DOI: 10.11883/bzycj-2016-0240 文章编号: 1001-1455(2018)02-0331-08

液态燃料对连续旋转爆轰发动机爆轰特性的影响*

李宝星,翁春生
(南京理工大学瞬态物理国家重点实验室,江苏 南京 210094)

摘要: 为了研究液态燃料对连续旋转爆轰发动机爆轰特性的影响,采用 CE/SE 方法对以汽油/富氧空气为燃料的 CRDE 进行数值模拟,分析了不同液滴半径、当量比对爆轰性能参数的影响。计算结果表明:随着液滴半径增大,爆轰压力峰值、温度峰值以及爆轰波速度均降低,且压力峰值与温度峰值在爆轰波传播过程中出现不稳定现象;当增大到 70 μm 时,爆轰波将无法成功起爆。随着当量比的增大,CRDE 爆轰波速度及平均推力增大,爆轰压力、温度以及气相周向速度的峰值均先增大后减小。在当量比 1.1 附近,爆轰压力与温度的峰值出现极大值;而气相周向速度峰值的极大值出现在当量比 0.9 附近。基于燃料的比冲随着当量比增大而减小。

关键词: 填充条件;连续旋转爆轰发动机;CE/SE 方法;比冲
中图分类号: O381 **国标学科代码**: 13035 **文献标志码**: A

传统的航空航天发动机多基于等压燃烧(如涡喷、冲压发动机),经过不断发展,近年来要大幅度提高基于等压燃烧方式的发动机推进性能已经变得十分困难。爆轰燃烧放热过程近乎于等容燃烧,其热循环效率比传统燃烧方式高 20%左右[1]。连续旋转爆轰发动机(continuous rotating detonation engine,CRDE)是通过爆轰波引爆混合工质在环形燃烧室内高速传播,产生持续性的高温高压产物,高速排出而获得推力的新概念发动机。CRDE 具有推力稳定、结构紧凑、推重比大等优点,将来可作为军用飞机、导弹、临近空间飞行器等领域的动力装置[2]。连续旋转爆轰发动机的诸多优点使其成为了国内外的研究热点。

目前,在实验方面已经验证了不同气态、液态燃料下连续旋转爆轰的可行性[3-4],学者们[3-16]已经开展了相关的研究工作。Bykovskii 等[3-4]采用不同种类的燃料进行了大量的实验研究,在大范围当量比下实现成功起爆,并获得了完整的流场结构。王宇辉等[10]对 H_2/O_2 混合物的 CRDE 进行了实验研究和数值模拟,分析了当量比对爆轰波传播速度的影响。刘世杰等[11]和王超等[12]研究了 H_2/Air 总质量流量、当量比对爆轰波传播特性的影响。郑权等[13]采用汽油与富氧空气为燃料,研究了当量比对两相爆轰波传播特性的影响。数值计算方面,Tsuboi 等[9]对氢气和氧气 CRDE 开展了二维和三维数值模拟,发现二维和三维流场结构一致,爆轰波速度均接近 CJ 值的 96%,两者性能差异甚小。武丹等[14]通过三维数值模拟,分析了来流总压对 CRDE 参数特性的影响。归明月等[15]采用三维数值模拟,讨论了了气相爆轰波的流场结构及其自持机理。李宝星等[16]对气液两相连续旋转爆轰发动机爆轰波传播过程进行了二维数值研究,尚未研究液态燃料相关参数对爆轰特性的影响。

为了深入研究气液两相 CRDE 爆轰波传播特性以及发动机推进性能,基于守恒元与求解元计算(conservation element and solution element, CE/SE)方法对汽油为燃料、富氧空气为氧化剂的连续旋转爆轰发动机进行二维数值模拟,求解气液两相连续旋转爆轰发动机燃烧室的流场结构,并分析不同液滴半径、燃料当量比对两相连续旋转爆轰发动机爆轰特性的影响。

* **收稿日期**: 2016-08-16; **修回日期**: 2016-12-12
基金项目: 国家自然科学基金项目(11702143, 11472138);中央高校基本科研业务费专项基金项目(30920140112011);江苏省研究生科研与实践创新计划项目(KYCX17_0357)
第一作者: 李宝星(1990—),男,博士研究生; **通信作者**: 翁春生,wengcs@126.com。

