

文章编号:1000-8055(2012)04-0761-09

平衡气体对乘波体气动特性影响

曾卫刚, 李维东, 韩汉桥, 雷麦芳, 王发民

(中国科学院 力学研究所, 北京 100190)

摘 要: 通过计算流体力学(CFD)方法研究了乘波体在平衡气体条件下的气动力性能,并与完全气体条件下的计算结果进行了对比,分析结果表明:平衡气体对乘波体气动性能的影响是由边界层内的化学反应降低了边界层诱导压力而产生的.相对于攻角的影响,平衡气体效应对乘波体升阻比及俯仰力矩的影响并不大,但对压心位置有一定影响;并且平衡气体效应对乘波体气动特性的影响规律有别于其对再入轨道器气动特性的影响规律.研究结果对高空滑翔乘波体飞行器的设计有一定的参考价值.

关 键 词: 平衡气体; 乘波体; 升阻比; 俯仰力矩; 压心; 黏性干扰

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Equilibrium gas effects on aerodynamic characteristics of waveriders

ZENG Wei-gang, LI Wei-dong, HAN Han-qiao,

LEI Mai-fang, WANG Fa-min

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

Abstract: The aerodynamic characteristics of waverider under equilibrium gas condition have been studied by computational fluid dynamics (CFD) method, and the results have been compared with that under perfect gas condition. The analysis reveals equilibrium gas effects on aerodynamics of waverider are due to the decrease of induced pressure of boundary layer, which is caused by the chemical reaction in the boundary layer. In comparison with the angle of attack, equilibrium gas affects little on lift to drag ratio and pitching moment coefficients of waverider, but it has some effects on the pressure center, and the effects are different from that on the reentry vehicle. The results are valuable for the design of gliders based on waverider.

Key words: equilibrium gas; waverider; lift to drag ratio;

pitching moment coefficients; center of pressure; viscous interaction

随着近空间飞行器的研究和发展,高空滑翔飞行器已经成为一种重要的近空间候选飞行器,而以 HTV-2 为代表的高空滑翔飞行器所采用的是乘波体布局,因而研究乘波体在高空高马赫条件下的气动性能就变得非常重要.

随着飞行高度及飞行马赫数的增加,飞行器要面临高温气体效应、高空黏性干扰效应等气动问题.而对于高温平衡气体效应的研究早在上世纪人们就给予了足够的重视.但由于高温气体效

应的研究在地面上难以用试验复现,且飞行试验又太过昂贵,故人们逐渐开始注重高温气体效应的数值模拟.在国外,Balakrishnan 等^[1-2],Nagaraj 等^[3]及 Greene 等^[4]都各自开发了平衡气体数值计算代码,并对简单外形的平衡气体流动进行了数值模拟,并取得了较理想的结果.关于高温平衡气体效应对高超声速飞行器气动特性影的研究,具有代表性的是 Mauds 等人^[5-6]在无黏平衡气体条件下对航天飞机气动性能的系列研究,他

收稿日期:2011-05-03; 修订日期:2011-07-04

作者简介:曾卫刚(1984—),男,江西南昌人,硕士生,主要从事高超声速飞行器设计及高温气体效应研究.

们的研究表明在无黏情形下,相对于完全气体,平衡气体会使得航天飞机头部压力升高,而尾部压力与完全气体计算所得到的压力相近,因而总体上会对航天飞机产生一个附加的抬头力矩,并且平衡气体效应对航天飞机的俯仰力矩及压心位置都有很大的影响.在国内,叶友达^[7-8]对 OV-102 等升力体外形在黏性平衡气体条件下的气动性能也做了相关计算和分析,其研究表明在黏性条件下,相对于完全气体,平衡气体效应会使升阻比降低,俯仰力矩增大,并且平衡气体对升力体的压心位置也有影响,但是位置的变化与飞行器本身构型有关.

关于平衡气体效应对乘波体气动性能影响的研究直到上世纪 90 年代初才开始见到,1992 年 Anderson 等人^[9]用平衡气体圆锥绕流生成了一类新的乘波体,并将它们与相应的完全气体条件下生成的乘波体的气动性能做了比较,结果表明在无黏及马赫数不是超高(不大于 50)情形下两者的升阻比并没有明显差别.

本文通过数值计算研究了高空高马赫数飞行条件下乘波体的气动力性能.分析了高空黏性干扰条件下平衡气体效应对乘波体气动力特性的影响机制;进而对不同飞行攻角情形下高温平衡气体效应对乘波体气动力特性的影响规律进行了研究,并将其与平衡气体效应对再入飞行器气动特性影响进行了对比,得出了一些有别于平衡气体效应对再入飞行器气动特性影响的规律.

1 平衡气体数值计算方法及计算程序验证

1.1 平衡气体数值计算方法

化学平衡流的控制方程在形式上与完全气体流动控制方程式一致的,在笛卡尔坐标系下三维无源非定常 Navier-Stokes (N-S) 方程组的守恒积分形式为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V Q dV + \iint_{\partial V} \mathbf{F} \cdot d\mathbf{S} = 0$$

所不同的是化学平衡流的气态方程没有明显的解析表达式;其热力学参数及输运参数的计算与完全气体的计算在方法上有较大的差别.

