

抽気孔径が半球模型の極超音速空力特性に及ぼす影響

今村 幸¹, E. Rathakrishnan², 綿貫忠晴¹, 鈴木宏二郎³

¹東京大学大学院 工学系研究科 ²インド工科大学カンプール校 ³東京大学大学院 新領域創成科学研究科

Effect of Bleed Hole Diameter on Hypersonic Aerodynamic Characteristics of a Hemisphere Model

by

Osamu Imamura, Rathakrishnan Ethirajan, Tadaharu Watanuki, and Kojiro Suzuki

ABSTRACT

Bleeding blunt nose model is proposed in order to control the aerodynamic characteristics in hypersonic region. The air is bled from the top of the model and it exhausts to the base. The increase in the base pressure is expected and, as a result, the reduction of drag force is expected. This paper reports the experimental results of hemisphere model with different bleed holes in hypersonic wind tunnel and the effect of the bleed hole diameter is discussed. The experiments are performed in a hypersonic wind tunnel, University of Tokyo, in Kashiwa. This wind tunnel enables the Mach number 7 flow of 120 mm in diameter for 60 seconds. In this study, the stagnation pressure is 950kPa, stagnation temperature is around 600K and Reynolds number is 1.6×10^5 , respectively. The prototype model is a hemisphere in 40 mm diameter with a bleeding hole in 5mm and 10mm diameter. From the shadowgraph images, the shock distance becomes shorter with the increase of the bleed hole diameter and the shock wave shape becomes concave at the center for larger bleed hole diameter. From the measurement of balance system, drag force coefficient reduces with the increase in the bleed hole diameter and the maximum reduction of drag force coefficient is 10% of that without bleeding. The main reason for the reduction of drag force is estimated to be increase of the base pressure from the measurement result of base pressure. The base pressure increases with the increase of the bleed hole diameter.

1. はじめに

極超音速飛行する鈍頭物体の空力および空力加熱の制御方法として、物体前面にエアロスパイクを設ける方法や前方にエネルギーを加える方法が知られている[1-4]。例えばスパイクを物体前方に設けると物体前方の流れの様子が変化し、空力加熱の低減や空気抵抗低減の効果が得られる。しかしながらこれらの方法は、構造上の問題などにおいて好ましくない傾向もあり、広く使われているとは言い難い状況である。

本報では、極超音速飛行体における空力および空力加熱の制御方法として抽気を利用する方法を提案する。提案するシステムは鈍頭物体のよどみ点付近に小孔を設けて物体前方から抽気を行い、そのガスを物体後方へと排気するものである。抽気に伴い物体前方の流れの様子が変化することによって、空力加熱や空気抵抗に影響を及ぼすことが期待される。また抽気したガスを排気することによって、ベース圧上昇に伴う空気抵抗の低減が見込まれる。なお超音速領域においては、提案するシステムにおいて基礎的な検討が行われている[5]。

以上のような背景から、抽気を用いるシステムの有効性について調べるため、抽気孔を有する模型を試作して極超音速風洞試験を行った。試作した模型は半球模型のよどみ点付近に小孔を設けたものであり、抽気孔の大きさが異なる模型を用いて抽気孔径が特に空力特性に及ぼす影響について実験的に調べた。

2. 実験設備および供試模型

風洞実験は東京大学柏キャンパスに設置されている極超音速高エンタルピー風洞を用いて行われた。図1に風洞の外観図を示す。この図に示されるように本風洞はノズルの上流にペブル式の加熱器を有しており、また測定部下流には真空槽(容量 147m³)を有している。加熱器上流で設定圧に調圧された空気は、加熱器内でペブルと熱交換をしたのち極超音速ノズルに導入される。極超音速ノズルの出口はフリージェットの試験部となっており、空気は熱交換器を介して真空槽に排気される。極超音速ノズルの設計マッハ数は7、ノズル出口は直径 200mm、気流のコアは直径 120 mm程度であり[6]、最大で 60 秒間気流を維持することが

