

文章编号: 0258-1825(2012)05-0566-07

# 平衡气体对乘波体气动力热特性影响

曾卫刚, 李维东, 王发民

(中国科学院力学研究所, 北京 100190)

**摘要:**针对乘波体在高空以高马赫数飞行时的特点,给出了一种考虑高温平衡气体效应的乘波体设计方法,并通过数值模拟的方法研究了高空高马赫数飞行条件下高温平衡气体对乘波体气动特性的影响。研究表明,相对于完全气体,平衡气体对乘波体的气动力特性影响不大,但对乘波体的前缘驻点区和下表面的热流及辐射平衡温度有较大的影响。另外在乘波体较为适宜的飞行攻角范围内,攻角的增大不会显著改变平衡气体效应对乘波体气动力特性的影响,也不会显著改变平衡气体效应对乘波体前缘驻点区的热流与辐射平衡温度的影响,但却会在一定程度上减小平衡气体效应对乘波体下表面的气动热及辐射平衡温度的影响区域。

**关键词:**乘波体;平衡气体;气动热;辐射平衡温度

中图分类号:V411.3 文献标识码:A

## 0 引言

传统的再入飞行器大都采用大钝头低升阻比构型,高温气体效应会对其气动特性产生较大的影响,国内外学者对此做了较多的分析研究<sup>[1-5]</sup>。对于新型的近空间飞行器(如:HTV1, HTV2),其采用的是细长体高升阻比的乘波体布局,高空高马赫数飞行条件下高温气体效应对其气动特性的影响是十分重要的工程科学问题。但是以往高温气体效应的研究对象多集中在再入飞行器,而关于高温气体效应对乘波体气动特性影响的研究并不多见。1995年 Inger G R<sup>[6-7]</sup>就化学非平衡条件下,壁面催化对乘波体驻点区及上下表面中轴线的气动热特性影响做了较为详细的理论分析。2005年 Starkey R P<sup>[8]</sup>以乘波体作为再入飞行器构型,对乘波体在壁面完全催化条件下的壁面热流及辐射平衡温度进行了初步研究。上述研究探讨的是高温气体效应对乘波体气动特性的影响,而关于考虑高温气体效应的乘波体设计,Anderson 等人<sup>[9]</sup>在1992年做了初步研究,其研究表明在马赫数不超过50的情形下,无粘流场中的平衡气体效应对乘波体气动优化设计影响不大。

本文的工作就是:针对乘波体在高空以高马赫飞行的特点,给出了一种能考虑高温平衡气体效应的乘

波体设计方法;并通过数值模拟的方法研究了高温平衡气体效应对乘波体气动力特性的影响及高温平衡气体效应对乘波体关键热防护部位的气动热特性和辐射平衡温度的影响。

## 1 考虑平衡气体效应的乘波体设计方法

### 1.1 平衡气体锥形绕流的乘波体生成方法

对于新型的在高空以高马赫数飞行的乘波体构型飞行器,其飞行过程中要面临着高温真实气体效应等气动问题,本文针对乘波体飞行器的这一特点给出了考虑平衡气体效应的锥导乘波体设计方法。

平衡气体锥形绕流激波后的流动亦属于轴对称等熵流动,其控制方程可以描述为:

$$V_{\theta} = \frac{dV_r}{d\theta} \quad (1)$$

$$\frac{dV_{\theta}}{d\theta} = \frac{a^2}{V_{\theta}^2 - a^2} (2V_r + V_{\theta} \cot\theta - \frac{V_r V_{\theta}^2}{a^2}) \quad (2)$$

$$\frac{dp}{d\theta} = -\frac{\rho V_{\theta}^2}{V_{\theta}^2 - a^2} (V_r + V_{\theta} \cot\theta) \quad (3)$$

$$a^2 = \frac{dp}{d\rho} \quad (4)$$

$$\rho = \rho(p, S) \quad (5)$$

$$a = a(p, S) \quad (6)$$

求得平衡气体锥形绕流的流场后,我们便可通过

\* 收稿日期:2011-07-18; 修订日期:2011-09-29

作者简介:曾卫刚(1984-),男,江西南昌人,硕士研究生,主要从事高温气体效应用于高超声速飞行器设计研究。E-mail: zwghit@gmail.com

流线追踪得到如图 1 所示长度固定为 10m 的考虑平衡气体效应的锥导乘波体。

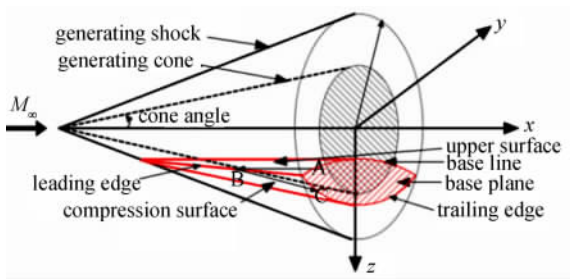


图 1 平衡气体锥导乘波体示意图  
Fig. 1 Waverider derived from chemical equilibrium conical flow

