

文章编号: 1001 - 2486(2011)01 - 0021 - 04

燃气流量可调固体火箭冲压发动机飞行性能分析*

焦继革, 张为华, 夏智勋, 胡建新, 马立坤
(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 在建立燃气流量可调固体火箭冲压发动机工作过程仿真模型的基础上, 对燃气流量调节过程中发动机飞行性能进行分析。结果表明, 在低飞行高度或高飞行马赫数时, 发动机有较宽的推力调节范围; 随着飞行高度降低或飞行马赫数增加, 发动机推力系数降低; 随着燃气发生器喷喉面积变小, 发动机推力和推力系数增加。

关键词: 固体火箭冲压发动机; 燃气流量可调; 工作过程仿真; 飞行性能

中图分类号: **文献标识码:** A

Flight Performance Analysis of Variable Flow Ducted Rocket

JIAO Ji-ge, ZHANG Wei-hua, XIA Zhi-xun, HU Jian-xin, MA Li-kun

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Based on ducted rocket operating principle, mathematical working model of air inlet, gas generator and secondary chamber was built. The altitude characteristics and velocity characteristics of variable flow ducted rocket were numerically studied. Increasing the flight mach or decreasing the flight altitude can not only help the engine work in a wide range of thrust, but also decrease the thrust coefficient. Decreasing the area of gas regulation valve can increase thrust and thrust coefficient.

Key words: ducted rocket; variable flow; operation process; flight performance

由于现代导弹对飞行空域和机动性的要求很高, 目前在研的固体火箭冲压发动机均具有燃气流量调节能力^[1-2]。并且, 国内外所有新研制的固体火箭冲压发动机进气道和冲压尾喷管均采用固定几何结构, 从而将发动机推力调节的任务全部转给燃气发生器流量调节, 大幅提高了燃气流量调节的难度^[3-4]。为了使固体火箭冲压发动机具有良好而且稳定的性能, 应尽可能保证冲压发动机在设计空燃比附近工作。但是, 导弹飞行姿态的变化、外界扰动影响或者燃气发生器流量调节中都可能使冲压发动机偏离设计工况^[5]。

在固体火箭冲压发动机研制过程, 发动机工作过程仿真是对发动机设计水平的评估^[6]。国内主要开展了燃气流量固定的壅塞式固体火箭冲压发动机、非壅塞固体火箭冲压发动机工作过程仿真^[7-9]。

1 工作过程仿真模型

固体火箭冲压发动机工作过程仿真包括进气道计算、燃气发生器计算、冲压补燃室计算等。进气道计算主要根据导弹飞行工况和进气道结构确

定空气流量和进气道出口参数; 燃气发生器计算主要确定燃气发生器压强、燃气流量等; 冲压补燃室计算主要根据进气道的出口参数和燃气发生器的计算结果确定冲压喷管入口处的压强和发动机比冲等。燃气发生器和补燃室内的气体参数、发动机性能参数可以通过热力计算过程得到。由于各部分计算互相影响, 计算要经过多次迭代才能完成。发动机工作过程仿真软件框图如图 1 所示。本研究采用固体火箭冲压发动机系统的基本参数如表 1 所示。

表 1 固体火箭冲压发动机的设计参数

Tab.1 Parameter envelopes of ducted rocket

设计高度	飞行马赫数	空燃比	喷管喉部直径	燃气流量	进气道类型	贫氧推进剂	进气道稳定裕度
10km	2.8	15	17.2mm	0.346 kg/s	二元进气道	AP/B/Mg/HTPB	0.15

