

平衡气体对乘波体气动特性影响的数值研究

曾卫刚, 李维东, 雷麦芳, 王发民

(中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室(筹), 北京海淀区 100190)

摘要: 通过数值模拟的研究了高空高马赫来流条件下平衡气体效应对乘波体气动特性的影响, 结果表明对于乘波体构型其前沿激波很弱, 不足以压缩空气引起激烈的化学反应; 平衡气体对乘波体气动性能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。另外设计工况下平衡气体效应使得乘波体升阻比及俯仰力矩系数略微增加, 压心略微向后行动; 非设计工况下, 相对攻角的影响, 平衡气体效应引起的升阻比及俯仰力矩系数化几乎可以忽略, 但平衡气体效应引起的压心位置系数的变化却不可以忽略, 这与平衡气体效应对再入飞行器的气动特性影响规律有很大区别。研究结果对高空滑翔乘波体飞行器的设计及气动评估具有一定的参考价值。

关键词: 平衡气体; 乘波体; 升阻比; 俯仰力矩; 压心; 再入飞行器

引言

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、高空粘性干扰效应等气动问题。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实验复现, 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。在热力学平衡的前提条件下, 高温化学反应流可分为化学平衡流和化学非平衡流。尽管用有限速率处理化学非平衡流的计算已经成功地解决了一些问题, 但人们对实际所面临的空气混合物化学反应动力学还没有获得深刻理解, 化学反应速率数据还存在着很大的问题^[1]。另外在一定情况下, 化学平衡流的数值计算与有限速率相比计算量较少, 因此化学平衡流数值模拟对分析高温效应而言仍是有效工具。本文亦只讨论化学平衡流这一高温化学反应流对乘波体气动特性的影响。对于高温平衡流的数值方法研究, 从上世纪 80 年代起就不断涌现^[2-5], 时至今日仍在不断发展^[6-9]。而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

Mausd 等人^[10-11]在无粘平衡气体条件下对航天飞机气

动性能的系列研究, 他们的研究表明在无粘情形下, 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。另外, 叶友达^[12-13]对 OV-102 等升力体外形在粘性平衡气体条件下的气动性能也做了相关计算和分析, 其研究表明在粘性条件下, 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^[14]等人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, 结果表明在无粘及马赫数不是超高(不大于 50)情形下二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。分析了设计工况下平衡气体效应对乘波体气动力特性的

影响机制及影响规律；研究了不同攻角下平衡气体效应对乘波体气动性能的影响特点，得出了一些有别于平衡气体效应对载人轨道飞行器的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一致的，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：

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

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。

关于平衡气体热力学特性参数及输运参数的计算方法文献[15]做了较为详细的介绍，这里就不再重复。对于热力学特性参数，本文所采用的是 Tannehill^[16-18]等人给出的多项式拟合方法进行计算的；对于输运参数，本文采用 Srinivasan^[19]等人给出的曲线拟合关系式进行计算。关于化学平衡流控制方程的离散方法及边界条件处理详见文献[20]。

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，为了检验计算的可靠性，本文对文献[21]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 1m，来流条件为： $V_\infty=8.0\text{km}$ ， $p_\infty=20.35\text{Pa}$ ， $T_\infty=252.6\text{K}$ 。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摩擦系数。从图中我们可以看出本文的计算结果与 Tannehill^[21]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。

