旋转爆轰燃烧室高度对流场影响

赵雄飞¹,郭虹伯²,杨家龙^{2*},夏军宏³

(1. 海军装备部驻沈阳地区军事代表局,沈阳 110031; 2. 哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院,哈尔滨 150001;3. 中国船舶重工集团公司第 703 研究所,哈尔滨 150001)

摘要:为了研究旋转爆轰燃烧室几何结构对旋转爆轰波的影响规律,针对旋转爆轰燃烧室高度对爆轰流场结构和爆轰波传播 特性问题,采用2维数值模拟方法分析了爆轰波在4种高度的燃烧室内的参数变化和波系特征。结果表明:在4种高度的燃烧室内 爆轰波均能自持传播,且爆轰流场结构相似;当燃烧室高度为4mm时,爆轰波后的反射激波压力较高;在一定范围内,爆轰波传播 速度随燃烧室高度的增加而增大,在爆轰波高度为10、16和20mm时,爆轰波波锋面的压力分别为3.93、4.61、4.69 MPa。

关键词:旋转爆轰;燃烧室;几何尺寸;流场;航空发动机

中图分类号: V239 文献标识码:A doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2019.04.005

Influence of Rotating Detonation Combusion Chamber Height on Flow Field

ZHAO Xiong-fei¹, GUO Hong-bo², YANG Jia-long², XIA Jun-hong³

(1. The Military Representative Office, The Naval Armaments Department in Shenyang Area, Shenyang 110031, China; 2. College of Power and Energy Engineering, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China; 3. CSIC No. 703 Research Institute, Harbin 150001, China)

Abstract: In order to study the influence of the geometric structure of the rotating detonation combustion chamber on the rotating detonation wave, the parameter variation and wave system characteristics of the detonation wave in the combustion chamber at four kinds of heights were analyzed by using the two-dimensional numerical simulation method for the structure and propagation characteristics of detonation wave in the rotating detonation combustion chamber. The results show that the detonation wave can propagate by itself and the structure of detonation flow field is similar. When the combustor height is 4 mm, the reflected shock wave pressure after detonation wave is higher. Within a certain range, the detonation wave propagation velocity increases with the increase of combustion chamber height. When the detonation wave height are 10 mm, 16 mm and 20 mm, the detonation wave front pressure are 3.93 MPa, 4.61 MPa and 4.69 MPa, respectively.

Key words: rotating detonation; combustion chamber; geometric dimension; flow field; aeroengine

0 引言

燃气轮机技术研究代表着学术理论与工程应用 的综合水平,是21世纪热门的先进技术,其原理是以 等压模式来对燃烧流程进行组织,经过多年的研究发 展,学者们发现如果继续采用此种燃烧方式,燃气轮 机的工作效率将不会有新的突破。发展高增压比、低 排放和高效率的燃烧室是亟需解决的重要问题。

旋转爆轰燃烧室性能优异,中国对其研究时间很短,其中环形爆轰燃烧室厚度等对爆轰波在其中的传播规律影响尚不清晰,爆轰燃烧这种剧烈燃烧方式不

易控制等,这些在很大程度上限制了爆轰技术的进一 步发展。爆轰燃烧可以近似看作等体积燃烧,如何在燃 烧室内对爆轰燃烧进行一定控制使其能稳定传播,是 目前研究热点。爆轰燃烧室主要存在3种形式^{III}:脉冲 爆轰燃烧室^{II}、驻定爆轰燃烧室^{III}和旋转爆轰燃烧室^{III}。 其中旋转爆轰燃烧室是新兴技术,对其试验和数值研 究多集中于起爆、流场等方面,环形爆轰燃烧室厚度 对爆轰性能影响需再探索。

20 世纪 50 年代,前苏联 Voitsckhovskii 等¹⁵以乙 快为燃料进行旋转爆轰圆盘形试验,得到爆轰波传播

收稿日期:2019-03-18 **基金项目:**中央高校基本业务费项目(HEUCFP201719)资助 作者简介:赵雄飞(1986),男,硕士,工程师,从事舰船动力装置研究工作;E-mail:634538214@qq.com。

引用格式:赵雄飞,郭虹伯,杨家龙,等.旋转爆轰燃烧室高度对流场影响[J].航空发动机,2019,45(4):27-31.ZHAO Xiongfei,GUO Hongbo,YANG Jialong, et al.Influence of rotating detonation combusion chamber height on flow field[J].Aeroengine,2019,45(4):27-31.

