

火箭基组合循环发动机性能迭代算法研究

王洪信, 徐 旭

(北京航空航天大学, 北京 100191)

摘 要: 火箭基组合循环 (简称 RBCC) 发动机性能分析模型的研究对于 RBCC 发动机结构的优化设计具有重要意义。本文结合 RBCC 发动机的结构特点和工作原理建立了 RBCC 发动机性能分析模型, 并对 RBCC 发动机性能计算方法进行了研究。结合 RBCC 发动机引射模态和亚燃冲压模态的工作特点, 通过迭代计算使进气道、混合段、燃烧室之间的参数耦合, 实现了对 RBCC 发动机引射模态与亚燃冲压模态性能的快速分析。文章通过算例验证了算法的可行性, 并通过与文献结果的对比验证了计算结果的可信度。

关键词: 火箭基组合循环; RBCC; 性能计算; 迭代算法

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2015) 01-0056-07

Research on performance iterative algorithm of rocket based combined cycle engine

WANG Hong-xin, XU Xu

(Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The study about the performance analysis model of rocket based combined cycle (RBCC) engine has important implication for optimization design of its structure. A performance analysis model for RBCC engine is built according to the structure characteristics and operating principle of RBCC engine. The performance computing method for RBCC engine is analyzed. In combination with the operating features of the ejector modal and sub-combustion ramjet modal of RBCC engine, the parameters of air inlet, mixing region and combustor was coupled by means of the iterative algorithm, and rapid analysis for the performance of the ejector modal and sub-combustion ramjet modal of RBCC engine was realized. Examples are used to demonstrate the feasibility of the method, and the credibility of the calculation results is verified by contrast with literatures.

Keywords: rocket based combined cycle; RBCC; performance computation; iterative algorithm

收稿日期: 2014-09-16; 修回日期: 2014-10-06

作者简介: 王洪信 (1992—), 男, 硕士, 研究领域为冲压发动机技术

0 引言

火箭基组合循环发动机 (RBCC: Rocket Based Combined Cycle) 是火箭发动机与吸气式发动机的集成, 该模型将两者的优点集中到一个具有多种工作模态的系统中, 包括引射模态、亚燃模态、超燃模态和火箭模态^[1-2], 在不同的飞行阶段启用相对较优的工作模态, 实现了发动机在整个弹道上以较优性能工作。RBCC 发动机是未来天地间运输工具的优异动力系统, 美国、日本和欧洲等国家和地区纷纷开展了对 RBCC 发动机的研究工作, 均取得了大量的成果。

RBCC 发动机性能模型研究工作对于 RBCC 发动机工作原理的研究和结构的优化设计具有重要意义。国外曾提出了大量的 RBCC 发动机模型并开发了完整的概念设计工具, 较为突出的是 SCCREAM (Simulated Combined-Cycle Rocket Engine Analyze Module)^[3]。SCCREAM 软件可以分析 RBCC 发动机从引射模态到纯火箭模态 4 种不同的工作模态, 可以模拟多种类型的 RBCC 发动机, 在 RBCC 发动机的方案评估及快速性能预示方面发挥了重要作用。

文章结合 RBCC 发动机的结构特点和工作原理, 针对 RBCC 发动机引射模态和冲压模态进行了分析, 设计出一种快速分析 RBCC 发动机性能的计算方法。

1 计算模型

RBCC 发动机的流道被分为四个部分: 进气道、混合段、燃烧室和喷管, 见图 1^[4]。发动机中的实际流动过程比较复杂, 需要详细的数值和试验研究。为了快速分析 RBCC 发动机的性能, 文章对发动机中的流动过程进行了简化, 提供了一种简单理想的解法, 可以用于不同工况的参数分析。

1.1 进气道

进气道采用混压式超声速进气道 (见图 2)。超声速来流在进气道进口之前只经过一系列斜激波 (或微弱压缩波), 使得气流在进气道进口仍然保持超声速流动, 然后在进气道进口之后的一

段收缩通道内经过一系列激波 (或微弱压缩波) 继续进行超声速压缩, 气流马赫数在喉道截面处减速到大于 1 的某个值, 然后在扩张管道内紧靠喉道的下游某个位置形成正激波, 波后亚声速流动在扩张通道内进行亚声速压缩。

