

Directed Energy Air Spike における熱源位置の影響

Results of the Heat Source Position for Directed Energy Air Spike

○ 高木 亮治 (航技研)

Ryoji Takaki

Computational Science Division, National Aerospace Laboratory,
7-44-1 Jindaiji-Higashi-Machi, Chofu, Tokyo 182-8522, Japan

This paper presents a computational parametric study showing how preceding heat release position affects aerodynamic characteristics of an hemisphere in hypersonic flow. A thermally and chemically non-equilibrium viscous flow is assumed. For this purpose, seven species and finite-rate chemical reactions are considered to treat chemically non-equilibrium phenomena. Park's two temperature model is also used to take account of thermally non-equilibrium phenomena. Results show that the increase of the distance between heat release and hemisphere causes both the drag and the amount of heating rate to decrease monotonically. These reductions saturate when the distance becomes longer than 14 times the length of the hemisphere radius.

1. はじめに

近年研究・開発が盛んに行われている宇宙往還機や極超音速飛行体の設計においては、苛酷な熱環境を如何に克服するかという事が最も重要な問題である。つまり機体を厳しい熱負荷から守るために機体設計者は様々な熱対策、例えば耐熱性の高い材料の採用、冷却システムの利用、空力加熱が小さくなる機体形状の採用といった事を行わなければならない。機体先端形状として鈍頭形状を採用する事は簡単でまた効果の高い方法であり熱環境の厳しい飛行体の設計において広く用いられている。確かにノーズ半径を大きくすると空力加熱を減少させることができるが、この大きなノーズ半径は逆に空力抵抗の増大を招く結果となる。鈍頭形状の空力抵抗を減らすための研究はこれまでに数多くなされており、有名な方法として鈍頭物体の先端に鋭い突起物(スパイク)をつける事で空力抵抗が減少することが報告されている^{1, 2, 3)}。確かにスパイクをつけることで空力抵抗は劇的に減少するが、鋭い先端部での熱負荷を考えると極超音速飛行において用いることは不可能である。この様に空力抵抗を減少させるか、もしくは空力加熱を減少させるかという二者択一的な選択を設計者は常に迫られているのである。

近年高速流中の鈍頭物体の空力抵抗を減少させる手法として Fig.1 で示すような新しい手法が提案された。

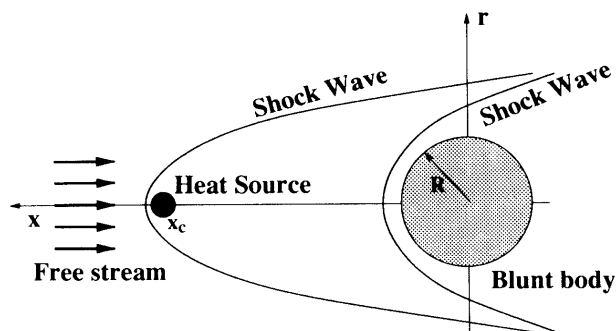


Figure 1 : Flow with a heat release in front of the body

熱源は電磁波、レーザー、化学反応等で発生させることが提案されている。鈍頭物体の上流に配置された熱源はあたかも物理的なスパイクと同じ様に働き、鈍頭物体の前方に発生する弓状衝撃波を変形させたり、別の衝撃波を生成したりする。この非物理的なスパイク(Directed Energy Air Spike:DEAS⁴⁾)は物理的なスパイクによって得られると同等かもしくはそれ以上に空力抵抗を減少させることができる。と同時に物理的なスパイクとは異なり熱環境に関する問題も発生しないので極超音速飛行においても利用できる。

DEAS による空力抵抗の減少効果は実験⁵⁾及び計算^{6, 7)}で確認されているが、空力加熱への影響はまだ議論されていない。そこで本論文では DEAS による空力加熱への影響を数値シミュレーションを用いて調べる。その際極超音速流の現象をより定量的に解析するため高温気体効果を考慮した解析を行う。また DEAS を制御するパラメータとして3つのパラメータを導入し、パラメトリック計算を行ったがそれらの内、熱源位置による影響について報告する。

2. 数値解析手法

解析対象として極超音速流中におかれた半径1mの半球を考え、定常な軸対称流れとした。高温効果による気体分子、原子の化学反応を考慮するため7化学種($O_2, N_2, O, N, NO^+, e^-$)

日本流体力学会年会 2000 講演論文集 (2000-7)

を考えた。また熱力学的非平衡を考慮するため Park の2温度モデル⁸⁾を用いた。熱源としてガウス分布

$$G(x, r) = \frac{1}{2\pi\sqrt{2\pi}L^3} \exp\left(-\frac{x^2 + r^2}{2L^2}\right) \quad (1)$$

を仮定して、単位体積、単位時間当たりに投入されるエネルギー $\dot{Q}_{in}$ として以下の式で表現した。

$$\dot{Q}_{in} = \pi R^2 E_\infty V_\infty E_c \times G(x - x_c, r - r_c). \quad (2)$$

