doi:10.11887/j.cn.202302018 http://journal.nudt.edu.cn

火箭出口面积对RBCC发动机引射模态影响规律分析*

姚轶智[1],孙明波[1],黄玉辉[2],李佩波[1],安 彬[1],顾 瑞[3],王教儒[1],李梦磊[1],王泰宇[1],陈纪凯[1]
(1. 国防科技大学 高超声速冲压发动机技术重点实验室,湖南 长沙 410073;
2. 装备发展部 装备项目管理中心,北京 110000;3. 中国人民解放军94710部队,江苏 无锡 214141)

摘 要:火箭基组合循环发动机引射模态飞行状态复杂,为了提高发动机的整体性能,研究了火箭出口面积对发动机引射模态的影响规律。通过数值模拟研究,引射流量在低飞行马赫数条件下,主要受引射性能影响,火箭出口面积越大,引射性能越好。然而,随着飞行马赫数的提升,引射空气的动能提升,隔离段内出现壅塞情况,引射流量主要受限于隔离段几何尺寸,与火箭出口面积无关。在亚声速工况下,火箭出口面积越小,发动机比冲越低,且出口无量纲面积为3.15时,火箭羽流膨胀撞壁,会引起性能骤减,需要予以避免;在超声速工况下,选择面积较小的火箭出口面积,燃烧室内压越高,发动机性能提升越明显。

关键词:火箭基组合循环;引射模态;火箭出口面积;比冲;引射性能
中图分类号:V430 **文献标志码**:A **文章编号**:1001-2486(2023)02-155-09

Analysis of the influence of rocket exit area in RBCC engine under the ejector mode

YAO Yizhi[1], *SUN Mingbo*[1], *HUANG Yuhui*[2], *LI Peibo*[1], *AN Bin*[1], *GU Rui*[3], *WANG Jiaoru*[1], *LI Menglei*[1], *WANG Taiyu*[1], *CHEN Jikai*[1]
(1. Science and Technology on Scramjet Laboratory, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;
2. Center for Project Management of Equipment Development Department, Beijing 110000, China;
3. The PLA Unit 94710, Wuxi 214141, China)

Abstract: In order to improve the performance of the rocket-based combined-cycle engine, the influence of the rocket exit area under the ejector mode was studied. Through numerical simulation research, the mass flow of captured air was mainly affected by the entrainment performance under the condition of low flight Mach number. The larger the rocket exit area, the better the entrainment performance. However, with the increase of flight Mach number, the kinetic energy of the entrainment air increases, and there is flow choking in the isolator. The mass flow of captured air was mainly limited by the geometric size of the isolator, independent of the rocket exit area. Under subsonic conditions, the smaller the rocket exit area is, the lower the specific impulse of the engine is, and when the exit dimensionless area is 3.15, the rocket plume will expand and impact the wall, which can cause a sudden reduction in performance. Under supersonic conditions, the smaller the rocket exit area, the higher pressure in the combustor, and the better performance of the rocket-based combined cycle engine.

Keywords: rocket-based combined cycle; ejector mode; rocket exit area; specific impulse; entrainment performance

20世纪90年代以来,随着航天领域经济问题的逐渐突出,火箭基组合循环(rocket-based combined cycle, RBCC)发动机越来越受到学者的关注。RBCC发动机将火箭发动机内置于冲压发动机的流道中,从而有效地将火箭发动机的高推重比和吸气式发动机高比冲的优点相结合[1-3]。凭借高性能和宽速域的技术特点,采用RBCC发动机为动力系统的运载器可以在弹道飞行中保持稳定的高性能工作状态,满足加速和巡航的要求[4-5]。此外,RBCC发动机能够实现水平起降、单级入轨,并显著提高运载器的适用范围[6-8]。因此,RBCC发动机具有高效率和可重复使用性,是前景广阔的航天推进系统之一[9-10]。

一般来说,根据飞行马赫数(Ma_f)和高度(H_f),RBCC发动机可分为引射、亚燃、超燃和纯火箭模态[7]。研究显示,采用RBCC发动机作为动力系统的运载器,在爬升阶段的燃料消耗能够占到整个飞行过程的50%以上,而引射模态是爬

* **收稿日期**:2022-09-13
基金项目:国家自然科学基金资助项目(11925207)
作者简介:姚轶智(1994—),男,安徽黄山人,博士研究生,E-mail:yaoyizhi1994@126.com;
孙明波(通信作者),男,河南焦作人,教授,博士,博士生导师,E-mail:sunmingbo@nudt.edu.cn

升阶段的主要模态[11-12]。因此,引射模态的研究和优化显得尤为重要。当飞行马赫数为0~2.5时,RBCC发动机处于引射模态,火箭羽流能够将空气从大气环境中引射入RBCC发动机内流道。RBCC发动机进气道的常规启动点,一般设定于飞行马赫数 $Ma_f>3.0$ 时。Work等[13]认为,当发动机的进气道处于不启动状态时,火箭羽流是引射性能的驱动源,也是发动机最主要的动力来源。因此,火箭羽流状态和工作参数对引射模态的发动机性能有重要影响[14]。引射模态时,即时混合燃烧(simultaneous mixing and combustion, SMC)和掺混后燃烧(diffusion and after-burning, DAB)组织模式是RBCC发动机主要的燃烧组织模式[11]。SMC组织模式主要在火箭羽流和引射空气形成的反应混合层中组织燃烧,产生推力增益。然而,高温、高速和富燃的火箭羽流具有极强的压缩效应和放热效应,会影响火箭羽流和引射空气之间的混合效果,从而抑制燃烧过程[15-16]。因此,如何调整内置火箭的工作状态和结构,确保复杂工作条件下的混合与反应效率,成为RBCC发动机研究中亟待解决的关键性技术。