本文采用文献^[10]所给的方法对近平衡气体热力学特性参数及输运参数进行计算.即对于热力学特性参数,采用 Srinivasan, Tannehill 等人^[11-13]给出的多项式拟合方法进行计算;对于输

运参数,采用 Srinivasan 等人^[14]给出的曲线拟合关系式进行计算.关于化学平衡流的离散方法及边界条件处理详见文献^[10].

1.2 计算程序验证

由于高空高马赫数条件下平衡气体效应对乘波体气动性能的影响缺乏可靠的比较状态,为了检验计算程序的可靠性,本文对文献^[15]中的平衡气体尖锥绕流模型进行了计算,该模型是一个半锥角为 10° 的圆锥,长度为 1 m,来流条件为: $U_\infty = 8.0 \text{ km/s}$, $p_\infty = 20.35 \text{ Pa}$, $T_\infty = 252.6 \text{ K}$. 图 1 给出的是出口($X=1.0 \text{ m}$)处沿径向的无量纲温度分布;图 2 给出的是出口处的法向无量纲速度分布;图 3 及图 4 分别给出了壁面的压力系数和

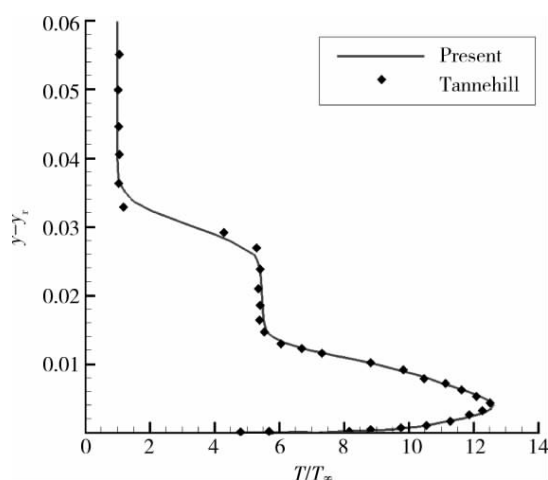


图 1 出口处沿半径方向温度对比

Fig. 1 Comparison of temperature profiles at $X=1.0 \text{ m}$

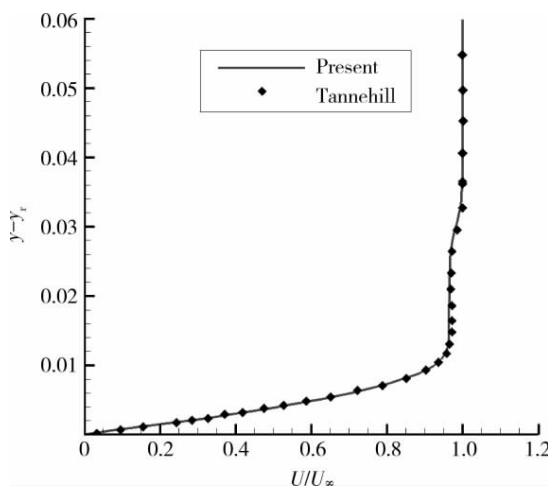


图 2 出口处法向速度分布对比

Fig. 2 Comparison of velocity profiles at $X=1.0 \text{ m}$

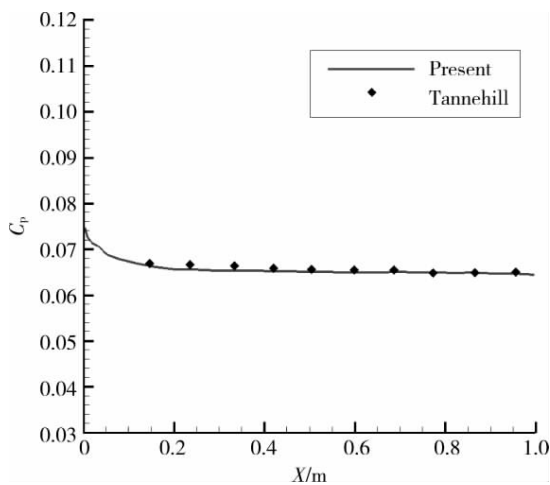


图 3 锥面压力系数对比
Fig. 3 Comparison of wall pressure coefficients

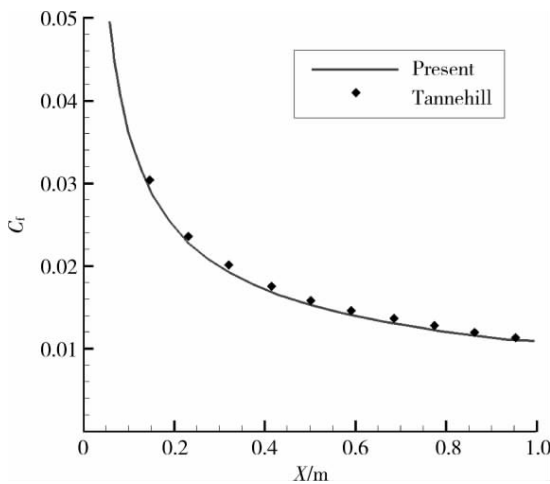


图 4 锥面摩擦力系数对比
Fig. 4 Comparison of wall skin friction coefficients

摩擦系数。从图中可以看出本文的计算结果与 Tannehill 等^[15]的计算结果非常接近,这说明本文所用的平衡气体计算程序是有效的。

2 计算结果及分析

2.1 乘波体气动特性影响因素

为了研究高温平衡气体效应对乘波体前体气动特性的影响,本文分别用完全气体和平衡气体两种气体模型对乘波体在其设计及非设计工况下的气动特性做了计算和分析。由于本文计算的是高空高马赫数情形下乘波体的气动特性,并且乘波体乘波体前沿没有进行钝化,因而乘波体前沿稀薄气体效应会对乘波体气动特性产生影响,为了稀释前沿稀薄气体效应对乘波体气动

