

低ブーム低抵抗超音速ビジネスジェット機の形状最適設計

吉本稔*, 内山直樹*

Shape Optimization of Supersonic Business Jet for Low Boom and Low Drag Design

by

Minoru YOSHIMOTO*, Naoki UCHIYAMA*

ABSTRACT

Reduction of sonic boom intensity and improvement of lift to drag ratio are important in aerodynamic design of the future supersonic transport. They are inevitable matter especially for supersonic business jet(SSBJ), for which it will be required to cruise over land with low sonic boom. Therefore its shape must be optimized to reduce its sonic boom intensity and improve its lift to drag ratio. An shape optimization of SSBJ is conducted by using CFD and the waveform parameter method for analyses, and genetic algorithm for optimization.

1. 背景・目的

本稿では、(社)日本航空宇宙工業会の委託調査研究「ソニックブームと揚抗比の最適形状開発の研究」¹⁻³⁾において平成13年度に実施した超音速ビジネスジェット機(Supersonic Business Jet; SSBJ)のソニックブーム低減と揚抗比向上に関する最適形状開発の研究成果について報告する。

超音速旅客機(Supersonic Transport; SST)開発においてソニックブーム低減と揚抗比向上は空力設計上解決すべき重要課題である。特にソニックブームに関しては、新たに開発する超音速大型旅客機の場合、よほどの技術革新がない限りその大きさが許容値を大幅に超える可能性が高く、コンコルドと同様に超音速飛行は洋上に限られる等の強い制約を受けると考えられる。一方、SSBJは機体規模が小さくソニックブーム低減の点では有利であり、運航上必須条件となる陸上での超音速飛行ができる可能性が高い(図1)。

しかし、ソニックブーム低減と揚抗比向上は一般に相反することと考えられており、両者は同時に最適化する必要がある。本研究の目的は、これら双方を同時に最適化することが可能なツールを開発し形状設計を行うことである。

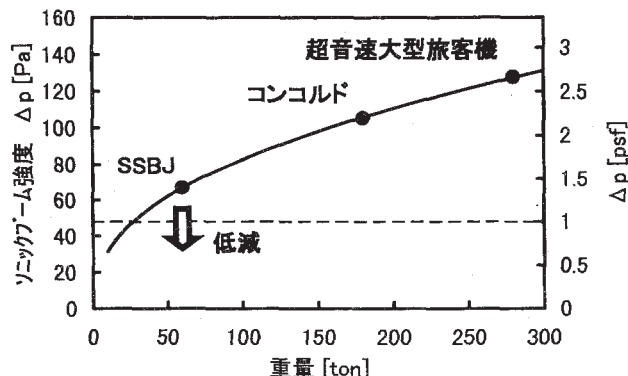


図1 ソニックブームの強さと機体規模の関係

2. 形状最適化手法

2.1 最適化手法

本研究に適した最適化手法を選択するために、代表的な3つの数値最適化手法の比較を行った(表1)。一般的に全ての項目に対して優れた方法というものは無く、どの項目を優先すべきかは扱う問題に合わせて決定する必要がある。本形状最適化においてはソニックブーム低減と揚抗比向上という複数の目的を持っているため、複数目的最適化問題を容易に取り扱える遺伝的アルゴリズム(Genetic Algorithm; GA)を採用することとした。

表1 数値最適化手法の比較

	遺伝的アルゴリズム	焼きなまし法	勾配法
目的関数	○ (複数, パレート解)	× (単一, スカラー化)	× (単一, スカラー化)
設計変数	○ (大)	× (小)	× (小) [Adjoint法は○(大)]
探索範囲	○ (大域)	○ (大域)	× (局所)
イタレーション	× (大)	△ (中)	○ (小)

2.2 解析手法

最適化の目的関数であるソニックブームと揚抗比を評価する方法として、CFD解析と波形パラメータ法(Waveform Parameter Method)^{4,5)}を組み合わせで用いた。CFD解析からは機体の揚抗比を算出し、波形パラメータ法からはCFD解析より得られた近傍場圧力を入力として地上で観測されるソニックブーム波形を求める(図2)。

