

文章编号:0258-1825(2009)增刊-0013-08

超高速高焓流动研究进展

姜宗林, 赵伟, 孙英英, 俞鸿儒, 林贞彬, 刘云峰

(中国科学院高温气体动力学重点实验室, 中国科学院力学研究所, 北京 100190)

摘要:本文介绍了中国科学院高温气体动力学重点实验室在超高速高焓流动模拟技术和试验方法方面取得的研究进展。文章主要包括三部分研究内容:第一部分是关于发展先进的超高速试验模拟技术,包括爆轰驱动高焓激波风洞和爆轰驱动高焓膨胀管。高焓激波风洞产生的超高速气流速度的范围是 $3.5\text{ km/s} \sim 6.0\text{ km/s}$,高焓膨胀管能够模拟速度为 $6.5\text{ km/s} \sim 10\text{ km/s}$ 的超高速气流。第二部分介绍高焓激波风洞喷管流场诊断结果,用来检验喷管产生的超高速流场的流场品质及其与飞行条件的差异。第三部分是关于超高速流动的试验方法和数值技术研究,包括高焓流动中真实气体效应对飞行器俯仰力矩变化的影响;热化学反应流动中表面催化效应诱导的气动热变化规律;喷管流场的流动非平衡效应对试验结果可能产生的影响。

关键词:超高速高焓流动;爆轰驱动;激波风洞;高焓膨胀管;气动热

中国分类号:V211.7, V211.3 **文献标识码:**A

0 引言

从1946年钱学森先生^[1]首次在文章中使用“Hypersonic”(高超声速)这个概念来描述气体运动速度远远大于环境声速的流动状态到今,关于高超声速研究已经有60多年的历史了。在高超声速飞行中,通过与周围气流产生剧烈的摩擦和强烈的热交换,飞行器的部分动能被周围的空气吸收并转化为其内能。随着温度的升高,空气将发生一系列显著的微观变化:即分子振动和转动的能态激发,分子解离、复合、及电离。由于这种热化学反应,飞行器周围边界层内的空气从头部驻点到下游尾迹由简单组分变成了复杂介质,其介质性质也随当地温度变化而变化的。在这种条件下,关于空气的本构关系已经不再有效,即空气的黏性、热交换特性以及飞行器的气动/热特性都将发生不同程度的改变。另外,由于高超声速飞行器的飞行高度可能高达 $7\text{ km} \sim 100\text{ km}$,那里的气压很低,空气稀薄,分子间距增加,此时空气已经不能再被当成连续介质处理,必须考虑每个气体粒子单独对飞行器气动特性的影响。通常的气体动力学控制方程如Euler和Navier-Stokes方程已经失效,取而代之的

应该是分子动力学理论。从数理方程的角度来看,除了控制方程的差异,低密度介质与连续介质流动的主要差别还在于介质在物体表面的速度和温度边界条件:低密度介质在物体表面的速度不再为零,因此粘性无滑移边界条件失效;同时物体表面的气体介质温度也不再等于物体表面的温度,存在着一种跳跃关系。

高超声速和超声速流动的微观差异反应在介质特性和热力学状态方面,但是其微观变化通过热力学过程导致流动的宏观特性也存在非常大的差异。到目前为止还没有一个确切尺度来界定高超声速流动范畴的开始或者超声速流动范畴的结束。一般认为:当流动速度达到某一个临界尺度时,受高温气体效应(也称为真实气体效应)的影响,超声速流动的线性理论失效,气体的比热比也不再是常数,流动表现为高超声速特征。目前最常用的临界尺度是马赫数,当马赫数大于5时流动被称为高超声速。但是从物理实际来看,对于钝头体在马赫数大于3时流场已经表现出显著的高超声速特征,而对于高度流线型飞行器,马赫数6才是高超声速流动的开始。由于高温气体效应主要取决于飞行速度,应用超高速(Hyperv-

* 收稿日期:2008-05-20;修订日期:2009-02-13.

基金项目:国家自然科学基金(90205027,10632090)资助.

