

文章编号:1000-8055(2013)04-0844-06

# 轴向长度对旋转爆震发动机的影响

陈 洁, 王 栋, 马 虎, 刁吉阳, 于栋梁

(南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094)

**摘 要:** 采用 9 组分 19 步基元反应模型, 不考虑黏性、热传导和扩散效应等对流动的影响, 对以氢气和氧气为反应混合物的旋转爆震发动机内流场进行计算, 研究轴向长度对发动机性能的影响。研究表明: 在一定范围内轴向长度对发动机比冲影响很小, 轴向长度过长时会降低发动机比冲。轴向长度对爆震波的壓力形成影响很大, 轴向长度过小时, 爆震波压力不高, 过大时, 会导致斜激波压力衰减。随着轴向长度的增加, 由于膨胀的作用, 出口的压力不断降低, 轴向长度为 200 mm 时, 出口的平均速度最大, 此时发动机比冲也达到最大值; 周向速度明显减小, 降低了周向速度对发动机的不利影响; 推力密度峰值逐渐下降; 激波前后密度差逐渐减小, 这使发动机的推力偏心矩也不断降低, 从而可有效地减小角散布等不利影响。

**关 键 词:** 爆震; 轴向长度; 数值研究; 性能分析; 流场

**中图分类号:** V438

**文献标志码:** A

## Influence of axial length on rotating detonation engine

CHEN Jie, WANG Dong, MA Hu, DIAO Ji-yang, YU Dong-liang

(School of Mechanical Engineering,

Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

**Abstract:** Based on 9 species and 19-step reaction, without consideration of the effect of viscosity, heat transmission and diffusion on flow, mixtures of hydrogen and oxygen were used to simulate rotating detonation engine flow field to research the effect of axial length on engine performance. Research show that: within a certain range, axial length has little influence on specific impulse of engine, but if axial length is too long, it will decrease specific impulse of engine; axial length has great influence on detonation pressure and temperature; if axial length is too little, the pressure of detonation wave is not high; if axial length is too long, the oblique detonation may decay; with the increase of axial length, the pressure of outlet continues to decrease owing to expansion; when axial length is 200 mm, the average speed and specific impulse of engine reach the maximum value; azimuthal velocity decreases obviously cuttingdown the harmful influence on engine; the maximum thrust density decreases gradually; density difference in before and after shock wave decreases gradually, so that the thrust eccentricity could continue to decrease, thus effectively reducing angle scatter harmful influence.

**Key words:** detonation; axial length; numerical investigation; performance analysis; flow field

旋转爆震发动机(rotating detonation engine, RDE)是一种通过在其环形燃烧室内部爆震

波的连续旋转产生动力的发动机。20 世纪 60 年代, Nicholls 和 Voitsekhovskii 等人成功地进行

收稿日期: 2012-05-15

网络出版地址: [http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130417.1353.201304.844\\_018.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130417.1353.201304.844_018.html)

作者简介: 陈洁(1988—), 男, 江苏常州人, 硕士生, 研究方向为脉冲爆震发动机。

了连续旋转爆震实验<sup>[1-2]</sup>,之后很多研究机构都开展了大量 RDE 实验研究. RDE 的本质是在类似圆盘的燃烧室内产生连续传播的爆震波<sup>[3]</sup>. 如图 1 所示, RDE 的新鲜预混物从入口端喷入, 燃烧产物从燃烧室的另一端膨胀排出. 爆震用于燃烧的过程有利于提高推进系统的性能. 相对于其他推进系统而言, 爆震循环的热力效率更高. 与燃烧过程相比, 爆震过程中化学能量在很短的时间和有限的空间内得到释放. RDE 是一种连续爆震波发动机, 可以在很宽的飞行速度内工作, 因为发动机有一个高的重复频率(每秒数千次的循环), 故可以产生恒定的推力值. RDE 只需一次起爆就可以实现连续工作. 目前, 国内外很多研究者是通过数值模拟的方法对 RDE 进行研究. Zhdan 等人通过对 RDE 内流场的数值模拟揭示了内流场结构<sup>[4-5]</sup>. Hishida 等人对  $H_2/O_2/Ar$  的预混气体通过数值模拟揭示了旋转爆震波是“爆震波+激波”的组合特性<sup>[6]</sup>. 同时, 还有一些其他人员通过数值模拟对 RDE 进行了一系列的研究工作<sup>[7-12]</sup>, 这些研究主要集中在爆震室内爆震波的形成过程和燃料/氧化剂的不同等因素对发动机的影响, 但是很少有人研究 RDE 尺寸的不同对其工作性能和燃烧室内流场的影响. 本文通过数值模拟的方法, 分析了轴向长度不同对 RDE 内部流场特性的影响, 为后续 RDE 的结构设计提供依据.