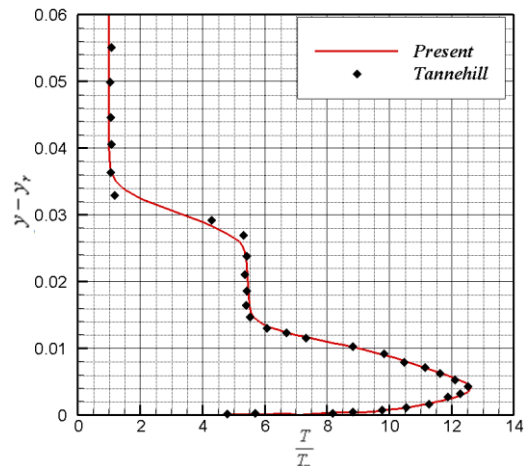


图 1 X=1m 处沿半径方向温度对比

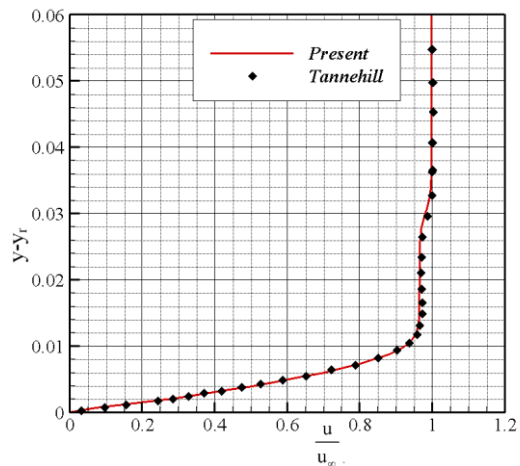


图 2 X=1m 处法向速度分布对比

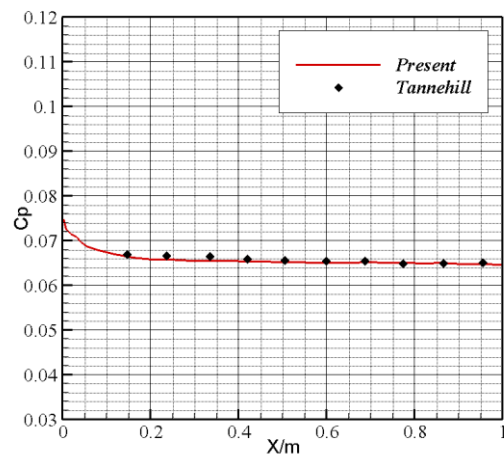


图 3 锥面压力系数对比

2 计算结果及分析

2.1 平衡气体对乘波体气动力特性影响机理

乘波体在高空高马赫数飞行条件下，除了边界层内强烈的粘性耗散引起的高温效应外，

还存在着强烈的粘性干扰效应。1990年 Hallgren^[22]就化学反气体效应对粘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粘性干扰的影响。本文为了高空粘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粘性条件下乘波体的气动特性进行了计算和分析。另外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 60m 这样一个较长的惯例尺寸。

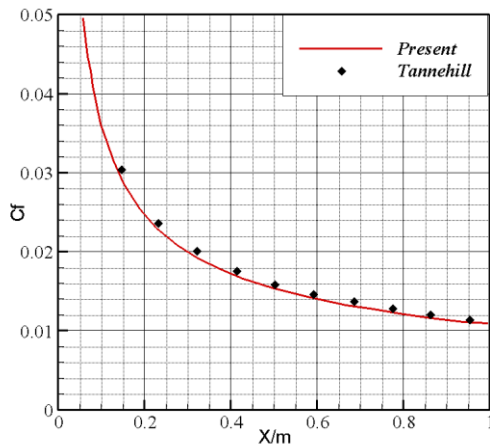


图3 锥面摩擦系数对比

图5给出的是70km高空来流马赫数25时，设计工况下乘波体在X=30m处上下表面中轴线上法向流场的压力分布，从图中我们可以看出相对于完全气体，平衡气体效应会使得流场中的压力降低，这与平衡气体效应对再入飞行轨道器气动特性影响有很大的区别。另外由边界层内法向压力梯度为零，我们可以看出平衡气体的边界层较完全气体的边界层略有变薄，这主要是因为边界层内的化学反应使得边界层温度降低，从而而致使边界层变薄。

图6-图7给出的是相同位置处两种气体模型流场中温度分布及平衡气体流场中的比热比 γ 分布。从图6我们可以看出，高温区域主要集中在边界层内，并且平衡气体效应极大地降低了边界层内的温度。由图7我们可以看出比热比 γ 较小的地方主要集中在边界层

内，这说明高空高马赫飞行条件下，对于乘波体构型，化学反应主要发生在边界层内，而边界层外缘无粘流场中的化学反应并不强烈，这主要是因为乘波体前沿激波较弱，不足以强烈压缩空气而引起激烈的化学反应，而边界层中的强烈粘性耗散边界层内的极大粘性耗散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。

