

高超声速飞行器减阻防热研究进展

刘云峰, 姜宗林

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 本文重点介绍了激波与爆轰物理课题组近五年来在高超声速飞行器减阻防热研究方面取得的进展。文章主要包括五部分: 第一部分介绍了课题组在确定该研究方向时的主要思路和设想; 第二部分介绍了为了证实该思想, 首先在支杆-钝头体气动构型上取得的新成果; 第三部分是关于理论研究方面的, 从理论上讨论了激波阻力、粘性阻力和气动热三者之间的关联, 针对简单构型, 提出了物理模型, 初步建立了减阻防热一体化的理论基础; 第四部分, 在研究积累的基础上, 针对高超声速飞行器的气动力/热特点, 提出了基于热防护前提的高超声速飞行器基本气动构型; 最后一部分, 给出了结论和展望。

关键词 高超声速飞行器, 减阻, 防热, 气动构型

引言

对高超声速飞行器而言, 激波诱导的非常大的激波阻力和激波/激波相互作用产生的非常高的峰值热流是飞行器气动构型发展过程中遇到的两个关键气动力/热问题[1]。高超声速飞行器在巡航阶段, 激波阻力占总巡航阻力的三分之二还要多, 而每减少 1% 的巡航阻力就可以增加 5-10% 的有效载荷[2]。更严重的是, 不但激波产生的驻点热流非常高, 而且激波/激波相互作用产生的峰值热流比驻点热流还要高, 有的甚至高 10 倍以上, 这为热防护系统的设计带来了巨大的难题。同时, 激波/激波相互作用产生的峰值压力也是形成激波阻力的一个主要原因。根据空气动力学原理, 飞行器的气动阻力和气动加热是相互关联的, 气动热是由气动阻力产生的。因此, 充分利用空气动力学的原理, 开展高超声速飞行器主动减阻防热的机理研究, 对高超声速飞行器的研制与发展具有重要的意义。

减阻主要研究的是降低激波阻力, 一方面因为激波阻力占的比重很大, 而且激波阻力是跟高超声速流动密切相关的。在美国 X-51A 的设计中, 激波阻力是放在需要重点考虑的几个因素里面的, 而摩擦阻力是放在第二位需要考虑的因素里面的。因此, 现在人们努力的研究

方向是如何降低激波阻力。下面, 把国内外研究现状进行简单的介绍。

根据空气动力学理论, 要想降低高超声速飞行器的激波阻力, 就需要将弓形激波变为斜激波, 通过降低激波强度来降低作用在飞行器表面上的激波波后压力。这就是现在高超声速飞行器多采用半锥角非常小的小钝锥或二维楔状气动构型的主要原因。但是, 如果驻点半径太小的话, 驻点热流就会变得非常大, 因为驻点热流跟驻点半径的根方成反比。同时, 半锥角和半楔角不能够取得太小, 否则会影响飞行器的容积率。容积率是高超声速飞行器的重要设计指标之一。

除了小钝锥等气动构型外, 人们更多地来研究通过流场重构的方法来降低激波阻力。迄今为止, 第一种流场重构方法, 也是最为代表性的就是支杆-钝头体构型, 见图 1。钝头体构型具有很大的有效容积率, 而且内部容易布置各种仪器设备。但是其激波阻力非常大。于是, 研究者在其前部增加一个气动支杆, 通过气动支杆来进行头部流场重构, 将钝头体头部的弓形激波变为锥形激波, 降低激波阻力。该构型的气动特性跟来流马赫数、支杆长度与钝头体直径之比 l/D 、支杆直径 d 、支杆头部形状、攻角等参数有关。

相关文献对这些参数进行了研究[3-7]。研究表明, 在零攻角和 M_2 下, 激波阻力与钝

头体相比，减阻效果达 50%。其流场的主要特征是气动支杆产生的锥形激波、钝头体产生的再附激波、激波/激波相互作用产生的再附环、以及再附环前面的低压分离区流动区。

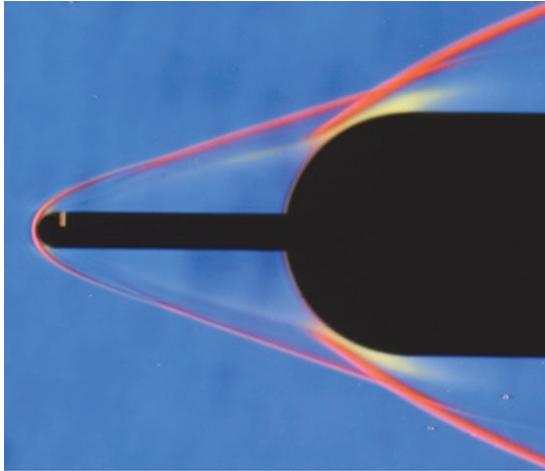


图 1 支杆-钝头体气动构型纹影照片 (LHD、M6)

但是，新的重构流场带来了新的问题。一是再附环区域的压力和热流非常高。这和锥形激波的激波角、支杆长度以及钝头体的直径等参数有关。对于低马赫数，激波角比较大，而且气动加热不明显，因此，减阻效果比较好，该构型已经在工程中得到应用。但对于高马赫数和有攻角的情况，其效果就变得很差了，无论是对气动力还是气动热，主要是高超声速流动的激波角很小，再附环区域的热流和压力都非常高，比驻点的压力和热流值都要高[8-10]。因此，限制了其在高超声速飞行器上的应用。

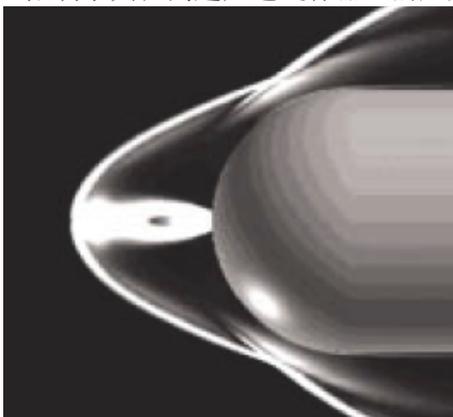


图 2 逆向射流流场重构减阻示意图

第二种流场重构方法是逆向射流法[11-15]，见图 2。其气动原理与气动支杆的原理相同，就是用逆向射流来改变钝头体头部的流场结构，

变弓形激波为锥形激波，起到减阻效果。其流场特征也包括：前导锥形激波、再附激波、激波/激波相互作用环、以及分离区流动。研究表明，在零攻角和低马赫数下，其减阻效果也达到 50%。同时，低温逆向射流对钝头体有一定的主动冷却效果。

