

スペースシャトルおよび宇宙往還機のソニックブーム強度予測と低減化

村上直哉、久保田弘敏
帝京大

Prediction and reduction of sonic boom for Space Shuttle and spaceplane

by
Naoya Murakami, Hirotohi Kubota
Teikyo University

ABSTRACT

In 2010, the Space Shuttle is supposed to retire because of its aging and high maintenance cost. As a future space transportation system, a reusable space plane is expected. If a space plane is realized in the future, it will fly at hyper- or supersonic speed overland. Therefore, sonic boom will become a big issue for space plane. At first in this study, sonic boom intensity of the Space Shuttle is predicted with waveform parameter method from the wind tunnel test data conducted by NASA. The results suggest that considering the way to reduce sonic boom is also important for future space transportation system. Therefore, reduction of sonic boom intensity of a space plane which flies at hypersonic speed is attempted with Seebass-George-Darden-Rallabhandi method. As a result, the optimized far-field pressure signatures for the space plane might be acceptable for people of 65% population. Since, the fuselage that has large bluntness is generally known to be effective for the sonic boom reduction, the effects of changing bluntness for the far field pressure signatures are investigated. The results show two promising low sonic boom signatures. One is a signature whose peak pressure value becomes smaller without changing its typical low boom waveform shape. The other is a signature that has N-shape like waveform while keeping a small initial pressure peak. In addition, it is shown that a small change in the near field pressure signatures causes big change in the far field pressure signature, because non-linear effects are large in the hypersonic speed. For future works, to demonstrate these results is necessary by CFD or wind tunnel tests.

1. 背景

国際宇宙ステーションの日本実験棟「きぼう」が完成しその本格運用が開始された現在であるが、国際宇宙ステーションへの人員の輸送手段は、アメリカのスペースシャトルとロシアのソユーズのみである。スペースシャトルは2010年をもつての引退が予定されており、その後しばらくはソユーズに頼ることとなっている。今後、各国の宇宙活動は月面や火星の有人探査を行うことや宇宙旅行を実現することなどをめざし、研究・開発が進められていくことになるものと考えられる。これらを実現するためのキーテクノロジーは、信頼性が高く、低コストの宇宙輸送システムであり、その一例はスペースプレーンであると考えられる。スペースプレーンとは完全再使用型の宇宙往還機で、予冷ターボエンジン・スクラムジェットエンジン・再使用ロケット等を推進機関として持ち、形態としては単段式と多段式のものが考えられている。

スペースプレーンが実現し、多くのスペースプレーンが世界中から宇宙へ飛び立つような未来を想像したとき、スペースプレーンが陸地上空を超音速あるいは極超音速飛行することが考えられ、その場合にはソニックブームによる被害が予想される。

ソニックブームとは機体周りに発生する衝撃波が地上への伝播過程で整理統合され、N字型の圧力波形となり、地上で2回の連続した爆発音をもたらす現象である。ソニックブーム現象の概略図を図1に示す。

本研究ではまず、過去にNASAで行われたスペースシャトル模型の風洞実験結果からソニックブーム強度を予測し、宇宙往還機のソニックブームが受容可能な範囲であるか検討を行った。次にスペースプレーンのソニックブーム低減化を試みた。ソニックブーム低減化の研究は、次世代超音速旅客機に関する研究において多くなされているが、その対象の多くは超音速域におけるものであり、宇宙往還機においては極超音速域のソニックブームも重要になると考えられる。よって本研究では極超音速域に着目し、宇宙往還機の極超音速飛行時のソニックブーム低減化を試みることにした。

極超音速域のソニックブームについては過去にも検討がなされており^{1)・2)}、高マッハ数では修正線形理論との誤差が大きくなることが指摘されているが、本研究では極超音速域のソニックブーム低減化の基礎研究として修正線形理論を適用することにする。

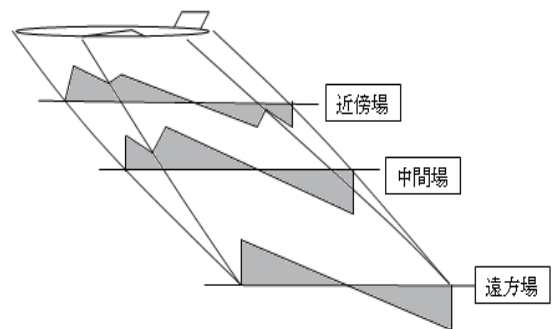


図1 ソニックブーム現象の概略図

2. ソニックブーム理論

本論文では以下の理論を用いて検討を行なった。

2. 1 Whitham 理論

Whitham 理論とはソニックブーム予測法の一つであり、軸対称物体の線形方程式の解を改良して非線形性を持たせたものである。この理論によると、機体近傍の圧力分布は以下の式で表される³⁾。

