

真实气体效应下高马赫数内转进气道特性研究^{*}

代春良¹, 孙波¹, 梁晓扬¹, 卓长飞¹, 张堃元²

(1. 南京理工大学 机械工程学院, 江苏 南京 210094;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 为初步研究高马赫数内转进气道在真实气体效应下的工作特性, 首先设计额定工作状态 $Ma=12$ 的高超声速内转进气道, 再结合不同气体模型对其进行数值模拟。研究表明: 化学非平衡气体在流场结构、工作性能和气动加热方面与热完全气体较为相近, 与热化学非平衡气体存在一定差别。离解反应发生在边界层内和低速涡流区内, 热化学非平衡气体的离解反应程度比化学非平衡气体大。在隔离段内激波反射处, 相比完全气体, 化学反应气体的静温降低了2000~2500K。高热流区在上壁面喉道位置与下壁面激波反射点位置附近, 温度较高的等温壁面、热化学非平衡气体均可降低壁面热流密度, 不同壁面条件对隔离段出口性能参数影响较为明显。真实气体效应、壁面温度对隔离段涡流区的影响较为复杂, 有待进一步研究。

关键词: 真实气体效应; 高马赫数内转进气道; 数值模拟; 热化学非平衡气体; 壁面温度; 进气道特性

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2020) 07-1473-11

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190554

Study on Characteristics of High Mach Number Inward Turning Inlet under Real Gas Effect

DAI Chun-liang¹, SUN Bo¹, LIANG Xiao-yang¹, ZHUO Chang-fei¹, ZHANG Kun-yuan²

(1. School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2. College of Power and Energy Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to preliminarily study the working characteristics of the high Machnumber inward turning inlet under real gas effect, firstly the hypersonic inward turning inlet with rated working state $Ma=12$ was designed, then it was numerically simulated with different gas models. The results show that the chemical non-equilibrium gas is similar in flow field structure, performance and aerodynamic heating to thermally perfect gas, and there is a certain difference from thermochemical non-equilibrium gas. The dissociation reaction occurs in the boundary layer and the low-speed vortex region, and the degree of dissociation reaction of the thermochemical non-equilibrium gas is larger than that of the chemical non-equilibrium gas. At the shock reflection region in the isolator, the static temperature of the chemical reaction gas decreases by about 2000~2500K compared with that of the perfect gas. The high heat flux region is close to the location of the throat on up-wall and the reflection point of the shock wave on low-wall. The higher temperature isothermal wall and thermochemical non-equilibrium gas can reduce the wall heat flux. Different wall conditions have obvious influence on performance parameters

^{*} 收稿日期: 2019-08-08; 修订日期: 2019-10-09。

作者简介: 代春良, 硕士生, 研究领域为高超声速空气动力学。E-mail: DCL3839@126.com

通讯作者: 孙波, 博士, 讲师, 研究领域为高超声速空气动力学。E-mail: hypersun@126.com

引用格式: 代春良, 孙波, 梁晓扬, 等. 真实气体效应下高马赫数内转进气道特性研究[J]. 推进技术, 2020, 41(7):1473-1483. (DAI Chun-liang, SUN Bo, LIANG Xiao-yang, et al. Study on Characteristics of High Mach Number Inward Turning Inlet under Real Gas Effect[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(7):1473-1483.)

of isolator outlet. The effects of real gas effects and wall temperature on the vortex zone of isolator are complex and need further study.

Key words: Real gas effect; High Mach number inward turning inlet; Numerical simulation; Thermo-chemical non-equilibrium gas; Wall temperature; Inlet characteristics

1 引 言

近年来,航空航天技术飞速发展,高超声速技术由宽速域逐步向全速域拓宽,高空域、高马赫吸气式飞行器推进技术逐渐成为相关领域的焦点。

当飞行器以高马赫数飞行时,周围空气在激波压缩后减速而急剧升温,其次在边界层内黏性滞止的作用下动能转化为大量内能,使得激波层内温度急剧升高。气体在高温下的物理化学性质将发生一系列的变化:气体分子的振动自由度被激发、分子的离解和复合、不同组分间的化学反应以及分子和原子的电离等,这些现象被称为“真实气体效应”^[1-3]。几次典型的航天事故均因忽略高温气体效应,无法准确预测飞行器气动热环境及气动特性。“哥伦比亚”号航天飞机第一次再入飞行时,纵向俯仰力矩比预测值大得多,从而产生抬头力矩^[4-5];20世纪70年代美国 APOLLO 登月飞船的飞行试验结果表明:当高马赫数时,飞船指挥舱的配平攻角要比风洞试验的预测值大 $2^{\circ} \sim 4^{\circ}$ ^[6]。总之,高温效应会改变飞行器的受力情况和受热环境,导致“黑障”现象、光辐射问题等。由此看出,真实气体效应的研究在高超声速领域的必要性。针对高马赫数飞行器相关研究中的高温气体效应问题,目前国内外众多学者对不同热力学模型和化学反应动力模型开展了不少工作^[5-10]。

进气道作为吸气式高超声速推进系统的关键压缩部件,内转进气道凭借其较高的压缩效率、较强的流量捕获能力等优点,受到不少研究者的密切关注。大多数内转进气道相关研究中最高马赫数在 $Ma=6$ 左右,随着飞行速域不断拓宽,高马赫数内转进气道本身带来的高温气体效应也逐渐显现。国内,栗莉^[11]考虑化学非平衡流动对二维混压式进气道、三维侧压进气道进行了研究;张启帆等^[12]开展了不同气体模型下 $Ma=10$ 级二元进气道流场结构和性能研究。国内,目前高马赫数内转进气道的工作相对较少,与传统高超声速进气道相比,内转进气道内部流场较为复杂,尤其是喉道下游隔离段部分存在较为严重的低速涡流区问题,所以有必要考虑真实气体效应对高马赫数内转进气道特性进行研究。

为满足高马赫超燃冲压发动机、斜爆震发动机

等的工程应用,本文将运用数值模拟的手段开展真实气体效应对设计点 $Ma=12$ 的高超声速内转进气道影响的分析与探讨。下面将采用两种完全气体和三种化学反应气体分别进行数值模拟,获取高温真实气体效应对内转进气道流场特性、参数特性的影响。其次,在不同温度的等温壁面条件下进行数值模拟,得出壁面温度对内转进气道特性的影响规律。

2 气动模型和数值模拟方法

2.1 气动模型

本文使用课题组研发的 Fortran 语言内转进气道设计程序,基于如图 1 所示的反正切壁面压升规律可控变中心体轴对称基准流场,运用流线追踪、边界层修正技术设计高超声速内转进气道,其进口形状矩形,设计马赫数为 $Ma=12$,如图 2 所示,最终得到的三维型面总收缩比为 11.7,内收缩比为 2.1,隔离段长度取 7 倍的喉道高度。