特性的影响,本文所计算的乘波体长度均采用 60 m 这样一个较长的惯例尺寸,图 5 给出的是 70 km 高空,来流马赫数为 25 时设计工况下的锥导乘波体外形。



图 5 锥导乘波体外形
Fig. 5 Configuration of waverider derived from a conical flowfield

表 1 给出的是 70 km 高空,来流马赫数为 25 时用完全气体模型计算所得的乘波体物面压力及物面摩擦力对升力系数、阻力系数及俯仰力矩系数的贡献;表 2 给出的是相同条件下用平衡气体模型计算所得的乘波体物面压力及物面摩擦力对升力系数、阻力系数及俯仰力矩系数的贡献。对比表 1 和表 2 可以看出:对于升力系数,平衡气体效应使得物面压力对升力系的贡献值增大,同时使得物面摩擦力对升力系数减小作用进一步增大,但两者的变化量相对总的升力系数来讲都不是太

表 1 完全气体条件下的乘波体气动系数
Table 1 Aerodynamic coefficients of waverider under the perfect gas condition

	C_{lp}	C_{dp}	C_{mp}
摩擦力引起	-1.118×10^{-4}	3.053×10^{-3}	2.349×10^{-5}
压力引起	2.062×10^{-2}	2.995×10^{-3}	1.260×10^{-2}
总的	2.050×10^{-2}	6.048×10^{-3}	1.262×10^{-2}

表 2 平衡气体条件下的乘波体气动系数
Table 2 Aerodynamic coefficients of waverider under the equilibrium gas condition

	C_{le}	C_{de}	C_{me}
摩擦力引起	-1.518×10^{-4}	3.329×10^{-3}	1.122×10^{-5}
压力引起	2.075×10^{-2}	2.722×10^{-3}	1.283×10^{-2}
总的	2.059×10^{-2}	6.051×10^{-3}	1.284×10^{-2}

大,因而升力系数总的变化相当小;对于阻力系数,平衡气体效应使得波阻减小而摩阻增大,同样总的阻力也保持基本不变;对于俯仰力矩系数,平衡气体效应使得物面摩擦力对俯仰力矩的贡献值减小,同时使得物面压力对俯仰力矩的贡献值增大,但物面压力引起的俯仰力矩系数变化量相对物面摩擦力引起的俯仰力矩系数的变化量来讲要大的多.另外,两种气体模型下,对于升力系数和俯仰力矩系数,物面摩擦力的贡献值相对于物面压力的贡献值都是小量,因而平衡气体效应对升力系数、俯仰力矩及压心的影响主要取决于物面压力的变化.

表 1 和表 2 中: C_{lp} 表示完全气体条件下的升力系数; C_{le} 表示平衡气体条件下的升力系数; C_{dp} 表示完全气体条件下的阻力系数; C_{de} 表示平衡气体条件下的阻力系数; C_{mp} 表示完全气体条件下的俯仰力矩系数; C_{me} 表示平衡气体条件下的俯仰力矩系数.

2.2 无黏条件下平衡气体效应对乘波体气动特性影响

为了进一步分析高空高马赫数飞行时,平衡气体效应对乘波体气动性能的影响机制,对生成乘波体的无黏锥形绕流激波后的温度进行了计算分析,图 6 给出的是 70 km 高空条件下,生成乘波体锥形绕流(半锥角为 6°)激波后的静温随来流马赫数的变化关系曲线.从图中可以看出两种气体模型下,平衡气体模型激波后的静温明显要低,这是因为高温化学反应会吸收一部分热量.另外在马赫数不大于 30 的情况下,激波后的静温不会

超过 1 000 K,但考虑到 70 km 高空的静压只有 5.22 Pa,此时相对标准气压来讲化学反应更容易发生,因此用两种气体模型在无黏条件下对乘波体气动特性做了计算和分析.图 7 给出的是 70 km 高空,来流马赫数为 25 时,用两种气体模型在无黏条件下计算所得到的乘波体中轴线上的压力分布,图 8~图 9 分别给出的是相应条件下乘波体下表面压力分布云图和出口($X/L=1.0$)处截面压力分布云图,从图中可以看出两种气体模型计算所得到的压力分布几乎一样,也就是说无黏条件下平衡气体效应对乘波体气动力特性影响很小,其主要原因是因为乘波体前沿激波很弱,不足以引起激烈的化学反应,这与 Anderson 等在文献[9]中所得到的结论也是一致的.

