

基于 HIFiRE-2 超燃发动机内流道的 激波边界层干扰分析

王力军,袁韦韦,徐义俊,门 阔
(沈阳航空航天大学 能源与环境学院,沈阳 110136)

摘要: 为了研究高超声速流激波边界层干扰特性,选取 HIFiRE-2 (The Hypersonic International Flight Research Experimentation 2)项目的高超声速流道为研究对象,采用 $k-\omega$ SST 模型在无燃油工况下模拟计算地面试验过程,所得计算结果与试验结果接近。在此基础上,分析激波边界层干扰过程、流动分离现象及入口马赫数对气动热影响。结果表明:随着入口马赫数增大,激波角变小,激波强度提高,在尾喷管中激波反射次数减少;随着入口速度增大,边界层分离区范围变小,回流区的位置逐渐向下游移动;加入气动耗散项后,流场的温度有一定升高,最大温升约为 50 K。

关键词: 超燃发动机;高超声速流;激波边界层干扰;流动分离;气动耗散热;航空发动机

中图分类号: V211.1+9

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2020.03.003

Analysis of Shock Wave Boundary Layer Interactions Based on Internal Flowpath of HIFiRE-2 Scramjet

WANG Li-jun, YUAN Wei-wei, XU Yi-jun, MEN Kuo

(College of Energy and Environment, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: In order to investigate the characteristics of shock wave boundary layer interactions of hypersonic flow, the hypersonic flowpath of HIFiRE-2 project is selected as the research object. The $k-\omega$ SST model was used to simulate and calculate the ground test process under the condition of no fuel and the calculated results were close to the test results. On this basis, the influence of the process of shock wave boundary layer interactions, flow separation and the influence of inlet Mach number on the aerodynamic heat were analyzed. The results show that with the increase of the inlet Mach number, the shock intensity increases, shock angle and the number of shock reflection decreases in the exhaust nozzle. With the inlet velocity increases, the boundary layer separation zone becomes smaller and the position of the recirculation zone gradually moves downstream. After adding the aerodynamic dissipation term, the maximum temperature of the flow field is increased by 50K.

Key words: scramjet; hypersonic flow; shock wave boundary layer interactions; flow separation; aerodynamic heat; aeroengine

0 引言

在许多高速流动领域中存在着大量的激波/边界层干扰 (Shock wave Boundary Layer Interactions, SBLI) 现象,而由此引发的一系列问题,如边界层分离,气动热/力效应等会严重影响相关设备的正常使用。自 Ferri^[1]的早期研究以来, SBLI 研究已经得到了长足发展^[2]。Doyle 等^[3]研究表明,流动分离及 SBLI 会对飞行设备产生较大的气动热载荷。而且,这种相互

作用会导致壁面处的压力和传热产生波动^[4]。这些负面的作用效果使得黏性耗散急剧增强,从而使流道内的阻力增大。此外,边界层的厚度变化也使流道截面产生一定的变化,也会对整体的流动产生不良影响。在理论上,对超声速乃至高超声速进气道而言,总压恢复系数是 1 个较为重要的设计参数,然而, SBLI 的存在或多或少会对这些流道产生影响,从而偏离设计初衷,导致设备性能降低^[5]。因此,深入研究 SBLI 很有必要。

收稿日期:2019-01-25 基金项目:辽宁省自然科学基金资助项目(201602566)资助

作者简介:王力军(1963),男,博士后,副教授,主要研究方向为燃烧流动模拟与仿真;E-mail:wlj0803@163.com。

引用格式:王力军,袁韦韦,徐义俊,等. 基于 HIFiRE-2 超燃发动机内流道的激波边界层干扰分析[J]. 航空发动机, 2020, 46(3): 14-19. WANG Lijun, YUAN Weiwei, XU Yijun, et al. Analysis of shock wave boundary layer interactions based on internal flowpath of HIFiRE-2 scramjet[J]. Aeroengine, 2020, 46(3): 14-19.