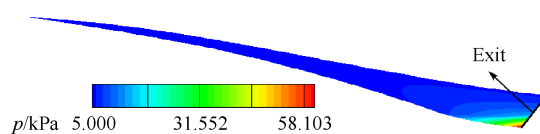


Fig. 1 Axisymmetric basic flow field

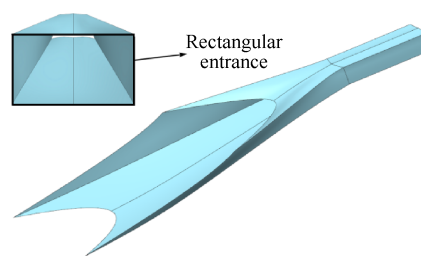


Fig. 2 Hypersonic inward turning inlet aerodynamic profile

2.2 计算方法

文献[13-15]与实验结果严格校验后,表明商业软件 CFD++ 在高超声速数值计算领域具有较好的准确性和可靠性。本文将运用 CFD++ 求解三维可压缩 Navier-Stokes 方程,并结合基于密度的求解器对高超声速内转进气道进行定常数值模拟。考虑到该进气道模型的对称性,取 1/2 区域进行数值计算。

为准确地计算出湍流边界层,划分网格时在近壁面处部分加密以保证近壁网格满足湍流模型对 y^+

的要求,壁面边界条件均为绝热无滑移固体壁面。湍流模型为两方程的 $k-\omega$ SST模型,该模型综合了 $k-\omega$ 模型在近壁面以及 $k-\varepsilon$ 模型在远场的计算优点,能准确预测压力梯度变化的各种复杂物理现象,同时通过应用壁面函数能精确地模拟边界层现象,其优越性已在不少研究中得到验证^[16-19]。

计算时使用二阶迎风TVD格式收敛速度快,数值稳定性高,并采用变Courant数和多重网格法也可加速收敛。收敛准则为:迭代过程中各方程残差曲线下降至 10^{-4} 量级以下。

2.3 物理化学模型

为深入探究“真实气体效应”对高马赫内转进气道的影响,选取化学平衡、化学非平衡、热化学非平衡三种化学反应气体模型进行数值模拟,并与两种完全气体模型形成对比。其中,前两种模型采用单温度热力学模型(热力学平衡),两非平衡气体模型采用的有限速率化学反应模型。

化学平衡气体模型是采用文献[20]中Gnoffo的方法通过大幅度增加反应速率来得到的,此气体模型适用于热力学平衡且化学平衡的流动情况;化学非平衡气体模型适用于流动特征时间和化学反应特征时间是相比拟的流动情况,且各组分之间以有限速率进行着化学反应;热化学非平衡气体模型采用的是Park提出的经典双温度热力学模型:假设振动温度和电子温度相等,即 $T_v=T_e$,用 T 来描述平动能和转动动能,用 T_v 来描述振动能和电子能。Park已在文献[21]验证此热力学温度模型的合理性,且此气体模型综合考虑化学非平衡、热力学非平衡。

本文共包含五种典型的气体模型,分别是:量热完全气体(Calorically perfect gas, CPG),热完全气体(Thermally perfect gas, TPG),化学平衡气体(Chemical equilibrium gas, CEG),化学非平衡气体(Chemical non-equilibrium gas, CNEG)和热化学非平衡气体(Thermochemical non-equilibrium gas, TNEG)。

气体组分在高于9000K温度环境下会发生电离,而本文的研究问题中静温最大值均未超过5000K,温度尚未达到电离的程度,所以本文中采用Park经典纯空气离解反应模型^[21],如图表1所示,其中包含了 N_2 , O_2 , NO , N , O 五种组分,五步基元反应,前三个基元反应中的M为第三碰撞体。该有限速率化学反应模型遵守Arrhenius公式

$$k_{fk} = A_k T^{\beta_k} \exp\left(-\frac{E_{a_k}}{R_0 T}\right) \quad (1)$$

式(1)中 A_k , β_k 分别表示指前因子、温度指数, E_{a_k} 为反应活化能,下标 k 基元反应级数。

Table 1 Park air dissociation chemical reaction model

Reaction	A_k	β_k	E_{a_k}/R_0
$N_2+M \leftrightarrow 2N+M$	7.0×10^{18}	-1.6	9.411448×10^8
$O_2+M \leftrightarrow 2O+M$	2.0×10^{18}	-1.5	4.94683×10^8
$NO+M \leftrightarrow N+O+M$	5.0×10^{12}	0.0	6.27707×10^8
$NO+O \leftrightarrow N+O_2$	8.4×10^9	0.0	1.617073×10^8
$N_2+O \leftrightarrow N+NO$	6.4×10^{10}	-1.0	3.1292576×10^8

2.4 算例验证

为确保CFD++数值模拟真实气体的真实性和可信度,本文在数值计算前有必要对其进行考核校验。选取文献[22]中的典型圆柱高超声流绕流风洞实验自由来流条件和结果数据进行验证。

该模型采用结构化网格划分,激波附近网格加密以便捕捉脱体激波,壁面网格加密以保证湍流模型对 y^+ 的要求。同时,近壁面第一层网格高度分别取 $10\mu\text{m}$ (网格数3万, No.1), $1\mu\text{m}$ (网格数4万, No.2), $0.1\mu\text{m}$ (网格数5万, No.3)对结算结果进行网格无关性验证。从图3,图4可以看出,本文数值模拟得到的脱体激波形状、脱体距离以及壁面沿程压力、热流密度分布和实验结果基本吻合,同时也可看出不同数目网格对除热流密度以外的数值结果影响较小。第一层网格高度对热流密度影响较为明显,但三种网格计算结果与实验的差别均在误差允许范围内。因此,本文数值模拟方法是可行的。

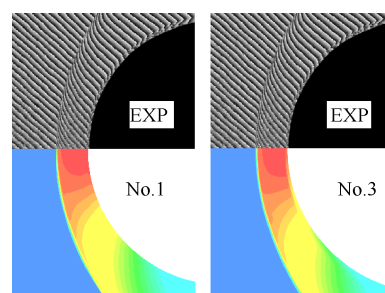


Fig. 3 Comparison of numerical calculation of flow field with experimental schlieren

3 计算结果与分析

3.1 真实气体效应下进气道流场分析

为了探究“真实气体效应”对高超声速内转进气道流场特性、参数特性等的影响规律,选取设计点高马赫数的来流条件:马赫数 $Ma_\infty=12$,静压 $p=433\text{Pa}$,