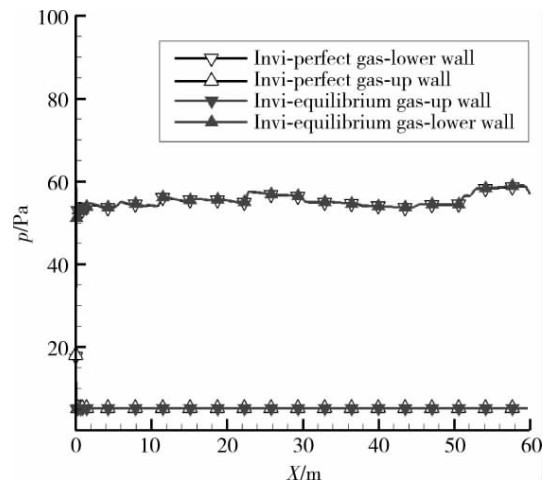


图 7 乘波体物面压力分布

Fig. 7 Distribution of pressure on the wall of waverider

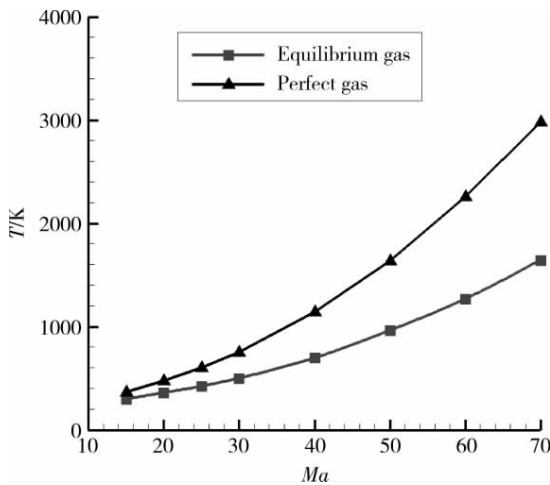


图 6 静温随马赫数变化

Fig. 6 Variation of temperature with Mach number

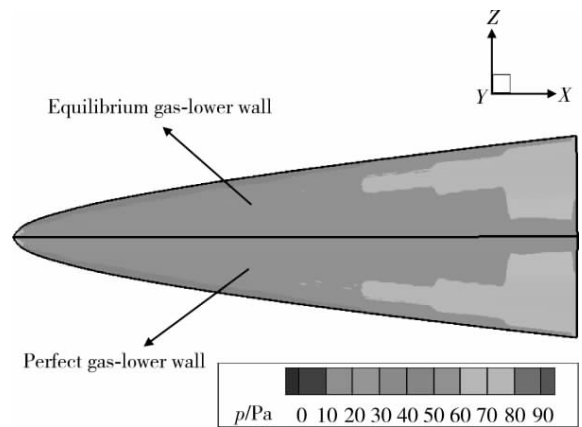
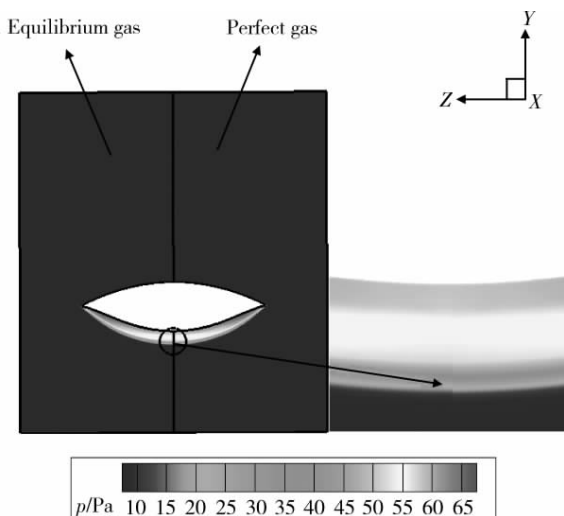


图 8 乘波体下表面压力云图

Fig. 8 Pressure contour on the lower wall of waverider

图 9 $X/L=1.0$ 处截面压力云图Fig. 9 Pressure contour at the section of $X/L=1.0$

2.3 黏性条件下平衡气体效应对乘波体气动特性影响

尽管前面的计算和分析表明,对于乘波体飞行器,由于其前沿附着激波很弱,压缩空气不足以引起强烈的化学反应,但飞行器以高马赫数飞行时,除了激波压缩空气引起化学反应外,边界层内的极大黏性耗散会使得高超声速边界层内的温度非常高,足以激发分子内的振动能,并引起边界层内的气体离解,甚至电离^[16]. 另外乘波体在高空高马赫数飞行条件下,除了边界层内强烈的黏性耗散引起的高温效应外,还存在着强烈的黏性干扰效应. 因而下面将对黏性条件下平衡气体效应对乘波体气动特性的影响进行相关研究.

1990 年 Hallgren 等^[17]就化学反应气体效应对黏性干扰效应的影响做了相关研究,其研究结果表明对于平板,化学反应效应会降低黏性干扰的影响. 本文为了研究高空黏性干扰条件下平衡气体效应对乘波体的气动性能影响,分别用两种气体模型对黏性条件下乘波体的气动特性进行了计算和分析. 图 10 给出的是 70 km 高空,来流马赫数为 25 时,用两种气体模型在无黏条件下计算所得到的乘波体中轴线上的压力分布;图 11~图 13 分别给出的是相应条件下乘波体上下表面及出口的压力分布云图,从图中可以看出,平衡气体效应会使得乘波体物面压力降低,这主要是因为边界层内的化学反应使得边界层温度降低,从而致使边界层变薄,边界层的变薄进而引起边界层诱导压力降低,从而导致物面压力降低.

