

燃烧室轴向长度对旋转爆震发动机性能的影响

孙 健, 周 进, 林志勇, 刘世杰

(国防科学技术大学 航天科学与工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 采用氢氧单步化学反应模型, 对以当量比为 1.0 的氢气空气预混气为反应物的旋转爆震发动机 (RDE) 进行了数值模拟, 系统研究了燃烧室轴向长度对 RDE 性能的影响. 通过详细分析燃烧室进出口气体状态参数, 揭示了燃烧室轴向长度对发动机影响的内在机理. 研究表明: 燃烧室轴向长度过短时, 爆震波的形成不够充分; 在发动机推力中, 动量推力占主要部分; 在计算的燃烧室轴向长度范围内, 发动机的比冲为 5 410~5 566 s, 燃烧室轴向长度对发动机比冲的影响较小.

关 键 词: 旋转爆震发动机; 燃烧室轴向长度; 推力密度; 比冲; 爆震波

中图分类号: V435

文献标志码: A

Influence of chamber length on rotating detonation engine performance

SUN Jian, ZHOU Jin, LIN Zhi-yong, LIU Shi-jie

(College of Aerospace Science and Engineering,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Numerical simulations using single step chemical model were carried out to investigate the influence of chamber length on rotating detonation engine (RDE) with an equivalence ratio of 1.0. By analyzing the gas condition parameters of chamber inlet and outlet, the internal mechanism of the influence of chamber length on RDE performance was revealed clearly. The results show that when the chamber length is too short, the detonation wave is not fully formed; the momentum thrust is the main part of thrust; within the range of chamber lengths simulated, the specific impulses are 5 410—5 566 s, thus the chamber length has little effect on RDE performance.

Key words: rotating detonation engine; chamber length; thrust density; specific impulse; detonation wave

旋转爆震发动机 (rotating detonation engine, RDE) 利用高效率的爆震燃烧方式组织燃烧, 燃料和氧化剂从燃烧室的一端喷入, 存在一个或多个爆震波在燃烧室头部旋转传播, 爆震产物从燃烧室的另一端高速排出, 产生推力^[1]. 与脉冲爆震发动机 (PDE) 相比, RDE 一次起爆便可持续工作, 且工作频率远远高于 PDE^[2]. RDE 还具有

构型简单紧凑, 可适用于较宽的马赫数范围下工作等优点. 因此, RDE 越来越成为推进领域中的研究热点.

20 世纪 60 年代, Nicholls 等^[3]进行了旋转爆震发动机的可行性研究, 初步实现了圆环形燃烧室内的短暂爆震. Voitsekhovskii^[4]实现了圆盘形实验装置内的 C_2H_2/O_2 连续旋转爆震. 此后, 很

收稿日期: 2014-12-11

基金项目: 国家自然科学基金 (51306202)

作者简介: 孙健 (1989—), 男, 辽宁锦州人, 博士生, 研究领域为高超声速推进技术. E-mail: 506096226@qq.com

多机构对旋转爆震发动机开展了大量的实验研究和数值模拟。俄罗斯 Bykovskii 等^[5-7]使用多种燃料(如 H_2 , C_3H_8 , 煤油等)在不同大小和形状的环形燃烧室内得到了旋转爆震。Kindracki 等^[8]通过实验研究了爆震波能够稳定传播所需的燃烧室压力、形状等参数的范围。Zhdan 等^[9-10]对氢氧混合物的旋转爆震进行了二维数值模拟,分析了爆震波持续传播的机理。Davidenko 等^[11]采用 6 组分 7 反应模型研究了喷注总压、燃烧室长度等因素对氢氧旋转爆震发动机工作特性的影响。南京理工大学陈洁等^[12]采用 9 组分 19 步基元反应模型对以氢氧混合物为反应物的 RDE 内流场进行了计算,研究了燃烧室轴向长度对 RDE 的影响。

