2010年 11月 北京航空航天大学学报 November 2010
第36卷 第11期 Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics Vol. 36 No. 11

# 固液火箭冲压发动机工作性能分析

覃粒子 梁树强 刘 宇

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

**摘 要**: 固液火箭冲压发动机兼具固体火箭冲压发动机和液体燃料冲压发动机的优点,为了研究其性能,建立了理论分析模型,计算了设计点性能以及非设计点工作特性.结果表明,固液火箭冲压发动机的比冲高于固体火箭冲压发动机,当液固比为1时,比冲提高1.82倍,液固比越大,比冲越高;随余气系数的增加设计点比冲先增加而后减小;非设计点比冲随飞行马赫数的增加先增加而后减小,对应不同的飞行高度,有一个临界点使比冲最大,高度越低临界点马赫数越小;推力系数随飞行高度的增加而增加,低马赫数下的比冲随飞行高度的增加而减小,高马赫数下的比冲随高度的增加先增加而后减小.按等余气系数调节燃油流量会使发动机性能变化较大,要获得稳定的飞行性能应研究其他的加热规律.

**关 键 词**: 固液火箭冲压发动机; 数学模型; 性能分析

**中图分类号**: V 236

**文献标识码**: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2010)11-1299-04

## Characteristics analysis of solid-liquid ducted rocket

Qin Lizi Liang Shuqiang Liu Yu

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract**: The solid-liquid ducted rocket (SLDR) has advantages of solid ducted rocket (SDR) as well as liquid fuel ramjet (LFR). In order to analyze the characteristics of SLDR, a mathematics model was established and several proper parameters were presented. The characteristics calculation method was presented as well. According to calculating results, the specific impulse of SLDR is higher than SDR. When the mass ratio of liquid/solid propellant reaches 1, the specific impulse can be improved 1.82 times. With excess air coefficient increasing, the specific impulse increases firstly and then decreases. At off-design conditions, the specific impulse increases and then decreases with Mach number increasing. There is a critical Mach number that makes the specific impulse to be largest and this critical Mach number decreases with flight height. The thrust coefficient increases and the specific impulse decreases with fight height increasing.

**Key words**: solid-liquid ducted rocket; mathematics model; performance analysis

现代战争越来越要求导弹能够长距离、大空域、高机动飞行,冲压发动机由于具有比冲高、可全程提供动力的优点成为这种导弹动力装置的首选.目前的亚燃冲压发动机大体可分为液体冲压发动机、固体燃料冲压发动机和固体火箭冲压发动机3类.液体冲压发动机比冲高,但构造复杂、大攻角飞行时燃烧稳定性差[1];固体燃料冲压发动机结构最简单,但燃烧组织比较困难[2];固体火箭冲压发动机按燃气发生器流量可否调节分为壅塞式、非壅塞式和可调喉部式[3],壅塞式固冲结构简单,但飞行适应性差,非壅塞式固冲流量调节方式最简单,但燃气发生器存在熄火的危险,可调喉部式固冲流量调节最为完善,适用飞行空域宽,但长时间工作在高温燃气中的流量调节装置是一大

**收稿日期**: 2009-09-27

**基金项目**: 国家863基金资助项目

**作者简介**: 覃粒子(1978—),男(土家族),湖南常德人,讲师,qlz@buaa.edu.cn.

技术难点.为了结合液体冲压发动机流量调节方便和固体火箭冲压发动机结构简单的优点,提出了固液火箭冲压发动机的概念[4-5].固液火箭冲压发动机是在固体火箭冲压发动机的基础上增加一套液体燃料系统,液体燃料和富燃燃气同时进入补燃室燃烧,通过调节液体燃料的流量与空气流量相匹配,保证发动机正常高效工作.

本文参考固体火箭冲压发动机和液体燃料冲压发动机的性能计算方法,结合固液火箭冲压发动机的特点,建立了性能和特性计算模型,计算分析了相关参数的变化规律,结果可以为这种发动机的进一步研究应用提供参考.