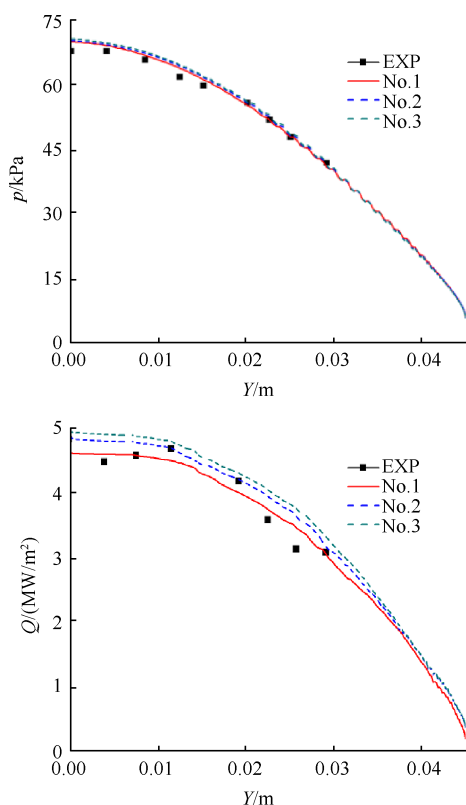


Fig. 4 Comparison of measured and computed surface pressure and heat flux with different grid number

静温 $T=242\text{K}$, 下面将对数值计算结果进行分析。

3.1.1 流场结构分析

图5以化学非平衡气体为例,给出了进气道内压段和隔离段在对称面处的静压分布流场结构。唇口板曲面部分形成一系列等熵压缩波,之后汇聚成一道斜激波,曲面部分与直线部分构成凹结构形成一道斜激波,两斜激波结合成一道较强的唇口板斜激波。肩部的外凸构型产生了膨胀波束,恰好与唇口板斜激波形成典型的激波、膨胀波异侧相交,气流经激波和膨胀波后形成两个压差较为明显的区域。受两区域较大压差,激波、膨胀波相交后又形成 Expansion wave 2, Shock 2 遇到壁面后有分别作出相应反射。

此内转进气道轴对称基准流场是基于量热完全气体设计的,从图6可看出,量热完全气体下设计点

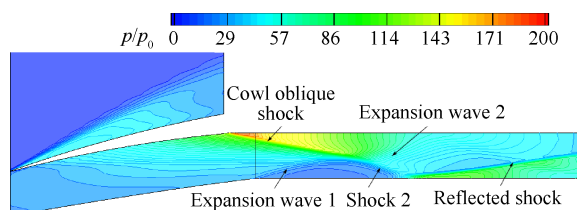


Fig. 5 Static pressure distribution of chemical non-equilibrium gas at symmetry plane ($Ma=12$)

时进气道整体流动通道内流场结构良好,顶板前缘激波在唇口板处恰好完全封口,达到进气道工作额定状态,满足设计要求。相比量热完全气体,化学反应气体对进气道的外压段顶板前缘激波位置影响非常小,但其内压段的唇口板斜激波角减小,导致唇口板斜激波与隔离段下壁面交点后移,下游的反射激波角也随之减小,反射激波与隔离段出口交点下移。真实气体效应下的进气道整体流场结构与热完全气体的差别较小。

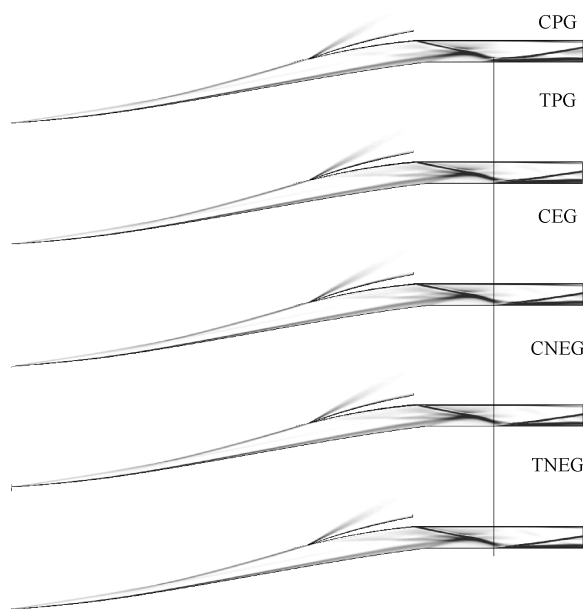


Fig. 6 Numerical schlieren of different gas models at symmetry plane ($Ma=12$)

从图7氧原子质量分数等值面分布来看,近壁面凸起的等值面为低速区域,喉道前侧板附近涡流区逐渐上移发展并不断扩大,喉道后涡流区从侧壁面逐步向下偏转至下壁面,在隔离段后半段下壁面的涡流区逐步形成并不断扩大。进气道主通道氧原子分布极少,氧原子分布主要在进气道近壁面的边界层内和低速涡流区内,由此可判断离解反应发生在边界层内和低速涡流区内。

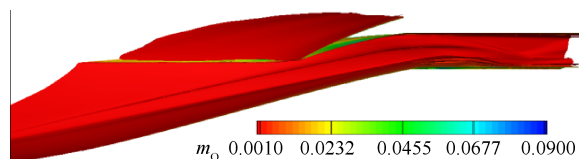


Fig. 7 Iso-surface distribution of oxygen atomic mass fraction in chemical non-equilibrium gas ($Ma=12$)

图8给出了三种化学反应气体对应的进气道壁面氧原子质量分数分布情况,对于化学平衡气体,在唇口板前缘、侧板与唇口板交界处以及隔离段下壁

面的前半段离解反应最为明显,其化学反应程度比其它两种气体大的多,使得壁面氧原子分布含量较高的区域较为明显。对于化学非平衡气体,从外压段至内压段离解反应程度逐渐加深。而热化学非平衡气体的氧原子分布有一明显分界线,说明其离解反应程度在此处发生明显变化。总的来看,热化学非平衡气体时的氧原子含量比化学非平衡气体明显要多,则热化学非平衡气体离解反应程度比化学非平衡气体深。

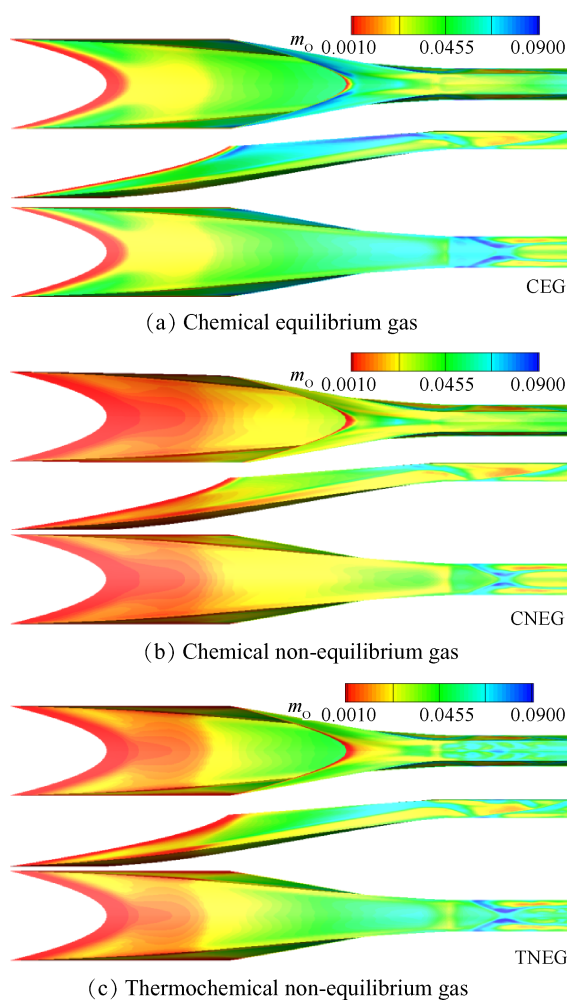


Fig. 8 Distribution of oxygen atoms on the wall of in the reaction gas models ($Ma=12$)