$$\frac{dp}{p_{\infty}} = \frac{\gamma M^2}{\sqrt{2\beta} z} F \quad (1)$$

ここで、 dp ：一様流からの変動圧力、 p_{∞} ：一様流圧力、 γ ：比熱比、 $\beta = \sqrt{M^2 - 1}$ 、 F ：Whitham の F 関数である。また Whitham の F 関数は、 x ：機体軸方向の距離、

r : 機体軸に垂直な方向の距離、 $\eta : x - \beta r$ 、 $S(x)$: 断面積分布を用いて、次式で表される。

$$F(\eta) = \frac{1}{2\pi} \int_0^\eta \frac{S''(x)}{\sqrt{\eta-x}} dx \quad (2)$$

2. 2 波形パラメータ法

本研究では遠方場波形の予測に波形パラメータ法^{4), 5)}を用いた。波形パラメータ法とは、機体近傍での圧力波形を任意の数の線形要素の集まりとして近似し、圧力勾配、圧力不連続量、波形要素の持続時間を計算する。これらを波の伝播に伴って遠方場まで計算を進める方法である。

2. 3 Seebass-George-Darden- Rallabhandi (SGDR)の方法によるブーム低減化

この方法は Seebass-George-Darden(SGD)の低減化法を発展させた方法である。SGD の方法とは F 関数をいくつかのパラメータで表現し、飛行条件に応じてそのパラメータを決定する。決定した F 関数から(1)式により近傍場圧力分布を得て、図 2 に示すようなブーム低減に効果的であるとされる Flat-Top(台形)型、Ramp(屋根)型の遠方場波形とする方法である。Rallabhandi⁶⁾はこの方法を発展させ、F 関数を記述するパラメータの数を増やすことにより図 2 に示す Hybrid(ハイブリッド)型のようなより複雑な波形定義を可能にした(SGDR の方法)。SGDR の方法において F 関数は(3)式のように表す。また機体形状と F 関数との相対関係を図 3 に示す。

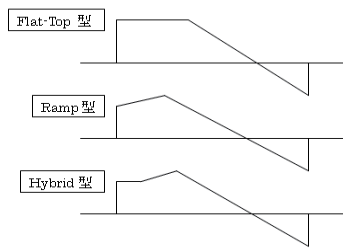


図 2 ソニックブーム低減化のための波形

$$F(\eta) = \begin{cases} \frac{Hy}{\eta_f} & (0 \leq \eta \leq \eta_f) \\ \frac{C}{(1-\eta)} \left(\frac{y}{y_f} - \eta \right) - \frac{H}{2(1-\eta)} \left(\frac{2y}{y_f} - 2 \right) & (\eta_f \leq \eta \leq y_f) \\ B1(y - y_f) + C & (y_f \leq \eta \leq \xi) \\ B2(y - \xi) + C1 & (\xi \leq \eta \leq \lambda) \\ \frac{-(D+C2)(y - \lambda) + C2}{t} & (\lambda \leq \eta \leq \lambda + t) \\ B3(y - \lambda - t) - D & (\lambda + t \leq \eta \leq l) \end{cases} \quad (3)$$

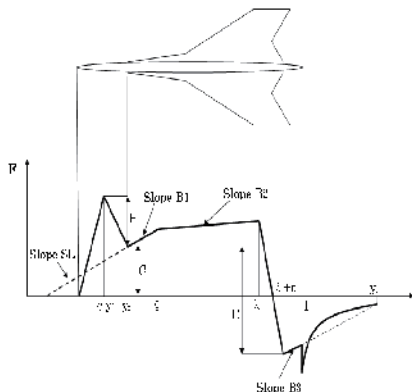


図 3 F 関数と機体形状との関係

なお、この方法は逆問題設計法の一つであるため、F 関数(近傍場圧力分布)を先に決定し、そこから等価断面積を求める。

本研究ではこの方法を用いてソニックブームを最小化する F 関数を求め、(1)式から近傍場圧力分布を得て、この近傍場圧力分布から波形パラメータ法により遠方場波形の予測を行った。

3. スペースシャトルのソニックブーム

表 1 スペースシャトル帰還時の飛行条件⁸⁾

飛行条件	マッハ数	飛行高度 [m]	測定された圧力変動[psf]
a	1.31	19201	1.90
b	1.83	22805	2.41
c	2.04	24317	1.50
d	2.45	25619	1.40
e	4.02	32890	1.10
f	5.89	38445	0.70

