

## 近傍場におけるソニックブームの数値推算

牧野 好和\*, 杉浦 貴明\*, 綿貫 忠晴\*,  
久保田 弘敏\*, 青山 剛史†

## Numerical Prediction of Sonic Boom Intensity in Near-field

by

Yoshikazu MAKINO\*, Takaaki SUGIURA\*, Tadaharu WATANUKI\*,  
Hiroto KUBOTA\*, Takashi AOYAMA†

## Abstract

The sonic boom intensity generated by the low-boom designed airplane is estimated numerically. The airplane is designed by using Darden's low-boom design method in order to generate a flat-top type pressure signature on the ground. The near-field pressure signatures of the airplane are calculated by using 3-dimensional Euler equations. The sufficient number of grid points to capture the shock waves in the near-field is checked. Then these calculated near-field pressure signatures are extrapolated to the ground by waveform parameter method. As a result of the calculation, it is shown that the airplane generates a flat-top type pressure signature and its sonic-boom intensity is under 1 psf on the ground.

## 1. はじめに

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り、環境適合性の観点からその低減が次世代超音速輸送機(SST)開発の重要課題の一つとされている。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、地上において台形型圧力波形(flat-top type pressure signature)と呼ばれる低ブーム波形を実現するように設計された機体形状に対して、計算格子の格子点数を変化させ、機体近傍場において圧力波形を正

確に推算するのに必要な格子点数を調べた上で、3次元Euler方程式を基礎方程式とする数値計算を用い、機体近傍でのソニックブームの圧力波形を求めた。また、その近傍場波形を入力データとして波形パラメータ法により地上でのソニックブーム強度を推算し、ソニックブーム低減の効果を調べた。

## 2. 計算対象

本研究で計算対象とした低ブーム機体形状は、Dardenの方法[2]を用いて低ブーム設計されたものである。図3にDardenの設計法の概念図を示す。この方法はWhithamのF関数法[3]を基礎としている。F関数法では、まず対象となる機体をそれと等価な断面面積分布を有する軸対称物体に変換する。等価軸対称物体はF関数と1対1に対応しており、幾何音響理論を用いてF関数から地上での圧力波形を求めることができる。

Dardenの方法は、F関数をいくつかのパラメータを用いて表し、目標とする圧力波形を実現する様にそれらのパラメータを決定することで、そのF関数に対応する等価軸対称物体を求める方法である。図3に示されるように、Dardenの方法ではF関数の先端部がスパイク状になっている。これは等価軸対称物体の先端が鈍頭であることを示しており、低ブーム波形を実現するF関数の特徴である。このスパイク状の突起の幅は $y_f$ というパラメータで表されるが、この幅が狭いほど機首は鈍頭となり、ソニックブーム強度を低下させることができる。

\*東京大学大学院

†航空宇宙技術研究所

しかし、当然機首の鈍頭度が増せば抵抗も増加することとなるため、Dardenの方法ではこの $y_f$ の値を変化させることによって抵抗とソニックブーム強度とのトレードオフを行えるようにしている。今回計算に用いた低ブーム機体はソニックブーム強度の低減のみを考え、 $y_f$ の値は非常に小さい0.00001として設計されている。

Dardenの方法により得られた等価軸対称物体に対応する3次元の機体形状は無限に存在するが、本計算では文献[4]の中で設計された機体を用いている。文献[4]の方法は、まず翼形状を低抗力設計により求め、低ブームとしての拘束はすべて胴体形状に負わせる設計法である。本研究で計算対象とした低ブーム機体形状(設計マッハ数1.4)を図4に示す。

### 3. 数値計算法

#### 近傍場波形推算

まず機体近傍場におけるソニックブームの圧力波形を、機体周りの3次元CFD解析により求める。

計算格子は機体軸に垂直な断面内で2次元的に作成した平面格子を軸方向に重ね合わせるにより生成する。計算領域は主流方向に機体全長の12倍とし、機体軸に垂直な方向に機体全長の10倍( $H/L=10.0$ ,  $H$ :機体軸からの距離,  $L$ :機体全長)までとれる様にする。また機体が左右対称であることから周方向は機体の半分を計算領域とし、境界においては対称条件を与える。外部境界は機体先端から発生する衝撃波の角度で広げてゆき、衝撃波を計算領域内に捕えられるようにする。内部境界(機体表面格子)も機体後方(機体全長分だけ後方)からは外部境界にあわせて広げてゆき、機体から離れても格子が粗くならないようにする。一例として、予備計算に用いたダブルデルタ翼機体形状周りに作成した計算格子を図5に示す。