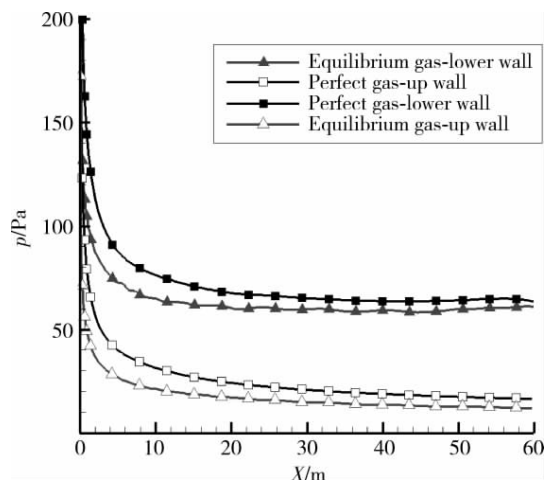


图 10 乘波体表面中轴线压力分布

Fig. 10 Pressure distribution on the wall of waverider

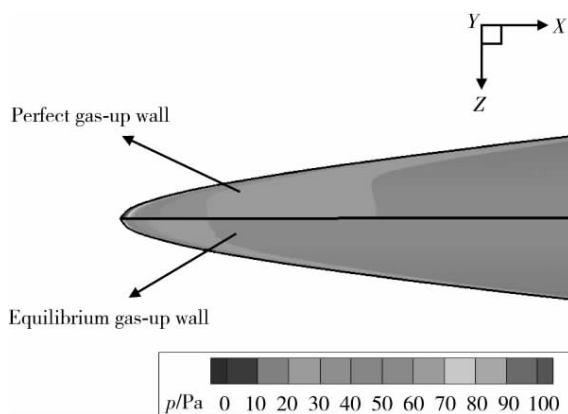


图 11 乘波体上表面压力分布云图

Fig. 11 Pressure contour on the up wall of waverider

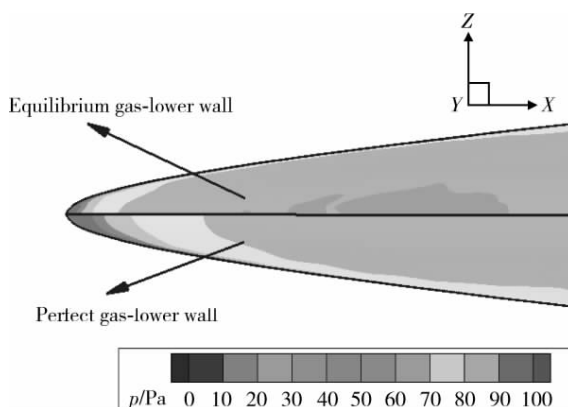


图 12 黏性条件下乘波体下表面压力分布云图

Fig. 12 Pressure contour on the low wall of waverider

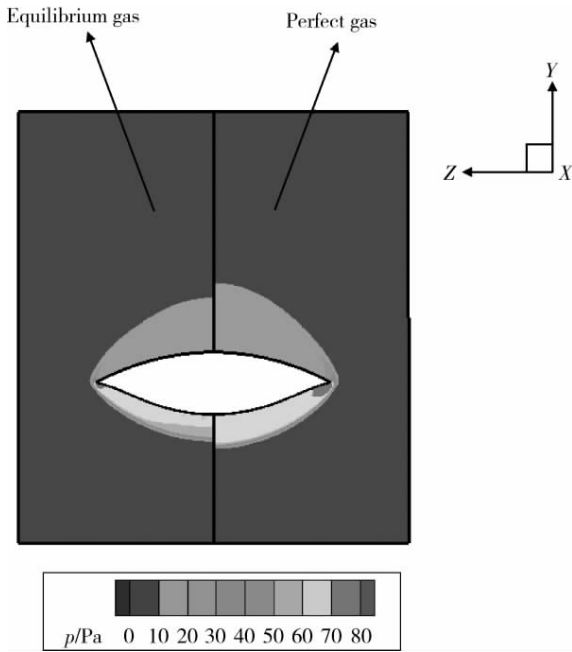


图 13 $X=1.0L$ 处截面压力分布云图
Fig. 13 Pressure contour at the section of $X=1.0L$

上述分析说明了平衡气体效应会使乘波体物面压力降低,然而这种由平衡气体效应引起的物面压力降低对乘波体上下表面来说并不是均匀的,而是上表面物面压力降低幅度要大于下表面压力降低幅度.图 14~图 15 给出的是相应条件下 $X=30\text{ m}$ 及 $X=60\text{ m}$ 处展向压力分布,从图中很容易看出平衡气体效应使得乘波体上表面压力降低幅度要大于下表面压力的降低幅度,并且越到后面这种上下表面压力降低幅度差异越明显.这主要是因为乘波体上下表面边界层的不对称引

