

再燃室布局对基于固体火箭引射式 发动机性能影响研究^{*}

汪宝金, 徐义华, 孙海俊

(南昌航空大学 飞行器工程学院 江西省微小航空发动机重点实验室, 江西 南昌 330063)

摘要: 为了降低靶机的生产成本, 提高靶机发动机的推重比, 建立了基于固体火箭引射式组合发动机模型, 其结构包括固体火箭与再燃室, 两者之间的布局可分为固体火箭内置式和固体火箭外置式, 为了优化发动机布局结构, 采用再燃室定量加热方法模拟发动机工作过程, 分别对内置式及外置式布局发动机进行了数值计算。计算结果表明: 在相同的入口引射面积条件下, 随着加热量的增加, 内、外置式发动机引射效率都降低, 内置式布局发动机推力基本不变, 外置式布局发动机推力逐渐增大, 具有较高的推力及推力增益 (最高达到39.3%); 由此可知, 外置式发动机具有更好的推力性能。为了进一步优化外置式布局发动机, 分别计算了引射口尺寸 L 与固体火箭出口直径 D 之比 (L/D) 为1/6, 2/6, 3/6, 4/6, 5/6, 6/6的六种工况。结果表明: 随着 L/D 从1/6增大到6/6, 引射效率、推力及推力增益呈现先增大后减小的趋势, 在 L/D 为4/6时, 发动机引射效率和推力达到最大, 此时发动机性能最优。

关键词: 固体火箭; 引射式发动机; 引射效率; 推力增益; 数值模拟

中图分类号: V236 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2020) 05-0992-08

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190378

Study on Effects of Reburning Chamber Layout on Performance of Solid Rocket Ejecting Engine

WANG Bao-jin, XU Yi-hua, SUN Hai-jun

(Jiangxi Key Laboratory of Micro Aeroengine, School of Aircraft Engineering, Nanchang Hangkong University,
Nanchang 330063, China)

Abstract: In order to reduce the production cost of the target drone and increase the thrust-to-weight ratio of the target drone engine, a solid rocket ejector-based combined engine model is put forward. It consists of a solid rocket and a reburning chamber. The layout can be divided into solid rocket built-in and solid rocket external. For getting the optimized layout structure of engine, the numerical simulation of flow in the built-in and external layout engines are carried out by quantitative heating in the reburning chamber simulating the engine working process. The calculation results show that for both the internal and external engine, the ejection efficiency is reduced with the increase of heating quantity under the same inlet ejecting area. The built-in layout engine thrust is basically unchanged, and the external layout engine thrust gradually increased. It has high thrust and thrust gain (maximum up to 39.3%). Thus, it can be seen that the external engine has better thrust performance. In order to

^{*} 收稿日期: 2019-06-02; 修订日期: 2019-08-26。

基金项目: 国家自然科学基金 (51666012); 南昌航空大学研究生创新专项资金 (YC2018034)。

作者简介: 汪宝金, 硕士生, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。E-mail: wangbj97@qq.com

通讯作者: 徐义华, 博士, 副教授, 研究领域为发动机工作过程仿真。E-mail: xuyihua2003@163.com

引用格式: 汪宝金, 徐义华, 孙海俊. 再燃室布局对基于固体火箭引射式发动机性能影响研究[J]. 推进技术, 2020, 41(5): 992-999. (WANG Bao-jin, XU Yi-hua, SUN Hai-jun. Study on Effects of Reburning Chamber Layout on Performance of Solid Rocket Ejecting Engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(5):992-999.)

further optimize the external layout engine, the performance of six cases of engines, i.e., the ratio of the ejection inlet size to the solid rocket outlet diameter (L/D) being set as 1/6, 2/6, 3/6, 4/6, 5/6, 6/6, are studied. The results show that as L/D increases from 1/6 to 6/6, the ejection efficiency, thrust and thrust gain increase first and then decrease. When L/D is equal to 4/6, the engine's ejection efficiency and thrust are maximized and the engine's performance is optimal.

Key words: Solid rocket; Ejecting engine; Ejection efficiency; Thrust gain; Numerical simulation

1 引言

靶机是在军事演习或武器试验时模拟敌对航空器或来袭导弹,用于检验航空武器或地面防空武器系统性能的一种空中靶标,起到鉴定武器性能的重要作用^[1]。靶机的动力装置主要有螺旋桨、涡轮喷气发动机以及火箭发动机。随着现代军事科技的发展,对靶机的速度要求越来越高,因而对其动力提出更高要求,以螺旋桨为主动力源的靶机已逐步淘汰,以喷气发动机为动力装置的靶机正蓬勃发展,如2012年珠海航展中航工业集团公布的代号为“蓝狐”的新型喷气式靶机,应用火箭发动机为动力装置的美特利达因·瑞安公司生产的AQM-81A号靶机^[2]。由于靶机的特殊使用场合,使得靶机发动机基本上为一次性使用,虽然已有靶机回收技术,但难度大、成本高,导致比例低。由于涡轮喷气发动机结构相对复杂,制造成本高,而纯火箭发动机则需要携带大量的氧化剂与燃料,增加了靶机的重量,导致发动机的推重比降低。所以,为了节约靶机使用成本,提高发动机性能,本文提出基于固体火箭引射式组合发动机(下文简称发动机),该发动机结构简单,可利用大气中的氧气作为氧化剂,提高发动机的推重比。

