

旋转爆震反压扰动下超声速进气道 流动特性数值分析

莫建伟, 严 宇, 杨建文

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 为了研究超声速进气道在旋转反压作用下的流动特性, 建立了旋转爆震发动机周期性反压简化模型, 以双下侧进气道为研究对象, 采用非定常数值仿真手段开展了旋转爆震反压作用下进气道内流动特性仿真。结果表明: 在进气道出口畸变流动条件下, 周期性旋转反压作用下的进气道内压力波面呈现不规则螺旋状, 与均匀来流隔离段内规则螺旋状流动存在一定差异; 旋转反压在两侧进气道交汇处受到阻断, 两侧进气道在交汇截面之前趋于稳定流动, 周期性反压和稳态反压对应的进气道激波串前缘位置基本一致, 说明进气道周期性反压作用下性能与稳态情况下一致。

关键词: 超声速进气道; 周期性旋转反压; 流动特性

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2022)06-0085-07

Numerical study on flow characteristics of supersonic inlet disturbed by backpressure of rotating detonation

MO Jianwei, YAN Yu, YANG Jianwen

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: In order to study the flow characteristics of the rotating detonation engine inlet under the action of rotating back pressure, a simplified model of the periodic backpressure of the rotating detonation engine was established, and the unsteady numerical simulation method was used to study the flow characteristics of the twin inlet under the action of rotating detonation back pressure. The results show that the iso-pressure surface of the flowfield presents an irregular spiral shape under the action of periodic rotating back pressure with the distorted flow condition, which is different from the flow characteristic in the isolation section of uniform inlet flow. The rotating pressure wave is blocked at the intersection of the two ducts, and the flow of two ducts tends to be steady before the intersection section. The leading edge of the shock train at the end of the inlet is basically the same under periodic rotating back pressure and steady state back pressure, indicating that the performance under the periodic backpressure of the inlet is not different from that under the steady-state condition.

Keywords: supersonic inlet; periodic rotating back pressure; flow characteristics

收稿日期: 2021-10-26; 修回日期: 2021-11-17

基金项目: 国家自然科学基金项目(11602186)

作者简介: 莫建伟(1986—), 男, 博士, 高级工程师, 研究领域为内流气动动力学。

0 引言

爆震发动机是一种以爆震燃烧方式高效推进的动力装置,相对于传统发动机的等压燃烧方式,基于爆震燃烧的热力循环过程具有更高的热效率^[14]。另外,采用爆震燃烧的动力装置还具有结构简单、工作范围宽、推重比高、耗油率低等潜在优点,可用作战术飞机、导弹及未来高超声速飞机的动力系统^[5-8]。所以,自 20 世纪 40 年代初,爆震发动机就迅速吸引了世界各国研究者的极大兴趣。尤其是从 20 世纪 90 年代至今的三十几年间,爆震发动机技术发展迅速,研究人员发展了多种形式的爆震发动机,并取得了大量的研究成果^[9-11]。

进气道作为吸气式爆震发动机的关键气动部件之一,它的正常、高效工作对爆震发动机至关重要。与传统的冲压发动机进气道功能类似,爆震发动机进气道的主要作用就是在不同飞行条件下,将外部气流顺利地引入发动机,使发动机获得所需的空气流量,并提高气流的压力。但是由于爆震发动机的工作具有高度非定常性,其主燃烧室内压力脉动非常剧烈,对于冲压爆震发动机,其主燃烧室和进气道之间缺乏机械隔离部件(如压力机、风扇等旋转部件),燃烧室与进气道流动相互作用更加剧烈,爆震波产生的压力波向上游回传,与进气道流场相互作用,使得进气道内发生流场振荡,严重时可能导致爆震高压气体回流,进气道不启动^[12]。对此,国内外学者在脉冲爆震发动机进气道与燃烧室相互作用方面开展了较多研究。王丁喜等通过对进气道出口叠加正弦扰动的方式对进气道流场进行数值模拟,得到了进气道结尾激波系随出口扰动反压幅值和频率的运动关系^[13]。温玉芬等对爆震发动机内流道化学反应非定常耦合流场进行了仿真研究,获得了进气道结尾激波系振荡特性以及进气道扩压段结构对进气道工作特性的影响^[14]。对于旋转爆震发动机燃烧室与来流相互作用,蔡振华等开展了三维环形隔离段抗旋转反压特性研究,研究结果表明旋转反压作用下隔离段首道激波环面的位置及强度基本不随旋转反压发生变化^[15]。李东等开展了旋转爆震燃烧室与进气道段一体化联合仿真,获得了爆震运动过程中超声速隔离段内流场结构变化特点^[16]。从目前的研究结果看,旋转爆