## 1 性能与特性计算模型

### 1.1 发动机性能计算

发动机性能计算是确定各主要截面的相对尺寸、气流参数以及设计点下的发动机性能参数,计算模型如图1所示,其中2-2截面既是进气道出口,也是液体燃料的喷注面,r-r截面为燃气发生器喷管出口截面,t-t截面为冲压喷管喉部截面,tg-tg截面为燃气发生器喷管喉部截面.固液火箭冲压发动机的性能计算过程和公式与液体燃料冲压发动机和固体火箭冲压发动机有许多相同之处,在文献[6]中有详尽的论述和推导,本文不再赘述,仅说明几个特殊之处.



图1 固液火箭冲压发动机计算模型示意图

1) 固液燃料的平均理论空气量:

$$L_{0f}=\frac{L_{0fs}+N_{ls}L_{0fl}}{1+N_{ls}} \tag{1}$$

式中,$L_{0f}$,$L_{0fs}$分别为固液燃料的平均理论空气量和理论空气量;$L_{0fl}$为液体燃料的理论空气量;$N_{ls}$为液体燃料和固体燃料(富燃燃气)的流量比.

2) 补燃室出口气流速度系数.以2-2,r-r,4-4截面及补燃室边界围成的区域为控制体,忽略其内部的复杂反应,根据动量守恒方程可得

$$Z(\lambda_4)=\frac{N_{as}\sqrt{\theta_r}\,\psi_2 B_2 Z(\lambda_2)+\psi_r B_r Z(\lambda_r)}{B_4(N_{as}+1+N_{ls})\sqrt{\theta_r\theta}} \tag{2}$$

式中,$N_{as}$为气固比,即空气流量与固体流量(富燃燃气)之比;$\psi$为气流修正系数;$B$为热力参数组合量;$\theta_r$为进气道出口总温与燃气发生器喷管出口总温之比;$\theta$为补燃室出口总温与进气道出口总温之比;$\lambda$为气流速度系数;$Z(\lambda)$为冲量函数.

3) 发动机性能参数.发动机各主要截面面积比及气流参数确定后,便可得到推力系数和比冲,本文用到的参考面积为冲压喷管出口面积$A_5$.

$$C_F=2\varphi_{in}\left(\chi\beta\sqrt{\theta}\,\frac{Z(\lambda_s)}{\lambda_0}-1\right)\frac{A_{12}A_{23}}{A_{34}}-\frac{2}{k_0Ma^2}-C_{xad}\frac{A_{12}A_{23}}{A_{54}} \tag{3}$$

$$I_s=\frac{F}{\dot{m}_f}=\frac{NC_F a_0 MaA_{54}}{2\varphi_{in}A_{12}A_{23}} \tag{4}$$

式中,$C_F$为推力系数;$I_s$为比冲;$F$为推力;$\dot{m}_f$为燃料流量;$\varphi_{in}$为进气道流量系数;$\chi$为组合气流参数;$\beta$为燃气质量增加系数;$k_0$为空气比热容比;$Ma$为飞行马赫数;$C_{xad}$为附加阻力系数;$a_0$为当地声速;$A_{12}$为进气道进出口面积之比;$A_{23}$为进气道出口与补燃室截面积之比;$A_{54}$为冲压喷管出口与补燃室出口面积比.

### 1.2 发动机特性计算

发动机特性是指在非设计点下的性能,计算的前提是各截面相对尺寸已知,由补燃室出口和冲压喷管喉部之间的流量守恒方程可得

$$q(\lambda_4)=A_{t4}\sigma_{4-t} \tag{5}$$

式中,$q(\lambda)$为流量函数;$A_{t4}$为冲压喷管收敛段面积比;$\sigma_{4-t}$为收敛段总压恢复系数.