作者简介:姜宗林(1955-)研究员,研究领域:超高速与高温气体动力学、激波与爆轰物理.

locity)来度量高超声速流动可以避免声速变化的影响,具有更明确的物理意义。

一般来讲,高超声速飞行器的预期飞行高度范围是30km~100km,预期飞行马赫数范围为5~30。发展高超声速飞行器首先遇到的关键问题是如何建立地面模拟气动环境。其中一个困难是怎么在地面试验设备上真实地模拟飞行器周围产生的热化学反应过程;第二个困难是在产生高总焓实验气流的同时又不使高温对设备和模型造成损坏。另外一个困难是如何精确地测量作用在高超声速飞行器上的气动热、气动力、及其相关流场和气动物理特性。因为测量装置可能造成流场结构的变化、热力学状态的起伏、化学反应的发生和超高速流动与传感器表面的催化反应等等。还有一个问题是如何研究高超声速流动的物理规律和关键物理问题。Bertin等人^[2]在他们的综述文章中作了论证:包括驻点区热流和热辐射、边界层转捩、激波/粘性相互作用、超声速燃烧等等。

超高速气体流动研究来自于现代航空航天工程发展的需求,是气体动力学的前沿学科。与空气动力学的“声障”问题相比,这一领域给高超声速飞行带来的主要困难可以称作“高超声障”。“高超声障”本质上是一种热障,即高温导致流体介质性质变化,其微观变化与宏观流动紧密耦合,突破了传统空气动力学的研究范畴,使人们在发展高超声速推进技术、气动热防护技术(TPS)、高超飞行器构型技术和高超声速流动模拟实验技术等方面遇到了巨大的挑战。

本文从三个方面总结了中国科学院高温气体动力学重点实验室(LHD)在超高速流动方面取得的研究进展。第一部分是关于超高速流动模拟技术,主要介绍反射型爆轰驱动高焓激波风洞(JF10)和爆轰驱动高焓膨胀管(JF16)的研究进展。第二部分介绍应用上述设备产生的超高速流场品质的诊断结果。试验数据表明:JF10激波风洞和JF16膨胀管的发展是成功的,其流场品质满足开展具有热化学反应的超高速流动试验要求。最后一部分介绍了实验室完成的一些高焓流动试验研究和数值模拟工作:试验部分包括钝锥的气动力测量和二维斜劈表面的气动热测量,研究主要关注真实气体效应和表面催化作用。数值模拟部分总结了JF10激波风洞喷管流场计算和非平衡效应对试验结果影响的评估。

1 先进的高超声速试验设备研究

为了研制高超声速飞行器,发展用于地面试验研究的高超声速试验设备是至关重要的。高超声速风洞虽然经过了50多年的不断研究,但适合于进行高焓热化学反应流动的主要试验设备仍然是激波风洞^[3]。目前世界上发展了两类高焓激波风洞,一类由自由活塞驱动,另一类由爆轰驱动。中国科学院高温气体动力学重点实验室多年来不断发展自己独创的爆轰驱动技术,并应用该风洞技术取得了一些超高速流动试验数据。