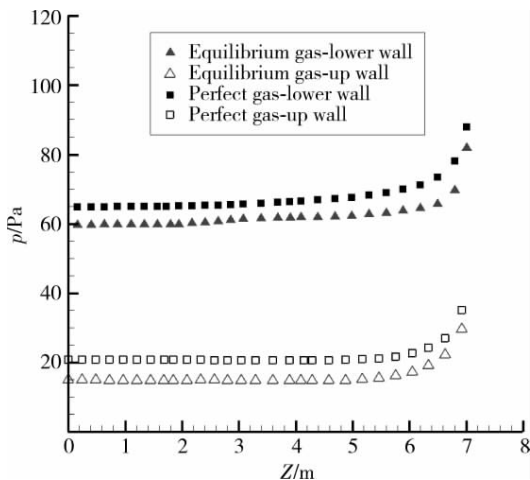


图 14 黏性条件下 $X=30\text{ m}$ 处乘波体展向压力分布
Fig. 14 Spanwise pressure distribution of waverider at $X=30\text{ m}$

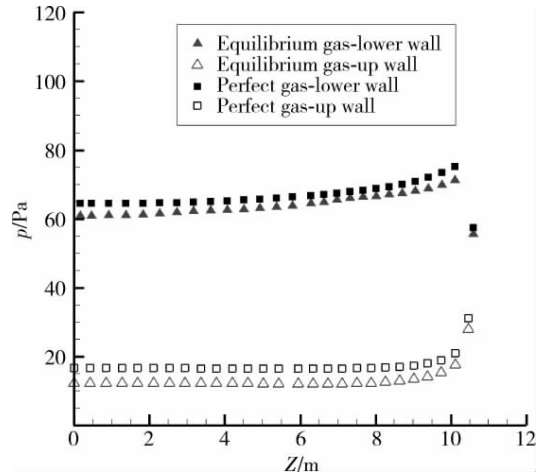


图 15 $X=60\text{ m}$ 处乘波体展向压力分布
Fig. 15 Spanwise pressure distribution of waverider at $X=60\text{ m}$

起的,对于乘波体构型,其上表面的边界层厚度要大于下表面边界层厚度,并且上表面的黏性干扰的强干扰区要长于下表面黏性干扰强干扰区,当下表面处于弱干扰区时其对应的上表面还有一部分处在强干扰区,因而在这些地方就产生了上下表面压力降低幅度的不一致;另外由于乘波体本身构型的特点,其靠后部分的前沿线附近上表面基本上都处在强干扰区,但下表面并没有完全处在强干扰区,因而这种上下表面压力降低幅度的不一致在乘波体后表面表现的更明显一点.

2.4 不同攻角下平衡气体效应对乘波体气动特性影响

前面本文对平衡气体效应对乘波体的气动特性影响机制进行了较为详细的计算分析,这里对非设计点下平衡气体效应对乘波体气动特性的影响做一些初步探讨,主要研究一下不同攻角下平衡气体效应对乘波体气动性能的影响.图 16~图 18 分别给出了 70 km 高度,来流马赫数为 25 时用两种气体模型计算所得到乘波体升阻比、俯仰力矩系数及压心位置系数随攻角的变化关系曲线,图 19~图 21 给出的是叶友达^[7-8]用两种气体模型计算所得到的 OV-102 外形的升阻比、俯仰力矩系数及压心位置系数随攻角的变化关系曲线.从图 16 中可以看出,非设计攻角下,平衡气体效应使乘波体升阻比降低,但相对于图 19 中平衡气体效应对 OV-102 外形升阻比的影响来讲,平衡气体对乘波体的升阻比影响幅度是相当微弱的,这主要是因为乘波体前沿激波非常弱,不能像再入飞行轨道器那样强烈压缩空气而引起激烈的

化学反应,它只能通过边界层内的高温化学反应与边界层相互作用来影响乘波体的气动性能.从图 17 中我们可以看出,非设计攻角下,平衡气体效应对乘波体俯仰力矩的影响相对攻角对俯仰力矩的影响几乎可以忽略不计,这与图 20 中平衡气体效应对 OV-102 外形俯仰力矩的影响有很大的区别,其原因同样是因为乘波体飞行器前沿激波很弱,不能像再入飞行轨道器那样强烈压缩空气引起激烈的化学反应,只能靠边界层内的高温化学反应与边界层相互作用来影响其气动性能.值得一提的是从图 18 在我们可以看出,平衡气体效应会使得乘波体压心向后移动,这不同于图 21 所

示的平衡气体效应对 OV-102 压心位置的影响.叶友达在文献[7-8]中指出,平衡气体效应使得 OV-102 外形压心向前移动,而对于其他构型平衡气体效应则使得压心向后移动,其原因是因为不同类型的构型其摩阻和波阻各自所起的作用不同,由本文分析可知,对于乘波体构型,物面摩擦力对升力和俯仰力矩的贡献值相对物面压力的贡献值来讲几乎可以忽略不计,平衡气体效应使得乘波体压心后移的原因是因为边界层内的化学反应使得边界层上下表面的边界层诱导压力降低,并且由于乘波体本身构型的特点,这种上下表面边界层诱导压力的降低幅度是不一致的,而是上