对不可调节的喷管来说,收敛段总压恢复系数的变化可以忽略不计,因此当发动机结构尺寸确定后,补燃室出口气流速度系数基本保持不变.这就决定了特性计算不像性能计算那样从0-0截面依次计算到5-5截面,而是由0-0截面、r-r截面和4-4截面参数反推得到2-2截面参数,计算过程如图2所示.图中$\sigma_{in}$为进气道总压恢复系

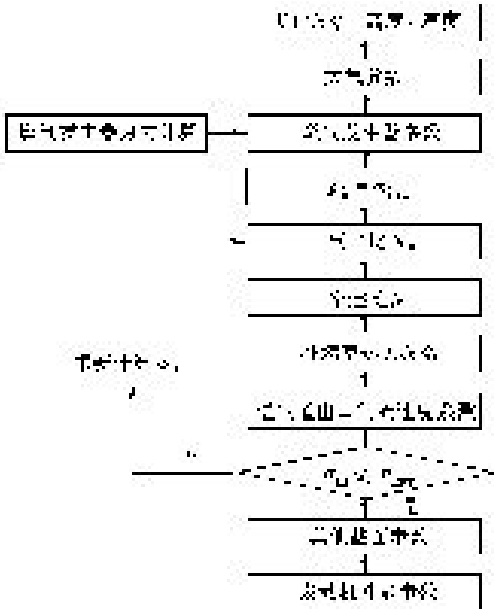


图2 特性计算流程图

数,$\sigma_{incr}$为临界总压恢复系数,$\varphi_{incr}$为临界流量系数.

## 2　发动机设计点性能

本研究所用的固体燃气发生器采用 Mg/Al/AP/HTPB 贫氧推进剂,燃烧室压强为 1 MPa,液体燃料为煤油 RP-1.发动机结构参数如表 1 所示,表中 $A_{r2}$为燃气发生器喷管出口与进气道出口面积之比.

**表 1　发动机设计点参数**

| 参数 | H/m | $Ma$ | $N_{ls}$ | $\alpha_f$ | $A_{12}$ | $A_{r2}$ | $A_{23}$ | $A_{t4}$ | $A_{54}$ |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 数值 | 10 000 | 2.5 | 1.0 | 1.2 | 1.05 | 0.023 | 0.5 | 0.55 | 1.2 |

### 2.1　液固比对性能的影响

图 3 是余气系数 $\alpha_f=1.2$ 时不同液固比下的性能曲线.

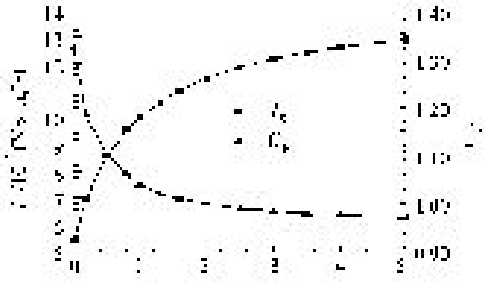


图 3　液固比对性能的影响

从图 3 可以看出,随着液固比的增加,发动机比冲提高,液固比为 0 时,发动机工作在固体火箭冲压发动机状态,比冲为 5 482(N·s)/kg,而液固比为 1 时,比冲变为 9 998.39(N·s)/kg,提高了 1.82 倍.随着液固比的进一步提高,比冲继续增加,但增加的幅度变小,直到接近液体冲压发动机的水平.推力系数随液固比的增加而减小,这是由于液固比增加使补燃室加热比 $\theta$ 和质量增加系数 $\beta$ 减小,由式(3)可知,推力系数将减小.

### 2.2　余气系数对性能的影响

图 4 是发动机在液固比 $N_{ls}=1$ 时不同余气系数下的性能.

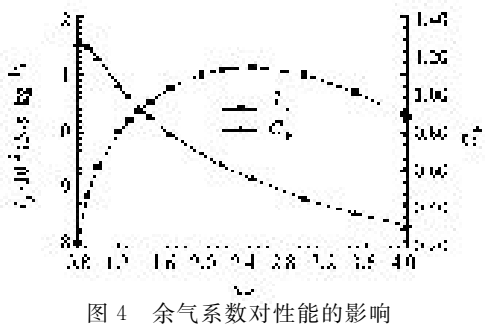


图 4　余气系数对性能的影响

随着余气系数的增加,空燃比增加而补燃室加热比减小,从而导致推力系数减小,如图 4 所示.比冲随余气系数的增加先增加而后减小,有一个最佳的余气系数值使比冲最大,这是由于余气系数的增加在提高从喷管排出的工质流量的同时,也降低了补燃室内工质的总温(计算中 $\alpha_f=1$ 时补燃室出口总温为 2 228 K,$\alpha_f=4$ 时这一温度减小到 971 K),从而降低了其做功能力,两者的综合作用反映了发动机的比冲水平.

