、私生活の面でも大きな支えとなって頂きました。ここに感謝の意を表します。

最後に、博士後期課程に進学したいという私の我儘にも反対することなく、長きに渡る研究生活を経済的、精神的に支えてくださった家族に深く感謝いたします。

要旨

本研究では、**F** 関数理論に基づく従来の低ブーム設計手法が抱える 3 つの課題を解決することで、概念設計の初期段階として実機設計にも適用可能な設計手法を構築することを目指した。

1 つ目のトリムの問題は、従来の低ブーム設計手法で得られる等価断面積分布が機体後端まで単調増加であることに起因していた。本研究ではこの点について、**F** 関数の機体後端に新たにスパイクを導入することで、機体後端で減少する等価断面積分布を得るとともに低ブーム性も保つことを可能とした。

2 つ目の実機形態での実現性は、低ブームの **F** 関数が得られたとしても、それを実際の機体の近傍場波形として実現することが難しい場合があるという問題である。これは従来の低ブーム設計手法の **F** 関数では、主翼などの圧力波を発生させる要因を具体的に考慮していないという点に起因する。そこで本研究では、**F** 関数において主翼の前後にスパイクを配置し、主翼から発生する圧力波を予め想定しておき、それらの強度を制御しながら他の圧力波との統合を防ぐことで低ブーム化することを目指した。その結果、翼胴形態での CFD 解析においても近傍場波形が設計目標として用いた **F** 関数と良好な一致を示し、地上波形において先端および後端衝撃波を分割するという低ブーム効果が得られることを確認した。また、本研究で考案した **F** 関数は翼胴形態を対象としたものであるが、より実機に近い形態へ適用することも想定し、ナセル等の追加の物体を考慮した設計への拡張についても検討を行った。その中で翼下に搭載された双発エンジンを対象とし、ナセル単独で計算した **F** 関数を翼胴形態の **F** 関数に足し合わせることで近傍場波形の推算を行い、設計目標となる **F** 関数の作成を行った。その結果、CFD 解析においてもナセルを含めた形態で **F** 関数とよく一致し、低ブーム化が可能であることが確認された。

本研究では 3 つ目の課題として、低ブーム設計手法と抵抗低減との両立に取り組んだ。従来の低ブーム設計手法は、低ブーム化のみを目的としており、抵抗についてはほとんど考慮されていなかった。そこで本研究では **F** 関数のパラメータを決定する手法として、低ブーム化と抵抗低減の 2 つを目的関数とした遺伝的アルゴリズムを採用し、それらの両立を目指した。いくつかの異なる条件や主翼平面形に対して本手法を適用した結果、低ブーム化と抵抗低減はトレードオフ関係にあることや、主翼平面形のパラメータ、あるいはトリム条件と空力性能との関係などを明らかにした。

以上の通り、本研究では従来の低ブーム設計手法が抱える 3 つの課題を解決し、実機設計にも適用可能な設計手法を構築した。また、本研究の中で得られた、機体の持つ特性に合わせて設計目標とする波形を設定するという考え方は、今後の超音速旅客機設計においても非常に有用な知見であると考えられる。

目次

1	序論	1
1.1	研究背景	1
1.2	F 関数理論と低ブーム設計法	4
1.2.1	Whitham の F 関数理論	4
1.2.2	SGD 法	7
1.2.3	低ブーム設計手法に関するその他の先行研究	14
1.3	研究目的	17
2	低ブーム設計理論の改良	18
2.1	トリム問題の解決と実機形態での実現性の向上	20
2.1.1	2 段型 F 関数	20
2.1.2	多段型 F 関数への拡張	27
2.2	低ブーム化と抵抗低減の両立	31
2.2.1	翼胴形態についての検討	31
2.2.2	ナセル等の付加物を考慮した設計	38
3	改良した設計手法の検証	41
3.1	設計対象および検証の方法	41
3.1.1	CFD 解析の手法	42
3.1.2	胴体半径の基準について	44
3.2	改良した設計手法の特性に関する調査	45
3.2.1	GA の収束に関する調査	45
3.2.2	平面形の違いによる低ブーム・低抵抗性能の比較	48
3.2.3	トリム条件が騒音レベルへ与える影響について	51
3.2.4	F 関数の多段化による低ブーム効果についての検証	55
3.3	CFD 解析との比較（翼胴形態）	57
3.3.1	設計形状の CFD 解析結果	59
3.3.2	逆算等価断面積による形状の修正	62
3.4	CFD 解析との比較（ナセル付き形態）	68
3.4.1	設計形状の CFD 解析結果	71
3.4.2	逆算等価断面積による形状の修正	73
4	結論	79
	参考文献	81

略語・記号

A_e	等価断面積分布
A_B	等価断面積分布のうち、胴体の体積に起因する項
A_w	等価断面積分布のうち、主翼の体積に起因する項
B_w	等価断面積分布のうち、主翼の揚力に起因する項（揚力の相当断面積）
$L(x)$	機軸に沿った方向の揚力分布
$F(x)$	Whitham の F 関数
M_∞	一様流マッハ数
β	マッハ角に沿った直線の傾きの逆数 ($= \sqrt{M_\infty^2 - 1}$)
ρ	密度
U	流速
C_p	圧力係数
L	機体長
S_w	基準面積（主翼の翼面積）
p	静圧
γ	比熱比、本研究では 1.4 を使用する
H (添え字なし)	機軸から波形を取得する位置までの距離
k	伝播に伴う波形の変形の度合いを表すパラメータ（式(8)参照）
δ	迎角補正パラメータ（2.1.1 節参照）
psf	圧力の単位 ($= lb/ft^2$)
$\delta(x)$	Dirac のデルタ関数
H (添え字あり)	F 関数のスパイクの高さ
C	F 関数のスパイクの前後での圧力上昇量
y_f	F 関数のスパイクの幅
λ	F 関数のスパイクの起点となる位置
B	F 関数の緩やかな圧縮領域の勾配
D	F 関数の負圧領域の基準となる量
S	地上波形で垂直になる直線の F 関数上での傾き
r_w	主翼前縁と胴体が交差する位置での胴体半径
$\alpha_{L.E.}$	主翼の前縁後退角
l	主翼の全長
δ	迎角の影響によって、近傍場波形で見かけ上の機体長が短くなった割合を示すパラメータ
r_{Ae}	主翼後端での等価断面積の値を、機体後端での値で割ったもの
C_L	揚力係数
C_{Dw}	(体積依存) 造波抵抗

PL	ソニックブームの騒音の大きさを測る基準。本研究では特に記載の無い限り、こちらを使用している
ASEL	ソニックブームの騒音の大きさを測る基準。PLとは周波数ごとの重みづけの手法が異なる
GA	遺伝的アルゴリズム (Genetic Algorithm)
WFP	波形パラメータ法 (WaveForm Parameter method)
Δt_r	衝撃波の立ち上がり時間
FaSTAR	JAXA で開発された非構造格子用 CFD 解析ツール (3.1.1 節参照)
MPnoise	JAXA で開発された、Multipole Analysis に基づいて非軸対称な伝播の効果を考慮した近傍場波形波形の修正を行うためのツール (3.1.1 節参照)
Xnoise	JAXA で開発された、拡張 Burgers 方程式に基づく伝播解析ツール (3.1.1 節参照)

添え字等

apex	主翼先端を表す
WB	Wing Body の略。翼胴形態を表す
Δ	一様流での値からの差分や、2つの地点の距離を表す
target	目標とする波形、あるいはそれから計算された逆算等価断面積分布

1 序論

1.1 研究背景

近年、航空需要は急速な成長を見せている。ボーイング社の予測 [1]によれば、2016 年から 2036 年までの 20 年間で旅客数は年率 4.7%、運航される機体数は年率 3.5%の伸びが見込まれている。これは GDP の伸び率の 2.8%と比較しても大きな値であり、世界経済の発展のため、航空輸送の重要度が増していることを表している。こうした中で、次世代超音速旅客機の開発によって、目的地までの輸送時間を短縮することに対しても大きな需要があると考えられる。一方で、環境適合性に対する社会的要求や、価格競争力維持のため、燃費の向上と騒音の低減という 2 つの課題が重要になっている。これは超音速旅客機でも例外ではなく、これらの課題を解決することが次世代超音速旅客機実現のために必要不可欠である。

世界で初めて旅客機として実用化された超音速機は、コンコルド [2]である。コンコルドは音速の約 2 倍で飛行し、航空輸送にかかる時間を大幅に短縮することを目指して、英仏の共同で 1962 年から開発が行われた。その後、1969 年に初飛行、1976 年に就航し、2003 年の退役まで 28 年間、運用された。しかし、エコノミークラス程度の座席幅でファーストクラスよりも高いチケット価格であったことや、離着陸時および巡航時に発生する騒音のため、運用に厳しい制約を課せられたことなどから、量産型の生産機数は 16 機に留まり、商業的には失敗に終わった。コンコルドの開発によって明らかになった種々の課題は、現在までも十分解決されたとは言えず、コンコルド以降、超音速で飛行する旅客機が実用化された例はない。