最適化手法として遺伝的アルゴリズムを用いた場合、最も不利となるのは表1に示すように解析のイタレーション数が多くなる点である。本最適化において費やされる時間のほとんどはCFD解析であり、他の波形パラメータ法解析や数値最適化プログラム等はこれに比べ無視できる程度である。従って効率の良いCFD解析手法を選択しなければ形状最適化を行うことは実際上不可能となり、

設計ツールとして成立しない。そこで、解析精度、所要時間、及び開発リスクを評価対象として CFD 解析手法間の比較を行った（表 2）。弊社既存の CFD 解析手法は何れも 1 計算の所要時間が長く遺伝的アルゴリズムで必要となる多数のイタレーションを実施することができないため、開発リスクをも考慮して Euler 方程式に基づく空間進行法（以下 Euler 解析）のプログラムを新たに作成し最適化過程における CFD 解析に用いた。この解析手法は、粘性を考慮しないため特に揚抗比を算出する上で摩擦抵抗を考慮することができない欠点があるが、機体の濡れ面積が変わらない形状変更に対しては摩擦抵抗の変化が小さいので最適化過程における相対評価には充分有効と考えられる。但し、最終結果評価には、解析精度を重視し既存の薄層近似 Reynolds 平均 Navier-Stokes 方程式に基づく時間進行法（以下 N-S 解析）を用いた。これにより多数のイタレーションを必要とする遺伝的アルゴリズムを用いる最適化に対しても効率的な最適設計が可能となる。

また、最適化過程での形状変更に伴い CFD の計算格子は自動生成し最適化が自動的に実施できるようにした。

表 2 CFD解析手法の比較

	所要時間	精度	開発リスク
Navier-Stokes	× (約7H)	○ (粘性計算)	○ (既存)
Euler	△ (約2H)	△ (非粘性計算)	○ (既存)
Parabolized Navier-Stokes	○ (数分)	○ (粘性計算)	× (新規作成)
Space Marching Euler	○ (数分)	△ (非粘性計算)	△ (新規作成)

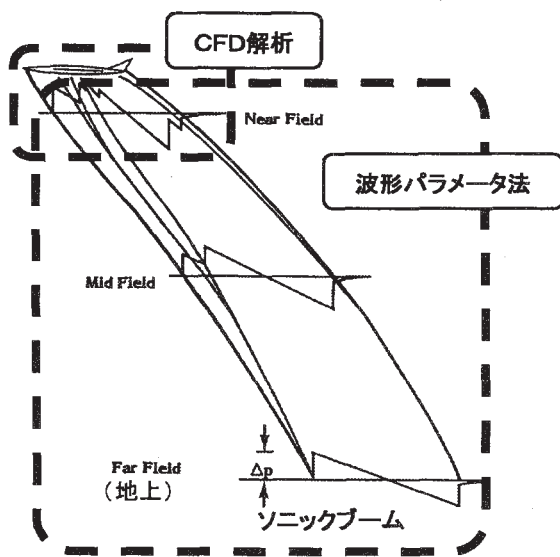


図 2 解析手法概要

2. 3 全体構成

形状最適化のフローチャートを図 3 に示す。プログラムは大きく 2 重のループとなっており、内側のループは目標揚力にするための迎角変更過程であり、外側のループは遺伝的アルゴリズムによる最適化過程である。内側のループは 3 回のイタレーション、外側のループは遺伝的アルゴリズムの個体数×世代数のイタレーションを行うため内側ループ内の CFD 解析は計 3 × 個体数 × 世代数 [回] の繰り返し計算を実施することになる。従って、