### 1.2 乘波体钝化方式

这里我们采用加材料的方式用圆弧对锥导乘波体进行钝化,图 2 给出的本文所设计的钝前缘锥导乘波体构型示意图。

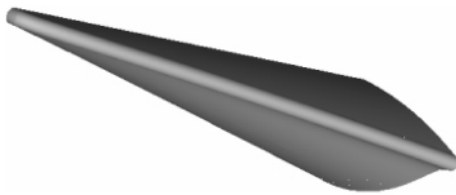


图 2 钝前缘乘波体示意图  
Fig. 2 Configuration of Waverider with blunt leading edge

## 2 数值计算方法及计算程序验证

### 2.1 数值计算方法

在笛卡尔坐标系下三维无源非定常 N-S 方程组的守恒积分形式为:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V Q dV + \oiint_{\partial V} \mathbf{F} \cdot d\mathbf{S} = 0 \quad (7)$$

为了使 N-S 方程组封闭,我们需要补充相应的气态方程、热力学参数计算公式及输运参数的计算公式。

对于完全气体,只需补充相应的显示表达式即可。对于平衡气体,其热力学参数及输运参数之间没有明显的显示表达式,对于平衡气体热力学特性参数,本文采用 Tannehill 等人<sup>[10-12]</sup>给出的曲线拟合方法进行计算;对于平衡气体输运参数,本文采用 Srinivasan 等人<sup>[13]</sup>给出的多项式拟合方法进行计算。

计算过程中空间离散采用 AUSM 格式,并配合 Minimod 限制器来抑制数值振荡,时间项用 LU-SGS 隐式迭代格式进行推进。另外计算过程中远场采用自由来流条件;对称面采用对称边界条件;出口采用数值外插得到;壁面采用无滑移条件。

### 2.2 计算程序验证

为了检验计算程序的可靠性,本文对文献[14]给出算例 1 进行程序验证。该算例是一高超声速球头绕流,球头半径  $R = 0.25\text{m}$ ,来流马赫数  $M_\infty = 11.26$ ,来流密度  $\rho = 3.99 \times 10^{-5} \text{kg/m}^3$ ,来流静温  $T_\infty = 182.33\text{K}$ ,壁温  $T_w = 1000\text{K}$ 。

图 3 给出的是表面压力系数分布,图 4 给出的是壁面热流系数分布。从图中我们可以看出,与文献[14]的计算结果相比,本文计算程序所得到的壁面压力系数和壁面热流系数都较为接近,并且二者在捕捉平衡气体与完全气体的差别时具有较好的一致性。