超音速旅客機の実現へ向けて解決すべき技術課題は、抵抗の低減と騒音の低減という二つに分けられる。抵抗の大小は機体の燃費に直結するものであり、航空券の価格や航続距離といった性能を左右する要素となる。一方、騒音に関して、離着陸時のエンジン騒音は既存の亜音速機と同様に重要な課題であるが、超音速旅客機に特有の課題としてソニックブームが挙げられる。ソニックブームは高高度を巡航する機体から発生した衝撃波が地上まで到達することで発生するもので、人の耳には雷鳴のように聞こえ、強い不快感をもたらすことから、現在は陸地上空でソニックブームの発生を伴う超音速飛行は制限されている。そのため、ソニックブームを人が許容可能な範囲内に抑えることが超音速旅客機実現へ向けた最も重要な課題となっている。ソニックブームを低減する手法としては、まず、飛行経路やマッハ数、高度などを適正化することが考えられる。しかし、こうした運航上の制約を課すことはコンコルドの例にも見られるように就航可能な路線が大きく制限されてしまうことや、超音速旅客機の実現を十分に生かせなくなってしまうことにも繋がるため、現在は設計面からの低ブーム化を考えることが主流となっている。

ソニックブームの考え方

ソニックブームの基本的な考え方を図 1-1 に示す。上空を機体が超音速で飛行していると、その周囲に圧力変動を生み出す。機体からの鉛直方向の距離が、機体全長の 10 倍程度までの領域は近傍場と呼ばれ、胴体や主翼の前後から発生した複数の衝撃波を伴った、比較的複雑な圧力変動の形（波形）を示す。その後、波形は地上へと到達する過程で、圧力変動に伴う伝播速度の違いによる衝撃波の整理統合や、3 次元的な伝播による変形が行われ、一般的な機体の場合には先端と後端にそれぞれ一つの強い衝撃波を持った N 型波形（N 波）と呼ばれる波形へと変化する。そのため、超音速旅客機の低ブーム設計に際しては、機体が近傍場でどのような波形を生み出すかという点と、近傍場波形が地上に伝播した後どのように変化するかという点の両方を考慮しなければならない。

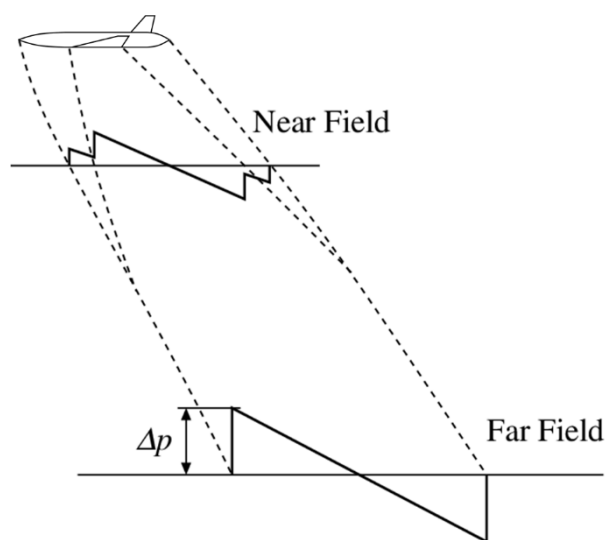


図 1-1 ソニックブーム

次に低ブーム設計が行われていない機体が超音速飛行した際に生み出される N 波を例に、ソニックブームを評価する際の代表的な指標を図 1-2 に示す [3]。衝撃波の圧力上昇量 ΔP と立ち上がり時間 (rise time) Δt は、ソニックブームが人に与える不快感の度合いを左右するパラメータになっている。騒音低減には ΔP を下げる、あるいは Δt を大きくして立ち上がりをなだらかにすることが有効であるが、 Δt は機体形状以外にも大気条件などの要因によって決まるため、機体設計によって積極的に制御することは困難である。一方、 ΔP の減少とともに Δt は増加する傾向にあることが知られているため、一般的な低ブーム化では ΔP を下げる方向に設計が行われる。また、図中の影がついた部分の面積はインパルス (impulse) と呼ばれ、主に建物に与える影響の尺度になっている。ソニックブーム波形全体の時間的長さ T は持続時間 (duration) と呼ばれ、通常は数十～数百ミリ秒 (ms) の間で機体規模に応じて変化する。これらのパラメータによって決まるソニックブームの騒音の大きさを総合

的に評価する指標としては、PL (Perceived Loudness) と ASEL の 2 つを用いることが多い。本論文では特に記述の無い限り、PL による評価を行っている。

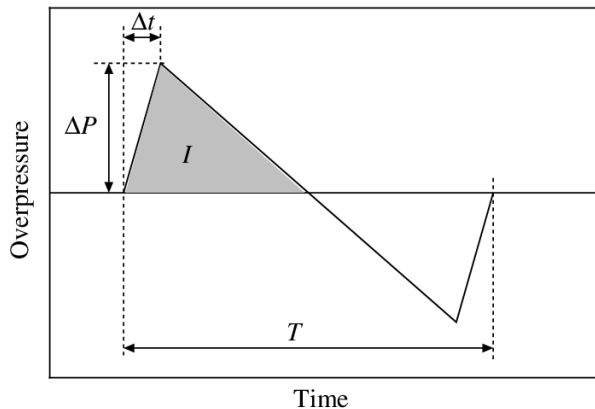


図 1-2 ソニックブーム波形を評価するパラメータ

座標系

本研究で用いる座標系を図 1-3 に示す。胴体を通る直線のことを機軸と呼び、機軸を通して機体後方へと向かう方向に x 軸を、機体右手方向に y 軸を取る。また、機体上方を z 軸とした右手系を使用する。ただし、一様流が機軸に対して平行でない場合、 x 軸が一様流に平行となるよう座標系を回転させる。

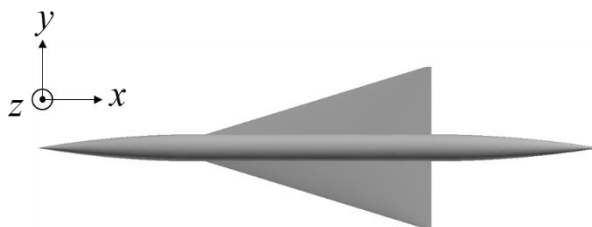


図 1-3 本研究で用いる座標系

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

本節では Whitham [4] の F 関数理論について述べる。この方法では機体形状を等価軸対称物体と呼ばれる軸対称な物体に置き換え、その断面積分布から超音速線形理論によって近傍場波形を計算する。等価軸対称物体は、機軸上の各点において、その点を通るマッハ面（図 1-4）で機体を切断した断面の yz 平面への投影面積と同じ断面積を持つ軸対称な物体と定義されている。主翼などの非軸対称な形状を持った機体の場合には、マッハ面の傾きによって断面積分布が変わるが、等価軸対称物体は各マッハ面とマッハ円錐との接線方向にのみ、もとの機体形状と同じ圧力変動を生み出す。そのため、近傍場波形を計算する際は考えている方位角と同じ方向のマッハ面で切断した断面から求めた等価軸対称物体を用いなければならない。

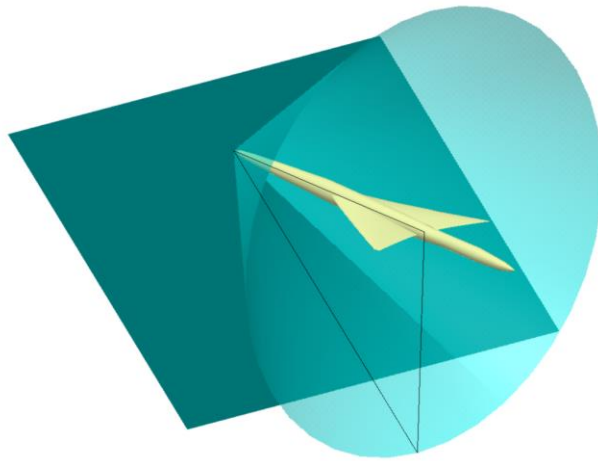


図 1-4 機首からのマッハ円錐と、機体直下方向のマッハ面

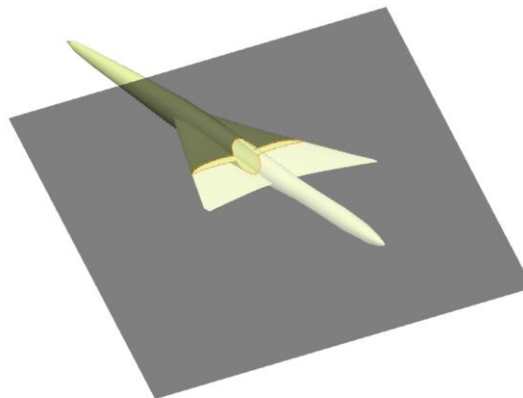


図 1-5 機体直下方向のマッハ面で機体を切断した断面

一般的な翼胴形態の機体の等価断面面積分布を図 1-6 に示す。この機体の場合には式(1)のように、等価断面面積分布 A_e は胴体の断面面積分布 A_B 、主翼の断面面積分布 A_w と揚力の相当断面面積分布 B_w の3つの項の和として考えることができる。