但是，逆向射流的流场比气动支杆要复杂得多，工程应用的难度大。首先是流场的振荡和不稳定问题，这和逆向射流的总压以及自由来流的总压有关。减阻和主动冷却效果也和这个参数有关。其次，流场结构跟攻角有很大关系，即使在 2 度攻角的情况下，逆向射流的流场重构减阻防热效果也会变得非常差。因此，文献[11]总结到，逆向射流只适用于飞行方向非常稳定和攻角非常小的飞行区域。正是由于上面这些问题，逆向射流方法一直没有在工程中得到应用。

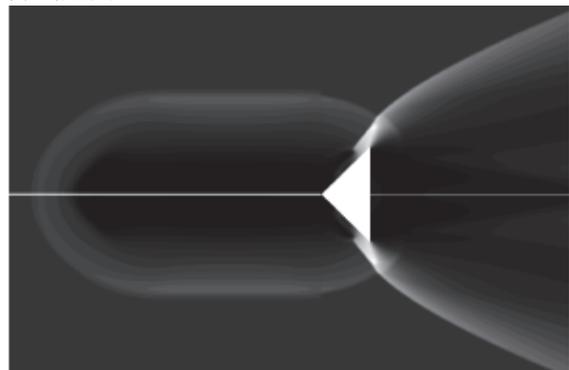


图 3 激光聚焦减阻方法示意图

人们充分利用空气动力学的原理，发挥想象力，提出各种流场重构减阻防热概念。第三种方法是一类方法，但基本的气动原理是相同的。就是利用流场重构，来降低飞行器头部的自由来流的压力和密度，从而达到降低飞行阻力的目的[16-22]。在这一类方法中，最具有代表性的是激光能量注入法，就是通过激光聚焦加热飞行器头部的的气体，见图 3。激光可以聚焦在一条线上，也可以聚焦在一个点上。激光加热飞行器头部的的气体，如此热的气体向四周膨胀，核心部位的气体的压力和密度就非常低，飞行器在低压低密度的气体中飞行，阻力就变得非常低。有研究表明，减阻效果达到 96%[19]。也不存在流场振荡问题和攻角问题。但是，主

要是成本问题和系统的复杂性问题，限制了其工程应用，目前还处于概念研究阶段。

在这一类方法中，除了激光方法外，还有填质、燃烧、脉冲爆炸等等方法。其基本原理都是降低来流的压力和密度。但是，过高的温度，对高超声速飞行器而言，又给防热带来了困难。上面，对国内外减阻防热的现状进行了总结和分析。接下来，介绍本课题组的研究进展。

1 基本思想：NaTPS 概念的提出

对于高超声速飞行器而言，气动阻力和气动热问题是亟需解决的两个关键问题，而且气动热问题比气动力问题更加严重，因为气动热与速度的三次方成正比，而气动力跟速度的平方成正比。对于高超声速巡航飞行器而言，由于飞行时间长，总的加热量会很大。

现在的热防护系统主要是被动防热的思想，飞行器表面覆盖的是沉重的烧蚀材料或防热材料。对于高超声速飞行器而言，这一部分气动热白白浪费是非常可惜的，而气动加热和气动阻力是由理论联系的，加热量大表明气动阻力大。如何通过流场重构的方法来同时降低气动阻力和气动加热是我们研究的方向。因此我们提出了无烧蚀主动热防护系统的概念 Non-ablative Thermal Protection System (NaTPS) 和减阻防热一体化的思想，该热防护系统的示意图见图 4。

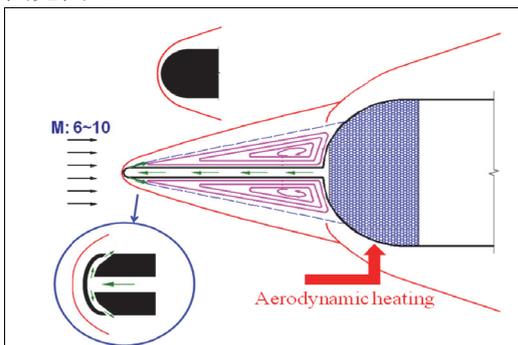


图 4 无烧蚀主动热防护系统

该系统的主要思想是：采用支杆-钝头体的基本构型，初步实现流场重构；在钝头体头部携带冷却剂；冷却剂吸收钝头体表面的气动加热，对钝头体实现主动冷却；吸收热量后的高压气体通过中空的支杆逆向流动，从支杆头部

喷出，一方面冷却主动支杆，另一方面喷流对流场起到进一步重构减阻/减热的效果；从而实现了减阻防热一体化的思想。本研究的主要思想就是，利用高超声速飞行器的巨大的气动加热的能量，来实现流场重构减阻减热一体化的目的。目前，国内外高超声速飞行器的气动力和气动热是两个研究方向。该思想对于目前减阻和防热分别进行研究的现状而言，具有一定的先进性。

2 侧向射流流场重构减阻试验研究

在上面一部分里介绍了本课题组确定减阻防热研究方向时的主要思路和设想。下面介绍为了实现这一概念而进行的研究工作以及取得的研究成果。

支杆-钝头体构型是本研究的基本构型，但不是最优化构型。该构型的流场可以反映高超声速流动中的主要特征。在这一部分里，主要研究喷流在流场重构方面的作用。

在前面的分析中提到，对于高超声速流动而言，激波角太小，很容易跟钝头体表面的再附激波相互作用，形成激波/激波再附环，产生峰值压力和峰值热流，增加气动阻力和气动加热。在有攻角的情况下，会变得更加严重。为了避免激波/激波相互作用，就必须扩大激波角，但又不能增加支杆的头部直径，因此，我们采用横向射流的办法来扩大激波角，这样既扩大了激波角，又不会增加激波阻力。

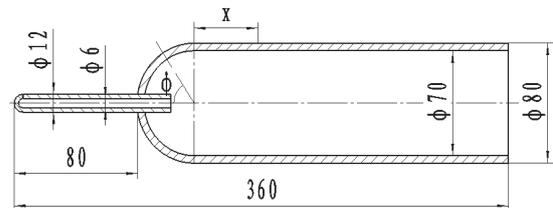


图 5 试验模型

测压试验模型尺寸见图 5，有一个钝头体和支杆组成。钝头体的直径为 $\Phi 80\text{mm}$ ，支杆的直径是 $\Phi 12\text{mm}$ ，长度为 80mm ；支杆是中空的，内径为 $\Phi 6\text{mm}$ ，在支杆头部附近侧面开了一个宽度为 1mm 的半环喷嘴，用于产生侧向喷流。模型由 30CrMnSiA 合金钢加工而成，在上下母