目前研究燃烧室轴向长度对 RDE 性能影响的文献较少,仅有的几篇文献也只是定性说明了燃烧室轴向长度对 RDE 性能的影响,未对其机理进行深入分析。本文采用氢氧单步化学反应模型,对以当量比为 1.0 的氢气空气预混气为反应物的不同燃烧室轴向长度的 RDE 进行数值模拟,通过对 RDE 燃烧室进出口参数的详细分析,来说明燃烧室轴向长度对 RDE 性能影响的机理。本文研究成果对 RDE 结构尺寸设计具有一定的指导意义。

1 数值计算方法和模型

1.1 数值计算方法

本文应用商用 FLUENT 求解软件,对以恰当量比的 H_2/Air 为反应物的旋转爆震发动机进行数值模拟,反应模型采用氢氧单步化学反应机理。反应物基于理想气体假设,忽略黏性的影响。采用密度基显式求解器来求解发动机燃烧室内的非稳态过程。对流项采用 2 阶迎风格式进行离散,物理通量采用 Roe-FDS 方法进行分解,固定时间步长为 $0.1 \mu s$ 。

1.2 计算模型

RDE 的燃烧室为环形结构,如图 1^[13]所示,且燃烧室的宽度远小于燃烧室的直径,因此旋转爆震波的结构在径向上变化不大,通常可忽略径向上的变化。将燃烧室沿任意一条母线展开拉直,便得到了二维矩形计算域,如图 2 所示。上边界为预混气入口,下边界为产物出口,左右边界互连,交换参数,为周期性边界条件。 l 为燃烧室周长,此处取为 200 mm; L 为燃烧室轴向长度,本文中 L 分别取 50, 75, 100, 125, 150 mm。计算中 x, y 代

表的方向如图 2 所示, x 代表周向方向, y 代表轴向方向。

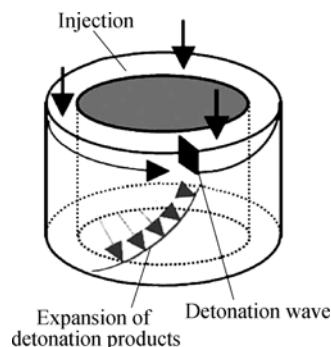


图 1 旋转爆震发动机工作过程示意图^[13]

Fig. 1 Scheme of the operating process of RDE^[13]

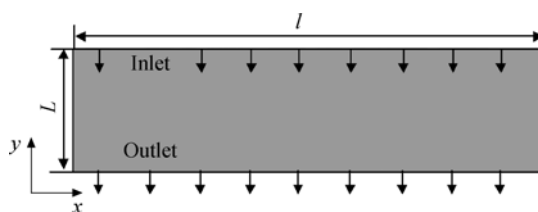


图 2 二维计算域示意图

Fig. 2 Two-dimensional computational region

入口边界采用 FLUENT 软件中的压力入口边界条件,设置喷注总压为 500 kPa,总温为 300 K。混合物各组分的质量分数按照当量比为 1.0 的 H_2/Air 进行设置。

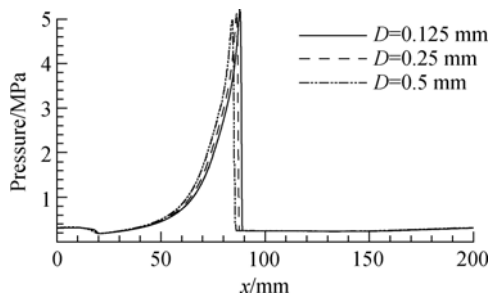
出口边界分为两种情况:当出口处为亚声速时,边界上的压力等于外界反压,本文中外界反压 $p_b = 100$ kPa,其他守恒变量通过计算域内的值外推获得;当出口处为超声速时,包括压力在内的所有变量均由计算域内的值外推得到^[14]。

2 计算方法验证

本节中取 $200 \text{ mm} \times 100 \text{ mm}$ 的计算域,来依次进行网格无关性验证、流场稳定性判别和旋转爆震波流场结构的说明,并通过与相关文献中的数值模拟结果和实验结果进行对比,来说明本文采用的数值计算方法的有效性。

1) 网格无关性验证

对于所有算例,网格均采用结构化四边形网格。计算中选取了网络尺寸 $D = 0.5, 0.25, 0.125$ mm 三种网格。如图 3 所示,3 种网格尺度下流场结构大致相同,仅爆震波压力峰值和爆震波位置略有不同。综合考虑计算成本及计算精度,本文选取 0.25 mm 尺度的网格进行计算。

