

低ブーム圧力波形の実現に関する数値解析

牧野 好和*, 綿貫 忠晴*, 久保田 弘敏*,
青山 剛史†, 高木 亮治†, 岩宮 敏幸†

Numerical Simulation for Generating Low-Boom Pressure Signatures

by

Yoshikazu MAKINO*, Tadaharu WATANUKI*, Hirotoshi KUBOTA*,
Takashi AOYAMA†, Ryoji TAKAKI†, Toshiyuki IWAMIYA†

Abstract

A study of the aerodynamic design for the reduction of sonic-boom is conducted by a numerical optimization method. The design method combines a 3-dimensional Euler CFD code with a least-square optimization technique. The fuselage geometry of an aircraft is modified by the method in order to minimize the pressure discrepancy between a target low-boom pressure signature and a calculated near-field pressure signature. The results of the study indicate that the aircraft configuration designed by the method can generate the low-boom pressure signature.

1. はじめに

次世代超音速輸送機 (SST) の環境適合性に関する課題の一つであ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れ、地上において N 波 (図 1) 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 (peak pressure level) と立ち上がり時間 (rise time)、持続時間 (duration time) などで評価される。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 2~3[psf] であり、その音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 1[psf] 以下にすることが必要とされており、その実現を目指して様々な機体形状・設計法が提案されている。ブーム低減の基本的な考え方は、機首を鈍頭にして強い衝撃波を発生させることで後方の衝撃波の強度を弱め、衝撃波の整理統合を遅らせるというものであり、これにより地上で観測される圧力波形を一般の N 波ではなく、低ブーム波形 (図 2) と呼ばれる波形にすることが可能となる。

本研究では、そのようなブーム低減手法における低ブーム圧力波形の実現に関する問題点を検討する。線形理論から導かれる等価断面の理論により低ブーム波形を実現するように設計された 3 次元機体形状に対して、3 次元オイラー方程式を基礎とする CFD コードと波形パラメータ法を組み合わせた手法を適用してブーム波形を推算し、設計圧力波形との比較を行なう。また、その形状を初期形状として胴体形状を修正することで、近傍場圧力波形を目標圧力波形である低ブーム波形に近づける

逆問題に、最小二乗法を基礎とする最適化手法を適用することで低ブーム機体形状を求める。

2. 初期機体形状設計

本研究で計算対象とした機体形状 (設計マッハ数 1.4)[2] を図 3 に示す。この機体は Darden の方法 [3] を用いて低ブーム設計されており、遠方場において台形型の圧力波形を形成するように設計されている。線形理論から導かれる等価断面の理論によれば、低ブーム波形を実現する 3 次元機体形状を設計するには、機体の等価断面積分布を低ブーム波形に対応する軸対称物体の断面積分布に合わせるようにすればよい。ただし、両者を良く一致させるためには 3 次元機体形状を繰り返し修正する必要があることが報告されている [4]。

そこで、本研究では初期形状の等価断面積分布と目標分布とのズレを胴体半径の修正で埋め合わせることで、繰り返し胴体形状を修正した。図 4(a) には初期機体形状に対する等価断面積分布 (図の Volume+Lift) と目標断面積分布 (図の Design) との比較を、図 4(b) には胴体形状を 4 回修正した後での等価断面積分布 (図の Volume+Lift) と目標断面積分布 (図の Design) との比較を示す。胴体形状修正により等価断面積分布がかなり目標分布に近づいたことが確認できる。また、図 5 には胴体形状修正前後の機体形状に対して、Euler 方程式を基礎方程式とする CFD コード [5] を適用して計算した、機体長の 6 倍下方に離れた位置での近傍場圧力波形を示す。修正により波形前方部がより平らになり、台形型圧力波形に近づいているのが分かる。図 6 には図 5 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推

* 東京大学大学院

† 航空宇宙技術研究所

算した地上での圧力波形を示す。波形パラメータ法に用いた条件は、飛行マッハ数 1.4、飛行高度 42,000[feet]で、大気は U.S. 標準大気を仮定した。修正により波形が台形型に近付いており、波形中の最大圧力値が約 2.7[psf] から約 1.8[psf] に低下したのが分かる。