1 计算模型与控制方程

1.1 计算模型

连续旋转爆轰发动机实际以环形空腔作为燃烧室。为了问题的简化，截取环形燃烧室中间层的圆柱面，将圆柱面母线展开成矩形平面，如图 1 所示。

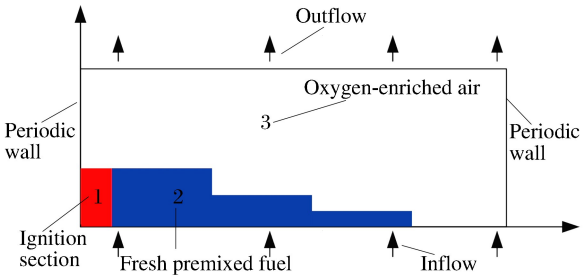


图 1 CRDE 燃烧室流场计算模型

Fig. 1 Calculation model of the flow field of CRDE combustor

1.2 控制方程

为了计算气液两相连续爆轰二维流场，简化如下：(1) 不考虑粘性；(2) 液滴为温度分布均匀的球体；(3) 忽略液滴之间的相互作用；(4) 液滴在爆轰波的作用下保持球体，直至液滴完全蒸发剥离。

流场结构的控制方程[17-18]为：

$$
\begin{cases}
\dfrac{\partial \boldsymbol{U}}{\partial t}+\dfrac{\partial \boldsymbol{F}}{\partial x}+\dfrac{\partial \boldsymbol{G}}{\partial y}=\boldsymbol{R} \\
\boldsymbol{U}=\begin{bmatrix}\varphi_1\rho_1\\ \varphi_1\rho_1 Y_k\\ \varphi_1\rho_1 u_1\\ \varphi_1\rho_1 v_1\\ \varphi_1\rho_1 E_1\\ \varphi_2\rho_2\\ \varphi_2\rho_2 u_2\\ \varphi_2\rho_2 v_2\\ \varphi_2\rho_2 E_2\end{bmatrix} \quad
\boldsymbol{F}=\begin{bmatrix}\varphi_1\rho_1 u_1\\ \varphi_1\rho_1 u_1 Y_k\\ \varphi_1(\rho_1 u_1^2+p)\\ \varphi_1\rho_1 u_1 v_1\\ \varphi_1 u_1(\rho_1 E_1+p)\\ \varphi_2\rho_2 u_2\\ \varphi_2(\rho_2 u_2^2+p)\\ \varphi_2\rho_2 u_2 v_2\\ \varphi_2 u_2(\rho_2 E_2+p)\end{bmatrix} \quad
\boldsymbol{G}=\begin{bmatrix}\varphi_1\rho_1 v_1\\ \varphi_1\rho_1 v_1 Y_k\\ \varphi_1\rho_1 u_1 v_1\\ \varphi_1(\rho_1 v_1^2+p)\\ \varphi_1 v_1(\rho_1 E_1+p)\\ \varphi_2\rho_2 v_2\\ \varphi_2\rho_2 u_2 v_2\\ \varphi_2(\rho_2 v_2^2+p)\\ \varphi_2 v_2(\rho_2 E_2+p)\end{bmatrix} \\
\boldsymbol{R}=\begin{bmatrix}m_{21}\\ \dot{\omega}_{kp}+\dot{\omega}_{kc}\\ m_{21}u_2-F_{x21}\\ m_{21}v_2-F_{y21}\\ Q_{\mathrm{comb}}-Q_{\mathrm{conv}}-F_{x21}u_2-F_{y21}v_2+m_{21}(E_2+p/\rho_2)\\ -m_{21}\\ -m_{21}u_2+F_{x21}\\ -m_{21}v_2+F_{y21}\\ Q_{\mathrm{conv}}+F_{x21}u_2+F_{y21}v_2-m_{21}(E_2+p/\rho_2)\end{bmatrix}
\end{cases}
\tag{1}
$$

式中：变量 ρ、u、v、E 和 p 分别为密度、周向速度、轴向速度、总能和压力；φ 为体积分数；对于 ρ、u、v、E、p 和 φ，下标 1 表示气相，2 表示液滴相，下标 x、y 分别表示周向与轴向坐标；m_{21} 是液滴对气体的质量贡献率[19]；F_{x21}、F_{y21} 分别为气液之间的周向作用力和轴向作用力[18]；Y_k ($k=1,2,3,4$) 分别为氧气、汽油蒸气、二氧化碳及水蒸气的质量分数；$\dot{\omega}_{kp}$、$\dot{\omega}_{kc}$ 分别为各组分的生成速率与消耗速率[20]；Q_{comb} 为化学反应释热；Q_{conv} 为气液之间的对流换热[18]。

在爆轰过程中燃料液滴对气相质量的贡献率 m_{21} 为[19]：

$$
m_{21}=N\rho_2 4\pi r^2\frac{\mathrm{d}r}{\mathrm{d}t} \tag{2}
$$

式中：r 为液滴半径，N 为单位体积内液滴个数。由气动剥离(第一部分)与蒸发(第二部分)引起液体半径变化率为[19]：

$$\frac{\mathrm{d}r}{\mathrm{d}t}=-0.5\sqrt{3\pi}\left(\frac{\rho_1\mu}{\rho_2\eta}\right)^{1/6}\left(\frac{\eta}{\rho_2}\right)^{1/2}(V_1-V_2)^{1/2}r^{-1/2}-\frac{3\lambda\ Nu\ (T_1-T_2)}{\pi r\rho_2 L}\tag{3}$$

