

文章编号: 1000-8055(2010)08-1717-06

连续旋转爆轰发动机流场三维数值模拟

邵业涛, 王健平, 唐新猛, 石天一

(北京大学 工学院 力学与空天技术系
湍流与复杂系统国家重点实验室, 北京 100871)

摘 要: 对连续旋转爆轰发动机(continuous rotating detonation engine, 简称 CRDE) 流场进行了三维数值模拟. 数值计算获得同轴圆管腔内 CRDE 的多个爆轰循环过程. 依据计算获得流场, 分析了可燃气入射、提前燃烧、爆轰波结构等实现连续爆轰的几个关键机理问题. 通过多个算例对不同来流总压时的旋转爆轰的推进性能进行了比较与分析, 最后计算获得基于燃料的比冲约为 2200 s, 燃料流量随总压变化呈线性增长.

关 键 词: 连续旋转爆轰发动机; 脉冲爆轰发动机; 流场; 比冲; 推进

中图分类号: O381

文献标识码: A

Three-dimensional numerical simulation of continuous rotating detonation engine flowfields

SHAO Yetao, WANG Jianping, TANG Xinmeng, SHI Tianyi

(State Key Laboratory for Turbulence and Complex Systems,
Department of Mechanics and Aerospace Engineering,
College of Engineering, Peking University, Beijing 100871, China)

Abstract: A three-dimensional numerical simulation of continuous rotating detonation engine (CRDE), which is particularly designed as a coaxial cylinders combustor, was carried out to reveal its physical nature. Numerical results of CRDE's multi-time cycle propagation process agree well with previous experiment qualitatively. Some key problems about CRDE, such as fuel injection, pre-combustion and detonation structure, were also discussed. At last, a propulsion performance analysis about CRDE was made based on a serial of simulation cases. Specific impulses of five different cases about 2200 s were given by the present calculation based on the fuel. The mass flux increases linearly with the increase of injection pressure.

Key words: continuous rotating detonation engine (CRDE);
pulse detonation engine (PDE); flowfields; specific impulse; propulsion

经过近百年的发展,基于等压燃烧方式的航空、航天发动机,大幅提高其推进效率已经变得十分困难. 开发适应高速、高效要求的新型发动机成为空天飞行器发动机研究的迫切需要. 爆轰燃烧

由于接近等容方式燃烧,产生的熵增较小,比传统等压燃烧方式涡轮风扇或冲压发动机具有更高的热效率. 在标准大气状态下,满足化学当量比的氢/氧混合气,在压缩比为 12 时,爆轰循环热效率

收稿日期: 2009 06 30; 修订日期: 2009 12 08

基金项目: 航空基金(2008ZH71006)

作者简介: 邵业涛(1981-),男,吉林省吉林市人,博士,主要从事计算流体力学、燃烧与推进研究. E-mail: shaoyt@163.com

比等压循环热效率可提高 $18\% \sim 37\%$ ^[1]. 在传播速度方面, 比起爆燃波的几米每秒量级, 爆轰波可达几千米每秒量级. 爆轰发动机热能释放速度快, 燃烧更加稳定, 另由于省去了压气机、涡轮等增压装置, 使得爆轰发动机结构简单, 较小的燃烧室即可实现大推力, 可大幅提高推质比. Roy 等^[2]在 2004 年对国际上关于爆轰物理及脉冲爆轰发动机(pulse detonation engine, 简称 PDE) 方面的研究现状与最新进展做了十分全面的综述.

本文研究不同于 PDE 的另一途径爆轰燃烧方式发动机——连续旋转爆轰发动机. 所谓连续旋转爆轰: 即只需初始起爆一次, 爆轰波便可持续地旋转传播下去. 可燃气体沿轴向入射, 爆轰波绕圆管腔周向传播, 可燃气体入射与爆轰传播是两个相对独立的过程. 与 PDE 相比, 连续旋转爆轰发动机具有以下几方面优点: ①连续旋转爆轰发动机(continuous rotating detonation engine, 简称 CRDE) 中燃料可连续高速入射, 相对脉冲的间歇填充可较大地提高燃料的平均流量, 即可获得更大的推力; ②CRDE 只需初始起爆一次, 省去了每次脉冲起爆的瓶颈困难. 以上两点加之爆轰燃烧热效率高的固有特点, 对于开发新型高效航空航天发动机, CRDE 极具吸引力.