3. 最適化

最適化手法

図 6 から分かるように、線形理論に基づく目標断面積分布によく一致するよう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。この原因のひとつとして、設計に用いられている等価断面の理論が、3次元の機体形状をそれと等価な軸対称物体に置き換えることからスタートしており、機体の3次元性の効果を考慮していないことが考えられる。実際、3次元性の低い軸対称な機体先端部からの衝撃波による圧力上昇量は設計値通り約 1.0[psf] となっており、図 5 の近傍場波形でも波形先端部は平らになっている。また、等価断面の理論は線形理論に基づいており、基本的に強い衝撃波を含む流れには適用出来ない。これらのことから、この台形型波形からのずれの原因は、機体の3次元性の影響や機体近傍の強い衝撃波の影響などによる線形理論からのズレにあると考えられる。

そこで、本研究では胴体形状修正後の機体形状を初期形状として、最小二乗法を基礎とする最適化手法 [6] により胴体半径分布をさらに修正し、低ブーム圧力波形実現のための最適設計を行なった。最適化によって決定される胴体半径の修正量 $\Delta y(x)$ は、図 7 に示される様な基本関数 $f_k(x)$ の線形結合として、次の式の様に表現される。

$$\Delta y(x) = \sum_{k=1}^K \delta_k f_k(x) \quad (1)$$

ここで K は用いた基本関数の数であり、図 7 に示したのは $K=8$ の場合である。この最適化手法の手順としては、まず初期形状に対してそれぞれの基本関数の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。そして、最小二乗法を用いて設計変数である線形結合の係数 δ_k を求めて新たな胴体形状を決定し、その形状を初期形状としてまた同じ操作を繰り返す。最適化の目的関数は以下の式で与えられる。

$$J = \sum_{i=1}^I \left(P_{ti} - P_{bi} - \sum_{k=1}^K \frac{\partial P_i}{\partial \delta_k} \delta_k \right)^2 \Delta S_i \quad (2)$$

ここで $\partial P_i / \partial \delta_k$ は形状の微小変化に対する圧力変動であり、 P_{ti} 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、 ΔS_i は i 番目の要素の長さである。この式中の未知量 δ_k を目的関数が最小になるように

決定する。(2) 式を各設計変数で微分すると、

$$\frac{\partial J}{\partial \delta_j} = -2 \sum_{i=1}^I \left(P_{ti} - P_{bi} - \sum_{k=1}^K \frac{\partial P_i}{\partial \delta_k} \delta_k \right) \frac{\partial P_i}{\partial \delta_j} \Delta S_i \quad (3)$$

となり、最小二乗法によればこの式が 0 になるように δ_k を決めれば良い。(3) 式を 0 とおいて変形すると、

$$\sum_{k=1}^K \left(\sum_{i=1}^I \frac{\partial P_i}{\partial \delta_j} \frac{\partial P_i}{\partial \delta_k} \Delta S_i \right) \delta_k = \sum_{i=1}^I \frac{\partial P_i}{\partial \delta_j} (P_{ti} - P_{bi}) \Delta S_i \quad (4)$$

となり、この式を解けば δ_k が求まって形状の修正量が決まる。

最適化適用例

上記の最適化手法を用いて、いくつかの逆問題を解く予備計算を行った。

図 8 には亜音速における 2次元翼型の表面圧力から翼形状を求める逆問題を解いた例を示す。基本関数としては図 7 に示したもの ($K=8$) を用い、初期翼型 (Baseline) として NACA0012、目標翼型 (Target) には NACA1412 を用いている。マッハ数 0.7、迎角 3.0° の計算条件で 2次元オイラー計算を行っており、表面圧力分布から翼上面において衝撃波が発生しているのが分かるが、表面圧力、翼形状ともに最適化による結果 (Optimized) は目標 (Target) によく一致している。収束判定には、

$$CP = \left(\frac{\sum_{i=1}^I (P_{ti} - P_{bi})^2 \Delta S_i}{\sum_{i=1}^I \Delta S_i} \right)^{1/2} \quad (5)$$