式中：$V_1-V_2=[(u_1-u_2)^2+(v_1-v_2)^2]^{1/2}$，$\mu$、$\eta$ 分别为气体黏度和液滴黏度，λ 为气体热传导系数，Nu 为努赛尔(Nusselt)数；T_1 和 T_2 为气相和液相的温度；L 为液滴的蒸发潜热。

假设汽油为辛烷单一组分。辛烷的一步化学反应方程式为[20]：

$$C_8H_{18}+12.5O_2=\!=\!=8CO_2+9H_2O\tag{4}$$

化学反应燃料消耗速率 $\dot{\omega}_{4c}$ 为[20]：

$$\dot{\omega}_{4c}=-Aw_{\mathrm{Fuel}}^{m}w_{O_2}^{n}\mathrm{e}^{-\frac{E_a}{R_uT}}\tag{5}$$

式中：A 为化学反应指前因子，$A=4.6\times10^{11}$；w_{Fuel} 和 w_{O_2} 分别表示燃料和氧气浓度；反应级数 m 和 n 为分别为 0.25 和 1.5；T 为温度；E_a 为活化能，R_u 为普适气体常数，$E_a/R_u=15\,098$ K。

其余化学反应组分的消耗或生成速率通过化学方程式(4)获得。

1.3　计算方法

本文中，采用二维 CE/SE 方法对气液两相连续旋转爆轰发动机燃烧室流场进行计算。CE/SE 方法统一处理时间域和空间域，通过求解元和守恒元，确保计算格式满足物理守恒，能够有效求解爆轰波等强间断问题。其格式简单、捕捉能力强，不用黎曼分解。二维 CE/SE 方法具体计算格式参见文献[17]。

1.4　源项的处理

由于化学反应特征时间远小于物理上的对流特征时间，视其源项为刚性，利用四阶 Runge-Kutta 法处理源项；首先不考虑源项，采用 CE/SE 方法对 $\boldsymbol{U}_{i,j}^{n}$ 进行计算，其中 i、j 分别表示周向和周向离散点，n 表示时间点，并将得到的 $\boldsymbol{U}_{i,j}^{n}$ 作为初值，来求解常微分方程组 $\mathrm{d}\boldsymbol{U}/\mathrm{d}t=\boldsymbol{R}$。

1.5　初始条件及边界条件

初始条件：如图 1 所示，红色区域 1 为点火区域，将高温高压及高速周向气流作为点火条件；蓝色区域 2 为预混燃料；其它区域处为富氧空气(氧气质量分数为 30%，氮气质量分数为 70%)。

边界条件：预混燃料从下端进入燃烧室，进气压力为 $p_0=0.3$ MPa，进气温度为 $T_0=288.15$ K。假设预混燃料中的气体和液滴以相同速度进入燃烧室，填充方式参考文献[16]。

爆轰产物从上边界排出，采用无反射自由边界条件，分为 2 种：超声速边界和亚声速边界，出口压力等于环境压力(0.1 MPa)。左右边界即为周期边界。

1.6　计算网格的验证

在数值模拟过程中，周向长度 $L=0.3$ m、轴向长度 $H=0.1$ m 的矩形区域。本文主要研究填充条件对旋转爆轰发动机爆轰特性的影响，尚未对爆轰波精细结构进行求解。在液滴半径为 20 μm 的条件下，分别采用不同网格数进行计算，结果如图 2 所示，结果表明：采用 300×100 网格能满足爆轰波阵面的计算，因此采用 300×100 网格进行求解。

