

RBCC 发动机不同模态下推阻力特性仿真

杨建文, 刘计武, 张蒙正, 南向军

(西安航天动力研究所 液体火箭发动机技术重点实验室, 陕西 西安 710100)

摘 要:以某 RBCC 组合发动机试验件为研究对象,对发动机的流动与燃烧过程开展了三维数值模拟,发动机顶壁面中心线上的静压分布计算结果与试验数据吻合较好,验证了仿真分析的合理性以及计算结果的准确性。结果表明:同一来流条件下,发动机正常工作时,不同模态下,进气道的空气捕获流量和产生的阻力相同;冷态工作时,虽然尾喷管会产生一定的推力,但由于进气道和燃烧室会产生很大的阻力,导致发动机整体产生的是阻力;火箭模态下,火箭会产生引射作用,同时火箭燃气与引射空气发生二次化学反应,发动机产生的推力与纯火箭相比,有一定的推力增益,推力增益约 12.7%;冲压模态下,在余气系数大于 1 的情况下,随着煤油流量的增加,煤油与空气的混合比越靠近当量混合比,发动机产生的推力也会随着增大。

关键词:火箭基组合循环;工作模态;推力;阻力;仿真研究

中图分类号:V435 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2022)06-0052-07

Simulation on thrust/drag property in different modes of RBCC engine

YANG Jianwen, LIU Jiwu, ZHANG Mengzheng, NAN Xiangjun

(Key Laboratory of Science and Technology on Liquid Rocket Engine,
Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Combustion flow of a RBCC test model was simulated through the three-dimensional numerical methods. Good agreements between computation and experimental results were obtained for wall static pressure distribution, validating that the numerical scheme employed is reliable. Results show that, to the same flow conditions, when the engine works properly, the air mass flux and the drag of the inlet are the same under different model. For the cold flow model, although the nozzle produced some thrust, but the inlet and combustor produced much more drag, so the engine will produce drag. For the rocket model, rocket will have ejector effect, and the ejector air will combustion again with the rocket gas, the engine thrust will be larger than the rocket thrust, and have 12.7% thrust gain. For the ramjet model, when the residual gas coefficient decreased, the engine thrust will increase.

Keywords: rocket-based combined-cycle; work mode; thrust; drag; simulation research

收稿日期:2022-08-16;修回日期:2022-10-22

基金项目:国家重点实验室联合基金(U1967203)

作者简介:杨建文(1984—),男,高级工程师,研究领域为液体火箭发动机流动、传热与燃烧。

0 引言

火箭基组合循环(rocket based combined cycle, RBCC)发动机具有飞行空域宽、全弹道性能高、结构简单等优点。目前,美国、日本、俄罗斯、欧盟以及澳大利亚等对 RBCC 发动机开展了大量的理论分析、仿真分析与试验研究工作。

RBCC 发动机与飞行器高度融合设计,使得飞行器飞行高度与速度、发动机与飞行器结构以及燃油调节特性等因素对发动机产生的推阻力影响很大,关系极其复杂^[1]。文献[2-5]对 RBCC 组合发动机推力增益、发动机的性能分析以及发动机性能分析方法开展了相关的研究工作。此外,西工大燃烧、热结构和内流场重点试验室对 RBCC 的研究现状与前景、燃烧过程的数值计算及直连试验开展了大量的工作^[6-15]。国防科技大学系统地开展了超燃冲压发动机的喷雾特性、凹腔稳焰、燃烧过程的试验及数值仿真计算工作^[16-19]。西安航天动力研究所张留欢等开展了火箭模态流场数值仿真研究^[20]。

对于 RBCC 发动机,在设计阶段,基本都采用准一维的分析方法,理论模型主要基于美国的 SC-CREAM 性能分析模型,以此来评估发动机的推阻力性能,但由于 RBCC 发动机结构和流场结构均比较复杂,隔离段内存在斜激波串,燃烧室涉及液态燃料的雾化、蒸发,燃料的加质、燃烧放热及二氧化碳、水等燃烧产物的生成,这些物理过程都具有很强的三维特征,采用一维的理论评估模型计算精度较差,计算结果准确度较低。

随着 CFD 计算手段的发展和高性能计算能力的提升,三维数值仿真分析为 RBCC 的推阻力性能评估提供了新思路,通过三维数值仿真,可以获得 RBCC 发动机不同模态下的整个流场信息,获得 RBCC 发动机各组件的相互作用及影响规律,为发动机的设计改进及优化提供了参考依据,也能更加直观深入地理解发动机的工作过程。