线上个放置了 15 个测压孔，测压孔的直径为 $\Phi 0.1\text{mm}$ 。

试验在航空气动力研究院的 FD-07 高超声速风洞上完成。该风洞的喷管出口直径为 $\Phi 500\text{mm}$ ，喷管的实测马赫数 $\text{Ma}=5.9332$ 。风洞的驻室总压为 20atm ，相当于 $\text{M}6.30\text{km}$ 的总压。驻室总温为 465K 。流场的静压为 1357Pa ，单位雷诺数为 $2.0 \times 10^7 \text{ 1/m}$ 。

一共进行了四次测压试验，每次试验测量两个攻角 0 度和 4 度。分别采用了空气和氦气两种喷流气体，来研究气体种类的影响。对于空气，总压分别为 6atm 和 10atm ，为了研究喷流总压的影响。同时，还进行了试验重复性研究。对于空气而言，侧向喷流的出口马赫数为 $\text{Ma}_j=2.2$ 。通过压力扫描阀来测量压力，利用纹影来观察流场的变化。同时，还进行了 CFD 数值模拟研究，来研究流场重构的减阻防热效果。

先讨论射流为空气的结果。图 6 给出的是喷流压力为 6atm 的结果，攻角为零度。从图上清楚地看到，流场分为上下两部分，下部分是没有射流影响的流场，而上部分是横向射流重构后的流场。从下半图可以看出，对于没有重构的流场，前导激波的半锥角为 15 度左右，在钝头体表面产生了激波/激波相互作用区域。而在经过横向射流重构的区域，前导激波的半激波角被扩大到 45 度，激波/激波相互作用点远离钝头体。

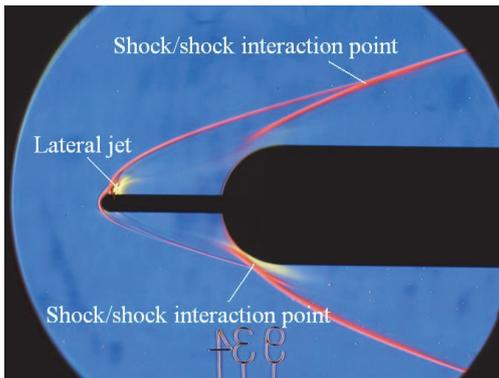


图 6 纹影照片，零度攻角，射流压力 6atm

图 7 给出了零度攻角 6atm 射流压力下，有无喷流钝头体表面的压力分布比较。从图中可以看出，在没有侧向喷流的情况下，前导激波打在了钝头体表面，与钝头体表面的再附激波产生了相互作用。在激波/激波相互作用

环区域产生了峰值压力 26kPa ；相互作用点前后的压力都迅速降低。而使用侧向射流后，侧向射流对流场进行了重构，改变了流场的波系结构，钝头体表面的曲线形状发生了明显的变化，峰值压力降低为 9kPa ，峰值压力降低了 60% ，积分后的激波阻力降低了 30% ，减阻效果非常明显。这表明，流场重构减阻防热的思想是可行的。

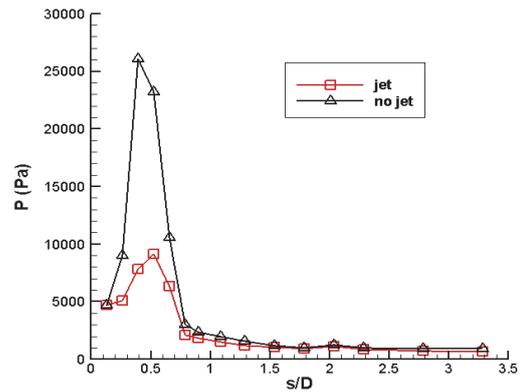


图 7 有无喷流表面压力分布曲线，射流压力 6atm

进行了重复性试验，图 8 给出了零攻角有喷流时的两次吹风的压力分布曲线。试验的重复性误差为 2.6% 。

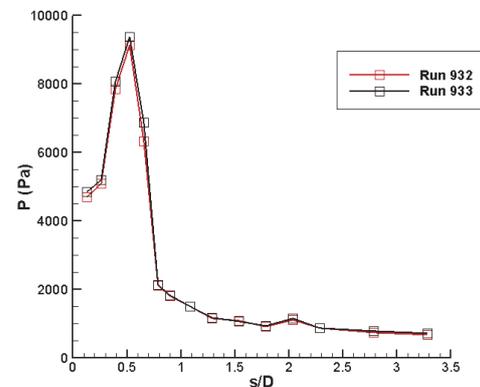


图 8 零度攻角有喷流的表面压力分布

图 9 给出了 4 度攻角下，射流压力为 6atm 条件下，横向射流对迎风面和背风面流场的影响。主要看迎风面。从图中可以清楚地看出，在没有横向射流的情况下(图 9(a))，由于攻角的影响，迎风面激波角变小，再附激波变强，激波形状变得弯曲，激波/激波相互作用变得非常强烈。而在有射流的情况下，即使在迎风面上，前导激波的激波角被扩大，激波/激波相互作用

点也被推离了钝头体表面，从而避免了强烈的激波/激波相互作用，起到了降低激波阻力和气动加热的作用。从中可以看出，横向射流可以在有攻角的情况下同样产生明显的流场重构减阻效果，从而使得支杆-钝头体构型具备了一定的工程应用前景。

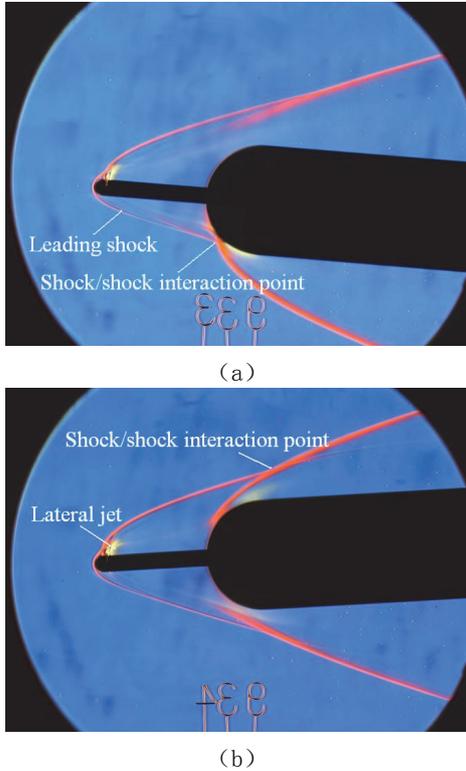


图9 纹影照片，4度攻角，射流压力6atm

图10给出了这一状态下的表面压力分布曲线。我们可以看出，在没有侧向喷流的情况下，激波/激波相互作用点的峰值压力为90kPa，远远大于驻点压力60kPa。而使用侧向喷流后，峰值压力降低为26kPa，减低了60%，激波阻力降低了30%。