图3 3种网格精尺度下 $y=90$ mm 截面上压力分布Fig. 3 Pressure distribution on $y=90$ mm line under 3 grid scales

2) 流场稳定性判别

计算时,初场设置一块高总温高总压的区域来进行起爆,该区域具有较大的 $+x$ 方向速度,因此可以形成单方向旋转的爆震波,而在相反方向只产生一道弱激波.从爆震波起爆开始,爆震波需要经过几周的传播才能逐渐趋于稳定.为了判定流场是否稳定,需要选取一些能反映流场稳定性的指标.根据质量守恒定律,预混气入口及产物出口的质量流量应该相等,定义入口质量流量与出口质量流量之比为 R_m ,稳定时 R_m 应该保持在1左右.根据动量守恒定律,由于入口为垂直喷注, x 方向动量为零,定义出口处基于密度平均的周向速度和轴向速度之比为 R_v .

$$R_v = \frac{\int_{\text{exit}} \rho V_x dy}{\int_{\text{exit}} \rho V_y dx} \quad (1)$$

稳定时 R_v 应该保持在0左右^[15-16].本文选取 R_m 和 R_v 两个指标来判定计算过程中是否已经得到稳定的旋转爆震波流场.如图4所示,由于旋转爆震波的固有特性, R_m 有微小波动,但基本维持在1附近; R_v 保持在-0.05左右,近似为0.综上,在图4所示的时间段内已经形成了稳定传播的旋转爆震波.

3) 旋转爆震波流场结构

图5为燃烧室轴向长度为100 mm情况下稳定时得到的爆震波流场内的温度云图,从该图中可以清晰地分辨出旋转爆震波流场的结构.其中①为旋转爆震波,②为波前预混气,③为新鲜爆震产物,④为新鲜预混气与爆震产物的交界面,⑤为斜激波,⑥为新一轮爆震产物与上一轮爆震产物的交界面.在交界面4处新鲜预混气会发生一定程度的缓慢燃烧,从而对RDE的性能造成损失.该流场结构与文献[1,17]数值模拟得到的旋转爆震波结构是一致的,且与Bykovskii等^[6]的实验结果吻合较好,证明本文所用的计算方法可以得到正确的旋转爆震波流场结构,可用来进行本文的研究.

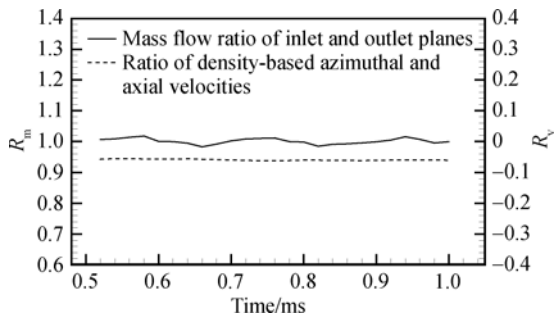


图4 流场稳定性判定

Fig. 4 Judgment of flowfield stability

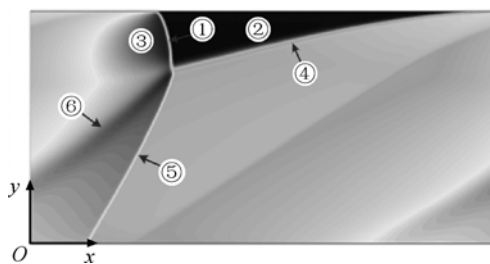


图5 稳定时爆震波流场温度云图

Fig. 5 Temperature contour of stable detonation flowfield

图6为 $x=100$ mm, $y=90$ mm 监视点处的压力和温度随时间的变化曲线.从该曲线可以看出,压力峰值和温度峰值紧密结合在一起,具有爆震波的典型特征.平均压力峰值为5.31 MPa,温度峰值为3050 K.从第1个压力峰值到第5个压力峰值之间共包含4个旋转周期,用时432.384 μ s,平均每周期用时108.096 μ s,可算出爆震波旋转传播的频率为9251.04 Hz.又由燃烧室周长为200 mm,可算得爆震波传播速度为1850.21 m/s.经过计算,求得爆震波前预混气的状态为 $p=264.141$ kPa, $T=250$ K.