1.1 补燃室计算模型

图 2 给出了典型的固体火箭冲压发动机结构简图和相应的特征截面符号。将补燃室设计为等

* 收稿日期: 2010 - 09 - 30

作者简介: 焦继革(1965—), 男, 副研究员, 博士生。

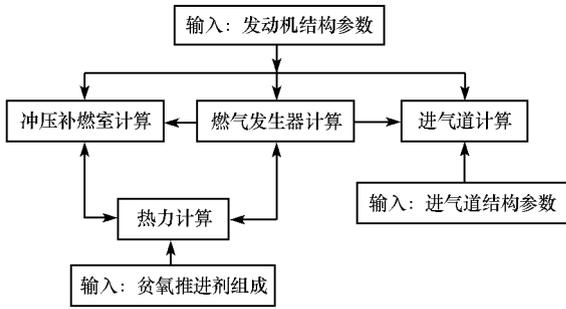


图1 发动机工作过程仿真软件框图
Fig.1 Software block diagram of motor operation process simulation

截面通道,即补燃室头部横截面积与补燃室尾端相同。根据一维动量方程,推导出补燃室控制边界内(图2中虚线所限范围)一维流动方程:

$$(\dot{m}_a + \dot{m}_g) V_c + P_c A_c = \dot{m}_g V_f + P_{gt} A_{gt} + P_2 (A_c - A_{gt}) + \dot{m}_a V_a \cos \varphi$$

式中 \dot{m}_a 为空气流量, \dot{m}_g 为燃气流量, V_c 为补燃室出口截面燃气速度, P_c 为补燃室出口截面静压, A_c 为补燃室出口截面面积, V_f 为燃气发生器喷口速度, P_{gt} 为燃气发生器喷口静压, A_{gt} 为燃气发生器喷口面积, P_2 为补燃室头部静压, V_a 为进气道出口截面燃气速度, φ 为进气道入射角。

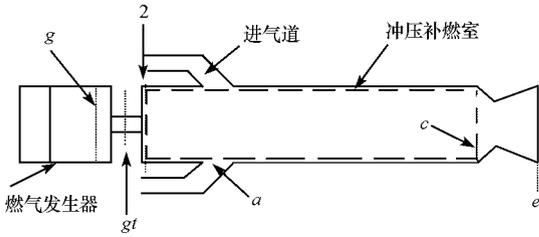


图2 固体火箭冲压发动机结构示意图
Fig.2 Configuration of ducted rocket

1.2 进气道计算模型

在固体火箭冲压发动机工作过程中,空气来流通过进气道入口的几道斜激波和一道正激波完成超音速到亚音速的减速增压过程,在亚音速扩压段中继续增压。在增压过程中,认为气流总温恒定。本研究中,发动机进气道采用了两个二元超声速进气道,利用激波系理论可对进气道临界总压恢复系数、流量系数和附加阻力等进行计算^[6]。

1.3 燃气发生器计算模型

不考虑燃气发生器流量调节过程中压强瞬变对燃速的影响,仍可用常用的燃速经验公式描述贫氧推进剂的燃烧特性,即

$$r = aP_g^n$$

式中, r 为贫氧推进剂直线燃速, P_g 为燃气发生器压强, a 为燃速系数, n 为燃速的压强指数。

为了调节燃气发生器流量,可以控制喷喉面积 A_{gt} 的大小来实现 P_g 的改变,通过压强对燃速的影响使得燃气发生器流量变大或变小。对于装药初温 T_i 和装药燃烧面积 A_b 为定值的简单情况,可以得到调节前后燃气发生器流量 m_g 、压强 P_g 和喷喉面积 A_{gt} 之间的基本关系式:

$$\frac{m_{g2}}{m_{g1}} = \left(\frac{P_{g2}}{P_{g1}} \right)^n = \left(\frac{c_2^* A_{gt1}}{c_1^* A_{gt2}} \right)^{\frac{n}{1-n}}$$