图9给出了 $Ma=12$ 时不同气体模型隔离段沿程截面流场分布,其中选取了等间距的10个截面的温度分布以及极限流线分布(L 为隔离段长度)。在喉道位置和 $(1/9)L$ 处的涡流区位置和大小基本相同,在 $(2/9)L$ 处,侧壁面涡流区下方气流横向流动(向对称面)随后再下洗,量热完全气体时横向流动较少,提前下洗且程度最为明显。与完全气体相比,两非平衡气体横向流动增强,下洗程度减弱,使得化学非

衡气体和热化学非平衡气体在下壁面未形成涡流区;在 $(4/9)L$ 处,完全气体和化学平衡气体在下壁面均有涡流区出现,而两非平衡气体未出现。对于侧、下两壁面拐角处的低速流堆积,热化学非平衡气体堆积程度比热完全气体、化学非平衡气体稍低些;在 $(6/9)L$ 处,量热完全气体时下壁面大涡流区的右上角又形成一小涡,热完全气体和化学平衡气体在 $(7/9)L$ 处形成,两非平衡气体下在 $(8/9)L$ 处形成。

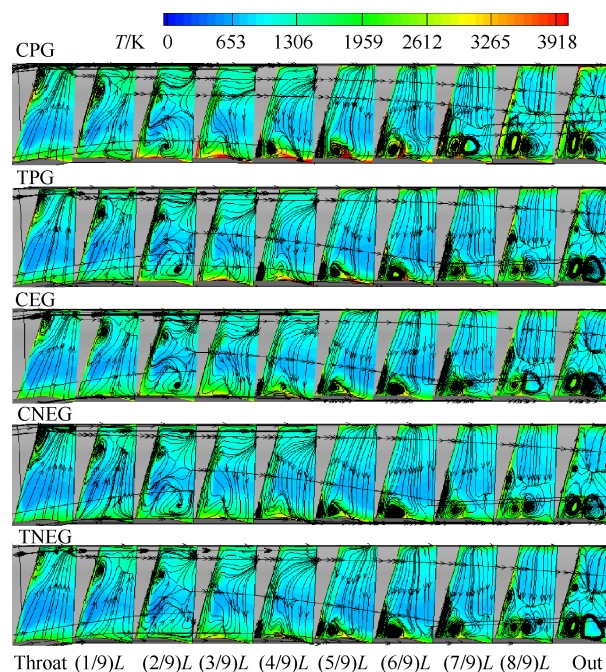


Fig. 9 Flow field distribution along the isolator in different gas models ($Ma=12$)

图10给出 $Ma=12$ 时不同气体模型隔离段出口流场分布,对于由对称面向两侧的横向流动,量热完全气体程度最小,化学反应气体的程度明显比完全气体大。上壁面下洗气流与涡流区向上卷起的气流相遇形成一道明显的分界线,此分界线对应着反射激波与隔离段出口交点。量热完全气体分界线比其它气体的稍高些,此规律与图6所示的反射激波位置关系相一致。在侧壁面与分界线等高的位置上,均形成相应的小涡流区。对于靠近对称面的一对大涡流区,量热完全气体的最小,且其与化学平衡气体在该对大涡之间均未形成依附的小涡流区,而其它三种气体均有形成,小涡流区的依附程度、区域面积从大到小依次是化学非平衡气体、热化学非平衡气体、热完全气体。

3.1.2 流场参数分析

图11给出了对称面上沿顶板型线的流场参数分布, $X=0.4m$ 之后两种完全气体与化学非平衡、热化学

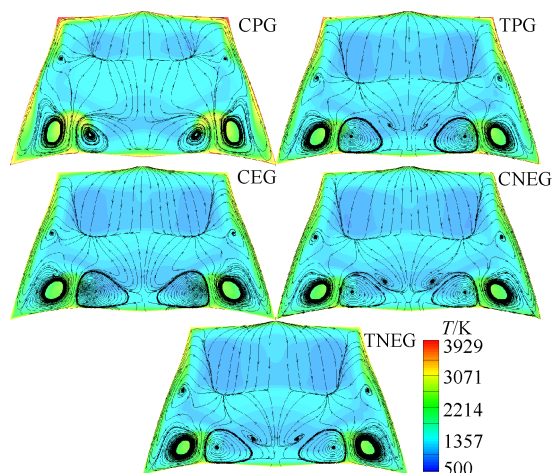


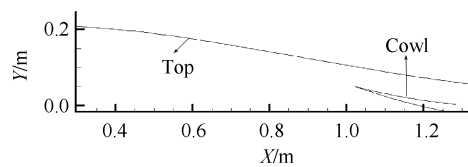
Fig. 10 Flow field distribution at the exit of isolator in different gas models ($Ma=12$)

非平衡两种气体分别保持400K,200K左右的静温差同步变化。 $X=0.45 \sim 0.55\text{m}$ 区间静温分布呈现先降后升变化,该区间之前热化学非平衡的静温比热完全气体高,之后呈现相反情况。量热完全气体的比热比是定值1.4,比其它气体模型高0.1~0.12,会导致激波位置和流场参数出现偏差。由于化学平衡气体模型的离解反应程度最为强烈,沿顶板温度分布最低,氧原子含量最高,比热比约为1.3。热完全气体的温度比化学反应气体都要高,但其比热比最低(约为1.2)。

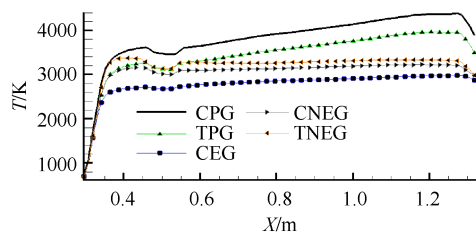
从温度分布可以看出,与完全气体相比,化学反应气体壁面静温可降低1000K左右。从氧原子质量分数分布来看,在内压缩段化学平衡气体、热化学非平衡气体的氧原子质量分数最高可达0.06左右,化学非平衡气体的最高可达0.04左右,化学反应较为明显。