本文以某煤油燃料 RBCC 发动机试验件为研究对象,对发动机的流动与燃烧过程开展了三维数值模拟,获得了发动机全三维流场结构,评估了各部件的推阻力,计算结果对 RBCC 发动机及各组件的设计优化有一定的参考价值。

1 物理模型及数值方法

1.1 物理模型

RBCC 发动机试验件包含进气道、等直隔离段、冲压燃烧室、火箭发动机、尾喷管等组件。其中,冲压燃烧室内布置了支板喷注器、凹腔火焰稳定器和火箭安装台阶等构件。试验件结构示意图见图 1。

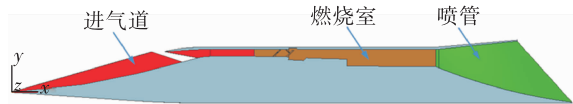


图 1 RBCC 结构示意图
Fig.1 Schematic diagram of RBCC

引射火箭采用 N₂O₄ 和 N₂H₄ 作为推进剂,其额定工况参数见表 1。

表 1 火箭发动机工作参数

Tab.1 Working parameters of the rocket				
射流火箭 工况/kN	室压/ MPa	氧化剂流量/ (g·s ⁻¹)	燃料流量/ (g·s ⁻¹)	混合比
1.1	2.2	146	294	0.5

1.2 计算工况

本文主要针对 RBCC 发动机试验件的地面自由射流工况开展了仿真分析,根据地面试验工况,来流静压为 1.95 kPa,来流马赫数为 6.19,来流总温为 1 712 K,模拟高度约为 27 km。RBCC 发动机的计算工况参数见表 2。

表 2 计算工况流量参数

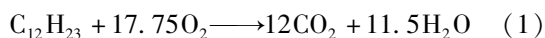
Tab.2 Calculated working condition				单位:g/s
工作模态	上支板煤油	下支板煤油	凹腔煤油	
冷流模态	0	0	0	
火箭模态	0	0	0	
火箭冲压模态	186.5	56	0	
冲压模态(余气系数 1.50)	186.5	56	0	
冲压模态(余气系数 1.24)	226.3	67.9	0	
冲压模态(余气系数 1.19)	226.3	67.9	12.8	

1.3 计算方法

RBCC 发动机内流场是高雷诺数的湍流流场,发动机支板后、凹腔等位置会存在大尺度涡,具有非定常效应。此外,流动过程中存在激波、膨胀波、附面层和剪切层之间的交互作用,加上流动过程与组分输运及燃料燃烧过程高度耦合,这些因素给 RBCC 发动机内流场数值模拟带来了极大的挑战。

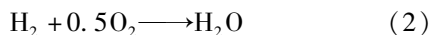
本文计算时控制方程采用的是多组分化学反应的守恒型三维 Navier-Stokes 方程,考虑到自由射流条件下来流马赫数均较高,本文采用 RANS 方法中典型的 Realizable $k-\varepsilon$ 两方程模型。

湍流与燃烧间的相互作用采用涡耗散模型。各组分的比定压比热、黏性系数、导热系数均用温度的多项式曲线进行拟合确定。实际条件下煤油燃料为混合物,数值计算时采用单一成分 $C_{12}H_{23}$ 来代替,煤油和空气的燃烧模型采用 Westbrook 和 Dryer 提出的单步总包燃烧模型,具体的燃烧反应方程式为



煤油通过支板和凹腔上的喷注孔喷射进入燃烧室,雾化成液滴,然后受到加热作用蒸发,最后与来流空气混合并燃烧,对于煤油液滴与连续相之间的相互作用,本文采用 DPM 离散相模型。煤油液滴的运动轨迹以及传热、传质通过当地气体作用于煤油液滴上的各种作用力、对流和辐射引起的热量及质量传递来进行计算。煤油液滴对气体的影响以源相的形式添加到气相动量方程和能量方程。

引射火箭发动机入口给定的燃烧完全的燃气,主要成分是 N_2 、 H_2 和 H_2O ,由于 H_2 组分含量较多,其与空气在燃烧室中的二次燃烧必须考虑,二次燃烧模型也采用单步总包燃烧模型,即