可能である。ノズル上流での温度、圧力をよどみ点状態として、本報告での試験を含む気流条件の一例を示したものが表1である。気流マッハ数 M は、測定室圧力 p_1 とよどみ点圧力 p_0 から算出している。表には 18 回の通風試験の平均とその標準偏差を示してあるが、よどみ点圧力 p_0 がおよそ 950kPa、よどみ点温度 T_0 が 600K 程度で安定しており、気流マッハ数 M は 7.0~7.1 の間に収まっている。気流の平均条件におけるレイノルズ数は模型直径基準で 1.6×10^5 程度である。本風洞では気流静定後に模型を気流中に投入する模型射出装置を備えており、本試験ではすべての実験において、風洞が起動してから約 10 秒後に模型を気流内に投入している。

Table. 1 Flow condition

	p_0 , kPa	T_0 , K	p_1 , kPa	M
Av.	952	600	0.22	7.07
S.D.	0.9	54	0.01	0.036

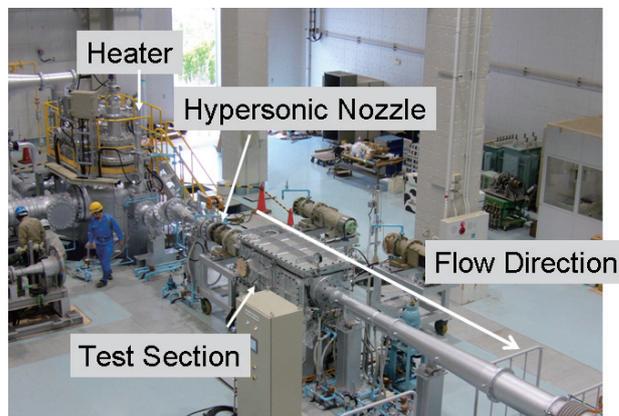


Fig. 1 Overview of UT-Kashiwa Hypersonic Wind Tunnel

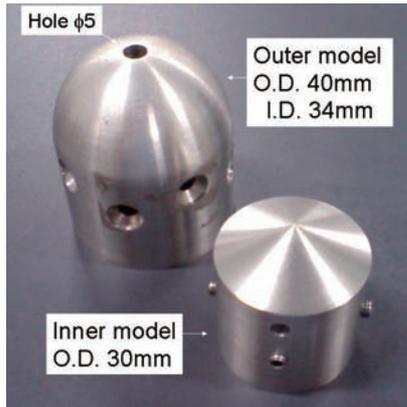


Fig. 2 A photograph of prototype model

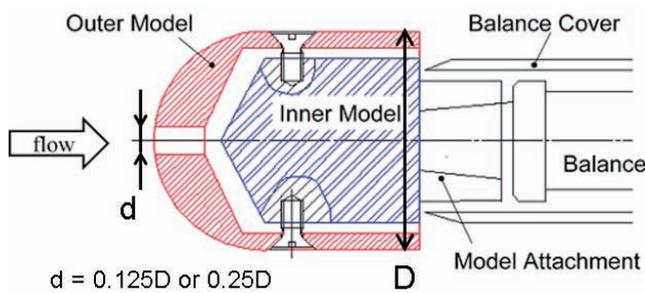


Fig. 3 Setup of the prototype model with the balance system

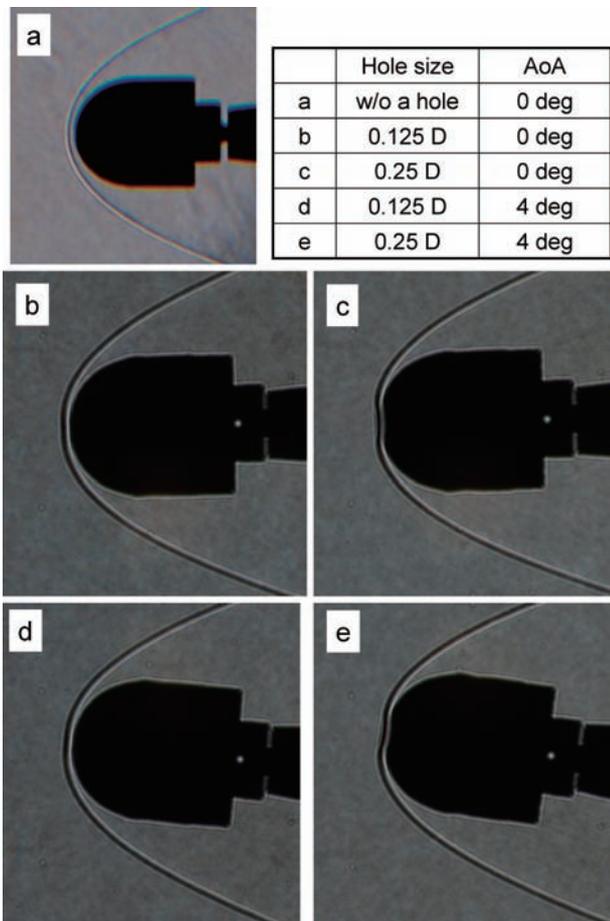


Fig. 4 Typical shadowgraph photographs

図2には実験に使用した模型の写真を、図3にはその組立取り付け部を示す。模型はステンレス製で主として外殻部と内核部からなっており、外殻部は頭頂部に直径 $d=5\text{mm}$ もしくは 10mm の抽気のための小孔を設けた直径 $D=40\text{mm}$ の半球形状である。図2の写真は抽気径が 5mm の場合である。外殻部と内核部は円環状の 2mm の間隔を持ってボルトで連結されており、前方の抽気孔から導入された気体は外殻部と内核部の間の円環状のスリット部を介して下流側へ排気される。内核部の頭頂部は半頂角約 60° の円錐状になっており、下流側はアタッチメントを介して天秤に固定され、模型に加わる空気力を計測できるようになっている。抽気の影響について調べるため、抽気孔なしの半球模型（直径 40mm ）も同時に作成し、比較実験を行っている。（ただし模型長は、抽気孔ありの場合が 48mm に対して、参照模型は 43mm である。）以下では、抽気孔の径 d を半球直径 D で除した値を用いて、抽気孔径が 5mm 、 10mm の模型を $0.125D$ 小孔径の模型 または $0.25D$ 小孔径の模型と称することとする。また参照用の抽気孔なしの模型を $0D$ の模型と称する。