作为引射式发动机,引射器是发动机主要部件,其工作性能的好坏直接影响发动机性能。国内外学者对引射器做了大量的研究。宋力钊等^[3]研究了喷嘴与混合室参数对于引射器的影响,得出在混合室直径一定下,喷嘴存在一个最佳的喉部直径使得引射系数达到最大;对于混合室的长度,引射系数则随着长度的增加而逐渐降低。陈辉等^[4]发现增大工作流体的压力可以提高引射系数,增大被引射流体的压力,引射系数也逐渐变大;对于出口压力则有个临界值,低于该临界值时引射系数基本保持不变,超过这个临界值时引射系数则急剧下降。加利福尼亚州立大学的Guillaume等^[5]证明在高流率下,采用椭圆形喷嘴的喷射效率是采用圆形喷嘴的喷射效率的6倍。季红军等^[6]设计一种喷嘴与混合室并列排布的喷射器,并利用CFD技术研究了喷嘴位置对喷射器

性能的影响,模拟中选择了喷嘴出口离混合室入口为0mm,3mm,5mm,7mm,9mm和11mm六种情况,结果表明:当喷嘴位置距离混合室入口为7mm时,引射效果最好。Pianthong等^[7]在使用CFD改进引射式制冷循环一文中指出:改变工作条件将会影响引射系数,并且锅炉的温度越高,等截面和等压混合引射器中的引射系数越低;当喷嘴的位置远离引射器的入口时,引射系数比较高,但超过一个最佳位置之后引射系数将会降低。Keenan等^[8]在研究工作喷嘴位于等截面区域的等面积混合模型时,通过将实验结果和理论计算做比较,得出喷嘴有个最佳位置,此时引射系数最大。王锁芳等^[9-10]针对于发动机进气防砂的多喷管超声速引射器进行了设计和实验,研究了各种设计参数对引射器性能的影响。杨亚军^[11]在引射式燃烧器优化设计研究中发现,随着喷嘴直径的增大,引射系数降低。

RBCC引射工作模态是火箭发动机引射器的典型应用,安佳宁等^[12]对比了扩张型、收缩型和等截面混合室对引射系数的影响,结果表明:相同工况、相同混合室入口截面积下,扩张构型引射系数最大,但抗背压能力最差。收缩构型引射系数最小,但抗背压能力最优,等截面构型性能居中。Lineberry等^[13]对比了双喷管与单喷管引射器的引射性能,在一次燃气流量相同的情况下,喷管个数对引射比的影响很小。王国辉等^[14]应用经过校验的三维湍流有限体积分值算法,对引射模态下RBCC模型不同工作参数条件下的多种工作状态进行了模拟。结果发现:提高一次火箭燃烧室工作压强,二次流量增加,系统推力增加,混合效果增强。黄生洪等^[15]研究了不同构型的支板火箭引射冲压发动机引射模态的瞬时掺混燃烧(SMC)三维掺混和反应流场,分析了静态海平面零马赫数情况下燃烧及构型对引射流场的影响。研究表明:几何构型和二次燃烧的综合影响决定了引射掺混后流体的速度、总温、总压及引射流量,从而也主要确定了发动机的性能,其中构型因素主要决定了掺混的质量,从而决定了低速模态的性能。

综上所述,较多的学者对引射燃烧器已进行了

广泛的研究,尤其引射器在 RBCC 中的应用证明了基于固体火箭引射式组合发动机是可行的,但其影响因素较多,本文从影响发动机工作性能因素出发,应用再燃室定量加热方法模拟发动机工作过程,研究火箭发动机与引射再燃室布局、引射入口尺寸对发动机引射性能的影响。

2 方法

2.1 物理模型

参考宾夕法尼亚州立大学 Dienes 和 Mekrle 建立的 ESJ(Ejector Scramjet)模型^[16],发动机设计为轴对称构型,混合室、再燃室和喷管设计为一体,呈略微扩张型构型。在扩张通道里,火箭一次燃气流与引射进入发动机的空气进行掺混,混合气体与再燃室注入的燃油进行燃烧,燃烧释放的热量使再燃室中温度和压力进一步升高,提高发动机性能。