规律;60年代,密西根大学^[6]进行了旋转爆轰试验验 证;70年代起,前苏联流体力学研究所、Bykovskii等^[7] 以乙炔、氢气、汽油等为燃料,进行在氧气中燃烧的旋 转爆轰试验;MBDA公司等^[8-11]对气态氢气燃烧的旋 转爆轰燃烧室进行了研究;波兰的 Piotr等^[12-13]对旋转 爆轰贫燃燃烧进行了研究;美国空军研究试验室^[14-17] 于 21 世纪初,进行了氢气 / 空气预混气旋转爆轰试 验,通过压力损失方程和质量流量方程对燃烧室内流 场进行分析。

除了试验研究,美国 Yi 等^[18]进行了氢气 / 空气 多步化学反应爆轰燃烧数值模拟;Sergio 等^[19]分析了 化学机理对其的影响;姜孝海等^[20]模拟了旋转爆轰 燃烧室流场,得到其自持特性和相应工程理论;张 旭东等^[21-22]。模拟了简化燃烧室爆轰波结构和传播过 程,并进行了试验验证。近年来,潘振华^[23]、归明月^[24]等 通过9组分48步的化学反应机理模型,研究其3维 流场结构及波传播特性;Sergio等^[25]模拟了多维旋转 爆轰燃烧室流场结构。

本文对旋转爆轰燃烧室环面厚度与爆轰波传播 的关系进行研究。

1 数学模型与计算方法

本文采用离散控制方程对燃烧室计算模型进行 旋转爆轰模拟。

爆轰燃烧以超声速形式传播,湍流过程对模拟的 影响较小,在本文计算中,不考虑扩散过程、黏性与传 热现象。求解2维欧拉方程,并选取合适计算网格尺 寸和时间补偿,对计算方法进行验证。建立笛卡尔坐 标系下流动方程,速度**v**=(*ū*,*v*)。

连续方程

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \overrightarrow{V}) = S_{\rm m} \tag{1}$$

式中:S_m为源项。

动量方程

$$\frac{\partial(\rho\vec{V})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho\vec{V}\vec{V}) = -\nabla p + \rho\vec{g} + \vec{F}$$
(2)

式中:p为流场静压; \vec{g} 为引力参数; \vec{F} 为外部作用的体积力。

能量方程

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot (\overline{V}(\rho E + p)) = -\nabla \left(\sum_{i=1}^{N_{\rm c}} h_i \overline{J}_i\right) + S_{\rm h} \quad (3)$$

式中:S_h为能量方程源项。

理想气体状态方程

$$p = \sum_{i=1}^{N_*} \frac{\rho_i}{M_i} RT \tag{4}$$

组分方程

$$\frac{\partial(\rho m_i)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \overline{V} m_i) = -\nabla \cdot J_i + R_i + S_i \qquad (5)$$

一般情况下, Arrhenius 公式可以较好地模拟相 对缓慢的化学反应以及在较小的湍流震荡燃烧。

Arrhenius 化学反应速率源项

$$R_{i} = M_{w_{j}} \sum_{i=1}^{N_{*}} \hat{R}_{i,r}$$
 (6)

式中: M_{w_i} 为 i的摩尔质量; \hat{R}_{ir} 为 i 在基元反应 r 中的 生成或者其消耗速率。

第r个化学反应可表述为

$$\sum_{i=1}^{N} v'_{i,r} M_i \underset{k_{loc}}{\overset{k_{loc}}{\longleftrightarrow}} \sum_{i=1}^{N} v''_{i,r} M_i$$
(7)

式中:N 为系统中化学物质总数;v',_i,为反应物 i 的化 学计量数;v",_i,为生成物 i 的化学计量数;M_i为第 i 种 物质摩尔质量;k_i,为基元反应 r 正反应速率常数;k_i, 为基元反应 r 逆反应速率常数。