CRDE 研究最早可追溯至上世纪 60 年代, Voitsekhovskii^[3] 针对火箭发动机内局部不稳定时产生爆轰的现象, 首先提出推力墙端在特定条件下可实现连续旋转爆轰以产生高效燃烧. 近 30 年来, 俄罗斯 Bykovskii 研究组对各种气体、液体燃料的连续旋转爆轰进行了一系列的理论与实验研究^[4,6], 证实了连续旋转爆轰的可行性. 实验中使用航空燃料即可实现长时间稳定的连续爆轰传播. 法国 Falempin^[7] 对旋转爆轰中燃烧室 C/SiC 复合材料耐热性能进行了初步研究, 证实现有材料可满足旋转爆轰中燃烧室头部持续近 1000~2000K 高温的要求. Kindracki 等^[8] 对旋转爆轰推进性能进行了实验研究.

相对实验研究, 数值模拟研究起步较晚, 最近的模拟结果分别从不同的视角对于 CRDE 循环问题进行了数值分析. Zhdan 等^[9] 结合理论分析较早的对连续爆轰进行了二维数值模拟. 日本 Hishida 等^[10] 做了较详细的二维数值模拟分析, 计算获得了连续爆轰管头部的胞格结构, 首次分析了三波交汇处的 Kelvin-Helmholtz 不稳定性. 邵业涛等^[11] 对连续爆轰的多个循环过程及其成功入流机理进行了分析. Jiang 等^[12] 分析了旋转

爆轰流场中爆轰波、斜激波、稀疏波之间的相互作用.

相对 PDE 的广泛研究, CRDE 研究方面无论实验与计算方面还都远远不足. 本文导入了圆柱坐标下的圆环腔模型, 对连续旋转爆轰的循环过程与运行机理进行三维数值模拟分析, 计算获得了连续旋转爆轰实现的几个关键原理. 进一步对 CRDE 的推进性能, 及不同来流总压下流量与比冲变化进行了数值分析.

1 物理模型

CRDE 燃烧室为同轴圆管结构. 图 1 为 CRDE 三维传播结构示意图. 左端为推力墙, 开有密集小孔或细缝以喷射燃料. 本文在数值模拟中假设按当量比预混合的氢/氧混合燃料通过 Laval 管型细喷管均匀入射, 不考虑扩散及混合问题. 实验中在燃烧室外壁沿切向连接预爆轰支管^[8] 或电雷管^[4] 以直接形成初始爆轰波, 之后爆轰波自然地沿周向及轴向传播, 燃烧初始冲入的预混燃料. 爆轰波旋转传播一周后, 只有燃烧室头部会有新充入的可燃气, 其余部位则为燃烧的爆轰产物, 此后爆轰波会周期地绕周向传播来燃烧沿轴向喷入的可燃气. 计算中初始设置一段一维 CJ(Chapman Jouguet) 爆轰波代表预爆轰管起爆.

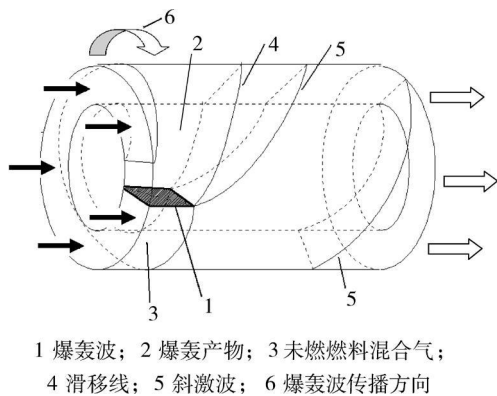


图 1 连续旋转爆轰发动机示意图

Fig. 1 CRDE propagation schematic structure

2 计算方法

2.1 数值方法

坐标系为三维圆柱坐标系. 爆轰反应模型使用 Korobeinikov^[13] 两步化学反应模型, 控制方程为守恒型的欧拉方程. 混合气体假设为理想气体, 忽略扩散、黏性和热传导. 控制方程如下:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial r} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \theta} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial z} + \mathbf{H} = \mathbf{S} \tag{1}$$