効率的な最適化を行うためには先に述べた CFD 解析手法の使い分けが必要不可欠となる。

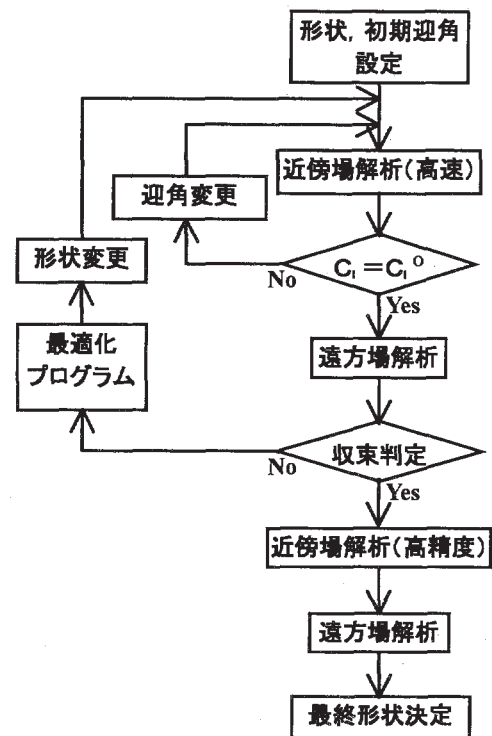


図 3 形状最適化フローチャート

3. 形状最適設計

3. 1 ベースライン形状設定

実際の形状に対する最適設計においては本検討が機体の基本特性をほぼ決定しており、数値最適化はそれに近い形状で最大限の性能を引き出す手段であるため、設定は慎重に行う必要がある。本研究で対象としている SSBJ は、実機としては前例の無い機体であるため過去に提案された機体（図 4、5）を調査しこれらを参考にして設計条件及び基本形状を設定した（表 3、4、図 6）。

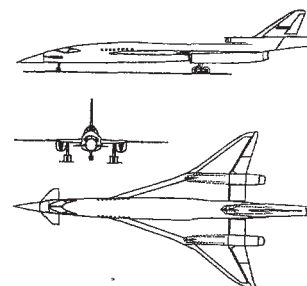


図 4 Dassault 社 SSBJ 案 6-8)

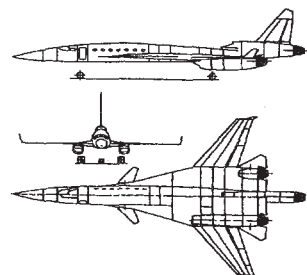


図 5 Sukhoi/Gulfstream 社 SSBJ 案 8,9)

表3 設計条件⁶⁻⁹⁾

	Dassault	Sukhoi/Gulfstream	本検討
巡航高度 [m]	18288	15550-18600	18288 (60000 ft)
巡航Mach数	1.8	2.2	1.8
最大離陸重量 [kg]	38879	43560	40000
標準客席数 [席]	8	8-19	8

表4 形状諸元⁶⁻⁹⁾

		Dassault	Sukhoi/Gulfstream	本検討
全機諸元	全長 [m]	31.70	35.69	36.00
	全幅 [m]	16.95	19.20	[18.56]
	全高 [m]	[7.19]	8.72	-
胴体諸元	全長 [m]	31.70	35.69	36.00
	最大径 [m]	[2.23]	[2.28]	2.3
主翼諸元	面積 [m ²]	130.1	130.1	150
	アスペクト比	[2.13]	[2.82]	[2.30]
	テーパー比(c_{tip}/c_{root})	[0.085]	[0.104]	0.075
	MAC [m]	[10.78]	[9.76]	[11.52]
	50%MAC位置 [m]	[20.0]	[22.5]	[23.4]
	全長に対する比率	[63%]	[63%]	65%
	前縁後退角	[72.5° ($\eta < 0.388$)]	[75° ($\eta < 0.366$)]	75° ($\eta < 0.3$)
	後縁後退角	[0° ($\eta < 0.5$)]	[0° ($\eta < 0.366$)]	0° ($\eta < 0.5$)
カナード	面積 [m ²]	[6.11]	[12.83]	[10.50]
	主翼面積に対する比率	[0.047]	[0.099]	0.070
	アスペクト比	[2.49]	[4.00]	[2.85]
	テーパー比	[0.23]	[0.28]	0.26
	50%MAC位置 [m]	[4.0]	[13.8]	[9.42]
	全長に対する比率	[12.6%]	[38.7%]	[26.2%]
	カナードアーム長 [m]	[16.0]	[8.7]	[13.98]
	主翼MACに対する比率	[148.4%]	[89.1%]	[121.4%]
	カナード容積 [m ³]	[97.8]	[111.6]	[146.83]
	主翼の(面積×MAC)に対する比率	[0.070]	[0.088]	0.085
	前縁後退角	[45°]	[45°]	45°
	後縁後退角	[0°]	[20°]	10°