HIFiRE-2^[6-9]项目的流道作为1种较为典型的高超声速试验设备,近些年被广泛关注。相关的飞行试验乃至地面试验^[8-10]研究都给出不少数据,成为CFD(Computational Fluid Dynamics)研究的重要佐证。不少研究^[11-16]基于上述试验,从不同角度分析了HIFiRE-2流道的一些流动特性,主要集中在模态转换、燃烧流动特性等方面。然而,HIFiRE-2流道中的流动是1种极其复杂的3维高超声速流动,其内部集膨胀波、激波、SBLI、边界层分离、气动热等特性于一体,是1种较为典型的研究结构。

本文基于Fluent[®]商业软件,在选取用于限制湍流剪切应力的系数 a_1 后,重点分析了入口马赫数对内部流场的SBLI、流动分离现象及气动热的影响。

1 物理模型与建模

1.1 模型结构

本文的研究模型采用HIFiRE-2项目的模型,2维结构如图1所示。模型总长711 mm,其中入口段(B_1B_2)长203 mm,隔离段(B_2B_3)长92 mm,燃烧室(B_3B_6)长106 mm,喷管部分(B_6B_7)长310 mm,入口段长 $\times$ 宽为101.6 mm $\times$ 25.4 mm。1级喷嘴 P_1 直径为3.2 mm,2级喷嘴 S_1 直径为2.4 mm。其他详细参数见文献[6, 17]。

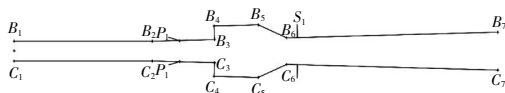


图1 燃烧室2维结构

1.2 边界条件及参数 a_1 的修正

入口边界条件采用质量流入口,计算域出口采用压力出口,在无燃料工况下模拟。所有流道壁面采用无滑移、壁面温度恒定为500 K的边界条件,所有喷嘴壁面采用无滑移、绝热壁面。所用流体的导热系数和黏度均用多项式曲线进行拟合确定。数值模拟中用

表1 HDCR测试模拟边界条件

Case	Simulated	Facility	Plenum conditions	
	flight Mach number	nozzle Mach number	T_f/K	P_f/MPa
1	5.8	2.5	1550	1.48
2	6.0	2.5	1847	1.49
3	7.0	3.0	2100	2.62
4	7.5	3.46	2387	4.37
5	8.0	3.46	2570	4.27

注: T_f =Total Temperature; P_f =Total Pressure。

的边界条件见表1,这也是地面试验模拟高超声速飞行试验的主要边界条件。

湍流模型选用 $k-\omega$ SST模型,在该湍流模型中,用于限制湍流剪切应力的系数 a_1 ,在文献[18]中取值0.31,但是取 $a_1=0.31$ 时会过度预测在逆压梯度中的分离,特别是在预测激波边界层干扰时,而且会过低预测恢复区的湍流黏性率。Nicholas等^[19]研究发现,取 $a_1=0.355$ 计算效果会极大地增强,特别适合于某些复杂的流场结构计算。此外,Steve等^[20]进一步研究发现,当 $a_1>0.35$ 时可以减小分离区域,这与试验和其他类型的数值计算结果相一致。因此,在本文的后续模拟计算中适合取 $a_1=0.355$ 。

1.3 网格划分

几何模型的网格质量(包括网格数量)对模拟计算的影响比较大。如果网格数量太少,不能准确计算和捕捉流场结构,降低了计算精度,从而导致模拟计算出错;但若网格数量过大,计算误差减小了,但又会导致计算时间过长,占用较大的计算资源。因此,在此过程中需要进行网格无关性验证,选取合适的网格数。针对本文选取的几何结构,选取3种不同数量的网格(160, 360和460万),网格质量在0.4以上,壁面 $y^+=1\sim3$,长宽比最大值为30。利用ICEM软件进行网格划分,且第1层网格厚度相同。360万网格采用混合网格结构,分布情况如图2所示。



图2 中等网格分布

1.4 网格无关性验证

针对所选的HIFiRE2模型在工况下,3种不同网格计算结果(采用标准 $k-\omega$ SST模型计算)如图3所示。从图中可见,160万网格计算结果与360万和460万网格的相比稍差,在0.457 m处峰值较另外2个的低。限于计算资源和时间,同时考虑到要满足激波的准确捕捉,综合考虑最终确定网格数约为360万,而且此结果与试验值基本一致。