Etele等[17]通过实验研究,发现主火箭射流马赫数越大,混合段压强越低,发动机引射比越高。Parkinson等[18]则认为火箭流量增大到一定值后,引射流量保持不变。Tani等[19]研究认为,引射性能随火箭羽流富燃程度降低而提高。Wisniewski等[20]利用冷流实验,研究了火箭出口面积对整体性能的影响规律,发现推力增益随着隔离段出口面积和火箭出口面积之比的增大而提高。火箭出口面积变化,会导致火箭羽流的马赫数、静压以及引射空气的接触面积发生变化,影响掺混、引射和燃烧等过程,对RBCC发动机引射性能和比冲性能的作用机理复杂。目前研究主要采用实验或者理论分析的手段,针对流动、掺混和燃烧特性的分析较少。

本研究采用数值模拟的手段,针对飞行马赫数0.9、1.2、1.5、1.8和2.1工况展开研究,分析比较不同火箭出口面积构型的综合性能。研究计划结合数值模拟预测的掺混燃烧等流场特性进行分析,揭示火箭出口面积对RBCC发动机性能影响规律和作用机理,并为航程全局考量下的RBCC发动机构型设计提供切实的设计策略。

1 研究模型和参数

本文研究采用图1所示的RBCC发动机进行分析,火箭布置在RBCC发动机的中心轴上。火箭燃烧室产生的高温高压气体,由火箭喷管膨胀后,进入RBCC发动机燃烧室,形成超声速火箭羽流。引射空气也通过进气道和隔离段进入燃烧室。在燃烧室中,富含燃料的火箭羽流与引射空气混合并发生反应,称为即时混合燃烧组织模式。RBCC发动机推力主要来源为两部分:内置火箭产生的推力和燃烧室内反应混合层释热产生的推力。燃烧室中的反应混合层释热是RBCC发动机比冲增益的主要来源。随后,混合流在RBCC发动机喷管中膨胀,并通过喷嘴出口超声速排出。

研究选择图1所示的不同无量纲火箭出口面积 A_r 构型进行分析,A_r 采用火箭喉部面积 A 进行无量纲化处理(火箭出口面积/火箭喉部面积 A),其他几何尺寸均以火箭喉部尺寸 d 进行无量纲化处理(几何尺寸/火箭喉部尺寸 d),具体尺寸如表1所示。其中无量纲火箭出口直径 d_r 为1.77、2.26、2.71和3.23,对应的构型分别命名为 $A_r=3.15$、$A_r=5.10$、$A_r=7.34$ 和 $A_r=10.41$,因为火箭出口为圆形,实际上出口面积比和出口直径关系为 $A_r=d_r^2$。不同的火箭出口面积构型,火箭羽流出口马赫数和静压不同,但其总压、总温和流量相同。隔离段入口和出口等效直径保持在2.56和3.53,对应隔离段的等效扩张角为3.4°。由于不同构型火箭尺寸不同,因而环形隔离段内径不相

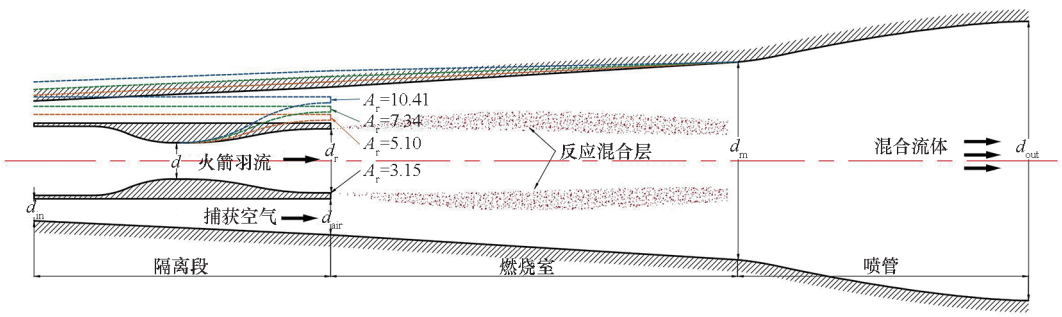


图1 RBCC发动机示意图

Fig. 1 Schematic illustration of the RBCC engine

表 1　RBCC 发动机结构参数

Tab. 1　Structural parameters of RBCC engine

结构参数	具体数值
火箭喉部直径	1
火箭出口直径(A_r = 3.15)	1.77
火箭出口直径(A_r = 5.10)	2.26
火箭出口直径(A_r = 7.34)	2.71
火箭出口直径(A_r = 10.41)	3.23
隔离段等效入口直径	2.56
隔离段等效出口直径	3.53
燃烧室轴向长度	11.22
燃烧室出口直径	5.45
喷管出口直径	7.69

同。通过调整 RBCC 发动机的内流道,尽可能保证隔离段进出口条件一致,控制单一变量。燃烧室是主要组织反应混合层燃烧的地方,其结构为渐扩形圆管,轴向长度 l 为 11.22,燃烧室出口直径 d_m 为 5.45,燃烧室喷管出口直径 d_{out} 为 7.69,经过混合燃烧的混合流体在喷管内加速降压,以超声速流出 RBCC 喷管。

进出口条件参考 Jia 等[4] 的飞行弹道,飞行器由飞行高度 9.5 km、飞行马赫数 Ma_f = 0.8 的运载器释放,引射模态飞行至马赫数 3.0。数值计算选择飞行马赫数 0.9、1.2、1.5、1.8 和 2.1 工况展开计算,分析 RBCC 发动机系统性能。流场特征分析时选用飞行马赫数 0.9 和 2.1 工况数值计算结果,研究 RBCC 发动机中流动、混合和燃烧等流场特性。引射模态进气道并未启动,总压损失很小,所以在计算中忽略进气道,采用总压恢复系数 0.95,进行隔离段气动参数计算,隔离段入口和 RBCC 发动机喷管出口气动参数配置如表 2 所示。

