

真实气体效应对 $Ma10$ 级进气道流动的影响*

张启帆¹, 岳连捷¹, 贾轶楠¹, 张新宇¹, 李欣², 高雄²

(1. 中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190;
2. 北京动力机械研究所, 北京 100074)

摘要: 为了探究高马赫数超燃冲压发动机高速飞行时真实气体效应对进气道流场的影响, 仿真获得了不同气体模型下 $Ma10$ 级进气道流场结构和性能。结果表明: 进气道主流流场温度较低, 不足以触发空气的离解反应, 反应仅发生在边界层内, 但反应程度较低, 远未达到化学平衡状态, 除了边界层温度及热载荷特性, 其流场结果则更为贴近冻结流流场, 因而化学非平衡模型与热完全气体模型的进气道通流流场结构和性能基本一致。而真实气体效应导致边界层特性的不同, 对进气道起动特性产生影响, 吸热离解反应通过对进口分离泡的抑制和增大进口马赫数将进气道的再起马赫数从 9.8 降低到 9.4。在对进气道在宽速域应用中的钝化设计研究发现, 真实气体效应虽然对前缘钝化进气道流场的压力分布和性能无明显影响, 但是其能起到整体降低壁面热流的作用, 不仅钝头处的热流降低了 $1\text{MW}/\text{m}^2$, 通道内的热流也整体降低了 $0.1\text{MW}/\text{m}^2$ 。

关键词: 真实气体效应; 高马赫数进气道; 化学非平衡气体模型; 热完全气体模型; 前缘钝化; 再起马赫数

中图分类号: V211.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2019) 05-1042-09
DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.180218

Real-Gas Effects on Hypersonic Inlet Flow at Mach 10

ZHANG Qi-fan¹, YUE Lian-jie¹, JIA Yi-nan¹, ZHANG Xin-yu¹, LI Xin², GAO Xiong²

(1. State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics,
Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
2. Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: A simulation study of a rectangular hypersonic inlet in different gas model has been proposed to enrich the understanding of the real-gas effect on the inlet flow pattern while the high speed scramjet flies at the Mach 10. The results show that the air dissociation reaction can only be found in the boundary layer while the mainstream temperature is not high enough to trigger the chemical reaction. Because the low reaction degree in the boundary layer is far from the chemical equilibrium state, the flow pattern and characteristics of the inlet with chemical non-equilibrium gas model are basically identical with the results of the thermally perfect gas model which represents the frozen flow, except the temperature and heat load in the boundary layer. Besides, the endothermic reaction in the boundary layer makes the inlet restarting Mach number decrease from 9.8 to 9.4 by inhibiting the entrance separation bubble and increasing the entrance Mach number. Furthermore, a study of real gas effect on the inlet wide speed range characteristics, such as the leading-edge bluntness flow pattern, is carried out. And it is found that the real-gas effect has no significant effect on the pressure distribution and inlet characteristics with the leading-edge bluntness. However, the bluntness can decrease the heat load distribution of the inlet, while the heat

* 收稿日期: 2018-04-16; 修订日期: 2018-06-14。

基金项目: 国家自然科学基金 (11472279; 11672309)。

作者简介: 张启帆, 博士, 助理研究员, 研究领域为内流空气动力学。E-mail: zhangqifan@imech.ac.cn

通讯作者: 岳连捷, 博士, 研究员, 研究领域为超燃冲压发动机流动。E-mail: yuelj@imech.ac.cn

load around the leading edge and in the inlet duct decreases by $1\text{MW}/\text{m}^2$ and $0.1\text{MW}/\text{m}^2$, respectively.

Key words: Real-gas effect; High Mach number inlet; Chemical non-equilibrium gas model; Thermally perfect gas model; Leading-edge bluntness; Restart capability

1 引言

真实气体效应是指随着飞行马赫数的升高,气流的总温不断升高,激波对气体的压缩和边界层内的粘性阻滞作用将使高马赫数气体减速,部分气体动能转化为分子随机运动的能量,使气体达到很高的温度。高温将导致气体分子的振动自由度被激发,进而产生离解、电离等一系列较为复杂的物理化学变化,此时的空气将偏离量热完全气体模型,不再满足热完全气体性质^[1-3]。因而对近空间高速飞行器而言,真实气体效应对飞行器的升阻比、压心位置和质心俯仰力矩产生明显影响^[4-5],美国航天飞机第一次再入飞行即发现在高温气体效应下飞行工况纵向俯仰力矩比预测值大得多^[6-7]。国内外学者对再入飞行器壁面的热化学非平衡流和热辐射问题开展了针对性的研究^[8-12],并指导了之后的航天飞机设计。近年来,随着各国的航天研究开始重点关注高马赫数吸气式飞行器和推进技术,相关研究的关注点也开始转向热化学非平衡效应对边界层的影响上^[13-15],以及由此对飞行器和发动机性能的影响。