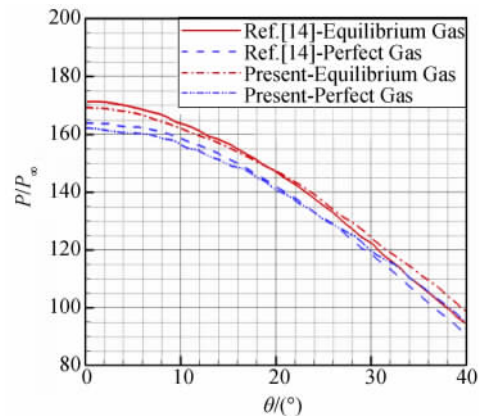


图 3 球面压力分布对比

Fig. 3 Comparison of surface pressure distributions over sphere

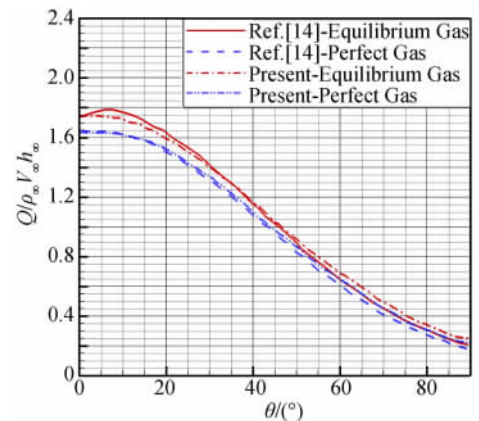


图 4 球面热流分布对比

Fig. 4 Comparison of surface heating rates distributions over sphere

## 3 平衡气体对乘波体气动力特性的影响

乘波体作为具有典型细长体特征的高超声速飞行器,其钝头体绕流与尖头体绕流具有很大的不同,并且这将在一定程度上改变平衡气体效应对乘波体气动性能的影响。

图 5~图 6 分别给出的是 60km 高空, 来流马赫数为 20 时, 用两种气体模型计算所得的钝化半径为 0.025m 的乘波体的熵层云图, 从图中我们可以看出, 平衡气体效应大大地降低了由钝化效应引起的熵增, 这主要是因为平衡气体使得激波更贴近物面, 从而导致熵层影响减弱, 这与 Singh<sup>[15-16]</sup> 在研究钝体绕流时的结论是一致的。另外无论是完全气体还是平衡气体, 乘波体上表面的熵层都很厚, 基本上都处在熵层影响范围内, 而下表面的熵层的影响范围只局限在乘波体前沿附近, 这主要是因为乘波体上下表面对应的流线与钝化圆弧可构成二维类钝锥, 并且这种类钝锥上表面的等效锥角较小, 下表面的等效锥角较大, 并且由 Singh<sup>[15-16]</sup> 的研究结果我们可知在其他条件一致的条件下, 锥角越小则熵层影响范围就会越大。

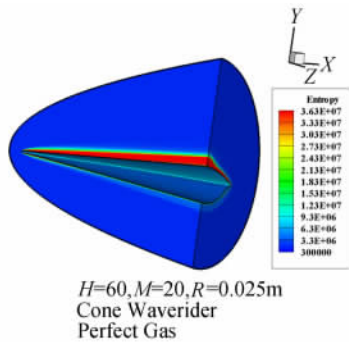


图 5 完全气体条件下流场熵层分布云图  
Fig. 5 Entropy contour of flow field under the perfect gas condition

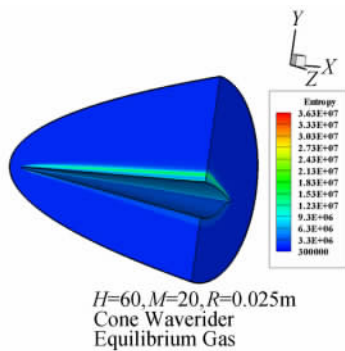


图 6 平衡气体条件下流场熵层分布云图  
Fig. 6 Entropy contour of flow field under the equilibrium gas condition

图 7 给出的是该乘波体中轴线上的压力分布, 从图在我们可以看出, 对于乘波体下表面, 无论是平衡气体还是完全气体, 其压力分布都会产生一个先下降后上升的过程, 这与张涵信<sup>[17]</sup> 在分析钝体绕流的压力分布特点时的结果也是相吻合的。另外对于乘波体上表面, 平衡气体的压力在前缘线后的区域都相对

偏低, 而对于下表面平衡气体的压力在前缘线稍后的地方偏低, 但过后又会慢慢超过完全气体的压力。按照文献[18]对高超声速钝体绕流壁面压力分布的分析我们可知高超声速钝体绕流的物面压力只与来流条件和熵层外边界的当地斜率有关, 并且来流条件一定时当地斜率越大则物面压力越大。由 Singh<sup>[15-16]</sup> 的研究结果我们可知, 由于平衡气体的激波更靠近物面, 这会减弱熵层影响范围, 降低熵层外边界的当地斜率。另外由前面分析我们可知乘波体上表面基本上处于熵层影响范围内, 故对于乘波体上表面, 平衡气体的压力在前缘线后都相对偏低; 而乘波体下表面熵层只影响靠近前缘线附近的区域, 故对于下表面, 平衡气体的压力在前缘线稍后的地方会偏低, 对于乘波体下表面远离前缘线的地方, 由于熵层影响较弱, 加之化学反应会使得压力相对升高, 故乘波体下表面离前缘线较远的地方平衡气体的压力会比完全气体的压力稍大一点。

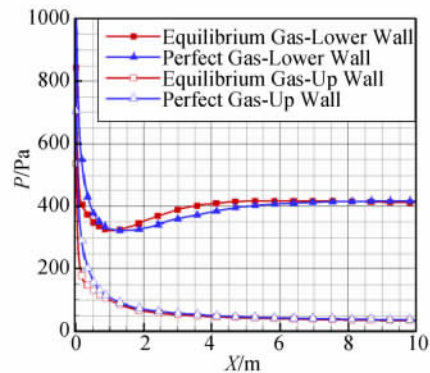


图 7 乘波体上下表面中轴线压力分布  
Fig. 7 Pressure distributions along the central line of waverider surface