3. 結果および考察

3-1 流れ場の様子

図4に典型的なシャドウグラフ写真を示す。すべての写真において写真左側が上流である。この図から迎え角によらず安定した離脱衝撃波が確認され、また抽気孔を設けることによって衝撃波の形状が変化していることがわかる。図5は図4に示されたシャドウグラフ写真から暗線の部分を抽出して、各抽気孔径における衝撃波形状の変化の様子を比較したものである。なお図においては、衝撃波形状の変化を観察しやすくするため流れ方向は2倍に引き伸ばしてあり、合わせて模型の表面も示してある。この図から、抽気孔を設けることによる衝撃波形状の変化は抽気孔近傍に限られることがわかり、特に $d=0.25D$ の模型の場合は衝撃波が凹状に変形していることがわかる。次に模型表面と衝撃波面との距離であるが、半球模型の先端を基準として衝撃波面までの距離を図から見積ると、 $0D$ の模型（半球模型）では模型の中心軸上で 2.2mm ($0.056D$)程度であるが、これが $0.125D$ 小孔径の模型では 1.5mm ($0.038D$)程度であった。 $0.25D$ 小孔径の模型では模型の中心軸上では 1.8mm ($0.045D$)程度であったが、抽気孔の端よりやや外側において、流れ方向への距離で 1.32mm ($0.033D$)程度と模型と衝撃波の距離が一番短くなっていた。すなわち、抽気孔の大きさが大きくなることによって衝撃波と模型の最短距離が縮まっていることがわかる。他方、迎え角を取った場合であるが、この場合も同様に抽気孔を設けることにより、衝撃波と模型表面の距離が短くなっている。その距離であるが、 $0D$ の模型の場合で 2.2mm ($0.055D$)程度、 $0.25D$ 小孔径の場合は小孔のやや外側で 1.4mm ($0.035D$)程度であり、模型と衝撃波の距離は迎え角 0° の場合と同程度であることが明らかとなった。

3-2. 空気抵抗

各々の模型においてステップモードで 2° おきに迎え角を変化させながら、模型に加わる空気力を測定し、それをもとに抵抗係数を求めたものが図6である。各迎え角に 10 秒間固定して実験を行っており、その間空気力が安定していることを確認している。抵抗係数を求めるにあたり代表面積は模型の軸方向投影面積であり、いずれの模型においても直径 40mm の円である。図6から本研究の範囲内において顕著な抵抗係数の迎え角依存性は確認されなかったが、いずれの迎え角においても抽気孔を設けることによって、抵抗係数が減少していることがわかる。その低減の程度は