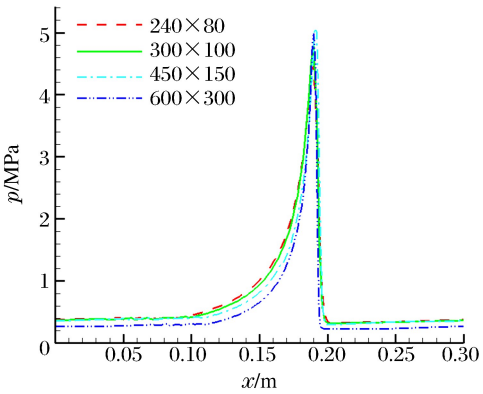


图 2　压力分布曲线

Fig. 2　Distribution of pressure

2　计算结果与分析

2.1　液滴半径对旋转爆轰参数的影响

为了研究液滴半径对旋转爆轰参数的影响，在当量比为 0.89 的条件下，分别采用半径为 20、30、40、50、60、70 μm 等 6 组液滴进行计算。

当爆轰波稳定传播时，燃烧室内部流场结构较为稳定，在此，以液滴半径 20 μm 为例进行分析。

图 3为 $t=1\,276\ \mu s$ 时，燃烧室内压力、温度、周向速度以及轴向速度流场分布云图，此时的爆轰波已成功传播 7 周。图 3(a)中 p_0 为大气压，可以看出，爆轰波波阵面处压力峰值为 4.20 MPa；燃烧室内最低压力值出现在出口处的斜激波前段，仅为 0.14 MPa，由于在斜激波的作用下，爆轰产物轴向方向不断膨胀。爆轰波自持传播的关键是在爆轰波波阵面形成一定高度的前新鲜预混燃料层，燃料层压力分布在 0.23 MPa 左右。如图 3(b)所示，爆轰波温度峰值为 3 060 K，图中 1 是爆轰波，2 是爆轰燃烧产物，3 是斜激波，4 是接触间断面，5 是新鲜燃料层，6 是接触面；该流场结构与 Bykovkii 等[4]实验中观察到的流场定性一致。图 3(c)和 3(d)分别是气流的周向和轴向速度分布云图；最大周向气流速度和轴向速度分别为 760 和 1020 m/s，与氢气/空气混合物连续旋转爆轰的周向气流速度(约 1000 m/s)相差较大，这主要是由反应物的活性、气相与液滴之间作用力等因素造成的。

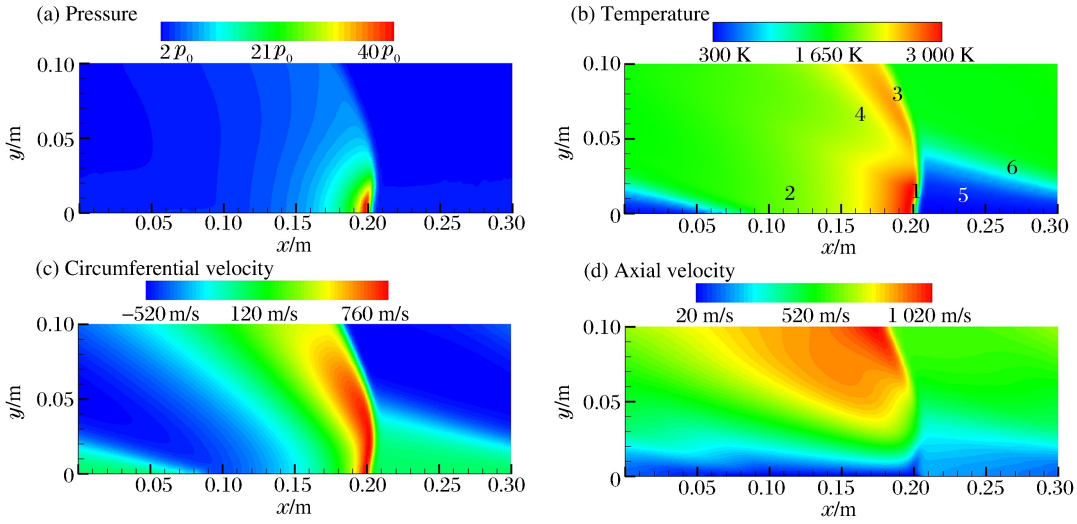


图 3 燃烧室内流场分布情况($t=1\,276\ \mu s$)

Fig. 3 Distribution of flow field in combustor ($t=1\,276\ \mu s$)

图 4(a)为 $t=1\,276\ \mu s$ 时，不同组分的质量分数在周向上的分布曲线。可看出波前为新鲜预混燃料，氧气质量分数为 30%，汽油蒸气质量分数为零，表明波前预混燃料中的汽油液滴并未发生剥离和蒸发。爆轰波扫过时，汽油液滴立即发生蒸发与剥离，汽油蒸气含量增加，与氧气发生化学反应，生成二氧化碳与水蒸气。随着爆轰波压力的衰减，预混燃料开始进行填充，进入燃烧室后与高温高压产物接触，汽油液滴部分发生蒸发变为汽油蒸气，与氧化剂发生缓燃。图 4(b)为气相与液相的周向速度在入口处的分布情况，爆轰波扫过液滴，在高速气流的作用下，驱动液滴运动，液滴在加速的同时发生剥离与蒸发，由于液滴的存在，与气相之间相互作用，致使两相爆轰波速度相对于气相较低。