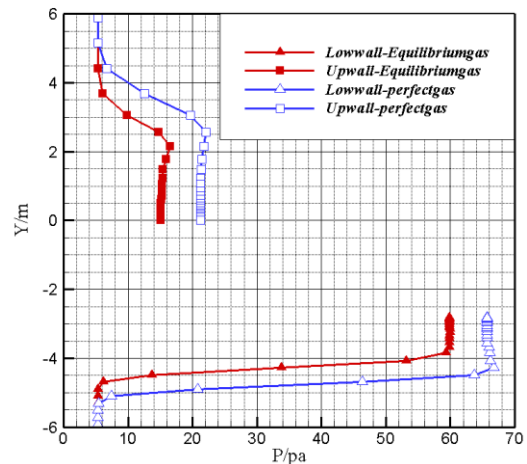


图5 X=30m处压力分布对比

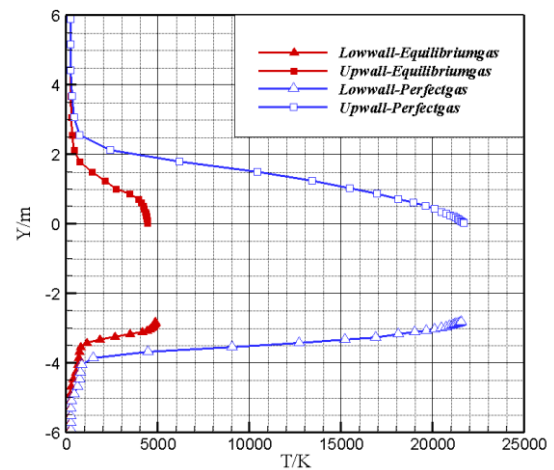


图6 X=30m处温度分布对比

图8给出的是70km高空，来流马赫数为25时，用两种气体模型计算所得到的乘波体下表面中轴线上摩擦系数分布，从图中我们可以看出平衡气体效应使得乘波体物面摩擦力增大，这主要是因为边界层内高温引起的化学反应使得边界层变薄，从而边界层内的速度梯度增大，继而引起乘波体表面摩擦力增大。

图 9 给出的是 70km 高空，来流马赫数为 25 时，用两种气体模型计算所得到的乘波体上下表面中轴线上的压力分布，从图中我们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，边界层的变薄会引起边界层诱导压力降低，从而导致物面压力降低。

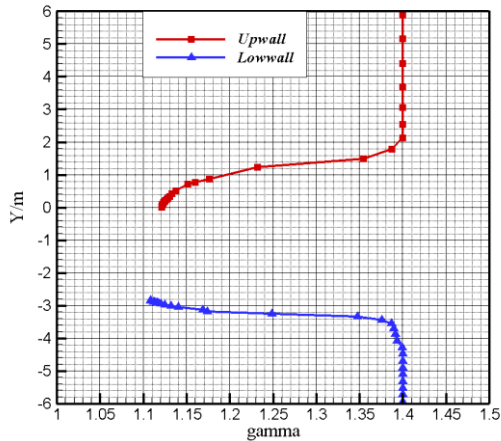


图 7 X=30m 处比热比分布对比

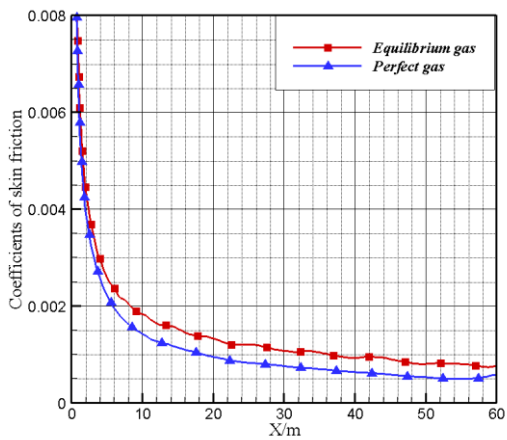


图 8 下表面中轴线摩擦系数分布对比

上面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 10-图 11 给出的是相应条件下 X=30m 及 X=60m 处展向压力分布，从图中我们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，并且上表面的粘性干扰的强干扰区要长于下表面粘性干扰强干扰区，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，其上表面绝大部分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。