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

この中で A_B と A_w は機体が形状として持っている断面面積であるが、 B_w は機体が揚力を持つことによって生み出す圧力変動を考慮するための、揚力の相当回転体と呼ばれる仮想的な物体の断面面積（揚力の相当断面面積、あるいは揚力項）である。機軸上のある位置 x での揚力項 B_w の値は次の式(2)のように、機首から考えている位置 x まで機体の持つ揚力分布 $L(x)$ を積分した量として与えられる。ただし、式(2)中の $L(x)$ は式(3)の通り、 x が一定の断面中で機体の持つ荷重を積分した量である。

$$B_w(x) = \frac{\beta}{\rho_\infty U_\infty^2} \int_0^x L(\zeta) d\zeta \quad (2)$$

$$L(x) = \frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 \int_0^y \Delta C_p(x, \tau) d\tau \quad (3)$$

上記のようにして、一般的な翼胴形態の場合には図 1-6 のような等価断面面積分布 A_e が得られる。一般的な機体では、抵抗低減の観点から機体後端 ($x = L$) では胴体・主翼とも断面面積が0である（閉じている）と考えられるため、式(1)中の A_B と A_w は0になり、等価断面面積の値 $A_e(L)$ は揚力項の値 $B_w(L)$ に一致する。また、機体後端での揚力項の値 $B_w(L)$ は、式(2)で表されるように機体全体の揚力分布を積分した量、すなわち機体の持つ重量に比例する値となる。このことから、機体後端での等価断面面積の値 $A_e(L)$ は、機体の形状によらず、機体重量によって決まる定数になることが分かる。このことは、基準面積を S_w 、揚力係数を C_L とすると、次の式(4)として表される。

$$A_e(L) = B_w(L) = \frac{1}{2} \beta S_w C_L \quad (4)$$

この等価断面面積分布 $A_e(x)$ から式(5)によって Whitham の F 関数が求められる。

$$F(x) = \frac{1}{2\pi} \int_0^x \frac{A_e''(\zeta)}{\sqrt{x-\zeta}} d\zeta \quad (5)$$

この F 関数は以下の式(6)の通り、機体が周囲に生み出す波形と対応している [4]。

$$\frac{\Delta p}{p_\infty} = \frac{\gamma M_\infty^2}{\sqrt{2H} (M_\infty^2 - 1)^{\frac{3}{2}}} F(x) \quad (6)$$

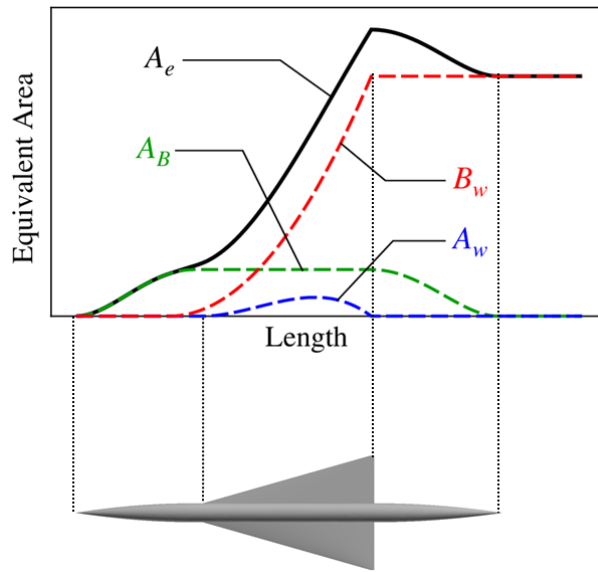


図 1-6 一般的な機体の等価断面面積分布

次に伝播による波形の変形について考える。Whitham は超音速線形理論について、「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できない」と考えた。そこで、まず線形理論においてはマッハ円錐に沿った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(7)で表される。機体からの距離 H の増加に伴って、図 1-7 中段のように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。

$$x_t = x - kF(x)\sqrt{H} \quad (7)$$

$$k = \frac{(\gamma + 1)M_\infty^4}{\sqrt{2(M_\infty^2 - 1)^{\frac{3}{2}}}} \quad (8)$$

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得る。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を導入するという近似を行う。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 1-7 の中段)、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 1-7 の下段のように地上波形が求められることになる。このような処理を「等面積則による衝撃波の導入」と呼ぶ。また、こうした伝播に伴って波形が変形することは「aging 効果」と呼ばれる。

伝播後の波形における衝撃波に相当する x 軸に垂直な直線は、伝播前の波形では図 1-7 上段のように傾きが

$$\frac{dF(x)}{dx} = \frac{1}{k\sqrt{H}} \quad (9)$$

で表される直線に相当する。そのため F 関数による低ブーム設計を行う際は、式(9)で表される傾きを持った直線と F 関数によって囲まれる領域の等面積則で考えることもできる。

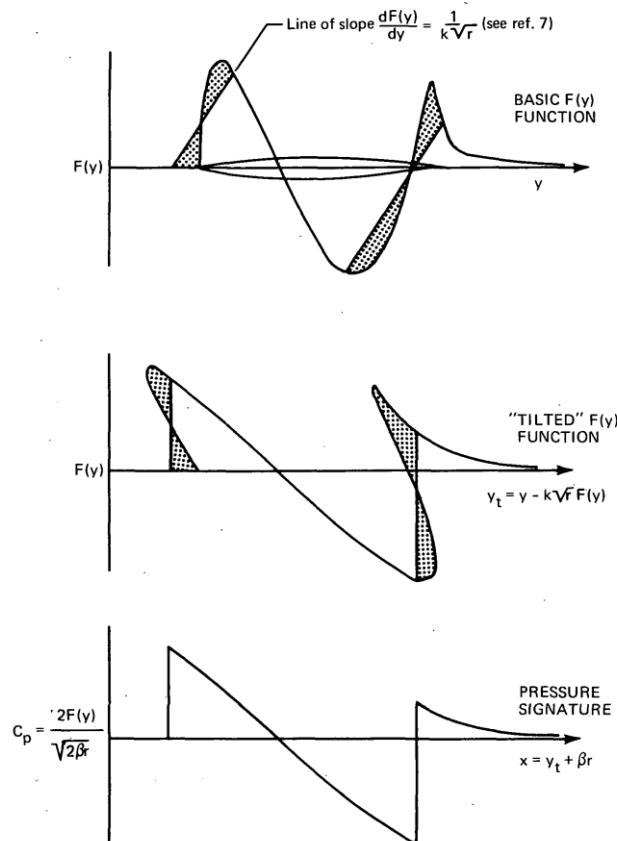


図 1-7 伝播による波形の変形と等面積則による衝撃波の導入 [5]。上段の F 関数によって求められた近傍場波形が非線形効果を考慮することで中段のように変形し、等面積則によって衝撃波を導入することで下段のような波形が得られる。ただし、この図では機軸方向の座標を y で表している

1.2.2 SGD 法

次に Whitham の F 関数理論を用いて Seebass [6], George, Darden [7]らによって考案された低ブーム設計手法 (SGD 法) の考え方について紹介する。彼らは、一般的な機体設計のように機体形状を設計対象とするのではなく、近傍場波形に相当する F 関数の形状をパラメータで表現し、そのパラメータを最適化することで機体の設計を行った。この際、機体形状に相当する等価断面積分布は、F 関数の定義である式(5)から導かれる式(10)によって得

られる。SGD 法では設計対象を機体形状ではなく F 関数としたことで、設計変数と騒音レベルとの関係性が分かりやすくなり、設計上の要求を満たしながら低ブーム化を行うことが可能になった。

$$A_e(x) = 4\pi \int_0^x F(\zeta) \sqrt{x-\zeta} d\zeta \quad (10)$$

ここではSGD法について述べる前に、低ブーム性能と機体重量との関係について考える。先に述べた通り、機体重量は機体後端の等価断面積の値 $A_e(L)$ に関係する(式(4))ため、ソニックブームの騒音を悪化させることなく $A_e(L)$ を大きくする、あるいは $A_e(L)$ を保ちながらソニックブームの騒音を低減することが重要となる。