在基元反应 r 中,物质 i 的生成、消耗速度可以 表示为

$$\hat{R}_{i,r} = \Gamma(n''_{i,r} - n'_{i,r}) \left(k_{f,r} \prod_{j=1}^{N_r} [C_{j,r}]^{\eta_{j,r}} - k_{b,r} \prod_{j=1}^{N_r} [C_{j,r}]^{\eta_{j,r}} \right) (8)$$

式中: N_r 为基元反应 r 中化学物质数; $C_{j,r}$ 为基元反应 r 中物质 j 的摩尔浓度; $\eta'_{j,r}$ 为基元反应 r 中物质 j 正 反应速度指数; $\eta''_{j,r}$ 为基元反应 r 中物质 j 逆反应速 度指数; Γ 为第 3 体对反应中速率的影响,表示为

$$\Gamma = \sum_{j}^{n_{\star}} \gamma_{j,r} C_{j} \tag{9}$$

2 环形燃烧室厚度对爆轰流场影响

旋转爆轰发动机这种新型动力形式吸引了很多 研究学者,爆轰的自持特性是研究的关键。本文计算 域为2维燃烧室圆环切面。

2.1 模型与计算方法

旋转爆轰燃烧室流场结构如图1所示。经喷射孔 燃料注入燃烧室,高能点火产生爆轰波绕壁面连续传播,其速度方向与入射方向夹角近似为90°。波后产 物之间相互作用界面形成斜激波,由于膨胀作用,波





计算域为 0.06 m 的燃烧室内径、环形厚度取 0.01 m,环形中截面如图 2 中虚线所示。与内壁面组 成环形区域充入可燃预混气,与外壁面组成环形区域 充入空气,压力为 0.4 MPa,温度为 300 K。H2/Air 可 燃气爆轰燃烧诱导距离约 0.25 mm。本文采用结构化 网格,选取 0.1、0.2、0.5 mm,3 种网格尺寸对流场中某 监测点进行监测,如图 3 所示。网格尺度为 0.1 和 0.2 mm 时,监测点处压力峰值相近,网格尺度为 0.5 mm 时,监测点处压力峰值偏差较大。在保证计算精 度和计算速度前提下,本文选取网格尺寸为 0.2 mm 进行计算。假设环形燃烧室中存在壁面 Wall3 约束爆 轰波传播统一方向,点火点位于该壁面上方。实现起 爆后爆轰波又回到点火位置进行下一周期循环。其中 点火压力为 2 MPa,温度为 3000 K。本文主要研究环 形燃烧室厚度与爆轰波形成与自持的关系。



2.2 环形流场受燃烧室宽度的影响

设燃烧室内径为 0.06 m,环形燃烧室厚度分别为 4、10、16 和 20 mm,预混气温度为 300 K,压力为 0.4 MPa,点火温度为 3000 K、压力为 2 MPa。自持爆轰波 流场的压力如图 4 所示。



从图中可见,不同厚度的环形燃烧室内,爆轰波 都能自持传播,且流场结构相似。在环形燃烧室厚度 *d*=4 mm时,爆轰波能自持传播,由于燃烧室周向空间 窄,波行程短,波后斜激波与固壁发生反射形成反射 激波1,压力较高,膨胀波与泰勒稀疏波结构相同,但 复杂无状;在 *d*=10 mm时,环形流场内有 4 个反射激 波,其压力逐渐减弱,衰减程度越来越大,不能再与燃 烧室内壁碰撞。图中 *a* 和 *b* 为激波与外壁面碰撞点, 由于反射激波轻度的衰减,*a* 点处压力高于 *b* 点;在 *d*=16 mm时,环形流场中形成反射激波数最多,其他 性质与上述相同;在 *d*=20 mm时,反射激波数与 *d*=10 mm时的相同,是因为环形厚度大,激波传播路 程大,反射激波向后扩散区域也变大,所以波后流场 中形成了激波反射复杂结构。

环形燃烧室厚度由 4 mm 变到 10 mm,爆轰波传播的路程明显增大,当 10 mm 变到 20 mm 时,其传播路程缓慢增大。说明厚度在一定区域内变化时,厚度增大爆轰波传播速度增大。爆轰波自持后,波阵面压