震发动机进气道扩压段内流动状态与脉冲爆震发动机进气道扩压段内流动状态有所不同,旋转爆震发动机进气道扩压段内首道激波位置和强度近似稳定存在,并不随周期性旋转反压变化而变化,脉冲爆震发动机进气道相关研究结果很难直接在旋转爆震发动机进气道研究中应用。目前针对旋转爆震发动机进气道内流动特性研究较少,且主要集中在均匀来流隔离段在旋转爆震反压作用下的流动特征^[17-19],而真实进气道来流存在复杂的激波反射、激波/附面层干扰等流动特征,在旋转反压作用下进气道内流动特性尚不清楚,有必要开展相关的研究。

本文以一种超声速双侧进气道为研究对象,建立了旋转爆震发动机周期性反压简化模型,通过在进气道出口施加旋转反压的方式数值模拟了不同反压作用下进气道流动特性,为旋转爆震发动机进气道设计提供思路。

1 数值仿真模型

1.1 几何模型

图 1 给出了飞行器/进气道一体化模型,进气道采用双下侧布局,该布局具有升阻比大、攻角性能好等优点。进气道压缩面采用半锥形等熵压缩形式,进气道设计点马赫数为 4。两侧进气道通过连续曲面连续过渡在出口交汇为环形流道,进气道出口接 100 mm 长度的环形等直段,环形等直段内、外径分别为 240 mm 和 300 mm。环形隔离段后接长度为 85 mm、半扩张角为 10°的扩张段,扩张段后接外径为 330 mm、内径为 210 mm 的环形燃烧室,从进气道出口等直段到燃烧室面积扩张比为 2。

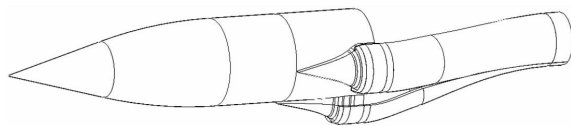


图 1 进气道布局形式

Fig. 1 Inlet configuration

1.2 数值模拟方法

在旋转爆震发动机中,爆震波以周向运动的方式在环形燃烧室中高速传播,频率可达数千赫兹,形成周期性脉动压力,周期性的压力波头与进气道

流动相互作用。如果考虑爆震燃烧和进气道流动耦合计算,由于燃烧过程的时间尺度和流动过程的时间尺度差异很大,而且爆震燃烧过程为非定常燃烧过程,使得计算量急剧增大。而旋转爆震压力波动过程呈现规律的周期性,因此可不考虑具体爆震燃烧过程,将爆震燃烧产生的周期性压力波作为边界条件施加于进气道出口,也可大幅减小计算量。

本文采用商业软件 ANSYS Fluent 进行仿真,使用了基于有限体积法的 N-S 方程求解器,假设流体为理想流体,分子黏性系数采用 Sutherland 公式计算,湍流模型采用 RNG $k-\varepsilon$ 模型,N-S 控制方程无黏通量采用 Roe-FDS 二阶迎风隐式格式离散。图2给出了进气道整个计算域网格,为了更加准确地描述壁面激波/附面层相互作用现象,对靠近壁面的网格进行局部加密,保证壁面 $y^+ < 10$ 。

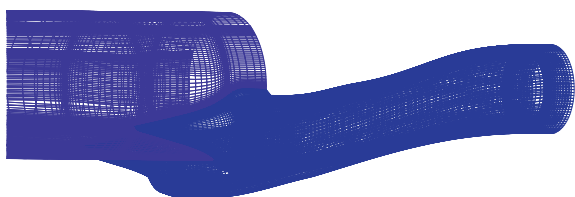


图2 进气道计算网格
Fig.2 Inlet grid domain

2 旋转反压模型

根据旋转爆震波的流场结构特征,爆震波可以被简化为一道平直且垂直于隔离段外壁面的波面,压力在环形燃烧室半径方向保持一致,压力分布只在圆周方向发生周期性变化。图3给出了旋转爆震直连试验状态为高度20 km、马赫数4条件下燃烧室内某测点在某一时段内压力脉动情况,单个波形虽然有一定差别,但整体上压力呈周期性波动,频率为3.5 kHz,压力峰值为0.3 MPa左右。