式中,下标 1、2 代表第一和第二状态。

图3给出了喷喉面积调节过程中燃气发生器压强和流量变化曲线。

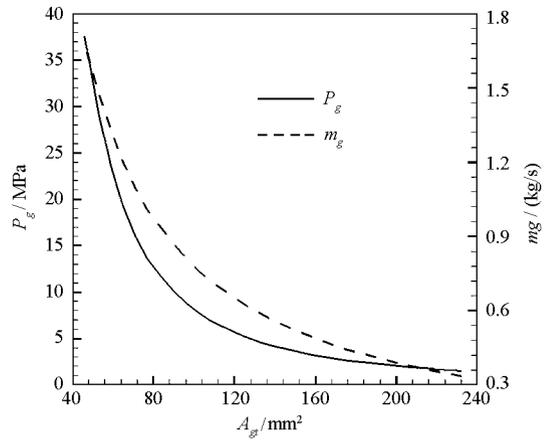


图3 燃气发生器压强和流量随喷喉面积变化曲线
Fig.3 Pressure and mass flow rate of gas generator variation with the area of gas regulation valve

2 仿真结果及分析

2.1 燃气流量可调固体火箭冲压发动机速度特性

图4~9示出了飞行高度 10km 时燃气发生器喷喉面积调节过程中,固体火箭冲压发动机的空燃比、补燃室压力和温度、比冲、推力以及推力系数随飞行速度的变化。

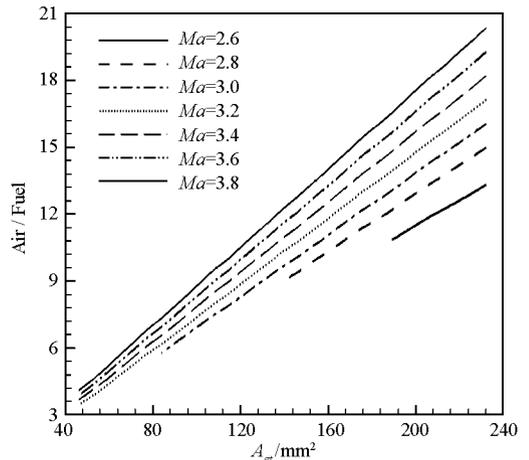


图4 调节过程中空燃比的速度特性
Fig.4 Velocity characteristics of mass ratio of air to fuel

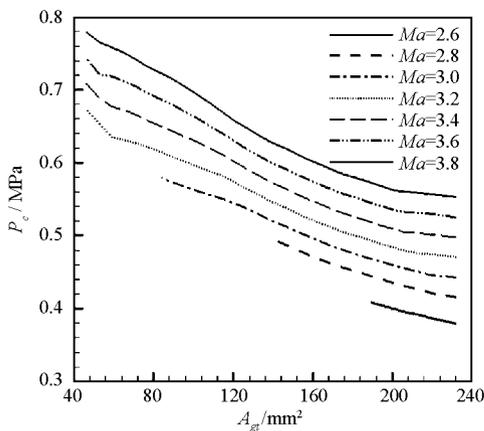


图 5 调节过程中补燃室压强的速度特性
Fig.5 Velocity characteristics of pressure in the secondary chamber