基礎方程式は3次元圧縮性Euler方程式とし、数値解法としては空間差分にChakravarthy-Osherの高次風上TVD法、時間積分に対角ADI法を用いる[5]。

格子点数については、各方向に点数を変化させて計算結果の圧力波形が変わらなくなる点数を見つけるために予備計算を行った。予備計算の計算対象としては図6に示すダブルデルタ翼機体形状を用い、主流マッハ数は2.0とした。格子点数を機体軸と垂直方向(外方向)、周方向、機体軸方向にそれぞれ変化させて計算を行い、得られた近傍場圧力波形を比較した。一例として、最も格子点数の違いが圧力波形に与える影響が大きかった、外方向に格子点数を変化させた場合の $H/L=1.0$ での圧力波形を実験結果と比較したものを図7に示す。実験は東京大学大学院工学系研究科(航空宇宙工学専攻)の超音速風洞において、一様流マッハ数2.0で行われたものである。周方向に83点、軸方向に150点は固定とし、外方向への点数を120点、240点、360点と変化させると、120点ではすべての圧力のピークが鈍ってしまっているが、240点と360点では2つの波形はほとんど一致しており実験値と

も良い一致を示している。よって、外方向への格子点数は240点とした。周方向、軸方向に関しても同様の比較を行いそれぞれ102点、156点とした。

#### ソニックブーム強度推算

CFD解析によって得られた近傍場圧力波形を波形パラメータ法を用いて地上まで外挿し、その圧力波形から地上でのソニックブーム強度を推算する。

波形パラメータ法は、機体近傍での圧力波形をいくつかのパラメータで数値的に表し、幾何音響理論に等エン트로ピ仮定による波形の歪みの効果を取り入れた方法で地上まで外挿するものである。数学的にはWhithamのF関数法と同等の方法だが、等面積則を用いた衝撃波の位置決めが不要である点でF関数法よりも自動計算に向いている。

波形パラメータ法では、飛行条件や大気の状態などの条件を与える必要がある。本研究では飛行マッハ数を1.4、飛行高度を42,000[feet]とし、大気はU.S.標準大気を仮定し、風は考えないこととする。

### 4. 計算結果及び考察

計算結果の一例として、図8に迎角 $3.0^\circ$ で計算された機体まわりの等圧力線図を示す。機体側方の等圧力線図を見ると、鈍頭の機体先端から強い衝撃波が発生しており、その後方では翼の後退角変化部から衝撃波が発生しているのが分かるが、これらに挟まれた部分では目立った圧力の変化は見られない。そして、さらに後方でも急激な圧力変化が見られるが、これは翼後縁から発生する膨張波によるものである。迎角 $3^\circ$ で計算した場合の機体鉛直下方の近傍場ソニックブーム波形が、機体から離れるに従って変化してゆく様子を図9に示す。機体に近い $H/L=1.0$ や $H/L=2.0$ の波形の前部には低ブーム波形の特徴であるスパイク状の突起が見られる。この突起は鈍頭先端から生じた衝撃波によるものであり、その後方の2つのピークは翼の始まりや後退角変化部から発生した衝撃波による圧力上昇である。距離が離れるにつれてこれら3つの圧力のピークは低くなって滑らかな波形を形成し、 $H/L=8.0$ ではほぼ台形型の圧力波形となっている。後で述べるように、地上での波形を求めるために $H/L=6.0$ の位置で得られた近傍場波形を波形パラメータ法の入力データとして用いるが、図10には迎角を $1.0^\circ$ から $4.0^\circ$ まで変化させた場合の $H/L=6.0$ の位置での圧力波形の変化の様子を示す。前方の先端衝撃波によるピークにはあまり変化は見られないが、翼部分からの衝撃波による圧力のピークは迎角の上昇とともに高くなってゆく。これは揚力により機体下方に発せられる衝撃波の強度が強められた結果である。この図では、迎角が $2^\circ$ 及び $3^\circ$ においては波形の前方部( $x/L=0.0\sim 0.8$ )がほぼ平らで台形型の低ブーム波形が形成されているのが分かる。