ここで、 (x, r) は円筒座標系、 $G(x, r)$ はガウス関数、 $R(=1m)$ は半球の半径、 E_∞, V_∞ はそれぞれ一様流のエネルギーと速度を表す。また x_c, L, E_c は熱源を制御するパラメータとして導入されたもので、それぞれ熱源位置(熱源と半球との距離)、ガウス分布の分布形状を与える特性長さ、投入エネルギー量を制御する係数である。本計算では軸対称流を仮定している、つまり熱源は常に対称軸上に存在するため $r_c = 0$ とした。本計算では半球の投影面積を単位時間通過する一様流のエネルギー($\pi R^2 E_\infty V_\infty$)を基準エネルギーとしているため E_c はこの基準エネルギーにかかる係数となる。

計算格子は代数的に生成し、格子点数は流れ方向に700点、半径方向に102点を用いた。空力加熱率の評価においては物体近傍の最小格子幅が非常に重要となるため本計算に入る前に格子収束性を調べ最小格子幅を決定した。計算条件としては文献⁴⁾で提案されている帰還経路から高度48kmの地点を選んだ。マッハ数は約14、レイノルズ数は 3×10^6 である。物体表面は1200Kの等温壁とし、完全非触媒性を仮定した。

熱源を制御する3パラメータについては Table 1 に示す値を用いた。

Table 1 : Parameters

x_c	2, 4, 6, 8, 10, 12, 14, 16, 18, 20, 22
L	0.1, 0.2, 0.4
E_c	0.01

3. 計算結果

流れ場の一例として Figure 2 及び 3 に熱源がある場合の並進温度及び圧力分布を示す。各パラメータの値は $x_c = 6.0$ 、 $L = 0.2$ 、 $E_c = 0.01$ である。

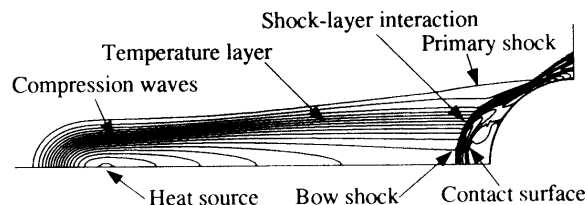


Figure 2 : Temperature contour

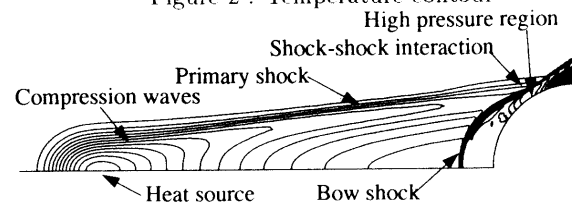


Figure 3 : Pressure contour

熱源によりそのまわりに圧縮波が発生し、それらが下流に向かって次第に収束し一本の衝撃波になっている様子がわかる。ここではこの衝撃波を“primary shock”と呼ぶ。また半球の前方に発生する衝撃波を secondary shock もしくは bow shock と呼ぶ。この primary shock は bow shock と衝撃波干渉を起こし、bow shock の形状を変化させている。また熱源により温度層 (Temperature layer) が存在し bow shock と干渉を起こしている。これらの干渉により bow shock 層内の構造も影響を受け例えば接触面の存在が観察できる。

Figure 4 に熱源がある場合の半球表面上での圧力及び空力加熱率分布を示す。熱源が無い場合と比較した場合分布形状が大幅に異なっていることがわかる。ピークの位置が圧力、空力加熱率共に外側に移動し、絶対値自体も減少している。特に圧力の場合、このピークの外側への移動と絶対値の減少という二つに要因によって半球の抵抗が減少することが予測できる。

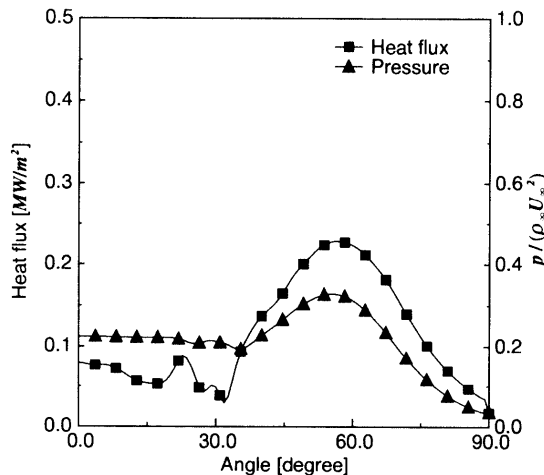


Figure 4 : Pressure and heat flux distribution

Figure 5 及び 6 にそれぞれ抵抗及び空力加熱に対するパラメータ x_c の影響を示す。ここで C_D 及び $\dot{Q}$ はそれぞれ半球に働く力 (圧力及び摩擦力)、空力加熱を表面に渡って積分したもの、また C_{D0} 及び $\dot{Q}_0$ はそれぞれ熱源の無い場合の C_D 及び $\dot{Q}$ を示し、熱源がある場合の抵抗、空力加熱の値をこれらの値で無次元化して評価している。また図中にあるエラーバーは解の非定常性を示している。

