

超燃冲压发动机内外流场三维燃烧数值模拟

牛东圣¹, 侯凌云¹, 潘鹏飞¹, 马雪松², 陆晋丽²

- (1. 清华大学 航天航空学院, 北京 100084;
2. 中国航天科工集团公司 第三研究院 北京动力机械研究所
高超声速冲压发动机技术重点实验室, 北京 100074)

摘 要: 以某型煤油燃料超燃冲压发动机整机模型为研究对象, 对发动机外流场的流动与发动机内的流动燃烧过程开展了耦合三维数值模拟研究. 燃烧室壁面静压计算结果与实验数据吻合良好, 平均相对误差为 4.9%, 验证了数值方法的有效性. 结果表明: 内流场的流动燃烧状况既受到外流场捕获空气流量的限制, 又会反过来影响着外流场的激波结构; 泄压孔对保持发动机中各部件流量匹配起到关键作用; 由于进气道内激波与边界层的相互作用以及泄压孔诱发的斜激波的影响, 流场在第 1 处燃油喷射孔附近呈现出燃烧流场不对称特征.

关键词: 超燃冲压发动机; 超声速燃烧; 内外流场耦合; 泄压孔; 三维燃烧

中图分类号: V430

文献标志码: A

Three-dimensional combustion numerical simulation of scramjet internal and external flow fields

NIU Dong-sheng¹, HOU Ling-yun¹, PAN Peng-fei¹,
MA Xue-song², LU Jin-li²

- (1. School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China;
2. Science and Technology on Scramjet Laboratory,
Beijing Power Machinery Research Institute, the Third Research Academy,
China Aerospace Science and Industry Corporation, Beijing 100074, China)

Abstract: The coupling flow fields between internal combustion and external flow of a kerosene-fueled scramjet model were simulated by three-dimensional numerical methods. Good agreements between computation and experiments results are obtained for wall static pressure distributions of the combustor, of which the average relative error is 4.9%, validating that the numerical scheme employed is reliable. Results show that the combustion process of internal flow field is affected by air mass flow captured in the external flow field, and it in return influences the external shock wave structure. The pressure relief holes play a significant role in keeping mass flow matching between different components of the scramjet. In addition, flow field near the first set of injectors was found asymmetric, due to the interaction between shock wave and boundary layer in the inlet as well as the oblique shock wave induced by the pressure relief holes there.

Key words: scramjet; supersonic combustion; internal and external flow fields coupling; pressure relief holes; three-dimensional combustion

高超声速飞行器是未来航空器的战略发展方向,被称为继螺旋桨、涡轮喷气推进飞行器之后航空史上的第三次革命^[1].高超声速飞行器工作时,机身、发动机以及飞行器结构呈现着强烈的动态耦合特性,各个部件的工作状态密切相关.发动机前体压缩面对来流空气进行压缩,使其能捕获足够的空气流量;而燃烧室内的燃料喷射以及燃烧诱发的激波等流场结构也影响着发动机的进气性能;尾喷管为整机提供了主要的推力,而尾喷管的工作性能又与发动机的工作状态紧密相关.因此,对高超声速飞行器的设计研究工作不能仅从单一部件着眼,而应综合考虑各部件间的相互作用关系,对其展开整机系统研究.

国外学者对高超声速飞行器的数值研究工作主要集中在超燃冲压发动机整机结构的一维设计计算以及相应的二维计算方法方面^[2-6].国内对超燃冲压发动机整机系统数值模拟也开展了一定的研究工作,主要集中在超燃冲压发动机整机设计优化模型的建立、系统结构尺寸及工作参数设计等方面^[7-11].综合来看,由于超燃冲压发动机整机系统的复杂性,目前国内外对其内外流场耦合的二维或三维数值研究工作开展得较少,且主要以氢燃料超燃冲压发动机模型为主^[12-13].在超燃冲压发动机的初期设计阶段,采用准一维方法等较为快捷的方式获得发动机的关键特征参数是必要的.然而,随着研究工作的进展,必须对超燃冲压发动机整机的流场结构进行三维研究,这样才能对超燃冲压发动机整机系统各部件的相互作用及影响有更为深入的认识.

本文以某型煤油燃料超燃冲压发动机整机模型为研究对象,对其外流场的流动及内流场的燃烧过程进行了耦合三维数值模拟研究.通过与实验数据对比,验证了计算方法的正确性,并在此基础上分析了全流场主要参数的分布特性以及外流场与燃烧室之间的相互作用特点.