由于爆震波压力振型的特殊性,采用指数函数重构了爆震波压力振型,通过合理选择参数,将正弦函数 $(0, \pi)$ 区间内波峰“扭曲”为所需要的压力振型。建立隔离段圆周方向出口的极坐标,则圆周方向某周向 θ 位置处的压力值可以表示为

$$p/p_c = A \sin\{\pi \exp[B(\theta_c + 2\pi ft)]\} + C \quad (1)$$

式中: A 、 C 分别为压力振幅和恢复区压力; B 为与压力波形有关的形状因子; θ_c 为出口圆周某点角坐标;

f 为爆震波频率; p_c 为冷流状态下进气道压力。

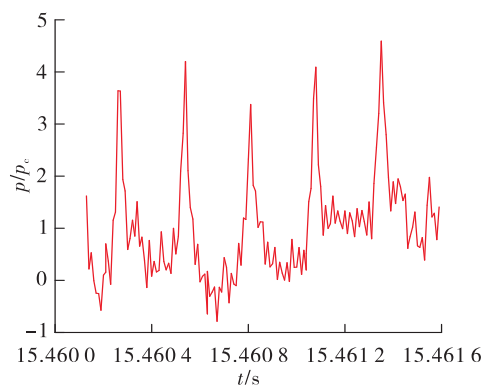


图3 旋转爆震发动机燃烧室压力曲线
Fig.3 Pressure curve of combustion chamber of a rotating detonation engine

选择图4中旋转爆震发动机直连试验中爆震压力曲线作为参考,对爆震波压力建模曲线参数进行调整,其中 A 值取为3, C 值取为1, B 值取-2.8,最终得到沿周向压力分布如图4所示。可以看到,单个爆震波周期内,建模曲线和试验曲线非常吻合,波形、最高压力峰值、相位均非常一致,说明爆震压力建模曲线完全能够反映单个爆震周期内压力变化过程。连续多个周期内爆震室反压如图5所示。

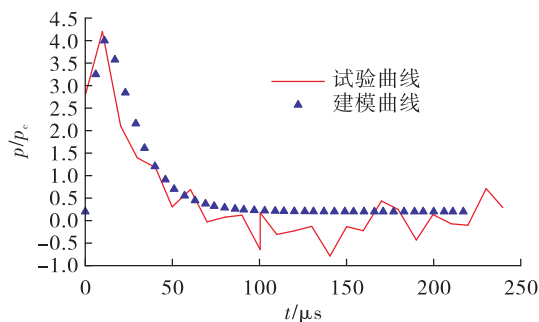


图4 旋转爆震压力曲线建模
Fig.4 Modeling of rotating detonation pressure curve

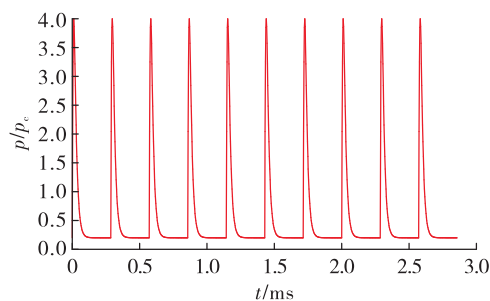


图5 周期性燃烧室反压
Fig.5 Periodic rotation detonation pressure curve

3 旋转爆震反压周期性扰动下进气道流动特性

由于在不同的当量比下爆震燃烧室室压不同,不同反压导致进气道结尾激波串位置以及对进气道流动状态的影响也可能不同,因此,考虑两种不同来流反压状态(分别为来流 6 倍和 27 倍)情况对进气道扩压段内流动特性的影响,进气道在临界状态最大反压为 45 倍来流压力。

为了研究旋转反压下进气道内压力振荡特性,在进气道流道内布置若干压力测控点,测点位置见图 6,其中 A 点靠近燃烧室位置,B、C、D 依次远离进气道出口,E 和 D 在同一轴向位置,分别位于两侧进气道流道内,各点位置坐标见表 1。