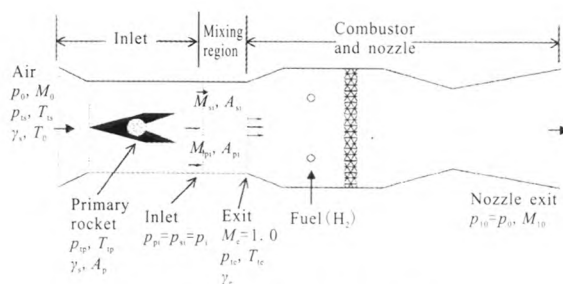


图1 RBCC 发动机结构简图

Fig. 1 Structure diagram of RBCC engine

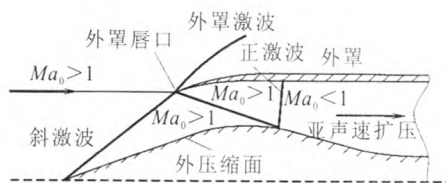


图2 混压式超声速进气道结构示意图

Fig. 2 Schematic view of mixed compression inlet

进气道使用两级圆锥以减少激波造成的总压损失。计算过程中将一系列复杂的激波简化为一道或多道激波, 只考虑进气道进口前的斜激波与扩张管道内的正激波造成的总压损失, 忽略摩擦等因素的影响。当飞行器飞行马赫数较低时, 有可能在锥前形成脱体激波, 脱体激波的计算较为复杂, 简化为正激波计算波后气流的马赫数与总压损失。进气道一级锥与二级锥产生的两道锥激波相交将会产生复杂的波系结构, 为了简化计算, 假设两道锥激波互不相干。

对于混压式进气道, 根据结尾正激波相对喉道位置的不同, 其工作状态分为 3 种:

1) 临界状态: 结尾正激波恰好贴于进气道进口之内的喉道。

2) 亚临界状态: 结尾正激波被推出到进口之前, 形成脱体激波和多波系相交结构。此时进气

道存在亚声速溢流,附加阻力会比较大。亚临界状态可通过合理进气道几何尺寸设计避免,因此计算过程中认为亚临界状态为非正常工作状态。

3) 超临界状态:结尾正激波位于进气道喉道界面下游扩张段内。激波位置受进气道出口背压影响,导致混合段二次流参数变化,因此需对进气道与混合段进行迭代计算以确定混合段入口二次流参数。

1.2 混合段

RBCC 发动机工作在引射模态时,由引射火箭喷出的一次流与由进气道进入的二次流在混合段内进行混合。计算过程中,混合段通过进气道出口背压影响二次流的流动状态,又为燃烧室提供入口参数,同时受燃烧室流动状态的影响,其模型的选取对 RBCC 发动机性能计算的准确性有重要影响。

混合段采用等静压模型^[4],为快速分析 RBCC 发动机性能,对模型做出如下假设:

1) 引射火箭喷射的一次流为理想气体,一次流在火箭喷管喉部壅塞。

2) 二次流与一次流在混合段内某一截面处于静压平衡状态,此截面被称为等静压面。

3) 一次流与二次流的膨胀压缩过程为等熵过程,不考虑壁面换热、摩擦等因素的影响。

定义引射系数

$$\alpha = \frac{\dot{m}_s}{\dot{m}_p} \quad (1)$$

式中: \dot{m}_p 为一次流质量流量; \dot{m}_s 为二次流质量流量。

对混合段围成的控制体,流量守恒方程如下

$$\dot{m}_s + \dot{m}_p = \dot{m}_e \quad (2)$$

根据能量守恒方程可以得到

$$\dot{m}_p C_{pp} T_{ip} + \dot{m}_s C_{ps} T_{is} = \dot{m}_e C_{pe} T_{te} \quad (3)$$

由公式 (1), (2) 和 (3) 可得

$$\frac{T_{te}}{T_{ip}} = \frac{C_{pe}}{(\alpha+1)C_{pe}} \left[\alpha \frac{C_{ps}}{C_{pe}} \frac{T_{is}}{T_{ip}} + 1 \right] \quad (4)$$

若已知混合段出口混气马赫数,混合段出口静温和总温关系如下

$$\frac{T_e}{T_{te}} = \left(1 + \frac{\gamma_e - 1}{2} Ma_e^2 \right)^{-1} \quad (5)$$