1 超燃冲压发动机整机模型

本文计算采用的超燃冲压发动机整机模型如图 1 所示,其中 1 为前体压缩面;2 为进气道与隔离段;3 为燃烧室;4 为尾喷管;5 为泄压孔;6, 8, 10 依次为第 1, 2, 3 组燃油喷射孔;7, 9, 11 依次为第 1, 2, 3 组凹腔.超燃冲压发动机的前缘构成前体压缩面,远方来流气体经前体压缩面完成减速增压过程,在进气道内进一步压缩而后进入燃烧室内部.该超声速燃烧室设有 3 组共 6 个凹腔作

为火焰稳定结构.在这 3 组凹腔前分别布置有 1 处燃油喷射孔,液态煤油燃料由左右壁面上对称布置的燃油喷射孔垂直喷入燃烧室内部,完成蒸发燃烧过程.已燃气流经单边扩张的尾喷管膨胀做功,为系统提供推力的主要组成部分.此外,在进气道内设有泄压孔,以防燃烧室内燃烧过程释热量过大造成气流外溢.在燃烧室与进气道之间设有隔离段,用以保证超燃冲压发动机整机的正常工作.

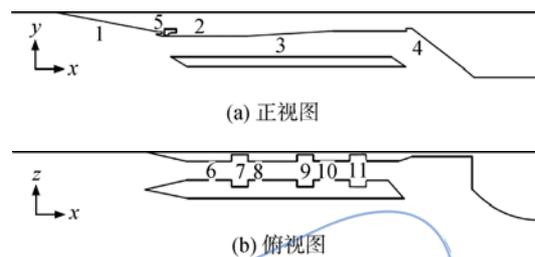


图 1 超燃冲压发动机整机模型示意图

Fig. 1 Schematic of integrated scramjet model

计算中采用直径约为 10 倍超燃冲压发动机径向距离的圆柱体构成发动机外流场,用以模拟发动机四周环境的流动.为节省计算时间,沿中心对称面分割模型,进行半模计算.采用六面体网格对计算模型进行空间离散,在近壁区、激波区域以及凹腔位置均进行了网格加密.综合计算精度及计算成本,计算模型的网格总数为 256 万,网格示意图见图 2.

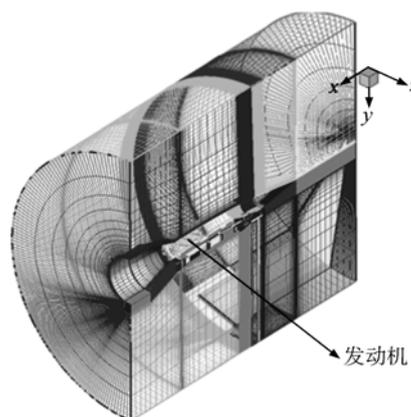


图 2 网格示意图

Fig. 2 Schematic diagram of grid

计算燃烧反应时,将整个计算域划分为燃烧区域和非燃烧区域,即认为燃烧区域包括进气道、隔离段、燃烧室以及尾喷管部分,并且将泄压孔也作为其中的一部分考虑,这样基本的燃烧反应区域都包含在内;而在超燃冲压发动机机体外围区

域,由于这里不存在燃料喷射,飞行马赫数较高,外围气体的温度较低,且不存在低速回流区等,实际上并不满足燃烧反应发生的条件,因此计算过程中在这部分区域内不考虑化学反应,以降低计算的时间成本。

根据设计要求,本文模拟的超燃冲压发动机模型工作条件为飞行马赫数 $Ma=6$,飞行高度 $H=25\text{ km}$. 来流空气与煤油入口条件如表 1 所示,其中空气流量由前体压缩面对来流空气的捕获情况确定. 为真实计算内外流场的耦合,将泄压孔作为燃烧区域的一部分. 计算在并行计算机上进行,采用 8 个计算节点,共 64 核 Intel 处理器及 64 G 内存,计算需要约 4 周时间完成收敛,收敛条件为各方程相对误差均小于 1×10^{-3} .