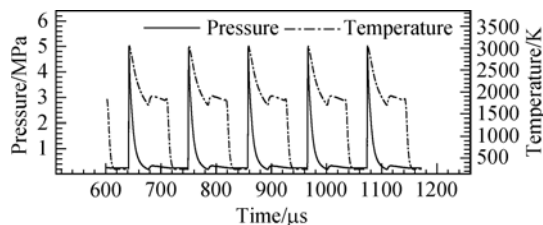


图6 监视点处压力和温度随时间变化曲线

Fig. 6 Pressure and temperature curves of monitor point

通过CHEMKIN软件,算得理论CJ爆震的参数分别为 $p=5.016$ MPa, $T=3028.1$ K, $V=2003.3$ m/s.本文计算结果与理论CJ爆震的相应参数值的偏差分别为5.86%,0.72%和-7.64%.其中由于本文使用的是氢氧单步反应模型,故爆

震波的强度比 CJ 爆震略高,即爆震波压力和温度略高;而爆震波传播速度偏低是由于侧向膨胀引起的速度亏损.3 种参数偏差均较小,进一步证明了本文所用算法的可靠性.

3 计算结果分析

3.1 燃烧室轴向长度对发动机内流场的影响

表 1 为不同燃烧室轴向长度(以下简称轴向长度)下爆震波频率、速度及高度,其中爆震波高度指的是爆震波面在轴向方向上所占的长度.可以看出,轴向长度为 50 mm 时,爆震波的频率和速度与其他几种轴向长度相比较小,爆震波高度较高,这是由于轴向长度过短时,爆震波的形成不够充分.其余几种轴向长度下爆震波的频率、速度以及爆震波高度都变化不大.说明在 $L \geq 75$ mm 后,侧向膨胀引起的速度亏损已经达到了极限,继续增加轴向长度不会引起进一步的速度亏损.

表 1 不同轴向长度下爆震波频率、速度及高度

Table 1 Detonation frequency, velocity and height with different axial lengths

轴向 长度/mm	爆震波 频率/Hz	爆震波 速度/(m/s)	爆震波 高度/mm
50	9 077.12	1 815.42	25.97
75	9 256.27	1 851.25	25.02
100	9 250.56	1 850.11	24.55
125	9 259.49	1 851.90	23.82
150	9 275.81	1 855.16	24.02

图 7 为爆震波压力和温度随轴向长度的变化趋势.从图中可以看出,随着轴向长度的增加,爆震波压力呈下降趋势,但下降幅度很小,这是由于随着燃烧室轴向长度的增加,在轴向方向上膨胀

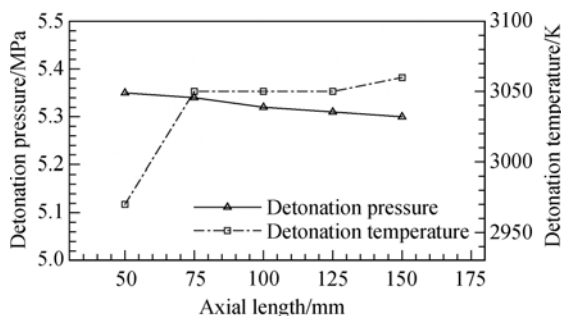


图 7 爆震波压力和温度随轴向长度的变化

Fig. 7 Pressure and temperature of detonation wave with different axial lengths

波的作用更加明显,使得爆震强度略有下降.而爆震波温度在 $L \geq 75$ mm 后基本保持不变,约为 3 050 K, $L=50$ mm 时的爆震波温度明显比其余几种轴向长度下的温度要低,这也说明了轴向长度过短时爆震波形成不够充分.但由于爆震波压力是由于前导激波压缩波前预混气而导致的升高,因此在 $L=50$ mm 时,尽管爆震波的形成不够充分,但爆震波的压力并不比其余几种情况低.