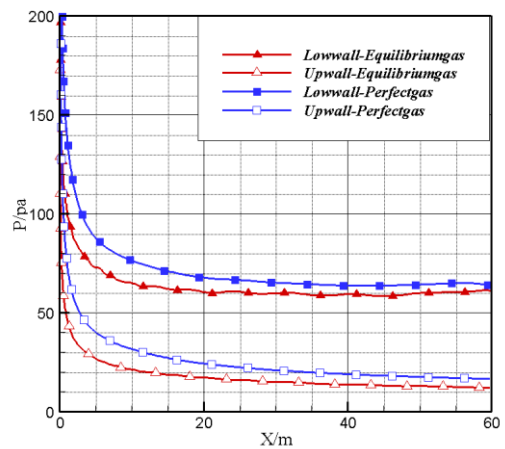


图 9 中轴线压力分布分布对比

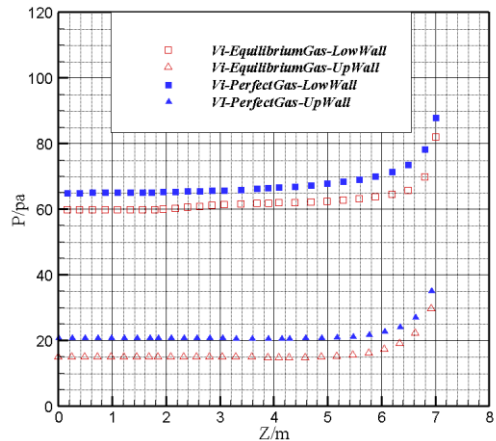


图 10 X=30m 处展向压力分布对比

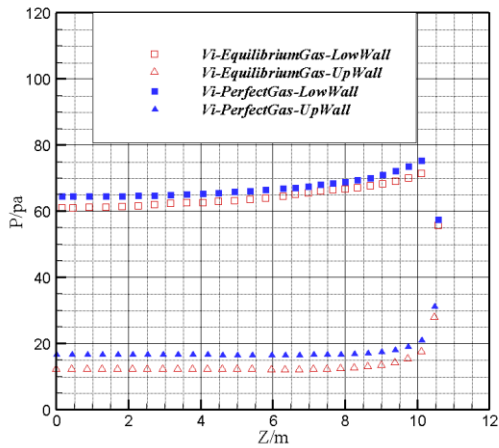


图 11 X=60m 处展向压力分布对比

2.2 平衡气体影响乘波体气动力特性的因数

对于高超声速飞行器而言，影响其气动力特性的因素只有物面压力和物面摩擦力，而这两个因数对乘波体构型的高超声速飞行器气动力特性的影响是有其自身特点的。表 1 给出的是 70km 高空，来流马赫数为 25 时用两种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 1 乘波体气动力系数对比

	$C_{l_{\text{Perfect gas}}}$	$C_{l_{\text{Equilibrium gas}}}$	$C_{d_{\text{Perfect gas}}}$	$C_{d_{\text{Equilibrium gas}}}$	$C_{mz_{\text{Perfect gas}}}$	$C_{mz_{\text{Equilibrium gas}}}$
摩擦力引起	-1.118×10^{-4}	-1.518×10^{-4}	3.053×10^{-3}	3.329×10^{-3}	2.349×10^{-5}	1.122×10^{-5}
压力引起	2.062×10^{-2}	2.075×10^{-2}	2.995×10^{-3}	2.722×10^{-3}	1.260×10^{-2}	1.283×10^{-2}
总的	2.050×10^{-2}	2.059×10^{-2}	6.048×10^{-3}	6.051×10^{-3}	1.262×10^{-2}	1.284×10^{-2}

2.3 设计工况下平衡气体对乘波体气动力特性的影响

前面就平衡气体对乘波体气动力特性影响机理及平衡气体影响乘波体气动力特性的因数进行了相关分析，这里承接前面就平衡气体效应对不同的设计工况下的乘波体气动特性影响进行分析研究。图 12-图 14 给出的是 70km 高空条件下，升阻比、俯仰力矩系数及压心系数随设计马赫数的变化关系曲线。

从图 12 中我们可以看出平衡气体使得乘波体升阻比略微有所增大，这主要是因为边界层内的化学反应使得乘波体上表面的压力降低幅度大于下表面的降低幅度，这就使得平衡气体效应对乘波体产生一个静的升力，另外平衡

值。对比表中两种气体模型下对应气动力系数我们可知：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，但二者的变化量相对总的升力系数来讲都不是太大，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平衡气体效应对物面压力的影响。

气体效应使得乘波体摩阻增大的同时也会使得边界层诱导压力减小，但总的压力基本不变，故平衡气体效应会使得乘波体在设计工况下的升阻比有所增大。

从图 13 我们可以看出平衡气体使得乘波体俯仰力矩系数略微有所增大，这主要是因为平衡气体效应对乘波体俯仰力矩的影响主要取决于平衡气体效应对物面压力的改变，而平衡气体效应会使得乘波体产生静的升力，从而使得乘波体俯仰力矩有所增大。