## 3　发动机工作特性

### 3.1　速度特性

速度特性是研究在一定高度和加热规律下发动机性能随飞行速度的变化规律,本文采用等余气系数加热规律.图 5 和图 6 分别是余气系数为 1.2 时比冲和推力系数的速度特性曲线.由图 5 可知:①在一定高度下,比冲随马赫数的增加先增加而后减小,在临界点时达到最大值.这是由于当飞行速度低于临界点马赫数时,随着速度的减小,来流总温降低,补燃室加热比 $\theta$ 增加,冲压喷管节流程度增加,发动机进入亚临界状态,进气道入口出现亚临界溢流,造成流量系数减小,减少了进入发动机的空气流量,导致比冲降低;当飞行速度高于临界点马赫数时,随着速度的增大,加热比 $\theta$ 降低,发动机进入超临界状态,进气道总压恢复系数减小,进气道出口气流速度系数增加,补燃室出口气流速度系数也随之增加,导致冲压喷管的出口冲量函数值 $Z(\lambda_5)$ 减小,由式(3)和式(4)可知,$Z(\lambda_5)$ 和 $\theta$ 的减小会使推力系数和比冲变小;②不同高度对应的临界点马赫数不同,高度越小,临界点马赫数越小,进气道总压恢复系数越大,这是由于高度减小时,空气密度增加,发动机进气量随之增加,导致进气道提前进入临界状态;③高度越小,相同飞行马赫数下的比冲越大,高度越大,相同飞行马赫数下的比冲越小.

图 6 所示的推力系数在同一高度下的变化规律与比冲的变化规律相同,不同之处在于随着高度的增加,相同飞行马赫数下的推力系数也增加.

### 3.2　高度特性

高度特性是研究在一定速度和加热规律下,发动机性能随高度变化的规律.图 7 和图 8 分别是余气系数为 1.2 时比冲和推力系数的高度特性曲线.结果表明:①推力系数随高度的增加而增加;在低马赫数下($Ma<3.0$),比冲随高度的增加而减小,这是由于随高度增加,空气密度和温度减小($H<11$ km 时),补燃室质量增加系数和加热

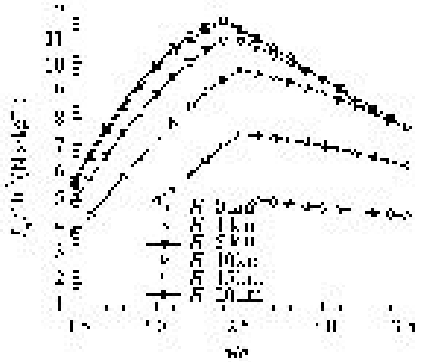


图5 比冲的速度特性

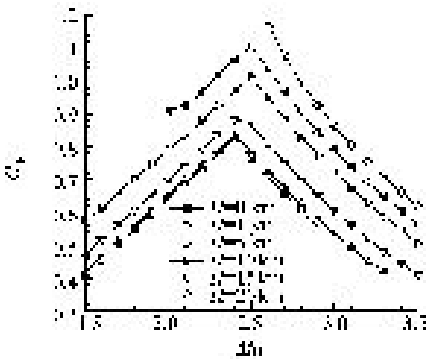


图6 推力系数的速度特性

比提高，推力系数增加，但空气流量减少，导致液固比减小，空燃比降低，并且其影响大于加热比的影响，因此比冲下降，在高马赫数下（$Ma \geqslant 3.0$），比冲随高度增加先增加而后减小，这是加热比和空燃比综合作用的结果；②在同一高度下，比冲和推力系数都在设计马赫数附近达到最大，距设计马赫数越远，比冲和推力系数越小.