化学非平衡气体在热力学上是平衡的,平动-转动态与振动态达到平衡,平动-转动态的能量可完全转移到振动态,而热化学非平衡气体平动-转动态与振动态不能达到平衡。所以,化学非平衡气体温度要比双温度模型的平动-转动温度(即热化学非平衡气体的静温)低,但其氧原子含量比后者低,与文献[23]规律一致,且其比热比较后者稍低,可见单双温度不同热力学模型之间的差异。

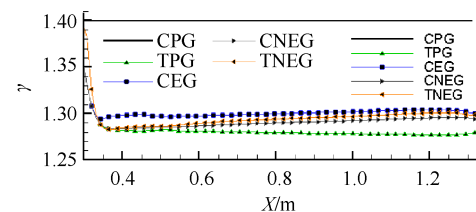
从11(e)图可知,五种气体模型的静压比的分布规律未偏离反正切曲线规律,由于外压缩段部分边界层相对较薄,各气体模型之间的偏差对静压比分布影响较小,所以此部分沿程静压比分布基本一致。但自唇口之后的内压缩段边界层厚度逐渐增大,量热完全气体模型的静压比分布逐渐偏离其它几种气体。



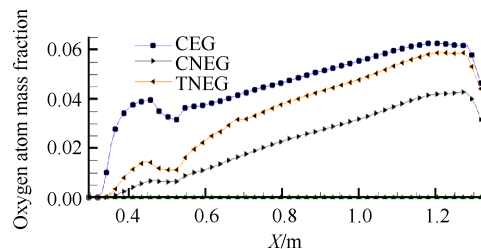
(a) Shape line coordinates at symmetry plane



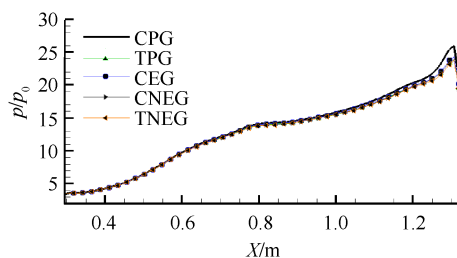
(b) Static temperature distributions



(c) Specific heat ratio γ distributions



(d) Oxygen atom mass fraction distributions



(e) Static pressure ratio distributions

Fig. 11 Parameter distribution of flow field on the top of symmetry plane

图12给出了隔离段下壁面在对称面位置的静温和氧原子的质量分数分布(喉道至出口横坐标逐渐增大),两完全气体的最高静温分别可达5600K,4900K,与之相比化学反应气体的静温相对降低了2000~2500K,由此可见,真实气体效应在隔离段内对温度的影响是较为明显的,值得下一步深入研究。从12(b)可看出,激波反射点处的氧气的质量分数最低为0.13左右,相比来流的氧气的质量分数0.23,约43.5%的氧气参与了化学反应中。

表2给出了不同气体模型进气道隔离段出口性

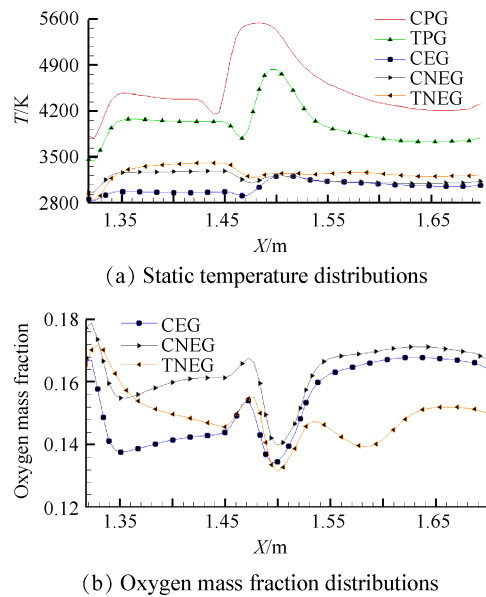


Fig. 12 Parameter distribution of flow field on the lower wall of isolator

能参数,相比热完全气体,两非平衡气体隔离段出口的总压恢复系数稍低些,同时离解反应的吸热作用使得静温比降低。化学非平衡气体的其它性能参数与热完全气体较为相近,相比热完全气体,热化学非平衡气体的出口静压比、静温比分别降低了 1.1%, 1.8%。相比化学非平衡气体,热化学非平衡气体的出口静压比、静温比分别降低了 1.6%, 1.0%。

Table 2 Performance parameters of isolator exit

Parameter	CPG	TPG	CEG	CNEG	TNEG
Ma	4.94	5.3	5.26	5.29	5.33
p/p_0	69.42	65.45	66.01	65.80	64.72
T/T_0	5.5	4.99	5.02	4.95	4.9
σ	0.3281	0.3219	0.315	0.3173	0.3189

3.2 壁面条件对进气道特性的影响

3.2.1 流场特性分析

从气动加热角度来看,飞行器气动加热量与壁面的温度条件有关,壁面温度影响着边界层温度分布,也就有不同热流。为探究壁面温度、“真实气体”效应对进气道气动加热、流场结构及工作性能的影响,分别采用 $T_w=1000K$, $T_w=2000K$ 等温壁面边界条件,不考虑较为复杂的壁面催化,其它计算方法与前文保持一致并在不同气体模型下进行数值模拟。

图 13 给出热化学非平衡气体模型在不同壁面边界条件下对称面处的数值纹影图(密度梯度), $T_w=1000K$ 时,进气道顶板附近边界层厚度最大,其次是壁面绝热, $T_w=2000K$ 最小,不同边界层厚度将影响前

缘激波位置,下文将会对其分析。 $T_w=1000K$ 时隔离段内的边界层厚度也最大,尤其在激波反射点后边界层明显发展速度明显加快。可见真实气体效应下不同壁面条件对进气道壁面边界层发展影响较大。

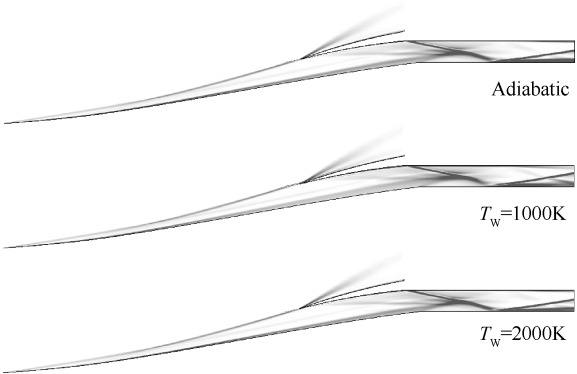


Fig. 13 Numerical schlieren of different wall conditions at symmetry plane (thermochemical non-equilibrium gas)

图 14 给出了不同壁面条件下喉道截面与隔离段出口静温与流线分布,气体模型和壁面条件的不同对喉道位置的流线分布影响都比较小,尚需对隔离段出口流动情况进行相对细致地分析。在图 14(c) 已标出各位置典型涡流区标号,方便下文分析中区分对比。