求解计算时,对流项采用 AUSM 格式进行离散,耗散项采用中心差分进行离散,方程离散后采用隐式 LU-SGS 方法进行迭代求解。对流项离散采用二阶精度计算结果与试验结果吻合得比较好,因此,本文计算时对流项离散均采用的是二阶精度。

1.4 计算网格

根据几何模型的结构特点,本文采用三维对称

模型,网格类型是六面体结构化网格,为了保证计算结果,壁面网格进行加密,壁面处第一层网格法向高度为 0.1 mm,网格增长率为 1.1,网格数量 500 多万,具体网格示意图如图 2 所示。

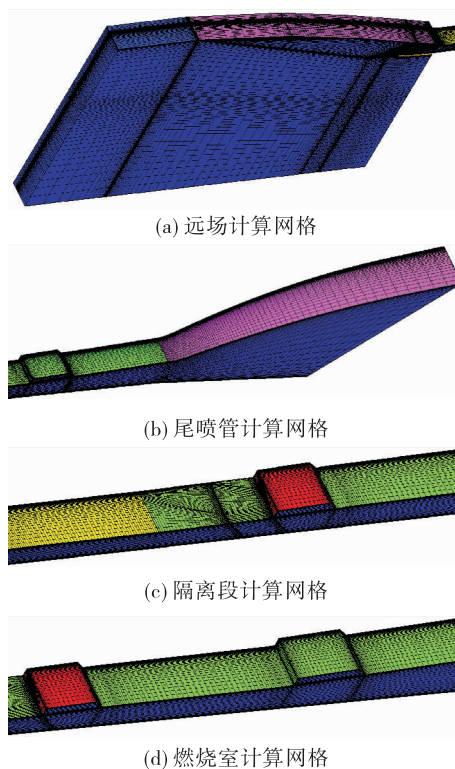


图 2 RBCC 发动机计算网格示意图

Fig. 2 Grid of RBCC engine

1.5 边界条件

计算时,远场采用压力远场条件,给定自由射流的静压、静温及马赫数,成分是酒精、氧气和空气燃烧生成的气体;尾喷管出口采用压力出口条件,取飞行高度对应的压力值;发动机的对称面采用对称边界条件;火箭工作时,火箭发动机推力室的入口采用压力入口条件,给定总温、总压;壁面采用无滑移绝热壁边界条件。