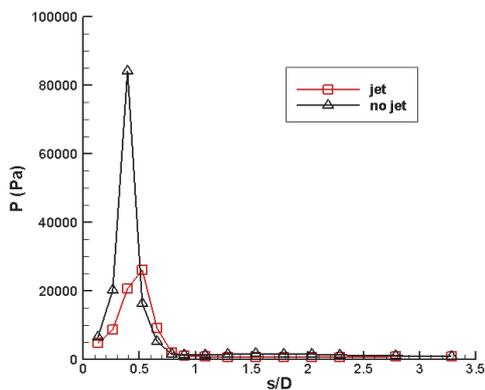


图10 有无喷流表面压力分布曲线，4度攻角

下面来讨论射流压力和射流气体成分对减阻效果的影响。先讨论射流压力的影响。图11给出了4度攻角下，喷流压力对表面压力的影响，可以看出峰值压力降低了10%，表明射流总压对减阻是有影响的，但一旦激波/激波再付点离开物体表面后，其影响就变弱了。这表面，对高超声速飞行器而言，激波/激波相互作用是产生激波阻力的一个主要原因。

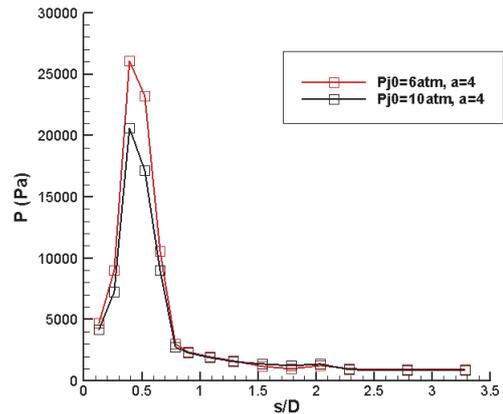


图11 喷流压力对表面压力分布曲线的影响，4度攻角

试验分别采用了空气和氦气两种不同的射流试验气体，目的是希望通过氦气的高声速，降低飞行器头部的流动马赫数，从而达到降低激波阻力的效果。图12给出了零度试验结果，射流压力都是6atm。但是，从图12可以看出，效果不明显。这一部分需要进一步讨论。

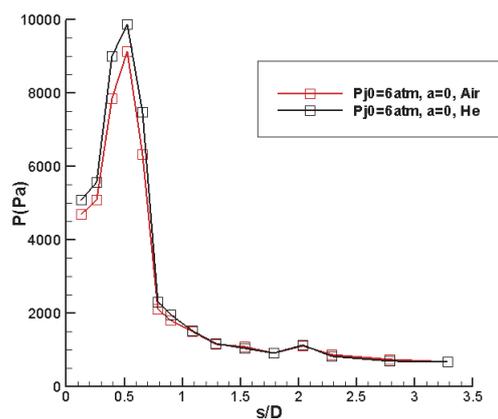


图12 不同喷流成分对表面压力分布曲线的影响

在试验的同时，还开展了CFD数值模拟研究来对侧向射流流场重构机理进行研究，以及对减热效果进行分析。采用了N-S控制方程，

Spalart-Allmaras 一方程湍流模型。对流项采用 DCD 格式[24]。时间方向采用 3 阶 R-K 方法。图 13 将 4 度攻角无射流状态下的的计算结果与实验结果进行了对比, 表明计算结果是准确的。

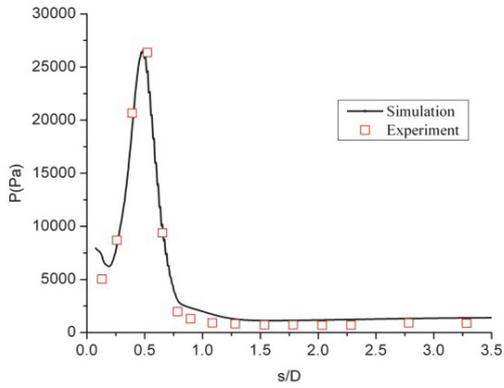


图 13 实验结果与 CFD 结果的比较

图 14 给出了三维数值模拟结果的压力云图, 可以看出, 在激波/激波相互作用的区域, 气体压力非常高。而在有射流的情况下, 由于相互作用点远离物体表面, 其压力变得比较低。

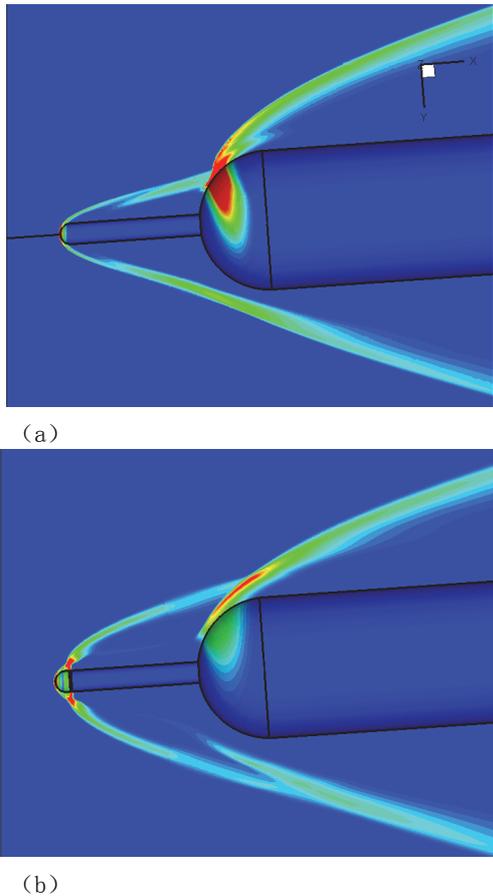


图 14 三维数值模拟结果

从图 15 给出的三维流场流线图可以看出, 在没有横向射流的情况下, 由于迎风面的绕流效应, 分离区的尺寸变得非常小, 因此减阻效果变差。而在有横向射流的情况下, 分离区同样保持了一定的尺寸。这样就保证了分离效果。