根据固体火箭与再燃室布置的相对位置,发动机布局可以分为固体火箭内置式(图 1)和外置式(图 2)。

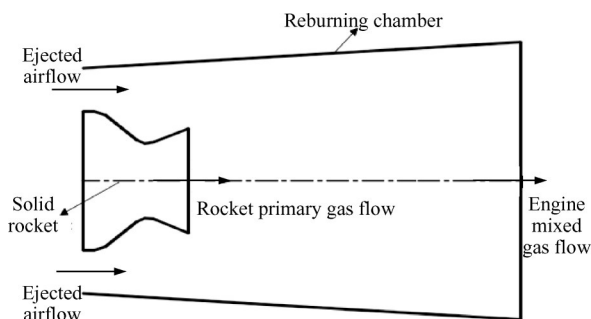


Fig. 1 Structure of solid rocket built-in

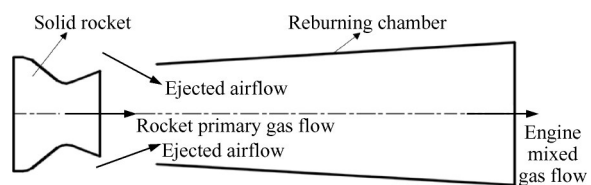


Fig. 2 Structure of solid rocket external

为了对比内、外置式布局对发动机引射及推力增益性能的影响,选定两者的引射进口面积、固体火箭直径及再燃室扩张角相同,进行发动机性能计算。

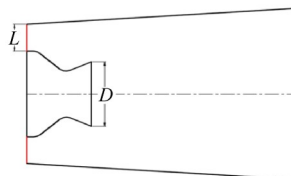
在上述条件下,发动机尺寸如图 3 所示,在外置式布局发动机中,确定引射口尺寸 L 与固体火箭出口直径 D 之比(L/D)为 $4/6$ 时;可推出内置式布局发动机引射口尺寸 L 与固体火箭出口直径 D 之比(L/D)为 $5/12$ 。发动机再燃室长度与固体火箭出口直径为定值 $25/6$ 。

2.2 边界条件类型、网格划分及计算方法

基于固体火箭引射式发动机的边界条件见图 4。



(a) Solid rocket external



(b) Solid rocket built-in

Fig. 3 Structure of engine

本文计算采用有限体积法,求解方法为基于压力的隐式求解法,模型采用二维轴对称模型,燃气入口与空气入口均设置为压力入口,发动机出口设置为压力出口,壁面采用无滑绝热壁面,采用标准的 $k-\varepsilon$ 两方程的湍流模型。计算网格如图 5 所示,贴近壁面处最小网格尺度为 0.02mm ,其它区域最小网格尺度为 0.1mm ,最大尺度为 1mm 。

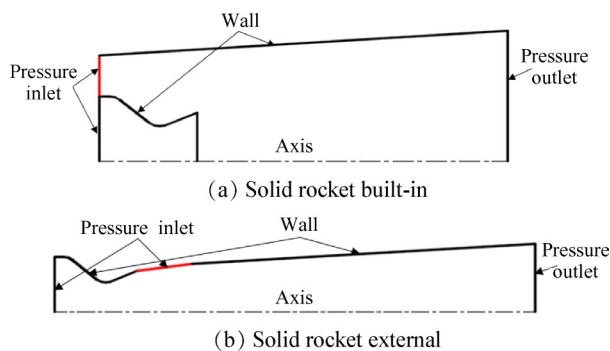
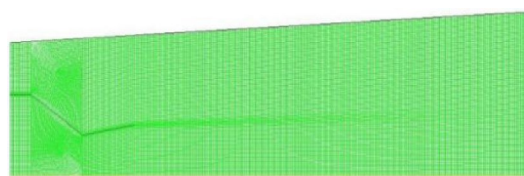


Fig. 4 Condition of engine boundary



(a) Solid rocket built-in



(b) Solid rocket external

Fig. 5 Grid of engine

3 结果与讨论

3.1 内、外置式布局发动机引射与推力分析

燃烧室温度对发动机引射性能和推力性能有显著影响,计算中在能量方程中添加源项实现对再燃

室的定量加热(如式(1)所示),源项加热区域为固体火箭发动机喷管出口后的再燃室,分析在相同的加热量下内、外置布局对引射性能和推力的影响。

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i}(u_i(\rho E + p)) = \frac{\partial}{\partial x_i}(k_{\text{eff}} \frac{\partial T}{\partial x_i} - \sum_j h_j J_j + u_i(\tau_{ij})_{\text{eff}}) + S_h \quad (1)$$

式中 $k_{\text{eff}} = k_i + k$, 表示有效导热系数。 J_j 表示组分 j 的扩散通量。方程式右边第一项是导热项,第二项是组分扩散项,第三项是粘性耗散项; S_h 表示为体积热源的源项; $E = h - \frac{p}{\rho} + \frac{u_i^2}{2}$ 。

设火箭发动机燃气入口压力为 0.26MPa, 温度为 700K; 空气入口压力为 0.1MPa, 温度为 300K, 出口压力 0.1MPa, 温度为 300K, 再燃室加热量如表 1 所示, 对比 6 种加热量条件下内、外置布局发动机性能, 其中, Case A1~F1 表示内置式布局的 6 种工况; Case A2~F2 表示外置式布局的 6 种工况。