表 2 風洞実験からの予測条件^{9), 10), 11)}

予測条件	マッハ数	h/l
a	1.31	1.55
b	2.21	1.36
c	2.21	1.36
d	2.61	1.36
e	4.14	8
f	6.0	1.176

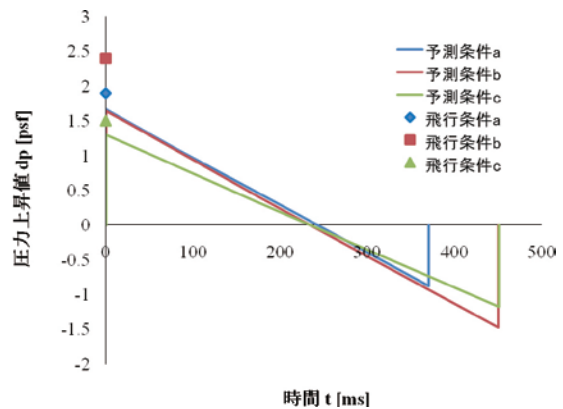


図 4 波形パラメータ法によって予測した予測条件 a～予測条件 c の遠方場波形と実測値

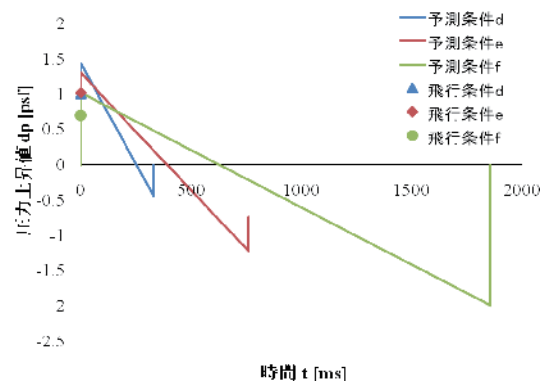


図 5 波形パラメータ法によって予測した予測条件 d～予測条件 f の遠方場波形と実測値

村上⁷⁾は、まず NASA によるスペースシャトル模型の風洞実験の結果から、波形パラメータ法によりソニックブーム波形の予測を行った。またその結果と、同じく NASA により実際の飛行で測定されたスペースシャトル帰還時のソニックブーム強度との比較を行った。スペースシャトルが帰還するときの飛行条件を表 1⁸⁾に、NASA による風洞実験からの予測条件を表 2⁹⁾、¹⁰⁾、¹¹⁾に示す。

ここで、 h ：モデル位置から圧力測定位置までの垂直距離、 l ：モデル長である。また実際の飛行条件と予測条件に差異があることに注意が必要である。

図 4・図 5 に波形パラメータ法により予測した遠方場波形と実際の飛行で測定された圧力変動量を示す。いずれも圧力変動量 dp の最大値が 1~1.5[psf]程度であり、波形はソニックブームに特徴的な N 字型の波形となった。ただし、予測条件 f に関しては波形後部の最小値が約 -2[psf]となり、波形前部の最大値より 2 倍程度大きくなっている。これは模型後部に模型を支えるためのスティングがあるため、模型後方部での正確な圧力測定が困難であることが主な原因であると考えられる。

ここで実測値と予測値の差を考察するために、実測値を基準とした予測値誤差の割合を考え(式 4)、それを表 3 のようにまとめた。

$$\frac{P_{measured} - P_{predicted}}{P_{measured}} \times 100 \quad (4)$$

$P_{measured}$ ：実際の飛行による実測値

$P_{predicted}$ ：波形パラメータ法による予測値

表 3 実測値と予測値の比較

条件	実測値[psf]	予測値[psf]	割合[%]
a	1.90	1.67	12.2
b	2.40	1.64	31.7
c	1.50	1.30	13.4
d	1.40	1.44	-2.84
e	1.10	1.31	-18.9
f	0.700	1.02	-45.7

これによると条件 d は実測値と予測値がよく一致しているが、条件 f は実測値と予測値の間に約 46[%]の差がある。その他のケースについても約 15~30[%]の差異が生じている。この原因として最も大きなものとして考えられるのは風洞実験での予測条件と実際の飛行条件の違いで、両者を完全に一致させることは困難である。条件 d も予測と飛行条件が完全に一致しているわけではない。そのほかの原因としては大気温度分布や風の影響もこの差異の一因であると考えられる。波形パラメータ法では大気温度分布や風の影響も予測に入れることができるが、スペースシャトル飛行当日の大気状況を詳細に知ることは難しいため、今回は無風・標準大気を仮定した。また、風洞実験で得られる近傍場圧力分布測定時の測定誤差やスペースシャトル帰還時の飛行経路上に設置されたマイクの測定誤差も一因と考えられる。