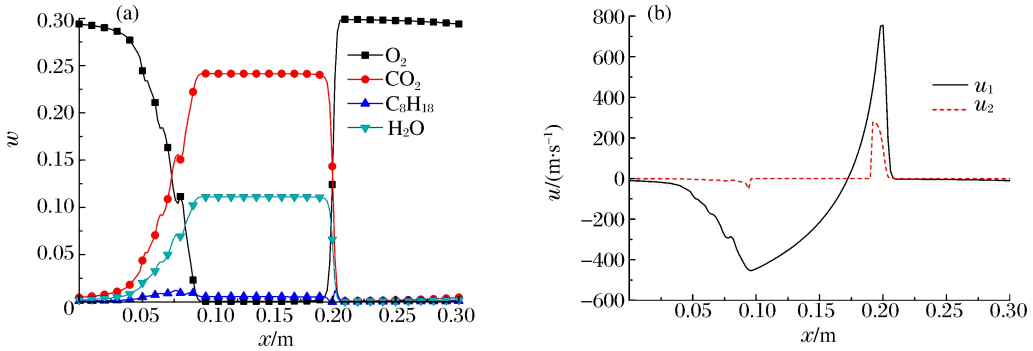


图 4 燃烧室入口处流场分布($t=1\,276\ \mu s$)

Fig. 4 Distribution of flow field of combustor inlet ($t=1\,276\ \mu s$)

如图 5 所示，液滴半径为 20 μm 时，液滴完全剥离蒸发所需时间最短；随液滴半径增大，液滴剥离蒸发所需时间越长。表明当液滴燃料质量一定时，液滴半径越大，液滴浓度越小，同时液滴完全剥离蒸发时间最长，当爆轰波扫过时，能量释放率降低，爆轰强度减弱。当液滴半径增大至 70 μm 时，爆轰波将无法成功起爆。液滴半径过大，导致爆轰波传播所受阻力增加，同时剥离蒸发太慢，导致瞬间所释放的能量偏小，无法满足爆轰波自持传播所需能量。

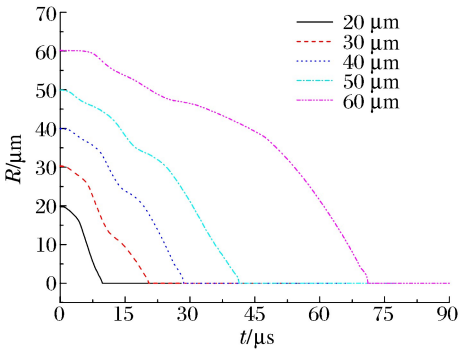


图 5 液滴半径随时间变化曲线

Fig. 5 Variation curve of droplet radius with time

图 6 为液滴半径 20 和 60 μm 条件下，(x=0.2 m，y=0.004 m)处的压力及温度随时间变化曲线。如图 6(a)所示，当液滴半径为 20 μm 时，从 702 μs 到 2 233 μs 爆轰波连续传播了 7 周。压力和温度峰值均保持相对稳定，通过计算得到爆轰压力峰值、温度峰值以及爆轰波传播速度的平均值分别为 4.20 MPa、3 050 K、1568 m/s，对应爆轰波传播频率为5 228 Hz。当液滴半径为 60 μm 时，如图 8(b)所示，从 712 到 2 257 μs 爆轰波仅传播 6 周，压力峰值和温度峰值均有所降低，出现了不稳定现象；并发现温度峰值出现的位置要延后于压力峰值位置，由于液滴半径增大之后，液滴被爆轰波扫过之后未能瞬间完全剥离蒸发为汽油蒸气，波阵面处存在部分未参加反应的燃料，在波后会继续发生燃烧升温，导致温度峰值出现的位置要滞后于爆轰波波阵面。对应的爆轰压力峰值、温度峰值以及爆轰波传播速度的平均值分别为 2.78 MPa、2 553 K、1 165 m/s，爆轰波传播频率为 3 884 Hz。

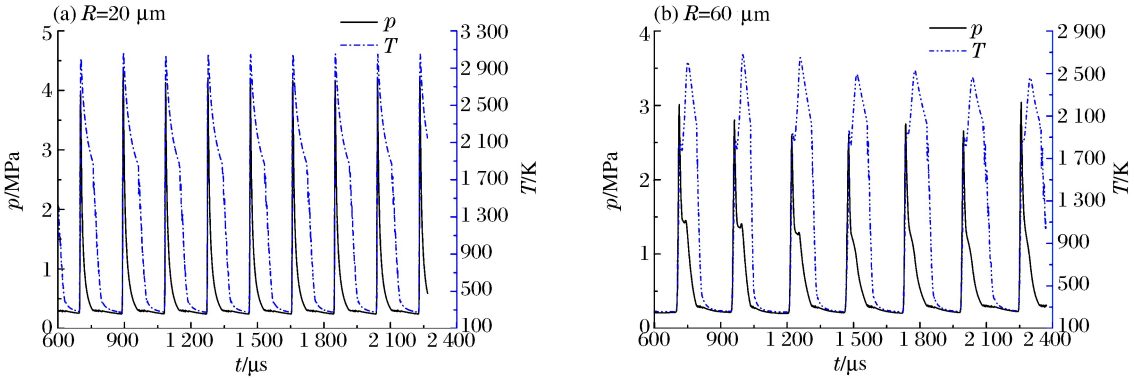


图 6 压力和温度随时间变化曲线(x=0.2 m，y=0 m)