で表されるパラメータ (Convergence Parameter) を用いており、収束履歴から分かるように、このケースでは約 10 回 (2次元翼型では上下交互に形状修正を行っているので片側約 5 回) の繰り返しで解が収束している。

図 9 には、図 8 で示したケースに対してマッハ数を 2.0 と超音速にしたケースについての結果を示す。亜音速のケースと同様に最適化による結果 (Optimized) は目標 (Target) によく一致している。また超音速であるために翼表面からは衝撃波が発生せず表面圧力分布に不連続がないので、亜音速のケースよりも収束が速く約 4 回 (上下面 2 回ずつ) で収束しているのが分かる。

この手法をソニックブームの問題に適用するためには、物体近傍場での圧力波形で最適化を行う必要がある。図 10 には 2次元翼型の後流、翼型後縁からコード長の 0.4 倍離れた位置 ($x=1.4$: 図 10(c) の破線) での圧力分布で最適化を行った結果を示す。なお、このケースでは目標翼型として NACA2412 を採用している。超音速 (マッハ数 2.0) であるので、図 10(b) のように圧力分布には上部 ($y=1.3$)

と下部 ($y=-1.3$) に翼前縁から発生する衝撃波による圧力の急上昇が見られ、中央部 ($y=-0.3\sim 0.3$) には翼後縁から発生する衝撃波による圧力回復が見られる。図10より、翼から離れた近傍場においてもこの手法によって圧力波形から形状を決定する逆問題を解くことができることが示された。

最後にこの手法を軸対称物体の近傍場圧力波形に適用したケースについて示す。図11には、円錐状の物体から台形型圧力波形を形成する軸対称物体への逆問題を、物体長の6倍下方に離れた位置 ($H/L=6.0$) で最適化したケースについて示してある。圧力波形、物体形状ともに約4回の繰り返し計算で目標 (Target) によく一致しているのが分かる。

4. 計算結果及び考察

図12には、図3で示した3次元低ブーム機体形状を近傍場波形で最適化するのに用いた基本関数を示す。図7で示したものと比較して、先端の軸対称部分 ($x=0.0\sim 0.2$) は修正の必要がないので基本関数が分布していないことと、基本関数の両端で大きな変化をなくしたのが特徴である。また複雑な形状変化に対応できるように、基本関数の数を倍 ($K=16$) にしている。図13には図12に示した基本関数を用いて、機体の胴体形状を最適化した結果の近傍場波形を示す。この手法には基本関数の形状と個数の選択に任意性があり、今回用いた基本関数では目標圧力波形である台形型波形に完全に一致させることはできなかったが、初期圧力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、図14には図13の近傍場での波形を波形パラメータ法を用いて地上まで外挿した圧力波形を示す。波形先端での値は約1.0[psf]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2.0[psf]であるのに対して、最適化された形状では約1.4[psf]とかなり低くなっており、最適化の効果が現れている。最後に図15に最適化後の機体形状の等価断面面積分布を示す。最適化後の分布 (図の Volume+Lift) と設計断面面積分布 (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. まとめ

低ブーム圧力波形実現のために、3次元 Euler CFDコードと最小二乗法を基礎とする最適化手法とを組み合わせることで低ブーム機体形状の設計を行った。その結果、線形理論により低ブーム設計された3次元機体形状の胴体半径分布を修正することでさらにブームを低減する圧力波形を実現し、この方法が低ブーム設計に有効であることを示した。

謝辞

なお、本研究にあたって、川崎重工工業株式会社のご厚意により、低ブーム機体形状を提供していただいた。ここに感謝の意を表したい。

参考文献

- [1] Huglund, G.T., 'HSCT Designs for Reduced Sonic Boom', AIAA paper 91-3103, 1991.
- [2] Yoshida, K., 'Experimental and Numerical Study for Aerodynamics of Low Boom Configuration.', AIAA paper 94-0052, 1994.
- [3] Darden, C.M., 'Sonic-Boom Minimization with Nose-Bluntness Relaxation', NASA TP-1348, 1979.
- [4] Barger, R.L., Adams, M.S., 'Fuselage Design for a Specified Mach-Sliced Area Distribution', NASA TP-2975, 1990.
- [5] Makino, Y., Sugiura, T., Watanuki, T., Kubota, H., Aoyama, T., Iwamiya, T., 'Effect of Nose Bluntness of a Low-Boom Configuration of Sonic-Boom', AIAA paper 97-2213, 1997.
- [6] Lee, D.K., Eyi, S., 'Aerodynamic Design via Optimization', Journal of Aircraft, Vol.29, No.6, 1992.