力峰值分别为 3.93、4.61、4.69 和 4.43 MPa。环形燃烧 室厚度小于 10 mm 时,爆轰波强度大幅度提高,宽度 再增大,其强度反而减弱。

在不同燃烧室厚度情况下,自持爆轰波流场温度 如图 5 所示。从图中可见,爆轰燃烧后产物受较大的 膨胀作用向外扩散至初始时空气所在区域。在 d=4 mm 时,环形流场中充满爆轰燃烧产物,随着宽度增 大,高温使产物膨胀向外扩张,相比于 d=4 mm 时,流 场中有空气存在,爆轰波和反射激波处温度最高。



分析得知,随着环形燃烧室厚度的增加,爆轰波 传播速度增大,强度先增大后减小,反射激波数也先 增多后减少。

在 *d*=10 mm 时,不同时刻燃烧室外壁面监测点 *a*、*b* 处压力和温度曲线分别如图 6、7 所示。其中压力 和温度峰值位置对应着图 3(c)的 *a* 和 *b* 处。由于环 形流场中激波在固壁发生反射出现衰减造成了图中 *b* 点处压力和温度值明显低于 *a* 点处值。



为更清晰地分析环形流场变化,监测点处密度和 速度与时间关系曲线分别如图 8、9 所示。从图中可 见,压力、温度峰值出现在激波与内固壁面反射处,且 爆轰波传播到同一位置,环形燃烧室厚度 d=4mm 所 需要的传播时间较其他情况长,速度最小,且宽度为 4 mm 时,其密度和速度峰值也最小,这时因为燃烧室 内爆轰波强度相对其他情况弱。内固壁面监测点处出 现多个速度峰值,而密度变化并不显著,主要因为燃 烧室内壁面处会再次受到反射激波的影响,但产物受 膨胀作用密度很低,提高幅度不明显。



对图 2 中 5 个截面处爆轰燃烧后的平均压力进 行分析,结果见表 1。从表中可见,环形爆轰燃烧室厚 度大于 16 mm,反射激波传播路程较大,向后扩散的 范围较大,其中大范围平均压力高,阻碍了新鲜燃气 注入,影响了爆轰波传播。

表 1 不同厚度环形流场爆轰燃烧后各截面的平均压力

内、外壁面之间	宽度与内径	平均压力 / MPa				
宽度 /mm	比值	截面1	截面 2	截面 3	截面 4	截面5
4	1/15	1.65	1.28	1.03	0.96	0.85
10	1/6	1.39	1.28	1.03	0.96	0.81
16	1/3.75	1.28	1.28	1.09	1.04	1.01
20	1/3	2.73	2.05	1.15	1.11	0.96

3 结论

采用一步简化反应机理,忽略计算过程中控制方程的黏性项与传热项以及扩散项,对氢空气爆轰流场进行2维数值模拟,分析环形爆轰燃烧室厚度与流场结构关系。结果表明,本文研究情况下,在燃烧室内径取0.06 m,燃烧室内外壁面宽度不大于0.01 m时,爆轰波传播过后其平均压力相对较低,新鲜预混气可进入燃烧室。

参考文献:

[1] 范宝春,张旭东,潘振华,等. 用于推进的三种爆轰波的结构特征[J].

力学进展,2012,42(2): 162-169.

FAN Baochun,ZHANG Xudong,PAN Zhenhua,et al. Fundamental characteristics of three types of detonation wave utilized in propulsion [J]. Advances in Mechanics,2012,42(2): 162–169. (in Chinese)