1.1 氢氧爆轰驱动高焓激波风洞

爆轰驱动激波管的概念是由Bird在1957年首先提出的。中国科学院力学研究所的俞鸿儒先生在1981年建造了一个13.3m长的爆轰驱动激波管,1983年投入使用。俞先生应用该激波管系统地研究了氢氧爆轰驱动方法,提出了反向爆轰驱动和卸爆技术,建成JF10爆轰驱动高焓激波风洞。在俞先生的帮助下,Gronig等人于1993年在德国亚琛工业大学建造了应用反向爆轰驱动技术的高焓激波风洞(TH2D)。1994年,NASA修改原来自由活塞驱动的设计方案,在GASL建成了HYPULSE正向爆轰驱动高焓激波风洞^[4]。一般来讲:应用反向爆轰驱动模式,可以获得较长的实验时间,但是试验气流的焓值相对较低;应用正向爆轰驱动模式,可以获得高焓值的试验气流,但试验时间短,主要问题是稀疏波影响太大。为了改善正向爆轰驱动模式的性能,在获得高焓值流动的条件下,也获得较长的驱动时间,姜宗林基于激波非正常反射原理,提出了一种具有附加扩容腔的新型正向爆轰驱动器(Forward Detonation Cavity Driver,简称:FDC Driver)^[5]。基本概念是借助爆轰波在扩容腔里的反射,形成了一个强上行激波和一个弱下行激波。上行激波显著地提高了被稀疏波降低了的爆轰波后的流场压力;下行激波虽然能够追赶上爆轰波面,但是经过特殊设计的扩容腔可以使该激波弱化,避免了形成过驱爆轰波。应用FDC驱动器,在2003年改进了JF10激波风洞,并在2006年完成了流场标定和风洞性能测试试验。

1.2 JF10激波风洞的结构布局

图1给出了原来和经过改进后的JF10氢氧爆轰

驱动高焓激波风洞的结构示意图。其中图 1a 表示原来的 JF10 激波风洞,图 1b 是改造后的激波风洞。改造后的 JF10 包括三个主体部件,即长 6.2m 的 FDC 驱动器、长 12.5m 的被驱动段和出口直径 $\phi 500\text{mm}$ 的锥形喷管。改进前后的 JF10 具有相同尺度的被驱动

段,但是原来的爆轰驱动段长 10m,比新型的 FDC 驱动器长了将近 4m。一般来讲,较短的爆轰驱动段可以有效地降低运行费用,并减轻喷管喉道的烧蚀情况。

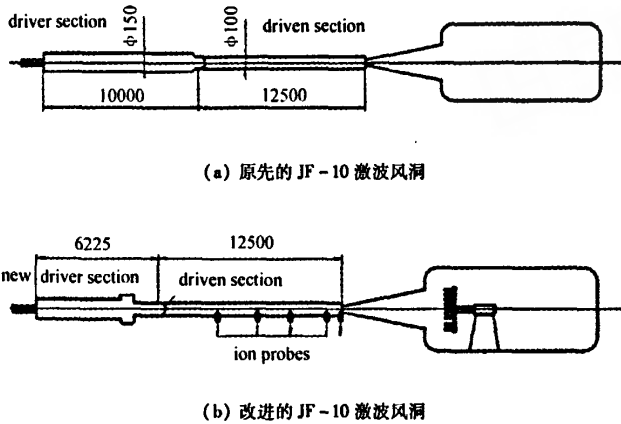


图 1 中国科学院高温气体动力学重点实验室的 JF-10 爆轰驱动激波风洞的结构示意图

Fig.1 JF-10 detonation-driven shock tunnel in Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, CAS

1.3 被驱动段末端的压力曲线

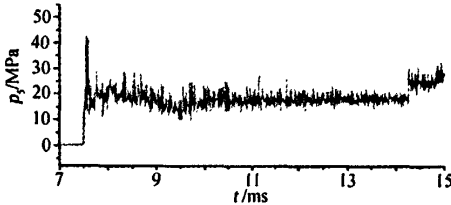


图 2 改进的 JF10 风洞被驱动段末端压力变化曲线
Fig.2 Pressure variations at the end of the driven section of the improved JF10

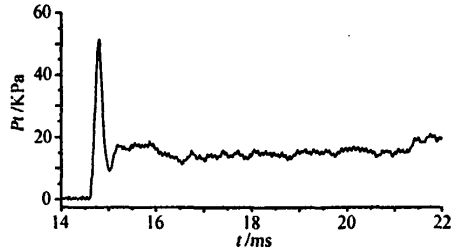


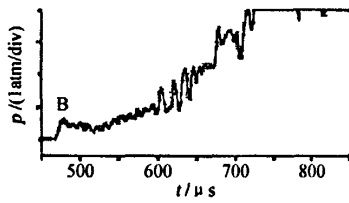
图 3 改进的 JF10 激波风洞喷管流场的皮托压力曲线
Fig.3 Pitot pressure variations in the nozzle flow of the improved JF10