注 ・[]内の数値は図からの計測値または他の諸量からの計算値。
 ・主翼, カナードの諸元は全てグロスで評価。

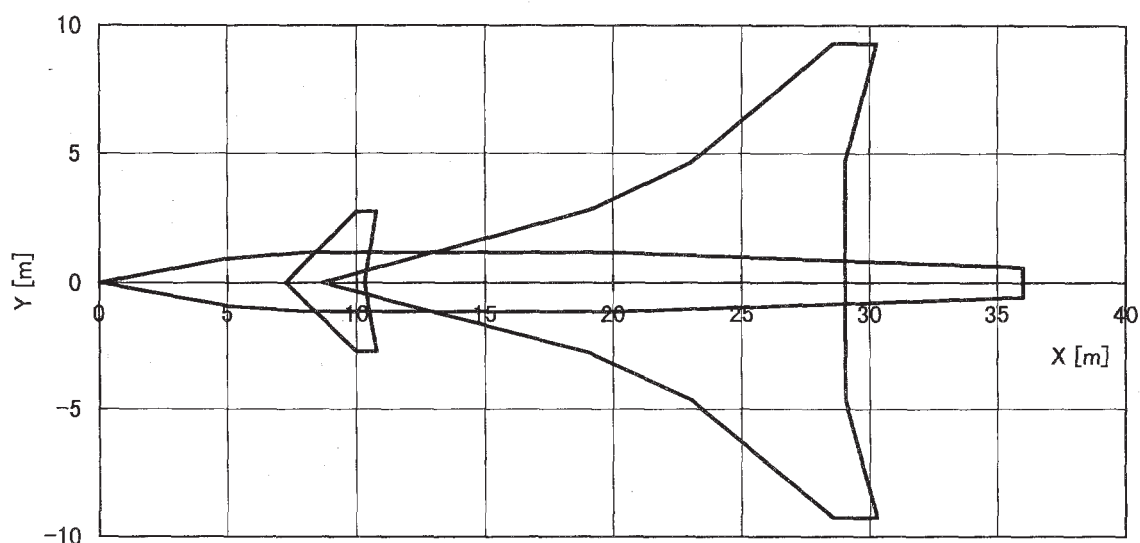


図6 ベースライン形状平面形概要

3. 2 形状パラメータ設定

従来よりソニックブーム低減と揚抗比向上に対する様々な最適化が提案されているが、形状最適化の効果はあるものの実機を想定すると離着陸が不可能と思えるほど長い機体や構造上明らかに成立しないような主翼を有する機体等が散見される。また、エネルギーを与えて仮想的に機体を長くすると言うアイデアは一見ソニックブーム低減に効果が期待できるように思えても必要な設備重量や燃料増分を考慮すると必要な揚力が増加するため、実際的には効果が小さいか逆効果にもなり得ることが考えられる。

本研究では、現実的な形状変更でソニックブーム低減と揚抗比向上の双方に効果が期待でき、本検討形状の特徴を生かすことが可能な形態という理由から、カナードの配置最適化を実施することとした。ここで述べるカナード配置とはカナードの位置だけではなくその取付角(舵角)や上反角をも含む(図7)。

カナードがソニックブーム低減と揚抗比向上の双方に効果が期待できるのは以下の理由による。

- ・カナードが揚力の一部を分担すると共に、カナード翼端渦の吹き上げ吹き下ろしにより後退角のある主翼の揚力分布が後方移動することで、全体として揚力分布が前後方向に引き伸ばされソニックブーム低減に繋がる(図8)。
- ・尾翼形態がトリムをとるために揚力を下げる方向に働くのに対しカナード形態は揚力を高める方向に働くため、同一の全機揚力を発生させる際の抵抗が小さくなり揚抗比が向上する。