高马赫数进气道作为吸气式推进系统的重要部件,且位于推进系统流道的最上游,其工作特性将直接影响推进系统整体效能的发挥,故一直以来有大量的研究工作致力于高马赫数进气道性能的改善^[16-23],但是其中绝大部分的研究对象飞行马赫数均不高于6.5,真实气体效应相对较弱^[24],均将来流空气作为量热完全气体或热完全气体进行处理。但随着现有技术的不断突破,吸气式飞行器的飞行速度必将拓展至高马赫数的上区间 $Ma7 \sim Ma10$,随之而来的高温真实气体效应问题也将不断凸显。

目前,高温真实气体效应所带来的比热容和气体组分的变化对进气道流场能带来多大程度的影响还不清楚,因此有必要结合高马赫数飞行器进气道,借助数值仿真手段对其开展相关的研究分析,获得高温气体效应对进气道流场结构、性能以及起动特性的影响。

2 物理模型和计算方法

2.1 物理模型

图1是本文研究的 $Ma10$ 级二元进气道示意图,

为了兼顾进气道在宽速域范围内的性能,进气道外压波设计封口马赫数是8.5。进气道总长3395.79mm,捕获高度为560mm,出口高度为56mm,总收缩比为10。其前体由初始的 6° 斜楔和之后紧接的曲面激波压缩段构成,前体的总压缩角为 12.2° 。针对该进气道,采用了结构化网格划分,网格总量约为8万。为了更加准确和精细地描述进气道边界层和捕获波系结构,在进气道壁面和前体激波位置附近进行了加密处理,如图2所示。

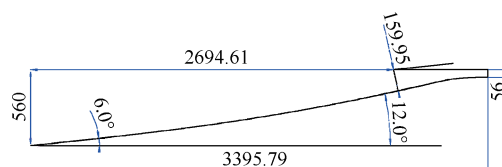


Fig. 1 Rectangular hypersonic inlet model (mm)

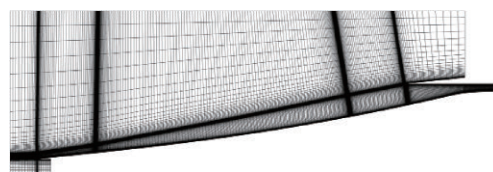


Fig. 2 Grid topology of the inlet

2.2 计算方法

本文针对不同的气体模型开展计算对比,因此选取兼具理想气体模型、真实气体模型以及化学反应模型的商用软件CFD++进行仿真计算。采用二维湍流Navier-Stokes方程求解器,湍流模型选用 $k-\omega$ SST模型,该模型兼具 $k-\varepsilon$ 模型和 $k-\omega$ 模型两者的优势,对高马赫数进气道内的分离流和逆压梯度流动具有较强的预测能力^[25-26]。考虑到实际长时间飞行情况下气流和壁面已建立了热平衡,因此仿真中壁面设为绝热壁面。

采用Park经典的五组分反应模型模拟空气组分高温化学反应,具体参数如表1所示。该反应机理主要是用来模拟不考虑电离下的空气离解反应,包含五种组分(N_2 , O_2 , N , O 和 NO)。其中,前三个反应涉及的三体效应因子参数如表2所示。

进一步考察化学反应的影响,本文还开展了化学平衡气体模型的仿真,并和化学非平衡模型进行对比。仿真设置中采用人为增大频率因子 A_k 的方法,使化学反应速率大幅增大,迅速实现化学平衡,

Table 1 Air dissociation reaction model

No.	Reaction	Frequency factor/($s^{-1}(m^3/kmol)^{n-1}$)	Temperature exponent	Activation energy/(J/kmol)
1	$N_2+M \rightleftharpoons 2N+M$	7.0×10^{18}	-1.6	9.411448×10^8
2	$O_2+M \rightleftharpoons 2O+M$	2.0×10^{18}	-1.5	4.94683×10^8
3	$NO+M \rightleftharpoons N+O+M$	5.0×10^{12}	0.0	6.27707×10^8
4	$NO+O \rightleftharpoons N+O_2$	8.4×10^9	0.0	1.617073×10^8
5	$N_2+O \rightleftharpoons N+NO$	6.4×10^{14}	-1.0	3.192576×10^8

以达到模拟化学平衡状态的目的。在计算过程中,迭代过程的收敛以各方程残差均下降4个数量级为收敛准则。

Table 2 The third-body efficiency

Reaction	N	O ₂	NO	O	N ₂
1	4.29	1.0	1.0	4.29	1.0
2	5.00	1.0	1.0	5.00	1.0
3	22.0	1.0	22.0	22.0	1.0

2.3 算例验证

目前已有大量关于CFD++中量热完全气体模型和热完全气体模型的算例验证^[27-28],因而此节主要是验证真实气体仿真方法的合理性。为此,本文选择了文献[29]中的实验数据进行仿真校验,实验模型为直径90mm的圆柱体,实验来流状态及组分如表3所示。

Table 3 Test freestream condition

Property	Value	Specie	Mole number
Ma_0	8.78	N ₂	0.73555
p_∞/Pa	687	O ₂	0.1340
T_∞/K	694	NO	0.05090
$u_\infty/(m/s)$	4776	N	1.0×10^{-9}
$\rho_\infty/(g/m^3)$	3.26	O	0.07955