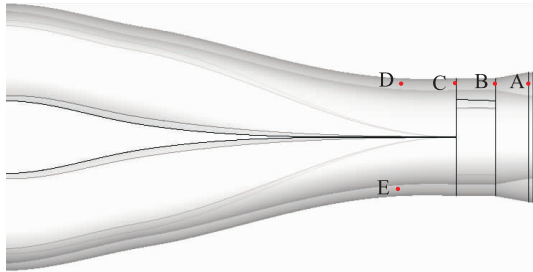


图 6 进气道内压力监测点

Fig. 6 Pressure monitoring points in the inlet

表 1 进气道压力监测点位置坐标

Tab. 1 Position of inlet pressure monitoring point

位置	A	B	C	D	E
距出口距离/mm	15	60	100	445	445

由于进气道出口为周期性脉动反压,为了表征进气道出口平均反压状态,需要对进气道出口多维参数进行一维平均处理,流场截面参数通常的平均方法有面积加权平均、质量加权平均、动量守恒平均和热力学守恒平均,研究表明,在处理冷态多维流场,通量守恒平均方法[见式(2)]可以得到较好的结果^[20]。

$$\int \rho v dA = \rho_2 v_2 A_2$$

$$\int (\rho v \cdot v + p) dA = (\rho_2 v_2 v_2 + p_2) A_2 \quad (2)$$

$$\int \rho v H dA = \rho_2 v_2 H_2 A_2$$

式中: ρ 为流体密度; v 为流向速度; p 为流体当地静

压; H 为总焓; A 为进气道出口面积;下标 2 为进气道出口截面平均参数。

为了表征燃烧室工作当量比以及进气道出口反压状态,通过进气道出口平均反压 p_2 和来流压力大气压力比值定义进气道出口反压状态。

3.1 低反压状态下周期性扰动对进气道影响

考虑低反压状态下燃烧室周期性反压对进气道的影响,此时,进气道出口压力为来流压力的 6 倍,进气道出口为超声速状态。图 7 给出了周期性反压扰动情况下进气道内流场特性,由于周期性反压作用,压力波面在进气道内呈螺旋型前传,但由于进气道等直段内气流不均匀,压力波面呈现非规则的螺旋型变化,见图 8 周期性压力扰动下进气道内壁面压力变化,这与均匀来流的爆震波压力扰动有所区别。