Fig. 6 Variation curves of pressure and temperature with time (x=0.2 m, y=0 m)

表 1 为不同液滴半径条件下爆轰情况的计算结果。从表 1 中可以看出：随着液滴半径增大，爆轰压力峰值、温度峰值以及爆轰波传播速度的平均值均减小。当液滴半径从 20 μm 增大到 60 μm 时，爆轰压力峰值、温度峰值以及爆轰波传播速度的平均值分别从 4.20 MPa、3 050 K、1 568 m/s 减小到 2.78 MPa、2 553 K、1 165 m/s。液滴半径对爆轰波波速有较大的影响，液滴半径减小，波速增大，获得的结果与文献[21]中研究结果保持一致。当液滴半径增大到 70 μm 时，爆轰波将无法起爆。在当量比不变的情况下，随着液滴半径增加，单位体积内液滴数目减少，使得与气相接触总面积减小，化学反应强度减弱，瞬间释放出的能量减少，从而爆轰强度减弱，压力与温度峰值以及爆轰波传播速度均降低；爆轰波在传播过程中压力、温度峰值出现不稳定现象；同时液滴半径增大，气相与液滴之间的作用力增大，对爆轰波传播阻碍增大，爆轰波速度降低。

表 1 不同液滴半径条件下爆轰情况

Table 1 Parameters of detonation at different droplet radius

液滴半径/μm	爆轰压力峰值/MPa	爆轰温度峰值/K	爆轰波速度/(m·s^{-1})
20	4.20	3 050	1 568
30	4.11	2 957	1 466
40	3.65	2 743	1 370
50	3.35	2 608	1 265
60	2.78	2 553	1 165
70	-	-	-

2.2 当量比对爆轰参数的影响

本文中,在填充总压不变,液滴半径 25 μm 的条件下,改变预混燃料中液态燃料的质量,来研究当量比对爆轰特性的影响。

图 7 为爆轰压力峰值、温度峰值、爆轰波传播速度(u)及周向气相速度峰值(u_1)随当量比变化曲线。如图 7(a)所示,随着当量比增大,爆轰压力和温度峰值均呈现先增大后减小的趋势;当量比从 0.66 增加到 1.1 时,压力和温度峰值分别从 3.57 MPa 和 2636 K 增加到 4.38 MPa 和 3076 K,增加幅度逐渐缓慢;压力和温度峰值的极大值出现在当量比 1.1 附近;当量比大于 1.1 时,压力和温度峰值均缓慢降低。随着当量比增加,u_1 先增大后减小,极大值(811 m/s)出现在当量比 0.9 附近,u 则是从 1 373.3 m/s 增加到 1 593 m/s,增加速率逐渐降低。该结果与文献[13]结果保持一定的一致性。

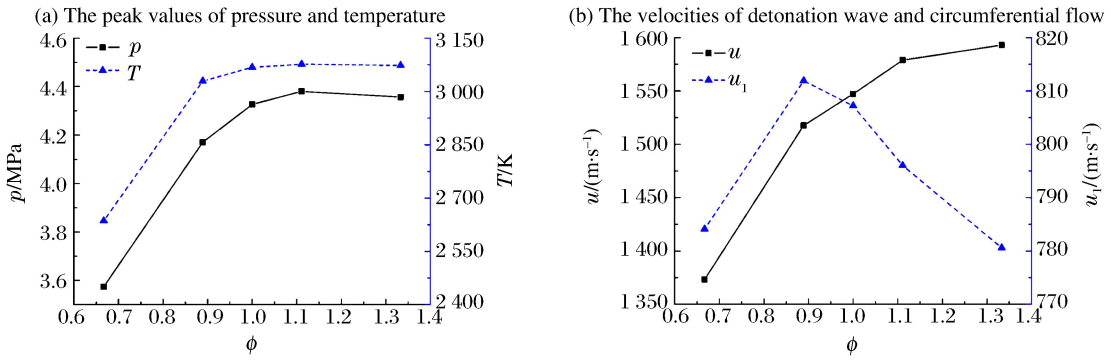


图 7 爆轰参数随当量比变化曲线

Fig. 7 Variation curve of detonation parameters with equivalence ratio

随当量比的增大,单位体积内液相所占体积分数增大。在液滴半径不变的情况下,单位体积内液滴数增多,使得单位体积下液滴剥离蒸发量增大,提高了汽油蒸气的浓度,增加化学反应速率,瞬间释放能量增大,从而爆轰强度提高。当当量比增加到一定值时,单位体积内液相体积分数过大,液相与气相相互作用增强,对气相周向传播速度产生抑制作用,同时导致爆轰压力和温度有所降低。