整个计算域采用结构网格划分,第一层网格高度为0.01mm,并对近壁面和脱体激波位置附近网格进行了局部加密,以保证近壁网格满足湍流模型对 y^+ 的要求,网格单元数约8万。图3和图4分别给出了仿真和实验结果的纹影、压力对比图,可以看到本文仿真方法得到的脱体激波距离、激波形态以及沿程压力分布均和试验吻合,仿真方法合理可信。

3 真实气体效应对进气道流场的影响

本节将针对进气道构型对比四种典型气体模型的计算结果:量热完全气体(Calorically perfect gas, CPG)模型、热完全气体(Thermally perfect gas, TPG)模型、化学非平衡气体(Chemical non-equilibrium

gas, CNEG)模型和化学平衡气体(Chemical equilibrium gas, CEG)模型。而为了考察在更高马赫数下真实气体效应对进气道流场结构的影响,来流马赫数选取了高飞行状态 Ma_{10} ,具体状态如表4所示。

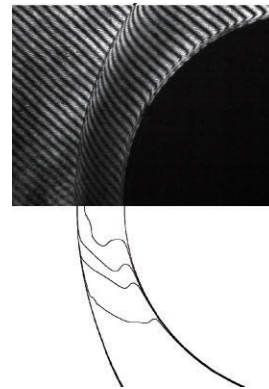


Fig. 3 Experimental and numerical schlieren images of the cylinder model

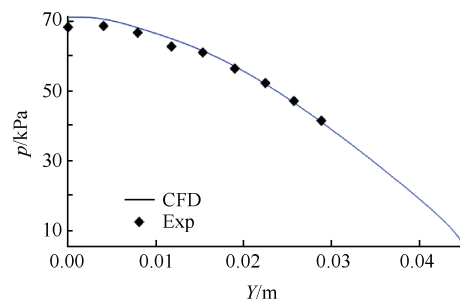


Fig. 4 Experimental and numerical surface pressure distributions of the cylinder model

Table 4 Freestream condition for simulation

Property	H/km	Ma_0	T_0/K	p_0/Pa
Value	34	10.0	233.7	663.4

由图5可见,四种气体模型下进气道的流场结构非常相似,进气道均正常起动、波系正常建立。而由于来流马赫数要高于设计点,因此前体激波均轻微地打进了唇罩内侧,形成了一定程度的超额定状态,但均未在唇罩侧造成明显的分离。此外,通道内同样充斥着激波的入射和反射,且未形成大范围的分

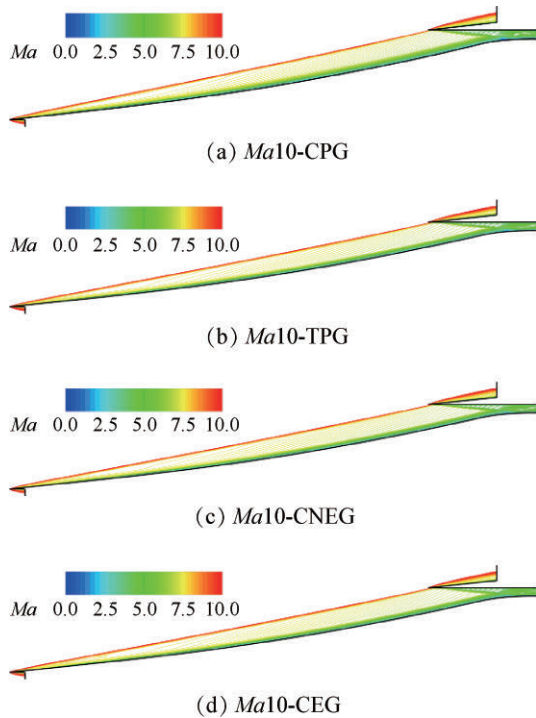


Fig. 5 Inlet flow patterns at Mach 10 in different gas models

为了进一步对比不同气体模型对进气道进口流场的影响,本文在进气道进口处截取了如图6所示的一段垂直当地气流的监控面。对比了上述四种气体模型计算流场中该监控面上的马赫数、温度、比热比以及主要反应生成物氧原子含量的分布,示于图7。

量热完全气体模型因为其比热比 γ 值恒定为 1.4,且较其它三种气体高出了近 0.12(图 7(c)),因而其前体激波角度和边界层内参数较其他三种气体出现了明显偏差,而这也符合引言的预测。其它三个气体模型中,由于主流中静温不高且基本无反应发生,因此三者的主流参数基本相同。但是在温度较高的边界层内,由于吸热反应程度的不同,三种气体模型流场参数开始出现偏差。其中化学平衡气体模型吸热反应程度最深,因而其温度分布最低,比热比 γ 值也是最高,热完全气体则与其相反。而从化学非平衡气体模型计算结果偏离化学平衡气体模型,且更为贴近热完全气体模型的对比结果中能看出,此时流场边界层中的化学反应仍处于非平衡状态,且反应程度非常低,非常接近冻结流。