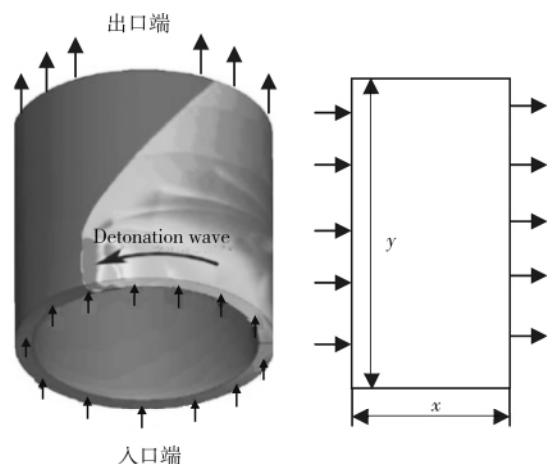


图1 RDE 示意图

Fig. 1 Schematic diagram of RDE

## 1 数值计算方法和模型

### 1.1 数值计算方法

本文采用 9 组分 19 步基元反应模型, 反应物基于理想气体假设. 计算过程中二维 Euler 控制

方程采用显式格式求解, 对流项采用 3 阶 MUSCL (monotone upstream-centered schemes for conservation laws) 格式进行离散, 物理通量采用 AUSM (advection upstream splitting method) 矢通量分裂法进行分解, 其中的时间项利用 Runge-Kutta 法进行处理.

### 1.2 计算模型

RDE 环形燃烧室结构如图 1 所示, 当环形燃烧室宽度相对于其周向长度较小时, 可将环形燃烧室沿母线剪开, 把三维计算域简化为简单的二维矩形计算域<sup>[6,8]</sup>. 文中下述对此模型进行计算得到的旋转爆震波与 Bykovskii 等人实验中观测到的结构定性一致. 流场结构与文献<sup>[7-8]</sup>数值研究的内部流场结构吻合较好. 所以此方法是可行的. 本文矩形计算域的周向 ( $y$  方向) 尺寸均取 200 mm, 轴向 ( $x$  方向) 长度  $L$  分别取 50, 100, 150, 200, 250 mm. 网格采用均匀四边形网格.

本文计算域分为左边界和右边界两个部分. 其中右边界为压力出口边界, 可以分为两种情况: 出口为亚声速时, 假设边界上的压力都等于外界反压, 即外界反压  $p_b = 0.1$  MPa, 其他的守恒变量通过计算域对内部流场外推得到; 当出口达到超声速时, 所有的守恒变量都是通过对内部流场外推得到的. 左边界为计算域的入口边界, 此边界分为三种情况计算:

1)  $p \geq p_0$ , 此时入口边界流动处于阻塞状态, 入口预混气体喷射速度为

$$V = 0 \quad (1)$$

式中  $p_0$  为入口预混气体的喷射总压, 本文中取为 3.5 MPa.

2)  $p_0 > p > p_{cr}$ , 此时入口预混气体喷射速度按等熵膨胀计算得到

$$V = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} RT_0 \left[ 1 - \left( \frac{p}{p_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (2)$$

式中  $T_0$  为喷射总温, 这里取 300 K;  $\gamma$  为反应混合物的比热比;  $R$  为反应混合物的气体常数;  $p_{cr}$  为临界喷射压力, 计算公式为

$$p_{cr} = p_0 \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma R}{\gamma-1}} \quad (3)$$

3)  $p \leq p_{cr}$ , 此时入口边界的流动处于壅塞状态, 入口预混气体喷射速度为

$$V = \sqrt{\gamma R T_0 \left( \frac{p_{cr}}{p_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (4)$$

计算域的上下边界为周期性边界.