- [2] Wang K, Fan W, Yan Y. Operation of a rotary-valved pulse detonation rocket engine utilizing liquid kerosene and oxygen [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011,24(6): 726–733.
- [3] Kasahara J, Arai T, Chiba S. Criticality for stabilized oblique detonation waves around spherical bodies in acetylene/oxygen/krypton mixtures[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2002, 29(2): 2817–2824.
- [4] Piotr Wolanski. Detonative propulsion [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2013, 34(1):125–158.
- [5] Voitsekhovskii B V, Mitrofanov V V, Top-chiyan M E. Stucture of the detonation front in gases [J]. Fizika Goreniya i Vzryva, 1969,5(3): 385-395.
- [6] Nicholls J A, Cullen R E, Raglano K W. Feasibility studies of a rotating detonation wave rocket motor[J]. Journal of Spacecraft 1966,3(6): 893–898.
- [7] Bykovskii F A, Zhdan S A, Vedernikov E F. Continuous spin detonations[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(6): 1204–1216.
- [8] Canteins Gabriel. Study of continuous rotary detonation-application for propulsion[D]. Poitiers: University of Poitiers (Ph.D), 2006.
- [9] Lentsch A, Bec R, Serre L, et al. Overview of current french activities on PDRE and conti-nuous detonation wave rocket engines [R]. AIAA– 2005–3232.
- [10] Daniau E, Falempin F, Getin N, et al. Design of a continuous detonation wave engine for space application[R]. AIAA-2006-4794.
- [11] Daniau E,Falempin F,Zhdan S. Pulsed and rotating detonation propulsion systems: First step toward operational engines [R]. AIAA-2005-3233.
- [12] Piotr. Detonation engines[J]. Journal of KONES Powertrain and Transport, 2011, 3(18):515-521.
- [13] Wolanski P, Kindracki J, Fujiwara T. An experimental study of rotating detonation engine [C]//20th International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Sys-tems, 2005: 1–4.
- [14] Richard Dyer, Fred Schauer. Parametric testing of a unique rotating detonation engine design[R].AIAA-2012-0121.
- [15] Shank J C, King P I, Hoke J L.Development and testing of a modular rotating detonation engine[R].AIAA-2012-0120.

- [16] DeBarmore N D, King P I. Nozzle guide vane integration into rotating detonation engine[R].AIAA-2013-1030.
- [17] Dausen D F, Brophy C M, Wright R G. Design of an optically-accessible rotating detonation engine[R]. AIAA-2012-3944.
- [18] Yi T H, Wilson D R, Lu F K. Numerical study of unsteady detonation wave ppropagation in a supersonic combustion chamber [C]//25th Inter-national Symposium on Shock Waves, 2004–10041:1–6.
- [19] Sergio E, Suryanarayana R P, Donald F.Numerical investigation of rotating detonation combustion in annular chambers[C]//Turbine technical conference and exposition, 2013–94918:1–9.
- [20] 姜孝海,范宝春,董刚,等.旋转爆轰流场的数值模拟[J]. 推进技术,2007,28(4):403-407.

JIANG Xiaohai, FAN Baochun, DONG Gang, et al. Numerical investigation on the flow field of rotating detonation wave [J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(4):403–407. (in Chinese)

- [21] 张旭东,范宝春,归明月,等. 旋转爆轰的三维结构和侧向稀疏波的影响[J]. 爆炸与冲击,2010, 30(4):337-341.
 ZHANG Xudong,FAN Baochun,GUI Mingyue, et al. Three-dimensional structure of rotating detonation and effect of lateral rarefaction waves [J]. Explosion and Shock Waves,2010, 30 (4):337-341. (in Chinese)
- [22] 张旭东,范宝春,归明月.旋转爆轰流场的三维结构及其径向变化的数值研究[J]. 高压物理学报, 2015, 29(1):29-34. ZHANG Xudong,FAN Baochun,GUI Mingyue.Three-dimensional numerical investigation on structure and radial variation of rotating detonation flow Field [J].Chinese Journal of High Pressure Physics, 2015, 29(1):29-34.(in Chinese)
- [23] Zhenhua Pan, Baochun Fan, Xudong Zhang. Wave-let pattern and self-sustained mechanism of gaseous detonation rotating in a coaxial cylinder[J]. Combustion and Flame, 2011, 158:2220–2228.
- [24] 归明月,范宝春,张旭东,等. 旋转爆轰的三维数值模拟[J]. 推进技术,2010,31(1):82-86.
 GUI Mingyue,FAN Baochun,ZHANG Xudong, et al. Three-dimen-

sional simulation of continuous spin detonation [J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(1):82–86. (in Chinese)

[25] Douglas S, Craig A N. Energy transfer in a rotating detonation engine [C]//47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2011-6045:1–17.

(编辑:李华文)