3.1.1 引射性能对比分析

定义引射效率计算公式为

$$\theta = \frac{\dot{m}_a}{\dot{m}_r} \times 100\% \quad (2)$$

式中 $\dot{m}_a$ 为引射空气流量, $\dot{m}_r$ 为火箭燃气流量。

图 6 为引射效率随加热量的变化趋势, 由图可知, Case A~E 中, 内置式布局的引射效率高于外置式, 仅在 Case F 中, 外置式布局的引射效率高于内置式, 随着加热量的增大, 内、外置式引射效率总体趋势下降, 且当 $Q \leq 7.5 \times 10^7 \text{ W/m}^3$, 加热量对引射效率的影响较小, 当 $Q > 7.5 \times 10^7 \text{ W/m}^3$ 时, 加热量对引射效率的影响显著增强, 引射效率急剧下降。内置式布局中: 最大引射效率在 Case A1 且为 195.6%, 最小引射效率在 Case F1 且为 57.7%; 外置式布局中: 最大引射效率在 Case A2 且为 113.0%, 最小引射效率在 Case F2 且为 62.1%。为了更加深入的分析引射效率的变化曲线, 绘制了各工况的马赫场(图 7), 由图 7 可知, 火箭射流为超声速流动, 根据瑞利公式^[17], 加热使超声速流减速, 由此导致引射口局部压力升高, 引射效率下降, 因此引射效率随着加热量的增加而总体呈现下降趋势。

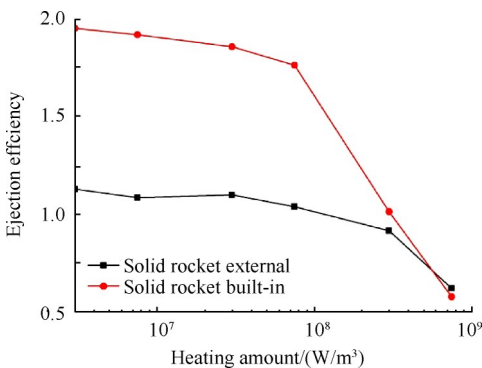


Fig. 6 Ejection efficiency varies with heating

3.1.2 推力及推力增益对比分析

发动机推力是衡量发动机性能的重要参数之一, 它是表征发动机工作能力大小的重要指标, 发动机推力计算公式为

$$F = \dot{m}_e \times V_e + (p_e - p_a) A_e - \dot{m}_i \times V_i \quad (3)$$

式中 $\dot{m}_e$, V_e , p_e 分别表示发动机出口燃气流量、速度和压力, A_e 表示发动机出口的横截面积, $\dot{m}_i$, V_i 分别表示发动机引射口空气流量和速度, p_a 表示环境压力。

图 8 为发动机出口平均速度随加热量的变化趋势, 由图可知, 内置式布局中: Case A1 发动机出口燃气速度最小且为 108.2m/s, Case F1 发动机出口燃气速度最大且为 197.5m/s。外置式布局中: Case B2 发动机出口燃气速度最小且为 171.3m/s, Case F2 发动机出口燃气速度最大且为 287.1m/s。由图 7 可知, 再燃室内的混合气体为亚声速流动, 因此随着加热量的增加, 发动机出口速度总体上呈现上升的趋势, 且当 $Q \leq 7.5 \times 10^7 \text{ W/m}^3$, 加热量对发动机出口速度影响较小, 当 $Q > 7.5 \times 10^7 \text{ W/m}^3$ 时, 影响显著提高, 发动机出口速度急剧增加。

图 9 为发动机推力随加热量的变化趋势, 由图可知, 内置式布局中: 发动机推力随加热量的增加变化较小, Case D1 发动机推力最大且为 189.4N, Case E1 发动机推力最小且为 179.9N。外置式布局中: 发动机推力总体上随着加热量的增加呈现上升的趋势, 这主要因为随着加热量的增加, 发动机出口燃气速度不断增加, 发动机出口速度的增量远大于出口流量的减小量, 因而发动机推力不断提高。Case B2 发

Table 1 Numerical simulation condition

Condition	Case Ai	Case Bi	Case Ci	Case Di	Case Ei	Case Fi
Heating amount $Q/(\text{W/m}^3)$	3×10^6	7.5×10^6	3×10^7	7.5×10^7	3×10^8	7.5×10^8