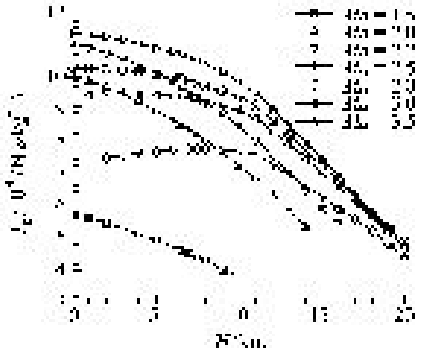
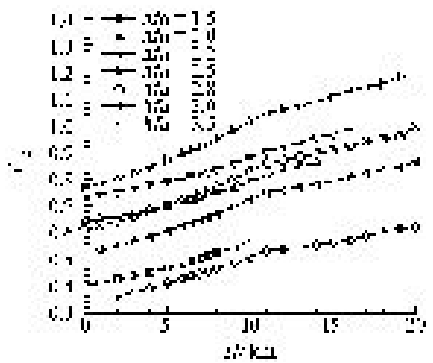


图7 比冲的高度特性



## 4 结 论

1）由于液体燃料的加入，固液火箭冲压发动机的比冲明显高于固体火箭冲压发动机，当液固比为1时，比冲是固冲的1.82倍，液固比越大，比冲越高，直到接近液体冲压发动机的水平；

2）设计点比冲随余气系数的增加先增加而后减小，有一个最佳值，而推力系数一直在减小；

3）在等余气系数加热规律下，非设计点比冲随飞行马赫数的增加先增加而后减小，对应不同的高度，有一个临界点使比冲最大，高度越低临界点马赫数越小，推力系数与比冲呈现相同的趋势；

4）推力系数随飞行高度的增加而增加，低马赫数下的比冲随飞行高度的增加而减小，高马赫数下的比冲随高度的增加先增加而后减小；

5）由于固液燃料的平均理论空气量会随液固比的改变而改变，因此当按常用的等余气系数规律调节燃油流量时，发动机性能会有较大的变化，因此要保证飞行器有良好的飞行性能，应研究其他的加热规律.

### 参考文献（References）


[1] 张炜，朱惠，方丁酉，等. 冲压发动机发展现状及其关键技术[J]. 固体火箭技术，1998，21(3)：24－30
Zhang Wei，Zhu Hui，Fang Dingyou，et al. Development of ramjet and ducted rocket engines[J]. Journal of Solid Rocket Technology，1998，21(3)：24－30 (in Chinese)

[2] 郭健，张为华，杨涛，等. 固体燃料冲压发动机研究进展[J]. 固体火箭技术，2003，26(2)：8－11
Guo Jian，Zhang Weihua，Yang Tao，et al. Research progress of solid fuel ramjet[J]. Journal of Solid Rocket Technology，2003，26(2)：8－11 (in Chinese)

[3] 曹军伟，王虎干，蔡选义，等. 整体式固体火箭冲压发动机在中远程空空导弹上的应用[J]. 航空兵器，2002(4)：31－34
Cao Junwei，Wang Hugan，Cai Xuanyi，et al. Application on air-to-air missile of integral solid propellant rocket ramjets [J]. Aero Weaponry，2002(4)：31－34(in Chinese)

[4] 吕希诚，王南. 固液火箭冲压发动机研究[J]. 推进技术，2001，22(6)：446－450
Lü Xicheng，Wang Nan. Investigation of rocket/ramjet with both solid propellant and liquid fuel[J]. Journal of Propulsion Technology，2001，22(6)：446－450 (in Chinese)

[5] 杨英. 混合冲压发动机的理论性能探讨[J]. 飞航导弹，2006(8)：50－53
Yang Ying. The performance of hybrid rocket ramjet[J]. Winged Missiles Journal，2006(8)：50－53(in Chinese)

[6] 刘兴洲. 飞航导弹动力装置(上、下)[M]. 北京：宇航出版社，1992
Liu Xingzhou. Power engine of winged missiles[M]. Beijing：Astronautics Press，1992(in Chinese)


（编 辑：张 嵘）