3.2 轴向长度对发动机比冲的影响

本文参考文献[17-18]中的方法来计算发动机的比冲.首先通过入口平面计算燃料的质量流量 $\dot{m}_{\text{fuel}}$

$$\dot{m}_{\text{fuel}} = -\omega_{\text{fuel}} \int_{\text{inlet}} \rho V_y dA \quad (2)$$

其中 ρ 为密度; V_y 为轴向速度分量,由于其方向与 +y 方向相反,故公式前有负号; ω_{fuel} 为燃料在预混气中的质量分数.接下来由出口平面的数据计算发动机的推力 F ,由动量推力和压差推力两部分组成,其计算公式为

$$F = \int_{\text{exit}} (\rho V_y^2 + p - p_b) dA \quad (3)$$

其中 p 为出口平面当地压力; p_b 为外界反压,本文中取 100 kPa.定义动量推力密度 $p_v = \rho V_y^2$,压差推力密度 $p_p = p - p_b$,两者的量纲均为压强的量纲.最后计算发动机比冲 I_{sp}

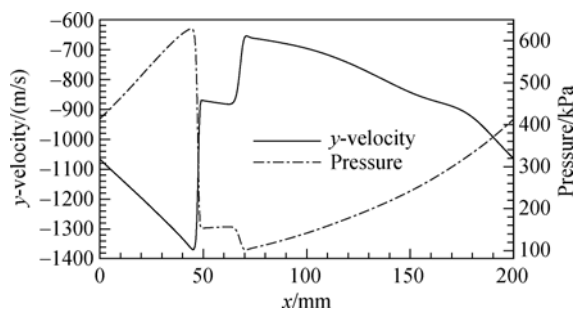
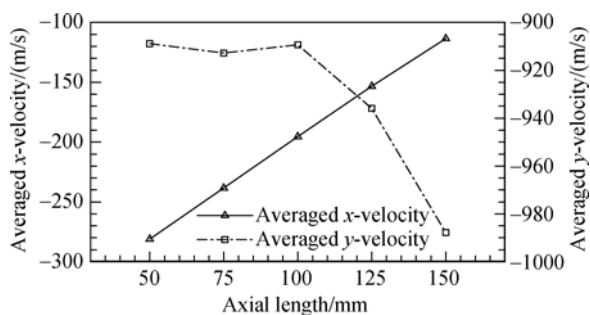
$$I_{\text{sp}} = \frac{F}{\dot{m}_{\text{fuel}} g} = -\frac{\int_{\text{exit}} (\rho V_y^2 + p - p_b) dA}{g \omega_{\text{fuel}} \int_{\text{inlet}} \rho V_y dA} \quad (4)$$

式中 g 为重力加速度,取为 9.81 m/s^2 .

由以上发动机比冲的计算方法可知,发动机的推力取决于出口的压力和速度.若要提高发动机推力,需要尽量增大出口的压力和轴向速度.下面对出口平面的参数进行详细分析.

图 8 为 $L=100$ mm 时出口平面轴向速度与压力分布.在斜激波处轴向速度与压力均存在间断.斜激波处压力有 600 kPa,还有进一步沿轴向膨胀加速的空间.出口处 y 方向速度(指绝对值,下同)均大于 600 m/s,最高处大于 1 300 m/s,这样高的轴向速度为发动机产生较大推力提供了可能.由于出口平面各处参数不同,为了便于比较,接下来均采用出口基于密度的平均参数来进行分析.

图 9 为出口平面平均 x 方向和 y 方向速度随轴向长度的变化.由于爆震产物向 -x 方向膨胀,故平均 x 方向速度为负值.可以看出,随着燃烧室轴向长度的增加,平均 x 方向速度降低(指绝

图 8 $L=100$ mm 时出口轴向速度与压力分布Fig. 8 Axial velocity and pressure of outlet with $L=100$ mm图 9 出口平均 x 方向和 y 方向速度随轴向长度的变化Fig. 9 Averaged x -velocity and y -velocity of outlet with different axial lengths

对值,下同),平均 y 方向速度整体呈增加趋势.在 $L \geq 100$ mm 后,平均 y 方向速度的增加更为明显.这是由于随着燃烧室轴向长度的增加,爆震产物在轴向方向上的膨胀更加明显,使得沿周向方向的膨胀程度有所下降.且从该图中可以看出,对于任一种燃烧室轴向长度的发动机,其出口平面处的平均 y 方向速度均远大于平均 x 方向速度,这也是旋转爆震发动机能够作为一种高效率发动机的依据之一.图 10 为出口平面平均马赫数随轴向长度的变化,对于任一种轴向长度,出口平面的平均马赫数均大于 1,即出口为超声速气流,故无需在尾部加装 Laval 喷管来提高排气速度.