## 2 计算方法的验证

为验证网格对计算结果的无关化,首先以轴向长度  $L=100\text{ mm}$  作为算例,对上述计算方法进行验证研究.验证过程中网格尺寸分别采用了  $1.0, 0.5, 0.2\text{ mm}$  进行对比.计算结果表明:采用上述几种不同的网格尺寸对计算结果的影响不大.从节约计算成本和时间考虑,采用的计算网格尺寸为  $0.5\text{ mm}$ .

根据质量守恒定律,稳定流场建立后内流场任意截面的质量流率都是相等的.图2中的实线代表随着时间变化,入口平面与出口平面质量流率之比的变化情况.由于旋转爆震波的固有特性,图中此比值出现了一定的波动,但是基本稳定在1左右,可以认为入口质量流率与出口质量流率满足质量守恒定律.

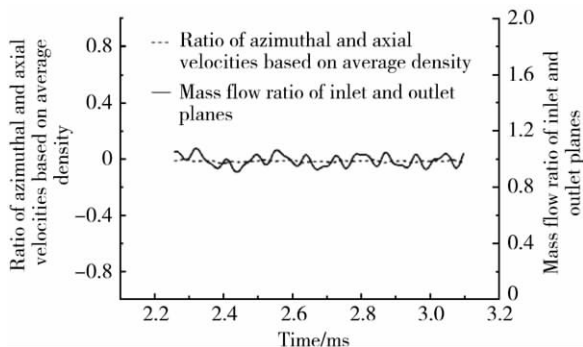


图2 入口平面与出口平面质量流率的比值和基于密度平均的周向速度和轴向速度的比值随时间的变化曲线

Fig. 2 Change curves of mass flow ratio of inlet and outlet planes and ratio of azimuthal and axial velocities based on average density

根据角动量守恒定律,稳定流场建立后内流场的任意截面的角动量都是相等的.图2中的虚线表示随着时间变化,基于密度平均的周向速度和轴向速度的比值  $r(t)$  的变化情况,这个比值基本稳定,可以认为周向速度和轴向速度满足角动量守恒定律.

$$r(t) = \frac{\int_{\text{exit}} \rho V_y dy}{\int_{\text{exit}} \rho V_x dx} \quad (5)$$

式中  $\rho$  为密度;  $V_x$  为轴向速度分量;  $V_y$  为周向速度分量.

图3截取了计算域为  $x=0.01\text{ mm}$ ,  $y=100\text{ mm}$  范围内6个循环周期的压力和温度随时间的变化曲线.由图中可看出旋转爆震波已基本形成

稳定旋转,计算得到爆震波的平均峰值压力、温度、传播速度分别为  $3.426\text{ MPa}$ ,  $2409.23\text{ K}$ ,  $1628.4\text{ m/s}$ ,工作频率达  $8.142\text{ kHz}$ .仿真结果与CEA (computer aided engineering) 计算结果的相对误差分别为  $+2.15\%$ ,  $-0.76\%$ ,  $-5.63\%$ .

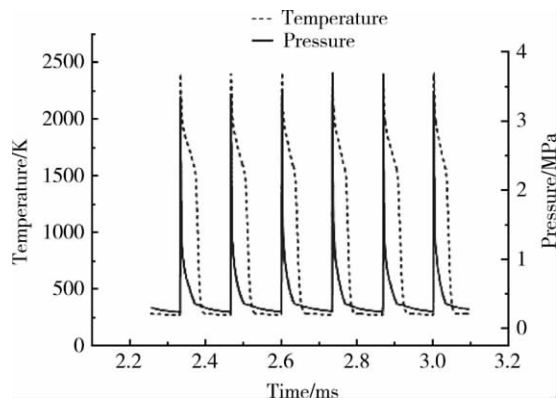


图3  $x=0.01\text{ mm}$ ,  $y=100\text{ mm}$  处压力和温度随时间变化曲线

Fig. 3 Time-dependent change curves of pressure and temperature at  $x=0.01\text{ mm}$ ,  $y=10\text{ mm}$