上文对流场分析结论也可用于解释进气道的沿程参数分布规律(图 8)。平衡气体模型沿程的化学反应程度也是最强的,因而反应物的含量以及壁面温度是最低的。而化学非平衡气体模型下的流场因为反应程度较低,所以其反应物含量和温度的沿程

分布和热完全气体模型结果整体相差较小。另一方面,由于这四种气体模型主流的比热比 γ 值相差较小,因此进气道前体沿程压力分布非常相近。所以未来考虑气动载荷时,采用 $\gamma=1.4$ 量热完全气体的计算就可以满足工程需要。但是进入内通道后,量热气体模型对前体激波角度和边界层状态预测的偏差将被放大,其沿程压力将逐渐偏离其它三种气体模型。

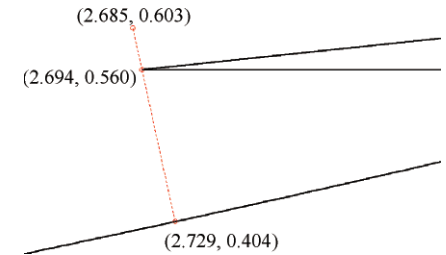


Fig. 6 Section at the entrance of inlet (m)

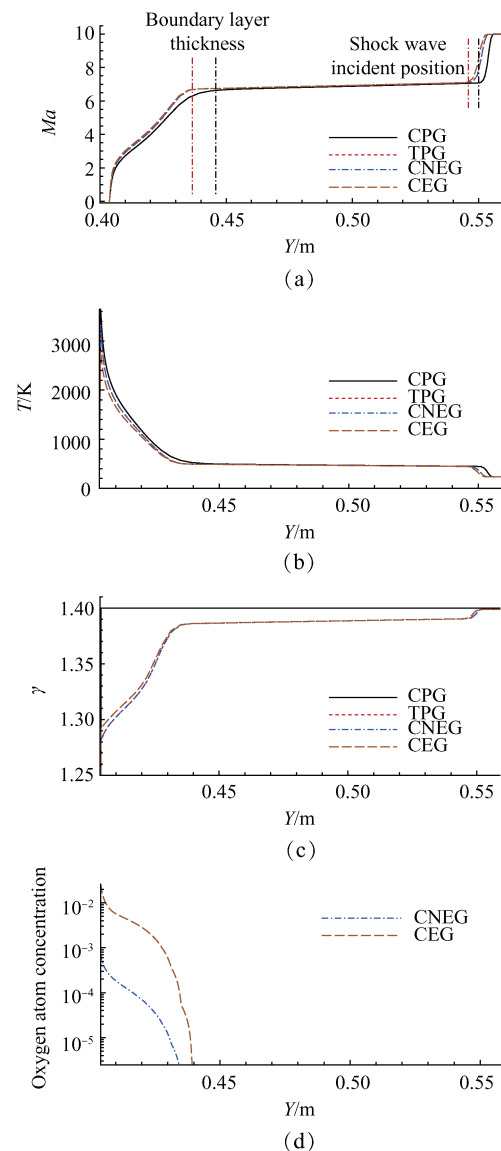


Fig. 7 Flow field parameter distributions along the height direction of the entrance section at Mach 10 in different gas models

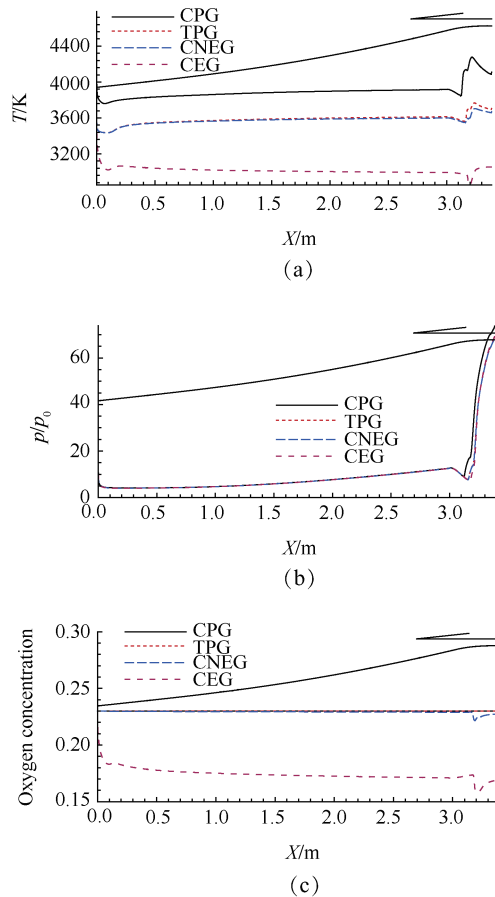


Fig. 8 Surface flow field parameter distributions of the rampside at Mach 10 in different gas models

流场结构上的异同之处最终也将体现在进气道的性能参数上,除去量热完全气体模型偏差相对较大外,化学平衡模型因为夸大了化学效应影响,与其他两者略有偏差。剩下的化学非平衡模型和热完全气体模型计算得到的性能参数基本一致(见表5)。