图 8~图 9 分别给出的是升阻比和俯仰力矩系数随设计半径的变化关系曲线。图 8 说明钝化会使得乘波体下表面高压气体泄露到上表面, 从而导致

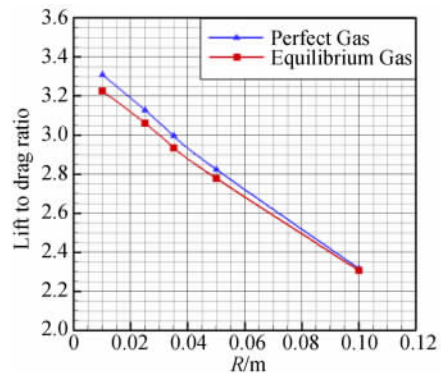


图 8 升阻比随钝化半径的变化关系  
Fig. 8 Variation of lift to drag ratio with radio of bluntness

升阻比迅速下降。图 9 说明平衡气体会对乘波体产生一个附加的低头力矩,这主要是由平衡气体使得乘体上表面压力有所降低的同时,又会使得乘波体下表面远离前缘线区域的压力升高所致。总体看来乘波体前缘激波较弱,不足以强烈压缩空气引起激烈的化学反应,因而平衡气体效应对乘波体的气动影响不是太大。

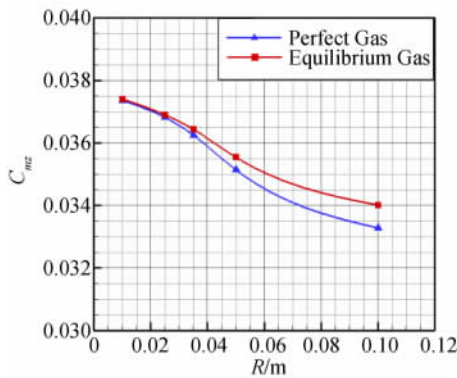


图 9 俯仰力矩系数随钝化半径的变化关系  
Fig. 9 Variation of pitching moment coefficients with radius of bluntness

#### 4 平衡气体效应对气动热特性影响

乘波体飞行时以长时间中低热流进行气动加热,其壁面防热应为疏导式、主动防热。辐射平衡条件下壁面热流应满足:

$$(q(T_{weq}))_{Convect} - (q(T_{weq}))_{Radiation} = 0 \quad (8)$$

其中在式(8)中  $(q(T_{weq}))_{Convect}$  为对流引起的气动加热;  $(q(T_{weq}))_{Radiation}$  为壁面辐射所带走的热量,其具体计算式为:

$$q_{Radiation} = 5.67 \times 10^8 \times \epsilon (T_w^4 - T_\infty^4) \quad (9)$$

式(9)中  $\epsilon$  为辐射系数,本为取  $\epsilon = 0.87$ 。

本文通过数值模拟的方法与工程算法相结合的方式研究平衡气体对乘波体在辐射平衡条件下的驻点热流和辐射平衡温度的影响。

对于完全气体条件下乘波体驻点热流的工程算法,本文采用 Vanmol D O<sup>[19]</sup> 给出的驻点热流公式:

$$q_{st} = 1.90 \times 10^{-4} \sqrt{\frac{1+\Gamma}{2}} V_\infty^3 \left(1 - \frac{h_w}{h_0}\right) \left(\frac{\rho_\infty}{R}\right)^{\frac{1}{2}} \quad (10)$$

对于平衡气体驻点热流的工程算法,本文采用 Andrushchenko V A<sup>[20]</sup> 等人给出平衡气体驻点热流公式的公式:

$$q_{st} = 3.3 \times 10^{-5} V_\infty^{3.2} \left(1 - \frac{h_w}{h_0}\right) \left(\frac{\rho_\infty}{R}\right)^{\frac{1}{2}} \quad (11)$$

(10) 与(11)两式中  $V_\infty$  为来流速度,  $h_w$  为壁面焓值,

$h_0$  为滞止焓,  $\rho_\infty$  为来流密度,  $R$  为钝化半径,  $\Gamma$  为钝化度,其定义为:

$$\Gamma = \min(R_n/R, R_n/R) \quad (12)$$

其中  $R_n$  为乘波体前缘线驻点处的曲率半径。

图 10~图 11 分别给出的是驻点热流及辐射平衡温度随设计钝化半径的变化关系曲线,从图中我们可以看出,工程算法与数值方法的计算结果都很接近;平衡气体效应会使得驻点热流和辐射平衡温度都有所增大,并且随着设计钝化半径的增大,两种气体模型计算所得到的驻点热流和驻点辐射平衡温度都会变小。