2 结果分析

图 3 是 6 种工况下发动机顶面中心线上压力分布曲线,可以看出,来流空气进入进气道时,受进气道型面的压缩产生斜激波,使得空气静压不断升高。

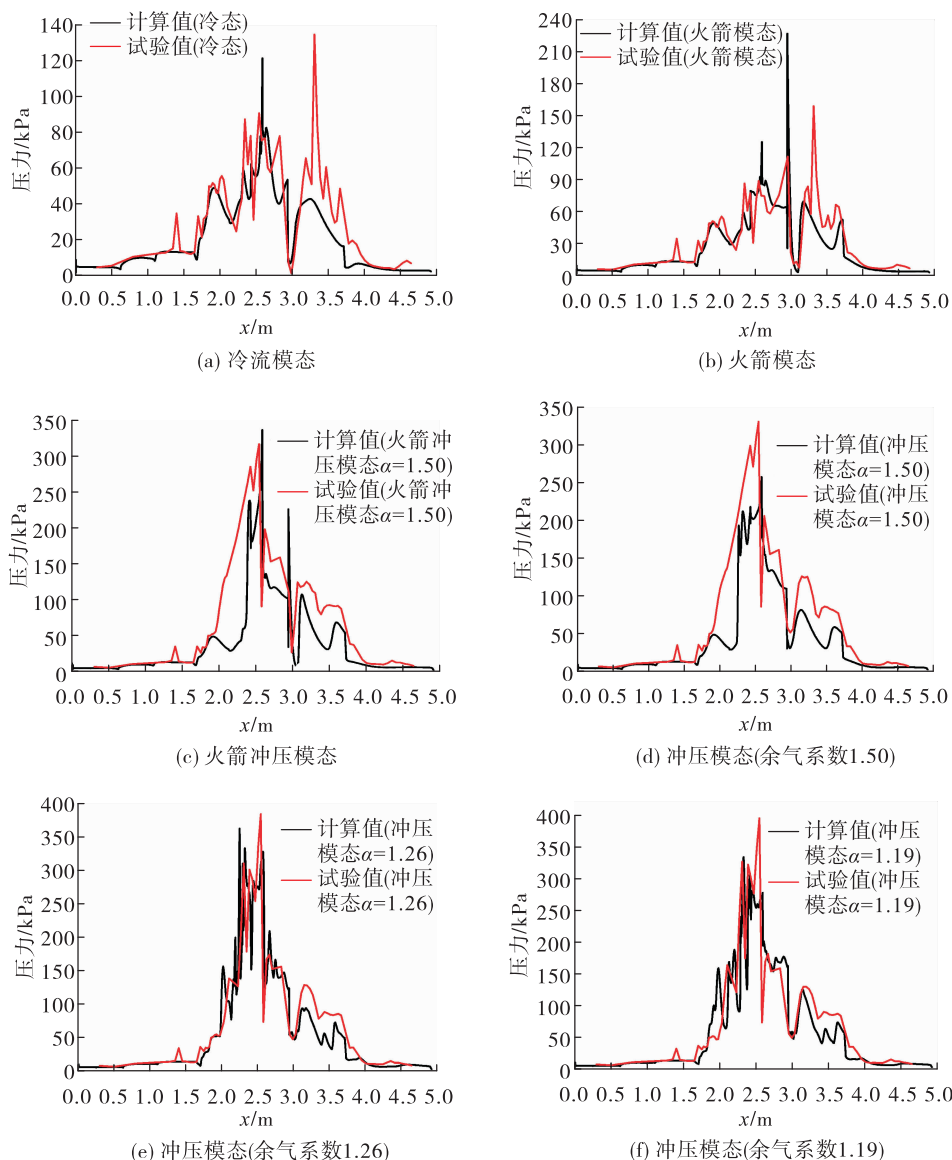


图3 发动机顶面中心线压力分布曲线

Fig.3 Comparison between measurement and numerical prediction for top wall pressure

随后空气进入隔离段,隔离段内斜激波串对空气继续进行压缩,空气的静压再次升高。之后空气进入燃烧室,与支板喷射的煤油进行掺混和燃烧,燃烧释热使得燃烧产物温度迅速升高,同时也使燃气静压迅速升高并达到峰值,随着空气和煤油燃烧的结束以及燃烧室及尾喷管流道的扩张,燃气减压增速,产生推力。6种工况下,计算结果和试验结果吻合得比较好,验证了本文仿真计算方法的合理性,也表明本文的计算结果是准确可信的。

图4是6种计算工况下对称面的静压分布云图,通过结果可以看出,进气道唇口产生的斜激波

与壁面相互作用,形成了复杂的激波串结构,对空气进行减速增压,在燃烧室的支板、凹腔及附近区域,一方面气流冲击到支板会滞止,另一方面随着煤油和空气的燃烧释热,支板、凹腔区域静压升高,局部会产生高点,此区域处于等压燃烧状态,静压变化比较小。燃气进入二级燃烧室及尾喷管后,由于型面在不断扩张,燃气开始减压增速,同时又产生了激波串结构。