表 2　进出口条件配置

Tab. 2　Inlet and outlet configuration

工况	参数					
	H_f/km	Ma_f	P/kPa	P_0/kPa	T/K	T_0/K
Case 1	9.5	0.9	28.5	48.2	226.4	263.0
Case 2	9.6	1.2	28.2	65.0	225.9	291.0
Case 3	10.2	1.5	25.8	85.1	222.0	322.0
Case 4	11.6	1.8	20.7	101.2	216.7	357.0
Case 5	12.4	2.1	15.6	114.1	216.7	407.7

气氧煤油火箭位于 RBCC 发动机的中心轴,操作参数设置如下:火箭羽流总压 P_0 为 3 MPa,总温 T_0 = 3 500 K。本文假设火箭燃料在火箭燃烧室中充分反应,火箭羽流由 CO_2、H_2O 和煤油组成,将煤油简化为 $C_{12}H_{23}$。具体火箭羽流参数如表 3 所示。由于出口面积不同,不同 A_r 构型火箭羽流膨胀情况不同。随着出口面积增加,其平均出口马赫数分别为 2.29、2.59、2.79 和 2.95。

表 3　火箭羽流条件配置

Tab. 3　Rocket plume configuration

参数名称	具体数值
CO_2 质量分数	66.81%
H_2O 质量分数	26.19%
$C_{12}H_{23}$ 质量分数	7.00%
Ma(A_r = 3.15)	2.29
Ma(A_r = 5.10)	2.59
Ma(A_r = 7.34)	2.79
Ma(A_r = 10.41)	2.95

2　数值方法

研究采用 Fluent 17.0 软件进行数值模拟计算,网格划分运用 ICEM 软件。考虑到超声速流动计算,选择基于密度的求解器求解雷诺平均纳维 - 斯托克斯方程,同时,选择了隐式求解方式。

2.1　网格模型和边界条件

计算网格如图 2 所示,A_r = 5.10 构型网格数量为 53.5 万,其他构型网格数量在 50 万 ~ 60 万之间,计算采用二维轴对称模型。网格在壁面附近加密。壁面第一层网格高度为 0.1 mm,在黏性模型中引入了壁面增强处理,从而可以很好地模拟边界层。整个区域的最大网格尺寸小于 2 mm。

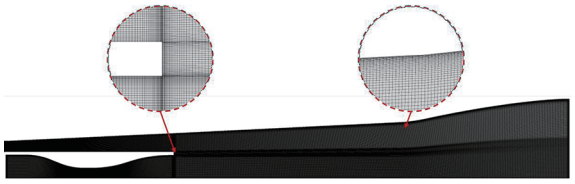


图 2　火箭出口马赫数分布

Fig. 2　Mach number distribution at rocket exit

火箭入口采用压力入口边界条件,总压 P_0 和总温 T_0 分别设置为 3 MPa 和 3 500 K,组分质量分数如表 3 所示,火箭内部未设置燃烧区;隔离段进口采用压力入口边界条件,喷管出口采用压力出口边界条件,气动参数如表 2 所示,所有壁面均

采用无滑移绝热壁面。

在RBCC发动机中,网格尺寸和计算精度关联度很大。因此,选择了由稀疏网格(2.64万)、适当网格(5.33万)和加密网格(10.1万)的模型进行网格无关性分析。计算选择 $A_r=5.10$ 构型在飞行马赫数1.8工况进行研究,考虑到湍流边界层的计算精度,因此三个网格模型的壁面 $y+$ 都小于2.0。图3展示了不同网格出口速度分布曲线,纵坐标为无量纲径向高度(径向高度 y/火箭喉部直径 d),其中适当网格和加密网格模型计算所得的出口速度分布基本一致,而稀疏网格模型计算结果在主流处不同于其他网格(无量纲径向位置为0~2.0)。因此,说明适当网格尺寸能够满足数值计算的精度需求,而采用稀疏网格尺寸则会导致精度不足。

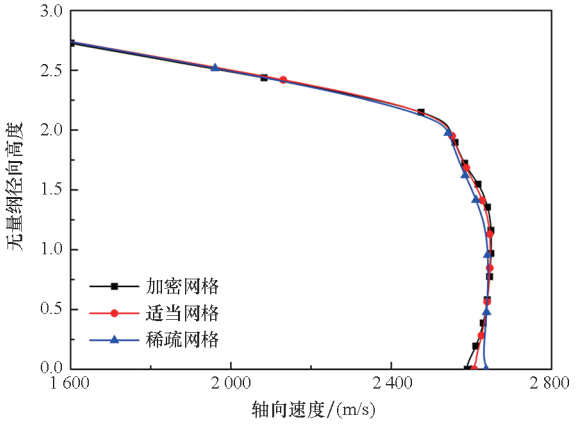


图3 网格无关性验证

Fig. 3 Grid independence analysis image

火箭出口面积变化,导致环形隔离段内径变化,本文采用控制等效角和出入口等效直径相同的方法,以达到控制变量的目的。为了验证方法的有效性,特别针对 $A_r=3.15$、$A_r=5.10$、$A_r=7.34$ 和 $A_r=10.41$ 构型的隔离段,设定隔离段入口静压 $P_1=48.2$ kPa、出口静压 $P_2=46.8$ kPa 为Case A工况,设定入口静压 $P_1=101.2$ kPa、出口静压 $P_2=58.4$ kPa 为Case B工况,Case A和Case B工况分别验证隔离段出于亚声速流动和存在壅塞情况下方法的有效性。表4为数值模拟所得不同构型隔离段在Case A和Case B下的无量纲引射空气流量、出口平均静压(面积平均)和平均马赫数(流量平均)。可以发现,两个工况下,各构型 $A_r=3.15$、$A_r=5.10$、$A_r=7.34$ 和 $A_r=10.41$ 的统计值相差都在6%以内,说明控制隔离段等效角和出入口等效直径能够有效避免无量纲火箭出口面积 A_r 变化对环形隔离段的影响,从而保证整个研究中火箭出口面积比 A_r 是单一研究变量。