1.5 算例验证

取 $Ma=2.5$ 作为验证算例,计算结果(壁面压力)如图4所示。经过计算,试验值与本文计算结果最大误差为23%,平均误差为4.5%,壁面压力分布计算结

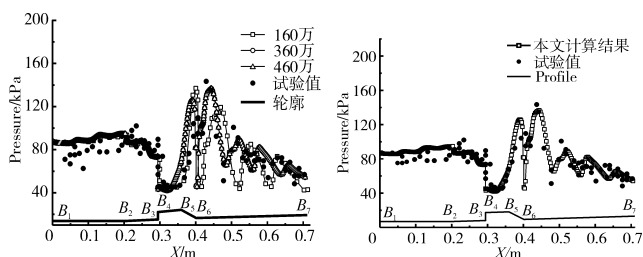


图3 不同网格数量对应的
壁面压力分布

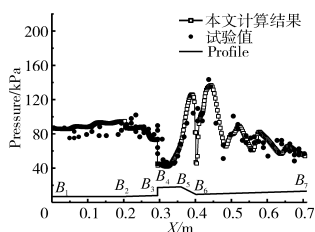


图4 壁面压力计算结果与
试验值对比

果与试验值符合较好,可以认为本文所得到的计算结果是有有效的。

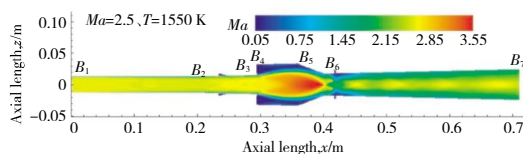
2 结果与分析

国外针对 HIFiRE-2 项目的 HD CR^[8-10](HIFiRE Direct-Connect Rig) 试验进行了详细描述和分析; Andrea^[16]等也针对该试验结果进行了数值模拟对比,研究发现二者吻合程度较好。鉴于该试验数据的可信性,本文也采用上述试验数据作为参照,对数值计算结果进行对比分析和论证。

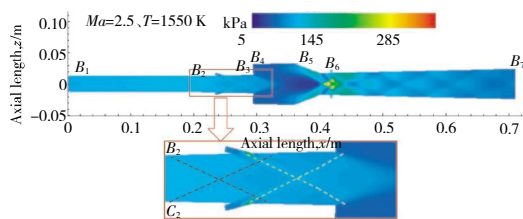
2.1 SB LI 及流动分离过程分析

在入口 $Ma=2.5$ 的情况下,内部流场的压力分布及速度分布如图 5 所示。激波边界层干扰过程可描述如下:

高超声速入流经过 B_2 处时,由于在 B_2 处存在 1 个扩张角,流体经过时会产生 1 道膨胀波。由于整个流道是对称的,在 C_2 处也会产生 1 道膨胀波。随着流体流动,这 2 道膨胀波会在 B_2/C_2 下游的流场中心撞击在相交点的下游位置。随后这 2 道膨胀波在壁面处经反射在下游某处再次相交,重复上述过程,直到到达凹腔位置消失。由于 1 级喷嘴的存在,会对流场产



(a) Ma 分布



(b) 压力分布

图5 Ma 和压力分布

生一定影响:喷嘴的形状也会在边缘处产生激波,会促使流场减速,而温度、压力、密度则会有一定上升(如图 6 所示)。到了凹腔之后,由于面积急剧扩大,使得压力骤降。此后,在凹腔的后壁面(B_5B_6)处,流道截面收缩,气流受到挤压,沿着壁面产生新的激波,同时,在 B_6 处由于拐角的存在,气流经过时形成 1 道膨胀波。而且因为二者相距较近,随着激波 / 膨胀波的传播,膨胀波强度逐渐减弱,后续基本都是激波作主导。返回到 B_5B_6 处产生的激波,如前所述,激波会在 B_6B_7 之间的壁面产生反射,直到出口处激波消失。

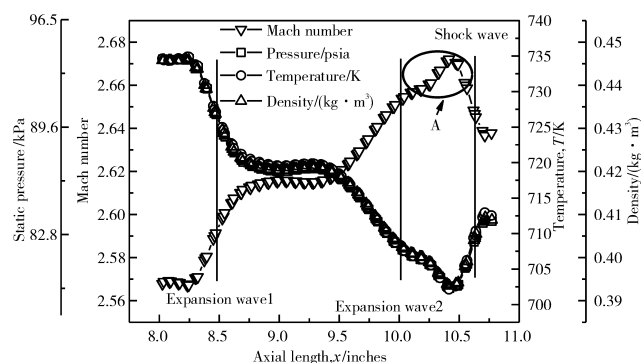


图6 流体经过膨胀波 / 激波后的特性变化
($z=0.007\text{ m}$)