以上の結果から、実測値、予測値いずれも次世代超音速旅客機の目標値のひとつと考えられる 0.5[psf]よりも大きいため、将来型宇宙往還機においてもソニックブーム低減化を考慮に入れて機体形状を設計しなくてはならないといえる。

4. ソニックブーム低減化

次に SGDR の方法を用いて、SSTO(Single Stage To Orbit) 型の宇宙往還機が宇宙へ向けて上昇していく過程でのソニックブーム低減化を試みた。想定した飛行条件を表 4 に示す。飛行マッハ数と高度の関係は、参考文献(12)の上昇飛行シミュレーションを参考にした。本研究では SGDR 法の入力変数である $B1 \cdot B2 \cdot B3$ の値(図 3 参照)をそれぞれ -0.00002・0・0.00002 で変化させ、計 27 パターンの計算を行った。これにより得られた F 関数から(1)式より近傍場圧力分布を得て、波形パラメータ法で遠方場波形の予測を行った。その中でピーク圧力値が比較的小さく、波形の鋭い個所が少ないという点で、特徴的なケースを表 5 に示す。

表 4 想定した飛行条件

飛行マッハ数	7.0
機体全長	300[ft]
機体重量	600000[lbs]
飛行高度	60000[ft]
鈍頭度 y_f	30
η	0.5
t	0
ξ	30
水平定常飛行	

表 5 特徴的なケース

	B1	B2	B3
Case1	0	0	-0.00002
Case2	0	0.00002	-0.00002
Case3	-0.00002	-0.00002	-0.00002
Case4	-0.00002	0.00002	-0.00002

これらのケースの近傍場圧力分布を図 6 に、等価断面積を図 7 に示す。近傍場圧力分布も等価断面積も設定した $B1 \cdot B2 \cdot B3$ の値が小さいため、各ケースにおいて大きな差が見られない。次に波形パラメータ法によって予測した遠方場波形を図 8 に示す。大気状態は、無風・標準大気を仮定している。図 8 のように遠方場波形にしたとき、はっきりと台形型・屋根型・ハイブリッド型の違いが現れる。これは極超音速域において非線形効果が大きく、近傍場のわずかな圧力変動が遠方場に大きな影響を与えるためと考えられる。Case3 はこれまでブーム低減化に効果があるとされてきた波形ではないが、ピーク圧力値がほかの波形よりも小さく、なだらかに波形が変化しているため、これもソニックブーム低減化に効果的であると考えられる。そこで、この波形を「山型」と定義する。