さらに、カナードの配置最適化は機体の濡れ面積をほとんど変更することが無いため、前述したCFD解析手法の使い分けが有効となる。

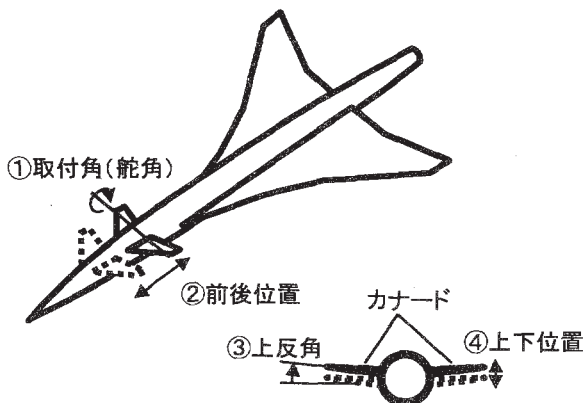


図7 形状パラメータ

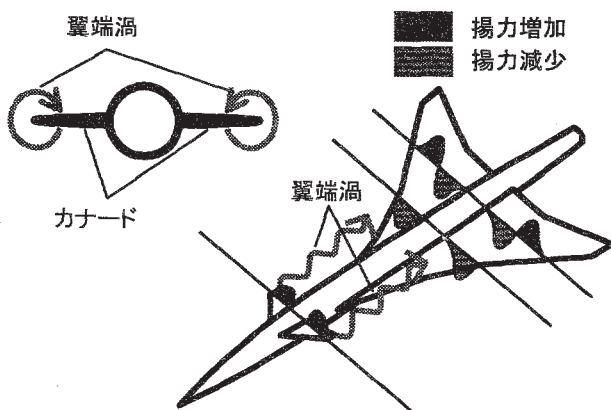


図8 カナードによる揚力分布の変化

3. 3 ベースライン形状に対する検討

数値最適化に先立ち、ベースライン形状を用いた解析によりカナードがソニックブーム強度と揚抗比に及ぼす効果の確認を行った。ここではCFD解析としてN-S解析を用いた。

同一迎角でのカナード有り/無し形態における機体表面圧力分布を図9、10に示す。カナードを有することでカナード自体の揚力増加及び主翼内側の揚力減少が明確に確認できる。主翼外翼側の揚力増加についても僅かながら上面圧力減少の効果が見られる。また、カナード自体の揚力増加に伴い付近の胴体表面での揚力増加が顕著に表れている。

機体近傍場圧力分布を図11に示す。カナードを有することでカナード下面付近の圧力上昇及び主翼下面付近の圧力低下が見られ、機体下面側空間圧力分布の平均化により圧力ピークが小さくなっていることが確認できる。

ソニックブーム強度と揚抗比をそれぞれ縦、横軸に取りカナードの有り/無し形態の比較をしたものを図12に示す。ソニックブーム強度は小さく揚抗比は大きい方が望ましいので、本グラフにおいてはプロットが右下に有るほど効果が高いことを表す。同一迎角及び同一揚力状態でカナード無しに比べカナード有りの方が常に右下に有ることから、カナードはソニックブーム低減と揚抗比向上の双方に対し有効であることが確認できた。

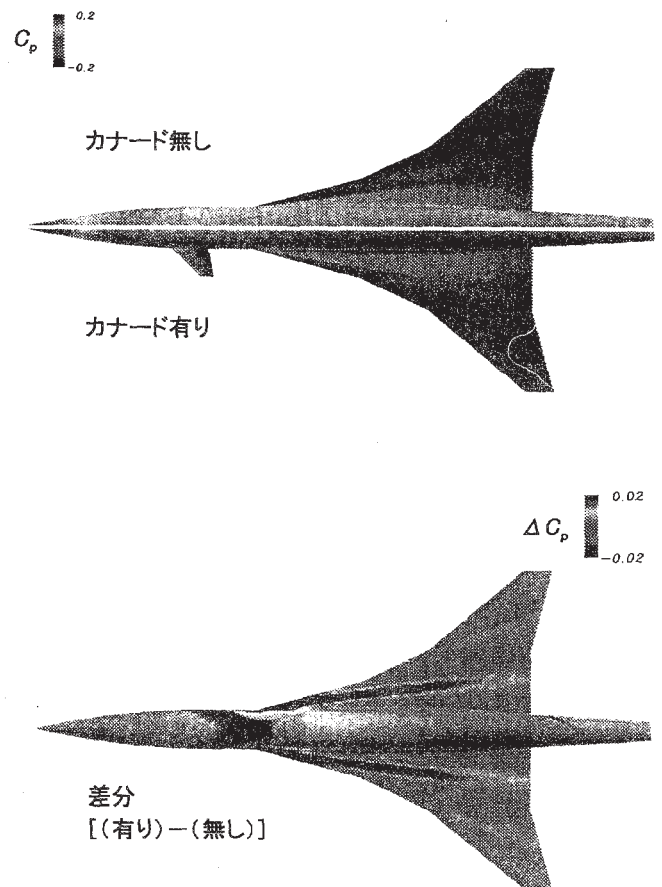


図9 機体上面圧力の比較 [M=1.8, α=5.55°]
(上段; 表面圧力係数, 下段; 圧力係数の差分)