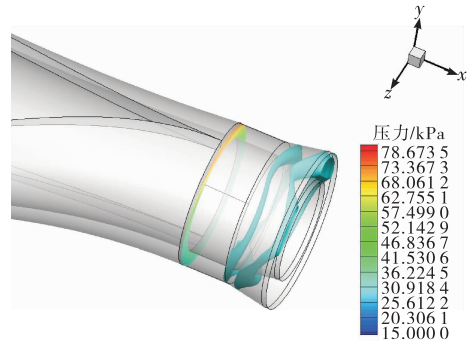


图 7 周期性反压扰动下流场压力图

Fig. 7 Flow field pressure contour under periodic back pressure disturbance

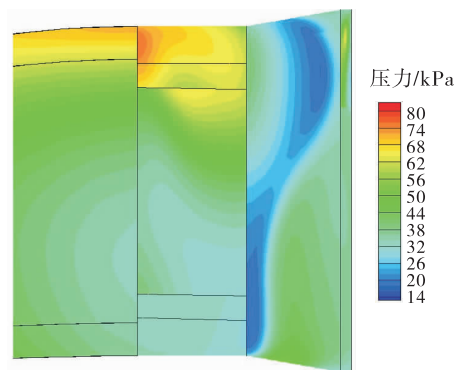


图 8 周期性反压扰动下壁面压力云图

Fig. 8 Wall pressure contour under periodic back pressure disturbance

图 9 给出了进气道内 5 个监测点在周期性爆震反压扰动下压力变化曲线,监测点 A 在经过 0.8 ms 调整后,呈现周期性变化,而检测点 B 在初始扰动

后出现一个压力峰,随后压力恢复到初始水平,说明反压扰动回传的最远位置不超过 B 点,其他监测点 C、D、E 不受下游反压扰动影响。

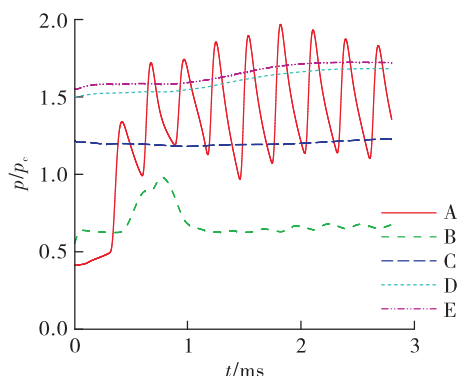


图 9 进气道内监测点压力变化

Fig. 9 Pressure curve of monitoring point in inlet

旋转爆震周期性反压扰动进气道流动计算目的是考察周期性反压扰动对进气道内激波串位置影响,将周期性反压在时间轴上进行平均,作为进气道稳态反压作用的输入边界。图 10 给出了旋转爆震周期性反压扰动及平均稳态反压作用下进气道内激波串前缘位置的比较,其中黑实线标记为激波串初始激波分离开始位置,可以看到,周期性反压作用与稳态反压作用下的激波串前缘位置差别不大,说明目前 3.5 kHz 的高频周期性反压对进气道流动影响基本等效于对应的稳态反压作用。

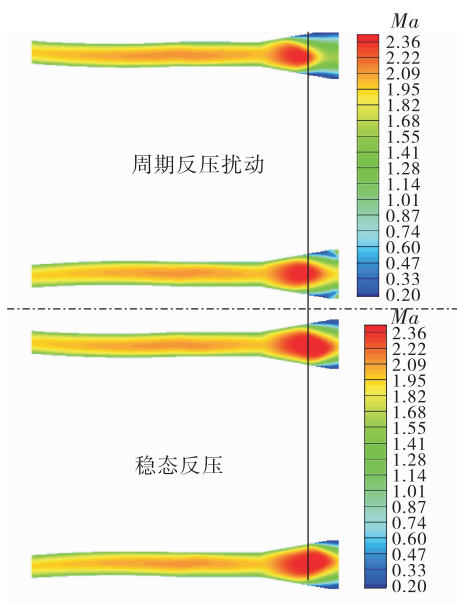


图 10 周期性反压及稳态反压对进气道激波串位置影响

Fig. 10 Influence of periodic and steady backpressure on position of inlet shock train

3.2 高反压状态下周期性扰动对进气道影响

为了研究高反压状态下进气道内部工作特性,在进气道出口施加平均压力为来流压力 27 倍的周期性脉动反压,图 11 给出了进气道内 5 个监测点在周期性爆震反压扰动下压力变化曲线,A、B、C 3 个监测点位于交汇后的环形通道内,从 A→B→C 向进气道上游流道截面依次减小,监测点 A、B、C 均呈现较规律的周期性变化趋势,频率一致,向上游传播过程中,周期性压力幅值不断减小,说明进气道扩张型通道有利于消弱爆震脉动压力向上游传播的幅值。而 D、E 两点在 $t=0.001$ s 压力开始上升,但压力上升至 1.5 倍初始压力后基本保持稳定值,并没有出现周期性压力脉动现象,说明两侧进气道交汇处物理隔断阻隔了爆震压力波旋转过程,在两侧进气道流道内,爆震压力旋转流动过程转换为稳定的流动过程,这与脉冲爆震发动机进气道内存在周期性压力脉动流动过程存在本质区别。