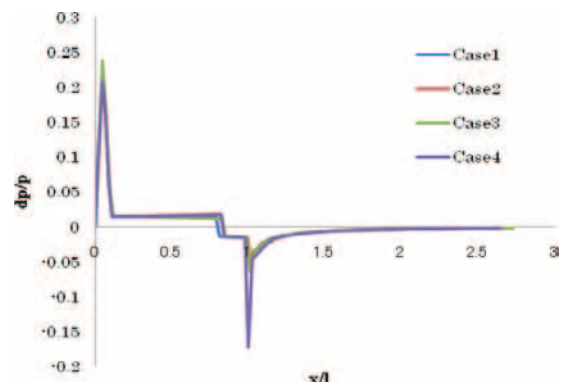


図 6 各ケースにおける近傍場圧力分布

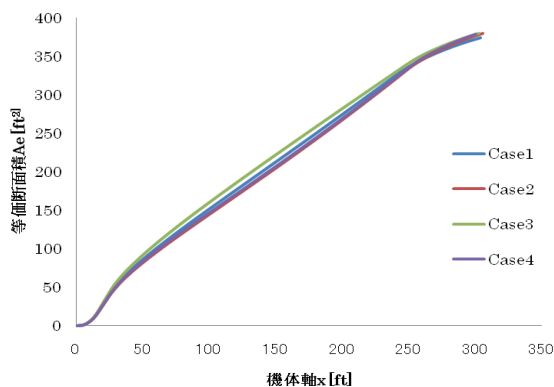


図7 各ケースにおける等価断面積分布

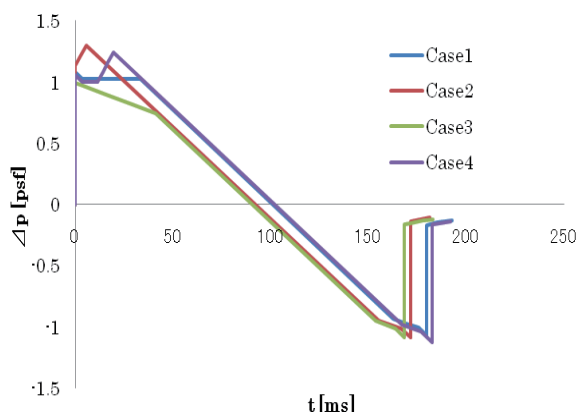


図8 各ケースにおける遠方場波形

また各ケースにおける等価断面積の差異がわずかであることから、わずかな断面積分布の違いにより遠方場波形は大きく異なってくることになる。計 27 パターンの計算の結果、 $B1 \cdot B2 \cdot B3$ の値と遠方場波形との関係の傾向としては大方、 $B2=0$ のときには台形型、 $B2=0.00002$ のときにはハイブリッド型、 $B3=-0.00002$ のときには山型となり、 $B2$ の値が波形を決定するのに重要なパラメータであるということがわかった。また、 $B3=-0.00002$ のときには波形後部の鋭さが緩和されている。

これらの遠方場波形を実際の音としての評価を行うために、ASEL(A weighted Sound Exposure Level)評価を行なった¹³⁾。その結果を図 9 に示す。これによると Case3 の山型の波形が 79.3[dBA]となり最も小さい値となった。よって本研究では「山型」の波形が最もソニックブーム低減に効果的であるといえる。

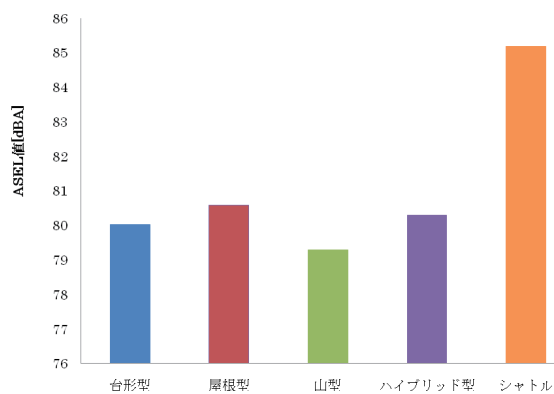


図9 ASEL 評価の結果

これを過去の JSRP(Japan Supersonic Research Program)計画¹⁴⁾の一環で行われたソニックブームシミュレータによる被験者試験の結果(図 10)に照らし合わせると、スペースシャトルの場合は約 35[%]の人しか許容できないのに対し、Case3 の場合には約 65[%]の人が許容できるという結果になった。ただし、90[%]の人が許容できるには約 73[dBA]にしなくてはならないことが図 10 よりわかる。

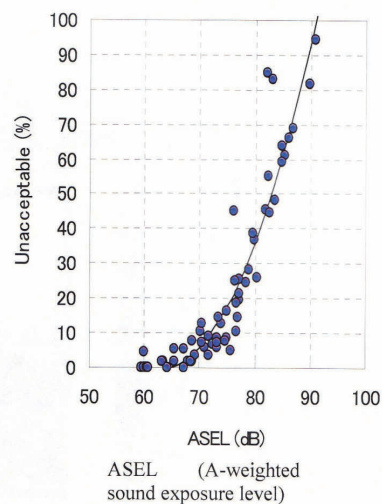


図10 JSRP 計画で行われたソニックブーム受容性試験の結果

5. 鈍頭度の波形への影響

一般にソニックブームは鈍頭度を大きくした方が低減化できるということが言われている。これは鈍頭度が大きい方が波形の整理統合を遅らせることができるためである。そこで本研究においても鈍頭度の変化による波形への影響の調査を行った。本研究で用いた SGDR の方法では、パラメータ yf (図 3 参照)が鈍頭度を決定しており、 yf が小さくなるほど鈍頭度が大きくなることに対応している。図 11～14 に、Case1～4 で鈍頭度を変化させた場合の波形の変化を示す。Case1 と Case3 では波形はあまり変化せず、鈍頭度が大きくなるにつれてピーク圧力値が小さくなっている。一方 Case2 と Case4 では、鈍頭度の変化によって波形に変化が生じている。よって SGDR の方法において、鈍頭度 yf は波形に変化は及ぼさず、ピーク圧力値のみが変化する場合と、波形に変化を及ぼす場合とがあることがわかった。