Table 5 Inlet performance at Mach 10 in different gas models

Gas model	p_{ratio}	T_{ratio}	Ma_e	σ
CPG	60.79	4.91	4.22	0.3614
TPG	54.56	4.40	4.57	0.3825
CNEG	54.51	4.40	4.57	0.3826
CEG	54.32	4.37	4.57	0.3788

综上所述,对于 Ma_{10} 的飞行状态,与常规认识的大钝头体流动不同,由于仅在边界层内存在空气的离解反应,气体中的化学反应程度并不强烈,因此除了边界层温度及热载荷特性,其流场结果则更为贴近冻结流流场。也即化学非平衡模型与热完全气体模型的进气道通流流场结构和性能基本一致。

4 真实气体效应对进气道钝化流场结构的影响

鉴于在实际工程应用中,为降低进气道迎风前缘的热负荷,会对其局部进行钝化处理。而伴随前缘钝化出现的脱体激波势必会加剧该部分空气的离解反应,进而可能对整个进气道流场结构带来影响。

因此接下来将在 Ma_{10} 飞行条件下,针对进气道前缘和唇缘钝化对进气道流场和性能的影响开展研究,依据进气道捕获高度,其钝化半径依次选为 3mm 和 2mm。本文所采用的钝化方式(图9)是通过在尖前缘处做外切圆并抬高背风面(增加厚度),这种钝化方法可以很好地保持没有钝化时的波系结构和流量捕获。

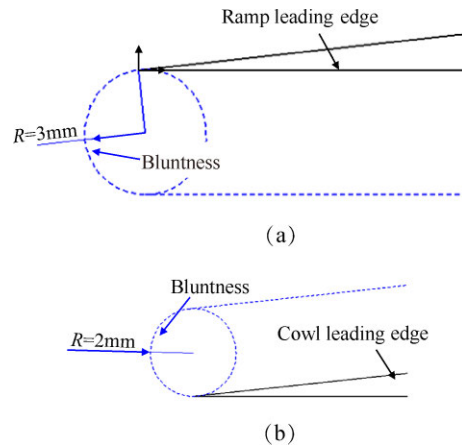


Fig. 9 Inlet leading edge bluntness

图10给出了不同气体模型计算得到的进气道钝化后流场结构。作为对比,首先分析了热完全气体下的流场结构,可以看到在压缩面和唇罩钝化前缘均出现了脱体弓形波,而弓形波的出现会增加其下

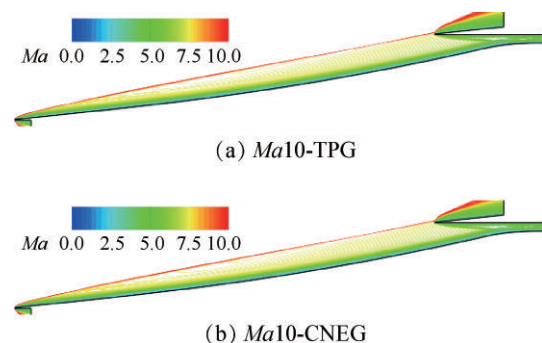


Fig. 10 Inlet flow pattern with the ramp leading edge bluntness ratio $R=3\text{mm}$ and the cowl leading edge bluntness ratio $R=2\text{mm}$ in different gas models

游边界层的厚度,且抬高了外压缩波系,迫使进气道从超额定状态(图 5)逐渐过渡到了亚额定状态。

另一方面,对比发现化学非平衡模型和热完全气体模型计算得到的流场结构基本一致,钝化结构对流场的影响也相同。图 11 给出了压缩面和唇罩均钝化下的进气道下壁面温度和压力分布。相较上一节无钝化的流场分析结果,不同的是,由于钝化的引入加剧了边界层内的化学反应,因此热完全气体模型在壁温的预测上和非平衡气体模型偏差明显增大(图 11(a)),但是两者在压力分布上依旧基本重合(图 11(b))。

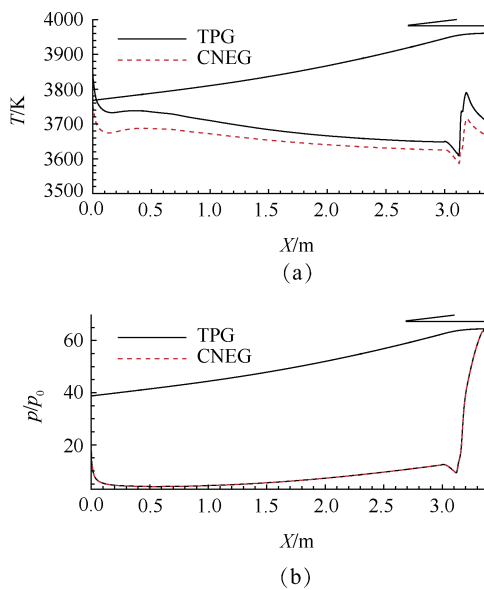


Fig. 11 Surface flow field parameter of the rampside with the ramp and cowl leading edges bluntness at Mach 10 in different gas models