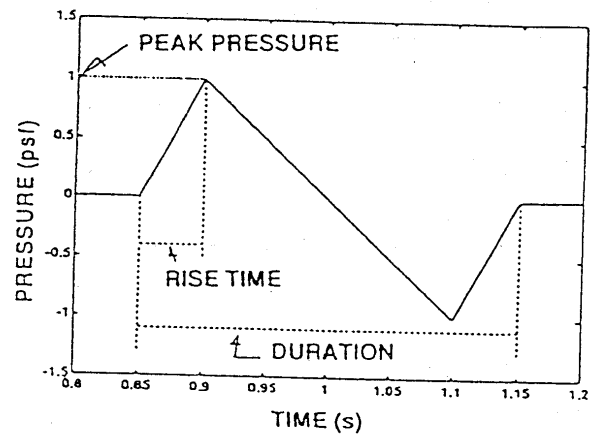


図1.N型圧力波形

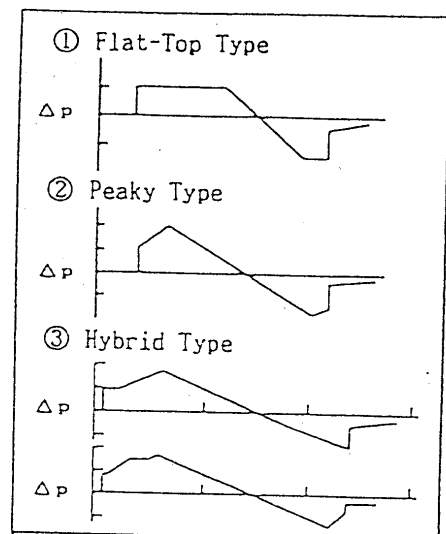


図2. 低ブーム圧力波形 [1]

Low-boom Configuration

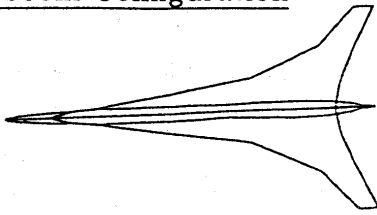


図 3. 低ブーム機体形状 [2]