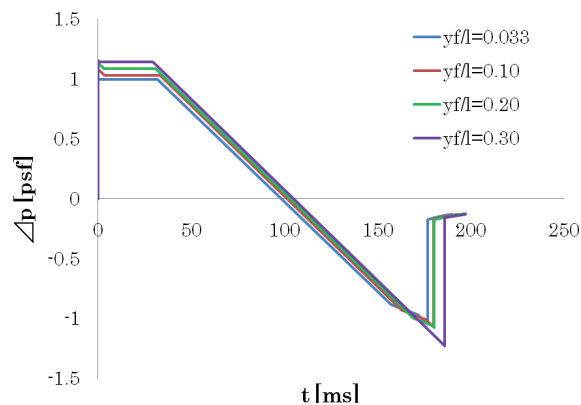


図11 Case1 における鈍頭度の変化による波形の変化

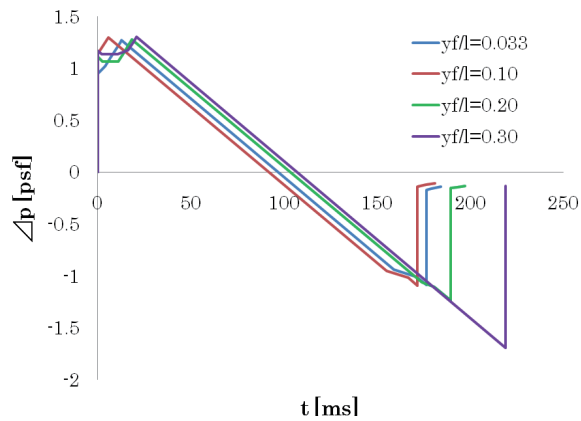


図 12 Case2 における鈍頭度の変化による波形の変化

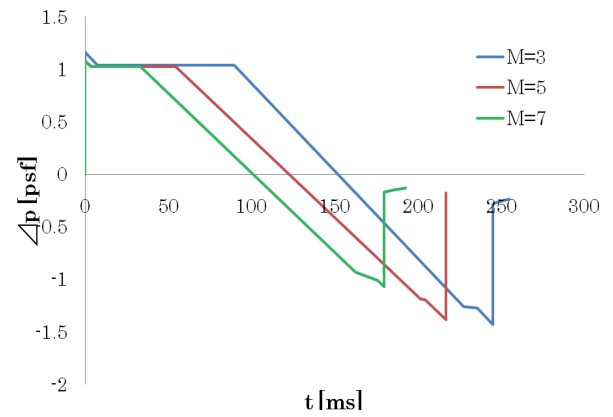


図 15 Case1 におけるマッハ数による波形の変化

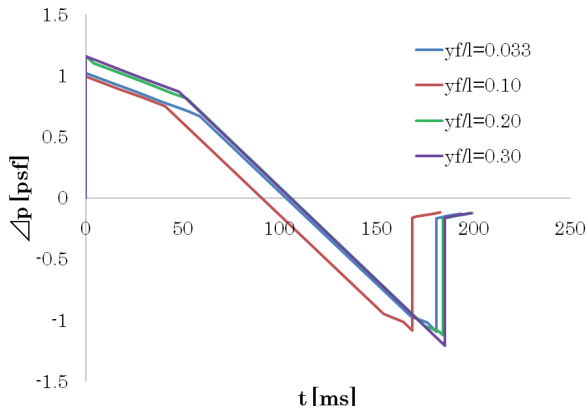


図 13 Case3 における鈍頭度の変化による波形の変化

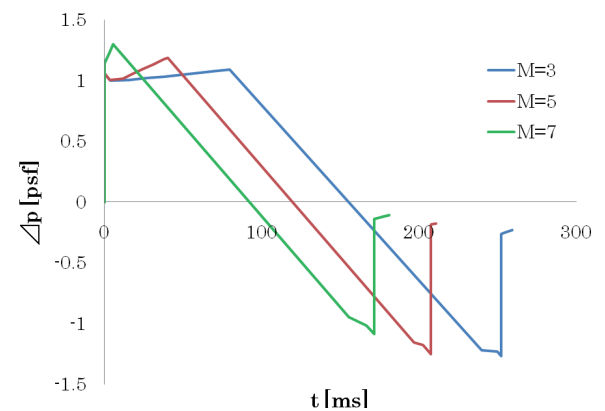


図 16 Case2 におけるマッハ数による波形の変化

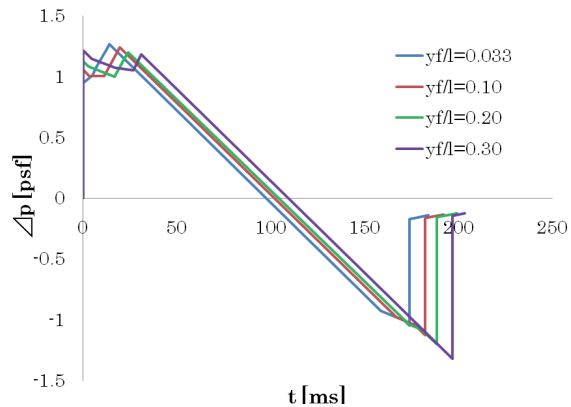


図 14 Case4 における鈍頭度の変化による波形の変化

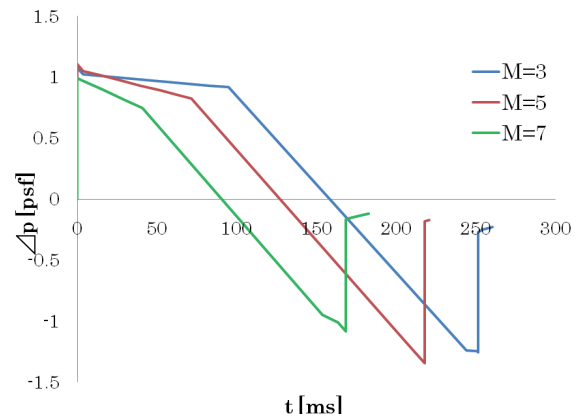


図 17 Case3 におけるマッハ数による波形の変化

6. マッハ数による影響

先述の通り、極超音速域においては非線形効果が大きい
ため、近傍場波形のわずかな変化が遠方場に大きな変化を
もたらしことが考えられるが、これについてより詳細な調
査を行うため、表 4・表 5 の設定条件でマッハ数のみを
変化させて(M=3・5・7)計算を行った。Case1～Case4 にお
ける結果を図 15～18 に示す。図 15～18 より、マッハ数の増
加に伴って波形が N 字型に近づいていくことがわかる。
これにより、いずれの場合も極超音速域における強い非線形
効果のために、波形が N 字に近づいてしまうことがわかる。
また、Case1 と Case3 においてはピーク圧力値があまり変
化しないのに対し、Case2 と Case4 においてはマッハ数の
増加とともにピーク圧力値が大きくなっている。

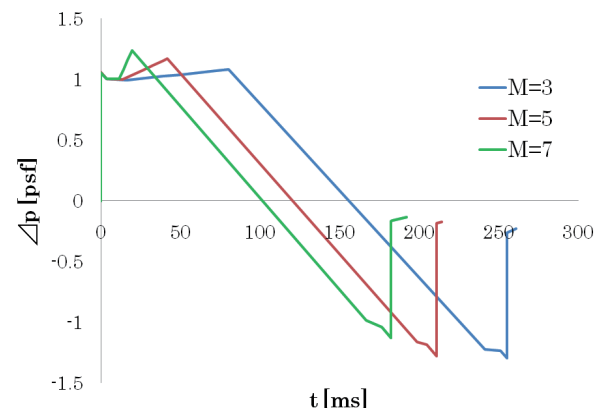


図 18 Case4 におけるマッハ数による波形の変化

7. 結論

本研究により以下の結論を得た。