图5给出了余气系数1.19,冲压模式下中间截面处总温分布云图。可以看出,冲压模式下煤油和空气的燃烧主要集中在支板后的凹腔区域附近。

凹腔结构使得气流在此处会产生回流涡,回流涡内的气流速度较低,且凹腔内轴向速度为负值,起到稳定火焰的作用。因此煤油和空气的燃烧主要发生在凹腔及其下游的区域。

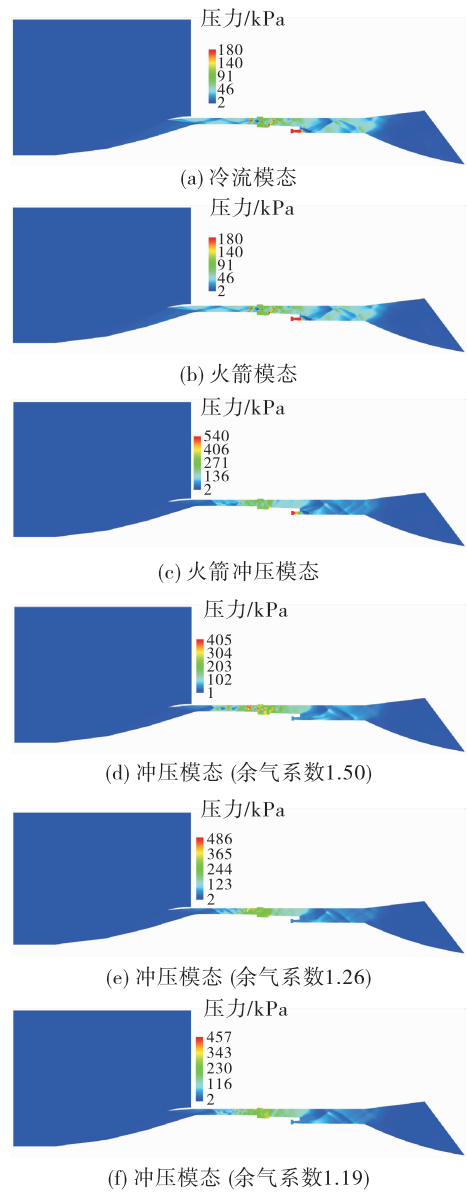


图 4 对称面静压分布云图

Fig. 4 Static pressure contour of middle surface

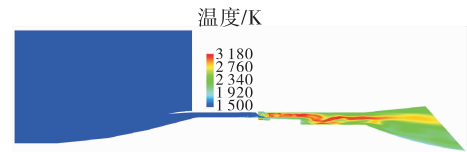


图 5 冲压模态对称面总温分布云图

Fig. 5 Total temperature contour of middle surface in scramjet mode

进气道捕获空气的流量可由马赫数分布云图来说明,如图 6 所示。RBCC 发动机前体压缩面在外流场中产生的斜激波结构正好打在进气道唇口前缘。这道斜激波对来流空气进行压缩,该斜激波的压缩角度、封口位置以及来流参数决定进气道捕获空气流量的能力。

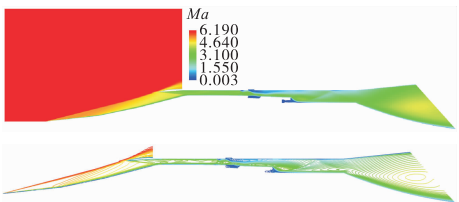


图 6 冷流模态对称面马赫数分布云图

Fig. 6 Mach number contour of middle surface in cold flow mode

2.1 发动机整体推阻力分析

由于火箭燃烧产生的是富燃燃气,对于火箭模态和火箭冲压模态工况,计算时若不考虑来流气体与火箭燃烧产生的富燃燃气的二次反应,发动机推力计算值与试验值相差较大,反之,发动机推力计算值与试验值吻合得比较好,这表明来流气体与火箭燃烧产生的富燃燃气发生了二次化学反应。

6 种工况下,进气道的空气捕获流量均为 4.95 kg/s。表 3 列出了各工况下发动机的受力情况,其中合力为发动机内流道轴向压力积分与轴向摩擦力积分的总和,结果为负值表示产生的是推力,结果为正值表示产生的是阻力。

表 3 RBCC 发动机推/阻力计算结果

Tab. 3 Results of RBCC thrust/drag in different modes

单位:N

工作模态	合力 计算值	压力 计算值	摩擦力 计算值	试验 推力
冷流模态	760.18	99.02	661.16	-
火箭模态	-1 163.00	-1 807.64	644.62	-993
火箭冲压模态	-3 243.36	-3 875.42	632.06	-3 193
冲压模态(余 气系数 1.50)	-1 782.10	-2 406.70	624.60	-2 043
冲压模态(余 气系数 1.26)	-1 945.13	-2 563.16	618.45	-2 173
冲压模态(余 气系数 1.19)	-2 058.96	-2 689.11	630.15	-2 353

冷态工作时,由于发动机流道比较长,产生的摩擦阻力比较大,使得发动机产生较大的阻力约 760 N。火箭模式下,火箭开启会产生引射作用,且由于火箭出口的燃气是富燃的,与引射空气会发生二次化学反应,使得发动机产生的推力比纯火箭的推力要大,通过计算,引射模式下发动机的推力增益大约有 12.7%。冲压模式下,随着余气系数的减小,煤油喷射量会随着增加,煤油与空气的混合比也越靠近当量混合比,发动机燃烧室会燃烧得更充分,发动机产生的推力也会更大。

2.2 发动机各组件推阻力分析

通过表 4~表 7 可以看出,6 种工况下,进气道产生的阻力相同,其中总阻力 720 N,压力阻力 595 N,摩擦阻力 125 N。这也表明 6 种工况下进气道都处于启动状态,且工作状态一致,流场结构相同。