表 1 来流空气与煤油入口条件

Table 1 Conditions of air stream and kerosene injection

	参数	数值
	飞行马赫数	6
来流空气	压力/Pa	2540
	温度/K	221.5
	当量比	0.7
煤油	喷射温度/K	300

2 数值求解方法

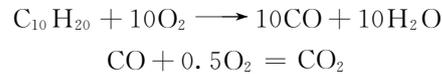
采用多组分化学反应的守恒型三维 Navier-Stokes 方程作为模型的流动、物质与能量交换以及燃烧控制方程,方程形式为

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial (\mathbf{F} - \mathbf{F}_v)}{\partial x} + \frac{\partial (\mathbf{G} - \mathbf{G}_v)}{\partial y} + \frac{\partial (\mathbf{H} - \mathbf{H}_v)}{\partial z} = \mathbf{J} \quad (1)$$

式中 \mathbf{U} 为守恒变量向量; $\mathbf{F}, \mathbf{G}, \mathbf{H}$ 为对流项向量; $\mathbf{F}_v, \mathbf{G}_v, \mathbf{H}_v$ 为黏性项向量, \mathbf{J} 为源项向量. 式(1)分别为质量方程, x, y, z 方向动量方程、能量方程和各组分方程。

煤油以液体状态喷射进入燃烧室,之后雾化蒸发并发生燃烧反应,这里采用基于拉格朗日方法的离散相模型^[14]来描述煤油液滴与气相流动之间的相互作用. 考虑到飞行器工作状态下整个流场飞行马赫数均较高,选用切应力输运(SST) $k-\omega$ 湍流模型作为封闭. 湍流与燃烧间的相互作用采用涡耗散概念(EDC)模型来描述. 各组分的比定压热容和焓值均用温度的多项式曲线进行拟合确定。

煤油化学反应动力学模型采用 Franzelli 等人提出的两步总包反应机理^[15]. 该反应机理以 $C_{10}H_{20}$ 作为煤油的代用燃料,假定煤油先经过不完全燃烧反应生成 CO,之后 CO 进一步氧化生成 CO_2 ,如下式所示:



该反应机理引入了速率指数并考虑了当量比的影响,以使其适用于更广的工况范围. Franzelli 等人^[15]用该机理在较广的压力、温度和当量比范围内计算了一维层流火焰的火焰传播速度、燃气温度等参数,与详细反应机理计算结果吻合很好;此外,该机理对点火延迟时间的计算结果也与实验数据十分接近,验证了该简化机理的可靠性. 两步反应中化学反应速率为

$$k_{f_1} = Af_1(\phi) \exp(-E_a/T) [K_{kero}]^{0.55} [O_2]^{0.9}$$

$$k_{f_2} = Af_2(\phi) \exp(-E_a/T) [CO][O_2]^{0.5} \quad (2)$$

式中 $f_1(\phi)$ 和 $f_2(\phi)$ 为当量比校正函数, K_{kero} 代表煤油,具体形式见文献^[15].

3 计算结果与分析

为验证数值计算的准确性和有效性,首先给出计算得到的壁面静压分布与实验数据的对比. 图 3 和图 4 依次给出了超燃冲压发动机下壁面和侧壁面的静压对比情况 (L 为计算域总长度; p_r 为参考压力; Inj-1, Inj-2, Inj-3 表示第 1, 2, 3 处喷射). 可以看到:计算结果与实验值在分布趋势和具体数值上均吻合很好,数值计算准确捕捉到了静压的分布情况。