对于热化学非平衡气体,出口上壁面的横向流动程度在壁面绝热时最小,随着壁面温度的增高变大。 $T_w=1000K$ 时未形成涡流区 1, 4, 5, 而壁面绝热和 $T_w=2000K$ 时均有形成。绝热壁面时未形成涡流区 3, 由于两等温壁面的涡流区 3 的形成方式不同, $T_w=2000K$ 的涡流区 3 比 $T_w=1000K$ 大且位置偏上;对于热完全气体、化学非平衡气体, $T_w=1000K$ 时下壁面附近均有涡流区 1 形成。就三种气体模型而言,上下两股气流相遇形成一明显的分界线,此分界线对应隔离段反射激波与出口截面相交位置, $T_w=1000K$ 时的涡流区 1 比其它两壁面条件下面积大而且位置靠上,从而分界线明显靠上。不同壁面条件对热完全气体隔离段出口流动的影响与化学非平衡气体基本一致。

图 15 和图 16 给出了进气道壁面的热流密度分布,高热流区域主要集中分布于隔离段上壁面喉道位置与下壁面激波反射点位置附近。唇口板内侧的一系列等熵压缩波的作用使从唇口前缘至曲面部分终止处壁面附近温度逐渐升高,从而热流密度随之升高。较强的唇口板斜激波使得其下游温度变化剧烈,热流密度也达到峰值。反射激波下游的热流密

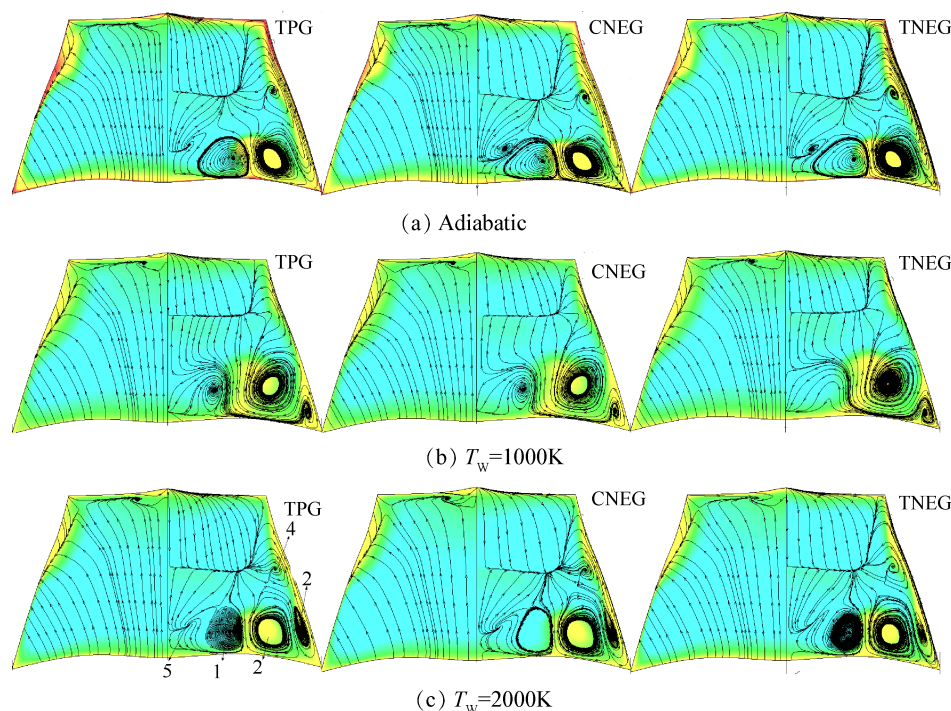


Fig. 14 Static temperature and streamline distribution of throat section (left) and outlet section (right) of different wall conditions

度比其上游明显要高,进入隔离段后,随着侧壁面涡流区的发展至侧、下壁面拐角处及下壁面时,较强涡流区的形成以及低速流的堆积使得热流密度分布也随之愈加明显。

$T_w=1000\text{K}$ 时,热化学非平衡气体的进气道壁面热流密度比热完全气体、化学非平衡气体低些,且后两者的热流密度分布情况较为相近。 $T_w=2000\text{K}$ 时,热化学非平衡气体的热流密度仍最低,热完全气体的壁面热流密度比化学非平衡气体高。壁面温度对热流密度分布影响较大, $T_w=1000\text{K}$ 的壁面热流密度比 $T_w=2000\text{K}$ 高很多。

3.2.2 参数特性分析

图 17 给出了不同壁面温度下各气体模型在对称面上沿顶板型线的参数分布,图 17(b) 为热流密度分布,除 $T_w=1000\text{K}$ 时热化学非平衡气体在外压缩段发生突变外,其它壁面条件下的各气体差别较小,进入内压缩段后差别逐渐变大。

就内压缩段而言,对于每种气体模型,壁面温度越高,热流密度沿顶板分布越低, $T_w=1000\text{K}$ 的热流密度分布比 $T_w=2000\text{K}$ 的高约 0.2MW/m^2 。化学非平衡气体的热流分布与热完全气体的基本相同,热化学非平衡气体与前两者的存在较大差别。由于唇口后的内压缩段顶板边界层增长速度加快,除 $T_w=1000\text{K}$ 时热化学非平衡气体的热流密度在唇口位