そこで、いくつかの単純な F 関数形状について、全長 $L = 53.0[m]$ の機体を想定し、低ブーム性能と機体後端の等価断面積の値の比較を行う。まず、次の式(11)と式(12)で定義される F 関数について考える。式(11)は機体の領域内で一定値を取る矩形型、式(12)は機体の先端で 0 となる直線上の三角形型の F 関数である。図 1-8 はそれぞれの F 関数の近傍場波形、および地上波形の比較を示す。

$$F(x) = \begin{cases} 0 & (x < 0, x > L) \\ a & (0 \leq x \leq L) \end{cases} \quad (11)$$

$$F(x) = \begin{cases} 0 & (x < 0, x > L) \\ bx & (0 \leq x \leq L) \end{cases} \quad (12)$$

矩形型の F 関数の最大上昇圧は地上波形で $0.5 [psf (= lbs/ft^2)]$ になるように決定し、三角形型の F 関数を含むこの後に検討する 3 つの F 関数は、機体全体にわたって F 関数を積分した値が矩形型のもので等しくなるように設定している(式(13))。

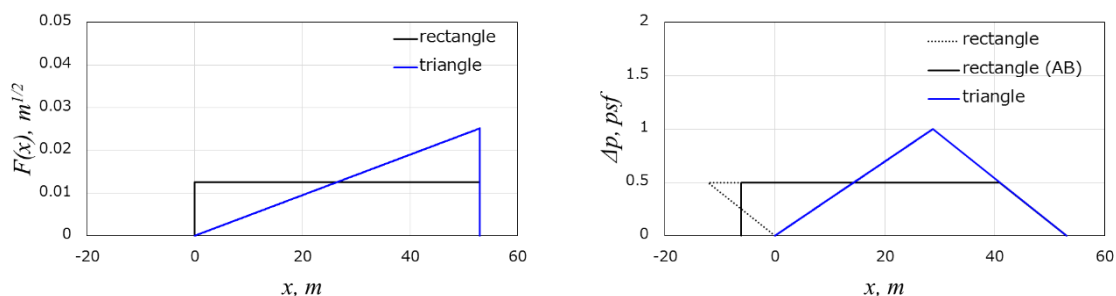
$$\int_0^L F(\zeta) d\zeta = Const. \quad (13)$$

図 1-8(b)のように矩形型の F 関数は、地上へ伝播した波形の先端部に多価になる領域(図中、破線の領域)が存在するため、等面積則によって衝撃波を導入し、実線のような地上波形が得られる。

また、図 1-9 に 2 つの F 関数から得られる等価断面積分布、および機体を無揚力の軸対称物体とした場合の胴体半径分布の比較を示す。図 1-9 を見ると、矩形型の方が機体後端の等価断面積の値が大きく、また胴体半径分布も三角形型の F 関数では先細りになっており、機体として望ましくない形状になってしまっていることが分かる。そのため、低ブーム設計において F 関数を作成する際には、F 関数の面積が出来るだけ機体先端に寄っている方が効率良く機体後端の等価断面積を稼げることが分かる。これは式(10)の右辺の積分の中で F 関数にかかっている $\sqrt{x-\zeta}$ の項によるもので、同じ F 関数の値でも機体前方にあるほど $\sqrt{x-\zeta}$ の値が大きくなり、等価断面積の増減への寄与が大きくなる。

一方、両者の地上波形の騒音レベルについて評価をすると、矩形型の F 関数の場合には先端に $\Delta p = 0.5 [psf]$ の衝撃波が一つあるのに対し、三角形型の F 関数の場合には最大上昇

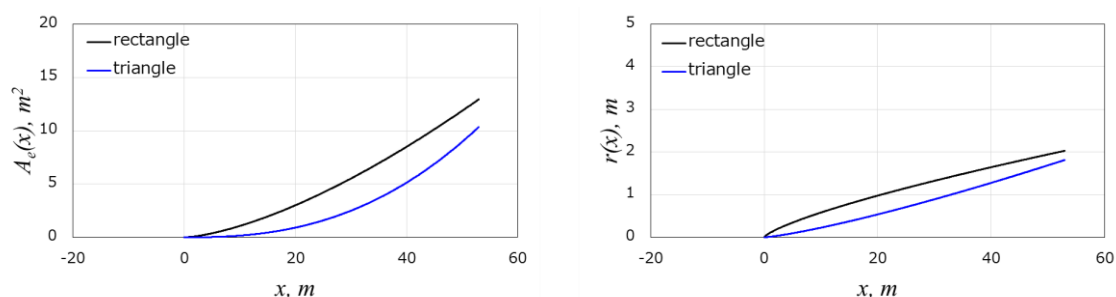
圧は矩形型よりも大きくなっているものの、衝撃波は存在しないため、矩形型と比べて騒音が抑えられていると考えられる。しかし、三角形型の F 関数の斜辺の勾配が大きくなり、一定の値を超えると等面積則が適用され、地上波形で強い衝撃波が発生するため、条件によっては騒音レベルが極端に悪化する可能性もある。



(a) F 関数（近傍場波形）の比較

(b) 地上波形の比較

図 1-8 矩形型と三角形型の F 関数と地上波形の比較



(a) 等価断面積分布の比較

(b) 胴体半径分布の比較

図 1-9 矩形型と三角形型の F 関数から得られる等価断面積分布と胴体形状の比較

次に、機体後端での等価断面積の値を最大化することを考える。先に述べた通り、機体全長に渡って F 関数を積分した値を一定に保つ場合、 F 関数が出来るだけ機体先端に寄っている方が等価断面積への寄与が大きいことが分かっている。そのため、機体後端の等価断面積の値が最大になるのは、図 1-10 のように機体先端 ($x = 0$) にデルタ関数を配置した場合ということになる。この場合の F 関数は次の式(14)で表される。

$$F(x) = \delta(x) \tag{14}$$

このときの機体後端の等価断面積の値は矩形型のものに比べて約 1.5 倍になっているものの、地上波形の先端に生じる衝撃波強度は $\Delta p \cong 1.8$ [psf] となり、騒音が非常に大きくなってしまっている。また、図 1-11 に示すように、デルタ関数型の F 関数から得られる機体形状は、機体先端で半径分布の傾きが無限大に発散し、鈍頭になってしまっているため、抵抗が非常に大きくなってしまうと予想される。こうしたことから、機首にデルタ関数を配置し