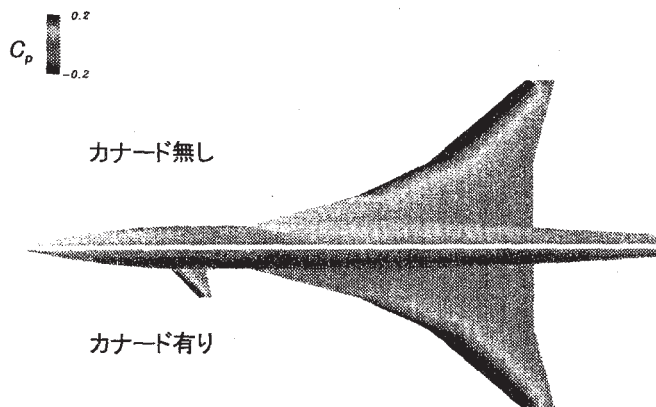


図10 機体下面圧力の比較 [$M=1.8$, $\alpha=5.55^\circ$]
(上段; 表面圧力係数, 下段; 圧力係数の差分)

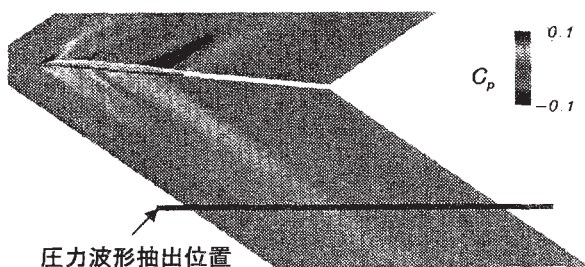
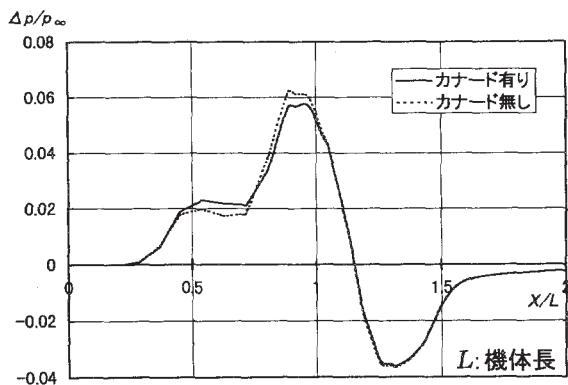


図11 機体直下近傍場圧力分布 [$M=1.8$, $\alpha=5.55^\circ$]