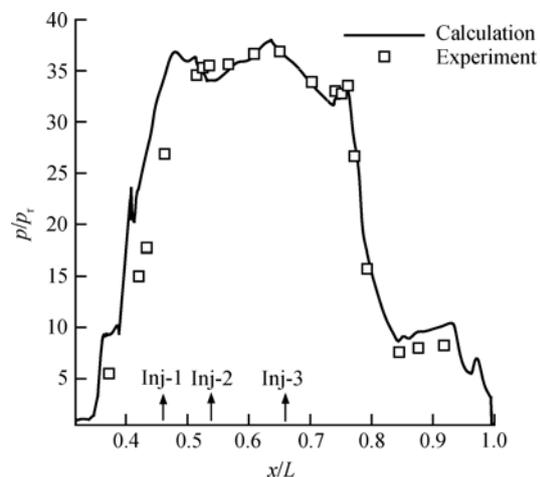


图 3 发动机下壁面静压分布对比

Fig. 3 Comparison of static pressure distributions along bottom wall of scramjet

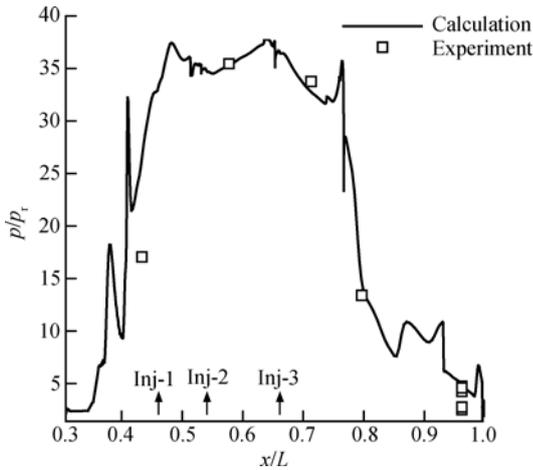


图 4 发动机侧壁面静压分布对比

Fig. 4 Comparison of static pressure distributions along side wall of scramjet

超燃冲压发动机外围气体进入进气道时,诱发激波结构,由此在 $x/L=0.38$ 附近出现静压的第 1 处峰值. 随后气流进入隔离段,隔离段内斜激波串的作用使静压再次升高,在 $x/L=0.41$ 附近出现静压的第 2 处峰值,而之后的静压下降则是由泄压孔的作用造成. 之后,随着燃料喷射和化学反应的进行,静压再次迅速升高达到峰值,且在 3 处凹腔之间压力变化较小. 之后随着化学反应的结束以及流道的扩张,静压又迅速降低. 计算结果与实验数据的一致性很好地验证了本文数值计算方法的可靠性.

图 5 所示为燃烧室两个垂直截面(依次为 y 等值面和 z 等值面,下同)上的静压分布云图. 可以看到:进气道到隔离段起始处存在着进口诱发的激波串结构,这些复杂的波系之间相互作用对气流产生压缩作用. 随着化学反应的释热,燃烧室 3 处凹腔及附近区域静压升高,且近似保持等压燃烧状态. 进入扩张段后,气流减压增速,并出现了较为清晰的激波波系结构.

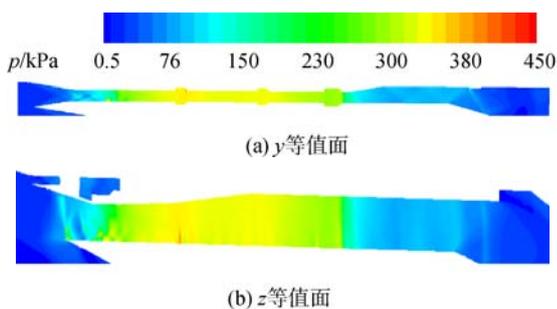


图 5 燃烧室静压分布云图

Fig. 5 Contours of static pressure distribution in combustor

图 6 给出了燃烧室两个垂直截面上的静温分布云图. 可以看出:燃烧室内的化学反应主要集中在 3 组凹腔区域附近. 第 1 处的燃油喷射在超声速来流中诱发出激波结构,激波波系使来流空气温度升高,在第 1 处喷射位置形成了燃烧室内的点火源. 随后气流进入凹腔,结合图 7 给出的轴向 (x 方向)速度分布云图可知,凹腔内气流速度较低,仅为主流轴向速度的约 $1/15$,且凹腔内轴向速度为负值,产生了回流区,具有较强的湍流作用. 凹腔处形成的低速高温回流区内具有适宜燃烧的良好条件,利于火焰稳定,因此燃烧反应主要发生在 3 组凹腔及其之间的区域.

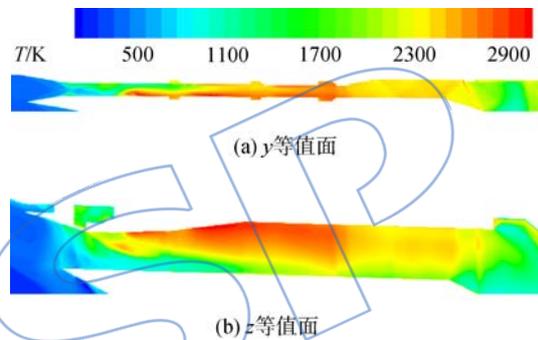


图 6 燃烧室静温分布云图

Fig. 6 Contours of static temperature distribution in combustor



图 7 燃烧室 x 方向速度分布云图

Fig. 7 Contour of x -velocity component distribution in combustor

泄压孔位于进气道与隔离段之间,起到调节压力的作用. 泄压孔的工作状态影响着燃烧室对气流的捕获能力,计算中燃烧室内的空气流量完全由前体从自由来流所捕获的流量自动确定. 图 8 给出了泄压孔附近的马赫数分布云图. 可以看出,在发动机的某些工作状态下,燃烧室内的空气确实会经由泄压孔溢出,以尽量维持燃烧室内的正常工作状态.