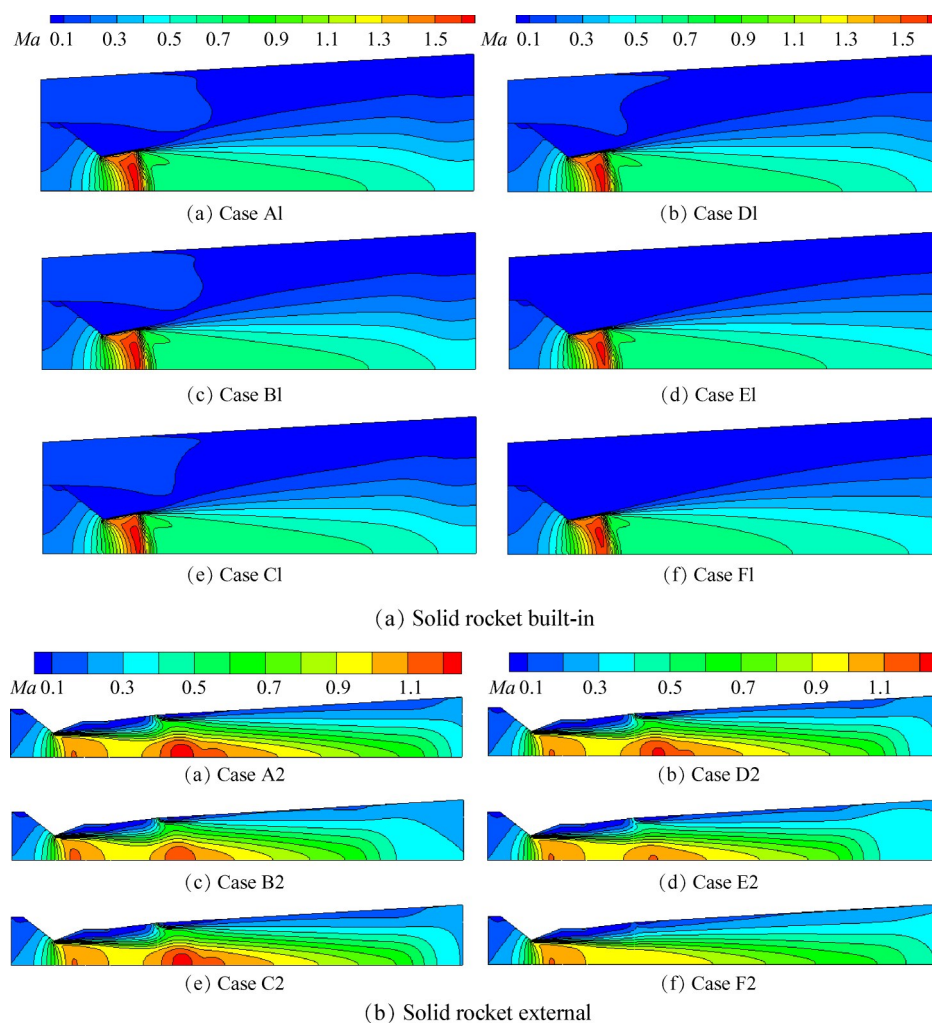


Fig. 7 Mach cloud of every condition

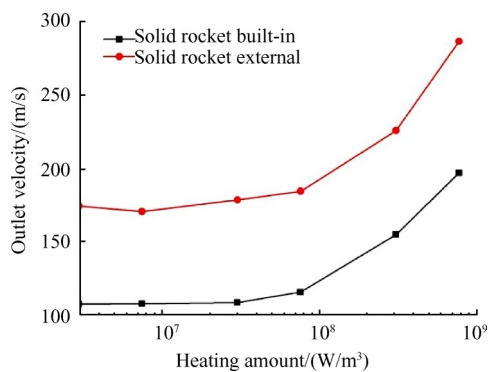


Fig. 8 Even velocity changing with heating at the exit of engine

动机推力最小且为 703.7N, Case F2 发动机推力最大且为 265.3N, 并且当 $Q > 7.5 \times 10^7 \text{ W/m}^3$ 时, 发动机推力显著提高。图 10 为发动机温度云图。在图 10(a) 中, Case A1~D1 ($Q \leq 7.5 \times 10^7 \text{ W/m}^3$) 中, 发动机最高温度为固体火箭一次燃气射流的温度, 加热量 Q 未能使再燃室内的混合气流温度进一步升高, Case E1~F1 ($Q > 7.5 \times 10^7 \text{ W/m}^3$) 中, 再燃室右上区域产生涡, 气

流无法将热量送出, 热量在涡中累积, 导致该区域温度骤升, 与此同时, 随着涡的扩大, 高温区域也在不断扩大; 在图 10(b) 中, Case A2~D2 ($Q \leq 7.5 \times 10^7 \text{ W/m}^3$) 中, 再燃室的温度呈现出由中心到壁面而下降的趋势, 且发动机出口处的温度上升速度最快; Case E2~F2 ($Q > 7.5 \times 10^7 \text{ W/m}^3$) 中, 再燃室的温度随着气流向下游流动而上升, 且发动机在出口处温度达到最大。