た F 関数では、機体後端の等価断面積を大きく取れるものの、騒音・抵抗ともに悪化してしまうと考えられる。

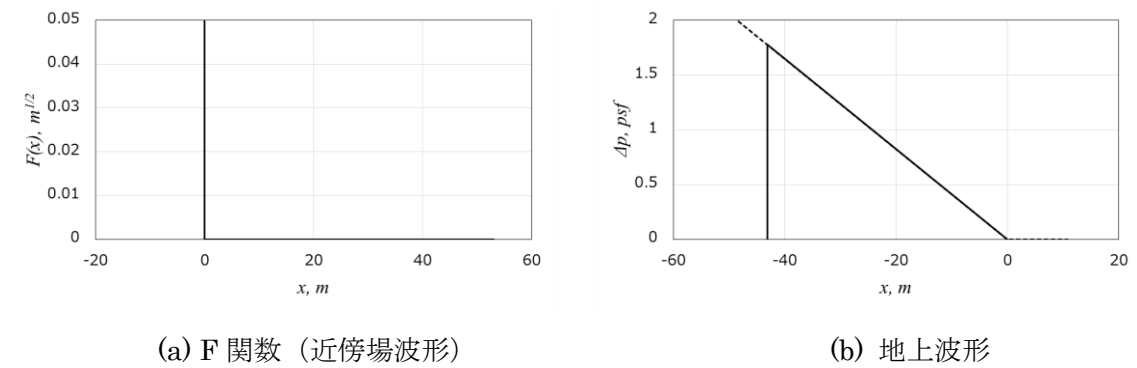


図 1-10 デルタ関数型の F 関数とその地上波形

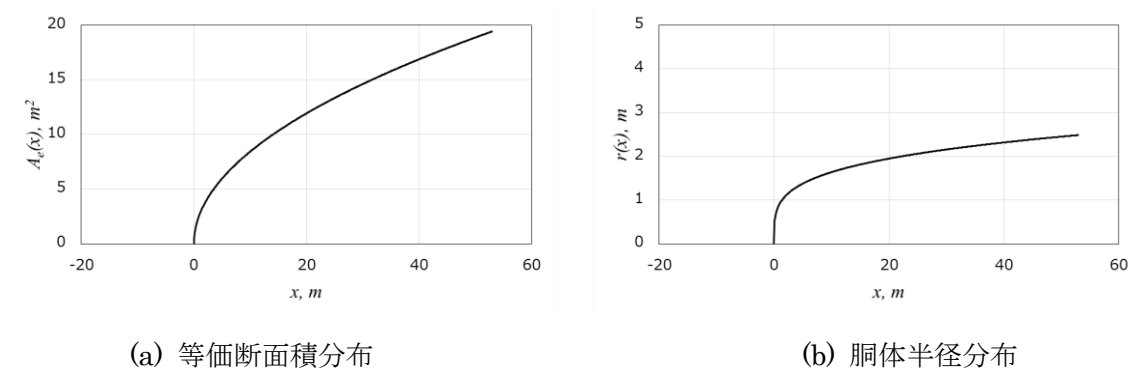
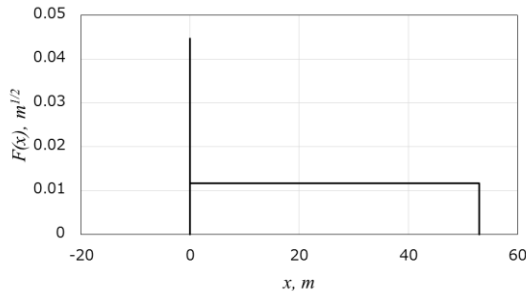
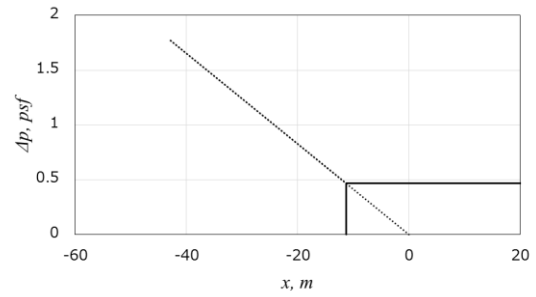


図 1-11 デルタ関数型の F 関数から得られる等価断面積分布と胴体半径分布

そこで、機体後端の等価断面積の値を大きくするということと、騒音や抵抗とのバランスを取る手法として、次の図 1-12(a)に示すような複合型 F 関数が考えられる。この F 関数は矩形関数と、機体先端部に配置されたデルタ関数の組み合わせから成っている。これらのデルタ関数の強さとその後の矩形関数の高さは、図 1-12(b)に示すように地上へ伝播させた際に等面積則によって衝撃波がちょうど矩形関数の先端に入るように設定されている。これによってデルタ関数による衝撃波強度の上昇を抑え、表 1 に示す通り、矩形関数のみの場合よりも衝撃波強度を約 6%低くしながら、機体後端の等価断面積の値は約 3%増加させることができている。また、図 1-13(b)の胴体半径分布を見ても、デルタ関数のみの場合と比較して鈍頭性を抑えられていることが分かる。このように、低ブーム設計に適した F 関数を得るためにはデルタ関数と矩形関数を組み合わせることで、等面積則を上手く利用して衝撃波強度を抑えながら等価断面積を大きくすることが有用になってくる。

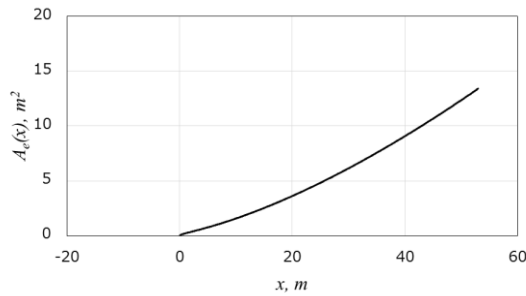


(a) F 関数 (近傍場波形)

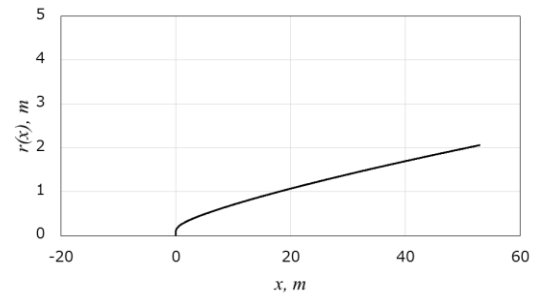


(b) 地上波形

図 1-12 デルタ関数と矩形関数を組み合わせた F 関数 (複合型 F 関数)



(a) 等価断面積分布



(b) 胴体半径分布

図 1-13 複合型 F 関数から得られる等価断面積分布と胴体半径分布

表 1 各 F 関数の後端 A_e の値と衝撃波強度

	後端 A_e の値	衝撃波強度
矩形型	13.0 [m^2]	0.50 [psf]
三角形型	10.4 [m^2]	0 [psf]
デルタ関数型	19.4 [m^2]	1.78 [psf]
複合型	13.4 [m^2]	0.47 [psf]

一方、F 関数の中にデルタ関数が含まれると、その位置で胴体半径の勾配が無限大となり、抵抗を大きく増加させる要因となってしまいます。そのため、可能な限り等価断面積の増分を確保しながら、抵抗の増加をさらに抑える工夫が必要となる。

そこで、Seebass [6], George, Darden [7]らによって考案されたのが、デルタ関数を有限の幅を持ったスパイク形状に置き換えるという方法である。この手法では式(15)に示す 4 つの直線からなる F 関数が与えられ、図 1-14(a)に示すように、F 関数の機体先端部にスパイク形状が配置されている。また、機体後端以降の F 関数は、機体後端以降で等価断面積が一定になるという条件から式(16)のように与えられ、機体後端部分で負の無限大へ発散することでスパイク形状を形成している。機体前後の 2 つのスパイク形状は、地上へ伝播させ

た波形では図中の赤破線の位置に等面積則によって衝撃波が導入され、衝撃波強度が低減される。この F 関数の機体先端部にあるスパイクの幅 y_f は任意に変更可能であり、 y_f を小さくすることで衝撃波強度は抑えられるが、機首の鈍頭性が増し、抵抗が増加する。逆に y_f を大きくすることで機首の鈍頭性を抑え、抵抗は低減されるが、衝撃波強度は増加するという形で、設計者が自由に低ブーム化と抵抗低減とのバランスを取ることが出来るようにした。

$$\begin{cases} F(x) = \frac{2H}{y_f} x & \left(0 \leq x \leq \frac{y_f}{2} \right) \\ F(x) = C \left(\frac{2x}{y_f} - 1 \right) - H \left(\frac{2x}{y_f} - 2 \right) & \left(\frac{y_f}{2} \leq x \leq y_f \right) \\ F(x) = B(x - y_f) + C & (y_f \leq x \leq \lambda) \\ F(x) = B(x - y_f) - D & (\lambda \leq x \leq L) \end{cases} \quad (15)$$

$$F(x) = -\frac{1}{\pi\sqrt{x-L}} \int_0^L \frac{\sqrt{L-\zeta}}{x-\zeta} F(\zeta) d\zeta \quad (x > L) \quad (16)$$

SGD 法の F 関数を地上へ伝播させると図 1-14(c) のような波形が得られる。図中、点線部分が多価になるため、等面積則によって赤線の位置に衝撃波が導入される。得られた波形を見ると、先端・後端衝撃波の強度がともに低減され、低ブーム化されていることが分かる。SGD 法の F 関数の中で、なだらかな圧縮領域の勾配 B は地上波形で先端衝撃波に統合してしまわない範囲 ($0 \leq B < S$) で自由に設定することが出来る。一般に $B = 0$ の場合の波形を Flat-top 型、 $0 < B < S$ の場合の波形を Peaky 型の低ブーム波形と呼ぶ。

また、SGD 法の F 関数から計算される等価断面面積分布は図 1-14(b) のように、機体後端まで単調増加になるという特徴がある。 F 関数を用いた低ブーム設計では、等価断面面積を式 (1) の右辺に示す 3 つの項に分配して形状の設計を行うが、先に述べた通り、この中で揚力の相当断面面積分布 B_w は荷重が分布する領域で単調に増加する。そのため、単調増加な等価断面面積 A_e の中で、単調増加な B_w を機体後端で A_e の値と一致させるためには、 B_w が機体後端まで継続的に増加している、すなわち荷重が機体後端まで分布していることが必要になる。これによって、機体形状は図 1-15 のように主翼後端が機体後端と一致したものとなって風圧中心が後方に位置し、機首下げモーメントが強くなって機体のトリムを取ることが困難になってしまう。このことは実機設計への適用を考えた場合に、非常に大きな課題であると認識されている。