燃烧室左右壁面结构及燃油喷射是完全对称的,然而燃烧室内的燃烧过程并不完全对称. 图 9 给出了进气道及泄压孔附近 x 方向速度分布云图. 可以看出,第 1 处 x 等值面的速度分布是对称的;而从第 2 处截面起,速度分布开始呈现出不对

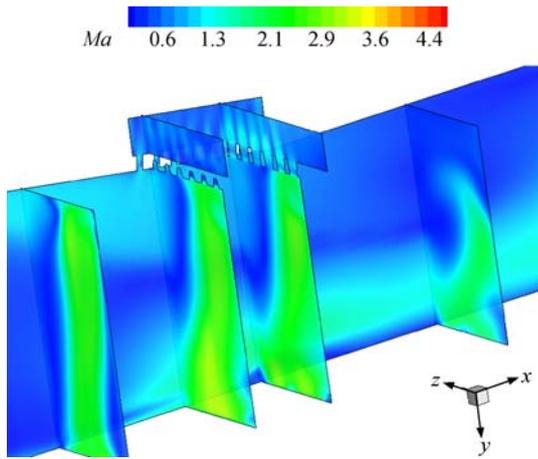


图 8 泄压孔附近马赫数分布云图

Fig. 8 Contours of Mach number distribution near pressure relief holes

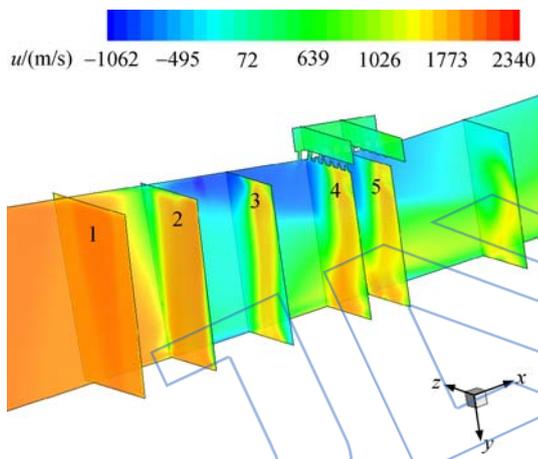


图 9 进气道及泄压孔附近 x 方向速度分布云图

Fig. 9 Contours of x-velocity component distribution near inlet and pressure relief holes

称性特征,从第 3 处截面起, x 等值面左上角位置开始出现回流现象,而其对称位置则并未出现回流.这是由于进气道内复杂的激波三维效应,导致左右激波入射到左右壁面的强度不一样,激波与边界层相互作用造成边界层分离,开始出现左右流场的不对称.第 4、第 5 处截面位于泄压孔结构处,可以看到由泄压孔进出流场的气流更加重了这种流场的不对称性.

关于流场的不对称性,对较为明显的第 1 处燃油喷射孔位置附近做进一步分析.以第 1 处燃油喷射孔在流动方向上的坐标为基准位置,其之前和之后各以 10 mm 为间距的若干截面上的静温分布云图如图 10 所示.可以看到,在燃油喷射孔之前的截面,流场便呈现出非对称的特性,在截面上部偏右部位已出现高温区域.这是由于随着

燃油的喷射以及燃烧反应的进行,热量集中释放使得燃烧室气流向前推移,至泄压孔附近时在泄压孔位置处形成自下而上发展的斜激波结构,斜激波后气流流速较低、温度较高,适宜燃烧反应的发生,前移气流在第 1 处燃油喷射孔之前靠近右壁面区域发生了化学反应,使得燃烧室流场表现出不对称性.沿流动方向随着流动与燃烧的发展,斜激波作用逐渐减弱,在第 1 处燃油喷射孔之后,流场的对称性又逐渐增强.此外,由于燃油喷射孔前方来流的不对称,而燃油喷射采用随机分布燃油粒子直径的方式进行,喷射过程中诱发的两道弓形激波之间的相互作用也会得到非对称性的流场结构.