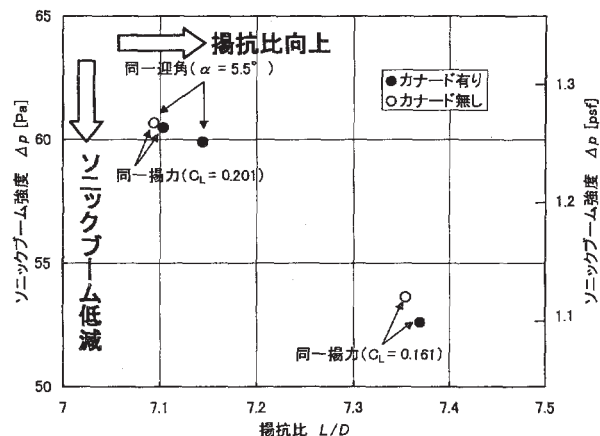


図12 ソニックブームと揚抗比に及ぼすカナードの効果

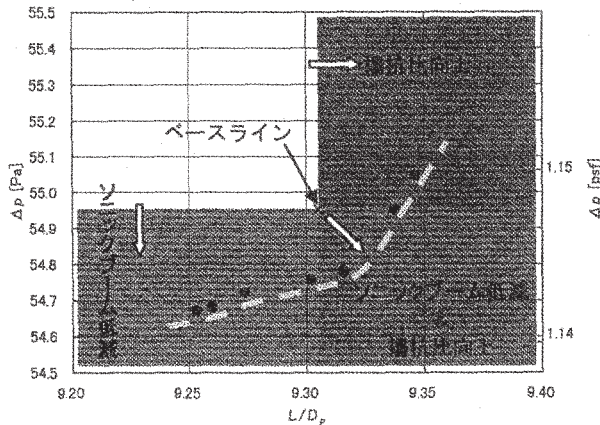
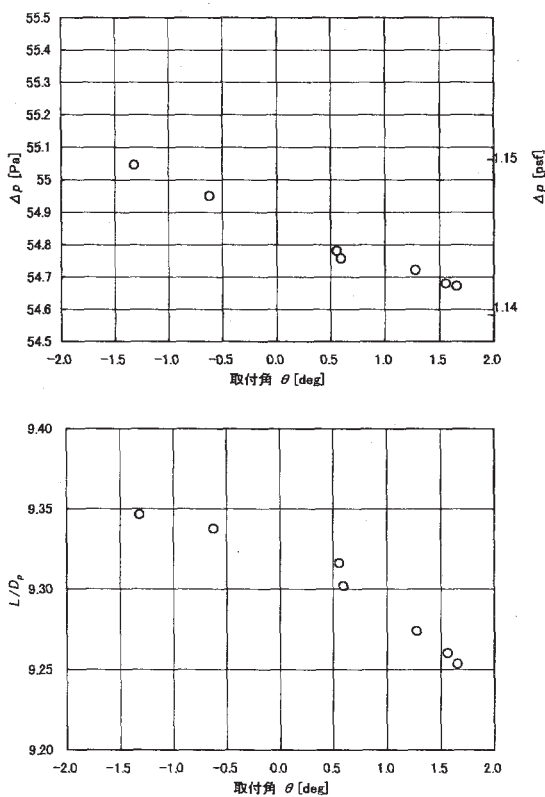
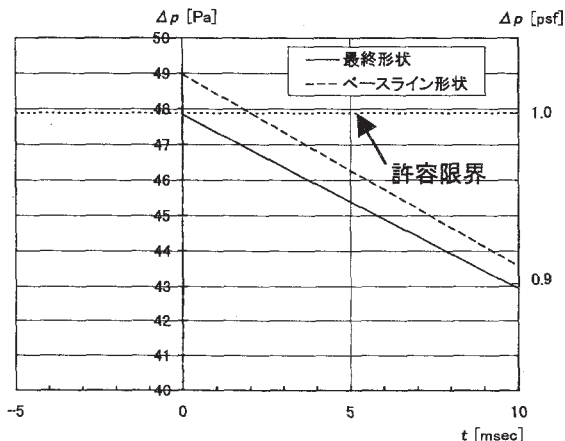
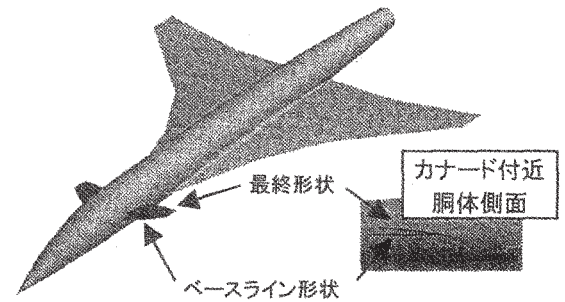
3. 4 最適設計結果

まず, 最大離陸重量 40 ton に相当する揚力状態 ($C_L=0.161$) で巡航した場合における最適化を行った。遺伝的アルゴリズムにおける個体数は 8, 世代数は 5 としたので迎角変更を含め 120 回の Euler 解析を行っている。

上記条件における最適化結果を図 13 に示す。最適化された形状はベースライン形状に比べ必ずソニックブーム低減か揚抗比向上となっており, 双方について向上している形状も得られている。さらに, この解集団は全体として併記した曲線に沿って並んでいるように見えるが, これは本最適化結果におけるソニックブーム低減と揚抗比向上のトレードオフ曲線と見なすことができる。トレードオフ曲線が現れてくるのはこれらの解がパレート最適解に近い解集合となっていることを表しており遺伝的アルゴリズムによる複数目的最適化が有効に機能しているものと予想される。