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u_r \\ \rho u_\theta \\ \rho u_z \\ e \\ \beta \\ \alpha \end{bmatrix}, \quad \mathbf{S} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \dot{\rho}\omega_\beta \\ \dot{\rho}\omega_\alpha \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{E} = \frac{1}{r} \begin{bmatrix} \rho u_r \\ \rho u_r^2 + p \\ 2\rho u_r u_\theta \\ \rho u_r u_z \\ (e + p)u_r \\ \rho u_r \beta \\ \rho u_r \alpha \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F} = \frac{1}{r} \begin{bmatrix} \rho u_\theta \\ \rho u_r u_\theta \\ \rho u_\theta^2 + p \\ \rho u_\theta u_z \\ (e + p)u_\theta \\ \rho u_\theta \beta \\ \rho u_\theta \alpha \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} \rho u_z \\ \rho u_r u_z \\ \rho u_\theta u_z \\ \rho u_z^2 + p \\ (e + p)u_z \\ \rho u_z \beta \\ \rho u_z \alpha \end{bmatrix}, \quad \mathbf{H} = \frac{1}{r} \begin{bmatrix} \rho u_r \\ \rho(u_r^2 - u_\theta^2) \\ 2\rho u_r u_\theta \\ \rho u_r u_z \\ p u_r \\ \rho u_r \beta \\ \rho u_r \alpha \end{bmatrix}$$

$$p = \rho RT \tag{2}$$

$$e = \frac{p}{\gamma - 1} + \beta Q + \frac{1}{2}\rho u^2 + \frac{1}{2}\rho u_\theta^2 + \frac{1}{2}\rho u_z^2 \tag{3}$$

$$\omega_\alpha = \frac{d\alpha}{dt} = -k_1 \rho \exp(-E_1/RT) \tag{4}$$

$$\omega_\beta = \frac{d\beta}{dt} =$$

$$\begin{cases} -k_2 p^2 \left[\beta^2 \exp\left(-\frac{E_2}{RT}\right) - (1 - \beta)^2 \exp\left(-\frac{E_2 + q}{RT}\right) \right] & (\alpha = 0) \\ 0 & (1 > \alpha > 0) \end{cases} \tag{5}$$

这里 u_r 为径向速度, u_θ 为周向速度, u_z 为轴向速度. α 为诱导反应阶段的化学反应进行度参数, β 为放热反应阶段化学反应进行度参数($\beta = 1$ 表示新鲜可燃气体, $\beta = 0$ 表示燃烧产物). 对流项用 5 阶 MPWENO(monotonicity preserving weighted essentially nonoscillatory) 格式求解^[14], 时间方向采用 3 阶 TVD(total variation diminishing) Runge-Kutta 法. 对于二维数值模拟, 取半径 r 为定值, $\frac{\partial}{\partial r} = 0$.

2.2 初始和边界条件

为减少计算量, 使用图 2 所示二维模拟获得的稳定传播的旋转爆轰^[11] 由内壁向外壁沿半径方向等值插值 $\left(\frac{\partial}{\partial r} = 0\right)$, 获得三维初始流场, 爆轰可快速达到稳定状态. 三维计算域内径为 1 cm, 外径为 1.3 cm. 可燃气体从总压为 3 MPa 的容器由静止开始通过设计工况的 Laval 型小孔入射, 设整个工作过程入流总压恒定. 根据 Laval 喷管理论计算入流条件. 本文工况, Laval 管喷嘴处截面积与管喉道截面积比 $A_w/A_{throat} = 3.726$. $p_w > 3$ MPa 时, 可燃气体无法喷入, 设置为墙面边界条件. 当 2.948 MPa $< p_w < 3$ MPa 时, 按等熵亚声速入射. 当 $p_w < 2.948$ MPa 时, 喉道处即可达到最大流量壅塞条件, 此时设可燃气体可等熵匀速喷入. 对应的变化关系如图 3 所示. 出口端使用无反射边界条