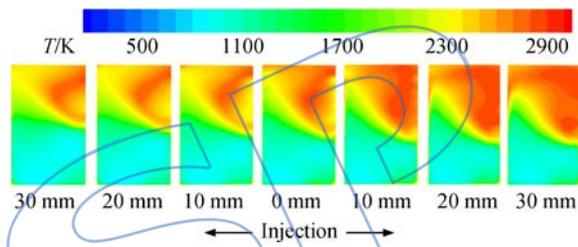


图 10 第 1 处燃油喷射孔附近静温分布云图

Fig. 10 Contours of static temperature distribution near the first set of fuel injectors

图 11 和图 12 依次给出了燃烧室内 y 等值面上的煤油($C_{10}H_{20}$)和 O_2 质量分数分布云图.由图 11 可知,燃烧室内的煤油几乎消耗殆尽,仅在 3 组燃油喷射孔附近有少量燃料残余.这是由于燃烧室内气流速度很高,液态煤油不易发生化学反应,因此燃油喷射孔附近还未来得及蒸发的液态煤油燃料有少量剩余.由图 12 可知, O_2 进入燃烧

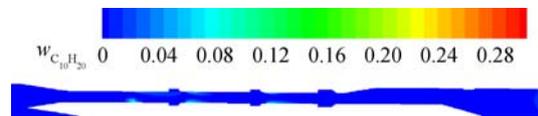


图 11 燃烧室内 $C_{10}H_{20}$ 质量分数分布云图

Fig. 11 Contours of $C_{10}H_{20}$ mass fraction distribution in combustor

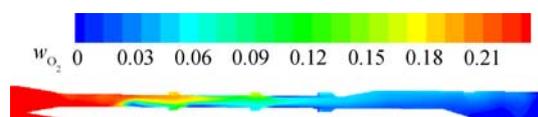


图 12 燃烧室内 O_2 质量分数分布云图

Fig. 12 Contours of O_2 mass fraction distribution in combustor

室后,在3处凹腔之间大量消耗,至第3处凹腔之后, O_2 的质量分数已降至约0.05.由于煤油燃料喷射的穿透深度有限,左右侧近壁面区域 O_2 消耗较多,而流道中心区域则 O_2 剩余量较多.

对于外流场与燃烧室之间的相互作用,可由马赫数分布云图来说明,如图13所示.超燃冲压发动机前体压缩面在外流场中诱发的斜激波结构正好落在发动机唇口前缘.外流场的这道斜激波起着压缩气流的作用,该斜激波位置以及角度大小决定着发动机捕获气流的能力,影响着燃烧室入口空气流量,从而决定着燃烧室内燃料的掺混和燃烧状况.

燃烧室内燃料燃烧释放热量过大会使得燃烧室内气流外溢,在燃烧室内表现为激波结构向着发动机入口方向移动,发动机外流场与燃烧室之间的泄压孔起着缓解外溢气流对外流场影响的作用,然而若燃烧室内释放热量太大,泄压孔无法满足流量要求时,外溢气流将越过泄压孔由进气道流入外流场而破坏外流场对气流的捕获,使得发动机无法正常工作.

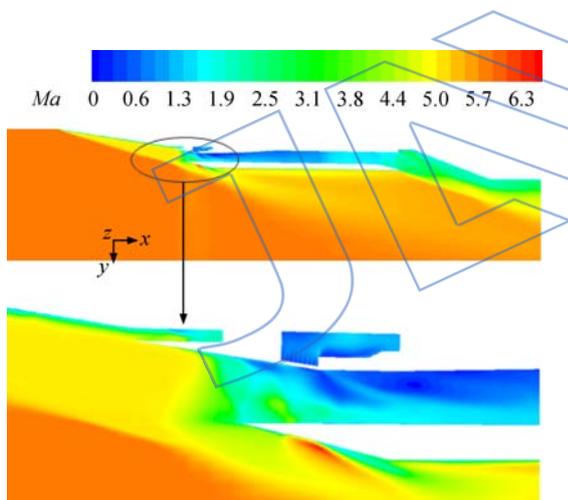


图13 外流场及燃烧室马赫数分布云图

Fig. 13 Contours of Mach number distribution in external flow field and combustor

