

火箭基组合循环(RBCC)发动机性能分析

黄 伟, 罗世彬, 王振国

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙, 410073)

摘 要: 介绍了采用引射火箭模式的 RBCC 发动机工作原理, 并在对其概念设计模型进行简化的基础上, 进行了 RBCC 发动机系统性能分析, 评估了 RBCC 发动机系统主要设计参数 (发动机系统出口截面直径和燃料化学反应后的总温) 的变化对其性能 (推力、推力系数和比冲) 的影响, 认为: 1) 燃料经过加热后, 推力和推力增益都上升了 69.97%, 比冲增加了 180.18%; 2) 随着二次燃烧过程中燃烧室温度的上升, 发动机的推力、推力增益和比冲得到了很大的提高, 火箭发动机的性能得到了很好的改善; 3) 随着 RBCC 发动机系统出口截面直径的增加, 尾气对发动机的反推力、推力增益以及比冲急剧下降, 不利于其性能的改善。

关键词: RBCC; 引射火箭模式; 推力; 推力增益; 比冲

中图分类号: V438

文献标识码: A

文章编号: (2007) 05-0006-05

Performance analysis of RBCC engine

Huang Wei, Luo Shibin, Wang Zhenguo

(Inst. of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, ChangSha 410073, China)

Abstract: The operating principle of RBCC engine which adopts the ejector mode is introduced. On the foundation of simplified concept design model, the influence of the variation of the main design parameters (the diameter and temperature) of RBCC is evaluated. It is concluded that: after the mixed fuel is heated, thrust and thrust efficiency both increase 69.97%, and specific impulse increases 180.18%; thrust, thrust efficiency and specific impulse are improved greatly with the rising of the temperature and declined sharply as the increasing of the diameter.

Key words: RBCC; ejector mode; thrust; thrust efficiency; specific impulse

收稿日期: 2007-05-08; 修回日期: 2007-09-15。

作者简介: 黄伟 (1982—), 男, 博士研究生, 研究领域为高超声速推进技术。

1 引言

火箭发动机虽然具有较好的加速特性和较大的推重比,但是因其没有利用环境中的氧气,比冲较低,不能作为大气层内飞行的理想动力系统,而吸气式发动机尽管利用了大气中的氧,使发动机的比冲得到了很大的提高,但因其推重比较低,无法实现自行起飞,同样不能独担高速推进之重任。火箭基组合循环(RBCC),就是将两者有机地组合在一起,扬长避短,成功地实现了航天推进高效性与经济性的最佳组合,很可能发展成为第三代单级可重复使用运载器的动力装置及一些先进高超声速导弹的推进系统。

迄今为止,美国、日本、俄罗斯和欧共体等国家和地区已经开展了RBCC的研究工作,并取得了一定成果。其中,美国在该领域投入最大,研究水平也最高,但是RBCC推进系统距离投入使用还有很长的路要走,必须进行更多的地面试验和飞行试验。国内关于RBCC的研究也已经起步,不少单位都进行了跟踪研究。西北工业大学的刘佩进等人开展了火箭基组合推进系统在引射阶段的实验系统设计。实验系统包括以支板为特征结构形式的引射火箭试验发动机,自由射流气动系统、燃料喷注系统和压强推力数据采集系统,以固体火箭发动机作为燃气发生器,成功地进行了静态海平面 $Ma=0$ 状态下引射模式实验,获得了相关的实验数据。同时,对相应的几何结构做了数值模拟。黄生洪等人采用数值计算的方法对火箭支板引射冲压发动机引射模式的燃烧流动瞬时掺混燃烧流场进行了数值模拟,分析了低速模式SMC(Simultaneous Mixing and Combustion)湍流流场的流动结构及特征,并对其在 Ma 处于0~1范围内的性能进行了分析,结果在 $Ma \geq 0.7$ 的范围内获得了推力增益。

2 RBCC发动机的工作原理

RBCC用于单级入轨工作过程中一般要经历四种模式,即火箭引射模式($Ma=0 \sim 3$),亚燃冲

压模式($Ma=3 \sim 6$),超燃冲压模式($Ma=6 \sim 8$)和纯火箭模式($Ma=8 \sim 10$)。

引射模式工作阶段,在从火箭排出燃气的引射作用下,空气被吸入进气道,空气的总压升高。但是由于来流的动压较低,发动机的推力主要是由引射火箭提供的,这就使得引射火箭的工作压力较高,高温燃气与空气进行掺混,进而在混合气流中喷入燃料,进行补燃燃烧,此时,引射火箭和扩压段均产生推力。研究表明,相对于纯火箭工作的情况,对引射气流进行二次补燃可以大大提高发动机的推力。在零速度的情况下,推力可以增加15%,而在 $Ma=2$ 的情况下,推力增益可以达到50%。