- (1) スペースシャトル帰還時のソニックブーム波形を、NASA の風洞実験をもとに波形パラメータ法によって予測した結果、宇宙往還機においてもソニックブームによる被害が予想された。
- (2) NASA の風洞実験から波形パラメータ法により予測したスペースシャトル帰還時のソニックブーム強度と実際の飛行により計測されたソニックブーム強度との比較を行った。その結果、予測値と実測値の間に最大で約 46[%]の差異が生じた。この原因は予測条件と飛行条件の違い、風や大気の大気温度分布の違いなどが考えられる。
- (3) SGDR(Seebass-George-Darden- Rallabhandi)の方法によって宇宙往還機の極超音速飛行時(M=7.0)のソニックブーム低減化を試みた。それにより、地上での波形をこれまでソニックブーム低減化に効果があるとされてきた台形型・屋根型・ハイブリッド型のほかに、山型という波形にすることができた。これらの波形についてASEL 評価で実際の音としての評価を行ったところ、最も小さい値となったのは 79.3[dBA]で山型の波形であった。これは過去に行われたソニックブームシミュレータの被験者試験の結果によると、約 65[%]の人が許容できることがわかった。
- (4) 機体の鈍頭度が遠方場波形に及ぼす影響について調査を行った。その結果、波形はあまり変化せず鈍頭度の増加と共にピーク圧力値が小さくなる場合と、鈍頭度の変化により波形が変化する場合とがあった。
- (5) マッハ数が遠方場波形に及ぼす影響について調査を行い、極超音速域においては非線形効果が大きいため波形がN字型に近づく傾向にあることがわかった。

8. 今後の展望

Whitham 理論は超音速線形理論を基礎としており、本低減化法を極超音速域へ拡張することによる誤差は不透明であるが、本研究では極超音速域でのソニックブーム低減化の基礎研究としてそのままこの理論を適用した。今後は、今回算出した等価断面積を持つ回転体や機体形状を設計し^{15), 16)}、風洞実験や CFD による実証が必要である。現在、図 19 に示すような等価断面積を基に設計した SSTO モデルを作成し、図 20 に示すような SSTO モデルの近傍場圧力計測実験を予定している。実験には、東京大学柏極超音速風洞をお借りする予定である。