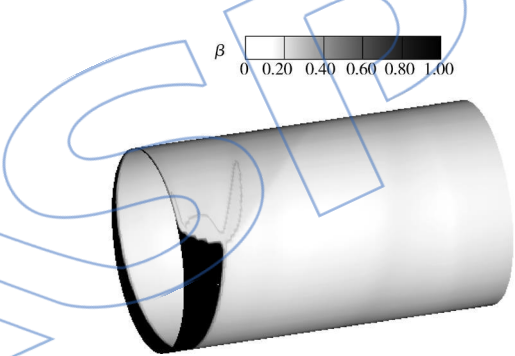


图 2 二维计算获得的爆轰波传播达到稳定态时的化学反应进行度参数 β 分布

Fig. 2 Chemical reaction process parameter β distribution

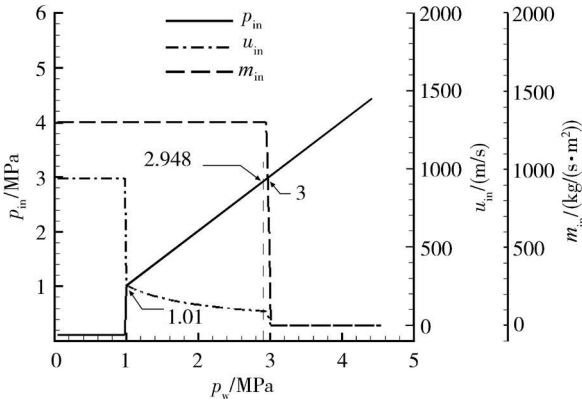


图 3 入流压强 p_{in} 、速度 u_{in} 和流量 m_{in} 随燃烧室壁面压强 p_w 变化

Fig. 3 Injection pressure p_{in} , velocity u_{in} and flux m_{in} vary according to the wall pressure p_w , respectively

件^[15]. 网格总数为 $30 \times 600 \times 500$, 其中半径方向 $\Delta r = 0.1 \text{ mm}$, 轴向 $\Delta z = 0.1 \text{ mm}$, 周向 $\Delta \theta = 2\pi/600$.

3 结果与讨论

实现连续爆轰需要考虑以下几个关键问题: 首先, 需认清流场内波结构, 确定燃烧是否为爆轰燃烧; 其次, 由于爆轰产物具有高温、高压的特点, 需认清燃料成功喷入高压燃烧室的机理; 第三, 喷入高压燃烧室后, 燃料是否会以爆燃方式被爆轰产物迅速燃尽; 最后, 结合多个算例的二维、三维数值模拟, 研究不同工况下爆轰流场的变化与推进性能. 接下来几节将分别对以上问题进行分析.

3.1 流场结构

首先给出达到稳定循环时三维流场分布的计算结果. 图 4、图 5 分别表示 $72 \mu\text{s}$ 时压强与温度分布, 此时爆轰波已绕圆环周向旋转近三周, 达到稳定循环状态. 燃料由左端喷入, 由右端喷出. 图 4 中清晰可见爆轰波与同爆轰波相连的斜激波.

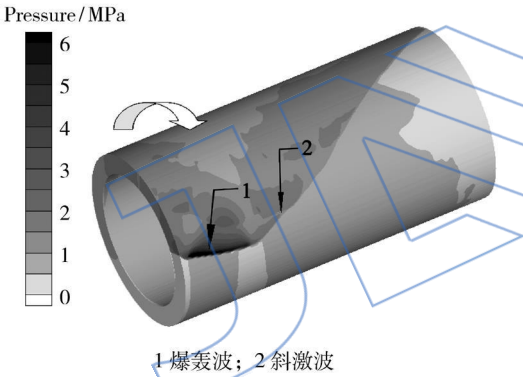
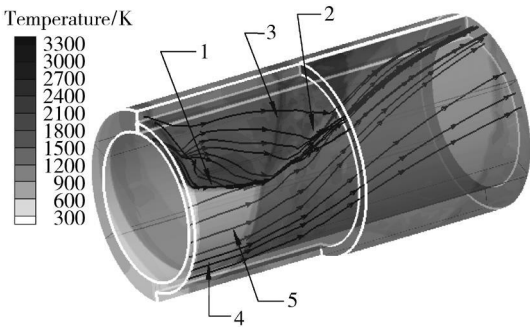