而钝化效应对流场结构的影响将直接影响进气道的性能,进气道的流量系数、出口马赫数和总压恢复系数均出现了降低,对应的增压比和温升比也不断增大,如表 6 所示。此外,正如上文所分析的,不同气体模型对进气道钝化流场结构以及压力分布的影响是非常小的,因而两种气体模型下的进气道性能无论是变化趋势还是数值上均非常接近,这也说明

了在 Ma_{10} 级飞行状态下,真实气体效应对钝化进气道流场结构和性能参数的影响也非常小。

考虑到前缘钝化会加剧钝化区域的化学反应强度,可能会影响进气道的热载荷分布。因此,仿真计算了针对等温壁条件的钝化进气道流场。鉴于壁面热流对近壁网格尺度比较敏感,本部分首先针对性地开展了近壁网格尺度的影响研究。首先,本文所使用的网格近壁第一层网格高度为 0.01mm 。作为对比,在保证网格加密策略不变的前提下,通过增大和减小第一层网格高度至 0.1mm 和 $1\mu\text{m}$ 获得了对比算例。仿真构型为图 9 中的前缘钝化进气道,模拟的飞行条件如表 4,壁温恒定为 $T=1000\text{K}$ 。图 12 对比给出了不同网格高度下的进气道压缩面沿程热流强度地分布。

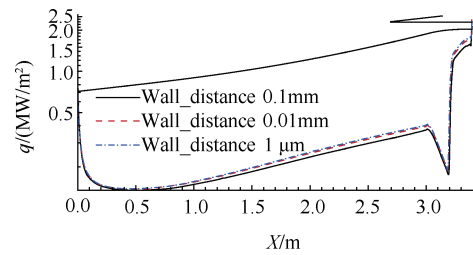


Fig. 12 Surface heat flow distributions of the rampside with the ramp and cowl leading edges bluntness at Mach 10 with different first layer grid heights

可以看到,本文仿真所采用的第一层网格高度 0.01mm ,对热流的计算结果和网格高度 $1\mu\text{m}$ 的基本一致,而网格高度相对较大的 0.1mm 算例结果则和另外两个算例有明显偏差。因此综合计算量和仿真精度的需求,可见使用本文所选择的网格尺度计算热流是合理的。

图 13 给出了不同气体模型在壁温 $T=1000\text{K}$ 和 2000K 条件下的壁面热流沿程分布曲线。可以看到,化学反应得到增强的范围并不是局限于钝化前缘处,而是扩大到了整个进气道。因而,壁面热流强度要整体低于热完全气体模型,不仅钝头处的热流降低了 $1\text{MW}/\text{m}^2$,通道内的热流降低幅度也达到了

Table 6 Inlet performance with leading edge bluntness in different gas models

Research object	Ma_e	p_{ratio}	T_{ratio}	σ	η
None bluntness-CNEG	4.573	54.104	4.404	0.3828	1.0
None bluntness-TPG	4.571	54.155	4.409	0.3827	1.0
Ramp and cowl bluntend-CNEG	4.377	59.016	4.714	0.3679	0.97
Ramp and cowl bluntend-TPG	4.373	59.101	4.726	0.3671	0.97

0.1MW/m²(壁温 $T=1000\text{K}$)。并且该规律并不随壁面温度的改变而发生变化。综上,对于钝化后的进气道流场,真实气体效应的出现必然会整体降低壁面的热负荷程度,而这将降低飞行器热防护设计的难度。

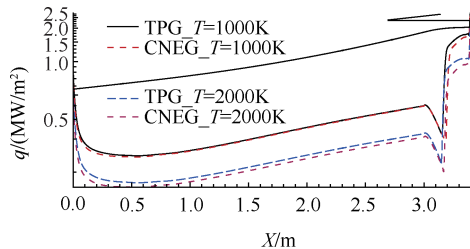


Fig. 13 Surface heat flow distributions of the rampside with the ramp and cowl leading edges bluntness at Mach 10 in different gas models of different wall temperatures

5 真实气体效应对进气道起动和再起动力性能的影响

鉴于实际应用中进气道需在多变的飞行条件和宽广的速域范围内稳定地工作,因此其起动和再起动力性能亦是重要的性能考核指标。对此,本节通过模拟飞行马赫数降低和增加两个过程以考察真实气体效应对进气道的起动和再起动力性能的影响规律。

首先,以进气道通流起动流场作为起始流场,在保证来流静压和静温不变的条件下逐渐降低来流马赫数,获得了不同气体模型下进气道由起动转换到不起动的临界马赫数。结果表明,无论是化学非平衡气体模型还是热完全气体模型,进气道均在来流马赫数从4.6降低至4.5时,由起动状态进入到不起动状态。且两种气体模型计算得到的 $Ma_{4.6}$ 临界起动流场结构也基本相同(见图14),这是由于此时来流马赫数较低,真实气体效应非常弱,未能对流场和进气道不起动马赫数产生影响。