根据方程 (4) 和方程 (5) 可以得到

$$\frac{T_e}{T_{ip}} = \left(1 + \frac{\gamma_e - 1}{2} Ma_e^2 \right)^{-1} \frac{C_{pe}}{(\alpha+1)C_{pe}} \left[\alpha \frac{C_{ps}}{C_{pe}} \frac{T_{is}}{T_{ip}} + 1 \right] \quad (6)$$

根据马赫数的定义可得混合段出口流速

$$u_e = Ma_e \sqrt{\gamma_e R_e T_e} \quad (7)$$

由理想气体方程可得混合段出口静压

$$p_e = \rho_e R_e T_e \quad (8)$$

假设混合段截面积不变,混合段出口面积 $A = A_{pi} + A_{si}$, 可得混合段出口混合气体密度为

$$\rho_e = \frac{\dot{m}_p (1 + \alpha)}{A Ma_e \sqrt{\gamma_e R_e T_e}} \quad (9)$$

根据等静压模型假设,等静压面位置一次流马赫数与静压的关系为

$$Ma_{pi} = \sqrt{\frac{2}{\gamma_p - 1} \left[\left(\frac{p_{ip}}{p_i} \right)^{(\gamma_p - 1)/\gamma_p} - 1 \right]} \quad (10)$$

同理可得等静压面二次流马赫数

$$Ma_{si} = \sqrt{\frac{2}{\gamma_s - 1} \left[\left(\frac{p_{is}}{p_i} \right)^{(\gamma_s - 1)/\gamma_s} - 1 \right]} \quad (11)$$

忽略摩擦损失,混合段动量守恒方程如下

$$(p_i - p_e)A = -u_s \dot{m}_s - u_p \dot{m}_p + u_e \dot{m}_e \quad (12)$$

根据理想气体方程和马赫数定义,可以得到

$\dot{m}u = Ma^2 p A \gamma$ 。可得等静压面静压

$$p_i = p_e \left(1 + \gamma_e Ma_e^2 \right) \left(1 + \frac{A_{si}}{A} \gamma_s Ma_{si}^2 + \frac{A_{pi}}{A} \gamma_p Ma_{pi}^2 \right)^{-1} \quad (13)$$

其中 p_e 的值由方程 (8) 给出。

混合气的热力学性质通过计算一次流和二次流的质量流量获得

$$R_e = (R_p + \alpha R_s) / (1 + \alpha) \quad (14)$$

$$C_{pe} = (C_{pe} + \alpha C_{ps}) / (1 + \alpha) \quad (15)$$

$$\gamma_e = C_{pe} / (C_{pe} - R_e) \quad (16)$$

混合段计算步骤如下:

1) 混合段入口一次与二次流总压、总温、质

量流量等参数分别由进气道计算模块与引射火箭热力计算模块给定, 假定等静压面静压为 $p_{i,old}$ 。

2) 由公式 (10) 和 (11) 计算一次流和二次流马赫数 M_{pi} 和 M_{si} 。

3) 由方程 (6) 得到 T_e/T_{tp} , 并由方程 (13) 得到新的等静压面静压 $p_{i,new}$ 。

4) 比较新旧值的偏差, 如果偏差未超过指定误差限则计算结束, 否则对等静压面静压进行修正, 重复计算直至计算结果收敛。

一般迭代数十到几百次就可以得到收敛解。混合段计算流程图如图 3 所示。

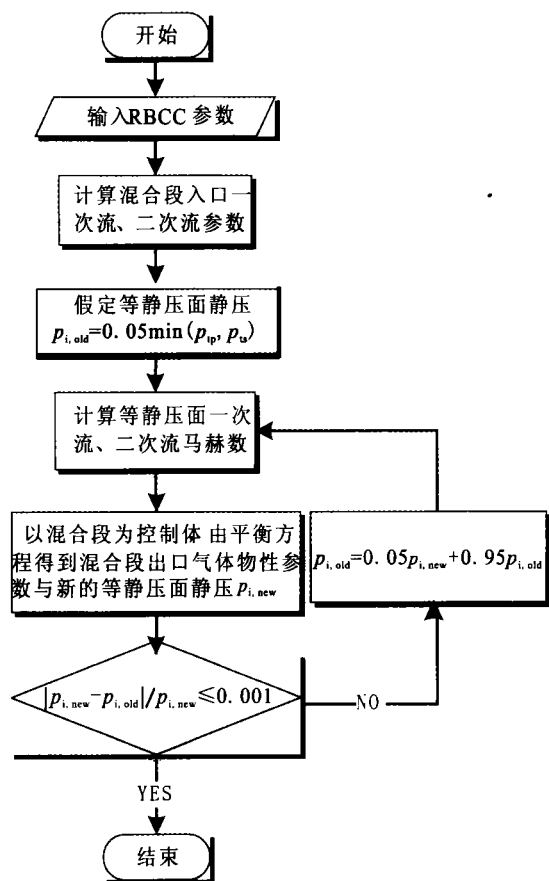


图 3 RBCC 发动机混合段计算流程图

Fig. 3 Flow chart for performance computation of mixing region of RBCC engine

1.3 燃烧室

以往的研究中常采用混合段出口 (即燃烧室入口) 壅塞假设, 从而实现对选取的控制体应用平衡方程。但是, 当 RBCC 发动机工作在引射模态与亚燃冲压模态时, 燃烧室入口的混合气体通

常是亚声速的, 而混合段与进气道的流动状态都会直接或间接地受到燃烧室入口流动状态的影响, 因此燃烧室入口壅塞假设会造成计算结果的偏差。

文章使用的燃烧室流场数值计算程序能够在保证燃烧室入口总温、总压不变的条件下进行流场数值计算, 并返回燃烧室入口马赫数。通过混合段与燃烧室的迭代计算, 能够使混合段出口即燃烧室入口的马赫数达到收敛, 从而在一定程度上修正了混合段出口壅塞假设所造成的误差。

初次计算假设混合段出口壅塞, 即混合段出口马赫数为 1。迭代计算过程中燃烧室流场数值计算模块返回的混合段出口马赫数有 3 种情况:

1) 入口马赫数小于 1, 将此值作为返回值重新进行进气道与混合段迭代计算, 重复混合段与流场数值计算程序迭代直到混合段出口马赫数达到收敛。

2) 入口马赫数仍为 1, 混合段出口发生壅塞, 假设成立, 计算结束。

3) 入口马赫数大于 1, 发动机转入超燃模态。由于燃烧室流场数值计算程序限制, 文章暂未对超燃模态下的 RBCC 发动机性能进行计算。

2 计算方法

结合 RBCC 发动机的结构与工作过程, 文章对 RBCC 发动机性能分析软件进行了模块化设计, 程序数据流程图如图 4 所示。

2.1 引射模态

引射模态作为 RBCC 发动机的一项关键技术, 对总体设计和提高性能具有重要意义。引射模态计算也较为复杂, 需要在进气道、混合段以及燃烧室三者之间进行迭代计算, 实际上是燃烧室压强影响混合段流动进而影响进气道流动的过程。虽然计算中迭代过程复杂, 但计算模型从物理过程角度看是合理的, 其计算过程就是可行的。

RBCC 发动机引射模态性能计算流程图如图 5 所示。初次计算假设进气道结尾正激波位于扩张段中点位置, 混合段出口壅塞。通过进气道激波损失的计算和引射火箭热力计算可以获得混合段入口一次流与二次流的参数。