表4 隔离段等效方法验证

Tab. 4 Verification of isolator equivalent method

工况	参数	$A_r=3.15$	$A_r=5.10$	$A_r=7.34$	$A_r=10.41$
Case A	流量	0.209	0.210	0.210	0.205
	静压/kPa	46.800	46.800	46.800	46.800
	马赫数	0.180	0.180	0.170	0.170
Case B	流量	0.697	0.695	0.687	0.698
	静压/kPa	58.400	58.400	58.400	58.400
	马赫数	0.670	0.650	0.630	0.630

2.2 黏性和反应模型

选择重整化群(re-normalization group, RNG) $k-\varepsilon$ 模型作为黏性模型,并在标准 $k-\varepsilon$ 模型的基础上进行了改进。与标准 $k-\varepsilon$ 模型相比,该模型提高了快速应变流的计算精度。因此,RNG $k-\varepsilon$模型可以满足引射模态下RBCC发动机数值模拟的精度要求。

由于壁面边界层的速度梯度较大,选用壁面增强方法作为近壁面处理方法,当混合层高度可压缩(对流马赫数 $Mc>0.6$)时,应考虑压缩效应。本研究中混合层为强可压缩混合层,所以在 $k-\varepsilon$ 模型中引入了膨胀耗散项(Y_M)进行可压缩修正,具体如下所示。

$$Y_M=2\rho\varepsilon M_t^2 \tag{1}$$

$$M_t=\sqrt{\frac{k}{a^2}} \tag{2}$$

$$a=\sqrt{\gamma RT} \tag{3}$$

其中,M_t 和 a 是湍流马赫数和声速。此外,k 和 ε 是湍流动能项和湍流涡耗散项。选择总包反应模型作为计算的反应机理。

2.3 数值验证

对黏性和反应模型进行数值验证,采用Gu等[21-22]的实验结果进行验证,图4显示了试验结果和数值模拟结果的对比,横坐标是无量纲处理后的轴向位置(轴向 x 坐标/火箭喉部直径 d)。

图4中,CFD和CFD-compressibility曲线分别是不考虑和考虑可压缩效应的数值模拟结果。考虑可压缩效应,火箭喷嘴出口后的燃烧室压力预测为74.5 kPa,与实验结果吻合;不考虑可压缩效应,燃烧室压力高达89.2 kPa。上述对比数据表明:考虑压缩性效应的数值方法能更为准确地预测RBCC发动机中混合层演变发展情况,从而使燃烧室内混合和燃烧过程的计算更符合实际情况。在隔离段内,考虑可压缩效应的数值模拟结

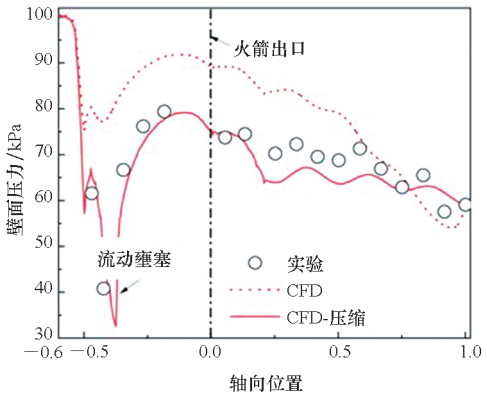
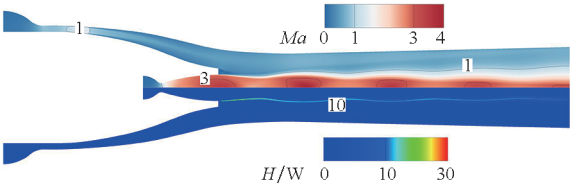


图 4　CFD 结果和实验数据之间的压力分布对比

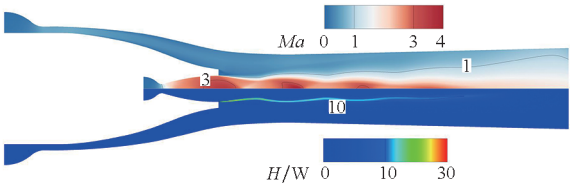
Fig. 4　Pressure distribution contrast between CFD and experiment results

果与试验结果相同，出现了壅塞现象，马赫数和反应释热分布云图如图 5 所示。其中，Ma 为流场中马赫数，H_r 表示反应释热。基于以上验证，表明 RNG $k-\varepsilon$ 模型、考虑可压缩效应和总包反应模型等计算模型和处理可以满足 RBCC 发动机的计算要求。



（a）考虑可压缩效应

（a）CFD result considered compressibility effects



（b）不考虑可压缩效应

（b）CFD result considered no compressibility effects

图 5　马赫数和反应释热分布云图

Fig. 5　Distribution chart of Mach number and reaction heat release

3　结果与讨论

3.1　系统性能分析

对于 RBCC 发动机而言，比冲和引射流量是被重点关注的指标。本研究采用发动机内流道比冲 I_{sp} 作为性能指标，计算公式见式(4)。该比冲综合考虑了火箭主流和燃烧室补燃两方面的性能。此外，为了便于对比不同飞行马赫数下的引射空气流量，用火箭质量流量进行无量纲处理。在分析中，燃烧效率 η_R 也是关键性流场分析参数，能够反映 RBCC 发动机内部燃烧情况，其可由式(5)计算得到，

$$I_{sp}=\frac{\int_{out}(\rho u|u|+p)\mathrm{d}A-\int_{in}(\rho u|u|+p)\mathrm{d}A}{\dot{m}_{rkt}} \tag{4}$$

$$\eta_R=\frac{\left(\int\rho uY_{fuel}\mathrm{d}A\right)_{rkt}-\int\rho uY_{fuel,x}\mathrm{d}A}{\left(\int\rho uY_{fuel}\mathrm{d}A\right)_{rkt}} \tag{5}$$