次に地上での圧力波形の推算であるが、波形パラメータ法は等価軸対称物体に修正線形理論を適用した方法な

ので、入力として与える近傍場圧力波形は非線形性や3次元性を含んだデータであってはならない。図11に、CFD解析によって得られた様々な距離での近傍場波形を波形パラメータ法の入力データとして与えた場合の、地上での圧力波形の違いを示す。この図によれば、 $H/L=1.0$ と $H/L=2.0$ での波形を入力データとして与えた場合は地上での圧力波形に多少の違いが見られるが、 $H/L=5.0$ と $H/L=6.0$ とでは地上の圧力波形はほぼ等しく、 $H/L=2.0$ での波形を与えた場合とあまり変わらない。よって、本計算では $H/L=6.0$ での近傍場波形を入力データとして用いることにした。迎角を変化させた場合の地上での圧力波形を設計圧力波形とともに図12に示す。実線で示された設計圧力波形と計算で得られた波形とを比べると、最前部の圧力上昇量は $0.8\sim 0.9[\text{psf}]$ で設計値( $1[\text{psf}]$ 以下)とはほぼ一致している。また、地上でも近傍場と同じように迎角が $2^\circ$ 及び $3^\circ$ においては、波形の前方部 ( $\text{time}=0\sim 200[\text{ms}]$ )は多少の凸凹はあるものの台形型の波形を形成している。ただし、図13に示すCFD解析により得られた揚力係数のグラフで分かるように、巡航時に必要とされている $C_L=0.1$ を達成するためには迎角を $4^\circ$ 以上にする必要があり、そのときの地上の圧力波形は翼部分の圧力のピークが上昇し、最大圧力上昇量は $1.8[\text{psf}]$ 程度と高くなっている。

表1に今回の計算に用いた低ブーム機体とコンコルドの諸量を比較して示す。低ブーム機体は全長で約1.5倍、総重量で約1.7倍コンコルドより大きくなっているが、ソニックブーム強度は半分以下の $1[\text{psf}]$ 以下となった。ただし、今回の低ブーム機体は飛行マッハ数1.4で設計されているため飛行マッハ数2.02のコンコルドと直接比較するのは難しいが、ソニックブーム強度は飛行マッハ数よりも飛行高度に大きく依存するといわれており、飛行高度がコンコルドの約 $2/3$ である低ブーム機体でソニックブーム強度を $1[\text{psf}]$ 以下にすることが出来たことで、飛行マッハ数を上げた場合の低ブーム設計の効果も期待出来るであろう。

5. まとめ

3次元 Euler 方程式を解くことにより、低ブーム機体の近傍場における圧力波形を調べた。その結果、近傍場においては低ブーム圧力波形の特徴である先端部の高い圧力のピークが得られ、 $H/L=8.0$ 程度の距離ではほぼ台形型の圧力波形が得られた。また近傍場で得られた波形を入力波形として、波形パラメータ法を用いて地上での圧力波形を推算した結果、迎角 $3^\circ$ までは概ね台形型の低ブーム波形となり、ソニックブーム強度を $1[\text{psf}]$ にすることが出来た。

謝辞

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

参考文献

- [1] Huglund,G.T.,'HSCT Designs for Reduced Sonic Boom', AIAA paper 91-3103,1991.
- [2] Darden,C.M.,'Sonic-Boom Minimization with Nose-Bluntness Relaxation',NASA TP-1348,1979.
- [3] Whitham,G.B.,'The Flow Pattern of a Supersonic Projectile',Communication on Pure and Applied Mathematics,Vol.5,No.3,pp.301-348,1952.
- [4] Yoshida,K.,'Experimental and Numerical Study for Aerodynamics of Low Boom Configuration.',AIAA paper 94-0052,1994.
- [5] Aoyama,T.,Kawachi,K.,and Saito,S.,'Unsteady Calculation for Flowfield of Helicopter Rotor with Various Tip Shape',18th European Rotorcraft Forum paper B03,1992.