图 4 $72 \mu\text{s}$ 时压强分布

Fig. 4 Pressure distribution at $72 \mu\text{s}$



1 爆轰波; 2 斜激波; 3 滑移线;
4 新鲜可燃物三角形区域; 5 流线

图 5 $72 \mu\text{s}$ 时温度与流场分布

Fig. 5 Temperature distribution at $72 \mu\text{s}$

图 5 中标识 3 所示的温度间断线为两次循环产物交界面处的滑移线. 爆轰波、斜激波、滑移线构成的三波交汇结构, 调整流动方向, 使流场维持在稳定的状态. 计算获得波系结构与实验结果^[15]定性符合一致. 从图 5 中流线分布可见, 紧随爆轰波后的区域, 爆轰产物主要为周向运动. 在爆轰波后区域的 Taylor 稀疏波作用下, 周向速度迅速下降. 产物在爆轰波与斜激波连接点后区域膨胀波作用下最终沿轴向喷出燃烧室. 下面对沿轴线各垂直切面上的平均动能进行定量计算, 算法如下:

$$U^2(z) = \frac{1}{S(z)} \int_{S(z)} u_r^2(r, \theta, z) \text{d} s(r, \theta, z)$$

$$V^2(z) = \frac{1}{S(z)} \int_{S(z)} u_{\theta}^2(r, \theta, z) \text{d} s(r, \theta, z)$$

$$W^2(z) = \frac{1}{S(z)} \int_{S(z)} u_z^2(r, \theta, z) \text{d} s(r, \theta, z) \tag{5}$$

计算获得各分量所占比例如图 6 所示. 可见产物绝大部分沿轴向喷出做功, 周向与径向不产生推力的动能较小.

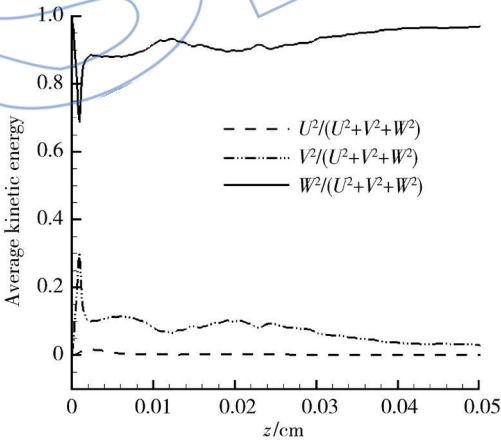


图 6 $72 \mu\text{s}$ 时沿轴向各切面上的平均动能分布

Fig. 6 Average kinetic energy proportion of cross section from head wall to exit plane at $72 \mu\text{s}$

取出轴向坐标为 $z = 0.2 \text{ cm}$, 半径 $r = 1.15 \text{ cm}$ 的封闭圆环线. 获得一维随角度变化的压强与温度分布曲线, 如图 7 所示. 图中可见高压面与高温面耦合在一起, 具有爆轰波传播的典型特征.

3.2 燃料入射问题

图 8 为沿推力墙某一点上压强和入射速度随时间变化. 可见每次爆轰波扫过时压强突然上升, 燃料入射速度急降, 当推力墙上压强大于入流总压 3 MPa 时, 入射速度为 0. 经计算, 达到稳定后

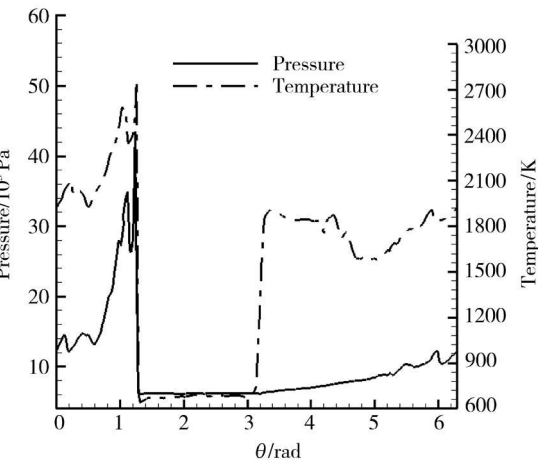


图 7 72μs 时沿一圆环线上的压强与温度分布
($r = 1.15\text{ cm}$, $z = 0.2\text{ cm}$)

Fig. 7 Pressure and temperature distribution
along a circle line at position at 72μs
($r = 1.15\text{ cm}$, $z = 0.2\text{ cm}$)