前面已经提到,1 级喷嘴处激波的存在会对流场产生影响,该影响在图 6 中 A 处(激波作用区)也有体现。由于激波的存在,其特殊的形状势必会影响周边流场,理论上,如没有激波,A 处的 Ma 会平滑增大,不会在此处有 1 个平缓后再上升的趋势,这对压力、温度和密度曲线同样适用。

将数值模拟与采用激波 / 膨胀波前、后关系式计算得到的值进行对比分析,结果见表 3。从表中可见,理论计算结果与数值模拟结果存在一定偏差。其原因包括气体黏性的影响、计算的舍入误差、截断误差等多方面。其中最重要的一点是按照公式计算得到的完全是理想情况下的结果(无黏流),但是在计算机中进行的数值模拟属于接近真实情况(黏性流),再加上受气体模型和流体穿过波后的转角计算误差等的影响,

表3 数值模拟结果与理论计算结果

B_2B_3 区域	理论计算结果				数值模拟结果			
	Ma	P/kPa	T/K	$\rho/(\text{kg}/\text{m}^3)$	Ma	P/kPa	T/K	$\rho/(\text{kg}/\text{m}^3)$
(a)	2.50	85	725	0.405	2.567	94	735	0.460
(b)	2.55	79	709	0.383	2.613	87	717	0.415
(c)	2.61	76	646	0.359	2.675	78	702	0.395
(d)	2.36	110	885	0.470	2.638	84	712	0.410

导致计算结果与理论结果存在一定的误差是可以接受的。

由于1级喷嘴处激波形状的特殊性(受喷嘴外缘形状影响),该激波发射到壁面时的干扰强度较低,达不到边界层分离的效果。但是,对于 B_5B_6 处形成的激波,其形状较为剖面近似于1条直线,其与边界层干扰的强度较大,与发射处产生边界层分离现象如图7所示。图中顺气流方向中心剖面,取局部显示。结合图5和图7,气流经过 B_5B_6 处产生激波后,压力急剧上升,在边界层的上方形成强烈的逆压梯度^[21],从而导致边界层分离。由于激波后面的压力较高,激波穿过边界层亚声速部分向上移动,从而分离发生在激波出现之前。而分离的边界层由于其形状的关系又导致诱导分离激波的产生。随后,分离的边界层又重新附着到壁面,在附着点边界层相对较薄,压力很大,因此这个区域为强气动加热区^[21]。在分离的边界层重新附着到壁面过程中,形成再附着激波。在壁面较远位置处,上述分离激波和再附着激波相交形成“反射激波”,这一现象可由经典无黏流动理论预测。

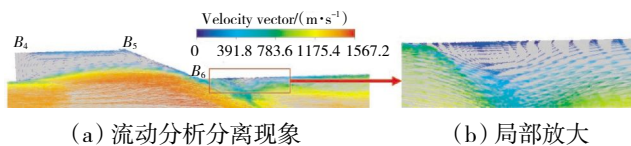


图7 流动分离现象(入口 $Ma=2.5$)

2.2 边界条件对 SBLI 及流动分离的影响

不同马赫数下分离区变化如图8所示。图中截取从 B_6 处开始往下游延伸一部分的流场的上半部分。从图中可见,分离区有2个明显的特点:随着 Ma 增大,分离区逐渐减小,回流现象减弱。当入口 $Ma=3.46$ 、温度为2570 K时,分离现象很微弱,近似