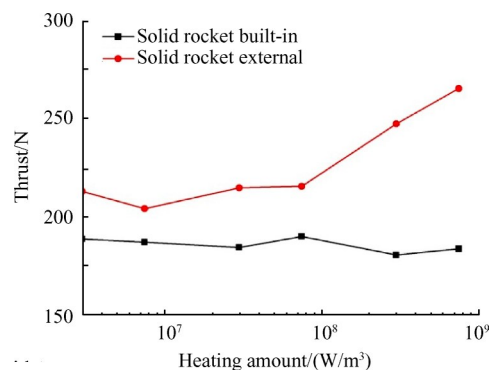


Fig. 9 Thrust changing with heating

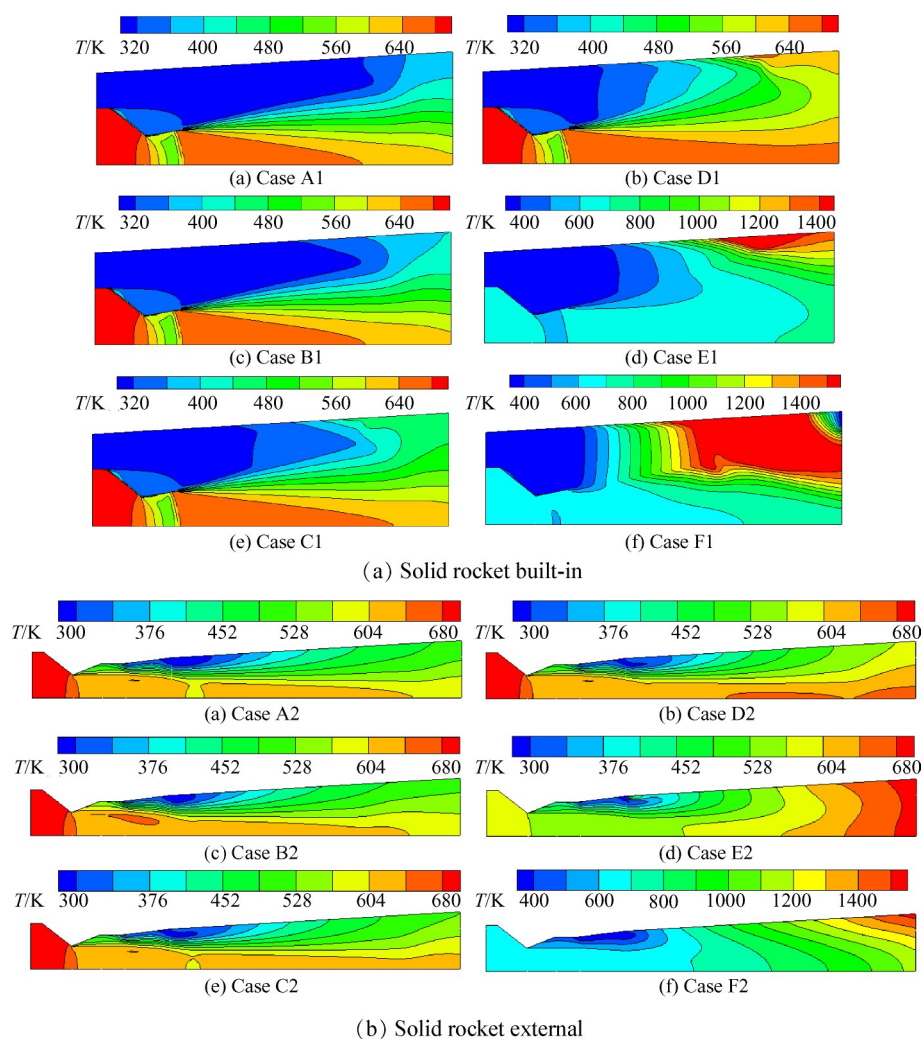


Fig. 10 Temperature cloud of every condition

定义发动机推力增益计算公式为

$$\eta = \frac{F - F'}{F'} \times 100\% \quad (4)$$

式中 η 表示发动机推力增益, F 表示发动机推力, F' 表示纯火箭推力。

图 11 为发动机推力增益随加热量的变化曲线图,由图可知,内置式布局发动机在所有工况中均未获得正增益;在外置式布局中,推力增益随着加热量的增加而增加,Case B2 中发动机推力增益最小且为 7.0%,Case F2 中发动机推力增益最大且为 39.3%。

综上所述,从发动机的推力及推力增益的效果出发,在相同的加热量下外置式布局要优于内置式布局,而且在结构形式上,外置式布局结构紧凑,使得其更利于实际应用。

3.2 外置式引射口尺寸对发动机性能影响研究

为了寻求较优性能的发动机结构,在外置式布局发动机基础上,研究引射口尺度对发动机的性能影响,在发动机再燃室长度尺度一定的情况下

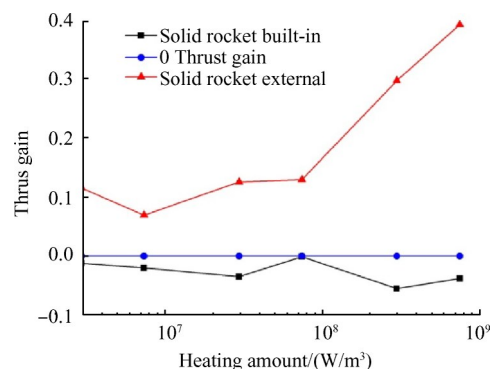


Fig. 11 Thrust gain varies with heating amount

(本文取 250mm),设计了引射口尺寸 L 与固体火箭出口直径 D 之比 (L/D) 分别为 1/6, 2/6, 3/6, 4/6, 5/6, 6/6 等 6 种工况,其中 D 不变, L 改变。再燃室加热量为 $7.5 \times 10^8 \text{ W/m}^3$ 。