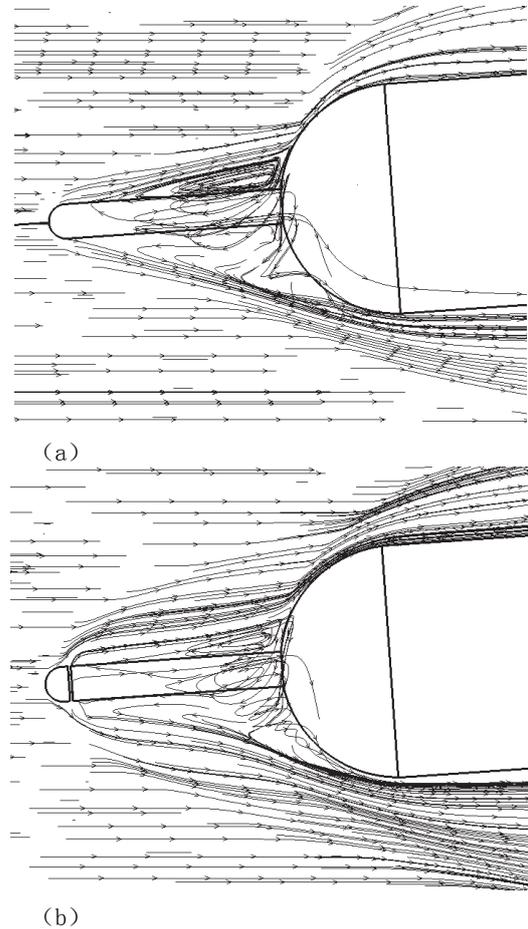


图 15 三维流场流线图

3 减阻减热理论分析

前面通过简化的射流测压模型, 证明了该了无烧蚀主动冷却热防护系统的可行性。下面, 进行简单的理论分析, 来支持上面的结果。理论分析分为两部分, 一部分是扩大激波角减阻的理论分析, 二是压力和热流相关性的理论分析, 表明降低压力可以降低热流。

3.1 减阻理论分析

现在, 以尖锥为例, 根据空气动力学原理, 利用斜激波理论, 来讨论流场重构降低激波阻力的各种方法。

$$P_2 = P_1(2\gamma M_1^2 - (\gamma - 1)) / (\gamma + 1) \quad (1)$$

$$P_2 = P_1(2\gamma M_1^2 \sin^2 \theta - (\gamma - 1)) / (\gamma + 1) \quad (2)$$

公式 (1) 给出了正激波波前/波后的压力比值，公式 (2) 给出了斜激波波前/波后的压力比值。其中， P_1 、 P_2 是静压， M_1 是来流马赫数， θ 是半激波角。要想降低激波阻力，就需要降低激波后面的静压 P_2 。

比较式 (1) 和式 (2) 可以看出，对于斜激波，在公式的右侧出现了 $\sin^2 \theta$ 项，因此在 P_1 不变的情况下， P_2 就变小了。而随着马赫数的增加，斜激波角越来越小。这就是高超声速飞行器要采用小钝锥气动构型的基本机理，变弓形激波为斜激波，激波阻力降低。

第二种方法是，为了降低波后压力 P_2 ，在保持其它参数不变的情况下，降低自由来流压力 P_1 ，即相当于提高飞行高度。这就是激光聚焦能量释放法的基本原理。

第三种方法，从式 (2) 可以看出，我们可以通过降低 $M_1^2 \sin^2 \theta$ 乘积的方式来降低 P_2 。但是，从公式 (3) 可以看出，这一项的大小是跟半锥角 δ 有关的，要想增大其值，就需要增大物体的半锥角，增大半锥角，就会增大半激波角，二者是不可分的。

$$\frac{1}{M_1^2 \sin^2 \theta} = 1 - \frac{\gamma + 1}{2} \frac{1}{\sin^2 \theta + \sin \theta \cos \theta \cot \delta} \quad (3)$$

为了克服这一问题，就需要通过一定的方法来打破半锥角和半激波角的关联性。在本文中，我们就采用了横向射流的方法，在不增大半锥角的情况下，横向射流增大了半激波角，使得 $M_1^2 \sin^2 \theta$ 的值降低，从而起到了减阻的效果。也就是说，横向射流扩大了激波角，但横向射流又不会对物体产生阻力。通过上面的分析可以看出，我们在第二部分的研究结果是有一定的理论基础作为支撑的。

3.2 压力-热流理论相关性分析

我们在研究中提出了减阻防热一体化的思想，就是通过流场重构，即降低激波阻力，又降低热流值。这样，就需要建立激波阻力和热流的理论关系。目前为止，摩擦阻力和热流是由雷诺比拟理论关系的。但是，人们一般认为，压力和热流是没有理论关系的。在这一部分里，我们针对简单外形，通过理论分析，我们首次

证实压力和热流是有正比关系的，压力高热流高，从而奠定了减阻防热的理论基础。

首先分析最简单的外形—半球。迄今为止，只有半球驻点的热流计算公式，半球表面的热流分布还没有理论解。我们利用切锥法（如图 16 所示），利用尖锥表面热流工程公式和牛顿压力公式，推导得到了半球表面的热流分布公式 (4)。

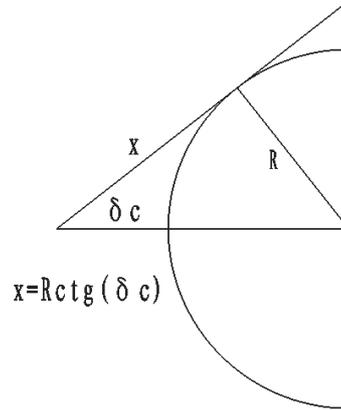


图 16 三切锥法计算半球表面热流示意图

$$\dot{q} / \dot{q}_0 \approx 4.03(10^{-5}) \left(\frac{1}{2}\right)^{0.75} \left(\frac{\rho_\infty}{R}\right)^{0.5} V_\infty^{3.2} C_p^{0.75} \left(1 - \frac{h_w}{h_{aw}}\right) \quad (4)$$

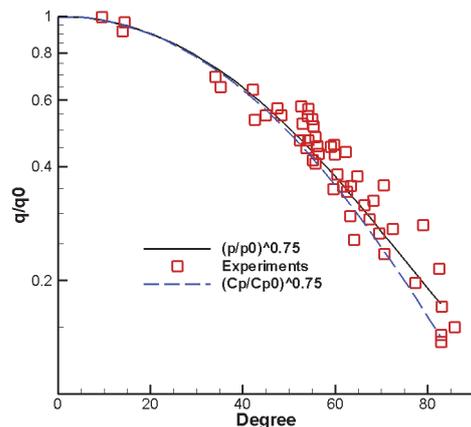
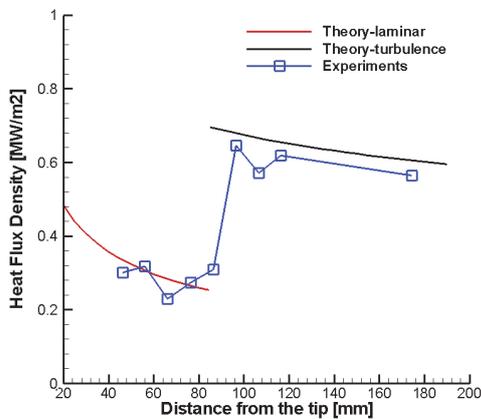