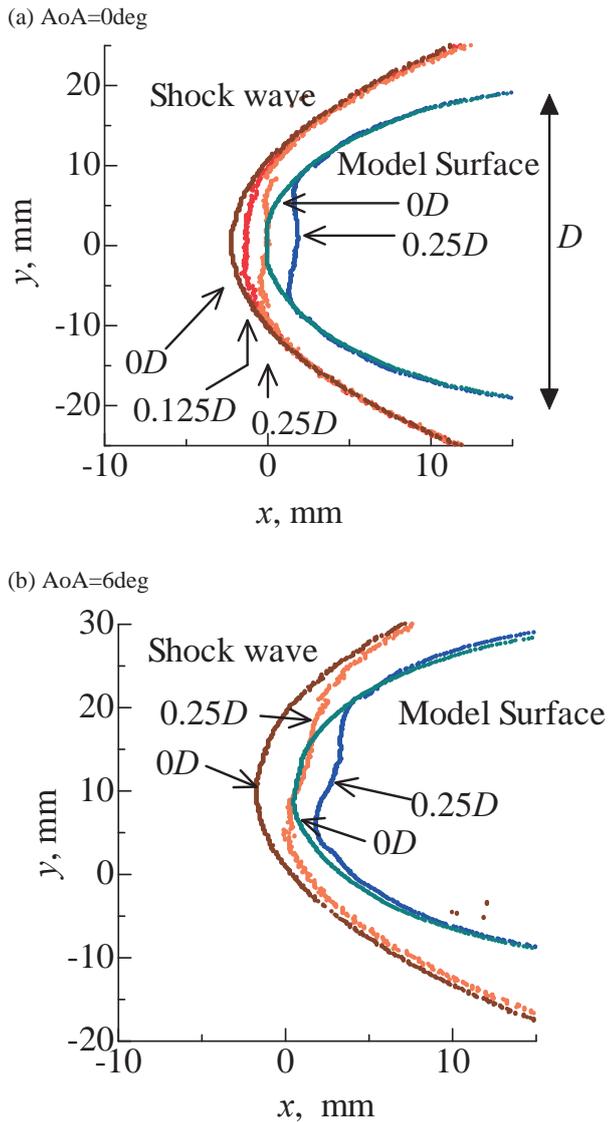


Fig. 5 Comparison of shock wave position with different bleed holes

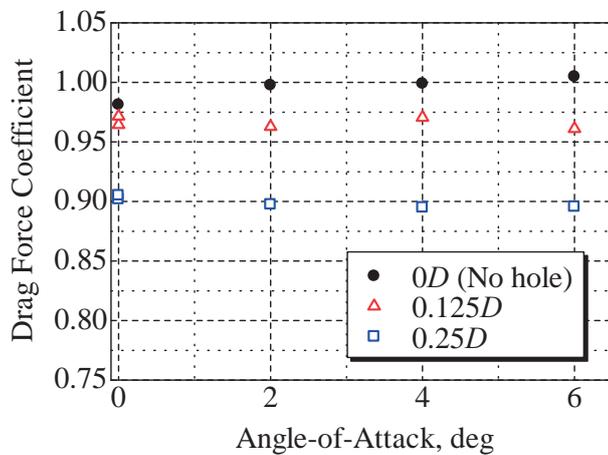


Fig. 6 Drag force coefficient vs. Angle-of-Attack

抽気孔なしの半球模型に比べて、0.125D小孔径の模型で2.5%、0.25D小孔径の模型で10%程度である。なお半球模型と孔付模型では模型長が異なるが、孔付模型の方が模型長は長く、抽気孔の影響がなければ摩擦抵抗によって孔付模型の方が抵抗係数が大きくなるはずであり、図中における抵抗低減の効果は抽気孔を設けたことに起因すると考えられる。