从图 14 我们可以看出平衡气体使得乘波体压心向后移动，这主要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。

2.3 非设计工况下平衡气体对乘波体气动力特性的影响

前面我们对设计工况下平衡气体效应对乘波体气动特性的影响做了相关分析，而我们知道高超声速飞行器在非设计工况下的气动性能也是相当重要的，这里我们就平衡气体效应对不同攻角下的乘波体气动特性的影响进行一些初步研究。

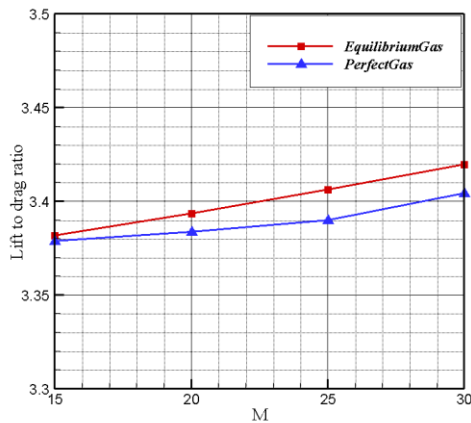


图 12 升阻比随马赫数的变化

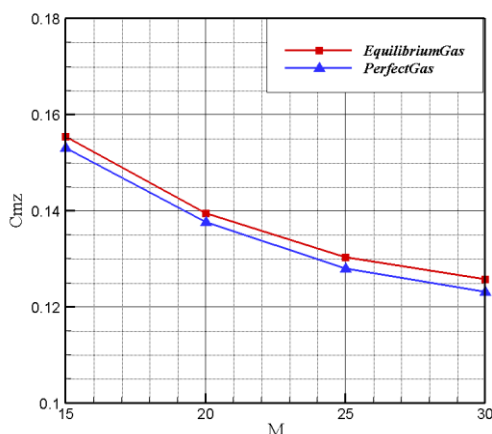


图 13 俯仰力矩系数随马赫数的变化

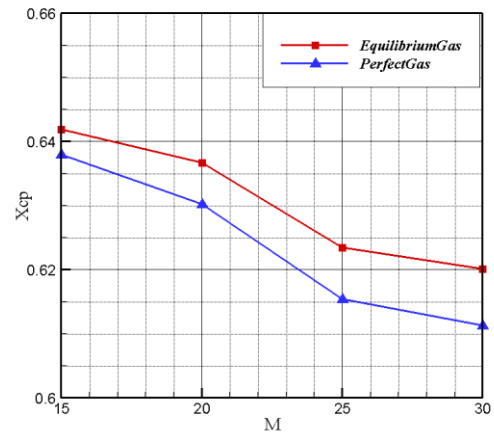


图 14 压心系数随马赫数的变化

图 15-图 17 给出的是 70km 高空来流，马赫数为 25 时，升阻比、俯仰力矩系数及压心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，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很小，但是平衡气体效应对乘波体压心位置的影响相对于攻角对压心位置的影响确是不可忽略的。这与平衡气体对再入飞行轨道器的气动特性影响有很大区别，由文献[12-13]的研究结果可知平衡气体效应对 OV-102 的升阻比、俯仰力矩和压心位置都有很大的影响。平衡气体效应对两种高超声速飞行的气动力特性影响有如此大的差别，其主要原因就在于平衡气体效应对两种高超声速飞行器气动特性的影响机理不一样。对于再入飞行轨道器，平衡气体效应对其气动特性的影响主要通过激波强烈压缩空气而引起激烈的化学反应来实现。但对于乘波体，其前缘激波很弱，不足以强烈压缩空气而引起激烈的化学反应，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其气动性能。