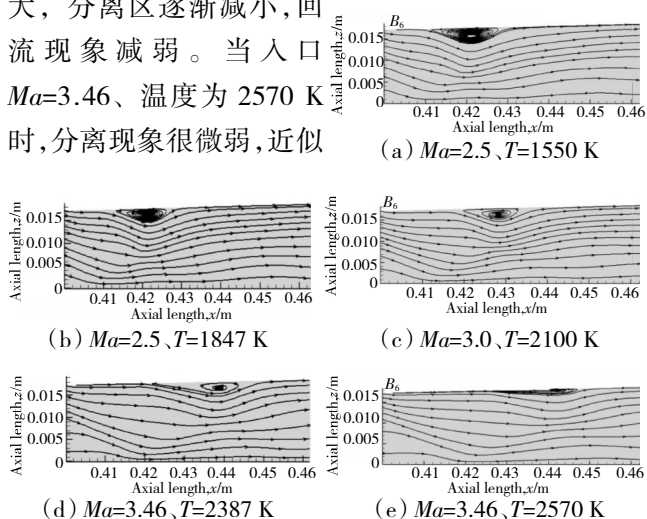


图8 分离区随边界条件变化

于未分离状态;分离区位置随 Ma 增大逐渐向下游移动。这一现象可分析如下:随着速度的增大,激波强度也随之提高,但是激波角会进一步减小,使得激波在垂直于边界层方向的逆压梯度减小。因此,分离区域会有一定程度的减小。另外,在激波产生位置不变的情况下,激波角的减小使得激波与边界层干扰的位置向下游移动。

2.3 气动耗散热分析

不同于N-S方程中湍流对黏性系数影响的黏性项,文中的黏性耗散为N-S方程中湍流黏性摩擦而产生的耗散热源项。黏性流体的黏性耗散以及SBLI都会产生较大的气动热效应。较高的温度使空气的黏性进一步提高,黏性效应使空气的动能转化成内能,从而使空气温度升高。因此,研究流道内的气动热效应来改进相关设备的设计具有现实意义。在航空航天领域中的高速气体动力学中,空气动力学中可压缩流体能量守恒方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \nabla \cdot (\vec{u}(\rho E + p)) =$$

$$\nabla \cdot (k_{\text{eff}} \nabla T - \sum_j h_j J_j + (\tau_{\text{eff}} \cdot \vec{u})) + S'_h \quad (1)$$

气动耗散热源项^[22]为

$$S'_h = S_h + \mu \left[\left(\frac{\partial u}{\partial x} \right) + \left(\frac{\partial u}{\partial y} \right) + \left(\frac{\partial u}{\partial z} \right) \right] \quad (2)$$

式中: $E = h - \frac{p}{\rho} + \frac{\partial u^2}{2}$,为流体微元体的总能, J/kg, 包含微元体的内能、动能及势能; h 为焓值, J/kg; $h_j = \int_{T_{\text{ref}}}^T C_{p,j} dT$,为组分 j 的焓值, $T_{\text{ref}} = 298.15$ K; $k_{\text{eff}} = k + k_t$,为有效导热系数, W/(m·K), k_t 为源于湍流模型的湍流导热系数; J_j 为组分 j 的扩散通量; S_h 为包含化学反应热和用户定义的体积热源项等。

将式(2)中的气动耗散热源项用UDF(User Defined Function)函数C语言编程,加入控制方程组,模拟气动耗散热对超燃燃烧室内高超声速流场特性的影响。

加入气动耗散热源项后流场中心线位置的温度分布如图9所示。从图中可见,将气动耗散热源项加入流场计算后,流场温度受到一定影响,特别在尾喷管部分(0.40~0.72 m)温度升高得更明显,这是因为该处的气动耗散热效应更加激烈。这一结果与预期一致。在图9(a)中,加入气动耗散热源项后温度升高程