ここで得られた解集合に対し形状パラメータとソニックブーム強度, 揚抗比の関係を検討したところ, 取付角 (舵角) が大きくかつ上反角が小さいほどソニックブーム強度が減少し揚抗比が低下するという相関が見られた。図 14 に取付角 (舵角) に対する相関を示す。一方, 他の 2 つのパラメータについては明確な相関関係は見られなかった。これよりソニックブーム強度及び揚抗比には, カナードの揚力や翼端渦の強さに直接関わる取付角 (舵角) と上反角に対する感度が高いと考えられる。逆に感度の低いパラメータについては, トリムや安定性をソニックブームや揚抗比と独立に考慮する上で有効なパラメータとすることが可能とも考えられる。

次に, より実際の揚力状態として重量 35 ton に相当する $C_L=0.141$ で巡航した場合についての最適化を行った。遺伝的アルゴリズムにおける個体数は 16, 世代数は 5 とした。ここでは特にソニックブーム強度の許容限界とされる 47.88 Pa (1 psf) 以下となる解が求まることを期待していたが, 形状パラメータに課した制約条件 (取付角は $-3^\circ < \theta < 3^\circ$) の下ではそれを満足するものは得られなかった。そこで, 得られた解の中から最もソニックブーム強度の小さい形状を選択し, 先に述べた形状パラメータのソニックブーム強度への相関を考慮して取付角 (舵角) を元の制約条件を超えて大きくした ($\theta=6^\circ$) 結果, 図 15 に示すように目標である 47.88 Pa 以下のソニックブーム強度を示す形状が得られた。最終形状とベースライン形状の比較を図 16 に示す。

図13 最適化結果 (●印) [M=1.8, $C_L=0.161$]図14 取付角と目的関数の相関 [M=1.8, $C_L=0.161$]
(上段; ソニックブーム強度, 下段; 揚抗比)図15 最終形状のソニックブーム波形部分拡大図
[M=1.8, $C_L=0.141$]図16 最適化最終形状 [M=1.8, $C_L=0.141$]

4. まとめ

4.1 成果

- ・ソニックブーム低減と揚抗比向上に関しカナード形態が有効であることを確認し、特に取付角(舵角)と上反角に対する感度が高いことが分かった。
- ・ソニックブーム低減と揚抗比向上の双方に関する同時最適化を行い、両者をそれ以上同時に改善することの不可能なトレードオフ解の集団(パレート最適解)を近似的に得ることができた。
- ・遺伝的アルゴリズムによる最適化で得られた複数の形状から形状パラメータと目的関数の関係を把握し、さらなる改良方針を導き出すことで効率的な形状設計が実施可能なことを明らかにした。

4.2 今後の課題

- ・ソニックブーム低減の目標は実機開発時には本設定よりも厳しくなることが予想される。その際には他の形状パラメータやデバイスとの組み合わせにより更なる最適化が必要になると考えられる。
- ・最適設計の妥当性確認のため風洞試験等による検証が望まれる。

参考文献

- 1) (社) 日本航空宇宙工業会: “ソニックブームと揚抗比の最適形状開発の研究”, 革新航空機技術開発に関する調査研究成果報告書 No. 1204, 2001
- 2) (社) 日本航空宇宙工業会: “ソニックブームと揚抗比の最適形状開発の研究”, 革新航空機技術開発に関する調査研究成果報告書 No. 1302, 2002
- 3) 吉本稔, 大山健一, 海田武司: “コンコルド推定形状におけるソニックブーム解析”, 第39回飛行機シンポジウム講演集, pp.90-94, 2001
- 4) Thomas, C. L.: Extrapolation of Wind-Tunnel Sonic Boom Signatures without Use of Whitham F-function, NASA SP-255, pp.205-217, 1970
- 5) Thomas, C. L.: Extrapolation of Sonic Boom Pressure Signatures by the Waveform Parameter Method, NASA TN D-6832, 1972
- 6) Burgner, N.: In der Kürze liegt die Würde, Flug Revue, Aug. 1998, pp. 32-35
- 7) <http://www.flug-revue.rotor.com/FRTypen/FRDasSSB.htm>
- 8) Moxon J.: Supersonic Business, Flight International, 23 Dec. 1998 – 5 Jan. 1999, pp. 34-35
- 9) 堀内雅之: “米・ソ共同プロジェクト誕生 Super Sonic Biz-Jet”, エアワールド, 90年11月号, pp. 72-75