图 17 半球表面热流理论值与实验值的比较

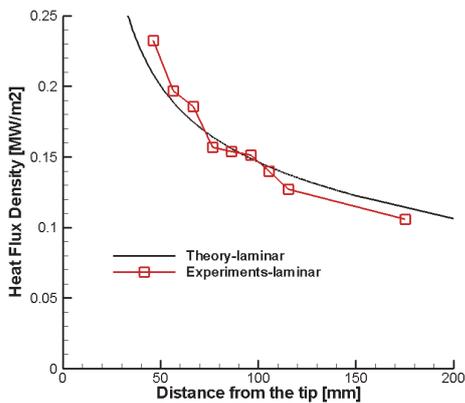
从公式 (4) 清楚地看到，半球表面的热流无量纲分布跟压力系数的 0.75 次方成正比，表明，在其他参数不变的情况下，压力越高，热流越大。将理论分析的结果跟文献中的试验结果进行了比较，见图 17。图中的虚线和实线分别是牛顿公式和修正的牛顿公式的计算结果，

而点是不同风洞的试验结果。可以看出，二者吻合得很好，尤其是修正的牛顿公式的结果在角度比较大的位置跟实验值更加吻合。

为了证实该理论的普适性，我们将公式(4)应用到小钝锥上[28]，同时还发展了湍流的压力热流理论公式。小钝锥的头部半径 4.5mm，半锥角是 7.125°，长度 210mm。两个个实验状态，分别是：Case1: 15km, M=5.93, p=12.2kPa, T=222K, u=1800m/s; Case2: 21km, M=5.95, p=4.7kPa, T=215K, u=1778m/s; 将上述参数带入公式(4)，计算得到了小钝锥表面的热流分布，并跟实验结果进行了比较，见图 18。可见，吻合得非常好。



(a) case1



(b)

图 18 小钝锥热流分布理论与实验的比较

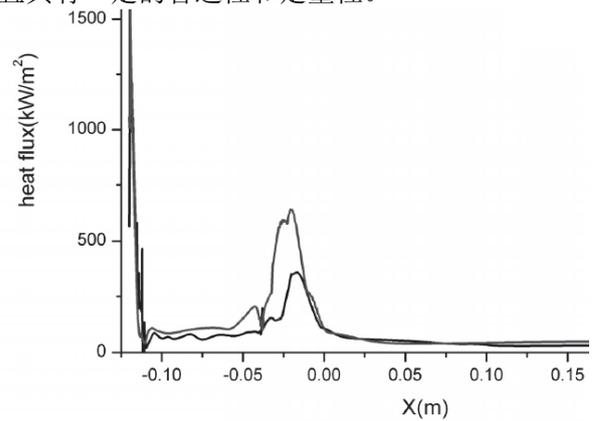
同时，还对有支杆钝头体在 30 公里高空的有射流和无射流的热流情况进行了数值模拟研究，计算结果见图 19，分别给出了压力和热流的分布曲线。

从图上可以看出，射流使得峰值压力降低 60%，峰值热流降低 50%。基本满足公式(5)，

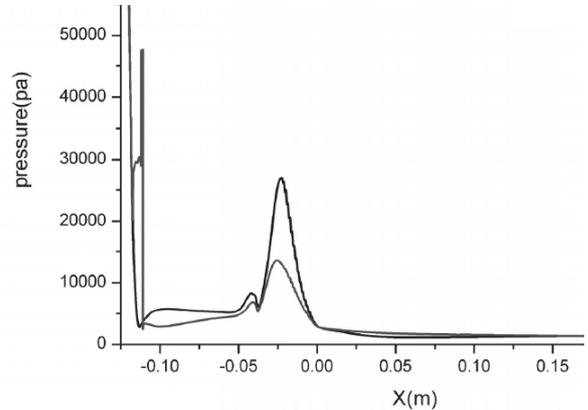
表明，峰值热流的降低是由于峰值压力的降低引起的。

$$\frac{q_2}{q_1} = \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{0.75} \quad (5)$$

在工程上，由于激波相互作用点没有热流经验公式，人们一般采用上面的经验公式的形式，用压力来近似模拟热流。实际上，通过本研究证实，这个经验公式是有理论基础的，而且具有一定的普适性和定量性。



(a) 热流分布



(b) 压力分布

图 19 支杆-钝头体有无射流 M6、30km 热流和压力比较

上面给出了课题组在压力-热流理论相关性方面所做的一点工作。目前，研究还在继续进行中。但是，从上面的结果可以看出，压力和热流是具有理论相关性的，在其它参数不变的情况下，压力高的地方，热流值就高。从而奠定了减阻防热一体化思想的理论基础。

4 基于热防护的高超声速飞行器构型

上面，对高超声速飞行器的气动力和气动热特性从多个角度进行了研究，有了一定的认

识。由于气动热比气动力变得更加严重，在气动构型设计时，要将气动力和气动热统一起来考虑。

首先，除了驻点之外，产生峰值压力和峰值热流的重点部位就是激波/激波相互作用点；这里的峰值压力和峰值热流比驻点得还要高，热流的破坏力非常强，造成的激波阻力也非常大。因此，在高超声速飞行器气动构型设计时，要尽可能避免激波/激波相互作用点。

第二，要避免激波/激波相互作用，前导激波角和物面角是两个重要参数。对高超声速流动，根据马赫数无关原理，激波角变化很小，半激波角大约为 17 度左右。所以，高超声速飞行器的半物面角应该为 17 左右，这两个参数要匹配，才能够得到好的气动力/热性能。物面角太小也不合算，一旦物面压力接近自由来流静压，继续膨胀降低压力效果是不明显的，这里面应该有一个优化的值。

或者是采用流场重构的方法，来扩大前导激波的激波角，起到避免或减弱激波/激波相互作用的效果。

根据上面得到的结论，在没有流场重构的情况下，我们提出了一个基本的设计准则，就是整个飞行器要包裹在前导激波角内，这样的气动力/热性能才比较好，示意图见图 20。

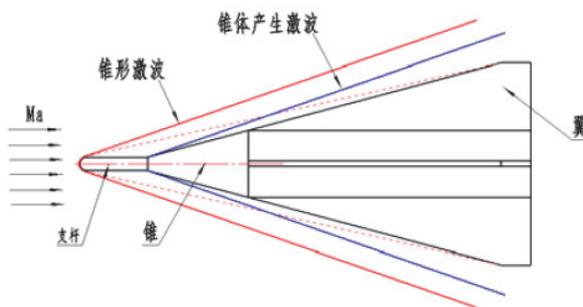


图 20 基于热防护前提的高超声速飞行器构型示意图

从图 20 可以看出，该构型完全遵循了激波角和物面角匹配的设计原则，前支杆产生一道斜的脱体激波，同时，避免前缘半径太小导致的驻点热流过高。整个飞行器包裹在前导激波内，没有激波/激波相互作用点产生。