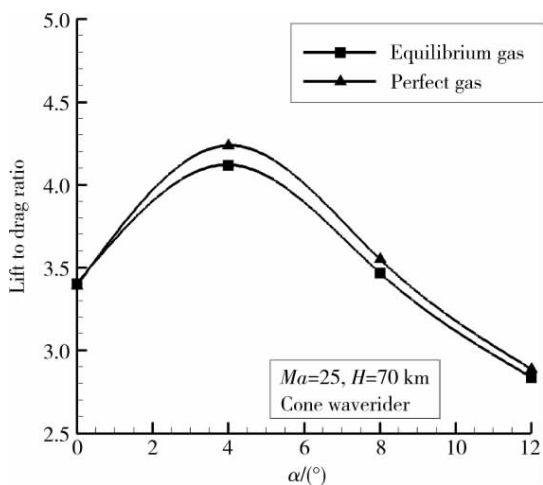


图 16 乘波体升阻比随攻角的变化

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

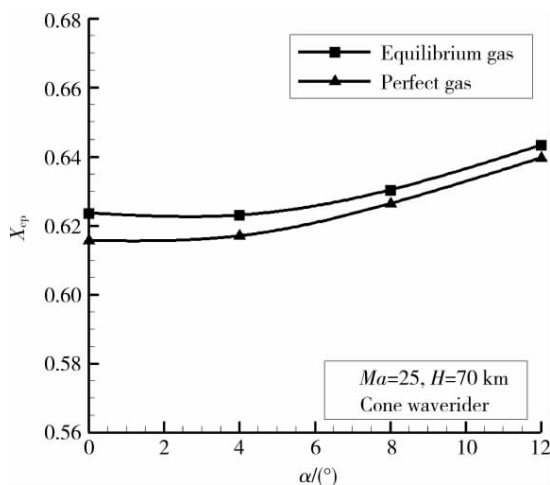


图 18 乘波体压心系数随攻角的变化

Fig. 18 Variation of pressure center coefficients with the attack angle for waverider

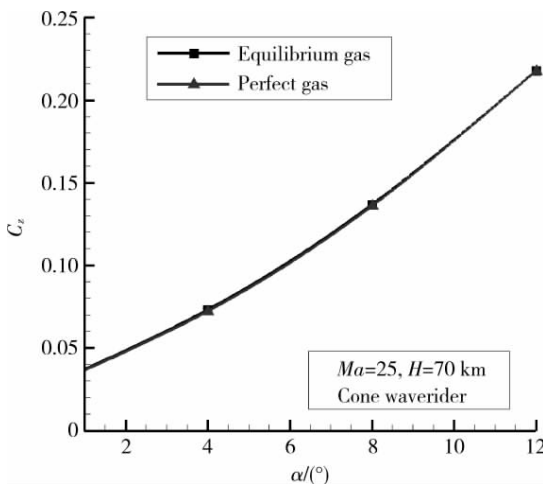


图 17 乘波体俯仰力矩系数随攻角的变化

Fig. 17 Variation of pitching moment coefficients with the attack angle for waverider

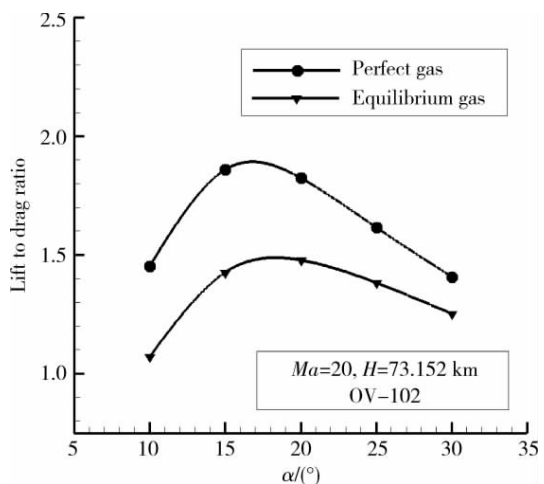


图 19 OV-102 升阻比随攻角的变化

Fig. 19 Variation of lift to drag ratio with the attack angle for OV-102

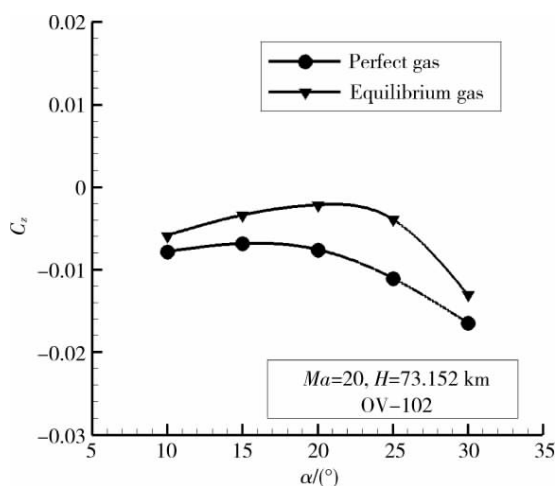


图20 OV-102 俯仰力矩系数随攻角的变化

Fig. 20 Variation of pitching moment coefficients with the attack angle for OV-102

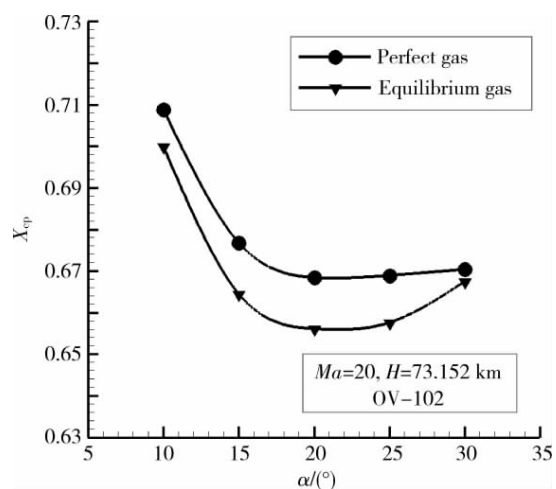


图21 OV-102 压心系数随攻角的变化

Fig. 21 Variation of pressure center coefficients with the attack angle for OV-102