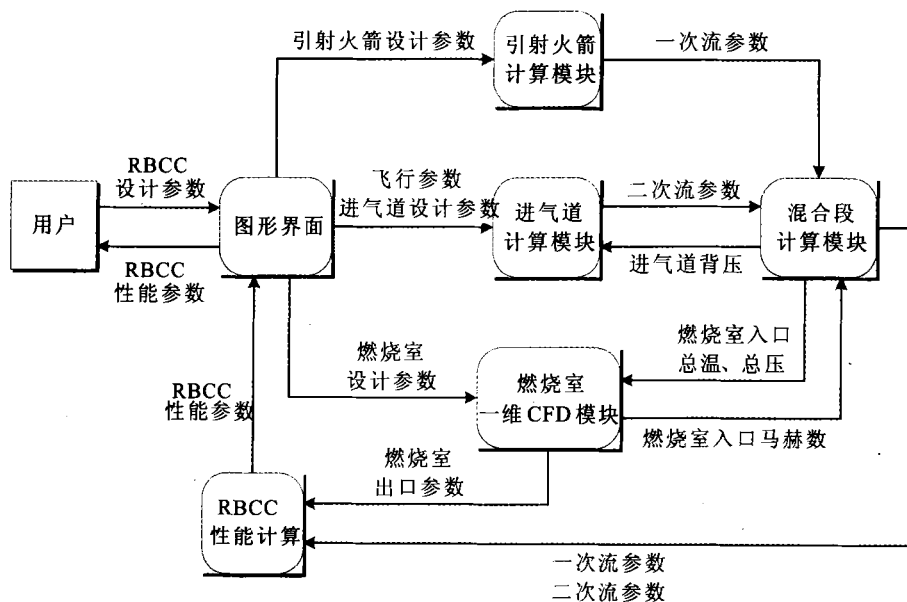


图4 RBCC发动机性能分析软件数据流程图

Fig. 4 Data flow diagram for performance analysis software of RBCC engine

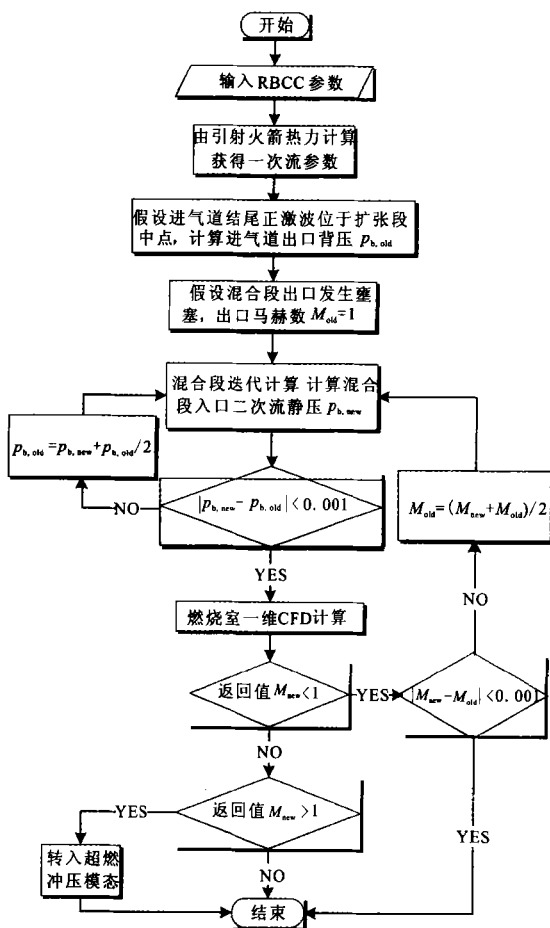


图5 RBCC发动机引射模态性能计算流程图

Fig. 5 Flow chart for performance computation of RBCC engine working in ejector modal

混合段使用等静压模型, 对等静压面、混合段壁面和混合段出口截面组成的控制体应用平衡方程, 进行迭代计算可以获得混合段出口参数, 将其作为燃烧室入口参数带入燃烧室流场数值计算模块。

燃烧室流场数值计算模块可以在保证入口总温、总压不变的条件下返回入口马赫数, 即可获得燃烧室入口静压, 将此静压作为混合段出口背压重新进行混合段迭代计算, 获得新的混合段入口二次流参数, 进而对进气道流动过程进行修正。

重复以上迭代过程直到混合段入口与混合段出口两个截面上的参数收敛, RBCC 发动机流道内的流动过程即可确定, 进而计算 RBCC 发动机的性能参数。

2.2 亚燃冲压模态

随着飞行马赫数的提高, RBCC 发动机将由引射模态转入亚燃冲压模态。在亚燃冲压模态下, 若完全关闭引射火箭, 则混合段一次流流量为 0, 混合段的流动过程相对引射模态大大简化。进气道扩张段正激波位置受进气道出口背压影响, 而进气道出口背压受燃烧室流动影响, 计算过程简化为进气道与燃烧室之间的参数匹配。

亚燃冲压模式下的 RBCC 发动机性能计算流程图如图 6 所示。初次计算假设进气道结尾正激波位于扩张段中点位置,确定进气道出口二次流参数。由于引射火箭关闭,混合段内只存在二次流,不存在混合过程,假设二次流在混合段内等熵膨胀,忽略壁面换热和摩擦等因素的影响。计算混合段出口由燃烧室计算模块返回的燃烧室入口参数可计算混合段入口静压,将此值作为进气道出口背压重新计算进气道流动过程。重复以上迭代直到进气道与燃烧室参数达到匹配。