图4给出了  $t=3.02\text{ ms}$  时刻计算域的温度场.由图中可以看出旋转爆震波已经稳定旋转.图中A是横向爆震波;B是在爆震波的头部产生的斜激波;C是由于新产生的爆震产物与上一个循环周期的爆震产物所形成的一个间断面;D是由于新鲜的反应物的喷入而产生的新鲜预混区;E是喷入的新鲜预混气体与上一个循环过程中的爆震产物所形成的间断面.新鲜预混气体会在这个区域形成一定的缓燃,导致RDE性能的损失.该流场结构与文献[7-8]数值研究的内部流场结构吻合较好,并且与Bykovskii等人[13-15]实验中观

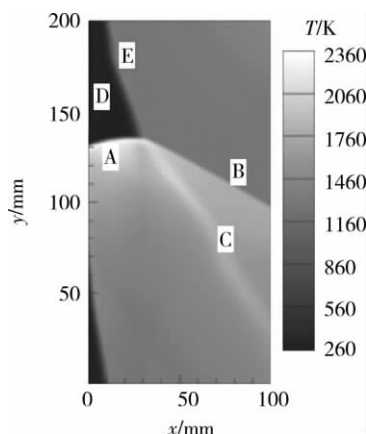


图4 在  $t=3.02\text{ ms}$  时刻全流场的温度云图

Fig. 4 Temperature cloud picture of whole flow field at  $t=3.02\text{ ms}$

测到的旋转爆震波结构定性一致。

通过以上分析可知,计算方法对于 RDE 内流场结构的捕捉具有较高的可信度。

### 3 计算结果分析

影响 RDE 性能的因素有很多,本文研究了轴向长度不同对 RDE 的影响。

图 5、图 6 给出了不同轴向长度条件下发动机比冲  $I_{sp}$ 、爆震波压力  $p$  和温度  $T$  的变化趋势。由图 5 可知,随着轴向长度的变化,发动机比冲发生了一定的波动,在  $L=200$  mm 时达到最大,在  $L<200$  mm 时,发动机比冲产生一定的波动,但是变化不大,在  $L=250$  mm 时,相对于  $L=200$  mm,发动机比冲具有很大的下降趋势。发动机比冲公式如下所示<sup>[8]</sup>:

$$I_{sp}(t) = \frac{\int_{a\Omega} (\rho V^2 + p - p_b) dA}{g \omega_{fuel} \int_{a\Omega} \rho V dA} \quad (6)$$

式中  $\rho$  为密度;  $V_x$  为轴向速度分量;  $g$  为重力加速度;  $p_b$  为外界反压;  $p$  为爆震室压力;  $\omega_{fuel}$  为燃料的质量分数。

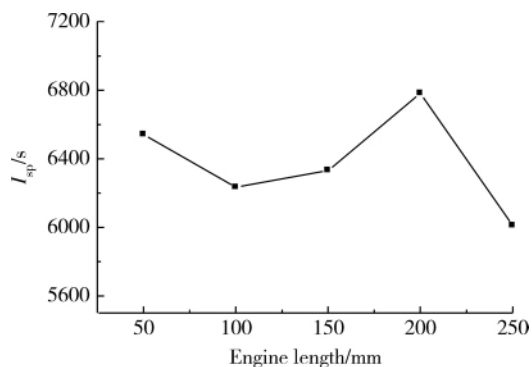


图 5 发动机比冲随轴向长度的变化

Fig. 5 Specific impulse of engine with axial length change

在  $L=250$  mm 时,爆震室内的斜激波由于膨胀作用导致压力呈现衰减趋势,这在图 7 中出口平面的压力变化曲线图可以看出,故导致爆震室内的压力下降,由公式(2)可以推导出此时发动机比冲  $I_{sp}$  也呈现下降趋势。而在  $L \leq 200$  mm 时,斜激波的膨胀不充分,爆震室内的压力下降不大,故  $I_{sp}$  变化不大。

在  $L \leq 200$  mm 时,温度和压力变化都不大,但是  $L=250$  mm 时,爆震波压力和温度都产生很大的衰减。由于轴向长度过长,压力和温度在爆震波形成之后的传播过程中都产生了的衰减。而当