一方、 F 関数や等価断面面積の考え方は線形理論に基づくモデルであり、設計した機体を CFD や実験などによって解析した結果との間には、翼胴干渉などの影響による差が生じることが予想される。さらに、一般的な翼胴形態に対して SGD 法を適用する場合、主翼の前後から発生する衝撃波を胴体からの膨張波によって完全に打ち消してしまう必要があり、設計を難しくする要因となっている。そのため、 F 関数による低ブーム設計手法の改良を行う上では、CFD 解析を行った場合にも低ブーム効果が出る限り失われないような工夫を

取り入れる必要がある。

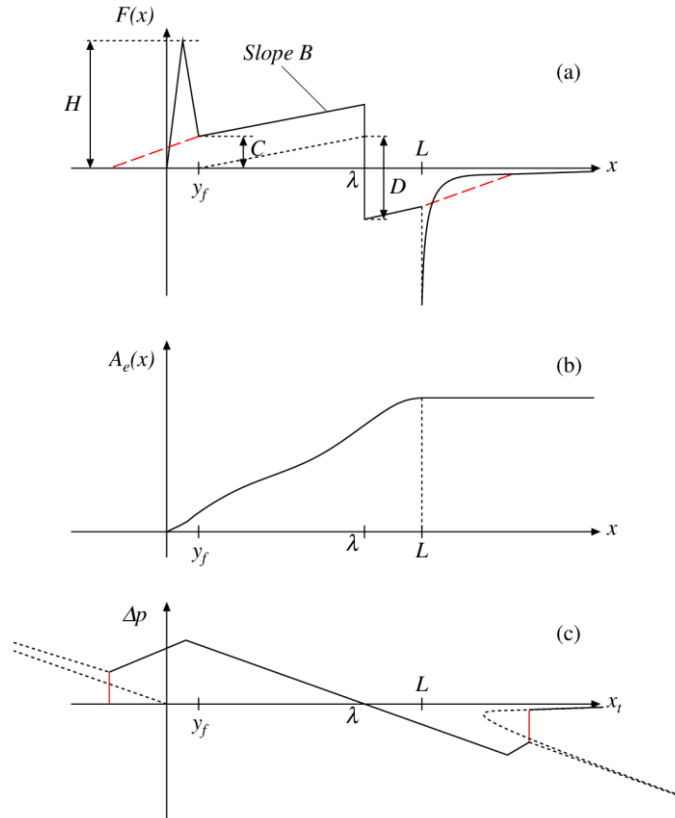


図 1-14 SGD 法の F 関数と等価断面積分布、および得られる地上波形

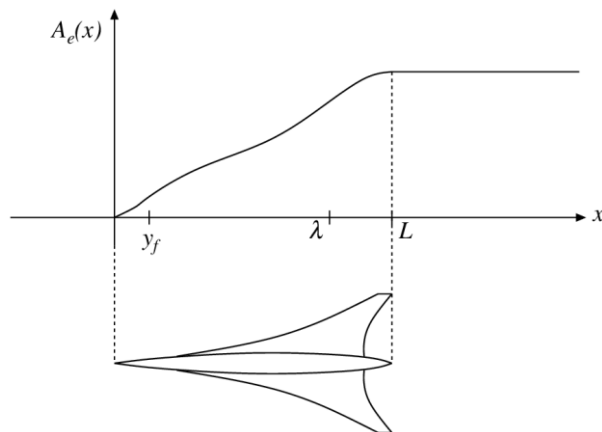


図 1-15 SGD 法の等価断面積と想定される機体形状

また、SGD 法では機体の形態や主翼、ナセル等の配置などが、 F 関数のパラメータの決定に一切、影響を与えない。このことが SGD 法の汎用性を高くしている一方で、 F 関数が決まってしまうと等価断面積分布が与えられ、誘導抵抗を低減するよう主翼形状を決定す

れば、胴体形状が自動的に決まってしまう、造波抵抗低減を考慮する余地が無くなるという課題も生んでいる。そのため、機体全体としての抵抗低減を実現するために、F 関数のパラメータを決定する段階で抵抗低減も考慮することが必要になってくる。

1.2.3 低ブーム設計手法に関するその他の先行研究

前節で述べた通り、SGD 法による設計はトリムの問題、目標の波形を CFD 解析で実現する際の問題、抵抗低減との両立に関する問題の 3 つの課題がある。これらの課題に対しては、これまでも種々の研究で取り組みがなされており、その例を本節で紹介する。

A. F 関数の改良に関する研究

SGD 法以降の F 関数の改良に関する研究としては、参考文献 [8]や Plotkin らによる研究 [9]が挙げられる。

Plotkin らは参考文献 [9]の中で、SGD 法が低ブーム化に特化した手法であり、抵抗低減や胴体体積の確保といった他の設計要求を実現するための十分な自由度を持っていないという点について指摘し、改善を試みた。著者らは、SGD 法の F 関数を一般化し、パラメータを増やすことで衝撃波強度の増加を抑えながら低ブーム化以外の設計要求を満たすことが出来るよう、設計の自由度を向上させた。

しかし、この手法で得られた地上波形（図 1-16、右下）は 5 つある衝撃波の強度がそれぞれ 0.1~0.2psf 程度となっており、同じ条件の SGD 法で得られる波形の 0.08psf と比較しても、低ブーム効果はかなり限定的になってしまっている。

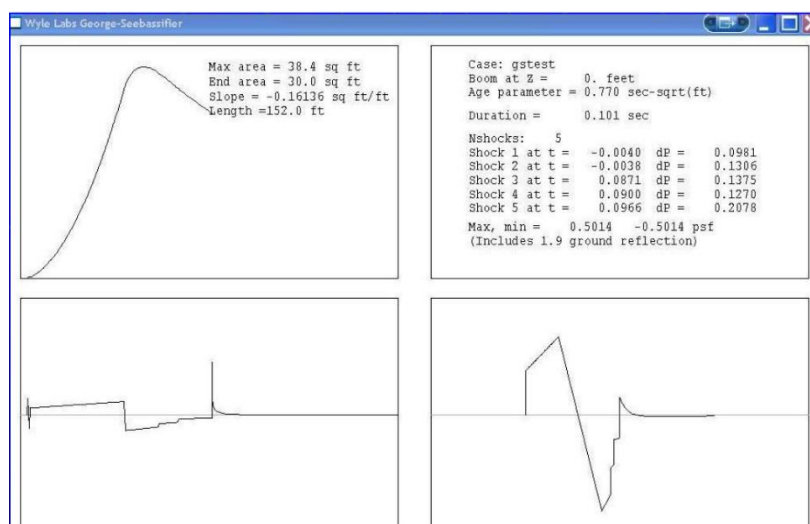


図 1-16 Plotkin らによる F 関数と等価断面積分布、地上波形 [9]

B. 目標波形を実現する機体形状を得るための研究

設定した目標波形に機体の生み出す近傍場波形を近づける手法に関しては、Morgensternら [10]や Ueno ら [11]などが挙げられる。

Ueno らは参考文献 [11]の中で、与えられた目標の波形に設計形状を CFD 解析した波形を近づけるための、逆算等価断面積と呼ばれる手法を提案し、単純な翼胴形態での設計結果を示している。この手法では、目標の波形から計算された等価断面積分布と、設計形状を CFD 解析して得られた波形を式(10)に代入して得られた等価断面積分布（逆算等価断面積）とを比較し、その差分を最小化するように機体形状の最適化を行っている。提案手法によって初期形状から 5dB 程度の騒音低減効果が得られているが、それでもなお後端部分で目標波形には無い衝撃波が発生してしまっており、騒音レベルとしても 10dB 前後の開きがある。このことは、機体の形態とは無関係に設定された目標波形を使用した設計では、設計した形状の波形を一定程度以上、目標波形に近づけることが困難になる場合もあるということを示している。

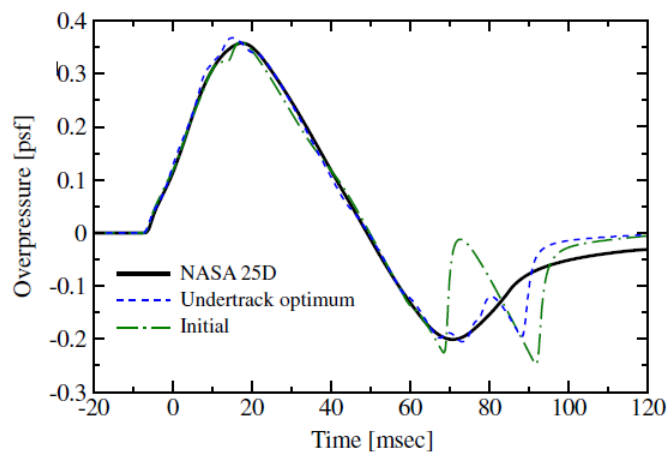


図 1-17 目標の地上波形と初期形状、および設計形状の解析結果との比較 [11]