冷态工作时,进气道、隔离段、燃烧室、凹腔、支板、发动机侧壁面为阻力部件,尾喷管为推力部件。由于进气道、燃烧室产生的阻力很大,导致冷态工作时发动机不会产生推力,相反产生一定的阻力。

火箭冲压模态时,由于冲压燃烧室燃烧及火箭发动机共同作用,使得尾喷管产生的推力是 6 种工况下最高的,同时,发动机产生的推力也是 6 种工况下最大的。

火箭模态时,虽然进气道和燃烧室产生的是阻力,但是火箭本身会产生一定的推力,同时由于火箭的引射作用及二次燃烧,燃烧室的阻力相对冷态要小一些,此外尾喷管产生的推力比较大,使得发动机总的推力比纯火箭的推力要大一些,会产生一定的推力增益。

表 4 RBCC 发动机各组件推/阻力计算结果

Tab. 4 Results of thrust/drag in different modes

单位:N

工作模态	进气道	燃烧室	尾喷管
冷流模态	720. 60	907. 95	- 868. 37
火箭模态	720. 58	786. 10	- 1 636. 72
火箭冲压模态	720. 60	- 577. 16	- 2 353. 84
冲压模态(余气系数 1. 50)	720. 56	- 841. 58	- 1 661. 06
冲压模态(余气系数 1. 26)	720. 58	- 885. 32	- 1 780. 40
冲压模态(余气系数 1. 19)	720. 68	- 1 103. 20	- 1 676. 42

表 5 进气道推/阻力计算结果

Tab. 5 Results of inlet thrust/drag in different modes

单位:N

工作模态	压力	摩擦力
冷流模态	- 995. 10	126. 72
火箭模态	594. 76	125. 84
火箭冲压模态	595. 10	125. 48
冲压模态(余气系数 1. 50)	595. 12	125. 50
冲压模态(余气系数 1. 26)	595. 08	125. 48
冲压模态(余气系数 1. 19)	595. 10	125. 46

表 6 冲压燃烧室推/阻力计算结果

Tab. 6 Results of combustor thrust/drag in different modes

单位:N

工作模态	压力	摩擦力
冷流模态	499. 36	408. 60
火箭模态	420. 26	365. 86
火箭冲压模态	- 900. 50	323. 36
冲压模态(余气系数 1. 50)	- 1 179. 26	337. 68
冲压模态(余气系数 1. 26)	- 1 213. 00	327. 68
冲压模态(余气系数 1. 19)	- 1 450. 29	347. 08

冲压模态时,当余气系数靠近当量混合比时,喷油量有所增加,燃烧室燃烧更强烈一些,燃烧压力更高一些,因此燃烧室的推力也随之增大。而尾喷管产生的推力没有明显的规律可循,3 种不同余气系数下,尾喷管的推力约在 1. 66~1. 78 kN 之间。

表 7 尾喷管推/阻力计算结果

Tab. 7 Results of nozzle thrust/drag in different modes

单位:N

工作模态	压力	摩擦力
冷流模态	- 995. 10	126. 72
火箭模态	- 1 790. 00	153. 28
火箭冲压模态	- 2 537. 06	183. 22
冲压模态(余气系数 1. 50)	- 1 822. 52	161. 44
冲压模态(余气系数 1. 26)	- 1 945. 30	164. 90
冲压模态(余气系数 1. 19)	- 1 834. 08	157. 64

对于 RBCC 发动机,由于燃烧室前面有进气道,气流经进气道压缩后在上壁面形成较厚的附面层,导致燃烧室入口流密分布不均匀。因此,为提高发动机比冲性能,需根据燃烧室入口密流分布对燃油

的分配作相应的调整。此外,由于支板的存在,一方面强化了燃料与来流空气的掺混及火焰稳定,获得了更高的燃烧效率;另一方面,支板作为一个阻力部件,会降低发动机性能。发动机优化设计时需要综合两方面影响。

3 结论

本文以某煤油燃料 RBCC 发动机试验件为研究对象,对发动机 6 种工况下的流动与燃烧过程进行了三维数值仿真分析,发动机顶面中心线上压力分布计算结果与试验测量值吻合较好,表明本文数值仿真方法合理可靠,计算结果准确。在此基础上对 RBCC 发动机的流场和受力情况进行了分析,可得到以下几点结论。