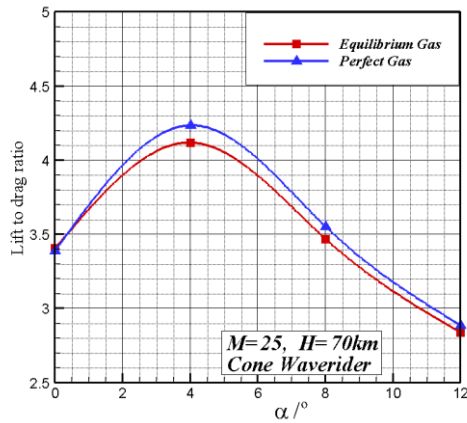


图 15 升阻比随攻角的变化

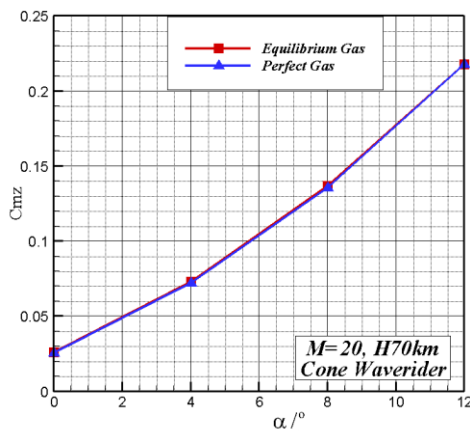


图 16 俯仰力矩系数随攻角的变化

2 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：

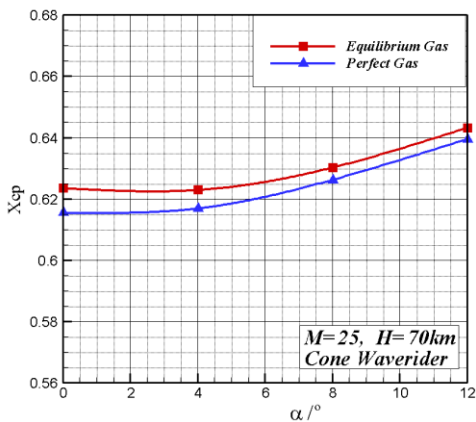


图 17 压心系数随攻角的变化

(1) 对于高空滑翔乘波体，其前沿激波压缩空气不足以引起激烈的化学反应，平

衡气体效应对边界层外缘无粘流场结构的影响很小；但边界层内的强烈的粘性耗散会引发化学反应，并使得边界层内的流场结构发生较大的变化。

(2) 边界层内的化学反应使得边界层内的温度急剧降低，边界层变薄；进而使得物面摩擦力增大，边界层诱导压力减小。但是由于乘波体上下表面边界层的不对称，平衡气体效应对乘波体构型上下诱导压力的降低幅度不是均匀的，而是上表面的压力降低幅度要大于下表面的压力降低幅度，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降低幅度的不一致在乘波体后面绝大部分区域会更明显。

(3) 设计工况下，由于平衡气体效应对乘波体上下表面边界层诱导压力降低幅度不一致，平衡气体效应会使得乘波体的升阻比和俯仰力矩都有所增大；并且由于这种上下表面诱导压力降低幅度的不一致在乘波体后面会更明显，平衡气体效应会使得乘波体的压心向后移动。

(4) 非设计工况下平衡气体效应对乘波体气动特性的影响与平衡气体效应对再入飞行轨道器的气动特性影响有很大区别，这主要是由于平衡气体效应对两种高超声速飞行器气动特性的影响机理不一样。

由于本文在对高空滑翔乘波体气动力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的气动加热；另外，本文为了稀释稀薄气体效应带来的影响，计算时乘波体全采用 60m 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 Cox C F, Cinnella P. General solution procedure for flow in local chemical nonequilibrium. *AIAA Journal*, 1994, 32(3): 519-527.
- 2 Balakrishnan A, Lombard C K, and Davy W C, et al. Real gas flowfields about three dimensional configurations. *AIAA Paper* 83-0581.