C. 最適化アルゴリズムと数値解析の組み合わせによる最適設計

F 関数を用いる設計から離れ、最適化アルゴリズムと数値解析を組み合わせることによって SGD 法の課題を解決することを目指したものとしては、Makino ら [12]や Buonanno ら [13]、Weldge ら [14]による研究などが挙げられる。

Buonanno ら [13]は遺伝的アルゴリズムを用いて、主翼平面形を含む機体形状の最適化を行った。この研究では巡航マッハ数や航続距離、ソニックブームの騒音レベルなどの数値的評価を目的関数としているほか、設計者の機体形状に対する主観的評価も目的関数の一つとして考慮することで、製造コストやフラッター特性、デザイン性などの、設計の中で定量的に評価することの難しい要素も含めた最適設計を行った。

この研究の中で行われている GA による最適化では、適切なパレート面を得るためには通常、1 万以上の個体を評価する必要があるとされている。しかし、空力性能や構造重量などを見積もる際の計算負荷や、主観的評価では人の手によって各世代の個体を評価することが必要になり、多くの個体を処理することが難しいなどの理由により、全体で 400 個体（20 世代×20 個体）の評価にとどまっている。一方で、過去に行った最適化の中から望ましい結果に近い個体を選択し、最適化の中に取り入れることで収束を早め、適切な結果を得たとしている。

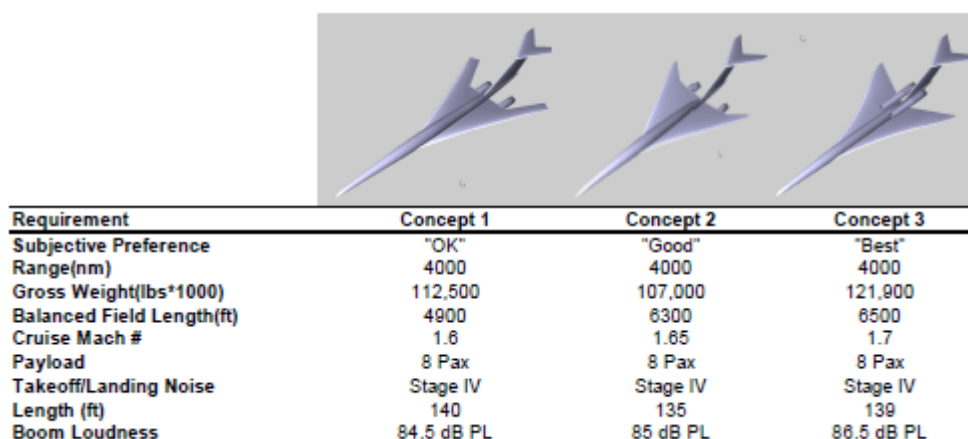


図 1-18 最適化の結果、得られた機体形状。Concept 1 は数値的評価が優れていた個体、Concept 3 は主観的評価が優れていた個体、Concept 2 はそれらのバランスが取れた個体

以上、SGD 法の課題に対するこれまでの取り組みの状況を示すため、三つの研究例を紹介した。しかし、研究例 A ではトリムの問題を解決することで低ブーム性が大きく損なわれてしまっている点、研究例 B では設計形状と目標波形との間には 10dB 前後の差があり、十分近づけることが出来ていない点、研究例 C では計算負荷の問題によって十分な数の個体を評価することが出来ていない点から、SGD 法の課題は依然として解決されていないと考えられる。そこで、本研究ではこれらの課題を解決することを目指し、さらなる設計手法の改良を行った。

1.3 研究目的

これまでに超音速旅客機の研究に取り組む背景や、過去の低ブーム設計法に関する研究成果とその課題について述べた。

1.2.2 節でも述べた通り、SGD 法には得られる等価断面積分布が機体後端まで単調増加であることから、荷重を機体後端まで分布させる必要があり、機体設計においてトリムを取ることが困難になるという課題がある。また、F 関数のパラメータ決定に機体の細かな事情を反映させていないため、汎用性が高くなる一方で、SGD 法で得られる F 関数をもとに実際に機体形状を作成し、CFD 解析や実験等の実機形態による検証を行っても想定した通りの低ブーム効果を得られない場合がある。しかし、設計の初期段階で使用する手法としては、先の段階へ進んでも結果が大きく変わらないことが重要であり、多少の汎用性を犠牲にしても実機形態での再現性が高い F 関数を得る必要がある。

これに対し、F 関数などの理論を使わず、最初から CFD と最適化アルゴリズムの組み合わせによって設計を行う方法もある。しかし、現在の計算機環境では CFD 解析には多くの時間と労力がかかり、理論的手法と比べて最適化における探索可能な範囲が大きく制限されてしまう。このため、多くの場合には予め設計者が経験などに基づいて設計条件を絞り込んだ上での最適化が行われているが、このような手法は設計者の能力に依存して設計結果が変わる可能性があり、より優れた設計手法を構築するためには可能な限りこうした要素を排除することが望ましい。この点について、計算負荷の低い理論的手法ではより広範囲の探索が可能であり、設計者の能力への依存の少ない設計が可能であると考えられる。こうしたことから、本研究では F 関数理論に基づく設計手法を発展させ、SGD 法のトリムの問題を解決することを主眼とし、さらに翼胴形態を対象としてそれぞれで設計した形状を CFD によって解析した場合にも再現性の高い F 関数を得ることを目指した。また、より実機に近い形態での設計を行うため、ナセルや尾翼等の付加物を追加した形態についても対応できるように設計手法の改良を行った。

一方、SGD 法は機首部のデルタ関数をスパイクに置き換え、鈍頭性を緩和するという点を除けば、機体の造波抵抗や誘導抵抗の低減については考慮しておらず、低ブーム化に特化した手法と言える。しかし、設計の上では騒音低減だけでなく、機体に働く抵抗の低減も重要である。そのため、F 関数のパラメータを決定する段階から、騒音低減と抵抗低減の両方について考慮した多目的設計を行うことが必要になる。そこで、本研究では主翼は揚力依存抵抗低減に有効な Warp 設計を適用した形状をそのまま使用し、低ブーム化は胴体形状の設計のみによって行った。また、胴体の設計にあたっては SGD 法の F 関数を改良することで自由度を向上させ、改良した F 関数のパラメータ決定に遺伝的アルゴリズム (GA) による多目的最適化を適用することで、騒音と造波抵抗の両面についてバランスの取れた形状を得ることを試みた。

2 低ブーム設計理論の改良

第2章は雑誌掲載予定のため、インターネット公表できません。

3 改良した設計手法の検証

第3章は雑誌掲載予定のため、インターネット公表できません。

4 結論

結論

本研究では F 関数理論に基づく従来の設計手法を改良することで、それらの課題を解決することを目指した。近年、超音速旅客機の空力設計では CFD 解析と最適化アルゴリズムの組み合わせを用いることが主流となっている。しかし、設計過程において高い計算負荷を要する CFD 解析を多用することは、広い範囲での最適な形状の探索を困難にする。そこで、本研究では F 関数理論の枠組みの中で SGD 法に代表される従来手法の課題を解決することで、CFD 解析に頼ることなく、概念設計の初期段階として実機設計にも適用可能な設計手法を構築することを目指した。

本研究では、単調増加な等価断面積分布に起因するトリムの問題、F 関数理論による設計で課題となる実機を想定した形態での実現性、さらに SGD 法では考慮されていない抵抗低減を低ブーム化と両立するという 3 つの課題に取り組んだ。最初のトリム問題に対しては、SGD 法の F 関数には無かった後端スパイクを追加した新たな F 関数を考案し、機体後端で等価断面積分布を減少させながら低ブーム性を確保することで、任意の位置に主翼を配置した形態でも低ブーム設計を可能とし、解決への見通しを示した。さらに、一般的な翼胴形態を想定し、F 関数で主翼の前後に当たる位置にそれぞれ 1 つずつスパイクを追加し、合計 4 つのスパイクを持たせた。これによって、主翼から発生する圧力波を無理に打ち消すことなく、4 つのスパイクから生まれる衝撃波の統合を防いで低ブーム化することを可能にした。また、最後の課題である低ブーム化と抵抗低減との両立については、スパイクを追加することによって増加した F 関数のパラメータに対し、適切な関係式のもとで遺伝的アルゴリズムによる多目的最適化を適用することで実現した。また、第 1 スパイクから第 2 スパイクの間の領域にスパイクを追加することで、さらなる低ブーム化を図る可能性についても述べた。また、本研究の F 関数は翼胴形態を対象として改良したものであるが、ナセル等の付加物を考慮した設計についても検討を行い、先端・後端衝撃波を分割し、低ブーム効果が得られることを確認した。