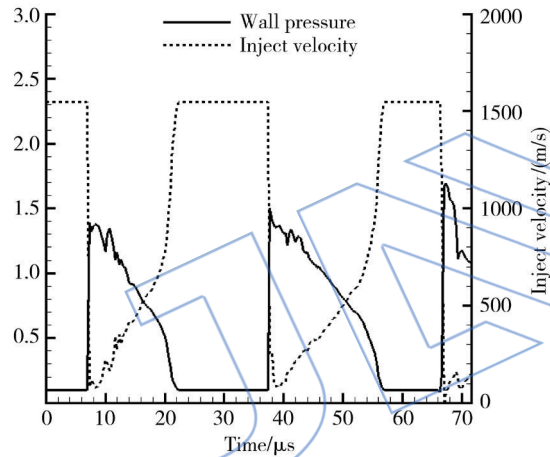


图 8 0~72μs 时段内紧邻推力墙一点上
压强与入射速度随时间变化
($r = 1.15\text{ cm}$, $z = 0$, $\theta = 0$)

Fig. 8 Pressure and inject velocity vary just near
the head wall at a point from 0μs to 72μs
($r = 1.15\text{ cm}$, $z = 0$, $\theta = 0$)

推力墙上的平均压强为 0.952 MPa, 平均压强不高, 燃料足以成功喷入. 实际情况下, 燃烧室头部管壁会被爆轰产物加热至 1000~2000 K, 波前新鲜燃料会受到管壁加热^[8], 这将会有利于燃料雾化和混合. 燃烧室的耐热性及燃料入射受管壁的影响将是十分重要的问题, 但限于程序能力, 本文计算中还未能考虑此问题.

3.3 提前燃烧问题

由于爆燃的传播速度为米每秒量级, 与

CRDE 中爆轰波传播速度以及燃料入射速度均相差几个量级. CRDE 循环一周的时间内, 只有一小层燃料被爆燃燃掉, 绝大部分入射燃料保持未燃状态, 可供周向传播的爆轰波燃烧. 图 9 为一个循环过程中 0~30 μs 时的化学组分分布变化. 爆轰达到稳定时, 未燃气体保持为一个动态的三角形区域. 爆轰波沿周向扫过三角形区域, 入射燃料沿轴向补充燃料. 未燃面宽度初始有较大波动, 但爆轰波旋转一周以后, 未燃面保持并逐渐稳定为一个三角形区域, 可稳定循环传播下去.

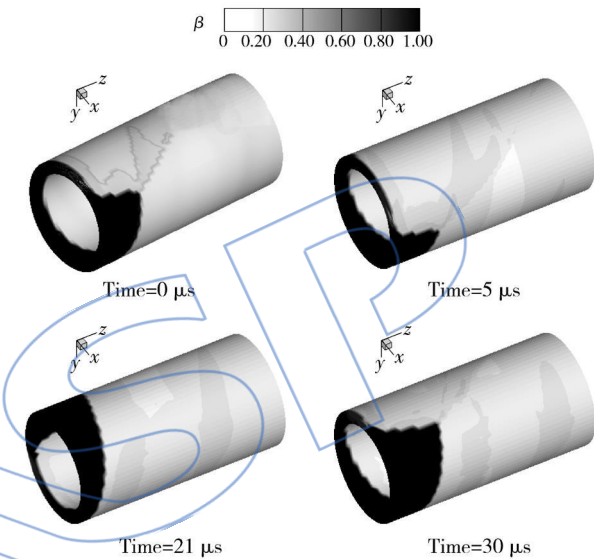


图 9 0~30μs 时段内反应进行度参数 β 分布

Fig. 9 Reaction progress parameter β distribution
in one cycle from 0μs to 30μs

3.4 总体性能分析

为节省计算量, 结合二维数值模拟针对各参数对整个流场的影响进行分析. 计算管尾流量 $\dot{m}$ 和基于燃料比冲 I_{sp} , 计算公式如下:

$$\dot{m}(t) = \int_{S_{\text{exit}}} \rho u_z(r, \theta, z) ds(r, \theta, z) \quad (6)$$

$$I_{sp}(t) = \frac{\frac{1}{S_{\text{exit}}} \int_{S_{\text{exit}}} (\rho u_z^2 + p - p_\infty) ds(r, \theta, z)}{g \dot{m}_f} \quad (7)$$

其中 S_{exit} 为管尾截面积, $\dot{m}_f$ 为氢气的流量. 总体性能如表 1 所示. 从表中可见, 对不同来流总压, 来流平均流量基本成线性增长, 比冲变化较小. 三维计算与二维计算相比, 流量、比冲相差很小. 进一步开展较大管腔及带喷管结构燃烧室的推进性能计算将十分必要.