从平均 y 方向速度这一角度来看,增加燃烧室轴向长度可以有效提高出口平面产物排出的轴向速度,这对提高发动机的比冲是有利的.图 11 为出口平面平均密度随轴向长度的变化.可以看出,随着轴向长度的增加,由于沿轴向膨胀程度更高,导致出口平面的平均密度整体呈下降趋势,这对发动机的性能是不利的.综合图 9、图 11,在 $L < 100$ mm 范围内,平均轴向速度的增加不明显,出口密度的下降占主要所用,使得发动机动量推力密度略有下降;在轴向长度超过 100 mm 之

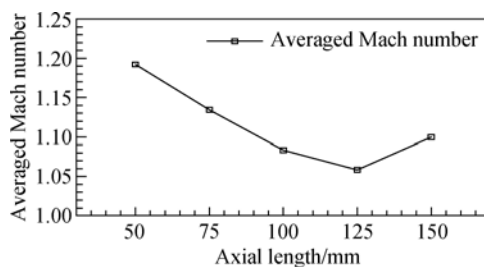


图 10 出口平均马赫数随轴向长度的变化

Fig. 10 Averaged Mach number of outlet with different axial lengths

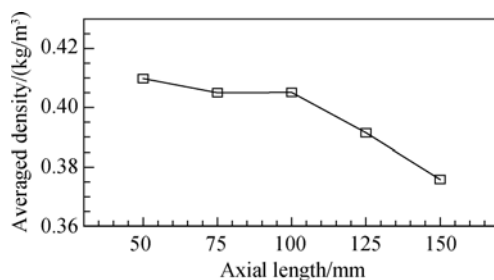


图 11 出口平均密度随轴向长度的变化

Fig. 11 Averaged density of outlet with different axial lengths

后,平均轴向速度的增加较为明显,使得发动机动量推力密度略有上升.但整体来说发动机动量推力密度在整个计算的轴向长度范围内均变化不大.

图 12 为出口平面平均压力和温度随燃烧室轴向长度的变化.可以看出,随着轴向长度的增加,出口平面平均压力先增加后减小,平均温度整体呈上升趋势.但在轴向长度从 50 mm 到 150 mm 的变化范围内,出口平面平均压力和温度变化均不大,出口平均压力变化不足 20 kPa,温度变化约 250 K.这是由于在计算的各种轴向长度下,出口平均压力都不足 300 kPa,而外界反压为 100 kPa,两者差别不大,故增加轴向长度后爆震产物在轴向方向上继续膨胀的程度有限,使得出口平均压力只有微小波动.故随着燃烧室轴向长度的增加,发动机的压差推力密度先增加后降低,但整体变化不大,故对发动机的压差推力影响不大.

图 13 为出口平面平均动量推力密度及压差推力密度随轴向长度的变化.该图证实了以上的分析.在整个计算的轴向长度范围内,平均动量推力密度相差不足 30 kPa,平均压差推力密度相差不足 20 kPa,且动量推力密度和压差推力密度的变化趋势相反,故两者相加得到的总推力密度相差不大,如表 2 所示.另外可以看出,在总推力密

度中,动量推力密度所占的比例要远高于压差推力密度.若要提高发动机比冲,需要从提高动量推力密度方面重点考虑.由于在各种情况下预混气喷注压力保持不变,燃料的流量基本不变.综合总推力密度和燃料流量来看,两者均变化不大,故由两者算出的发动机比冲变化也不大.图14为发动机比冲随轴向长度的变化.可以看出,随着轴