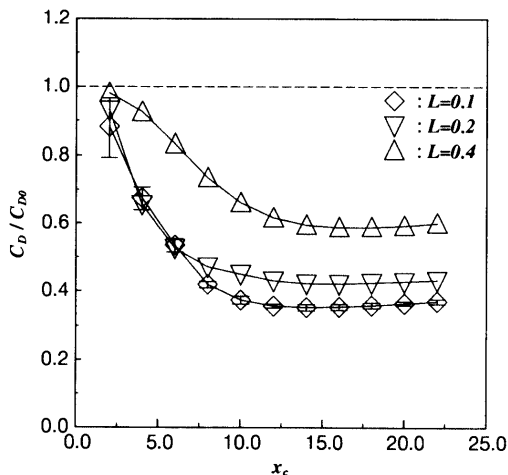


Figure 5 : Correlation to the parameter x_c

抵抗に関しては全ケースで熱源が無い場合より減少していることがわかる。空力加熱に関しては x_c が小さいケース (熱源が近い) では逆に増加しているが、ある程度以上大きくなれば (熱源が離れると) 熱源が無い場合よりも減少することが

わかる。また抵抗、空力加熱共に最初は急激に減少するが、ある程度以上遠ざける (半径の 14 倍) とそれ以上減少しない。

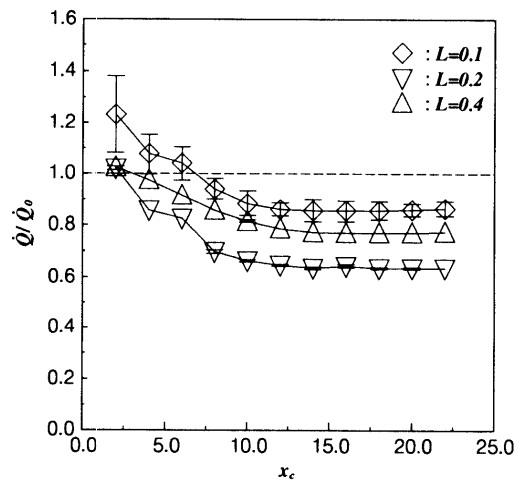


Figure 6 : Correlation to the parameter x_c

4. おわりに

高温効果を考慮した数値解析手法を用いて Directed Energy Air Spike を含んだ流れの解析を行った。その結果 DEAS により空力抵抗、空力加熱共に減少することが確認できた。また DEAS を制御するパラメータを導入し、その内の熱源位置による影響について調べた結果を得た。

- 抵抗は全ケースで減少したが、空力加熱は熱源が近い場合増加した
- 抵抗、空力加熱とも熱源との距離の増加に伴い単調に減少する
- 抵抗、空力加熱とも熱源が近いところでは急激に減少するがある程度以上遠ざける (半径の 14 倍) と減少傾向がストップする。

参考文献

- 1) S. Bogdonoff and I. Vas. Preliminary investigations of spiked bodies at hypersonic speeds. *Journal of Aerospace Sciences*, Vol. 26, No. 2, pp. 65-74, 1959.
- 2) D. Crawford. Investigations of the flow over a spiked-nose hemisphere-cylinder. NASA TN D-118, 1959.
- 3) C. Wood. Hypersonic flow over spiked cones. *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 12, No. 4, pp. 614-624, 1961.
- 4) L.N. Myrabo and Y.P. Raizer. Laser-induced air spike for advanced transatmospheric vehicles. AIAA paper 94-2451, 1994. <http://www-aero.mech.rpi.edu/Research/DEAS/>.
- 5) L.N. Myrabo P.G.P. Toro and H.T. Nagamatsu. Pressure investigation of the hypersonic "directed-energy air spike" inlet at mach number 10 up to 70 kw. AIAA Paper 98-0991, 1998.
- 6) H.F. Nelson D. Riggins and E. Johnson. Blunt-body wave drag reduction using focused energy deposition. *AIAA Journal*, Vol. 37, No. 4, pp. 460-467, 1999. See also AIAA Paper 98-1647.
- 7) V.A. Levin and L.A. Terent'eva. Supersonic flow over a cone with heat release in the neighborhood of the apex. *Izvestiya rossiiskoi akademii nauk, mekhanika zhidkosti i gaza*, 1993.
- 8) C. Park. Assessment of a two-temperature kinetic model for dissociating and weakly-ionizing nitrogen. *AIAA Journal of Thermophysics*, Vol. 2, pp. 8-16, 1988. See also AIAA Paper 86-1247.