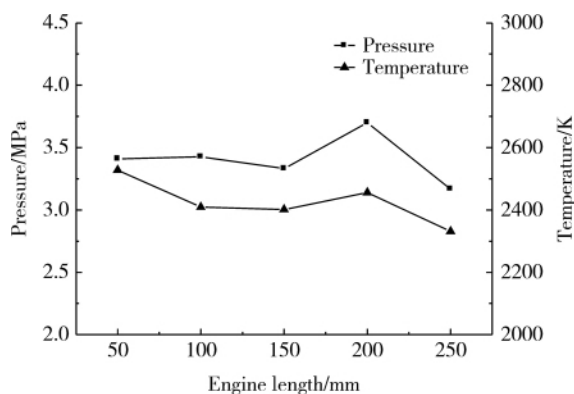


图 6 爆震波压力和温度随轴向长度的变化

Fig. 6 Detonation wave pressure and temperature with axial length change

$L < 200$  mm 时爆震波的压力小于  $L=200$  mm 的爆震波压力,这主要是由于在轴向长度过小,爆震波在爆震室内没有完全形成,即没有充分形成稳定的爆震波。分析可以得出:在一定范围内轴向长度对发动机比冲影响不大,但是轴向长度过长时会导致发动机的比冲减小;轴向长度对爆震波的压力形成影响很大,轴向长度过小时,爆震波不能完全形成,过大时,会导致爆震波压力的衰减。

出口平面的流场分布对 RDE 的性能有很大的影响,所以需要对轴向长度不同的发动机出口平面流场分布情况进行分析。RDE 的流场呈周期性变化,旋转爆震波运动到计算域的不同位置时,出口平面的流场分布也会随之变化。对于轴向长度不同的 RDE,选取旋转爆震波运动到  $y=0.13$  m 时出口平面的流场分布情况作对比。

图 7~图 10 分别给出不同轴向长度条件下出口平面压力、温度、周向速度以及轴向速度沿周向的分布情况,图中压力、温度、周向速度、轴向速度发生间断是由于爆震波头部产生的斜激波在出

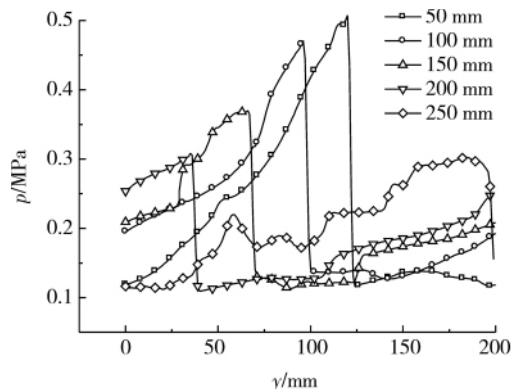


图 7 不同轴向长度条件下出口平面压力分布曲线

Fig. 7 Outlet plane pressure distribution curves with different axial lengths

口平面引起的,这从图4中也可看出。由图7可知,随着轴向长度 $L$ 的增加,出口斜激波的位置不断向后退移,并且退移的程度也不断增大;这主要是由于随着轴向长度的增加,斜激波膨胀空间变大;此外,轴向长度的增加使斜激波后的峰值压力明显减小,但斜激波前的压力几乎不变。随着轴向长度的增加,斜激波由于膨胀作用,衰减程度也将会随之增大,当运动到出口平面时,轴向长度越长出口平面压力越低,在 $L=250\text{ mm}$ 时,斜激波到达出口平面时基本已经完全衰减。由图8可知,出口平面最低温度多发生在斜激波的前面,在 $L=50\text{ mm}$ 时,斜激波前的最低温度仅有 $1200\text{ K}$ ,随着轴向长度的增加,斜激波后的温度也有所增加,并当 $L=150\text{ mm}$ 时最低温度趋于稳定,但是当 $L=250\text{ mm}$ 时,斜激波前的温度出现了很大下降趋势。这是由于膨胀作用导致斜激波的衰减,其温度也有很大程度的降低。由图9可知,随着轴向长度的增加,其轴向速度明显地呈增长趋势并在 $L=200\text{ mm}$ 达到最大,在 $L=250\text{ mm}$ 时,轴向速度出现了很大下降趋势。在 $L\leq 200\text{ mm}$ 时,出口平面的最大轴向速度基本一致。这是由于激波面形成的斜激波没有完全膨胀,压力变化不大。而 $L>200\text{ mm}$ 时,由于斜激波的衰减,当其到达出口平面时,轴向速度出现了很大的下降趋势。在 $L=50, 100, 150\text{ mm}$ 和 $250\text{ mm}$ 时,出口平面的最小轴向速度均在 $600\text{ m/s}$ 附近,但当 $L=200\text{ mm}$ 时,最小轴向速度为 $750\text{ m/s}$ ,此时平均轴向速度处于最大值。周向速度的存在不仅使燃烧室产生离心压力,还会导致RDE性能的损失。由图10可见,随着轴向长度的增加,周向速度有明显的减小。随着轴向长度的增加,轴向速度越来越小,从而使