3.2.1 引射口对引射效率影响分析

图 12 为不同工况下发动机内部速度流场图。由图可知,Case 1~6 中,混合区内均产生小部分回流;由

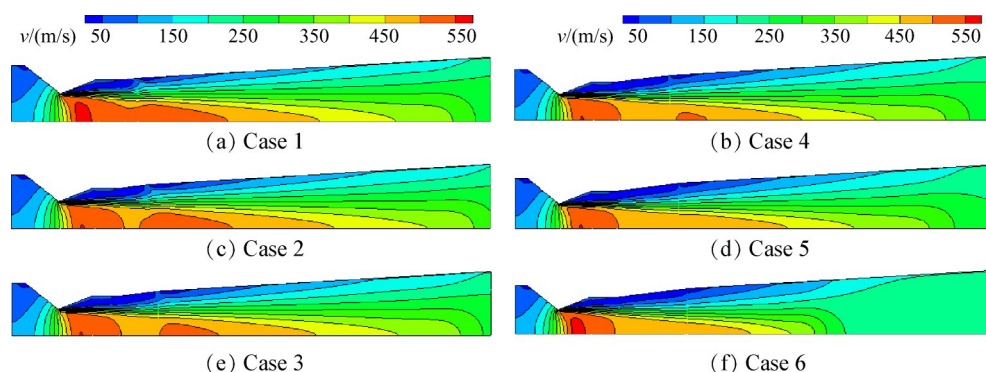


Fig. 12 Velocity and streamline of internal airflow of different L/D parameters

于火箭一次燃气流与引射气流不断进行掺混,并且掺混过程存在于整个再燃室内,在掺混过程中,两股流体发生质量、动量及能量交换,因此火箭一次燃气流的速度不断下降,而引射气流的速度不断增大。同时根据瑞利公式,火箭一次燃气流与引射气流掺混后形成一股单一均匀的亚声速混合气流后,在再燃室内被加热,速度不断增加;处于亚声速流动未掺混的引射气流加热之后,速度不断增加,而处于超声速流动未掺混的火箭射流加热之后,速度则不断减小。

表 2 列出了发动机的各界面流量,由表 2 可知,Case 4 中引射流量最大且为 0.354kg/s ,Case 1 中引射流量最小且为 0.254kg/s ;图 13 为发动机引射效率随引射口尺寸变化曲线,由图可知,随着 L/D 的增加,引射效率呈现出先升高后下降的趋势,在 $L/D=4/6$ 时,引射效率达到最大且为 62.1% 。

Table 2 Flow of different engine interface

Case	Gas flow/(kg/s)	Ejected flow/(kg/s)	Outlet flow/(kg/s)	Ejection efficiency/%
1	0.594	0.254	0.848	42.8
2	0.593	0.280	0.873	47.2
3	0.593	0.304	0.897	51.2
4	0.570	0.354	0.924	62.1
5	0.593	0.344	0.937	58.0
6	0.588	0.318	0.906	54.1

根据发动机推力公式,忽略发动机出口燃气压力和空气产生的反推力的影响,直接从发动机出口燃气流量和速度两方面来分析引射口 L/D 的变化对发动机推力的影响。

图 14 为发动机推力及推力增益随 L/D 的变化曲线图,由图可知,随着 L/D 的增加,推力及推力增益都是呈现出先增加再减小的趋势,推力及推力增益最大值出现在 $L/D=4/6$ (Case 4) 处。图 15 为发动机出口燃气流量和速度随 L/D 的变化曲线图,由图可知,随

着 L/D 的增加,发动机出口燃气流量先增加后减小,出口燃气流量最大值出现在 $L/D=5/6$ (Case 5) 处;随着 L/D 的增加,发动机出口燃气速度先减小再增加至最大值后再次减小,出口燃气速度最大值出现在 $L/D=4/6$ (Case 4) 处。在图 15 中,虽然发动机出口燃气流量最大值出现在 $L/D=5/6$ (Case 5) 处,出口燃气速度最大且为 287.1m/s 出现在 $L/D=4/6$ (Case 4) 处,发动机的推力主要由发动机喷口处燃气速度和流量共同决定,Case 4 和 Case 5 的速度差远大于其流量差,其流量差甚至可以忽略。