图 2 给出了改造后 JF10 被驱动段末端压力变化的实验曲线,代表了激波风洞驻室内的压力变化,是实验气流平稳性的度量。从图可见,入射激波在被驱动段末端反射后,平台压力的维持时间长于 6ms。同国际上最大的 HEIST 激波风洞的 2ms 的试验时间相比,改进后 JF10 激波风洞的性能具有突破性的意义。另外,提高试验气流平稳性能够提高实验结果的可靠性,较长的试验时间可以降低对实验测试技术的苛刻要求。

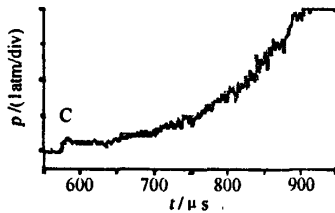
图 3 给出了在喷管流场中测得的皮托压力曲线。同图 2 进行比较,可以看出两条压力曲线的变化趋势非常相似,皮托压力变化比驻室压力更平稳一些。两图的一致性表明了试验数据的可靠性;其平稳性表明了驱动段内产生的各种复杂波系的扰动随着气体在喷管内膨胀能够迅速衰减,对于喷管流场影响不大,获得的超高速实验气流具有良好的品质。

1.4 爆轰驱动激波膨胀管

高温气体动力学重点实验室于 2006 年建成了爆轰驱动高焓膨胀管(JF16),并于近期完成了性能测试试验。JF16 膨胀管利用激波非定常膨胀原理,在膨胀段进一步加速试验气流,使得高焓气流达到了地球近轨道速度。



(a) B 点压力变化



(b) C 点压力变化

图 4 膨胀加速段两个测点的管壁压力曲线

Fig. 4 Pressure variations at two measurement points in the expansion tube.

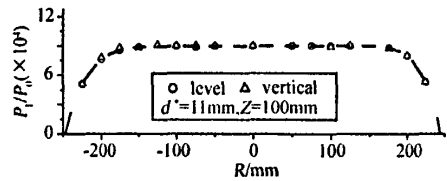
JF16 的性能实验研究根据试验测得的人射激波速度和膨胀加速段的壁面压力,利用 Mirels 定理^[6]计算得到了超高速气流的速度,并利用 Gaseq 软件计算获得了实验气流的热力学参数。研究表明:应用长 16.35m 的高焓膨胀管,可以获得的超高速气流速度超过 8.3km/s、稳定试验时间 50 μ s - 100 μ s、总焓大于 30MJ/kg。图 4 给出了在膨胀加速段表面 B 和 C 两个测量点测得的壁面压力随时间变化曲线。从第二道主膜到 B 点的距离为 1613mm、到 C 点的距离为 2447mm。两点的测量结果都表明:C 点的压力变化更平稳一些,在 JF16 高焓膨胀管上能够获得超过 50 μ s 的稳定试验时间。

激波膨胀管避免了激波风洞入射波反射诱导的气体高温解离和电离,能够有效地降低超高速气流的静温,降低通过喷管高速膨胀产生的实验气流的非平衡度,这对于开展研究真实气体效应和气动物理机制的实验有重要意义。