度最弱,但是整个流场的平均温度分布提高。而对其余几个算例而言,不仅总体平均温度升高,其最高温度也均有不同幅度地

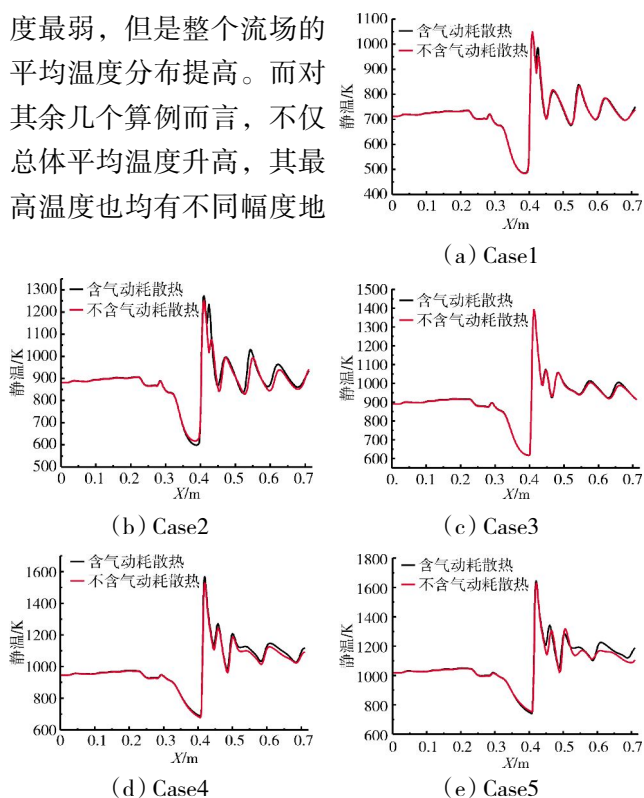


图 9 加入气动耗散热源项前后流场中心温度分布对比

升高。但与未加气动耗散热源项的算例相比,流场结构基本没有变化,仅流场参数得到一定提升。

流场中最高温度的分布见表 4。从表中可见,随着入口 Ma 的提高,增加气动耗散热源项的结果与未加的最高温度的差距越来越明显:从算例条件 1 的最高温度基本不变,到算例条件 5 的温差 55 K 可以看出。就平均温度升高而言,在流场中心位置的平均温升基本处于个位数。

表 4 流场温度最大值对比

算例	1	2	3	4	5
不含气动耗散热源项	1268	1499	1655	1850	2001
含气动耗散热源项	1268	1504	1663	1894	2056
中心线位最大温升变化	0	5	8	44	55

同样的,在温度边界层中,由于加入了气动耗散热源项后对流体边界层处的温度分布产生了一定影响:耗散作用的增强,促使流体动能向热能转化,导致耗散作用显著的区域流体温度也随之升高。流场热边界层处加入气动热源项与未加时的温度对比如

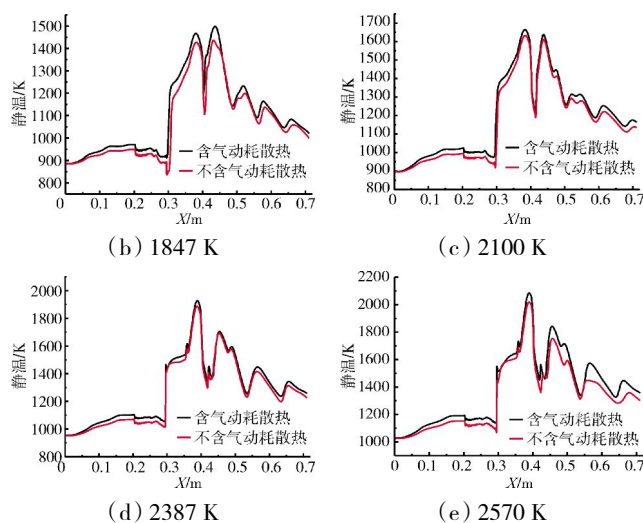
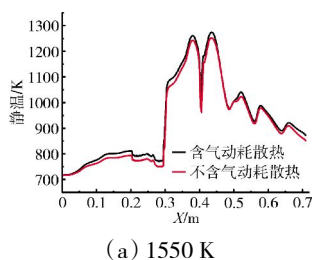


图 10 加入气动耗散热源项前、后边界层温度分布

表 5 热边界层平均温度对比

算例	1	2	3	4	5
不含气动耗散热源项	877	1030	1100	1210	1280
含气动耗散热源项	896	1060	1140	1240	1330
中心线位最大温升变化	19	30	40	30	50

图 10 所示。取值点为流道上壁面中心距离壁面 1 mm 处。从图中可见,加入气动热源项后热边界层处的温度明显升高,说明在边界层位置处的气动耗散作用较为显著,也同样证明气动耗散对高速飞行具有重要影响。而随着速度的提高,这一现象愈发明显。各算例的边界层处平均温度的变化见表 5。从表中可见,加入气动耗散热源项后边界层处温度明显升高,而且温度变化最大的是算例 5,温差可达约 50 K。总的来说,随着速度的增大,气动耗散导致的温升也越来越大。

3 结论

针对流道 HIFIRE 2 模型试验进行了数值模拟,重点分析和讨论了试验模型的激波边界层干扰过程、边界层分析现象、气动热问题及入口 Ma 的影响等,主要结论如下:

(1) 对某超高速流道冷态流动特性进行数值模拟,对计算结果中流场壁面压力进行比较分析,计算结果与试验结果基本一致;

(2) 流体穿过激波 / 膨胀波后,其特性参数发生变化,与理论计算相比存在一定差异,其原因是受流体黏性变化等因素影响;