1)同一来流条件下,发动机正常工作时,不同模式下进气道的空气捕获流量和产生的阻力相同。

2)冷态工作时,尾喷管会产生一定的推力,但由于进气道和燃烧室会产生的阻力更大,导致发动机整体产生的是阻力。

3)火箭模式下,火箭会产生引射作用,同时火箭发动机喷出的富燃燃气与引射空气会发生二次化学反应,使得发动机产生的推力与纯火箭相比,有一定的推力增益,推力增益约 12.7%。

4)冲压模式下,随着余气系数的减小,煤油喷射量随着增加,煤油与空气的混合比越靠近当量混合比,发动机产生的推力也会增大。

参考文献:

- [1] MATTHEW K LEHMAN M K. Mixing and reaction processes in rocket based combined cycle and conventional rocket engines [D]. State College: The Graduate School of the Pennsylvania State University, 2000.
- [2] 牛东圣,侯凌云,潘鹏飞,等. 超燃冲压发动机内外流场三维燃烧数值模拟[J]. 航空动力学报, 2014, 29(4): 763-769.
- [3] 刘昊,王君. RBCC 发动机火箭推力增益之探讨[J]. 火箭推进, 2017, 43(1): 18-23.
LIU H, WANG J. Discussion of rocket thrust augmentation for RBCC engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2017, 43(1): 18-23.
- [4] 黄伟,罗世彬,王振国. 火箭基组合循环(RBCC)发动机性能分析[J]. 火箭推进, 2007, 33(5): 6-10.
HUANG W, LUO S B, WANG Z G. Performance analysis of RBCC engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2007, 33(5): 6-10.
- [5] 吕翔,刘佩进,何国强. RBCC 发动机性能分析方法研究[J]. 固体火箭技术, 2007, 30(2): 120-123.
- [6] 何国强,秦飞,魏祥庚,等. 火箭冲压组合发动机燃烧的若干基础问题研究[J]. 实验流体力学, 2016, 30(1): 1-14.
- [7] 秦飞,吕翔,刘佩进,等. 火箭基组合推进研究现状与前景[J]. 推进技术, 2010, 31(6): 660-665.
- [8] 王亚军. 基于热力调节具有宽适应性的 RBCC 亚燃模式研究[D]. 西安:西北工业大学, 2017.
- [9] 汤祥,何国强,秦飞. RBCC 发动机超燃模式燃料喷射方案数值模拟研究[J]. 固体火箭技术, 2013, 36(6): 736-741.
- [10] 秦飞,何国强,刘佩进,等. 圆形燃烧室支板火箭超燃冲压发动机数值模拟[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(2): 150-155.
- [11] 徐朝启,何国强,刘佩进,等. RBCC 发动机亚燃模式一次火箭引导燃烧的实验[J]. 航空动力学报, 2013, 28(3): 567-572.
- [12] 汤祥,何国强,秦飞. 轴对称结构 RBCC 燃烧室超燃模式燃烧性能研究[J]. 西北工业大学学报, 2014, 32(1): 29-34.
- [13] 林彬彬,潘宏亮,叶进颖,等. 多模式 RBCC 主火箭混合比对引射流动燃烧影响[J]. 固体火箭技术, 2015, 38(6): 804-810.
- [14] 刘晓伟,石磊,刘佩进,等. RBCC 发动机引射模式进气道特性研究[J]. 固体火箭技术, 2016, 39(5): 601-605.
- [15] 万少文,何国强,刘佩进,等. RBCC 混合燃烧模式下燃料喷注位置对燃烧性能影响研究[J]. 固体火箭技术, 2010, 33(6): 636-640.
- [16] 潘科玮,何国强,刘佩进,等. RBCC 发动机燃料喷注位置变化对混合燃烧模式燃烧的影响[J]. 航空动力学报, 2011, 26(8): 1900-1906.
- [17] 赖林. 带空腔超燃冲压发动机燃烧室喷雾流场特性研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2010.
- [18] 潘余. 超燃冲压发动机多凹腔燃烧室燃烧与流动过程研究[M]. 长沙:国防科技大学, 2007.
- [19] 刘世杰. 超燃冲压发动机支板流场 RANS_LES 模拟及燃烧过程试验研究[M]. 长沙:国防科技大学, 2007.
- [20] 张留欢,南向军,张蒙正. RBCC 发动机纯火箭模式流场数值仿真研究[J]. 火箭推进, 2016, 42(2): 42-46.
ZHANG L H, NAN X J, ZHANG M Z. Numerical simulation for flow field in pure rocket modality of RBCC engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2016, 42(2): 42-46.