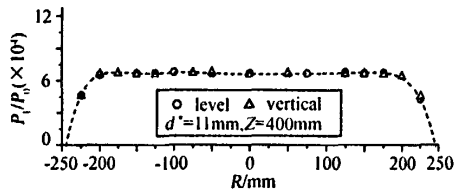
2 高超声速流场诊断

2.1 喷管流场的均匀性

在本实验研究中,试验喷管采用锥度为 1:4 的锥型喷管,喷管出口直径为 ϕ 500mm。为了检验高超声速喷管产生流场的均匀性,沿喷管轴线布置了 5 个压力测点,将喷管出口坐标定义为零,各个测点位置分别是(a) -50mm;(b) 100mm;(c) 265mm;(d) 400mm;(e) 600mm。在每个测点上分别沿平行和垂直方向进行了测量,并将(b)和(d)两点的皮托压力曲线一起绘制在图 5 中。从图示压力分布来看,喷管流场中心区域的试验气流是相当均匀的,表明了实验气流的良好品质。实验表明该均匀流区域长 700mm、直径 400mm,能够配置相当大尺度的实验模型,有利于高超声速流动的尺度效应研究。严格来讲,尽管压力的均匀性并不能证明气体热力学参数分布的均匀性,但是该试验结果在一定程度上反应了气动参数变化,还是具有重要意义的。



(b)



(d)

图 5 两个不同测点处超高速流场的皮托压力曲线

Fig. 5 Pitot pressure variations at two measurement points in the hypervelocity flow field.

另外,实验采用了两种喷管喉道,其直径分别为 Φ 11mm 和 Φ 6mm。两种喉道对应的面积比分别为 $A_2/A_1 = 2.108 \times 10^3$ 和 $A_2/A_1 = 7.089 \times 10^3$ 。 Φ 11mm 喉道启动时间约为 400 μ s, Φ 6mm 喉道时启动时间约为 600 μ s。

2.2 JF10 的入射激波在被驱动段的衰减情况

入射激波在被驱动段的衰减率对流场品质有重要影响,是评价高超声速试验设备性能的重要参数。我们选择了三个试验状态进行比较,其相关参数列在表1中。试验A和B在改进后的JF10上进行,而试验C在原先的JF10上进行的,而且三个试验的气流总焓基本相等。在改进的JF10上进行的试验A和B是设计用来检验不同初始条件下入射激波的衰减程度。在所有的试验中,都是用等间距布置在被驱动段管壁上的离子探针来测量激波的速度。

图6给出了入射激波沿被驱动段的衰减率,该衰减率是用单位直径长度上马赫数的降低值来定义的。通过比较可以发现:新型FDC爆轰驱动器能够产生更强的人射激波,在相同条件下入射激波马赫数可以

提高10%。试验A的衰减率是3.04%,试验B的衰减率是3.4%。在相同总焓的条件下,驱动段和被驱动段的压比对激波的衰减没有明显的影响。对比实验C可知:在原来的JF10激波风洞的被驱动段内,入射激波衰减要更快些,因此新型的FDC爆轰驱动器具有更好的驱动性能。

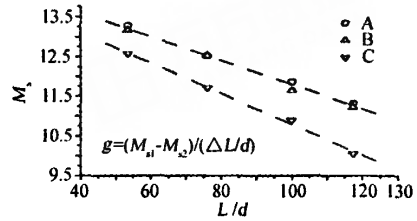


图6 入射激波沿被驱动段的衰减情况

Fig.6 Incident shock damping in the driven section

表1 入射激波衰减的三个试验状态

Table 1 Three test conditions for the investigation into the incident shock damping

Test Conditions	P_{4i} (MPa)	P_1 (KPa)	P_{50} (MPa)	T_{50} (K)
A	1.5	4.5	8.0	7480
B	3.0	11.0	19.4	7920
C	1.5	4.7	8.3	7200

3 超高速流动试验和计算研究

3.1 俯仰力矩的测量

由于气流总温很高,高超声速设备提供的试验时间都非常短,一般为几个毫秒的量级,这对应用常规天平技术来开展气动力研究是一个挑战。应用LHD自己设计和标定的三分量应力天平,在JF10激波风洞上进行了可行性实验研究。实验应用顶角为 30° 的钝锥,测量其阻力、升力和俯仰力矩。图7给出了初步的试验结果,其中图7a是流场皮托压力,图7b是天平轴向力信号。两种结果的一致性表明天平具有良好的振幅响应,振幅响应小于1ms。因此应用该三分量天平在JF-10激波风洞上开展气动力试验是可行的。