对上述基本构型的气动力特性进行了数值模拟研究，图 21 给出了其升阻比随攻角变化曲线。可以看出，其升阻比随攻角变化比较平缓，

最大升阻比出现在攻角 8 度左右，最大升阻比值为 3.5 左右。由于没有激波相互作用，所以，最大热流出现在驻点，这在工程上是比较容易控制的。

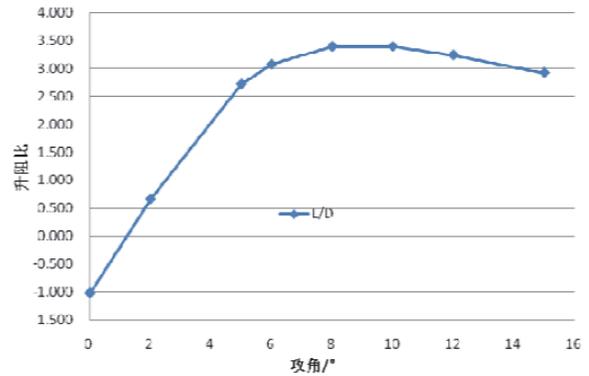


图 21 基本构型升阻比随攻角的变化

对上述基本构型进行了 CFD 优化，优化结果见图 22 和 23。

5 结 论

高超声速飞行器的气动热问题比气动力问题变得更加严重。因此，我们提出了流场重构减阻防热一体化的思想，提出了无烧蚀主动冷却热防护系统的概念。

对流场重构减阻防热机理进行了研究，提出了用横向射流来扩大激波角，进而降低峰值热流和峰值压力的新方法，得到了试验和数值结果的验证。

对减阻和防热进行了理论分析，首次建立了压力和热流的理论相关关系，应用到简单模型，跟实验结果进行了比较，证明了上述减阻防热一体化思想的正确性。

对影响高超声速飞行器气动力/热特性的参数进行了分析，讨论了高超声速飞行器流场特征，基于这些研究结果，提出了基于热防护前提的高超声速飞行器气动构型设计的基本准则，并进行了初步研究。

总之，本课题组近 5 年来抓住了高超声速气动力/热这个重要的研究方向，充分利用空气动力学原理，发挥自身优势，进行了深入的研究，并取得了一定的创新性研究成果。今后，还要在这个领域继续开展研究，为我国的高超声速科技工程作出贡献。

参考文献

- 1 Anderson, J. D., Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics, McGraw-Hill, New York, 1989.
- 2 Bushnell, D. M., "Shock Wave Drag Reduction," Annual Review of Fluid Mechanics, Vol.36, pp.81-96, 2004.
- 3 Crawford, D. H., "Investigation of the Flow over a Spiked-Nose Hemisphere-Cylinder at a Mach Number of 6.8," NASA TN-D118, 1959.
- 4 Reding, J. P., Guenther, R. A. and Richter, B. J., "Unsteady Aerodynamic Consideration in the Design of a Drag-Reduction Spike," Journal of Spacecraft and Rocket, Vol.14, No.1, pp.54-60, 1977.
- 5 Hutt, C. R. and Howe, A. J., "Forward Facing Spike Effects of Bodies of Different Cross Section in Supersonic Flow," The Aeronautical Journal of the Royal Aeronautical Society, Vol. 93, No.6, pp. 229-234, 1989.
- 6 Milićević, S. S., Pavlović, M. D., Ristić, S. and Vitić, A., "On the Influence of Spike Shape at Supersonic Flow past Blunt Bodies," Facta Universitatis, Series: Mechanics, Automatic Control and Robotics, Vol.3, No.12, pp. 371-382, 2002.
- 7 Menezes, V., Saravanan, S., Jagadeesh, G. and Reddy, K. P. J., "Experimental Investigations of Hypersonic Flow over Highly Blunted Cones with Aerospikes," AIAA Journal, Vol.41, No.10, pp.1955-1961, 2003.
- 8 Stadler, J. R. and Nielsen, H. V., "Heat Transfer from a Hemispherical Cylinder Equipped with Flow-Separation Spikes," NACA TN-3287, 1954.
- 9 Chapman, D. R., "A Theoretical Analysis of Heat Transfer in Region of Separated Flow," NACA TN-3792, 1956.
- 10 Mehta, R. C., "Numerical Heat Transfer Study over Spiked Blunt Bodies at Mach 6.8," Journal of Spacecraft, Vol.37, No.5, pp.700-703, 2000.
- 11 Remeo, D. J. and Sterrett, J. R., "Exploratory Investigation of the Effect of a Forward-Facing Jet on the Bow Shock of a Blunt Body in a Mach Number 6 Free Stream," NASA TN D-1605, 1963.
- 12 Finley, P. J., "The Flow of a Jet from a Body Opposing a Supersonic Freestream," Journal of Fluid Mechanics, Vol.26, pp.337-368, 1966.
- 13 Meyer, B., Nelson, H. F. and Riggins, D. W., "Hypersonic Drag and Heat-Transfer Reduction using a Forward-Facing Jet," Journal of Aircraft, Vol.38, No.4, pp.680-686, 2001.
- 14 Sahoo, N., "Film Cooling Effectiveness on a Large Angle Blunt Cone Flying at Hypersonic Speed," Physics of Fluids 17, 036102, 2005.
- 15 Venukumar, B., Jagadeesh, G. and Reddy, K. P. J., "Counterflow Drag Reduction by Supersonic Jet for a Blunt Body in Hypersonic Flow," Physics of Fluids 18, 118104, 2006.
- 16 Riggins, D., Nelson, H. F. and Johnson, E., "Blunt-Body Wave Drag Reduction Using Focused Energy Deposition," AIAA Journal, Vol.37, No.4, pp.460-467, 1999.
- 17 Yuriev, A. S., Pirogov, S. Y., Savischenko, N. P., Leonov, S. B. and Ryzhov, E. V., "Numerical and Experimental Investigation of Pulse Repetitive Energy Release Upstream Body Under Supersonic Flow," AIAA Paper No.2002-2730, 2002.
- 18 Zaidi, S. H., Shneider, M. N., Mansfield, D. K., Ionikh, Y. Z. and Miles, R. B., "Influence of Upstream Pulsed Energy Deposition on a Shock Wave Structure in Supersonic Flow," AIAA Paper No.2002-2703, 2002.
- 19 Kremeyer, K., Sebastian, K. and Shu, C.-W., "Computational Study of Shock Mitigation and Drag Reduction by Pulsed Energy Lines," AIAA Journal, Vol.44, No.8, pp.1720-1731, 2006.
- 20 Bivolaru, D. and Kuo, S. P., "Aerodynamic Modification of Supersonic Flow around Truncated Cone Using Pulsed Electrical Discharges," AIAA Journal, Vol.43, No.7, pp.1482-1489, 2005.
- 21 Kuo, S. P., "Plasma Mitigation of Shock Wave: Experiments and Theory," Shock Waves, Vol.17, pp.225-239, 2007.
- 22 Knight, D., "Survey of Aerodynamic Drag Reduction at High Speed by Energy Deposition," Journal of Propulsion and Power, Vol.24, No.6, pp.1153-1167, 2008.
- 23 Jiang, Z. L., Liu, Y. F., Han, G. L. and Zhao, W., "Experimental Demonstration of a New Concept of Drag Reduction and Thermal Protection for Hypersonic Vehicles," Acta Mechanica Sinica, Vol.25, No.3, pp.417-419, 2009.
- 24 Jiang, Z. L., "On Dispersion-Controlled Principles for Non-Oscillatory Shock-Capturing Schemes," Acta Mechanica Sinica, Vol.20, No.1, pp.1-15, 2004.
- 25 Keyes, J. W. and Hains, F. D., "Analytical and Experimental Studies of Shock Interference Heating in Hypersonic Flow," NASA TND-7139, 1973.
- 26 Holden, M. S., "A Study of Flow Separation in Regions of Shock Wave-Boundary Interaction in Hypersonic Flow," AIAA Paper No.78-1196, 1978.
- 27 Jiang, Z. L. and Li, J. P., "Heat Transfer Problems Induced By Multi-shocks Interaction," AIP Conference Proceedings, Vol.1233, pp. 987-992, 2010.
- 28 J. Srulijes, F. Seiler, P. Henning, and P. Gleich, "Heat Transfer at the Nose of a High-Speed Missile," A. Dillmann et al. (Eds.) Numerical & Experimental Fluid Mechanics VII, NNFM 112, pp.373-380;