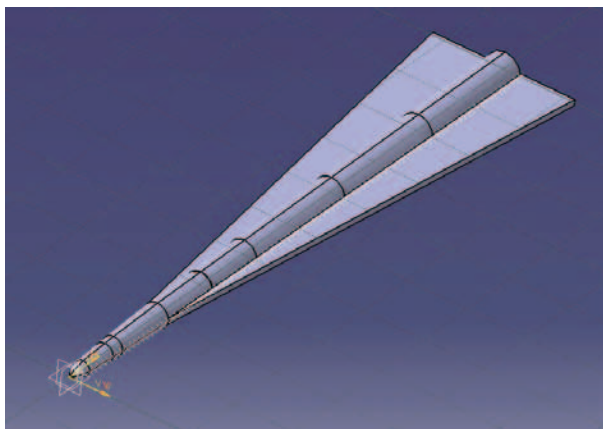


図 19 等価断面積を基にして設計した SSTO モデル

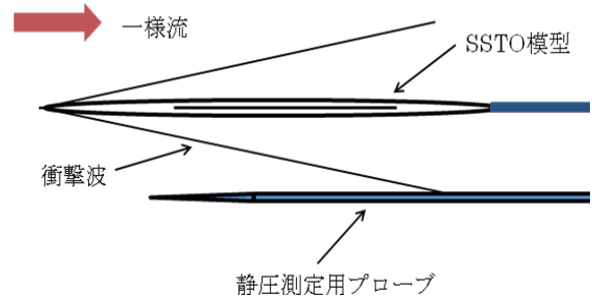


図 20 風洞実験の模式図

9. 謝辞

ASEL 評価を行なうにあたり、JAXA 超音速機チームの牧野好和氏にご協力をいただきました。ここに感謝の意を表します。

10. 参考文献

- 1) Darden, C.M., "Limitations of Linear Theory for Sonic Boom Calculations," *Journal of Aircraft*, Vol.30, No.3, May-June 1993, pp.309-214
- 2) 深川寛也、他「極超音速ソニックブームの圧力波形輸送に関する研究」第 41 回流体力学講演会/ANSS2009.
- 3) Whitham, G.B. ; The Behavior of Supersonic Flow Past a Body of Revolution, Far from the Axis Proceeding soft he Royal Society, Series A, Vol.201, 1950.
- 4) Thomas, C.L : Extrapolation of Wind-Tunnel Sonic Boom Signatures Without Use of a Whitham F-function. NASA SP-255, 1970.
- 5) Thomas, C.L : Extrapolation of Sonic Boom Pressure Signatures by the Waveform Parameter Method. NASA TN D-6832, 1972.
- 6) Rallabhandi, S. : Sonic Boom Minimization through Vehicle Shape Optimization and Probabilistic Acoustic Propagation, School of Aerospace Engineering Georgia Institute of Technology, Paper for the Degree Doctor of Philosophy, 2005.
- 7) 村上直哉：スペースシャトルおよび宇宙往還機のソニックブーム強度予測と低減化, 2009 年度帝京大学理工学部航空宇宙工学科, 卒業論文, 2010.
- 8) Garcia F., Jones J.H., Henderson H.R. : Correlation of Predicted and Measured Sonic Boom Characteristics From the Reentry of STS-1 Orbiter, NASA Technical Paper 2475, 1985.
- 9) Mendoza, J.P. : Wind Tunnel Pressure Signatures for a 0.041-Scale Model of the Space Shuttle Orbiter, NASA TM X-62,432,1975.
- 10) Ashby, Jr. G.C : Near-Field Sonic-Boom Pressure Singnature for the Space Shuttle Launch and Orbiter Vehicles at Mach 6, NASA Technical Paper 1405,1979.
- 11) Carlson, H.W. and Mack, R.J : A Wind-Tunnel Study of the Applicability of Far-Field Sonic-Boom Theory to the Space Shuttle Orbiter, NASA Technical Paper 1186,1978.
- 12) 加藤寛一郎：スペースプレーン—超高層飛行力学—, 東京大学出版会, 1989.
- 13) 牧野好和：私信, 2009.
- 14) 財団法人航空機国際共同開発促進基金：超音速航空機に係わる環境影響調査報告書, 2002.
- 15) 牧野好和：私信, 2010.
- 16) Robert J.Mack and Kathy E. Needleman : A Semiempirical Method for Fuselage Normal Areas From Fuselage Mach Sliced Areas, NASA Technical Memorandum 4226, 1990.