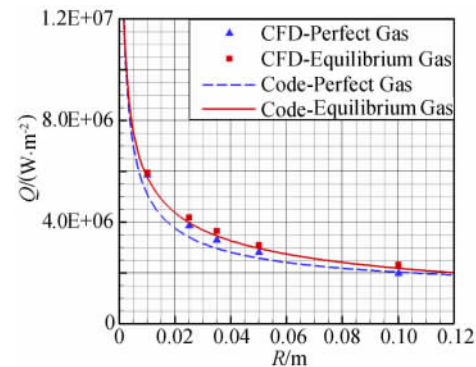


图 10 驻点热流随钝化半径的变化  
Fig. 10 Variation of stagnation point heat flux with radius of bluntness

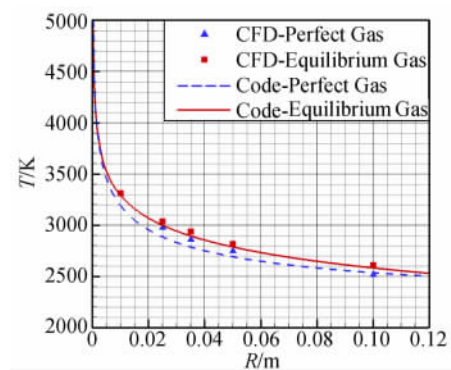


图 11 驻点辐射平衡温度随钝化半径的变化  
Fig. 11 Variation of stagnation point radiative equilibrium temperature with radius of bluntness

图 12~图 13 分别给出的是 60km 高空,来流马赫数为 20 时钝化半径为 0.05m 的乘波体前缘区热流分布云图及辐射平衡温度云图。从图中我们同样可以明显看出对于前缘驻点区,平衡气体较完全气体的热流及辐射平衡温度都要有所增大。

图 14~图 15 分别给出的相同条件下乘波体上下表面中轴线热流分布及辐射平衡温度分布,我们可以看出平衡气体使得乘波体下表面的热流及辐射平衡温度有所升高,但对乘波体上表面的热流及辐射平



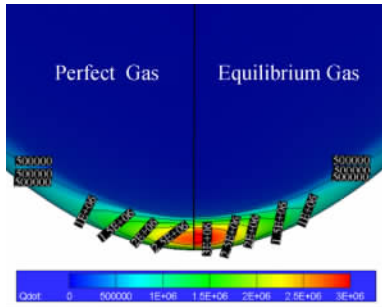


图 12 乘波体驻点区热流分布云图

Fig. 12 Heat flux contour near the nose region of waverider

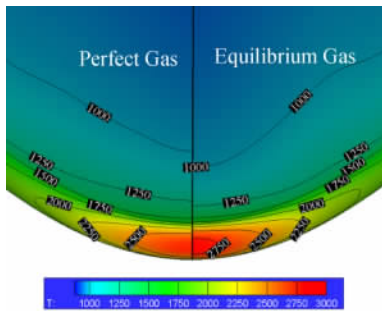


图 13 乘波体驻点区辐射平衡温度分布云图

Fig. 13 Radiative equilibrium temperature contour near the nose region of waverider

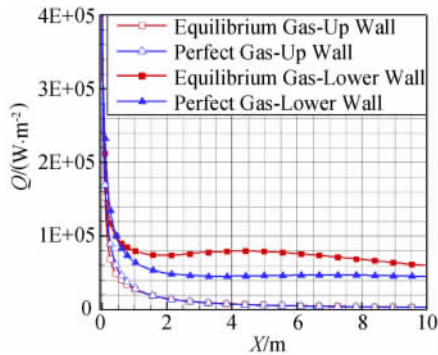


图 14 上下表面中轴线上的热流分布

Fig. 14 Distribution of heat flux along the central line

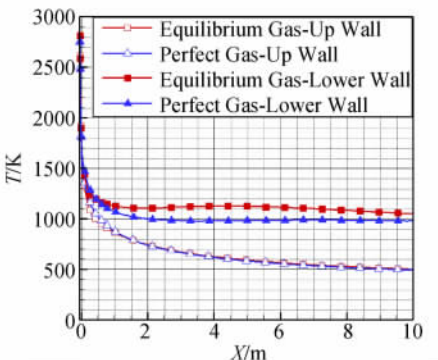


图 15 上下表面中轴线上的辐射平衡温度分布

Fig. 15 Distribution of radiative equilibrium temperature along the central line

衡温度几乎没有影响,这主要是因为乘波体下表面化学反应较上表面的化学反应更为激烈。

### 5 非设计攻角下平衡气体效应影响

对于高超声速飞行器,其非设计工况下的气动性能是相当重要的,这里我们就平衡气体效应对钝前缘乘波体在较为适宜的飞行攻角下的气动性能影响进行分析。出于气动防热要求,乘波体在使用时必须进行钝化,为了使得乘波体驻点区防热都满足要求,并兼顾乘波体需有较高的升阻比,我们选择乘波体的设计钝化半径为 0.05m,并在此基础上考虑非设计攻角下平衡气体效应对其气动特性的影响。