其中，ρ 为密度，u 为轴向速度，P 为静压，$\dot{m}_{rkt}$ 为火箭羽流质量流量。对计算结果的火箭压力入口边界条件进行统计能够得到火箭羽流质量流量 $\dot{m}_{rkt}$，统计公式为 $\int\rho u\mathrm{d}A$。Y_{fuel} 为煤油质量分数，$\left(\int\rho uY_{fuel}\mathrm{d}A\right)_{rkt}$ 表示火箭出口截面的燃料质量流量，$\int\rho uY_{fuel,x}\mathrm{d}A$ 则表示 x 截面的燃料质量流量。引射空气的质量流量 $\dot{m}_{air}$ 也可由 $\int\rho u\mathrm{d}A$ 公式统计得到，并进行无量纲化，得到无量纲引射空气流量（引射空气的质量流量 $\dot{m}_{air}$/ 火箭羽流质量流量 $\dot{m}_{rkt}$）。图 6 和图 7 分别为引射模态全飞行弹道下（Ma_f 为 0.9 ~ 2.1），RBCC 发动机的比冲 I_{sp} 及无量纲引射空气流量随无量纲火箭出口面积 A_r 的变化情况。由图可知，当飞行马赫数为 2.1 时，随着火箭出口面积的减小，RBCC 发动机的比冲性能提升，引射空气的无量纲流量基本保持不变。然而，在飞行马赫数为 0.9 的飞行条件下，随着出口面积比的减小，比冲性能显著下降，特别是当 A_r = 3.15 时，RBCC 发动机的比冲低于 210 s，性能相对最差，此时无量纲引射空气流量也随着出口面积比的减小而减少，相应机理将在 3.2

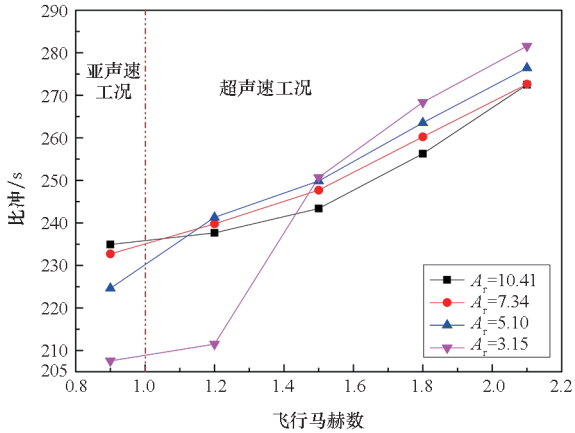


图 6　不同 A_r 构型的比冲随飞行马赫数变化曲线

Fig. 6　Curves of the specific impulse with different flight Mach numbers in different A_r configurations

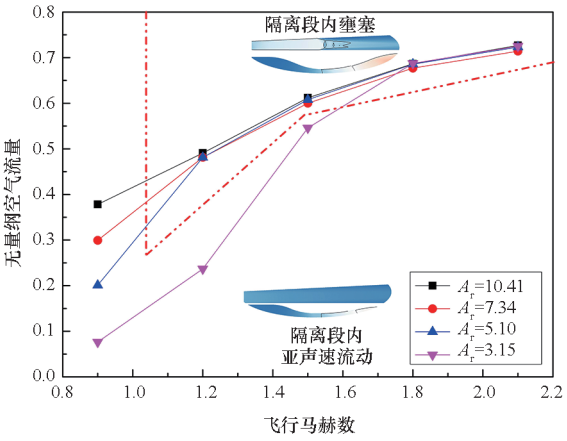


图 7　不同 A_r 构型的引射流量随飞行马赫数变化曲线

Fig. 7　Curves of the mass flow of captured air with different flight Mach numbers in different A_r configurations

节进行详细分析。比较弹道中同一 RBCC 发动机构型性能变化，可以发现，随着飞行马赫数的提升，比冲性能和无量纲引射空气流量均有所提升。

图 7 红虚线上方区域表示隔离段出现流动壅塞现象的区域，此时不同的火箭出口面积比对应的引射空气流量相同，原因是引射空气流量主要受限于隔离段几何尺寸，而不受引射性能影响。在红虚线上方区域之外，隔离段内部呈现亚声速流动，相同飞行马赫数情况下，随着出口面积的增加，无量纲引射空气流量显著增加，说明出口面积越大，引射性能越强。

3.2　亚声速工况流动分析

当 RBCC 发动机处于低马赫数飞行工况时，引射空气动能和总压较低，经隔离段进入燃烧室的空气静压较低，而火箭出口处火箭羽流静压较高，静压不匹配会造成欠膨胀现象，火箭羽流随后在燃烧室内膨胀。图 8 为飞行马赫数 0.9 时，不同 A_r 构型对应的壁面压力分布曲线。可以发现：当处于低马赫数情况时，RBCC 发动机燃烧室内的静压没有明显提升，此时燃烧效率较低。在图 8 所示局部区域 2 内，A_r = 3.15 构型的压力分布曲线在燃烧室内出现小尖峰，对照图 9 的马赫数云图可以发现，是因为火箭羽流欠膨胀情况严重，在燃烧室内膨胀过度，使得火箭羽流撞击到壁面引起的。SMC 燃烧组织模式主要是利用反应混合层，边混合边燃烧，流动掺混燃烧过程是一个复杂且高度耦合的过程[23]，在 RBCC 燃烧室内出现壅塞现象，不利于反应混合层稳定掺混燃烧。火箭羽流撞击壁面现象，更接近于引射器内的二类壅塞（第二临界工况）情况[24]，应当予以避免。