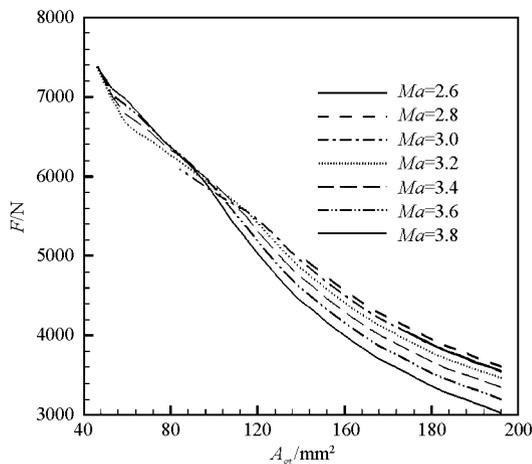


图 8 调节过程中推力的速度特性
Fig.8 Velocity characteristics of thrust

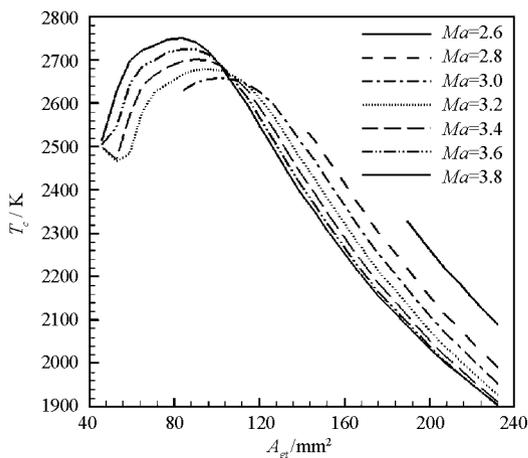


图 6 调节过程中补燃室温度的速度特性
Fig.6 Velocity characteristics of temperature in the secondary chamber

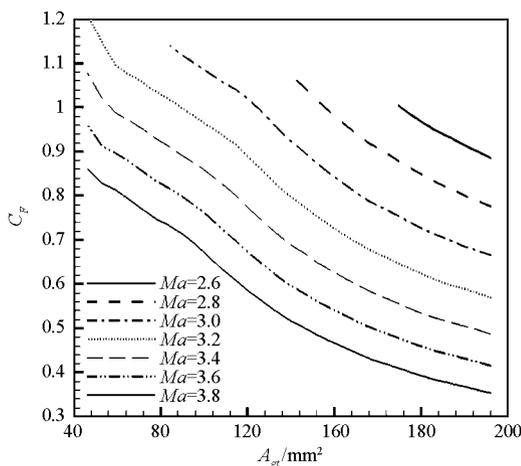


图 9 调节过程中推力系数的速度特性
Fig.9 Velocity characteristics of thrust coefficient

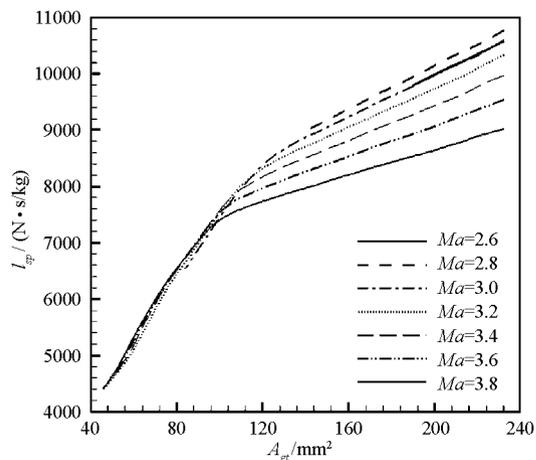


图 7 调节过程中比冲的速度特性
Fig.7 Velocity characteristics of specific impulse

从图中可以看出,在同一马赫数时,随着燃气发生器喷喉面积变小,燃气发生器流量增加,补燃室压强也随之增加。当补燃室头部静压大于进气道性能计算模块计算得到的进气道临界出口静压时,表明进气道中正激波位于喉部上游,表示发动

机在该点处已经不能正常工作,超出了其实际的飞行包络。此外,随着燃气发生器流量增加,空燃比降低,补燃室温度升高,直至低于富燃燃气完全燃烧所需空燃比后,补燃室温度才会降低。虽然比冲会随着空燃比下降而降低,但由于富燃燃气流量增加,发动机推力和推力系数仍然会增加。并且在高飞行马赫数时,发动机有较宽的推力调节范围,富燃燃气流量增加 5 倍时,冲压发动机推力增加 2 倍左右。