根据公开发表的飞行试验数据,美国航天飞机再入飞行试验时,其俯仰力矩超出了常规高超声速风洞试验预测的变化范围,导致其机身襟翼的配平角度比

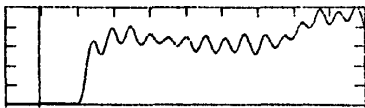
地面试验值大了一倍。为了能够证实这是真实气体效应的影响,如何建立一个评价基准以突出真实气体效应是一个关键问题。

一般来讲,在相同的名义马赫数下,将常规风洞的试验结果与高焓激波风洞的试验结果进行比较是没有意义的。这是因为在常规风洞中,驻室中的高压气体通过喷管加速到高马赫数流动以后,试验气体的静温变得非常低,其气流的高马赫数是通过相对低的声速获得的。因此,对于在这类风洞中所进行的试验,实验气流的速度低、动能小,因此模型周围场中的气体温度远远低于能够发生空气热化学反应的温度。对于飞行试验来讲,空气静温变化不大,马赫数很高是因为自由来流的速度高,所以,气流穿过包围高超声速飞行器的激波后减速,气体的动能转化为内能,导致气体温度的升高,空气热化学反应的发生,例如空气的解离和电离反应等等。能否模拟这种高温气体效应是高焓风洞与普通高超声速风洞的本质区别,也是高马赫数和高超声速流动的本质区别,也是

应用超高速 (Hypervelocity) 来度量高超声速更具有本质性的原因。



(a) JF10 喷管流场的皮托压力曲线



(b) 天平轴向力信号

图 7 JF10 激波风洞的天平信号和皮托压力的比较

Fig. 7 Comparison of balance sign with Pitot pressure in the nozzle flow

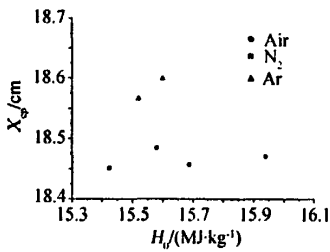


图 8 应用空气、氮气和氩气测得的俯仰力矩比较

Fig. 8 Comparison of the pitching moments for three test gases: air, nitrogen and oxygen

为了检验真实气体效应的影响,我们设计了三个试验。对每个试验来讲,驱动段内的爆轰波强度是相同的,被驱动段内的气体也都被压缩到相同的压力和温度。三个试验的唯一不同是试验气体的成分不同。第一个试验中采用氩气,用来模拟理想气体,第二个试验中用的是氮气,第三个试验的气体是空气。用空气作为试验气体来度量,试验气流的总温是 7800K。在这种总温条件下,氧气全部解离,驻点区氮气也基本解离,氩气不变化。所以,三个试验的对比结果可以在不同程度上揭示真实气体效应对气动力的影响。

图 8 给出了俯仰力矩的测量结果。由图可以见,总焓在 15.6MJ/kg 的条件下,应用不同试验气体测得的俯仰力矩存在显著差别。空气产生的俯仰力矩大于氮气产生的俯仰力矩,因为空气中的氧气更容易离

解。氩气的结果比空气和氮气的结果要大很多,因为氩气不发生解离。根据高超声速马赫数无关原理,我们知道空气的解离反应对压力系数的影响不大,但是对温度的影响却非常显著。温度的变化导致气体密度的变化和高超声速边界层的变化,这就可能是俯仰力矩发生变化的主要物理机制。

3.2 高超声速催化效应对传热的影响

高超声速飞行器实际上是在不断发生热化学反应的边界层中飞行,飞行器表面的催化复合反应对飞行器壁面热流可能产生重要影响。由于应用高焓试验设备产生的流场在可重复性方面存在一定误差,而且在名义相同的高超声速流动状态下,不同的热流传感器也可能产生测量误差。所以为了确定表面催化效应对热流的影响规律,必须提出合理的试验方法,设计专门的试验条件,才能提高试验结果的精度,给出可靠的试验数据。