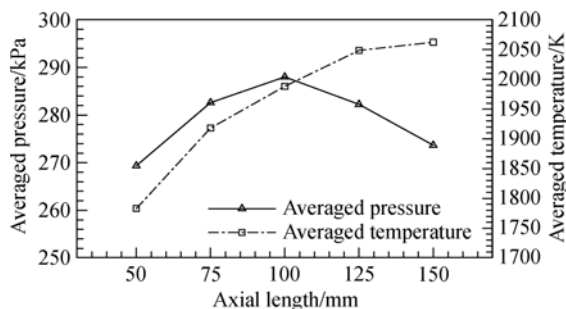


图12 出口平均压力和温度随轴向长度的变化

Fig. 12 Averaged pressure and temperature of outlet with different axial lengths

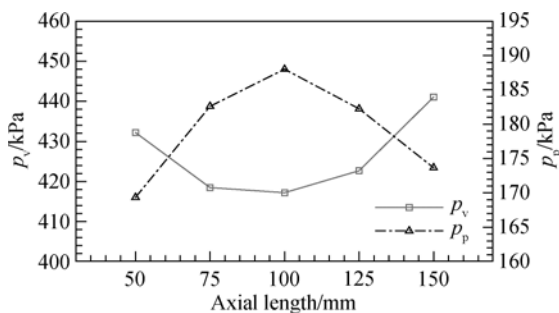


图13 出口平均动量推力密度及压差推力密度随轴向长度的变化

Fig. 13 Averaged momentum thrust density and pressure thrust density of outlet with different axial lengths

表2 不同轴向长度下推力密度、流量及比冲

Table 2 Thrust density, mass flow rate and specific impulse with different axial lengths

轴向长度/mm	动量推力密度/kPa	压差推力密度/kPa	总推力密度/kPa	燃料流量/(kg/(s·m))	燃料比冲/s
50	432.19	169.36	601.55	2.4279	5409.5
75	418.47	182.60	601.08	2.3452	5412.4
100	417.20	188.01	605.21	2.2699	5533.9
125	422.68	182.24	604.92	2.2838	5550.5
150	441.06	173.67	614.73	2.2473	5565.7

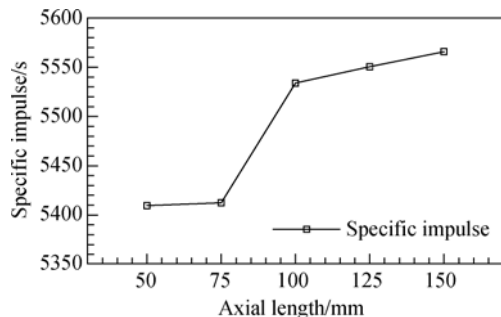


图14 发动机比冲随轴向长度的变化

Fig. 14 Specific impulse with different axial lengths

向长度的增加,发动机的比冲呈现出上升的趋势,但上升幅度很小,燃料比冲最大值仅比最小值高出156.18 s,仅提高了约3%.

综上所述可知,虽然增加发动机的轴向长度会使得发动机比冲略有提高,但同时会大幅增加发动机的体积和质量.综合考虑,通过增加发动机轴向长度来提高发动机比冲的做法是不合适的.可考虑通过增加扩张型喷管,使得爆震产物在径向上继续膨胀加速,以尽量提高发动机动量推力,预期会有效提高发动机比冲.

4 结 论

本文通过详细分析RDE燃烧室进出口参数,系统研究了旋转爆震发动机燃烧室轴向长度对发动机性能的影响,主要结论为:

1) 当轴向长度过短时,爆震波强度偏低,其频率与速度相比于其他情况要低.

2) 在总推力密度中,动量推力密度所占的比例要远高于压差推力密度.发动机比冲的提高要重点考虑提高动量推力密度,增加轴向长度会使得出口处轴向速度有所提高,但产物密度会变小,两者的综合效果使得动量推力变化不大.

3) 当燃烧室轴向长度大于75 mm时,爆震产物在轴向方向上的膨胀已经足够充分,继续增加轴向长度对出口处平均压力影响较小,从而使得压差推力变化不大.