2.3 当量比对发动机性能的影响

图 8 为不同当量比下(ϕ)燃烧室出口平均推力 $\bar{F}$ 和比冲 I_{sp} 的变化情况,可看出随着当量比增加,发动机出口单位面积上的平均推力增加,推力增加幅度有所减小,基于燃料的比冲则逐渐减小。当处于贫油

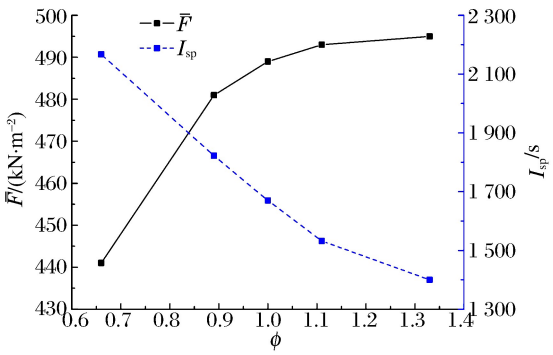


图 8 不同当量比条件下的平均推力和基于燃料的比冲变化情况

Fig. 8 Variation curves of average thrust and specific impulse

(当量比小于 1)状态时，当量比增加，参加爆轰的可燃汽油蒸气量越多，爆轰瞬时释放的能量越高，加强了爆轰强度，使得出口产生的推力增加；当量比接近或大于 1 时，燃料与氧化剂的化学反应受到氧化剂的制约，使得化学反应释放出的能量渐渐趋于平稳；氧化剂不变的情况下，增加当量比，则燃油量增大，增加了总推进剂质量流量，从而使得发动机出口推力有所增加，且增加幅度较小。计算结果表明随着当量比增大，平均推力 $\bar{F}$ 的增加率要小于液相质量分数的增加率，因此，基于燃料的比冲逐渐减小。

3　结　论

本文采用 CE/SE 方法对气液两相连续旋转爆轰发动机进行了二维数值计算，分析了不同液滴半径、当量比对发动机爆轰特性的影响。CE/SE 方法能有效捕捉爆轰波等强间断，计算结果表明：(1)随着液滴半径增大，液滴剥离蒸发速率变慢，爆轰压力与温度峰值以及爆轰波速度均会降低；且爆轰压力与温度峰值会随着液滴半径增大出现不稳定现象，表明液滴半径增大，将会降低爆轰的稳定性；当液滴半径增大到 70 μm 时，爆轰波将无法成功起爆；(2)随着当量比增大，爆轰压力与温度峰值以及气相周向速度峰值均先增大后减小，爆轰压力、温度峰值的极大值均出现在当量比为 1.1 附近，而气相周向速度峰值极大值出现在当量比为 0.9 附近；爆轰波速度则随着当量比增大而增大；(3)随着当量比增大，发动机出口处单位面积上的平均推力密度增大，而基于燃料的比冲减小。

参考文献：

[1] KAILASANATH K. Review of propulsion applications of detonation waves[J]. AIAA journal, 2000,38(9):1698-1708.

[2] 王健平，周蕊，武丹. 连续旋转爆轰发动机的研究进展[J]. 实验流体力学，2015,29(4):12-25.
WANG Jianping, ZHOU Rui, WU Dan. Progress of continuously rotating detonation engine research[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2015,29(4):12-25.

[3] BYKOVSKII F A, ZHDAN S A, ADERNIKOV E F. Continuous spin detonation[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006,22(6):1204-1216.

[4] BYKOVSKII F A, ZHDAN S A, ADERNIKOV E F. Continuous spin detonation of fuel-air mixtures[J]. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 2006,42(4):463-471.

[5] ZHDAN S A, SYRYAMIN A S. Numerical modeling of continuous detonation in non-stoichiometric hydrogen-oxygen mixtures[J]. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 2013,49(1):69-78.

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

[7] KINDRACKI J. Experimental research on rotating detonation in liquid fuel-gaseous air mixtures[J]. Aerospace Science and Technology, 2015,43:445-453.

[8] DAVIDENKO D M, GOKALP I, KUDRYAVTSEV A N. Numerical study of the continuous detonation wave rocket engine: AIAA 2008-2680[R]. 2008.

[9] TSUBOI N, WATANABE Y, KOJIMA T, et al. Numerical estimation of the thrust performance on a rotating detonation engine for a hydrogen-oxygen mixture[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2014,35(2):2005-2013.