在亚声速燃烧冲压模式,火箭的排气量减少,从进气道流入的高速气流在扩压段压力得到恢复。由于气流的总压升高,恢复的压力可以产生足够的推力。在这种情况下,引射火箭工作在高混合比、低燃烧室压力的状态下,可以作为值班火焰。

随着飞行马赫数的进一步提高,当发动机采用超声速燃烧冲压模式时,引射火箭关闭,飞行器在超燃冲压发动机的推动下继续加速。当推进系统进入纯火箭模式时,进气道关闭,仅有引射火箭产生推力。

3 RBCC发动机概念模型设计

在此概念模型中,认为引射火箭的燃料是气态氢,而氧化剂是气态氧,在第二次燃烧中所用的燃料是气态氢。

引射火箭发动机喷管出口截面所在位置为 $x=0\text{m}$ 。混合始于 $x=0.889\text{m}$,结束于 $x=1.778\text{m}$,位于燃料-气态氢的喷射口。RBCC火箭发动机喷管出口位于 $x=2.3622\text{m}$ 。具体尺寸如图1所示。

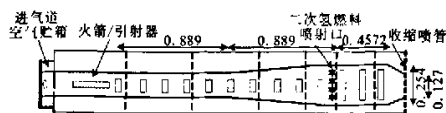


图1 RBCC概念模型尺寸(单位:米)

Fig.1 Dimensions of RBCC conceptual model (unit:m)

4 RBCC 发动机性能分析

简化模型,即认为此流动是一维的,不考虑化学反应,也就是说,当一次流和二次流混合均匀后就直接对燃料加热,使其高速从 RBCC 喷管尾部喷出。

当去掉了引射火箭二次燃烧室得到的推力就是纯火箭推力,可以作为推力的比较基准。所谓推力增益就是所研究的 RBCC 模型的整体推力与估算的一次引射火箭地面推力之间的比值,它可以从宏观上揭示 RBCC 模型整体结构与一、二次流掺混对系统推力的综合作用。

在此概念模型下, RBCC 发动机进气收敛段进口边界条件为标准大气压 0.101325MPa 和温度 300K,尾喷管出口边界条件为标准大气压 0.101325MPa。引射火箭总温为 1300K,总压则可以根据需要采用不同的压力,以研究引射火箭总压的变化所带来的影响。对于双原子的完全气体,由于其单位质量气体的旋转能量为 1RT,所以其两种比热之比 $\gamma=1.4$ 。

当引射火箭总压是 2MPa,燃料流量是 0.503kg/s 时,引射空气流量在未加热时为 1.833kg/s,加热时为 1.112kg/s,而引射比是二次流量与一次火箭流量之比,它可以揭示 RBCC 模型的引射效率,那么由以上数据得知,在没有加热时的引射比为 3.64,而在加热时为 2.21。又知引射火箭喷管出口的马赫数为 3.0,则由以下一维等熵流动参数之间的关系式可以得到 $p=0.0544474\text{MPa}$ 。

$$T_0/T=1+\frac{\gamma-1}{2}M^2$$

$$p=p_0/(T_0/T)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

式中, T_0 、 p_0 分别为总温和总压; T 、 p 分别为静温和静压; M 为马赫数; γ 为比热比。

这样发动机的外界压强就比引射火箭发动机出口处的压强大,由于主引射火箭的引射抽吸作用,进口处原本静止的空气得到了一定的加速并

流入进气道内,形成二次空气流。然后随着进气道上盖板的收敛,气流速度得到进一步提高。进入隔离段后,流入了更加狭窄的通道,流速再次进一步提升。在支板尾部,二次流与一次引射主流开始掺混,一次流速度迅速降低,而二次流速度则得到进一步的提高。设引射火箭发动机喷管出口直径为 $3.1\times 10^{-2}\text{m}$,利用下式计算引射火箭发动机的推力 F 为 616.377N。

$$F=\dot{m}v_e+(p_e-p_a)A_e$$

式中, F 为所产生推力; \dot{m} 为质量流量; v_e 为出口速度; p_e 和 p_a 分别代表出口压强和环境压力; A_e 为引射火箭发动机喷管的出口面积。