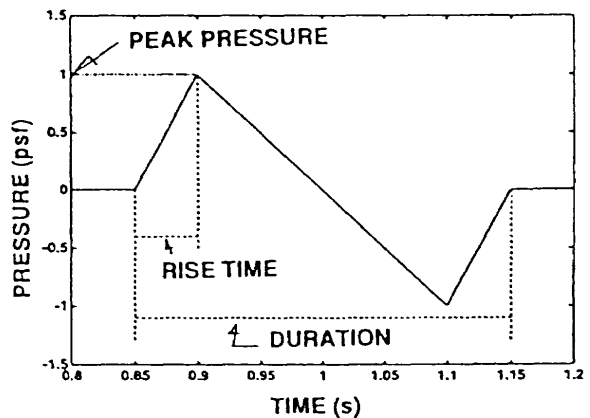


図1.N型圧力波形

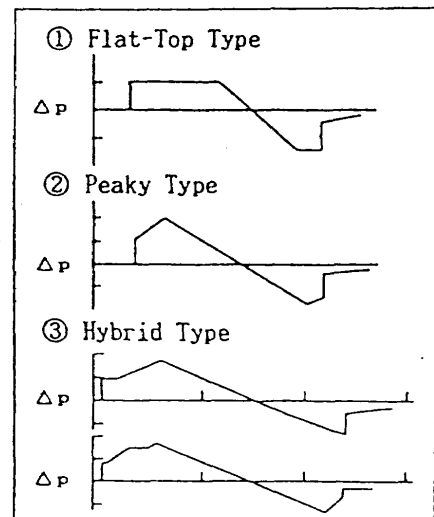


図2.低ブーム圧力波形 [1]

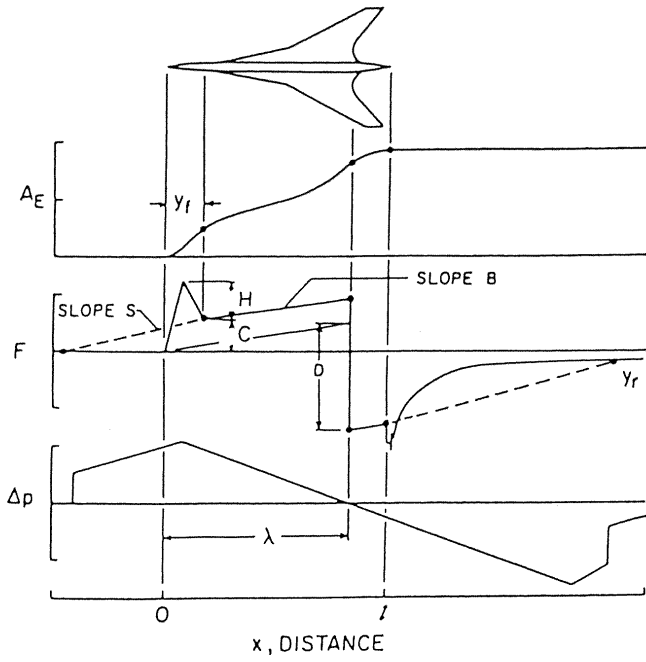


図 3. Darden の低ブーム設計法 [2]

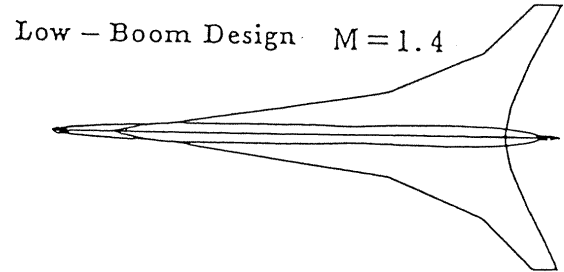


図 4. 低ブーム機体形状 [4]