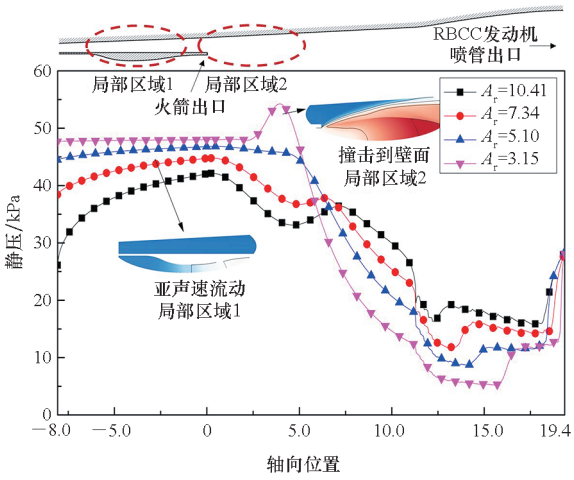
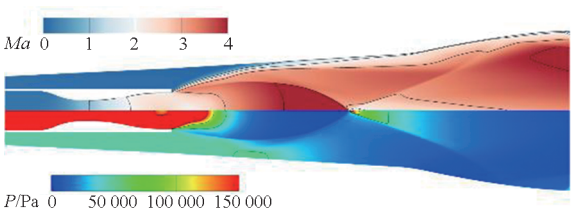


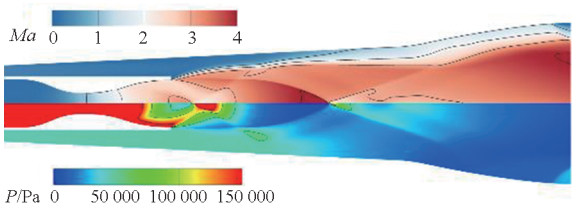
图 8　不同 A_r 构型的 RBCC 发动机壁面压力分布曲线（Ma_f = 0.9）

Fig. 8　Curves of the wall pressure distribution in different A_r configurations (Ma_f = 0.9)

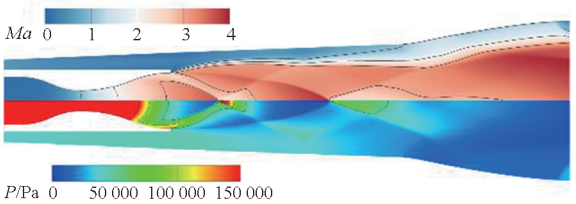
比较图 9 中不同构型的静压分布云图，可以发现，火箭出口面积比越大，火箭出口羽流静压越低，对应的隔离段出口流体的马赫数越高。这说明，火箭出口面积通过改变火箭出口静压，能够影响引射性能，从而改变低飞行马赫数条件下的引射流量。A_r = 3.15 构型时，火箭出口截面火箭羽流面积平均静压为 251.7 kPa，引射空气面积平均静压为 48.0 kPa，两者差值为 203.7 kPa，静压差值较大。在火箭羽流和引射空气静压差作用下，火箭羽流在 RBCC 燃烧室内急剧膨胀，最终引起了火箭羽流撞击壁面的流动现象。而当 A_r = 5.10 时，火箭出口截面火箭羽流和引射空气的面积平均静压分别为 114.6 kPa 和 46.8 kPa，静压差为 67.8 kPa，在 RBCC 发动机燃烧室内未出现羽流撞壁现象。



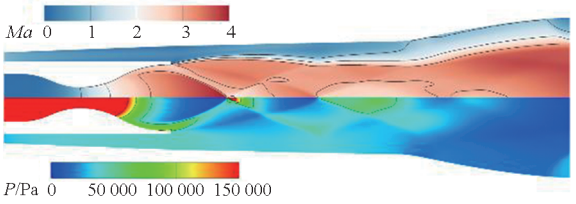
（a）A_r = 3.15



（b）A_r = 5.10



（c）A_r = 7.34



（d）A_r = 10.41

图 9　不同 A_r 构型的马赫数和静压分布云图（Ma_f = 0.9）

Fig. 9　Distribution chart of Mach number and pressure in different AR configurations (Ma_f = 0.9)

图 10 展示了不同构型的燃烧效率轴向分布情况，可以看出，从喷管出口开始，随着轴向距离的增加，燃烧效率曲线一般呈现增加趋势，说明在 RBCC 发动机燃烧室和喷管内存在燃烧。当 A_r = 5.10 ~ 10.41 时，轴向位置为 0 ~ 12 区域的燃烧效率曲线斜率大于轴向位置大于 12 的区域，说明燃烧室内的反应效果优于喷管内的反应效果。而 A_r = 3.15 构型，当轴向位置为 4.9 时，火箭羽流撞击至壁面，导致后续燃烧难以组织，之后的燃烧效率维持在 7.2% 附近。这说明撞壁现象会显著抑制燃烧反应，这可以解释图 6 中出现的比冲性能骤降问题。

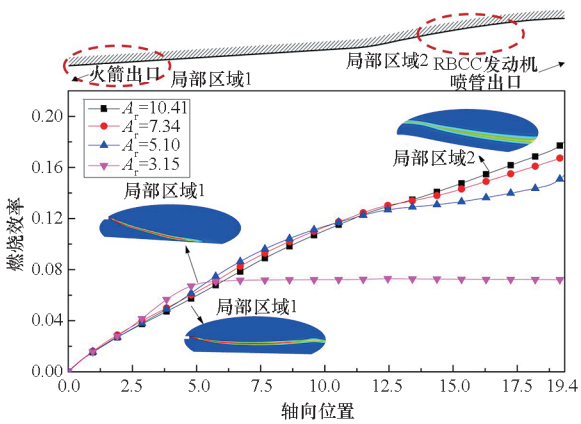


图 10　不同 A_r 构型的燃烧效率分布曲线（Ma_f = 0.9）

Fig. 10　Curves of the combustion efficiency distribution in different A_r configurations (Ma_f = 0.9)