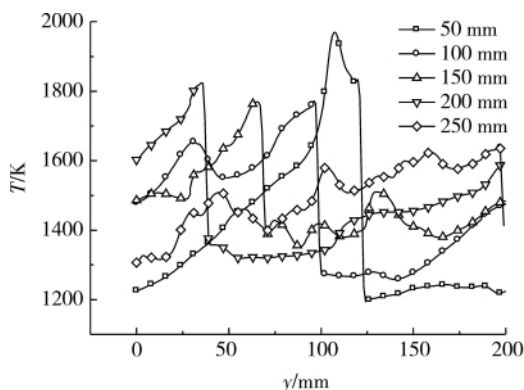


图8 不同轴向长度条件下出口平面温度分布曲线  
Fig. 8 Outlet plane temperature distribution curves with different axial lengths

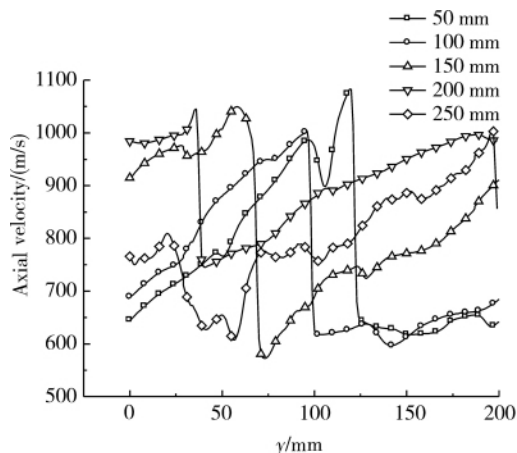


图9 不同轴向长度条件下出口平面轴向速度分布曲线  
Fig. 9 Outlet plane axial velocity distribution curves with different axial lengths

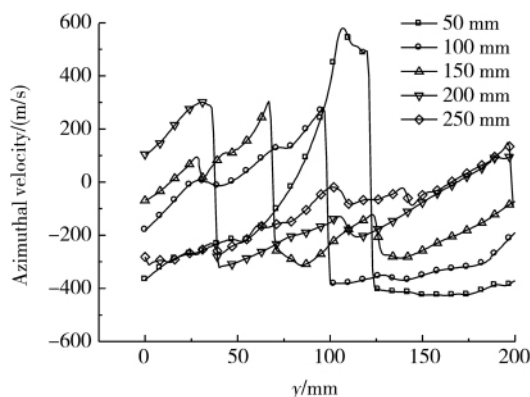


图10 不同轴向长度条件下出口平面周向速度分布曲线  
Fig. 10 Outlet plane azimuthal velocity distribution curves with different axial lengths

RDE性能损失也越来越小。轴向长度越长,斜激波膨胀越充分,从而导致周向速度的降低,最终趋于平缓。

图11给出了不同轴向长度时,推力密度 $F(y)$ 沿周向的分布情况。推力密度公式如下:

$$F(y) = \rho V_y^2 + p - p_b \quad (7)$$

式中 $p_b$ 为外界反压; $p$ 为出口平面压力; $y$ 为发动机的周向位置。

从图11中可以看出,在斜激波处,推力密度也出现了明显的间断。这主要是由于斜激波的存在导致轴向速度产生间断。随着轴向长度的增加,由于斜激波的膨胀作用,使得周向速度不断减小,激波前后的推力密度差逐渐减小,这使发动机的推力偏心矩也不断降低,从而可有效地减小角散布等不利影响。