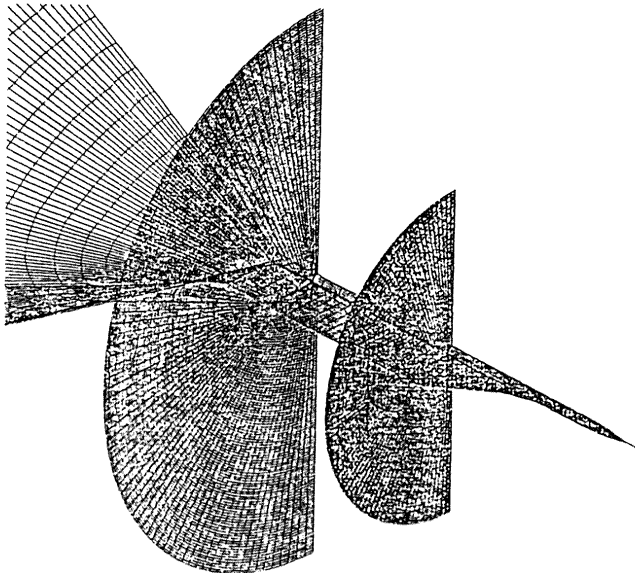


図 5. 計算格子

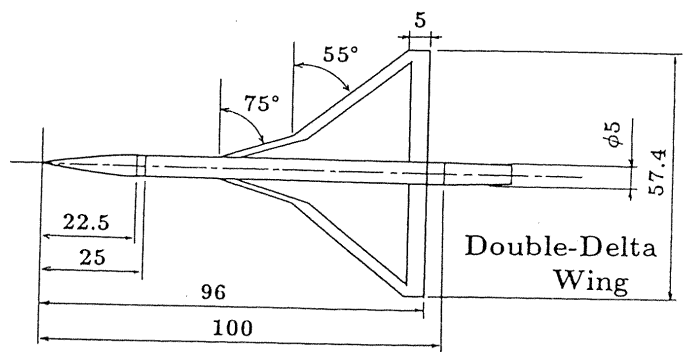


図 6. ダブルデルタ翼模型

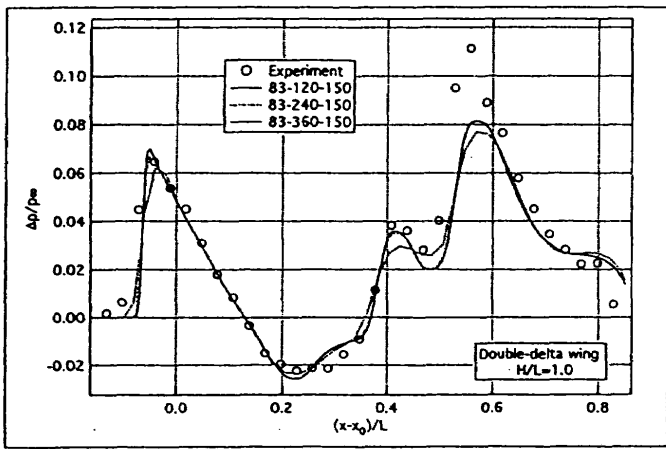


図7. 近傍場波形に与える格子点数の影響

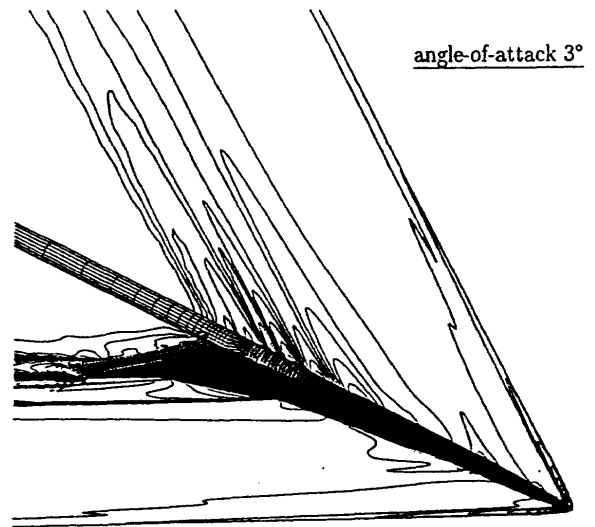


図8. 等圧力線図

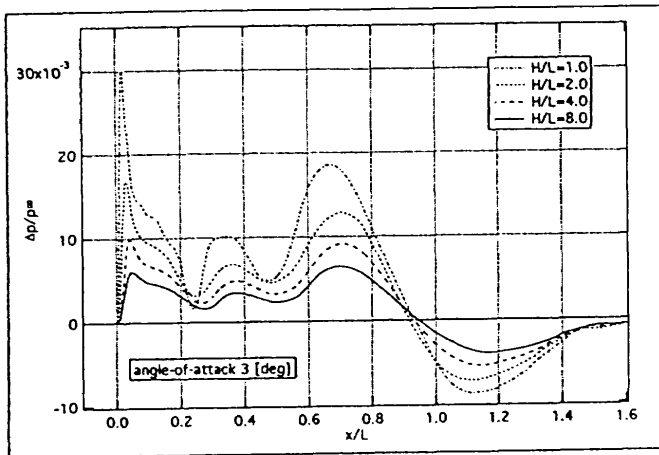


図9. 近傍場圧力波形

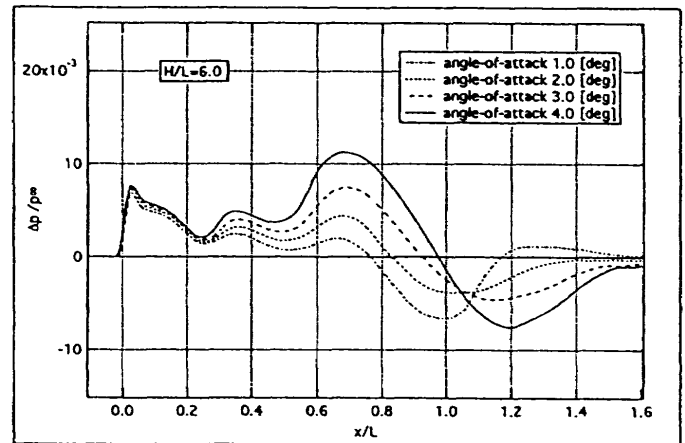
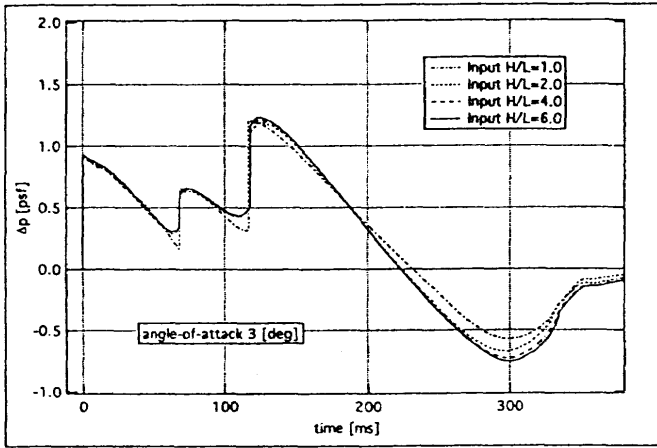