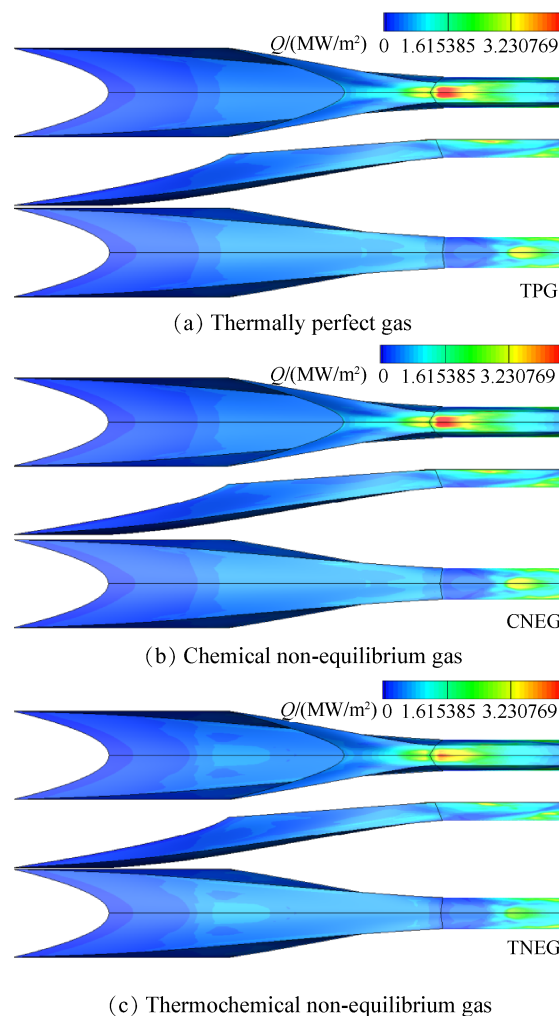


Fig. 15 $T_w=1000\text{K}$ inlet wall heat flux distribution

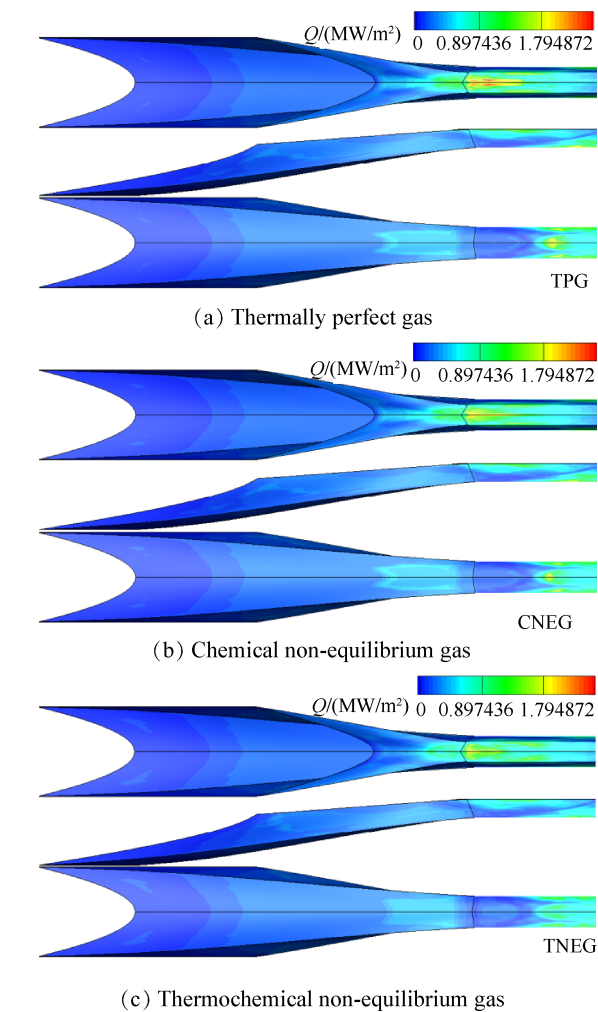


Fig. 16 $T_w=2000\text{K}$ inlet wall heat flux distribution

置发生骤变以外,而其它几种热流密度骤变位置在唇口后的内压段部分。 $T_w=1000\text{K}$, $T_w=2000\text{K}$ 时热化学非平衡气体比其它两种气体的热流密度分别低约 0.05MW/m^2 , 0.025MW/m^2 。从图 17(c)可以看出, $T_w=2000\text{K}$ 时的热化学非平衡气体离解反应后的氧原子分布较多,离解反应程度较为明显。而其它情况下的生成的氧原子较少,离解反应程度不明显,更接近冻结流。

图 18 给出了唇口前沿 Y 方向的马赫数分布,就每种气体模型而言,前缘激波角和边界层厚度从小到大依次是 $T_w=2000\text{K}$ 、壁面绝热, $T_w=1000\text{K}$ 。壁面绝热时激波恰好封口进气道处于额定状态,则 $T_w=2000\text{K}$, 1000K 时分别进气道分别为超额定、亚额定状态。不同的壁面边界条件对边界层厚度及顶板前缘激波位置影响是不同的,从而会导致进气道流场下游的参数存在一定差别。

从表 3 可看出,在等温壁面条件时,相同壁面温度下不同气体模型隔离段出口的性能参数基本一

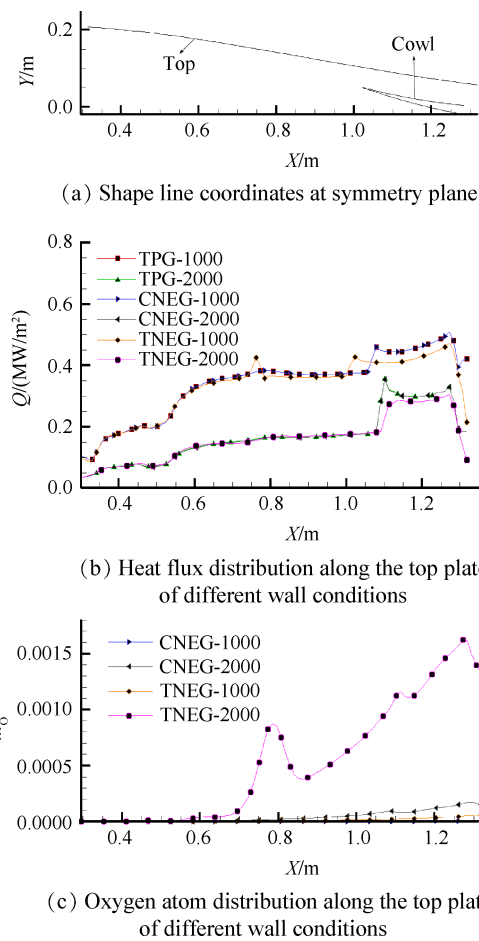


Fig. 17 Parameter distribution of flow field on the top of symmetry plane under different wall conditions

致。对于同种气体模型,由于 $T_w=1000\text{K}$ 前缘激波角偏大,边界层偏厚,其隔离段出口性能较其它两者偏差较大。就热化学非平衡气体而言,相比壁面绝热条件, $T_w=1000\text{K}$ 时出口马赫数、出口总压恢复系数分别降低了 6.4%, 21.2%, 静压比、静温比分别升高了 5.4%, 5.3%, 壁面绝热时和 $T_w=2000\text{K}$ 的性能参数差别较小。

Table 3 Performance parameters of isolator exit in different wall conditions

Item		Ma	p/p_0	T/T_0	σ
TPG	Adiabatic	5.3	65.45	4.99	0.3219
	1000K	4.98	68.87	5.16	0.2461
	2000K	5.27	64.71	4.84	0.3027
CNEG	Adiabatic	5.29	65.80	4.95	0.3173
	1000K	4.98	68.78	5.15	0.2464
	2000K	5.28	64.39	4.81	0.3036
TNEG	Adiabatic	5.33	64.72	4.9	0.3189
	1000K	4.99	68.24	5.16	0.2514
	2000K	5.29	64	4.82	0.3053