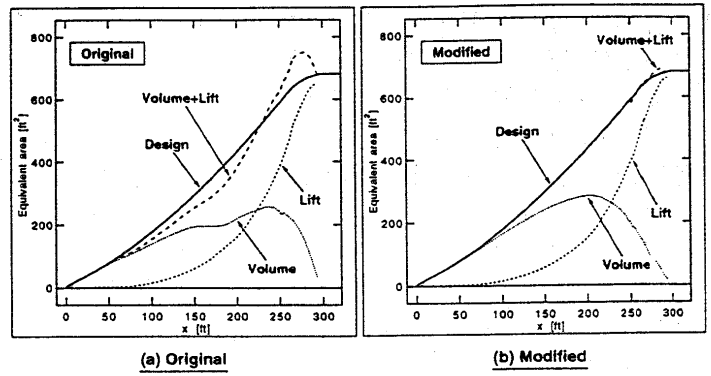


図 4. 等価断面面積分布

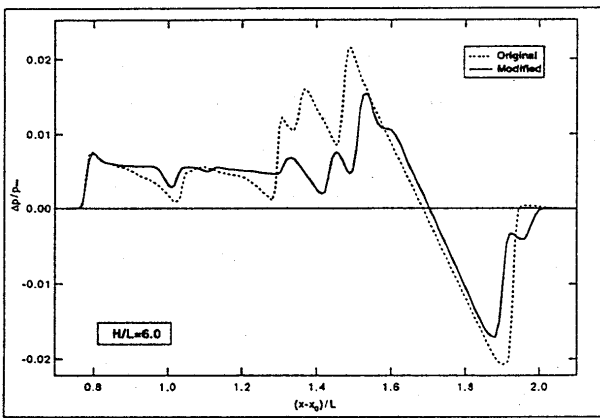


図 5. 初期形状修正による近傍場圧力波形の変化

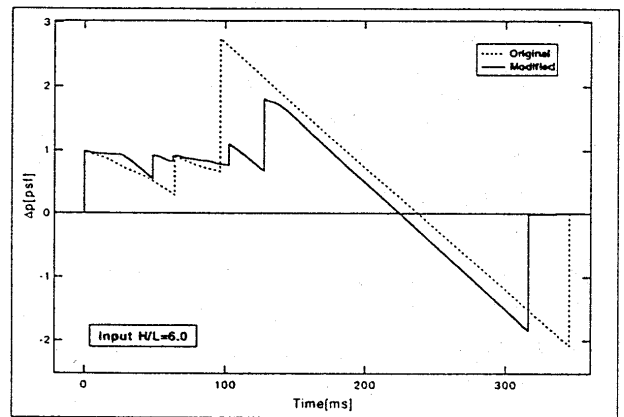


図 6. 初期形状修正による地上波形の変化

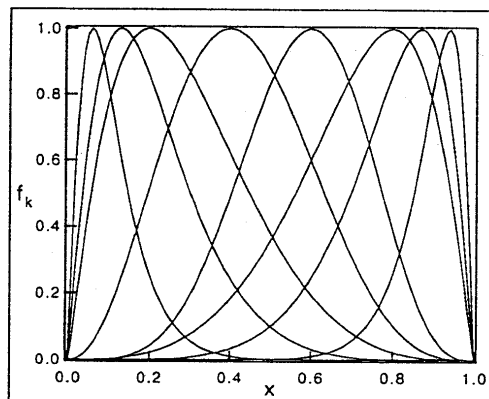


図 7. 基本関数 (K=8)