4) 在计算的轴向长度范围内,动量推力密度和压差推力密度变化均不大,且两者变化趋势相反,使得总推力密度几乎不变,故轴向长度对发动机比冲的影响较小,发动机比冲范围为5410~5566 s.

参考文献:

- [1] 刘世杰,林志勇,孙明波,等.旋转爆震波发动机二维数值模拟[J].推进技术,2010,31(5):634-640.

- LIU Shijie, LIN Zhiyong, SUN Mingbo, et al. Two-dimensional numerical simulation of rotating detonation wave engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(5): 634-640. (in Chinese)
- [2] 刘世杰,林志勇,覃慧,等.连续旋转爆震波发动机研究进展[J].飞航导弹,2010(2):70-75,79.
- [3] Nicholls J A, Cullen R E, Ragland K W. Feasibility studies of a rotating detonation wave rocket motor[J]. Journal of Spacecraft, 1996, 3(6): 893-898.
- [4] Voitsekhovskii B V. Stationary detonation[J]. Doklady Akademii Nayk, 1959, 129(6): 1254-1256.
- [5] Bykovskii F A, Vedernikov E F. Continuous detonation combustion of an annular gas-mixture layer[J]. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 1996, 32(5): 489-491.
- [6] Bykovskii F A, Zhdan S A, Vedernikov E F. Continuous spin detonations[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(6): 1204-1216.
- [7] Bykovskii F A, Vedernikov E F. Continuous detonation of a subsonic flow of a propellant[J]. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 2003, 39(3): 323-334.
- [8] Kindracki J, Wolanski P, Gut Z. Experimental research on the rotating detonation in gaseous fuels-oxygen mixtures[J]. Shock Waves, 2011, 21(2): 75-84.
- [9] Zhdan S A, Mardashev A M, Mitrofanov V V. Calculation of the flow of spin detonation in an annular chamber[J]. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 1990, 26(2): 210-214.
- [10] Zhdan S A, Bykovskii F A, Vedernikov E F. Mathematical modeling of a rotating detonation wave in a hydrogen-oxygen mixture[J]. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 2007, 43(4): 449-459.
- [11] Davidenko D M, Gökalp I, Kudryavtsev A N. Numerical simulation of H_2/O_2 continuous spin detonation with a detailed chemical mechanism[R]. Moscow, Russia: West-East High Speed Flow Field Conference, 2007.
- [12] 陈洁,王栋,马虎,等.轴向长度对旋转爆震发动机的影响[J].航空动力学报,2013,28(4):844-849.
- CHEN Jie, WANG Dong, MA Hu, et al. Influence of axial length on rotating detonation engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(4): 844-849. (in Chinese)
- [13] 张旭东,范宝春,归明月,等.旋转爆震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 detonation and effect of lateral rarefaction waves[J]. Explosion and Shock Waves, 2010, 30(4): 337-341. (in Chinese)
- [14] 刘世杰,覃慧,林志勇,等.连续旋转爆震波细致结构及自持机理研究[J].推进技术,2011,32(3):431-436.
- LIU Shijie, QIN Hui, LIN Zhiyong, et al. Detailed structure and propagation mechanism research on continuous rotating detonation wave[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(3): 431-436. (in Chinese)
- [15] 马虎,封锋,武晓松,等.压力条件对旋转爆震发动机的影响[J].弹道学报,2012,24(4):94-98.
- MA Hu, FENG Feng, WU Xiaosong, et al. Effect of pressure condition on rotating detonation engine[J]. Journal of Ballistics, 2012, 24(4): 94-98. (in Chinese)
- [16] 马虎,武晓松,王栋,等.旋转爆震发动机数值研究[J].推进技术,2012,33(5):820-825.
- MA Hu, WU Xiaosong, WANG Dong, et al. Numerical investigation of rotating detonation engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(5): 820-825. (in Chinese)
- [17] Schwer D A, Kailasanath K. Numerical study of the effects of engine size on rotating detonation engines[R]. AIAA 2011-581, 2011.
- [18] Schwer D A, Kailasanath K. Numerical investigation of rotating detonation engines[R]. AIAA 2010-6880, 2010.

(编辑:秦理曼)