图 16~图 17 分别给出的是 60m 高空,来流马赫数为 20 时,乘波体升阻比和俯仰力矩系数随飞行攻角的变化关系曲线。从图中我们可以看出,在乘波体较为适宜的飞行攻角范围内,平衡气体效应使得乘波体的升阻比略微降低;并且平衡气体效应对乘波体俯仰力矩的影响相对攻角的影响几乎可以忽略。这与叶友达<sup>[4-5]</sup>在研究平衡气体对再入飞行器气动力特性的影响时所得到的规律有很大的区别,其主要原因是因为乘波体前缘激波较弱,不能像大钝体再入飞行轨道器那样强烈压缩空气引起激烈的化学反应来改变飞行器气动力特性。

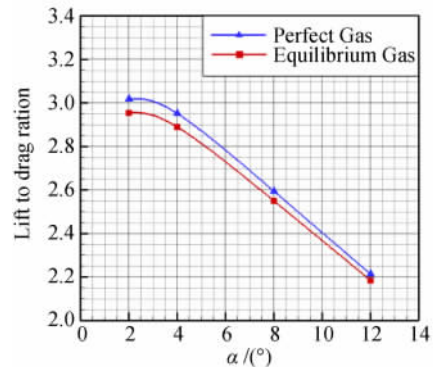


图 16 升阻比随攻角的变化关系

Fig. 16 Variation of lift to drag ratio with angle of attack

图 18~图 19 分别给出的是相同条件下两种气体模型计算所得到的乘波体驻点热流及辐射平衡温度随攻角的变化关系曲线,从图中我们可以看出随着攻角的增大,乘波体驻点热流及辐射平衡温度的变化并不明显。

图 20~图 21 分别给出的是用平衡气体模型计算所得到的不同攻角下乘波体下表面中轴线上的热流及辐射平衡温度相对于完全气体模型的增值分布。从图中我们可以看出随着攻角的增大,两种气体模型

计算所得到的乘波体下表面中轴线上更多区域的热流差值和辐射平衡温度差值会趋近于零,这说明攻角的增大会减弱平衡气体效应对乘波体下表面气动热及辐射平衡温度的影响,会使得平衡气体效应对乘波体下表面的热流及辐射平衡温度影响区域减小。

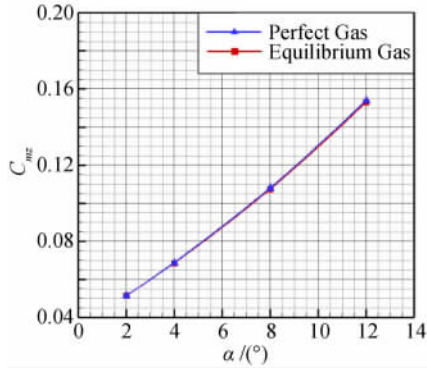


图 17 俯仰力矩系数随攻角的变化关系  
Fig. 17 Variation of pitching moment coefficients with angle of attack

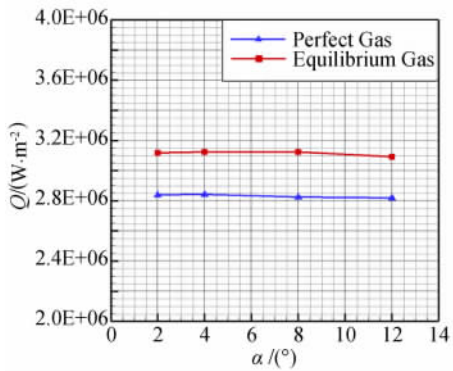


图 18 驻点热流随攻角的变化  
Fig. 18 Variation of stagnation point heat flux with angle of attack

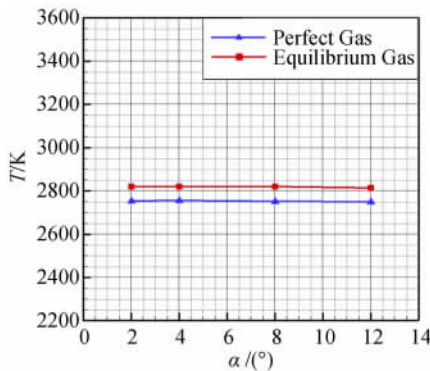


图 19 驻点辐射平衡温度随攻角的变化  
Fig. 19 Variation of stagnation point radiative equilibrium temperature with angle of attack