図10. 近傍場波形に与える迎角の影響



M=1.4, H=42,000feet

図 11. 地上の波形に与える入力波形の影響

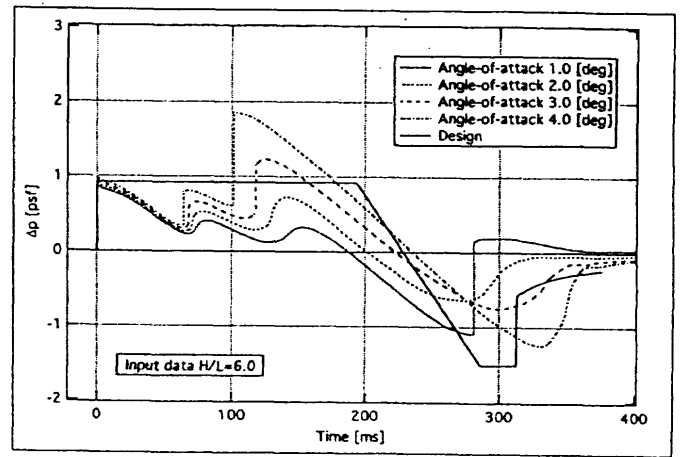


図 12. 地上での圧力波形

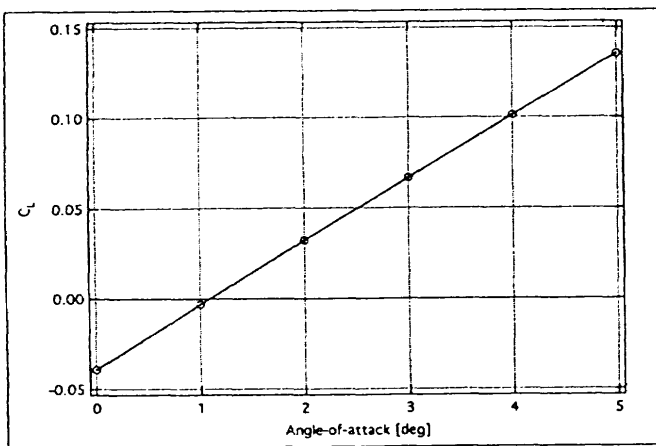


図 13. 揚力係数

コンコルド		低ブーム機体
62 m	全長	91 m
25.6 m	全幅	48.9 m
185,000 kg	総重量	318,000 kg
M=2.02	巡航速度	M=1.4
18 km	飛行高度	12.8 km
360 m <sup>2</sup>	主翼面積	1100 m <sup>2</sup>
1.82	アスペクト比	2.19
2 ~ 3 psf	ブーム強度	1 psf

表 1. コンコルドとの諸量の比較