研究发现，增大火箭出口面积比，能够降低火箭羽流出口静压，增强其引射能力。当 A_r = 3.15 时，火箭羽流过度膨胀至燃烧室壁面会严重阻碍 RBCC 发动机内部燃烧过程。在 RBCC 发动机构型设计时，为避免羽流撞壁导致的性能骤降，火箭羽流和引射空气的静压差不宜过大。在 RBCC 发动机设计过程中，火箭出口面积较大，更适合低飞行马赫数的飞行过程。

3.3　超声速工况流动分析

随着飞行马赫数的提升，引射空气的动能增加。图 11 所示为飞行马赫数 2.1 时不同构型壁面压力分布情况，此时，隔离段内部均出现壅塞情况，无量纲引射空气流量主要受限于隔离段几何尺寸，不受引射性能影响。燃烧室内，较大火箭出口面积的构型，相应的壁面静压明显更低。A_r = 3.15 时，燃烧室内最大压力达到了 85.1 kPa，而 A_r = 10.41 时，最大压力仅为 47.0 kPa。这说明燃烧室内压力明显受火箭出口面积影响，出口面积越小，对应燃烧室内压力越高。

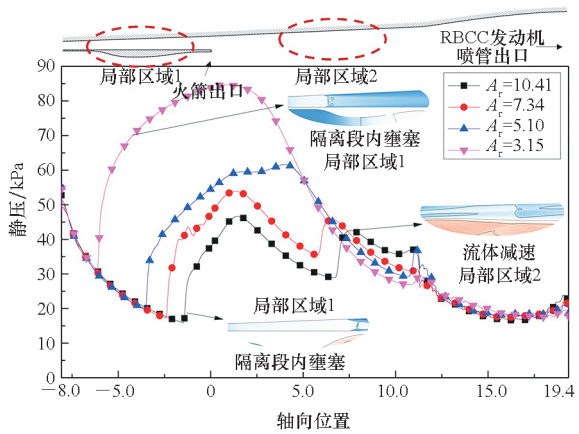


图 11　不同 A_r 构型的壁面压力分布曲线（Ma_f = 2.1）

Fig. 11　Curves of the wall pressure distribution in different A_r configurations (Ma_f = 2.1)

燃烧室内压力提升，有助于 RBCC 发动机内部燃烧组织，由图 12 所示不同构型燃烧效率分布情况可以看出：A_r = 3.15 构型的燃烧室静压最高（图 11 所示局部区域 1），在火箭出口附近燃烧效率快速提升（轴向位置 0 ~ 7.5 范围内），轴向位置为 5.0 位置的燃烧效率达到 8.3%，而相同位置 A_r = 5.10、A_r = 7.34 和 A_r = 10.41 构型，燃烧效率分别为 7.1%、6.5% 和 5.9%，说明随着火箭出口面积缩小，火箭羽流不会过度膨胀，且对应火箭出口静压较高，从而能够提升燃烧室的腔压，最终提升燃烧效率。A_r = 3.15 构型火箭出口截面火箭羽流面积平均静压 215.7 kPa，引射空气面积平均静压 84.3 kPa，此时静压差为 131.4 kPa，火箭羽流未出现撞壁现象。

当 RBCC 发动机处于高飞行马赫数工况时，

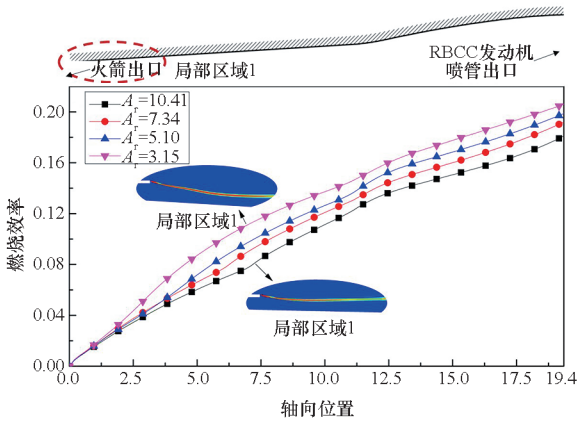


图 12　不同 A_r 构型的燃烧效率分布曲线($Ma_f=2.1$)

Fig. 12　Curves of the combustion efficiency distribution in different A_r configurations ($Ma_f=2.1$)

引射空气的动能较高,无量纲引射空气流量主要受几何尺寸影响,火箭出口面积变化造成的引射能力差别较小,难以影响整体性能。此时,火箭出口面积越小,对应的燃烧室内压力越高,有助于 RBCC 发动机燃烧效率的提升。

4　结论

本文通过数值仿真的方法,系统性地分析了引射火箭出口面积对 RBCC 发动机引射模态的工作性能和流场特性,研究发现:

1)火箭出口面积能够影响引射性能。面积越大,对应火箭羽流出口静压越低,从而能够提升系统的引射性能,进而引射更多的空气。然而,当飞行马赫数较高时,隔离段内出现壅塞,引射流量受隔离段几何尺寸限制,不受火箭出口面积的影响。

2)低飞行马赫数情况下,火箭出口面积较大,其引射性能更佳,系统性能更优。无量纲出口面积为 3.15 时,欠膨胀程度太大,会引起火箭羽流撞击壁面,出现第二类壅塞情况,使得系统性能急剧恶化。出于避免羽流撞壁的考量,在 RBCC 发动机构型设计中,火箭出口截面的火箭羽流和引射空气的静压差应当控制在 200 kPa 之内,从而确保低飞行马赫数工况时 RBCC 发动机稳定运行。

3)高飞行马赫数时,引射空气的动能提升,燃烧效率明显提高,此时较小的火箭出口面积能够提升燃烧室内压力,促进高效率燃烧,系统整体性能更佳。

综上所述,从引射模态航程全局考量,在 SMC 燃烧组织模式下,应当保证火箭出口截面的火箭羽流和引射空气的静压差控制在 200 kPa 之内,避免出现第二类壅塞,在此基础上,尽可能缩小火箭出口面积,进而在高飞行马赫数工况获得更好的 RBCC 发动机性能。

致谢

本项研究工作感谢国防科技大学博士研究生魏峰的帮助,魏峰博士研究生在论文选题和前期文献调研方面,给予了支持与帮助,谨致谢意!