[10] WANG Y H, WANG J P. Effect of equivalence ratio on the velocity of rotating detonation[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2015,40(25):7949-7955.

[11] 刘世杰，刘卫东，林志勇，等. 连续旋转爆震波传播过程实验研究[C]//第十五届全国激波与激波管学术会议论文集，2012.

[12] 王超，刘卫东，刘世杰，等. 连续旋转爆震波传播模态试验[J]. 国防科技大学学报，2015,37(4):121-127.
WANG Chao, LIU Weidong, LIU Shijie, et al. Experiment on the propagation mode of continuous rotating detonation wave[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2015,37(4):121-127.

[13] 郑权，翁春生，白桥栋. 当量比对液体燃料旋转爆轰发动机爆轰影响实验研究[J]. 推进技术，2015,36(6):947-952.
ZHENG Quan, WENG Chunsheng, BAI Qiaodong. Experimental study on effects of equivalence ratio on detonation characteristics of liquid-fueled rotating detonation engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015,36(6):947-952.

[14] 武丹，刘岩，王健平. 连续旋转爆轰发动机参数特性的三维数值模拟[J]. 航空动力学报，2015,30(7):1576-1582.

WU Dan, LIU Yan, WANG Jianping. Three-dimensional numerical simulation of the parametric properties of continuously rotating detonation engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2015,30(7):1576-1582.

[15] 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-dimensional simulation of continuous spin detonation engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010,31(1):82-86.

[16] 李宝星,翁春生.连续旋转爆轰发动机气液两相爆轰波传播特性二维数值研究[J].固体火箭技术,2015,38(5):646-652.
LI Baoxing, WENG Chunsheng. Numerical investigation on two-dimensional gas-liquid two-phase detonation wave propagation characteristics of continuous rotating detonation engine[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2015,38(5):646-652.

[17] 翁春生,王浩.计算内弹道学[M].北京:国防工业出版社,2006.

[18] 马丹花,翁春生.二维守恒元和求解元方法在两相爆轰流场计算中的应用[J].燃烧科学与技术,2010,16(1):85-91.
MA Danhua, WENG Chunsheng. Application of two-dimensional CE/SE method to calculation of two-phase detonation Flow Field [J]. Journal of Combustion Science and Technology, 2010,16(1):85-91.

[19] 洪滔,秦承森.气体-燃料液滴两相系统爆轰的数值模拟[J].爆炸与冲击,1999,19(4):335-342.
HONG Tao, QIN Chengsen. Numerical simulation of detonation of gas-fuel droplet two-phase system[J]. Explosion and Shock Waves, 1999,19(4):335-342.

[20] 彭振,翁春生.脉冲爆轰发动机中等离子体点火的数值计算[J].工程力学,2012,29(5):242-250.
PENG Zhen, WENG Chunsheng. Numerical calculation of plasma ignition on pulse detonation engine[J]. Engineering Mechanics, 2012,29(5):242-250.

[21] 王治武,严传俊,李牧,等.燃油粒度对两相 PDE 爆震波速的影响[J].工程热物理学报,2006,27(6):1057-1059.
WANG Zhiwu, YAN Chuanjun, LI Mu, et al. Droplet size effect on detonation velocity of two-phase pulse detonation engine[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2006,27(6):1057-1059.

Influence of liquid fuel on the detonation characteristics of continuous rotating detonation engine

LI Baoxing ,WENG Chunsheng

(*National Key Lab of Transient Physics, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing* 210094, *Jiangsu, China*)

Abstract: In this paper, based on two-dimensional conservation element and solution element(CE/SE),we simulated the detonation process of CRDE with gasoline and oxygen-enriched air to study the influence of liquid fuel on the detonation characteristics of the continuous rotating detonation engine. The effects of different droplet radiuses and equivalence ratios on the detonation parameters were analyzed. Our calculation results show that the velocity of the detonation wave and the peak values of the detonation pressure and temperature decreased with the increase of the droplet radius, and the peak values of the pressure and temperature became unstable during the propagation of the detonation wave. However, the detonation wave were not initiated successfully when the radius rose to 70 μm. The velocity of the detonation wave and the average thrust of CRDE increased with the rising of the equivalence ratio, while the peak values of the detonation pressure, temperature and gas phase's circumferential velocity increased first and then decreased. The peak values of the detonation pressure and temperature reached the maximum when the equivalence ratio was about 1.1, while the maximum of the gas phase's circumferential velocity occurred when the equivalence ratio was about 0.9. The fuel-based specific impulse decreased at the increase of the equivalence ratio.

Keywords: filling conditions; continuous rotating detonation engine; CE/SE; specific impulse

(责任编辑 王小飞)