PROGRESS ON SHOCK WAVE DRAG AND HEAT FLUX REDUCTION OF HYPERSONIC VEHICLES

LIU Yunfeng, JIANG Zonglin

State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, C A S, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China

Abstract The progress on shock wave drag and heat flux reduction of hypersonic vehicles made by Research Group of Shock Wave and Detonation LHD in recent 5 years is summarized. This paper includes five parts: in the first part, the idea to reduce the shock drag and heat flux at the same step by reconstructing the hypersonic flowfield is proposed and a new concept of Non-ablative Thermal Protection System (NaTPS) is put forth. In the second part, the progress on the flowfield reconstruction by lateral jet is reported to support this new concept. Then, theoretical analysis is done in the third part to demonstrate that above mentioned results are correct. After that, the aerothermodynamics-biased design principle of hypersonic vehicles is discussed in the fourth part. Finally, the conclusions and future research are given.

Key words hypersonic vehicles, shock wave drag, heat flux

高焓流动试验装备与测试技术

姜宗林, 俞鸿儒

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: 本文叙述了高焓流动试验装备和测试技术的发展背景, 工程需求和研究目的, 分析了发展高焓流动试验装备依据的气动原理与关键技术, 并重点讨论了基于四种驱动方法发展的高焓风洞: 常规加热型高焓风洞, 加热轻气体驱动激波风洞, 自由活塞驱动激波风洞和爆轰驱动激波风洞。通过回顾不同类型高焓流动试验装备的发展和介绍代表性高焓风洞的特点, 评述了这些高焓风洞采用的主要关键技术及其长处与不足。由于高焓流动具有高温热化学反应的特征, 工程需求还推动了一类高温气体测量技术的发展。本文简要介绍了两种常规测量技术: 气动热测量技术和气动力天平技术, 应用于空天飞行器气动特性的研究。这些技术是依据常规风洞需求而研制的, 又根据高焓风洞的特点得到了进一步发展与改进。本文还介绍了光学测量技术, 重点叙述了吸收光谱诊断技术和平面激光诱导荧光技术的基本原理及其发展与应用。在本文的最后的章节里, 给出了关于高焓流动试验装备与测试技术方面的研究结论与发展展望。

关键词: 高焓流动, 激波风洞, 空天飞行器, 气动力/热特性, 测量技术。

引言

高焓气体流动主要是指运动速度极快、动能极高的一类流动。从 1946 年钱学森先生在《Similarity laws of hypersonic flows》高超声速相似律的论文中首次使用“Hypersonic”(高超声速)这个术语来描述气体运动速度远远大于环境声速的流动状态至今^[1], 在发展先进空天飞行器的航空航天重大工程需求的推动下, 关于高焓气体流动研究已经有 60 多年的历史了^[2]。高焓流动试验装备就是用来产生高总温高超声速气流的地面模拟试验设备, 并同时发展了一类相关高温气体测量技术以满足高焓流动的诊察与空天飞行器的气动特性研究的需求^[3]。

高焓气体流动的特点是气体介质的动能大、滞止温度高, 物理现象源于空天飞行器大气再入的物理过程。空天飞行器, 诸如大气再入的宇宙飞船和航天飞机、在大气层里以高超声速飞行时, 强烈的头部激波和黏性摩擦阻力, 使得飞行器周围的空气被加热到数千度、甚至上万度的高温。高温导致了空气分子的振动激发、解离、化合甚至电离, 使得普通空气变成一种随着气体温度变化而不断进行着热

化学反应的复杂介质。高焓流动介质的本质变化改变了气体运动的本构方程, 孕育了高超声速与高温气体动力学, 推动了气体动力学的发展^[4]。高焓气体流动的微观物理化学现象通过热力学, 传热学和激波动力学过程对空天飞行器的气动力/热规律及其周围流场的气动物理特性产生重要影响, 高焓流动成为发展航空航天高新技术的挑战性研究领域。相对于传统的亚、超声速气体流动, 高焓热化学反应气体流动表现出了非线性、非平衡、非连续的多尺度流动特征, 使得对高温气体动力学的认知极其困难, 至今依然缺乏适当精度的数学物理方程去描述这种类型的复杂流动, 所以发展先进的高焓气体流动试验装备和测试技术依然是目前高焓流动研究的主要手段^[3, 5]。

高焓流动实验装备研制主要有三个关键问题。其一是如何模拟给定飞行条件下试验气流的总温。总温的复现使得人们可以模拟不同飞行条件下的热化学反应进程: 例如, 在高度 30km、马赫数 7 的飞行条件下, 假定应用理想气体模型, 如果来流静温度为 227K, 那么试验气体总温应该为 2130K, 此时氧气已经开始解离; 对于马赫数 10 的流动, 气体总温可为