(3) 随着入口速度增大和激波角的减小,导致激波边界层干扰的面积增大而强度降低,即逆压梯度减

小导致边界层分离区范围变小,激波角的减小也导致分离区位置逐渐向下游移动;

(4)将气动耗散项加入控制方程后,流场的温度有一定升高,最大温升约为 50 K。

参考文献:

- [1] Ferri A. Experimental results with airfoils tested in the high-speed tunnel at Guidonia[R]. NACA-TM-1939-946.
- [2] Johnathan T B, Brian S T, Farrukh S, et al. Single camera 3D measurement of a shock wave-turbulent boundary layer interaction[R]. AIAA-2017-0985.
- [3] Doyle D K, Mahsa M. Hypersonic shock wave transitional boundary layer interactions-a review[R]. AIAA-2017-3124.
- [4] Andreas G, Jesse C L, Hermann F F. Numerical investigation of shock wave turbulent boundary layer interactions[R]. AIAA-2018-1807.
- [5] 王博. 激波/湍流边界层相互作用流场组织结构研究[D].长沙:国防科学技术大学,2015.
- WANG Bo. The investigation into the shock wave/boundary-layer interaction flow field organization [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2015. (in Chinese)
- [6] Jackson K R, Gruber. The HIFiRE flight 2 experiment: an overview and status update[R]. AIAA-2009-5029.
- [7] Kevin J, Mark G, Salvatore B. HIFiRE flight 2 project overview and status update 2011[R]. AIAA-2011-2202.
- [8] Hass N, Cabell K, Storch A. HIFiRE direct-connect rig (HDCR) phase I ground test results from the NASA langley arc-heated scramjet test facility[R]. JANNAF 43rd CS/31st APS/25th PSHS Joint Subcommittee Meeting, San Diego, CA, December 2009; 1-18.
- [9] Cabell K, Hass N, Storch A M, et al. Scramjet test results of the HIFiRE direct-connect rig (HDCR) at NASA langley's arc-heated scramjet test facility [C]//Presented at 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, San Francisco, CA, April 11-14, 2011; 1-16.
- [10] Neal H, Karen C, Andrea S. HIFiRE direct-connect rig (HDCR) phase I scramjet test results from the NASA langley arc-heated scramjet test facility[R]. AIAA-2011-2248.
- [11] Nicholas J G, Mina R M, Manan A V. Turbulence model effects on RANS simulations of the HIFiRE flight 2 ground test configurations [R]. AIAA-2014-0624.
- [12] Robert Y, Datta G. Numerical investigation of the HIFiRE-2 scramjet flowpath[R]. AIAA-2013-0119.
- [13] Robert J Y, Datta V G. Numerical investigation of dual-mode operation in a rectangular scramjet flowpath[J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 30(2): 474-489.
- [14] Robert J Y, Datta V G. Unsteady three-dimensional phenomena in mode-transition simulations of the HIFiRE-2 scramjet flowpath[R]. AIAA-2013-3753.
- [15] Robert J Y, Datta V G. Unsteady three-dimensional mode transition phenomena in a scramjet flowpath [J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 31(1): 104-122.
- [16] Andrea S, Michael B, Jiwen L, et al. Combustor operability and performance verification for HIFiRE flight 2[R]. AIAA-2011-2249.
- [17] Gruber M, Jackson K, Liu J. Hydrocarbon-fueled scramjet combustor flowpath development for Mach 6-8 HIFiRE flight experiments[C]//JANNAF 55th Propulsion Meeting, Newton, MA, May, 2008; 1-18.
- [18] Menter F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [19] Nicholas G, Dennis Y. Recalibration of the shear stress transport model to improve calculation of shock separated flows [R]. AIAA-2013-0685.
- [20] Steve E, Sylvain L. Validation of a turbulence methodology using the SST $k-\omega$ model for adjoint calculation[R]. AIAA-2016-0585.
- [21] John D, Anderson J. Hypersonic and high-temperature gas dynamics (second edition)[M]. Reston: AIAA, 2006; 395-400.
- [22] 卞荫贵, 徐立功. 气动热力学 第2版[M]. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 2011; 171-191.
- BIAN Yingui, XU Ligong. Aerothermodynamics (second edition) [M]. Hefei: University of Science and Technology of China press, 2011: 171-191. (in Chinese)

(编辑:刘亮)