倘若燃料经过第一次燃烧后在流道中没有进行加热,只是进行简单的掺混而已,由图 1 可以得到发动机扩张管的倾角为 4.09604° 。当倾角为 4.0° 度时, Ma 为 1.21774,来流前后的压强之比为 0.40291,温度之比为 0.77126;当倾角为 4.5° 时, Ma 为 1.23732,来流前后的压强之比为 0.39262,温度之比为 0.76558。对于倾角为 4.09604° 的参数,本研究中通过插值得到其 Ma 为 1.221501,来流前后的压强之比为 0.39460,温度之比为 0.76667。

由于燃料的质量流率一定,则当 ρ 一定时, v 和 A 是成反比的。假设此流动为定常的,可得到燃料在 RBCC 发动机出口的流速为 1847.8m/s,从而进一步得知其推力和推力增益分别为 2375.64N 和 3.85419,并且随着出口截面积的增大,推力及其推力增益相应减少。

根据文献,可以得到 RBCC 火箭发动机系统在加热情况下,燃烧室的最高温度处于 2000K 到 2200K 之间,这样不妨选取尾段燃烧室的总温为 2200K,从而可以得到 RBCC 火箭发动机系统的出口 Ma 为 5.08949,出口推力为 4037.93N 以及其推力增益为 6.55108。

在表 1 中,对火箭基组合循环发动机中掺混燃料在未加热和加热情况下的推力增益,出口处的马赫数,出口处燃料的速度以及出口处的温度等参数进行了对照比较。

从表中可以看到, 在 RBCC 火箭发动机系统中, 掺混燃料经过加热后, 其性能得到了很大的提高, 尾气对火箭发动机的反推力由 2375.64N 上升到 4037.93N, 推力增益也由原来的 3.85419 上升到 6.55108。

表 1 掺混燃料在未加热和加热情况下参数比较

Tab.1 Comparison of parameters at unheated and heated conditions

发动机参数	未加热	加热后
推力/N	2375.64	4037.93
压强/MPa	0.0214849	3.66044×10^{-5}
推力增益	3.85419	6.55108
马赫数	1.2215	5.08949
燃料速度/ $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$	1847.8	4785.09
温度/K	355.954	2200

当引射火箭二次燃烧室的温度发生变化时, 其尾气排出喷管时所产生的反推力及推力增益也会伴随着产生变化, 利用 MATLAB 软件, 对总温 T_2 在 2000K 到 2200K 变化时的参数变化情况进行了分析, 并绘制了出口处各参数随总温升高的变化趋势, 如图 2~3 所示。

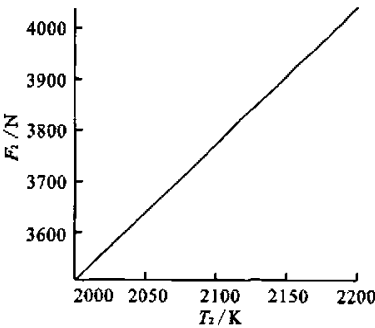


图 2 推力随总温的变化趋势

Fig.2 Variation of thrust with the increase of the total temperature

随着二次燃烧过程中燃烧室温度的上升, 发动机的推力和推力增益得到了很大的提高, 从而使火箭发动机的性能得到了很好的改善, 也就是说在二次燃烧的燃烧室内, 掺混后的燃料和喷射

的气态氢燃烧得越完全, 火箭发动机的性能也就越好。

当 RBCC 发动机系统喷管出口处的截面直径发生变化时, 由喷管尾端喷射出的气体对火箭发动机的反推力和推力增益也会产生一定的影响。在这种情况下, 本研究中对在保持其他参数不变的基础上, 使截面直径在一定范围内变化, 分析火箭发动机性能随出口截面直径的变化趋势。

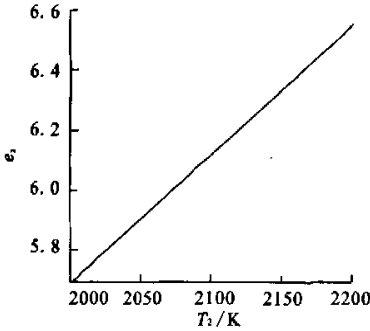


图 3 推力增益随总温的变化趋势

Fig.3 Variation of thrust efficiency with the increase of the total temperature

随着 RBCC 发动机系统出口截面直径的增加, 尾气对发动机的反推力和推力增益急剧下降。在 RBCC 发动机系统出口截面直径由 $D_1=5.08\times10^{-2}\text{m}$ 增加到 0.1778m 的过程中, 尾气对发动机的推力由 5115.7N 减少到 2806.2N, 推力增益也由原来的 8.2997 下降到 4.5527。