从图中还可以看出,随着飞行马赫数增加,进气道捕获空气流量增加,补燃室压强升高,空燃比增大,补燃室温度降低,发动机比冲、推力、推力系数均下降。

2.2 燃气流量可调固体火箭冲压发动机高度特性

图 10~15 示出了飞行马赫数 2.8 时喷喉面积调节过程中,固体火箭冲压发动机的空燃比、补燃室压力和温度、比冲、推力以及推力系数随飞行

高度的变化。

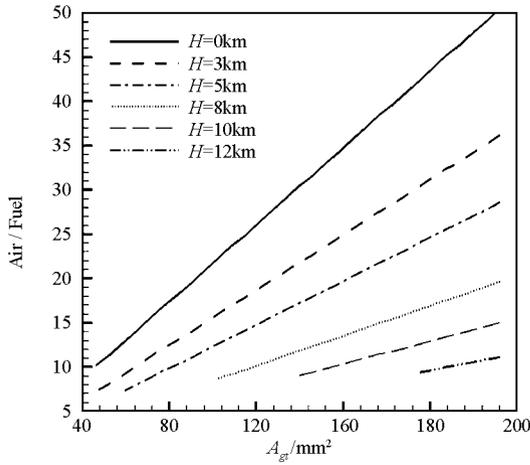


图 10 调节过程中空燃比的高度特性
Fig.10 Altitude characteristics of mass ratio of air to fuel

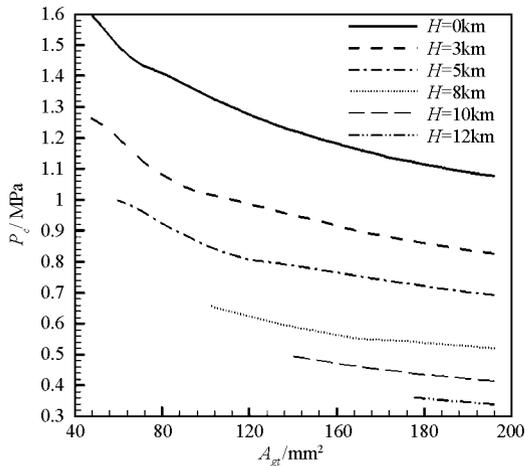


图 11 调节过程中补燃室压强的高度特性
Fig.11 Altitude characteristics of pressure in the secondary chamber

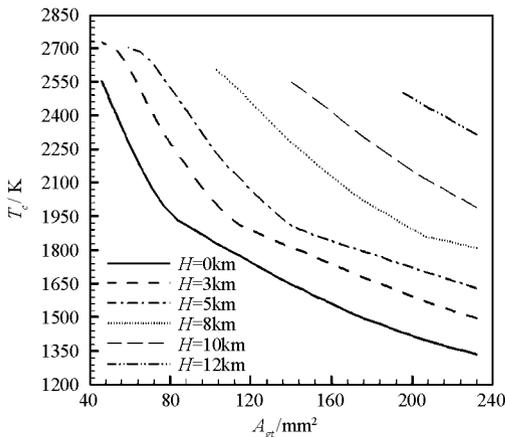


图 12 调节过程中补燃室温度的高度特性
Fig.12 Altitude characteristics of temperature in the secondary chamber