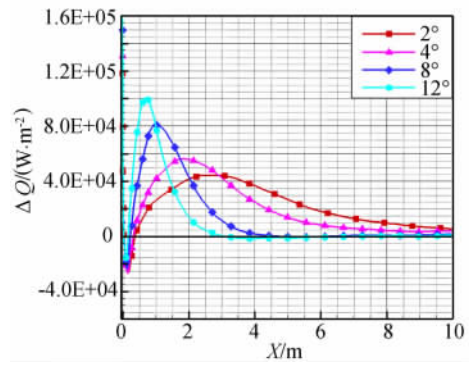


图 20 下表面中轴线热流增值分布  
Fig. 20 Heat flux increment distributions along the central line of lower surface

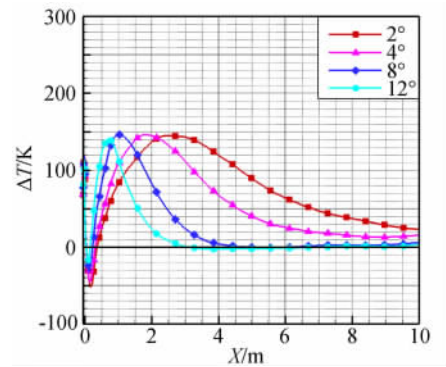


图 21 下表面中轴线辐射平衡温度增值分布  
Fig. 21 Radiative equilibrium temperature increment distributions along the central line of lower surface

## 6 结 论

本文设计了考虑平衡气体效应的乘波体,并对平衡气体效应的影响进行了计算和分析,得出了如下结论:

(1) 平衡气体效应对钝前缘乘波体气动特性的影响是通过与熵层效应相互作用来完成的;钝化半径的增大会使得乘波体升阻比急剧降低,并且乘波体前缘激波较弱,平衡气体效应对乘波体气动特性的影响并不十分明显。

(2) 平衡气体效应对乘波体的局部气动热特性和辐射平衡温度有较大的影响;并且钝化半径的增大有助于降低乘波体驻点热流及辐射平衡温度,但是当钝化半径增大到一定程度后,这种由钝化所带来的热防护作用就不再明显。

(3) 在乘波体较为适宜的飞行攻角范围内,攻角的增大不会显著改变平衡气体效应对乘波体气动特性的影响,也不会显著改变平衡气体效应对乘波体

前缘驻点区的热流与辐射平衡温度的影响,但却会在一定程度上减小平衡气体效应对乘波体下表面热流及辐射平衡温度的影响区域。

由于篇幅所限,本文只是初步地研究了高温平衡气体效应对乘波体布局设计及气动特性的影响,而实际上采用求解高温非平衡气体 N-S 方程的方法研究高温气体效应对高超声速飞行器气动特性的影响更为准确,对此作者在今后的工作中会进行更深一步的研究。