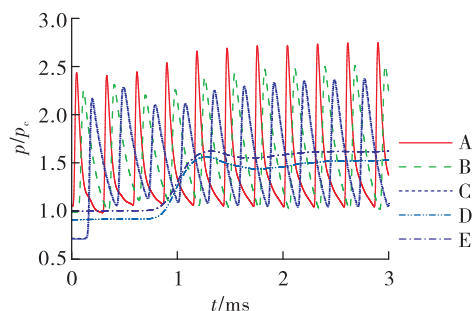


图 11 进气道内监测点压力变化

Fig. 11 Pressure curve of monitoring point in inlet

在高反压状态下,图 12 给出了周期性反压扰动情况下进气道内流场特性,由于进气道出口平均反压较高,进气道扩压段内为亚声速流动状态。

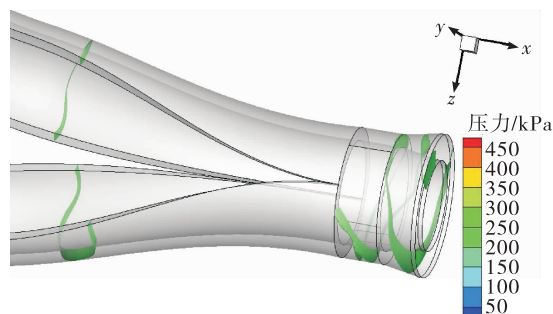


图 12 周期性反压扰动下流场压力图

Fig. 12 Flow field pressure contour under periodic back pressure disturbance

压力波面在进气道出口处呈螺旋型前传,在两侧进气道交汇处,压力波面旋转过程被阻断,两侧进气道内部呈现稳定的流动状态。

图 13 给出了进气道内部流道压力在不同时刻的变化以及对应稳态反压下进气道内压力分布,在进气道出口交汇处,由于周期性旋转反压的作用,进气道出口压力波动幅度较大,但在两侧进气道交汇截面之前,进气道在不同时刻沿程压力分布基本一致,进一步说明旋转反压在两侧进气道交汇处受到阻断,两侧进气道在交汇截面之前趋于稳定流动,并且与稳态反压情况下压力分布一致,激波串前缘位置相差 0.03 m,相对于整个扩压段长度差别不足 3%。这说明在进气道设计中,可以按照稳态流动的进气道设计准则进行设计,无需考虑进气道内动态流动过程对进气道型面设计的影响。

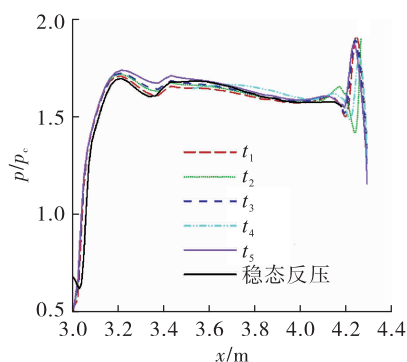


图 13 进气道流道内压力不同时刻变化曲线

Fig. 13 The curve of the pressure in the inlet at different moments

4 结论

针对双下侧进气道在周期性旋转爆震反压作用下的流动特性进行了建模和仿真计算,计算结果表明:

1) 在进气道出口畸变来流条件下,周期性旋转反压作用下的进气道内压力波面呈现不规则螺旋状,与均匀来流隔离段内流动细节存在一定差别;

2) 周期性反压和对应稳态反压下进气道激波串前缘位置差别很小,说明高频周期性反压对进气道流动影响基本等效于对应的稳态反压作用;

3) 高来流周期性反压状态下,在两侧进气道交汇处,压力波面旋转过程被阻断,两侧进气道内部

呈现稳定的流动状态。

参考文献:

- [1] KAILASANATH K. Review of propulsion applications of detonation waves [J]. AIAA Journal, 2000, 38 (9): 1698-1708.
- [2] LU F K, BRAUN E M. Rotating detonation wave propulsion: Experimental challenges, modeling, and engine concepts [J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 30 (5): 1125-1142.
- [3] 谢峻峰,王兵,董琨. 基于连续旋转爆震的推进技术研究进展 [J]. 气体物理, 2020, 5(1): 1-23.
- [4] 严传俊,范玮,脉冲爆震发动机原理及关键技术 [M]. 西安:西北工业大学出版社, 2005.
- [5] BYKOVSKII F A, ZHDAN S A, VEDERNIKOV E F. Continuous spin detonations [J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(6): 1204-1216.
- [6] LIU S J, LIN Z Y, SUN M B, et al. Thrust vectoring of a continuous rotating detonation engine by changing the local injection pressure [J]. Chinese Physics Letters, 2011, 28(9): 094704.
- [7] WOLAŃSKI P. Detonative propulsion [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2013, 34: 125-158.
- [8] WANG C, LIU W D, LIU S J, et al. Experimental verification of air-breathing continuous rotating detonation fueled by hydrogen [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2015, 40(30): 9530-9538.
- [9] ISHIHARA K, MATSUOKA K, KASAHARA J, et al. Performance evaluation of a rotating detonation engine with conical-shape tail [C]//53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston, Virginia: AIAA, 2015.
- [10] NAPLES A, HOKE J, KARNESKY J, et al. Flowfield characterization of a rotating detonation engine [C]//51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, Virginia: AIAA, 2013.
- [11] BYKOVSKII F A, ZHDAN S A, VEDERNIKOV E F. Continuous spin detonation of hydrogen-oxygen mixtures (1): Annular cylindrical combustors [J]. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 2008, 44(2): 150-162.
- [12] WU Y H, MA F H, YANG V. System performance and thermodynamic cycle analysis of airbreathing pulse detonation engines [J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(4): 556-567.