从图中可以看出,在同一高度时,随着燃气发生器喷喉面积变小,燃气发生器流量增加,补燃室压强也随之增加,空燃比降低,补燃室温度升高,

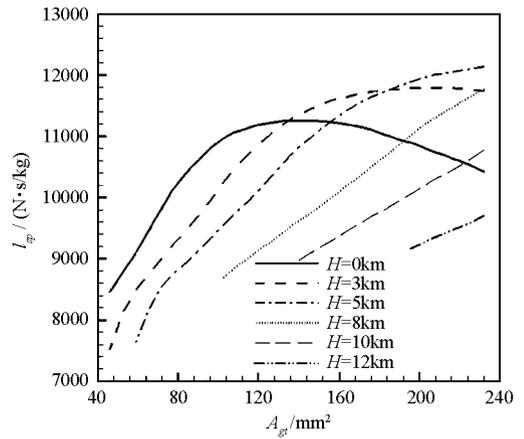


图 13 调节过程中比冲的高度特性
Fig.13 Altitude characteristics of specific impulse

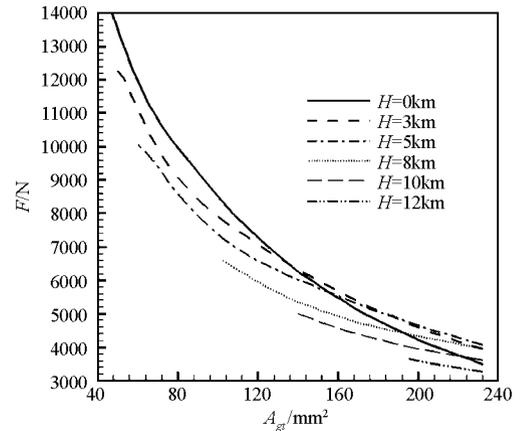


图 14 调节过程中推力的高度特性
Fig.14 Altitude characteristics of thrust

发动机比冲下降,而发动机推力和推力系数增加。还可以看出,随着飞行高度降低,补燃室压强升高,空燃比增大,补燃室温度降低,但发动机比冲、推力增加,而推力系数下降。并且在低飞行高度时,发动机有较宽的推力调节范围。

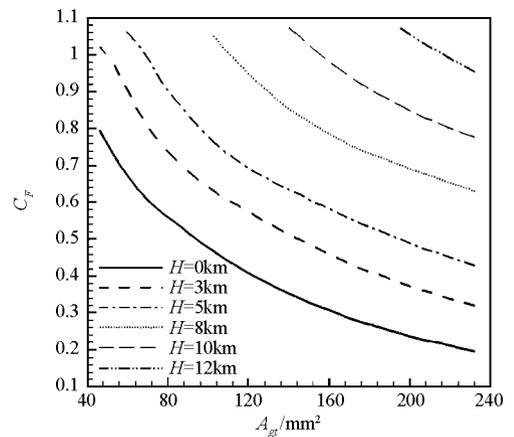


图 15 调节过程中推力系数的高度特性
Fig.15 Altitude characteristics of thrust coefficient

流向逐渐降低。有支管分布的一侧,气体分流使得流动边界层未能充分发展,而气流在环形管道内流动时,总管的内外侧压差会导致外壁边界层变薄、内壁边界层变厚效应。在二者的综合作用下,线形分流管道总管内的总压高于环形分流管道 I,但低于环形分流管道 II。无论是支管分流抑或环形管道内的二次流现象都会使总管截面上产生径向速度,使得流体流动呈现明显的三维特征,再加上轴向速度的情况下,气流在总管内的流线是螺旋式的,即产生了涡结构。环形分流管道 I 总管内的内外侧压差产生的二次流方向与支管分流产生的旋流方向相同,二者叠加使得总旋涡强度有所提高;环形分流管道 II 总管内的内外侧压差产生的二次流方向与支管分流产生的旋流方向相反,二者叠加使得总旋涡强度有所下降。

支管是管道分流作用的直接体现,形式多样,本计算模型中,支管为“喇叭形”喷注孔,管内已达到超音速流动状态。计算结果表明,分流管道各支管流量沿总管流向基本上是上升的。这与总管的总压分布趋势相反,而与总管的静压分布趋势相似,即支管流量很大程度上是受总管内的静压控制。另外,气流在环形管道 I 内流动时产生的离心力方向与支管流动方向相同,对支管流动有促进作用;气流在环形管道 II 内流动时产生的离心力方向与支管流动方向相反,对支管流动有阻碍作用。尤其在总管入口附近,这种作用的效果更为明显。在这些因素的综合作用下,环形分流管道 I 的流量波动幅度最小,在均匀分配气流方

面最具优势,线形分流管道居中,环形管道 II 最差。在分流管道的实际应用中,还可以通过增大总管截面积、采用多端供气方式、将支管孔径进行不均匀设计等方法进一步改善气流分配效果。