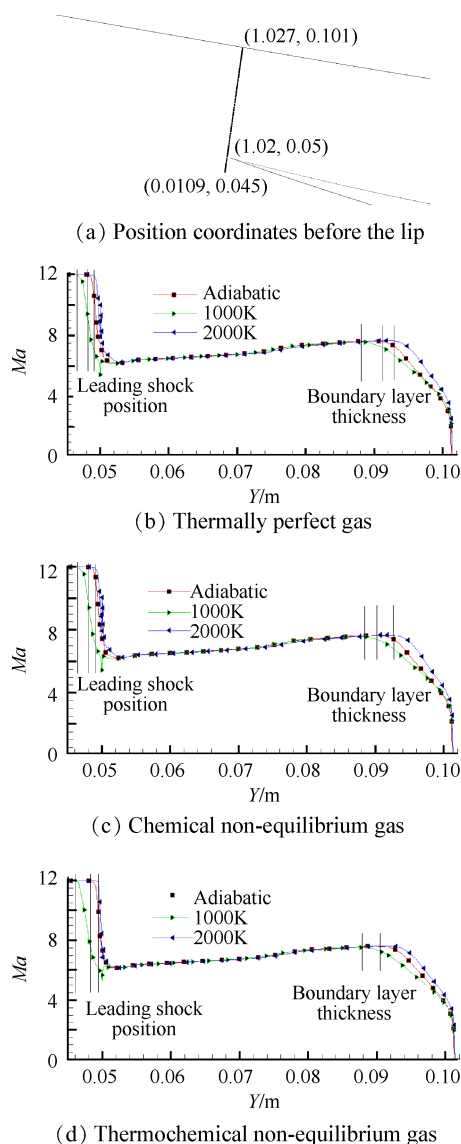


Fig. 18 Mach number distribution of each gas in front of the lip under different wall conditions

4 结 论

本文考虑不同气体模型,运用数值模拟方法获取“真实气体效应”、不同壁面条件对高超声速内转进气道特性的影响,得出结论如下:

(1) 离解反应发生在边界层内和低速涡流区内,热化学非平衡气体的离解反应程度比化学非平衡气体大;真实气体效应影响隔离段内横向流动,使得涡流区形成及其发展不同于热完全气体。

(2) 在隔离段内激波反射处,相比完全气体,化学反应气体的静温相对降低了2000~2500K。热化学非平衡气体的其它性能参数与热完全气体、化学非平衡气体较存在一定差别。

(3) 不同壁面条件对隔离段出口的涡流区形成、发展、位置和数量影响较也为明显;高热流区域主要

集中分布于隔离段上壁面喉道位置与下壁面激波反射点位置附近。

(4) 内压缩段部分,较高的壁面温度有利于降低壁面热流密度。相比热完全气体、化学非平衡气体,热化学非平衡气体可降低壁面热流分布。相比壁面绝热, $T_w=2000K$, $T_w=1000K$ 时的出口的性能参数差别较大,前两者性能参数差别较小。

本文旨在探究真实气体效应对高马赫内转进气道工作特性的影响,对下面高马赫内转进气道设计方面的工作有一定的参考价值。文中发现,在考虑等温壁面时,壁面边界层厚度随壁面温度降低变厚。此规律与常规理论不相符,按论文计算方法多次对二元进气道、等直段以及平板在不同壁面温度下进行数值模拟,结果仍与文中一致。接下来研究工作将对该问题进行深入研究,同时开展实验验证。

参考文献

- [1] 童秉纲, 孔祥言, 邓国华. 气体动力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2012.
- [2] John D, Anderson jr. Hypersonic and High-Temperature Gas Dynamics [M]. USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [3] 张堃元, 金志光. 流体动力学[M]. 北京: 科学出版社, 2017.
- [4] Hirschel, Ernst-Heinrich, Claus Weiland. Selected Aero-thermodynamic Design Problems of Hypersonic Flight Vehicles[M]. Berlin: Springer, 2009.
- [5] Weilmuenster K J, Gnoffo P A, Greene F A. Navier-Stokes Simulations of the Shuttle Orbiter Aerodynamic Characteristics with Emphasis on Pitch Trim and Body Flap[R]. AIAA 93-2184.
- [6] Hassan B, Candler G V, Olynick D R. The Effect of Thermochemical Non-Equilibrium on the Aerodynamics of Aerobraking Vehicles[C]. Nashville: 27th AIAA Thermophysics Conference, 1992.
- [7] Gupta R N, Yos J M, Thompson R A. A Review of Reaction Rates and Thermodynamic and Transport Properties for an 11-Species Air Model for Chemical and Thermal Non-Equilibrium Calculations to 30000K [R]. NASA-TM-101528, 1989.
- [8] Gnoffo P A, Gupta R N, Shinn J L. Conservation Equations and Physical Models for Hypersonic Air Flows in Thermal and Chemical Nonequilibrium[R]. NASA-TP-2867, 1989.
- [9] 欧阳水吾, 谢中强. 高温非平衡空气绕流[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.
- [10] 苗文博, 罗晓光, 程晓丽. 壁面催化对高超声速飞行

- 器气动特性影响[J]. 空气动力学报, 2014, 32(2): 235-239.
- [11] 栗莉. 真实气体效应对高超声速进气道流场结构影响的研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2013.
- [12] 张启帆, 岳连捷, 贾轶楠, 等. 真实气体效应对 Ma_{10} 级进气道流动的影响[J]. 推进技术, 2019, 40(1): 281-288. (ZHANG Qi-fan, YUE Lian-jie, JIA Zhi-nan, et al. Real-Gas Effects on Hypersonic Inlet Flow at Mach 10[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(1): 281-288.)
- [13] Ogawah, Grainger A L, Boyce R R. Inlet Starting of High-Contraction Axisymmetric Scramjets [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2011, 26(26): 1247-1258.
- [14] Boyce R R, Gerard S, Paull A. The HyShot Scramjet Flight Experiment-Flight Data and CFD Calculations Compared[R]. AIAA 2003-7029.
- [15] Boyce R R, Hillier R. Shock-Induce Three-Dimensional Separation of an Axisymmetric Hypersonic Turbulent Boundary Layer[R]. AIAA 2000-2226.
- [16] Menter F R, Kuntz M, Langtry R. Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model[J]. *Heat and Mass Transfer*, 2003, 4(1): 625-632.
- [17] Menter F R. Zonal Two Equation $k-\omega$ Turbulence Models for Aerodynamic Flows [R]. AIAA 93-2906.
- [18] Menter F R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications [J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [19] Chan W, Jacobs P, Mee D. Suitability of the $k-\omega$ Turbulence Model for Scramjet Flowfield Simulations [J]. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 2012, 70(3): 493-514.
- [20] Gnoffo P A. Code Calibration Program in Support of the Aeroassist Flight Experiment [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1990, 27(2): 131-142.
- [21] Park C. On Convergence of Computation of Chemically Reacting Flows [C]. Nevada: 23rd Aerospace Sciences Meeting, 1985.
- [22] Hannemann K, Schramm J M, Karl S, et al. Cylinder Shock Layer Density Profiles Measured in High Enthalpy Flows in HEG [R]. AIAA 2002-2913.
- [23] 潘沙. 高超声速气动热数值模拟方法及大规模并行计算研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2010.

(编辑: 梅 瑛)