- [13] 王丁喜,严传俊. 脉冲爆震发动机进气道气动性能数值研究[J]. 力学学报,2005,37(6):777-782.
- [14] 温玉芬,谭慧俊,张启帆,等. 爆震发动机超声速进气道的非定常耦合流场数值研究[J]. 航空动力学报,2012,27(11):2511-2520.
- [15] 蔡建华,周进,刘世杰,等. 三维环形隔离段抵抗旋转反压特性研究[C]//第五届爆震与新型推进学术会议论文集. 长沙:中国工程热物理学会热机气动热力学分会爆震与新型推进专业委员会,2017.
- [16] 李东,张义宁,宫继双,等. 旋转爆震发动机燃烧室对超声速进气段影响作用数值研究[C]//第五届爆震与新型推进学术会议论文集. 长沙:中国工程热物理学会热机气动热力学分会爆震与新型推进专业委员会,2017.
- [17] 刘世杰,林志勇,林伟,等. H_2/Air 连续旋转爆震波的起爆及传播过程试验[J]. 推进技术,2012,33(3):483-489.
- [18] 王超,刘卫东,刘世杰,等. 吸气式连续旋转爆震与来流相互作用[J]. 航空学报,2016,37(5):1411-1418.
- [19] YAO S B, TANG X M, LUAN M Y, et al. Numerical study of hollow rotating detonation engine with different fuel injection area ratios[J]. Proceedings of the Combustion Institute,2017,36(2):2649-2655.
- [20] 张旭,姜军,林言中,等. 超燃冲压发动机流场一维平均方法研究[J]. 推进技术,2014,35(7):865-873.

(上接第73页)

- [6] ZHANG M, HU Z W, HE G, et al. LES of kerosene spray combustion in RBCC ramjet/scramjet mode[EB/OL]. <https://www.semanticscholar.org/paper/LES-of-kerosene-spray-combustion-in-RBCC-mode-Zhang-Hu/3f4e639b9e0b05258a1f28ee14cbd6220b31edb>,2009.
- [7] 潘科玮,何国强,秦飞,等. 煤油燃料 RBCC 亚燃模态掺混与燃烧数值模拟研究[J]. 推进技术,2012,33(6):907-913.
- [8] VERRTENNICOV V G. Autoignition study on kerosene in supersonic flow[R]. F61708-96-WO286,1997.
- [9] WANG T S. Thermophysics characterization of kerosene combustion[C]//34th Thermophysics Conference. Reston, Virginia:AIAA,2000.
- [10] KUNDU K, PENKO P, YANG S. Reduced reaction mechanisms for numerical calculations in combustion of hydrocarbon fuels[C]//36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, Virginia:AIAA,1998.
- [11] 黄生洪,徐胜利,刘小勇. 煤油超燃冲压发动机两相流场数值模拟(I):数值校验及总体流场特征[J]. 推进技术,2004,25(6):484-490.
- [12] STRELETS M. Detached eddy simulation of massively separated flows[C]//39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, Virginia:AIAA,2001.
- [13] 周力行. 多相湍流反应流体力学[M]. 北京:国防工业出版社,2002.
- [14] WILCOX D C. Turbulence modeling for CFD[M]. La Canada, California:DCW Industries, Inc.,1998.
- [15] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. AIAA Journal,1994,32(8):1598-1605.
- [16] WANG T S. Thermophysics characterization of kerosene combustion[EB/OL]. <https://www.semanticscholar.org/paper/Thermophysics-Characterization-of-Kerosene-Wang/0a5bcfd95043e4f39516e0c9f2913a2232bd6965>,2000.
- [17] 潘科玮,何国强,刘佩进,等. RBCC 发动机燃料喷注位置变化对混合燃烧模式燃烧的影响[J]. 航空动力学报,2011,26(8):1900-1906.
- [18] BOUDIER G, GICQUEL L Y M, POINSOT T, et al. Comparison of LES, RANS and experiments in an aeronautical gas turbine combustion chamber[J]. Proceedings of the Combustion Institute,2007,31(2):3075-3082.
- [19] 陆晋丽. 燃烧室结构变化对火箭引射模态性能影响研究[D]. 西安:西北工业大学,2007.
- [20] 汤祥. RBCC 支板火箭超燃模态动态过程与性能研究[D]. 西安:西北工业大学,2015.
- [21] WESTBROOK C K, DRYER F L. Simplified reaction mechanisms for the oxidation of hydrocarbon fuels in flames[J]. Combustion Science and Technology,1981,27(1/2):31-43.