3-3. 模型後方の圧力測定と考察

空気抵抗の減少の要因として、抽気したガスの排気によるベース圧の上昇が予想される。そのため内部流路内および模型後方の圧力測定を行った。以下ではすべて迎え角0度で実験および解析を行っている。圧力の計測であるが、本来は小孔なしの模型と比較すべきであるが、ここではおよその傾向を把握することを目的として、図7に示されるようにスリット出口の近傍に流れ方向に圧力導管を差込み、スリット出口からの距離を変えて計測を行った。圧力測定の測定結果を表2に示す。なお外殻部と内核部間の流路断面積は上流から下流に向けて基本的に拡大するように設計してある。内核部と外殻部で挟まれた流路内(ξ=-10mm)においては0.125D小孔径の場合に1kPa程度の圧力、0.25Dの場合には7kPa程度の圧力が計測されている。抽気の排気付近においては、0.125D小孔径の場合にはスリットの出口付近(+1mm)で0.7kPa程度の圧力が計測されているが、それより下流では気流の静圧(0.21kPa)と同程度の値となっていることがわかる。一方で0.25D小孔径の場合には、スリット出口から7mm程度離れたところでも1kPa程度の圧力が観察されており、気流静圧に対しておよそ5倍程度のベース圧となっている。

以上の圧力計測の結果を踏まえて、抵抗係数の低減を見積もったものが表3である。見積りの方法についての概略は図8に示されているとおり、小孔を設けることによる外殻部分の抵抗の減少、および内核部分が露出することによる抵抗の増加についてはニュートン流解析を用いた。ベース部分の圧力上昇による抵抗増減に関しては、ベース圧として0.125D小孔径の場合には0.26kPa、0.25D小孔径の場合には、1.11kPaを採用し、排気された気体の運動量に起因する推力に関しては考慮していない。表3は各々の抵抗係数に及ぼす寄与を半球模型の抵抗係数を1とした場合の割合で表記したものである。その結果、先頭部分においては外殻部分の抵抗低減の効果と内核部分の抵抗増加の効果はおおよそ相殺しており、先頭部分における抵抗低減の効果は1%~2%程度である。すなわちベース圧の上昇の効果分が、抵抗低減の効果分と予測される。このようにして表3で見積もられた抵抗低減の効果は、計測や見積りの精度を考えるとおよそ図6にて示された抵抗低減の効果と整合が取れていると言える。

このように本研究における抵抗低減の効果はベース圧の上昇によるところが大きいですが、風洞実験の都合上、ベース部分にはアタッチメントなどが付属しているため、ベース圧の上昇の効果が完全に反映されているとは言い難い。すなわち実飛行体を考えると、ベース圧を上昇させることによる抵抗低減の効果は本報で見積もられたものよりも、より効果的であることが予測される。

Table. 2 Measured Base Pressure (unit: kPa)

Position	-10mm	+1mm	+3mm	+7mm
0.125D model	1.26	0.72	0.26	--
0.25D model	7.08	--	--	1.11

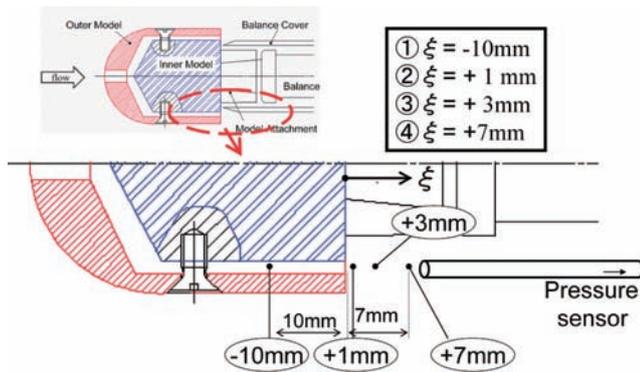


Fig. 7 Positions of pressure measurement

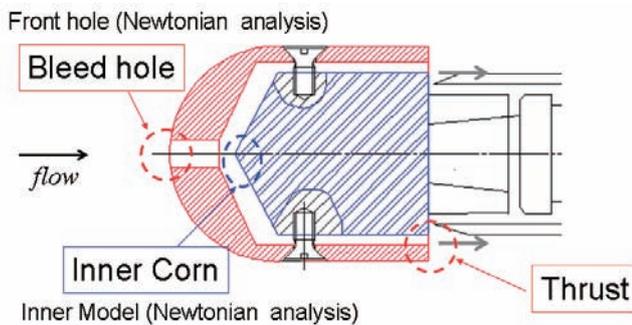


Fig. 8 Estimation of drag force coefficient

Table. 3 Detail of drag force coefficient reduction

Position	Bleed hole	Inner Corn	Thrust	Total
0.125D model	-3.1%	+2.4%	-2.4%	-3.1%
0.25D model	-11.4%	+9.7%	-10.4%	-12.1%