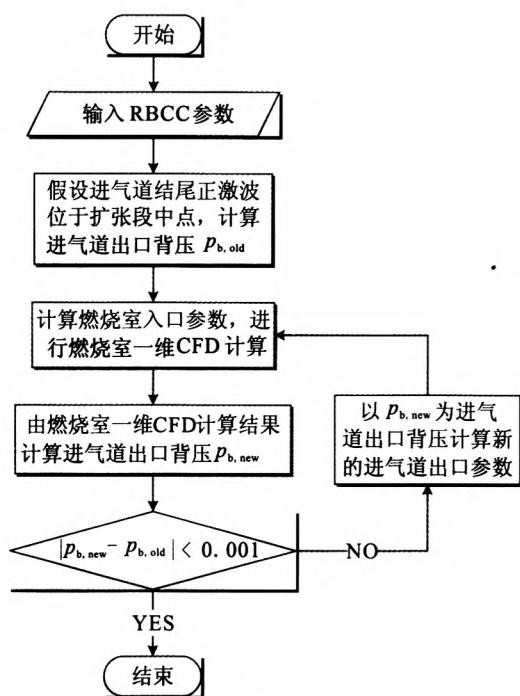


图 6 亚燃冲压模式性能计算流程图

Fig. 6 Flow chart for performance computation of RBCC engine working in sub-combustion scramjet modal

3 计算结果

通过算例验证表明,进气道、混合段和燃烧室之间的计算经过几次到几十次迭代可以达到收敛,能够实现在几分钟内对给定设计参数与工作条件的 RBCC 发动机进行快速性能分析。

对 RBCC 发动机在不同海拔高度下以不同马赫数飞行的性能进行了计算。飞行高度范围为 0~30 km,飞行马赫数为 0~5.5,认为 RBCC 发动机在飞行马赫数 $Ma=0\sim 2.5$ 范围内工作在引射模

态,飞行马赫数超过 2.5 时转入亚燃冲压模式。

发动机使用轴对称进气道,进气道总转折角 30° ,一级半锥角 20° ,捕获面积 3 m^2 ,喉道面积 0.2 m^2 ,扩张段出口面积 1 m^2 。引射火箭燃料为液氢/液氧,余氧系数 0.8,燃烧室室压 2.5 MPa,喷管扩张比为 6,喷管出口面积 0.1 m^2 。由于推力受几何尺寸影响较大,所以推力使用无量纲单位,选取参考量 $F_R=500\ 000\text{ N}$,主要研究不同飞行状态下推力的变化情况。

冲压模式下引射火箭工作与否对 RBCC 发动机的性能有影响,冲压模式引射火箭完全关闭条件下 RBCC 发动机推力与比冲计算结果如图 7 所示。

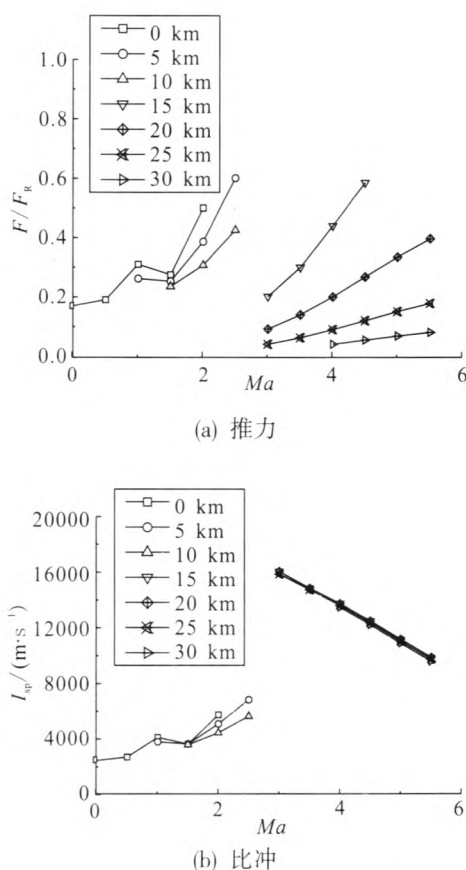


图 7 RBCC 发动机推力与比冲(亚燃冲压模式火箭关闭)
Fig. 7 Thrust and specific impulse of RBCC engine (rocket is working only in ejector modal)