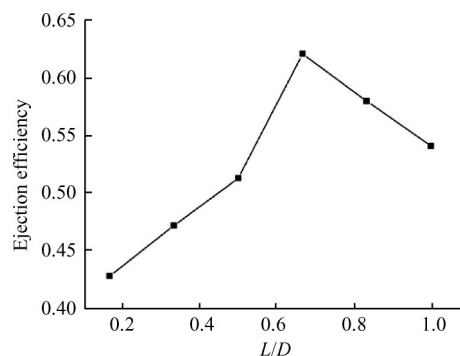


Fig. 13 Ejection efficiency varies with L/D

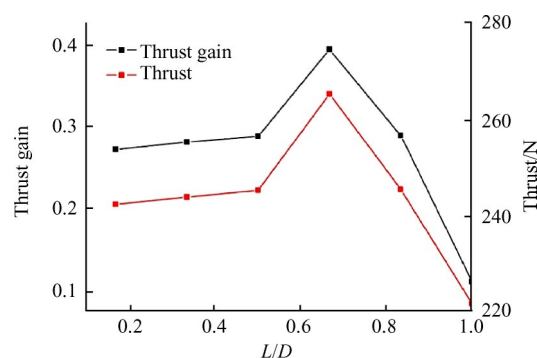


Fig. 14 Thrust and thrust gain varies with L/D

综上所述,在 Case 4 构型下即引射口尺寸 $L/D=4/6$ 时,发动机具有最优的引射性能及推力性能。

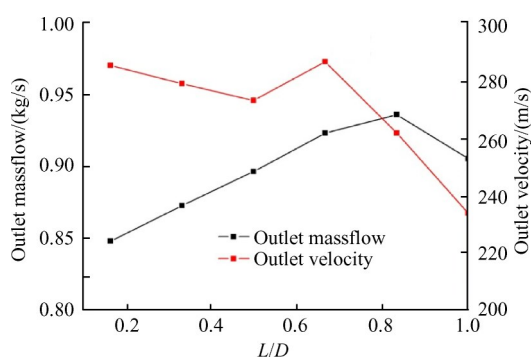


Fig. 15 Flow and velocity of outlet gas varies with L/D

4 结论

本文运用CFD技术对不同发动机构型进行数值模拟分析,对比分析内置式布局发动机和外置式布局发动机的性能,然后针对外置式布局,研究了引射口尺寸 L/D 对发动机性能的影响,得到如下结论:

(1)在相同工作条件下,内置式布局发动机引射效率高于外置式布局发动机引射效率,内置式布局具有良好的引射性能,但其推力增益为负值。

(2)在相同工作条件下,外置式布局获得良好的正推力增益,具有更好的推力性能。

(3)在所对比的外置式布局6种工况中,当发动机引射口尺寸 $L/D=4/6$ 时,发动机引射性能和推力性能达到最佳状态。

致谢:感谢国家自然科学基金、南昌航空大学研究生创新专项资金的赞助,感谢实验室师兄提供软件方面的帮助。

参考文献

- [1] 陈利. 无人地效飞行器控制系统设计[J]. 机械制造与自动化, 2016, 45(4): 183-188.
- [2] 王永寿. 世界新靶机介绍[J]. 飞航导弹, 1986, 4(9): 45-46.
- [3] 宋力钊, 刘圣春, 宁静红. 几何参数对喷射器性能的影响分析[J]. 制冷技术, 2013, 41(5): 56-59.
- [4] 陈辉, 陈修娟, 肖立川. 喷射器二维流场与性能的数值分析[J]. 煤矿机械, 2008, 29(6): 57-60.
- [5] Guillaume D W, Judge T A. Improving the Efficiency of

a Jet Pump Using an Elliptical Nozzle[J]. *Review of Scientific Instruments*, 1999, 70(12): 4727-4729.

- [6] 季红军, 陶东仁, 王金峰, 等. 喷嘴位置对喷射器的性能影响的研究[J]. 制冷, 2007, 26(4): 16-18.
- [7] Pianthong K, Seehanam W, Behnia M, et al. Investigation and Improvement of Ejector Refrigeration System Using Computational Fluid Dynamics Technique[J]. *Energy Conversion & Management*, 2007, 48(9): 2556-2564.
- [8] Keenan J H, Neumann E P. A Simple Air Ejector[J]. *Applied Mechanics, Trans ASME*, 1942, 64, A75-A81.
- [9] 王锁芳, 李立国. 多喷管引射器的性能分析[J]. 南京航空航天大学学报, 1996, 28(3): 350-355.
- [10] 王锁芳, 李立国. 六喷管超音速引射器性能的理论分析和实验研究[J]. 航空动力学报, 1996, 11(3).
- [11] 杨亚军. 引射式燃烧器的优化设计研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2014.
- [12] 安佳宁, 陈慧杰. 不同混合室构型RBCC引射模态性能分析[J]. 科学技术与工程, 2012, 12(21): 5408-5411.
- [13] Lineberry D, Landrum B. Effects of Multiple Nozzles on Asymmetric Ejector Performance [J]. *AIAA Journal*, 2013.
- [14] 王国辉, 何国强, 蔡体敏. 一次火箭参数对RBCC引射模态性能的影响[J]. 推进技术, 2003, 24(3): 204-207. (WANG Guo-hui, HE Guo-qiang, CAI Ti-min. Effect of Primary Rocket Parameters on the Performance of RBCC (Rocket Based Combined Cycle) in Ejector Mode [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24(3): 204-207.)
- [15] 黄生洪, 何洪庆, 何国强. 支板火箭引射冲压发动机引射模态燃烧流动(II)二次燃烧及构型的影响[J]. 推进技术, 2003, 24(3): 259-264. (HUANG Sheng-hong, HE Hong-qing, HE Guo-qiang. Combustion Flow in Ejecting Mode of Strutjet Engine (II) Effects of Secondary Combustion and Configuration [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24(3): 259-264.)
- [16] Daines R L, Merkle C L. Computational Fluid Dynamic Modeling of Rocket Based Combined Cycle Engine Flow Fields[J]. *AIAA Journal*, 1994.
- [17] 王新月, 胡春波, 张堃元, 等. 气体动力学[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2006.

(编辑: 朱立影)