本研究では、上記の改良を行った設計手法によって得られた F 関数から翼胴形態とナセル付き形態、それぞれについて機体形状を作成して CFD 解析を行い、F 関数理論による設計手法が実機に対しても適用可能かどうかを検証した。その結果、いずれの場合においても逆算等価断面積による形状修正を行うことで、F 関数と同様に地上波形で先端および後端の衝撃波を 2 段に分割し、低ブーム化することができた。また、CFD 解析によって得られる波形と F 関数とを比較した際には、基礎方程式等の様々な前提条件の違いによって生じる若干の差異が残ったものの、騒音レベルではその差が 1 [dB]程度に抑えられ、非常に良い一致を見せることも明らかになった。これらの結果から、本研究で改良を行った設計手法から得られる F 関数は、実機設計を行う際の目標波形として用いることで、低ブーム化と抵

抗低減を両立する設計に非常に有効であると考えられる。また、こうした結果は機体の持つ特性に合わせて設計目標となる F 関数を作成するという、これまでにない考え方にもとづいた設計から得られたものであり、今後の超音速旅客機の設計においても有用な知見が得られたと考えられる。

今後の発展に向けて取り組むべき内容

本研究を発展させる上で今後、取り組むべき内容としては次の 3 つが挙げられる。1 つは、 F 関数の最適化に使用した遺伝的アルゴリズムの収束性に関する問題である。本研究で考案した 4 つのスパイクを持った F 関数の各設計変数と、それによって設計される機体形状の騒音レベルや造波抵抗との関係は、設計条件によって変わる可能性がある。そのため、実際の設計に使用する際は遺伝的アルゴリズムのパラメータについて、それぞれの条件に合わせてより詳細な検討を行った上で本論文に示した設計手法を使用することが、より良い設計結果を得ることに繋がると考えられる。

2 つ目は 2.1.2 節および 3.2.4 節に示した、先端側のスパイクを増やして衝撃波を多段化する手法を最適化の中に組み込むことである。本研究では最も基本的な 4 つのスパイクのみを考慮した設計を行ったが、3.2.4 節の例から設計条件によってはスパイクの数をさらに増やすことでより低ブーム化が図れることが明らかとなっており、この要素を最適化に組み込むことでより優れた設計結果が得られるものと予想される。

最後は、本論文では対象外として扱わなかった構造設計の問題である。本研究では予め重心位置を与え、それに合わせて配置した主翼をもとに、 F 関数の最適化によって設計を行った。しかし、本来、重心位置は構造設計によって得られるものであるため、本手法を用いる場合、設計して得られた形状に対して構造設計を行って重心位置を計算し、それに合わせて主翼の配置を見直して再度、設計を行うという手順を踏むべきである。この点に関し、本手法では主翼前後の胴体直径などを拘束条件として指定可能であることから、本手法による空力設計と構造設計を繰り返すことで、重心位置と風圧中心位置を一致させることが出来ると考えている。

参考文献

- [1] Boeing, “Current Market Outlook 2017-2036,” 2017.
- [2] K. Owen, *Concorde and the Americans*, Airlife Publishing Ltd., Shrewsbury, U.K., 1997.
- [3] 牧野光雄, ソニックブーム その現象と理論, 産業図書株式会社, 2000 年.
- [4] G. B. Whitham, “The Flow Pattern of a Supersonic Projectile,” *Communications on Pure and Applied Mathematics*, Vol. V, pp. 301-348, 1952.
- [5] W. D. Middleton , J. L. Lundry, “Aerodynamic Design and Analysis System for Supersonic Aircraft,” NASA Contractor Report CR-2520, March, 1975.
- [6] R. Seebass , A. R. George, “Sonic-Boom Minimization,” *The Journal of the Acoustic Society of America*, Vol. 51, No. 2 (Part 3), pp. 686-694, January, 1971.
- [7] C. Darden, “Sonic Boom Theory: Its Status in Prediction and Minimization,” *Journal of Aircraft*, Vol. 14, No. 6, pp. 569-576, June, 1977.
- [8] 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, 1996.
- [9] K. J. Plotkin, S. K. Rallabhandi , W. Li, “Generalized Formulation and Extension of Sonic Boom Minimization Theory for Front and Aft Shaping,” 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 5-8 January 2009, Orland, Florida, AIAA 2009-1052.
- [10] J. Morgenster, N. Norstrud, J. Sokhey, S. Martens , J. J. Alonso, “Advanced Concept Studies for Supersonic Commercial Transport Entering Service in the 2018 to 2020 Period,” NASA/CR-2013-217820, February, 2013.
- [11] A. Ueno, M. Kanamori , Y. Makino, “Robust Low-Boom Design Based on Near-Field Pressure Signature in Whole Boom Carpet,” *Journal of Aircraft*, Vol. 54, No. 3, pp. 918-925, 2017.
- [12] Y. Makino , I. Kroo, “Robust Objective Functions for Sonic-Boom Minimization,” *Journal of Aircraft*, Vol. 43, No. 5, September-October, 2006.
- [13] M. A. Buonanno , D. N. Mavris, “A New Method for Aircraft Concept Selection Using Multicriteria Interactive Genetic Algorithms,” 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 10-13 January 2005, Reno, Nevada.
- [14] H. R. Welge, J. Bonet, T. Magee, D. Chen, S. Hollowell, A. Kutzman, A. Mortlock, J. Stengle, C. Nelson, E. Adamson, S. Baughcum, R. T. Britt, G. Miller , J. Tai, “N+2 Supersonic Concept Development and Systems Integration,” NASA/CR-

- 2010-216842, August, 2010.
- [15] H. W. Carlson , D. S. Miller, “Numerical Methods for the Design and Analysis of Wings at Supersonic Speeds,” NASA Technical Note TN D-7713, December, 1974.
- [16] R. T. Jones, “Theory of Wing-Body Drag at Supersonic Speeds,” NASA Report 1284, 1956.
- [17] J. M. Morgenstern, “Optimum Signature Shaping for Low Sonic Boom,” 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 25-28, June 2012, New Orleans, Louisiana.
- [18] C. L. Thomas, “Extrapolation of Sonic Boom Pressure Signature by the Waveform Parameter Method,” NASA TN D-6832, June, 1972.
- [19] 渡邊真也, “遺伝的アルゴリズムによる多目的最適化に関する研究,” 同志社大学工学研究科, 博士論文 , 2001.
- [20] 牧野好和 , 牧本卓也, “超音速機概念設計ツール CAPAS の開発,” 宇宙航空研究開発機構特別資料, JAXA-SP-08-009 ,2008.
- [21] A. E. Magnus , M. A. Epton, “PAN AIR - A Computer Program for Predicting Subsonic or Supersonic Linear Potential Flows About Arbitrary Configurations Using a Higher Order Panel Method,” NASA Contractor Report CR-3251.
- [22] J. M. Morgenstern, M. Buonanno , N. Nordstrud, “N+2 Low Boom Wind Tunnel Model Design and Validation,” 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 25-28, June 2012, New Orleans, Louisiana.
- [23] NASA, “NASA Completer Milestone Toward Quieter Supersonic X-plane,” [オンライン]. Available: <https://www.nasa.gov/press-release/nasa-completes-milestone-toward-quieter-supersonic-x-plane>. [アクセス日: 2017/11/27].
- [24] A. Pingstone, “ Wikimedia Commons, ” [オンライン]. Available: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Concorde_on_Bristol.jpg. [アクセス日: 2017/11/24].
- [25] 宇宙航空研究開発機構, “D-SEND プロジェクト/静粛超音速機技術,” [オンライン]. Available: <http://www.aero.jaxa.jp/research/frontier/sst/>. [アクセス日: 2017/11/27].
- [26] 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, 菱田学, 坂下雅秀 , ラフル・パウルス, “高速な非構造格子流体ソルバ FaSTAR の開発,” 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 63, No. 3, pp. 96-105, 2015.
- [27] 金森正司, 橋本敦, 青山剛史, 牧野好和, 石川敬掲, 山本雅史 , 飯村拓哉, “Multipole Analysis による超音速飛翔体の近傍場波形の改善,” JAXA-SP-13-011, pp. 13-18.
- [28] J. A. Page , K. J. Plotkin, “An Efficient Method for Incorporating Computational

- Fluid Dynamics Into Sonic Boom Prediction,” AIAA 9th Applied Aerodynamics Conference, 91-3275, 23-25, Sepember, 1991, Baltimore, Maryland.
- [29] M. Yamamoto, A. Hashimoto, T. Aoyama , T. Sakai, “A unified approach to an augmented Burgers equation for the propagation of sonic booms,” The Journal of the Acoustical Society of America, 137, 1857, 2015.
- [30] 上野篤史 , 牧野好和, “逆算等価断面積と Aging 処理を利用した超音速機の後端低ブーム設計,” 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 64, No. 6, pp. 310-316, 2016.