- 3 Balakrishnan A, Davy W C. Viscous real gas flowfields about three-dimensional configurations. AIAA Paper 83-1511.
- 4 Nagaraj N, Lombard C K, Bardina J. Navier-Stokes simulation of 3-D hypersonic equilibrium air flow. AIAA Paper 88-269.
- 5 Greene F, Weilmuenster K, and Micol J, Predicted aerodynamics for a proposed personnel launch vehicle. AIAA Paper 90-1688.
- 6 Henderson S J, Menart J A. Adding chemical equilibrium to a parallel, unstructured Eler/Navier-Stokes flow solver. AIAA Paper 2006-3736.
- 7 Olsen M E, Liu Y, Vinokur M, et al. Implementation of premixed equilibrium chemistry capability in overflow. AIAA Paper 2004-1273
- 8 Jaejin Lee, Huerta M A, and Gecheng Zha. Hypersonic 3-D blunt body equilibrium air flow using high order WENO schemes. AIAA Paper 2010-4765.
- 9 Jaejin Lee, Huerta M A, and Gecheng Zha. Hypersonic 3-D blunt body equilibrium air flow using high order WENO schemes II. AIAA Paper 2011-903
- 10 Maus J R, Griffith B J, Szema K Y, et al. Hypersonic mach number and real gas effects on space shuttle orbiter. AIAA Paper 83-0343.
- 11 Maus J R, Griffith B J, and Szema K Y. Hypersonic mach number and real gas effects on space shuttle orbiter aerodynamics. Journal of Spacecraft, 1984, 21(2): 136-141.
- 12 叶友达. 高空高速飞行器气动特性研究. 力学进展, 2009, 39(4): 387-397 (Ye Youda. Study on aerodynamic characteristics of high velocity vehicle flying at high altitude. Advances In Mechanics, 2009, 39(4): 387-397 (in Chinese))
- 13 叶友达. 近空间高速飞行器气动特性研究与布局设计优化. 力学进展, 2009, 39(6): 683-694 (Ye Youda. Study on aerodynamic characteristics and design optimization for high speed near space vehicles. Advances In Mechanics, 2009, 39(6): 683-694 (in Chinese))
- 14 Anderson J D, Chang J, and McLaughlin T A. Hypersonic waveriders: effects of chemically reacting flow and viscous interaction. AIAA Paper 92-0302
- 15 李海燕. 高超声速高温气体流场的数值模拟. [博士论文]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心研究生部, 2007 (Li Haiyan. Numerical simulation of hypersonic and high temperature gas flowfields. [Doctor Thesis]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center Graduate School, 2007 (in chinese))
- 16 Srinivasan S, Tannehill J C, and Weilmuenster K J. Simplified curve fits for the thermodynamic properties of equilibrium air. NASA CR-181245, 1986
- 17 Srinivasan S, Tannehill J C, and Weilmuenster K J. Simplified curve fits for the thermodynamic properties of equilibrium air. NASA RP-1181, 1987
- 18 Tannehill J C, Mugge P H. Improved curve fits for the thermodynamic properties of equilibrium air suitable for numerical computation using time-dependent or shock-capturing methods. NASA CR-2470.
- 19 Srinivasan S, and Tannehill J C. Simplified curve fits for the transport properties of equilibrium air. NASA CR-178411.
- 20 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. [博士论文]. 北京: 中国科学院研究生院, 2011 (Li Weidong. Studies of near-space multi-physical effects on hypersonic waveriders. [Doctor Thesis]. Beijing: Graduate School of Chinese Academy of Sciences, 2011 (in Chinese))
- 21 Tannehill J C, Buelow P, and Levalts JA. Three-dimensional upwind parabolized Navier-Stokes code for real gas flow. AIAA Paper 89-1654.
- 22 Hallgren W F, Anderson J D. The effects of nonequilibrium chemistry on hypersonic viscous interaction. AIAA Paper 91-3323

NUMERICAL STUDY OF EQUILIBRIUM GAS

EFFECTS ON AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF WAVERIDERS

Zeng Weigang, Li Weidong, Wang Famin

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

Abstract: The equilibrium gas effects on aerodynamic characteristics of waveriders flying at high mach number at high altitudes have been studied by numerical method. The results indicate that the shock wave of waverider is so weak that it can't compress the air mightily to induce remarkable chemical reactions. The equilibrium gas effects on aerodynamic characteristics of waveriders are due to the decreasing of induced pressure of boundary layer, which caused by the chemical reaction in the boundary layer. Under the design condition, the equilibrium gas effects will increase the lift to drag ratio and pitching moment of waveriders slightly, and it also will move the pressure center to a rearward position. Under off-design condition, the equilibrium gas effects on the lift to drag ratio and pitching moment of

waveriders, which is different from the equilibrium gas effects on reentry vehicle aerodynamic characteristics, are negligible in comparison with the that of angle of attack, but the effects on pressure center of equilibrium gas can't be negligible when comparing with that of angle of attack. The results are valuable for the design of waverider-based gliders.

Key words: equilibrium gas; waverider; lift to drag ratio; pitching moment; pressure center; reentry vehicle