3-4. 内部流路の温度

今回の模型のように、比較的頂角が開いた円錐を内核に用いた場合に外殻と内核の抵抗係数変化がほぼ相殺していることから、より抵抗が少ないと思われる形状を内核に用いれば頭部でも抵抗軽減効果が得られるものと期待される。この場合、内核部においても空力加熱が問題となることが予測されるため、内部流路における気流温度計測を行った。その結果を図9に示す。図には、ほぼ同じ全温における模型のよどみ点近傍(CaseA)および内部流路(CaseB)にて計測した温度の時間履歴を示している。内部流路温度は試験時間中に定常に達してないため外挿して求めた。その結果、通風開始前の模型の表面温度(常温)と気流の温度差を比較すると、外殻部前方に比べて内核部前方の温度差は45%程度であった。これから内核部も高温の気体に曝されるものの、その気流温度は外殻部のものと比べると十分に低いといえる。

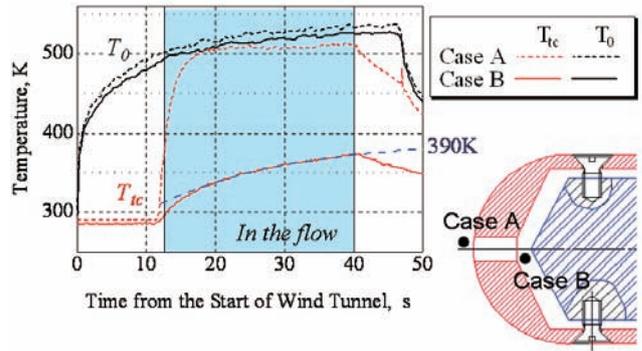


Fig. 9 Temperature of interior path

4. 結論

頭頂部に大きさの異なる抽気用の小孔を設けた半球模型を用いて、空気の抽気および抽気孔径が主に空力特性に与える影響について、極超音速風洞試験を行い実験的に調べた。その結果、得られた主な結論は以下のとおりである。

1. 抽気孔を設けることにより、衝撃波-物体間の距離が短くなることが明らかとなった。特に半球直径の1/4の径の小孔を用いた場合には衝撃波の中心部分が凹となるように変形した。
2. 抽気孔を設けることにより抵抗係数が減少することが明らかとなった。特に半球直径の1/4の径の小孔を用いた場合には、約1割の抵抗係数の低減が確認された。ベース圧の測定を行った結果、抽気孔を設けることでベース圧が大きく上昇しており、このベース圧の上昇が抵抗係数の低減の主要因と推定された。
3. 内部流路における気流温度計測を行った結果、内核部も高温の気体に曝されるものの、その気流温度は外殻部のものと比べると十分に低いことが明らかとなった。

参考文献

- 1) 久保田弘敏, 鈴木宏二郎, 綿貫忠晴, "宇宙飛行体の熱気体力学," 東京大学出版会 (2002), pp. 156-161.
- 2) Crawford, D. H., "Investigation of the flow over a spiked-nose hemisphere-cylinder at a Mach number of 6.8", NASA TN, D-118 (1959)
- 3) 坂越中, 三原健, 綿貫忠晴, 久保田弘敏, "エアロスパイクによる極超音速空力加熱軽減効果の評価", 第31回流体力学講演会, pp.25-28, (1999)
- 4) 高木亮二, "Direct Energy Air Spikeによる空力加熱率現象の数値シミュレーション", 日本航空宇宙学会論文集 第50巻 pp.123-128 (2002)
- 5) Vashishtha, A., Sharma, H., Lovaraju, P., Rathakrishnan, E., "Breathing Blunt Nose Concept for Drag Reduction in Supersonic Flow", 26th ISTS, 2008-e-14, (2008) (in CD-Rom)
- 6) 今村 宰, 綿貫忠晴, 鈴木宏二郎, 柏風洞 WG "東京大学 柏キャンパス極超音速風洞の気流特性について", JAXA-SP-07-016, pp.50-55 (2008)