表 1 推进性能计算
Table 1 Performance computation

Cases	Dimension	Stagnation pressure/ 10 ⁵ Pa	Combustor radius/ cm	T ube length/ cm	Specific mass flow / (kg/(s• m ²))	I _{sp} / s
Case 1	2-D	10	1	5	237. 29	2 408. 87
Case 2	2-D	15	1	5	365. 56	2 249. 08
Case 3	2-D	20	1	5	495. 13	2 174. 69
Case 4	2-D	25	1	5	632. 02	2 130. 61
Case 5	2-D	30	1	5	765. 40	2 101. 22
Case 6	3-D	30	R _{in} = 1, R _{out} = 1. 3	5	754. 20	2 009. 38

4 结 论

连续旋转爆轰是爆轰发动机研究中的新动向. 本文通过三维数值模拟获得了连续旋转爆轰的多次循环过程, 详细分析了连续旋转爆轰的工作过程及连续传播实现的内在机理, 计算结果与已有实验图像定性一致. 在流场分析的基础上, 计算了本文研究模型的推进性能, 证实了连续爆轰的高效性. 结合二维的多个算例, 分析了不同的来流总压条件下, 流量与比冲的变化规律. 计算得出, 对于较高的来流总压, 流量基本呈线性增长, 但比冲变化微小, 维持在 2 200 s 左右.

最后, 连续旋转爆轰发动机兼具脉冲爆轰发动机与超燃冲压发动机的许多优点. 对新型超声速、高超声速推进系统研究将是十分有潜力的选择. 如对进气系统、发动机喷管、燃烧室耐热材料等进一步研究充分证实其可行性, 则旋转爆轰发动机可十分简便、经济地替代现有涡扇或冲压发动机核心燃烧部分, 实现航空发动机性能的跨越.

参考文献:

[1] Bratkovich T E, Aarnio M J, Williams J T, et al. An introduction to pulse detonation rocket engines[R]. AIAA 97-2724, 1997.

[2] Roy G D, Frolov S M, Borisov A A, et al. Pulse detonation propulsion: challenges, current status, and future perspective[J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2004, 30: 545-672.

[3] Voitsekhovskii B V. Stationary spin detonation[J]. Soviet Journal of Applied Mechanics and Technical Physics, 1959, 129(6): 157-164.

[4] Bykovskii F A, Zhdan S A, Vedernikov E F. Continuous spin detonations[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(6): 1204-1216.

[5] Bykovskii F A, Mitrofanov V V, Vedernikov E F. Continuous detonation combustion of fuel-air mixtures[J]. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 1997, 33(3): 344-353.

[6] 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.

[7] Falempin F, Daniau E A. Contribution to the development of actual continuous detonation wave engine[R]. AIAA Paper 2008-2679, 2008.

[8] Kindracki J, Wolanski P, Gut Z. Experimental research on the rotating detonation in gaseous fuels-oxygen mixtures[R]. Minsk, Belarus: The 22nd International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Systems, 2009.

[9] 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.

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

[11] 邵业涛, 王健平, 藤原俊隆. 连续爆轰发动机的二维数值模拟研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(5): 980-987.

SHAO Yetao, WANG Jianping, Fujiwara T. Two-dimensional simulation of continuous detonation engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(5): 980-987. (in Chinese)

[12] Jiang X H, Fan B C, Gui M Y, et al. Numerical investigations on the three-dimensional flow patterns of the continuous rotation detonation[R]. Minsk, Belarus: The 22nd International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Systems, 2009.

[13] Korobeinikov V P, Levin V A, Markov V V, et al. Propagation of blast waves in a combustible gas[J]. Astronautica Acta, 1972, 17: 529-537.

[14] Balsara D S, Shu C W. Monotonicity preserving weighted essentially non-oscillatory schemes with increasingly high order of accuracy[J]. Journal of Computational Physics, 2000, 160: 405-452.

[15] Gamezo V N, Desbordes D, Oran E S. Two-dimensional reactive flow dynamics in cellular detonation waves[J]. Shock Waves, 1999, 9: 11-17.