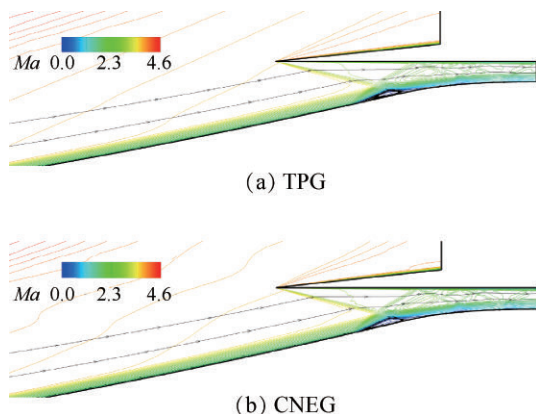


Fig. 14 Inlet flow pattern at Mach 4.6 in different gas models

进一步,以进气道不起动流场作为起始流场,通过逐渐增加来流马赫数,可得到不同气体模型下进气道由不起动向起动过渡的再起动力马赫数。仿真结果表明,化学非平衡模型解法与热完全气体模型解法下的进气道再起动力马赫数存在较大差异:对于化学非平衡气体模型,当马赫数增加至9.4时进气道再起动力;但对于热完全气体模型,马赫数直至增加到9.8时进气道才再起动力。鉴于进气道的再起动力流场受其历史效应影响较大,图15给出了起动前 $Ma_{9.0}$ 时进气道仍处于不起动力状态时的流场对比。可以看出,此时进气道口部存在一个巨大的分离,且占据了进气道大部分的进口高度,进气道处于不起动力状态,并且两种气体模型下计算得到的流场结构基本相似。为了进一步对比两个流场的差异,图16给出了图6所示的进气道进口监控面上速度和静温的分布曲线。对比发现,非平衡气体模型由于化学反应的发生,进口处的静温会整体低于热完全气体模型。并且,非平衡气体模型的速度也是要整体高于热完全气体模型的。因此这两者将会分别从减小分离包的尺度和增强进气道喉道的流通能力两方面达到增强进气道再起动力性能的作用,进而降低了进气道的再起动力马赫数。

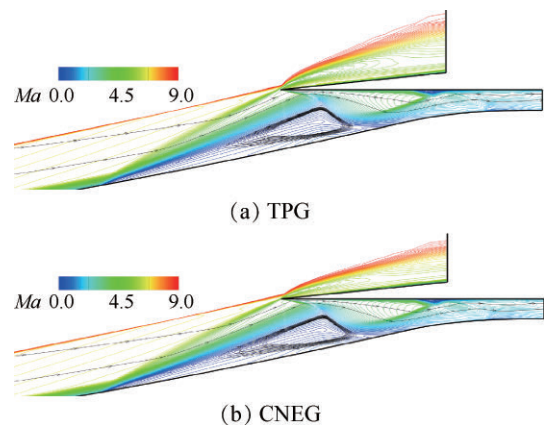


Fig. 15 Inlet flow pattern at Mach 9.0 in different gas models

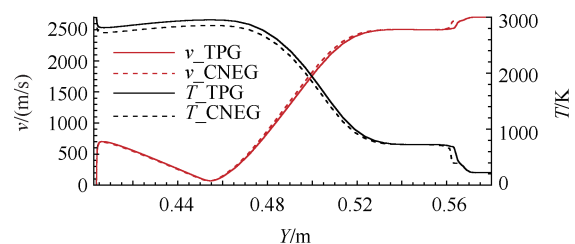


Fig. 16 Velocity and temperature distribution along the height direction of the entrance monitor at Mach 9.0 in different gas models

6 结 论

为了探究在高马赫数下真实气体效应对进气道流场结构及性能的影响,本文采用了不同的气体模型,对典型进气道在 Ma_{10} 级来流条件下的流场结构、性能、钝化和起动问题开展了仿真研究。结果表明:

(1)由于进气道流场主流中的温度较低,还不足以促使空气发生离解,因此主流中并无反应发生,反应仅发生于边界层内,但化学反应程度非常低,因此相比于化学平衡气体模型计算的结果,化学非平衡气体模型的结果则更为贴近冻结流热完全气体模型的流场结果。除了边界层温度参数、热载荷,后两者无论是在进气道的通流流场结构、参数还是性能上均非常接近。

(2)高温真实气体效应对进气道的起动性能产生了作用,吸热离解反应能够通过抑制进口分离包和增大进口马赫数将进气道的再起动马赫数从9.8降低到9.4。

(3)真实气体效应对前缘钝化的进气道流场压力分布以及性能参数上影响较小,但是钝化对化学反应的加剧作用将扩大到整个进气道流场,进而整体降低了进气道壁面的温度和热负荷,不仅钝头处的热流降低了 $1\text{MW}/\text{m}^2$,通道内的热流也整体降低了 $0.1\text{MW}/\text{m}^2$ (壁温 $T=1000\text{K}$)。

致 谢:感谢国家自然科学基金资助。

参考文献:

- [1] Anderson J D. Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics [M]. Reston: AIAA Education Series, 2006.
- [2] 卞荫贵,徐立功. 气动热力学[M]. 合肥:中国科学大学出版社, 1997.
- [3] 樊 菁. 高超声速高温气体效应判据[J]. 力学学报, 2010, 42(4): 591-596.
- [4] 黄志澄. 空天飞机的真实气体效应[J]. 气动实验与测量控制, 1994, 8(2): 1-9.
- [5] 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.
- [6] Griffith B J, Maus J R, Best J T. Explanation of the Hypersonic Longitudinal Stability Problem—Lessons Learned In: Shuttle Performance: Lessons Learned [R]. NASA CP 2283.
- [7] Weilmuenster K J, Gnoffo P A, and Greene F A. Navier-Stokes Simulations of Shuttle Orbiter Aerodynamic Characteristics with Emphasis on Pitch Trim and Body Flap [R]. AIAA 93-2814.
- [8] Bertin J J. Hypersonic Aerothermodynamics [J]. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 1994, 14(1): 1-10.
- [9] Scott C D. Wall Catalytic Recombination and Boundary Conditions in Nonequilibrium Hypersonic Flows—with Applications. in: *Advances in Hypersonics: Modeling Hypersonic Flows* [R]. Boston: Birkhaeuser, 1992.
- [10] Scott C D. A Review of Nonequilibrium Radiation in AOTV Flight Regimes [R]. AIAA 84-0306.
- [11] 董维中. 气体模型对高超声速再入钝体气动参数计算影响的研究[J]. 空气动力学报, 2001, 19(2): 197-202.
- [12] 柳 军. 热化学非平衡流及其辐射现象的实验和数值计算研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2004.
- [13] John R M. Simulation of Real-Gas Effects on Pressure Distribution for Aeroassist Flight Experiment Vehicle and Comparison with Prediction [R]. NASA TND-3157.
- [14] Whitmore S A. Real-Gas Extensions to Tangent-Wedge and Tangent-Cone Analysis Methods [J]. *AIAA Journal*, 2007, 45(8): 2024-2032.
- [15] Mortensen C H, Zhong X L. Real-Gas and Surface-Ablation Effects on Hypersonic Boundary-Layer Instability over a Blunt Cone [J]. *AIAA Journal*, 2016, 54(3): 976-994.
- [16] Willoh R G. Mathematic Analysis of Supersonic Inlet Dynamics [R]. NASA TND-4969.
- [17] Mahoney J J. Inlets for Supersonic Missiles [M]. USA: AIAA Education Series, 1990.
- [18] Weir L J, et al. A New Concept for Supersonic Axisymmetric Inlets [R]. AIAA 2002-3775.
- [19] William H H, David T P. Hypersonic Airbreathing Propulsion [M]. USA: AIAA Education Series, 1994.
- [20] 李永洲,张堃元,钟启涛. 型面设计马赫数对马赫数分布可控高超声速内收缩进气道的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46(2): 239-245.
- [21] 李大进,高 雄,朱守梅. 弯曲激波压缩曲面的二元高超声速进气道研究[J]. 推进技术, 2013, 34(11): 1441-1447. (LI Da-jin, GAO Xiong, ZHU Shou-mei. Study of Hypersonic 2D-Inlet with Leading Curved-Shock Wave Compression Ramp [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(11): 1441-1447.)
- [22] 袁化成,郭荣伟. 矩形截面高超声速进气道气动设计及实验验证[J]. 南京航空航天大学学报, 2009, 41(4): 423-428.
- [23] Häberle J, and Gülhan A. Internal Flow Field Investigation of a Hypersonic Inlet at Mach 6 with Bleed [J].

- Journal of Propulsion and Power*, 2007, 23(5): 1007-1017.
- [24] 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.
- [25] 苏纬仪, 张堃元, 金志光. 高超声速进气道附面层分离无源被动控制[J]. 推进技术, 2011, 32(4): 455-460. (SU Wei-yi, ZHANG Kun-yuan, JIN Zhi-guang. Adaptive Passive Control on Hypersonic Inlet Boundary Layer Separation [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2011, 32(4): 455-460.)
- [26] 郑日升, 李伟鹏, 常军涛, 等. “X”布局高超声速倒置进气道激波与附面层干扰控制研究[J]. 推进技术, 2014, 35(9): 1153-1161. (ZHENG Ri-sheng, LI Wei-peng, CHANG Jun-tao, et al. Suppression of Interaction Between Shock Wave and Boundary Layer for “X” Hypersonic Inverted Inlet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(9): 1153-1161.)
- [27] 徐 骁, 岳连捷, 卢洪波, 等. 高超声速进气道快速破膜开启的流动特性[J]. 航空学报, 2015, 36(6): 1795-1804.
- [28] Yue L J, Lu H B, Xu X, et al. Flow Characteristics and Aerodynamic Heating of Bleed Slot in High Enthalpy Flow [J]. *Science China Physics, Mechanics & Astronomy*, 2014, 57(4): 741-752.
- [29] 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*.
- (编辑:史亚红)