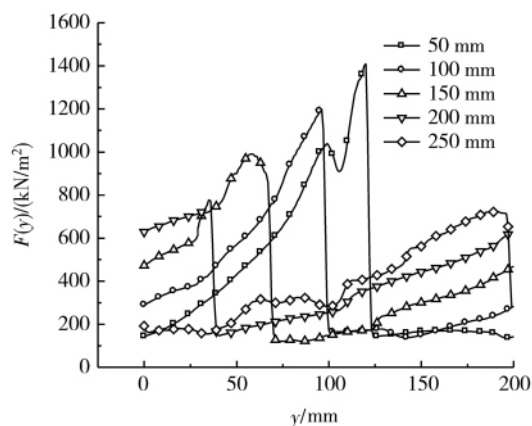


图 11 不同轴向长度条件下出口平面推力密度分布曲线

Fig. 11 Outlet plane thrust density distribution curves with different axial lengths

## 4 结 论

通过对轴向长度不同的 RDE 研究发现:发动机的轴向长度对发动机的性能有很大的影响. 轴向长度过短时,爆震波压力不高,轴向长度过长时,斜激波又会出现严重的衰减,导致出口平面的压力、温度等其他参数的下降. 通过分析可以得到以下几个结论:

1) 轴向长度对发动机比冲有一定的影响,在一定范围内轴向长度对发动机比冲影响很小,但是轴向长度过长会影响发动机比冲. 在  $L = 200$  mm 时,发动机比冲达到最大,为 6800 s,此时,爆震波压力也最大.

2) 随着轴向长度的增加,由于斜激波的膨胀作用,出口平面的压力不断降低,当  $L = 200$  mm 时,出口平面的平均速度最大,此时发动机比冲也达到最大值.

3) 随着轴向长度的增加,出口斜激波的位置向后退移,而且斜激波的退移程度不断增大,斜激波的压力峰值也明显减小;周向速度有着明显的减小;激波前后的推力密度差逐渐减小,这使发动机的推力偏心矩也不断降低,从而可有效地减小角散布等不利影响.

## 参考文献:

[1] Nicholls J A, Cullen R E, Ragland K W. Feasibility studies

of a rotating detonation wave rocket motor[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1966, 3(6): 893-898.

[2] Voitsekhovskii B V. Stationary detonation [J]. Doklady Akademii Nauk, 1959, 129(6): 1254-1256.

[3] 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.

[4] 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.

[5] Zhdan S A, Mardashev A M, Mitrofanov V. Calculation of the flow of spin detonation in annular chamber [J]. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 1990, 26(2): 210-214.

[6] Hishida M, Fujiwara T, Wolanski P. Fundamentals of rotating detonations [J]. Shock Waves, 2009, 19(1): 1-10.

[7] Taki S, Fujiwara T. Numerical analysis of two dimensional non-steady detonations [J]. AIAA Journal, 1978, 16(1): 73-77.

[8] Schwer D, Kailasanath K. Numerical investigation of the physics of rotating-detonation-engines [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2011, 33(2): 2195-2202.

[9] 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)

[10] 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 [J]. 推进技术, 2011, 32(3): 431-436.

LIU Shijie, QIN Hui, LIN Zhiyong, et al. Detailed structure and propagating mechanism research on continuous rotating detonation wave [J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(3): 431-436. (in Chinese)

[11] Daniau E. Design of a continuous detonation wave engine for space application [R]. AIAA 2006-4794, 2006.

[12] Wolanski P, Kindracki J. Research on continuous rotating detonation and its applications to jet propulsion [R]. ISA-BE 2009-1313, 2009.

[13] Bykovskii A, Zhdan S A, Vedernikov E F. Continuous spin detonation of hydrogen-oxygen mixtures [J]. Shock Waves, 2008, 44(2): 150-162.

[14] Bykovskii A, Vedernikov E F. Continuous detonation of a subsonic flow of a propellant [J]. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 2003, 39(3): 323-334.

[15] Kailasanath K. Review of propulsion applications of detonation waves [J]. AIAA Journal, 2000, 38(9): 1698-1708.