4 结论

针对某型超燃冲压发动机整机模型,对其进行了三维数值模拟,通过将计算得到的壁面静压分布与实验数据对比,验证了本文所采用数值方法的准确性以及计算结果的可靠性.在此基础上对流场结构进行分析,可得到以下几点结论:

1) 在对超燃冲压发动机的内、外流场进行全耦合计算时,进入发动机燃烧室的空气流量完全

由进气道对来流空气的捕获情况自动确定,体现了发动机内、外流场之间强烈的相互耦合作用,内流场的流动燃烧状况既受到外流场捕获空气流量的限制,又会反过来影响着外流场的激波结构.

2) 泄压孔可有效调节进气道与燃烧室的流量匹配,是发动机正常工作的重要保证.

3) 进气道内激波与边界层的相互作用使得流场呈现出不对称性特征,之后的泄压孔结构又进一步加剧了这种不对称性.此外,燃油喷射过程中诱发的两道弓形激波之间相互作用,也会引起流场的不对称.由于前移气流在泄压孔附近引发的斜激波结构与壁面边界层的相互作用,在第1处燃油喷射孔之前靠近右壁面区域发生了化学反应,使得燃烧室流场呈现左右不对称性特征.之后随着流动与燃烧的发展,斜激波作用减弱,流场不对称性也逐渐减弱.

参考文献:

- [1] Bertin J J, Cummings R M. Fifty years of hypersonics: where we've been, where we're going[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2003, 39(6/7): 511-536.
- [2] Ikawa H. Rapid methodology for design and performance prediction of integrated scramjet engine[J]. Journal of Propulsion and Power, 1991, 7(3): 437-444.
- [3] Jazra T, Smart M. Preliminary design of an integrated scramjet-powered accelerator[R]. AIAA-2009-7418, 2009.
- [4] Clark A, Wu C, Mirmirani M, et al. Development of an airframe-propulsion integrated generic hypersonic vehicle model[R]. AIAA-2006-218, 2006.
- [5] Doherty L J, Smart M K, Mee D J. Design of an airframe integrated 3-D scramjet and experimental results at a Mach 10 flight condition[R]. AIAA-2012-5910, 2012.
- [6] Mahulikar S P. Theoretical aerothermal concepts for configuration design of hypersonic vehicles[J]. Aerospace Science and Technology, 2005, 9(8): 681-685.
- [7] XU Xu, XU Dajun, CAI Guobiao. Optimization design for scramjet and analysis of its operation performance [J]. Acta Astronautica, 2005, 57(2): 390-403.
- [8] CHE Jing, TANG Shuo, KANG Bingnan. Airframe/scramjet integrated design of hypersonic cruise vehicle [R]. AIAA-2007-642, 2007.
- [9] 李建平, 宋文艳, 肖隐利. 超燃冲压发动机/机体一体化优化设计[J]. 航空动力学报, 2011, 26(4): 874-879. LI Jianping, SONG Wenyan, XIAO Yinli. Research on the optimization design of integrated scramjet/airframe [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(4): 874-879. (in Chinese)
- [10] CHE Jing, TANG Shuo. Research on integrated optimization design of hypersonic cruise vehicle[J]. Aerospace Science and Technology, 2008, 12(7): 567-572.

- [11] LE Jialing. Preliminary study of integrated aero-propulsive performance of vehicle with CFD and experiments [R]. AIAA-2006-7982, 2006.
- [12] 王兰, 吴颖川, 乐嘉陵. Scramjet 整机流场的非结构网格并行数值模拟[J]. 推进技术, 2009, 30(1): 34-40.
WANG Lan, WU Yingchuan, LE Jialing. Numerical parallel simulations of whole scramjet flowfields on unstructured grids[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(1): 34-40. (in Chinese)
- [13] HUANG Wei, WANG Zhenguo, JIN Liang, et al. Effect of cavity location on combustion flow field of integrated hypersonic vehicle in near space[J]. Journal of Visualization, 2011, 14(4): 339-351.
- [14] Ansys Inc. FLUENT 6.3 user's guide[M]. Ann Arbor, US: Ansys Inc, 2006.
- [15] Franzelli B, Riber E, Sanjosé M, et al. A two-step chemical scheme for kerosene-air premixed flames[J]. Combustion and Flame, 2010, 157(7): 1364-1373.

JALSP