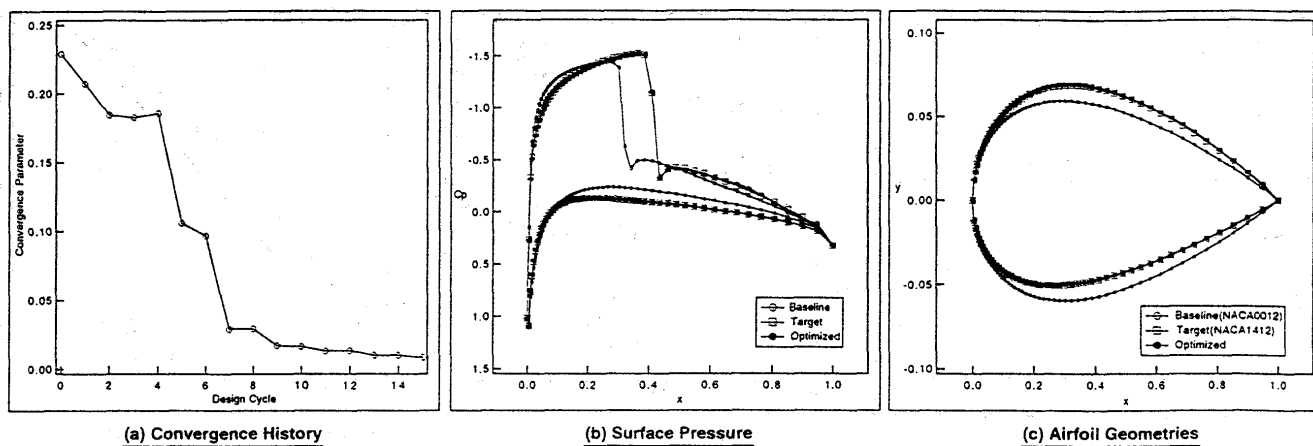


図 8. 最適化適用例：亜音速 ($M=0.7$) 2次元翼型表面圧力

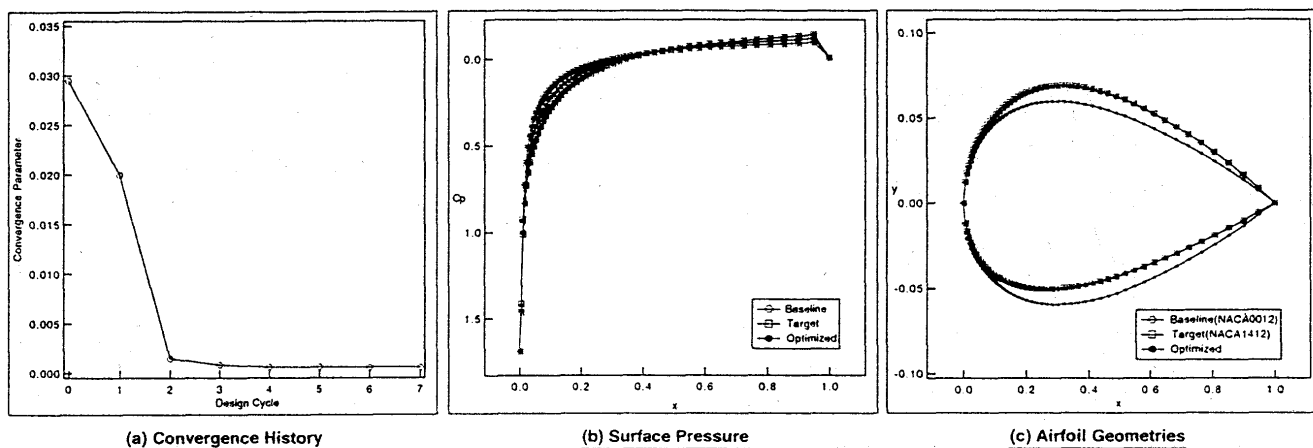


図 9. 最適化適用例：超音速 ($M=2.0$) 2次元翼型表面圧力

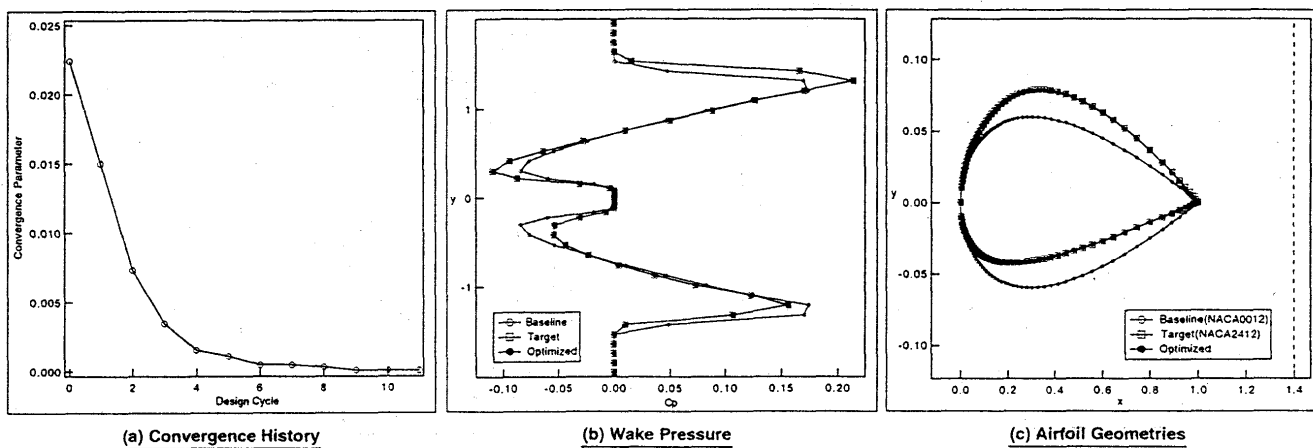