参考文献(References)

[1] SHI L, ZHAO G, YANG Y, et al. Research progress on ejector mode of rocket-based combined-cycle engines[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2019, 107: 30 – 62.

[2] SHI L, HE G, LIU P, et al. A rocket-based combined-cycle engine prototype demonstrating comprehensive component compatibility and effective mode transition [J]. Acta Astronautica, 2016, 128: 350 – 362.

[3] 曾家, 黄辉, 朱平平, 等. 火箭基组合动力研究进展与关键技术[J]. 宇航总体技术, 2022, 6(3): 49 – 57.
ZENG J, HUANG H, ZHU P P, et al. Research progress and key technology analysis of rocket based combined cycle engines[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2022, 6(3): 49 – 57. (in Chinese)

[4] JIA Y, YE W, CUI P, et al. Climbing performance analysis of rocket-based combined cycle engine powered aircraft[J]. Acta Astronautica, 2019, 162: 135 – 144.

[5] ZHANG T T, YAN X T, HUANG W, et al. Multidisciplinary design optimization of a wide speed range vehicle with waveride airframe and RBCC engine[J]. Energy, 2021, 235: 121386.

[6] KOTHARI A, LIVINGSTON J, TARPLEY C, et al. A reusable, rocket and airbreathing combined cycle hypersonic vehicle design for access-to-space[C]//Proceedings of AIAA SPACE 2010 Conference & Exposition, 2010.

[7] KANDA T, TANI K, KUDO K. Conceptual study of a rocket-ramjet combined-cycle engine for an aerospace plane[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(2): 301 – 309.

[8] 秦云鹏, 杨旸, 郑思行, 等. 地面辅助发射 RBCC 动力单级入轨飞行器参数敏感性分析[J]. 火箭推进, 2022, 48(6): 9 – 16.
QIN Y P, YANG Y, ZHENG S H, et al. Parameter sensitivity analysis of RBCC powered SSTO vehicle with an auxiliary launch system[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2022, 48(6): 9 – 16. (in Chinese)

[9] DONG Z Y, SUN M B, WANG Z G, et al. Survey on key techniques of rocket-based combined-cycle engine in ejector mode[J]. Acta Astronautica, 2019, 164: 51 – 68.

[10] HUANG W, YAN L, TAN J G. Survey on the mode transition technique in combined cycle propulsion systems [J]. Aerospace Science and Technology, 2014, 39: 685 – 691.

[11] 林彬彬, TANG Y D, 尚永锋, 等. RBCC 引射模态发动机设计技术研究进展[J]. 飞航导弹, 2020(2): 84 – 89.
LIN B B, TANG Y D, SHANG Y F, et al. Research progress on design technology of RBCC ejector mode engine[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2020(2): 84 – 89. (in Chinese)

[12] LIN B B, PAN H L, SHI L, et al. Effect of primary rocket

jet on thermodynamic cycle of RBCC in ejector mode[J]. International Journal of Turbo & Jet-Engines, 2020, 37(1): 61 – 70.

[13] WORK L T, HAEDRICH V W. Performance of ejectors as a function of the molecular weights of vapors[J]. Industrial & Engineering Chemistry, 1939, 31(4): 464 – 477.

[14] PETERSEN E L, ROAN V P, PFAHLER J N. Experimental investigation of supersonic-primary dissimilar-fluid ejectors[C]//Proceedings of Joint Propulsion Conference and Exhibition, 1992.

[15] YANG W, XIANG Y, FAN A W, et al. Effect of the cavity depth on the combustion efficiency of lean H_2/air flames in a micro combustor with dual cavities[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2017, 42(20): 14312 – 14320.

[16] KEVIN M, WILLIAM A, CYRIL J. Ducted rocket with simultaneous mixing and combustion direct-connect testing[C]//Proceedings of 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibition, 2004.

[17] ETELE J, HASEGAWA S, UEDA S. Experimental investigation of an alternative rocket configuration for rocket-based combined cycle engines[J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 30(4): 944 – 951.

[18] PARKINSON D, TURNER M, WAGNER D. Mixing of supersonic streams[C]//Proceedings of 35th Joint Propulsion Conference and Exhibition, 1999.

[19] TANI K, KANDA T, TOKUDOME S I. Aerodynamic characteristics of the modified combined cycle engines in ejector-jet mode[C]//Proceedings of 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibition, 2006.

[20] WISNIEWSKI C F, HEISER W H. Small-scale thrust augmentation analysis of cold flow ejector/diffuser assembly[C]//Proceedings of 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2013.

[21] GU R, SUN M B, CAI Z, et al. Numerical modeling and experimental investigation on the rocket-ejector system with limited mixer length[J]. Acta Astronautica, 2021, 182: 13 – 20.

[22] 顾瑞. 轴对称 RBCC 引射模态混合及燃烧组织特性研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2021.
GU R. Investigation of characteristics of combustion organizations and mixing in an axisymmetric rocket-based combined-cycle engine operating in ejector mode[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2021. (in Chinese)

[23] 石磊, 赵国军, 杨一言, 等. 中心支板式 RBCC 发动机引射模态流动与燃烧研究[J]. 推进技术, 2020, 41(10): 2292 – 2301.
SHI L, ZHAO G J, YANG Y Y, et al. Flow and combustion of central-strut based RBCC engine in ejector mode[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(10): 2292 – 2301. (in Chinese)

[24] 刘志强, 沈胜强, 李素芬. 喷射器一维设计理论的研究进展[J]. 热能动力工程, 2001, 16(3): 229 – 232, 346.
LIU Z Q, SHEN S Q, LI S F. Recent advances in the study of one-dimensional ejector design theory[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2001, 16(3): 229 – 232, 346. (in Chinese)