#### 参 考 文 献:

- [1] MAUS J R, GRIFFITH B J, SZEMA K Y, et al. Hypersonic mach number and real gas effects on space shuttle orbiter[R]. AIAA 83-0343.
- [2] MAUS J R, GRIFFITH B J, SZEMA K Y. Hypersonic mach number and real gas effects on space shuttle orbiter aerodynamics[J]. *Journal of Spacecraft*, 1984, 21(2): 136-141.
- [3] MAUS J R, GRIFFITH B J, SZEMA K Y, et al. Understanding space shuttle flight data by use of wind tunnel and CFD results[R]. AIAA 83-2745.
- [4] 叶友达. 高空高速飞行器气动特性研究[J]. *力学进展*, 2009, 39(4): 387-397.  
(YE You-da. Study on aerodynamic characteristics of high velocity vehicle flying at high altitude [J]. *Advances In Mechanics*, 2009, 39(4): 387-397.)
- [5] 叶友达. 近空间高速飞行器气动特性研究与布局设计优化 [J]. *力学进展*, 2009, 39(6): 683-694.  
(YE You-da. Study on aerodynamic characteristics and design optimization for high speed near space vehicles [J]. *Advances In Mechanics*, 2009, 39(6): 683-694.)
- [6] INGER G R. Nonequilibrium boundary-layer effects on the aerodynamic heating of hypersonic waverider vehicles[J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 1995, 9(4): 595-604.
- [7] INGER G R. Nonequilibrium boundary layer effects on the aerodynamic heating of hypersonic vehicles[J]. *Acta Astronautica*, 1995, 36(4): 205-216.
- [8] STARKEY R P. Design of waverider based re-entry vehicles[R]. AIAA 2005-3390.
- [9] ANDERSON J D, CHANG J, MCLAUGHLIN T A. Hypersonic waveriders; effects of chemically reacting flow and viscous interaction [R]. AIAA-92-0302.
- [10] SRINIVASAN S, TANNEHILL J C, WEILMUNSTER K J. Simplified curve fits for the thermodynamic properties of equilibrium air[R]. NASA CR-181245, 1986.
- [11] SRINIVASAN S, TANNEHILL J C, WEILMUNSTER K J. Simplified curve fits for the thermodynamic properties of equilibrium air [R]. NASA RP-1181, 1987.
- [12] TANNEHILL J C, MUGGE P H. Improved curve fits for the thermodynamic properties of equilibrium air for numerical computation using time-dependent or shock-capturing methods[R]. NASA CR-2470, 1974.
- [13] SRINIVASAN S, TANNEHILL J C. Simplified curve fits for the transport properties of equilibrium air[R]. New York: CR-178411, 1987.
- [14] KAZEM H, RAMIN K M, VAHID E. Dual-code solution procedure for efficient computing equilibrium hypersonic axisymmetric laminar flow[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2008, 12(2): 135-149.
- [15] SINGH D J, KUMAR A, TIWARI S N. Effect of nose bluntness on flow field over slender bodies in hypersonic flows[R]. AIAA 89-0270.
- [16] SINGH D J, KUMAR A, TIWARI S N. Effect of nose bluntness on flowfield over slender bodies in hypersonic flows[J]. *Journal of Thermophysics*, 1990, 5(2): 166-171.
- [17] 张涵信. 高超声速运动中的熵层问题[J]. *航空学报*, 1965, 1(2): 20-43.
- [18] 曾广存. 熵层分析与钝体绕流[J]. *航空学报*, 1965, 1(2): 1-19.
- [19] VANMOL D O, ANDERSON J D. Heat transfer characteristics of hypersonic waveriders with an emphasis on leading edge effect[R]. AIAA 92-2920.
- [20] ANDRUSHCHENKO V A, SYZRANOVA N G, SHEVELEV Y D. An estimate of the heat fluxes to the surface of blunt bodies moving at hypersonic velocity in the atmosphere[J]. *Journal of Applied Mathematics and Mechanics*, 2007, 71(5): 747-754.

(下转第 605 页)

## A mechanism investigation of potential field-secondary flow interactions in turbine endwall regions

QI Lei<sup>1</sup>, ZOU Zheng-ping<sup>1</sup>, LIU Huo-xing<sup>1</sup>, WANG Lei<sup>2</sup>

(1. *National Key Laboratory of Science Technology on Aero-Engine Aero-Thermodynamics, Aero-Engines Simulation Research Center, Beihang University, Beijing 100191, China;*

2. *Turbine Division, AVIC Shenyang Aero-Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)*

**Abstract:** The flow in turbomachinery is inherently unsteady, so investigating the unsteady interaction between the downstream pressure field and the end-wall flows is very important for improving the performance of low-aspect-ratio, high-loaded turbine. This paper presents the results of a numerical study of the interaction between the end-wall secondary flow and tip leakage flow of the rotor and the downstream potential field of the stator in a low-aspect-ratio, subsonic turbine. The flow diagrams of transient results were analyzed in detail. The results indicate that the entropy rise and the efficiency at the exit of the rotor blade showed a significant periodic variation due to the unsteady interaction of the downstream pressure field. The periodic variation of the rotor performance is due to the unsteady interactions of the downstream pressure field with the secondary flow vortex and the tip leakage vortex, which has been interpreted using the theory of kinematic vortex transport.

**Key words:** potential field; secondary flows; unsteady interaction; turbine endwall

---

(上接 572 页)

## Equilibrium gas effects on aerodynamic and aerothermal characteristics of waveriders

ZENG Wei-gang, LI Wei-dong, WANG Fa-ming

(*Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China*)

**Abstract:** A method including equilibrium gas effects have been given to generate waveriders fling at high altitude with high Mach number. And the CFD technique has been used to investigate the equilibrium gas effects on aerodynamic and aerothermal characteristics of waveriders fling at high altitude with high Mach number. The results indicated that the equilibrium gas affects aerodynamic characteristics of waveriders slightly in comparison with perfect gas, but it does have some effects on the aerothermal characteristics of the nose region and lower wall for waveriders. Additionally, the angle of attack, which is suitable for waverider, will not change the equilibrium gas effects on aerodynamic of waveriders and heat flux and radiative equilibrium temperature of nose region of waveriders, but it will narrow the region affected by equilibrium gas of heat flux and radiative equilibrium temperature down for lower wall of waveriders.

**Key words:** waverider; equilibrium gas; heat flux; radiative equilibrium temperature