図 10. 最適化適用例：超音速 ($M=2.0$) 2次元翼型後流圧力

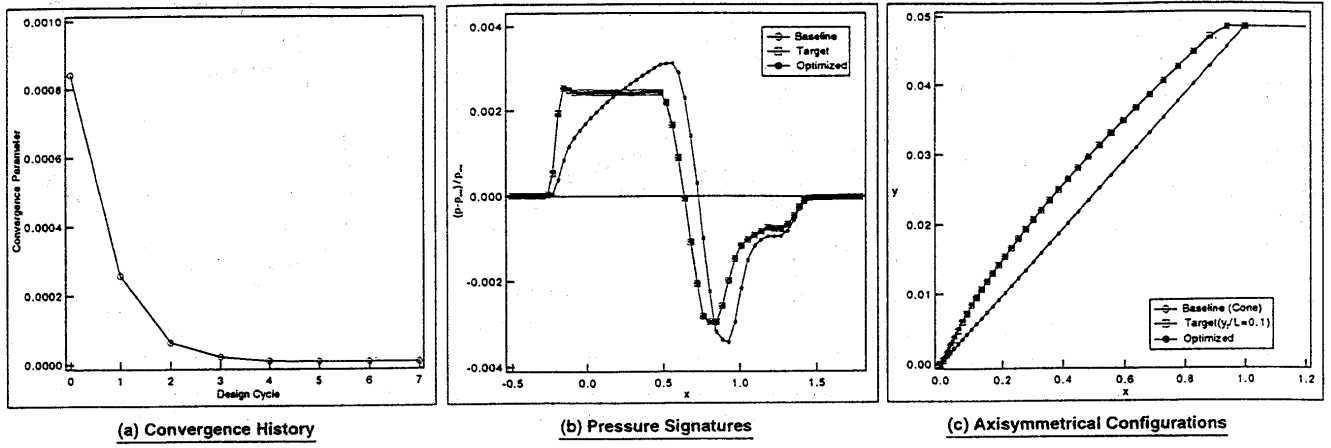


図 11. 最適化適用例：超音速 (M=1.4) 軸対称物体近傍場波形

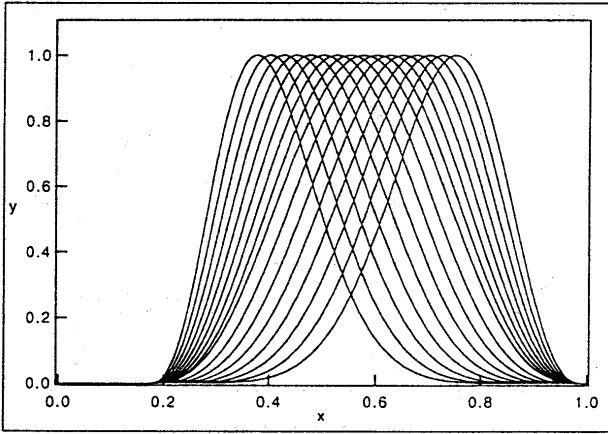


図 12. 基本関数 (K=16)