同时, 在 RBCC 发动机系统的出口截面和补燃室总温保持不变的前提下, 且分别取为 0.127m 和 2200K, 可以分别得到引射火箭的比冲 I_1 为 $1225.4018\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg}$ 、掺混燃料未经加热喷出时的比冲 I_2 为 $1296.0402\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg}$ 和 RBCC 发动机系统的比冲 I_3 为 $3631.2332\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg}$, 由此可以看出, 比冲作为衡量发动机系统性能优越的最主要参数之一, 它的明显提高充分说明了飞行器在利用 RBCC 发动机系统后, 其性能得到了很大的提高, 为将来航天飞机的现实化提供了理论基础。当 RBCC 发动机系统的出口直径从 $5.08\times10^{-2}\text{m}$ 到 0.1778m 发生变化时, 其比冲 I_3 不断下降, 从 $4600.512\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg}$ 降到 $2523.5\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg}$ 。

当补燃室总温从 2000K 到 2200K 变化时, RBCC 发动机系统出口处比冲也会相应地发生变化, 从 3154.228N·s/kg 上升到 3311.94N·s/kg。

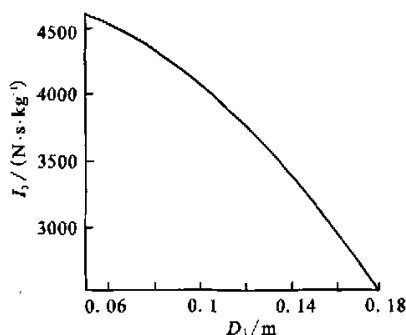


图4 RBCC 发动机系统出口处比冲 I_{sp} 随出口处截面直径的变化趋势

Fig.4 Variation of specific impulse I_{sp} with the increase of the diameter

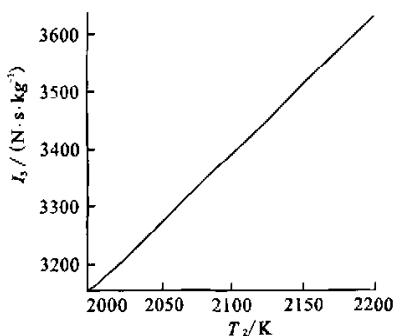


图5 RBCC 发动机系统出口处比冲 I_{sp} 随补燃室总温升高的变化趋势

Fig.5 Variation of specific impulse I_{sp} with the increase of the total temperature

5 结论

本研究对 RBCC 发动机系统概念模型的性能进行了初步分析。从研究发动机系统三个最主要

的性能参数——推力、推力增益和比冲出发, 分别讨论了补燃室总温和发动机出口截面直径变化情况下, 发动机系统出口截面各参数随之的变化趋势, 并对其进行了比较分析, 认为 RBCC 发动机系统在补燃室总温比较高、出口截面直径比较小的情况下, 其性能更好。虽然在模型的处理上和现实相差较大, 但是足以说明飞行器在利用 RBCC 发动机系统后的优势所在, 相比较其他的发动机系统, RBCC 发动机系统的性能得到了很大的提高。

参考文献:

- [1] 刘佩进, 何国强, 陈剑, 等. 低速条件下引射火箭实验研究[J]. 固体火箭技术, 2002, 25(1): 69-72.
- [2] 刘佩进, 何国强, 李宇飞. RBCC 引射火箭模态二次燃烧实验[J]. 推进技术, 2004, 25(1): 75-77.
- [3] 刘佩进, 何国强, 李宇飞, 等. 二次喷管对引射火箭性能影响研究[J]. 固体火箭技术, 2004, 27(2): 108-110.
- [4] 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.
- [5] 王国辉, 何国强, 刘佩进, 等. RBCC 引射模态 DAB 模式二次燃烧数值研究[J]. 固体火箭技术, 2004, 27(1): 5-8.
- [6] 黄生洪, 何国强, 何洪庆. 支板火箭引射冲压发动机引射模态燃烧流动(I)瞬时掺混燃烧流场的数值模拟[J]. 推进技术, 2003, 24(2): 160-165.
- [7] 黄生洪, 何洪庆, 何国强, 等. 火箭基组合循环(RBCC)推进系统概念设计模型[J]. 推进技术, 2003, 24(1): 1-5.
- [8] Matthew K Lehman. Mixing and reaction processes in rocket based combined cycle and conventional rocket engines [D]. The Graduate School of the Pennsylvania State University, 2000.
- [9] 徐华舫. 空气动力学基础[M]. 北京: 北京航空学院出版社, 1987.

(编辑: 陈红霞)