随着飞行马赫数从 0 开始增加, RBCC 发动机进入引射模态,通过引射作用和冲压作用将来

流空气吸入进气道。随着飞行马赫数的增大,吸入的二次流流量增大,发动机推力与比冲呈上升趋势。当飞行马赫数超过1后,在进气道的扩张段形成正激波而造成较大的总压损失,因此发动机性能在1~1.5之间出现最高值。经过转折点后,进气道结尾正激波稳定在扩张段内,随着飞行马赫数的增大,二次流流量增大对发动机产生的性能提升超过激波造成的总压损失,使发动机的推力与比冲继续增大。

飞行器飞行马赫数增加至2.5时,RBCC发动机切换至亚燃冲压模态,引射火箭完全关闭。亚燃模态下缺少了引射火箭的作用,发动机推力减小。由于不再需要引射火箭供应系统提供氧化剂,仅需要在燃烧室进行燃料喷注,发动机比冲增大。在亚燃冲压模态下,随着马赫数的增高,二次流流量增大,推力增大。而来流空气马赫数的增大将造成其总压损失增大,因此比冲下降。

亚燃冲压模态引射火箭在继续工作条件下的RBCC发动机的推力与比冲计算的结果如图8所示。

引射模态结果与图7相同,而亚燃冲压模态下的性能有所不同。由于增加了引射火箭部分的一次流作用,相比图7结果中的亚燃冲压模态,发动机推力有所提高,但引射火箭所需的燃料与氧化剂均由供应系统提供,造成比冲相对较低。当混合段内存在一次流作用时,进气道受混合段流动的影响,激波位置有所不同,二次流总压损失也有所不同。随着马赫数的增大,发动机比冲先增大,当马赫数增大到一定值时,二次流总压损失增大的影响超过流量增大的影响,比冲开始出现下降的趋势。

文章将计算结果与西安航天动力研究所张蒙正等人在文献[5]中提供的RBCC发动机性能曲线以及SCCREAM软件相关文献[3]中的计算结果进行了对比,以证明计算结果的可信度。

文献[5]对RBCC发动机性能的分析同样区分了冲压模态引射火箭是否工作的区别,本文在计算结果的处理上参照了文献[5]中的形式。推力与比冲的变化趋势、范围与文献中提供的性能曲线基本相符,但文献[5]中的曲线并未出现引

射模态因扩张段激波造成的性能下降,亚燃冲压模态下比冲的下降也相对缓慢,这是由于文章所使用的模型与文献有所区别造成的。

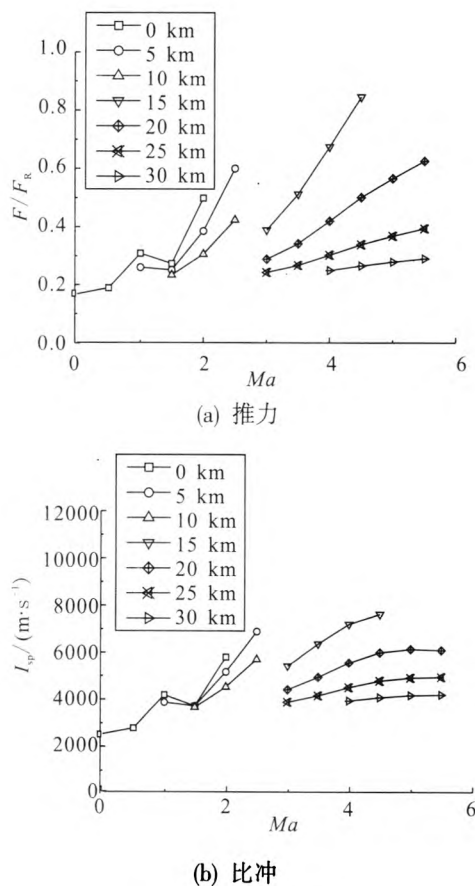


图8 RBCC发动机推力与比冲(火箭全模态工作)

Fig. 8 Thrust and specific impulse of RBCC engine (rocket is working in all modals)