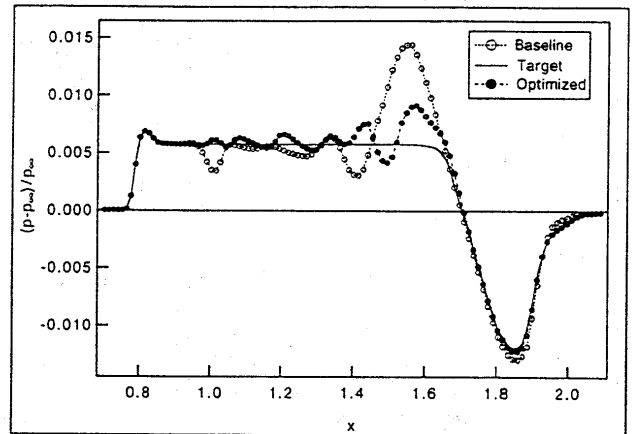


図 13. 最適化による近傍場波形の変化

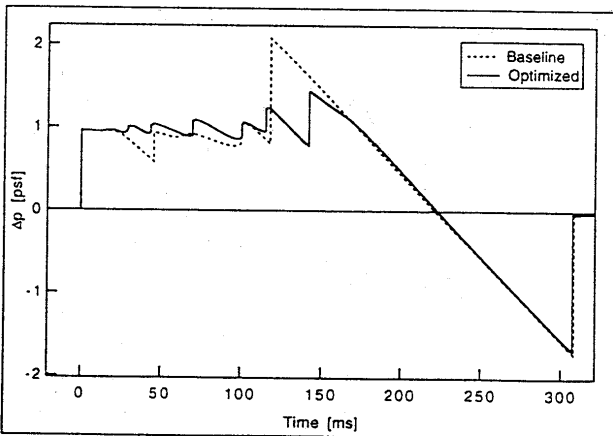


図 14. 最適化による地上波形の変化

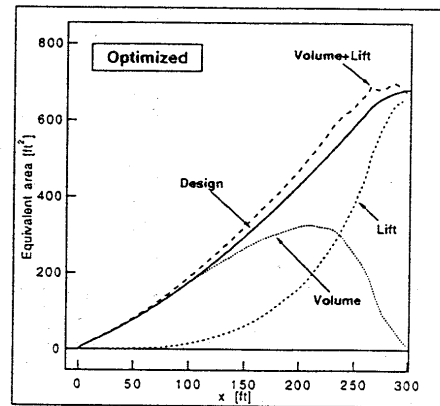


図 15. 最適化後の等価断面面積分布

STUDY ON TRANSONIC FLUTTER CHARACTERISTICS OF AN ARROW WING CONFIGURATION

Koji Isogai

Department of Aeronautics and Astronautics, Kyushu University
6-10-1 Hakozaki Higashiku, Fukuoka Japan 812
E-mail: isogai@aero.kyushu-u.ac.jp

Abstract

Transonic flutter characteristics of a typical arrow wing configuration of a supersonic transport have been studied by using the Full Potential Code (USTF3) in addition to the usual DLM (Doublet Lattice Method) code as the unsteady aerodynamic tools. According to the analyses using the DLM code, the symmetric mode flutter (for full fuel condition) of the stiffness designed model is always more critical than the anti-symmetric mode flutter for Mach numbers up to 0.95, while the analyses by using the USTF3 say that the anti-symmetric mode flutter becomes more critical than the symmetric mode flutter for Mach numbers greater than 0.90 taking the minimum flutter velocity around Mach one due to the transonic dip phenomenon. It also has been shown that the symmetric mode flutter does not show the transonic-dip phenomenon in contrast to the anti-symmetric mode flutter.

1. Introduction

The transonic flutter characteristics play the critical role in the structural design of a Supersonic Transport (SST) arrow wing configuration¹⁾. For example, the design studies performed by Turner and Grande²⁾ of the early Boeing SST Model 969-512B disclosed that the strength designed configuration does not meet the flutter requirement and it was found that the unrealistically high mass penalty was expected to achieve the flutter clearance (1.2VD = 259 m/s EAS at M=0.90), which was initially set. The possible existence of transonic dip phenomenon of a SST arrow wing configuration has also been shown experimentally by Durham et al.³⁾ for the NASA Langley Supersonic Technology Series (ATS-200) design. Therefore, it is quite important to identify the behavior of the transonic flutter boundary of a SST arrow wing configuration.

In this paper, a preliminary design study has been performed of transonic flutter characteristics of a SST arrow wing whose configuration is similar to that of Boeing 969-512B model. In this study, the Unsteady Full Potential Code (USTF3)⁴⁾ is employed as an aerodynamic tool in addition to

the usual Doublet Lattice Method (DLM)⁵⁾ code.

2. Strength and Vibration Analyses

In Fig. 1, the plan form of the arrow wing used for the present study is shown. The length of the root chord is 50.4 m and the semispan length is 18.9 m. The leading edge sweep angle of inner and outer wings is 74 degrees and 60 degrees, respectively. The full span wing area is about 830 m² and the aspect ratio is 1.61. The airfoil section is 3 percent thick circular-arc. The engine mass is assumed to be 6,500 Kg for each of the four engines. The engines are expressed by the concentrated masses at the locations indicated in Fig. 1. For the full fuel condition, which is the most critical for flutter, 200,000 Kg of the fuel mass is assumed. The maximum gross take-off mass is assumed to be 374,000 Kg. Therefore the zero fuel mass becomes 174,000 Kg.

The hatched part of the plan form shown in Fig. 1 indicates the wing box location. The structural material used is the Graphite/PEEK (APC2). The laminate construction of the composite material is assumed to be quasi-isotropic, and the thickness of the upper and lower skin panels is assumed to be linearly tapered from the root to the tip