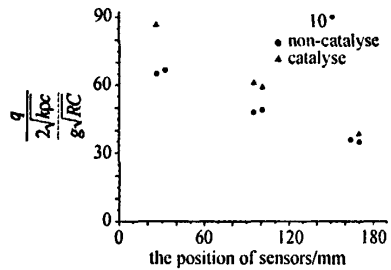


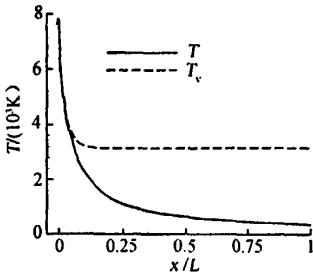
图 9 穿过化学反应边界层到达非催化壁面和完全催化壁面的热流值比较

Fig. 9 Heat flux comparison for catalysis and non-catalysis surfaces for reacting flows

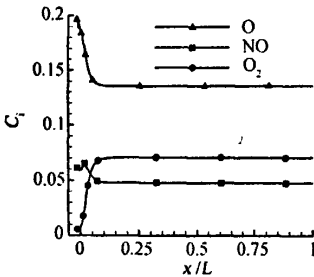
为了解决上面提到的试验方法问题,我们专门设计了一个气动力试验。模型是一个 10° 的两维尺度的斜劈,斜劈的两个表面的材料一个采用玻璃,用来模拟非催化壁面;另一个是钢,用来模拟催化壁面。试验气流的总温是 7800K,并应用同样的传感器,这样在一次试验中可以同时得到两个壁面的结果,避免了一些系统误差。图 9 给出了部分试验数据,其中“△”表示在催化壁面上得到的结果,“●”表示非催化壁面的试验结果。由图可见从模型头部到下游流场,两个壁面上的热流都是下降的,这主要是因为反应气流的温度是降低的。非催化壁面上的热流要比催化壁面上的热流值低,这是因为在催化壁面上发生了复合放热反应,释放反应热升高了当地气体的温

度。越往下游,二者热流之间的差别变得越小,这是因为随着气体向下游流动,气体的离解程度变得越来越弱,从而催化复合反应也越来越弱。由对比试验结果给出的规律应该是可靠的,因为两组试验数据是在一次试验中测得的,两个壁面的自由来流状态是相同。该试验证实了催化效应的影响,给出的热流变化趋势是合理的。

3.3 喷管流动非平衡特性研究



(a) 振动温度和平动温度



(b) O、O₂和NO的质量分数分布

图10 沿JF10喷管对称轴的流场参数分布

Fig. 10 Thermodynamic parameters distributions along the axis of symmetry of the JF10 nozzle flow

对于反射型高焓激波风洞,驻室温度可以高达几千度。如此之高的温度将使实验气体发生解离和电离,以至于通过喷管高速膨胀的试验气流可能处于一种非平衡状态,导致了试验流动条件与实际飞行状态的差异。这种差异会给试验结果带来一定的误差,对其影响进行必要的评估对于开展高超声速飞行器的研究是非常重要的。

实验室对这一问题开展了数值模拟研究,同时也计划在JF10风洞上进行试验研究。根据JF10锥形喷管的喉道直径是11mm、出口直径是500mm、锥角

是7°7'的条件,设定总压是19.6MPa,总温是7920K,图10给出了部分热力学参数沿喷管轴线分布的计算结果。由图可见:气流在膨胀初期处于热力学平衡状态;随着气流的快速膨胀,气流又呈现非平衡特性;最后,在 $x/L = 0.15$ 之后,气流又处于冻结状态,这里 L 为喷管尺度。气流的非平衡特性可以由图10a中振动温度和平动温度曲线的分离证明。图10b中O、O₂和NO的质量组分系数在 $x/L = 0.15$ 以后保持恒定,表明气体处于化学反应冻结状态。进一步的数值研究表明:在相同总压和总温下与理想平衡流相比,这种非平衡效应对于钝锥模型的气动力测量上会带来3%的差别,对于气动物理特性的研究误差更大一些。

4 结论

本文从三个方面总结了中国科学院高温气体动力学重点实验室在超高速流动方面取得的基础研究进展和关键技术突破,简单概括如下:

(1)提出了激波反射型的新型正向爆轰驱动器(FDC),改造了JF10高焓激波风洞。性能试验表明这种改造是非常成功的,获得了更强的人射激波,降低了人射激波沿被驱动段的衰减率,把试验时间延长到6毫秒,同时FDC驱动段的长度比原来缩短了40%。

(2)应用JF10激波风洞,可以产生长度大约为700mm、直径400mm的超高速流场,该流场在水平和垂直方向的压力分布是均匀的。另外应用JF16爆轰驱动膨胀管技术产生近轨道速度的超高速气流也是具有突破意义的。

(3)为了研究真实气体效应,提出了两种试验方法来开展气动力和气动热测量。试验结果表明这两种方法是可行的,能够用于区别真实气体效应,并可以提高试验数据的可靠性。关于喷管自由流的研究表明,应用JF10获得的试验气流在一定程度上处于非平衡状态,由此引起的实验误差处在工程应用可接受的范围之内,但其对气动物理问题研究的影响应该给予重视。

中国科学院高温气体动力学重点实验室的研究进展表明:已经发展的高超声速试验平台能够用来开展超高速流动试验模拟研究;初步实验表明真实气体效应显著地改变了高超声速飞行器的气动特性及其

气动物理特征,因此更深入的真实气体效应研究与评估是非常必要的。为了获得更加可靠的试验数据,不断提高试验气流的品质、发展先进的流场诊断技术、提出具有创新性的实验方法也是至关重要的。

致 谢

本研究得到了国家自然科学基金 90205027 和 10632090 的资助,在此表示衷心感谢。

参 考 文 献:

- [1] TSIEN HS. Similarity laws of hypersonic flows[J]. *J. Math. and Phys.*, 1946, 25:247-251
- [2] BERTIN JJ, CUMMINGS RM. Fifty years of hypersonics: where we've been, where we're going[A]. *Progress in Aerospace Sciences*[C], 2003, 39:511-536
- [3] LU FK, MARREN DE. Advanced hypersonic test facility [A]. *Progress on Astronautics and Aeronautics*[C], 2002, 198
- [4] WILSON GJ, SUSSMAN MA, BOGDANOFF DW. A study of combustion and detonation drivers for high enthalpy expansion tubes and shock tubes[R]. NASA CDP-20000, 1995
- [5] JIANG Z, ZHAO W, WANG C. Forward-running detonation drivers for high-enthalpy shock tunnels[J]. *AIAA Journal*, 2002, 40: 2009-2016
- [6] MIRELS H. Test time in low-pressure shock tubes[J]. *Physics of Fluids*, 1963, 6(9): 1201-1214

Research progress on high-enthalpy and hypervelocity flows

Z. L. JIANG, W. ZHAO, Y. Y. SUN, H. R. YU, Z. B. LIN, and Y. F. LIU

(Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics,
Chinese Academy of Sciences, Beijing, 100190, China)

Abstract: The research progress on high-enthalpy and hypervelocity flows achieved in the Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, is reported in this paper. The paper consists of three main parts: The first part is on the techniques to develop advanced hypervelocity test facilities, in which the detonation-driven shock-reflected tunnel and the detonation-driven shock-expanded tube are introduced. The shock tunnel can be used for generating hypervelocity flows of the Mach number ranging from 10 to 20, and the expansion tube is applicable to the flow generation at the orbital speed of 7-10 km/s. The second part is dedicated to the nozzle flow diagnosis in JF10 shock tunnel to examine the quality of the hypervelocity flows thus created for determining its discrepancies with the corresponding flight conditions. The third part is on experiments and numerical simulations, which include measuring the aerodynamic pitching moment and the heat transfer due to surface catalysis, simulating nozzle flows for evaluating non-equilibrium effects on the possible experiments that will be carried out on the above-mentioned facility.

Key words: hypervelocity flows; detonation-driven shock tunnels; expansion tube; non-equilibrium flow; heat transfer