文献[3]所使用的SCCREAM软件中设定的RBCC发动机同样以液氧-煤油作为推进剂。飞行器飞行马赫数为0~3时发动机使用引射模态工作,随着飞行马赫数的增大,发动机地面工作的比冲由300 s增加至780 s,飞行高度为30 000 ft条件下的比冲由300 s增加至600 s。飞行马赫数达到3时发动机转入亚燃冲压模态,马赫数由3增加至6的过程中,比冲由1 500 s下降至1 100 s,与文章的计算结果相比同样出现了较大幅度的下降。从数值上看,文章的计算结果更加接近SCCREAM软件的计算结果。

(下转第89页)

参考文献:

- [1] 张绍春. 阀门结构在复杂引水管道中引起的自激振动[J]. 云南水力发电, 2012, 14(3): 20-23
- [2] 叶复萌, 朱渊岳, 樊红刚, 等. 抽水蓄能电站复杂管系的自激振动研究[J]. 水力发电学报, 2007, 26(4): 135-140.
- [3] 叶奇昉, 陈江平, 陈芝久, 制冷系统用两级先导式电磁阀动力学特性的仿真与实验[J]. 低温工程, 2008, (4): 51-56.
- [4] 叶奇昉, 陈江平, 陈芝久. 两级先导式电磁阀主阀芯动力学分析[J]. 农业机械学报, 2009, 40(4): 215-220.
- [5] 叶奇昉, 严诗杰, 陈江平, 等. 气动先导式电磁阀的自激振荡[J]. 机械工程学报, 2010, 46(1): 115-121.
- [6] 柳长安, 张蒙正. 弹道变轨对冲压动力反舰导弹的影响[J]. 火箭推进, 2012, 38(2): 20-26.
- [7] 韩新苗, 聂松林, 葛卫, 等. 先导式水压溢流阀静态特性的仿真研究[J]. 机床与液压, 2008, 36(10): 106-108.
- [8] 赵春云, 张石燕, 焦金成. 电磁气动阀四机集成设计[J]. 火箭推进, 2014, 40(3): 52-56.
- [9] 王剑中, 陈二锋, 余武江, 等. 气动阀门自激振动机理及动态稳定性研究[J]. 航空动力学报, 2014, 29(6): 1490-1497.
- [10] SALVADOR Guillermo Palau, VALVERDE Jaime Arviza. Three-dimensional control valve with complex geometry: CFD modeling and experimental validation, AIAA 2004-2422 [R]. USA: AIAA, 2004.
- [11] AHUJA Vineet, CAVALLO P A, SHIPMAN J D, et al. Modeling chatter in a pressure regulator valve with a multi-physics simulation framework, AIAA2008-4669 [R]. USA: AIAA, 2008.
- [12] GRINIS L, HASLAVSKY V, TZADKA U. Self-excited vibration in hydraulic ball check[J]. Engineering and Technology, 2012, 68: 1261-1266.
- [13] 李欣业, 张明路, 机械振动[M]. 北京: 清华大学出版社, 2009.

(编辑: 王建喜)

(上接第 62 页)

4 结束语

文章所使用的 RBCC 发动机性能迭代算法通过对进气道、混合段和燃烧室三者参数的迭代计算, 实现了混合段入口与混合段出口两个截面上参数的耦合, 并通过验证算例, 证明了方法的可行性。虽然文章所使用的 RBCC 发动机模型中存在诸多假设, 会使计算结果与实际流动发生一定的偏离, 但是能够快速分析 RBCC 发动机在引射模态和亚燃冲压模态下的主要性能参数, 为 RBCC 发动机性能模型的研究与设计工作提供一定的参考。

参考文献:

- [1] STEMLER J N, BOGAR T J, FARRELL D J, et al.

Assessment of RBCC-powered VTHL SSTO vehicles, AIAA 99-4947[R]. USA: AIAA, 1999.

- [2] HUETER U. Rocket-based combined-cycle propulsion technology for access-to-space applications, AIAA 99-4925[R]. USA: AIAA, 1999.
- [3] BARDFORD J E, OLDS J R. SCCREAM v.5-A web-based airbreathing propulsion analysis tool, AIAA 99-2104[R]. USA: AIAA, 1999.
- [4] HAN Sam, PEDDIESON John, Jr., GREGORY David. Ejector primary flow molecular weight effects in an ejector-ram rocket engine[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(3): 25-39.
- [5] 张蒙正. 关于 RBCC 动力系统的思考[J]. 火箭推进, 2013, 39(1): 1-7.

(编辑: 陈红霞)