致谢 感谢国防科学技术大学高性能计算应用研究中心提供了开放式高性能计算资源。

参考文献:

- [1] 袁圣付. 连续波 DF/HF 化学激光器新型增益发生器的理论设计[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2002.
- [2] 施建华. 燃烧驱动 CW DF/HF 化学激光器 HYLTE 喷管流场的研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2004.
- [3] 靳冬欢, 刘文广, 陆启生. 环形 HYLTE 喷管叶片的简化设计及加工方法[J]. 强激光与粒子束, 2009, 21(9): 1286 - 1290.
- [4] 王峻晔, 章明川, 吴东棣. 流体在多孔管分支系统中的流动机理研究[J]. 水动力学研究与进展, A 辑, 1999, 14(1): 34 - 44.
- [5] 李瑞江, 陈春燕, 吴勇强, 等. 大型径向流反应器中流体均布参数的研究[J]. 化学工程, 2009, 37(10): 28 - 31.
- [6] 吕志敏, 李春忠, 丛德滋, 等. 环形流道变质量流动的静压分布模型[J]. 华东理工大学学报, 2001, 27(6): 623 - 625, 665.
- [7] 李瑞江, 陈允华, 朱子彬. 列管反应器中环形分布器内流体均布的探讨[J]. 化学工程, 2009, 37(3): 20 - 22, 26.
- [8] 王福军. 计算流体力学分析——CFD 软件原理与应用[M]. 北京:清华大学出版社, 2004.
- [9] 周松, 王传傅, 马强. 内燃机换气系统弯曲圆形管道流场的三维数值模拟研究[J]. 哈尔滨工程大学学报, 1999, 20(5): 35 - 42.
- [10] 童秉纲, 尹协远, 朱克勤. 涡运动理论[M]. 合肥:中国科学技术大学出版社, 2009.

(上接第 24 页)

3 结论

(1)在低飞行高度或高飞行马赫数时,发动机有较宽的推力调节范围;

(2)在同一燃气发生器喷喉面积时,随着飞行高度降低或飞行马赫数增加,补燃室压强升高,空燃比增大,但发动机推力系数降低;

(3)在同一飞行马赫数或飞行高度时,随着燃气发生器喷喉面积变小,燃气发生器流量增加,补燃室压强增加,空燃比降低,而发动机推力和推力系数增加。

参考文献:

- [1] Fry R S. A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution [J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(1): 27 - 57.
- [2] Besser H L, Strecker R. Overview of Boron Ducted Rocket Development During the Last Two Decades[M]. Kuo K K, Pein R, eds, Begell House Publishing Co. and CRC Press, Inc., 1993: 133 ~ 181.
- [3] 牛文玉, 于达仁, 鲍文, 等. 燃气流量可控的固体火箭冲压发动机燃气发生器动态特性[J]. 固体火箭技术, 2008, 31(2): 145 - 148.
- [4] 鲍福廷, 黄熙君, 张振鹏. 固体火箭组合发动机[M]. 北京:中国宇航出版社, 2006: 31 - 43.
- [5] Wilkerson F S, Laucac J T. Variable Flow Solid Propellant Gas Generator for Missile Control System[R]. AIAA Paper 81 - 1464.
- [6] 郭健. 固体燃料冲压发动机工作过程理论与试验研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2007.
- [7] 张炜, 方丁酉, 夏智勋. 固体火箭冲压发动机的工作特性分析[J]. 国防科技大学学报, 2000, 22(4): 19 - 22.
- [8] 曹军伟, 徐东来, 王虎干. 固体火箭冲压发动机工作包线分析[J]. 航空兵器, 2006, 19(1): 53 - 56.
- [9] 孙娜, 吴虎, 郑书娥, 等. 壅塞可调固体火箭冲压发动机性能计算[J]. 科学技术与工程, 2008, 8(11): 2893 - 2897.