表面压力降低幅度在某些位置要大于下表面压力降低幅度,并且越到后面,这种上下表面压力降低幅度的不一致会越明显,从而导致了乘波体的压心向后移动。

3 结论

本文通过两种气体模型对乘波体在高空高马赫数飞行条件下的气动性能、气动力特性进行计算和分析,得出了如下结论:

1) 对于高空滑翔乘波体飞行器,其前沿激波压缩空气不足以引起激烈的化学反应;无黏流场

中,平衡气体效应对高空滑翔乘波体飞行器气动性能影响很小。

2) 高空黏性干扰条件下,平衡气体效应对高空滑翔乘波体飞行器的影响是通过边界层内的化学反应降低边界层诱导压力来实现的;边界层内强烈的黏性耗散引起的高温效应使得边界层内温度降低,边界层变薄,从而导致边界层诱导压力减小,并且由于乘波体本身构型的特点,乘波体上下表面压力降低幅度是不一致的,而是上表面降低幅度较下表面降低幅度在某些特定的位置要大。

3) 正是由于乘波体前沿激波很弱,不足以压缩空气引起强烈的化学反应,才导致平衡气体效应对高空滑翔乘波体的升阻比及俯仰力矩的影响很小;但是平衡效应会使得乘波体压心向后移动,其主要原因是因为平衡气体效应使得乘波体上表面压力减低幅度在某些特定位置要大于下表面压力降低幅度,并且越到后面这种上下表面压力降低幅度的不一致更要明显一些。

由于本文在对高空滑翔乘波体气动特性进行计算分析时并没有将乘波体前沿进行钝化,这就忽略了稀薄气体效应所带来的影响,同时也不能考虑乘波体驻点气动热;另外本文为了稀释稀薄气体效应的影响,计算时乘波体全采用60 m这样一个较长的尺寸,如果将乘波体进行钝化并改变乘波体的长度,那么由钝化及乘波体长度的改变所带来的效应必将在一定程度上改变平衡气体效应对乘波体气动特性的影响,对于这些问题作者会在今后的工作中进行更深一步的研究。

参考文献:

- [1] Balakrishnan A, Lombard C K, Davy W C. Real-gas flow-fields about three-dimensional configurations[R]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1985, 22(1): 46-53.
- [2] Balakrishnan A, Davy W C. Viscous real gas flow field about three-dimensional configurations[R]. AIAA-83-1511, 1983.
- [3] Nagaraj N, Lombard C K, Bardina J. Navier-Stokes simulation of 3-D hypersonic equilibrium air flow[R]. AIAA-88-2695, 1988.
- [4] Greene F, Weilmuenster K, Micol J. Predicted aerodynamics for a proposed personnel launch vehicle[R]. AIAA-90-1688, 1990.
- [5] 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, 1983.
- [6] 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.

- [7] 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 Youda. Study on aerodynamic characteristics of high velocity vehicle flying at high altitude[J]. Advances in Mechanics, 2009, 39(4): 387-397. (in Chinese)
- [8] 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 Youda. Study on aerodynamic characteristics and design optimization for high speed near space vehicles[J]. Advances in Mechanics, 2009, 39(6): 683-694. (in Chinese)
- [9] Anderson J D, Chang J, McLaughlin T A. Hypersonic waveriders: effects of chemically reacting flow and viscous interaction[R]. AIAA-92-0302, 1992.
- [10] 李维东. 近空间高超声速乘波体高空多物理效应影响特性研究[D]. 北京: 中国科学院研究生院, 2011.
LI Weidong. Studies of near-space multi-physical effects on hypersonic waveriders[D]. Beijing: Graduate University of Chinese Academy of Sciences, 2011. (in Chinese)
- [11] Srinivasan S, Tannehill J C, Weilmuenster K J. Simplified curve fits for the thermodynamic properties of equilibrium air[R]. NASA CR-181245, 1986.
- [12] Srinivasan S, Tannehill J C, Weilmuenster K J. Simplified curve fits for the thermodynamic properties of equilibrium air[R]. NASA RP-1181, 1987.
- [13] Tannehill J C, Muggge P H. Improved curve fits for the thermodynamic properties of equilibrium air suitable for numerical computation using time-dependent or shock-capturing methods[R]. NASA CR-2470, 1974.
- [14] Srinivasan S, Tannehill J C. Simplified curve fits for the transport properties of equilibrium air[R]. NASA CR-178411, 1987.
- [15] Tannehill J C, Buelow P, Levalts J A. Three-dimensional upwind parabolized Navier-Stokes code for real gas flow[R]. AIAA-89-1654, 1989.
- [16] 卞阴贵, 徐立功. 气动热力学[M]. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 1997.
- [17] Hallgren W F, Anderson J D. The effects of nonequilibrium chemistry on hypersonic viscous interaction[R]. AIAA-91-3323, 1991.