

文章编号 :1001 - 2486(2007)02 - 0010 - 05

固体燃料冲压发动机飞行性能分析*

郭 健 张为华 夏智勋

(国防科技大学 航天与材料工程学院 湖南 长沙 410073)

摘 要 固体燃料冲压发动机性能通过进气道与导弹飞行工况关联在一起,其工作过程需考虑导弹飞行参数对发动机性能的影响。与其它冲压发动机相比,固体燃料冲压发动机一个显著特点是推进剂燃烧过程不仅与推进剂配方、发动机结构和燃烧室压强有关,还取决于燃烧室入口空气参数,因此工作过程较为复杂。在国内首次建立固体燃料冲压发动机工作过程仿真模型,并分析导弹飞行马赫数和高度对发动机性能的影响规律。

关键词 固体燃料冲压发动机;工作过程仿真;飞行性能

中图分类号 :V435.1 文献标识码 :A

Flight Performance Analysis of the Solid Fuel Ramjet

GUO Jian ZHANG Wei-hua XIA Zhi-xun

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

Abstract :The solid fuel ramjet is related to the missile flight conditions through the inlet. Compared with other kinds of ramjet, the marked characteristic of the solid fuel ramjet is that its propellant combustion chamber process is not only concerned with the propellant composition, motor structure and combustion pressure, but also dependent on the air parameter in the combustion air inlet. Hence, the operation process is rather complex. The operation process simulation model, the first of its kind in China, was established, and the effect of the missile flight mach number and height on the motor performance was discussed.

Key words :solid fuel ramjet ; operation process ; flight performance

固体燃料冲压发动机(简称 SFRJ)具有比冲高、自适应调节特性、结构简单、可靠性高、安全性高等优点,使它在防空导弹、超声速反舰巡航导弹、空地反辐射导弹、增程炮弹和动能侵彻弹中有广泛应用前景。许多国家和地区都开展了相关理论与试验研究工作,包括印度、德国、以色列、荷兰、俄罗斯、瑞典和美国,其中瑞典和荷兰已将其成功地应用于增程炮弹^[1]。国内也开展了固体燃料冲压发动机炮弹增程研究^[2-3]。在国家自然科学基金支持下,国防科技大学于 1996 年开始进行固体燃料冲压发动机内流场和附面层燃烧机理及试验研究^[4-5]。2004 年开展涡流增强燃烧研究。

在此之前,国内在固体燃料冲压发动机工作过程仿真方面仍属空白。在固体燃料冲压发动机用导弹研制过程中,发动机工作过程仿真是对发动机设计水平的评估。由于固体燃料冲压发动机中推进剂燃烧过程不仅与推进剂配方、发动机结构和燃烧室压强有关,还取决于燃烧室入口空气参数,因此给发动机性能分析带来一定的困难。本文在建立工作过程仿真模型的基础上,对发动机飞行性能进行了系统的分析,为发动机设计提供指导。

1 工作过程仿真模型

工作过程仿真包括燃面退移速率仿真、进气道性能仿真、补燃室性能仿真等过程。燃面退移速率仿真根据燃烧室入口空气和结构参数,计算燃面退移速率,采用固体燃料冲压发动机热力计算方法分析燃烧室出口燃气参数。进气道性能仿真主要分析高速空气经进气道的减速增压过程,得到燃烧室和补燃

* 收稿日期 2006 - 10 - 11

基金项目 :国家自然科学基金资助项目(50376072)

作者简介 :郭健(1974—)男,讲师,在职博士生。

室入口空气参数。补燃室性能仿真根据补燃室入口空气、燃烧室出口燃气和结构参数,对补燃室内燃烧与流动进行分析。采用固体燃料冲压发动机热力计算方法分析补燃室燃气在喷管中燃烧与流动过程。工作过程仿真软件框图如图 1 所示。

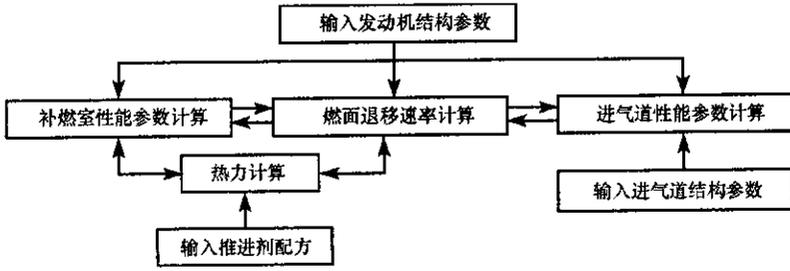


图 1 发动机工作过程仿真软件框图

Fig. 1 Software block diagram of motor operation process simulation

其中,燃面退移速率仿真是工作过程仿真的关键所在,推进剂分解所需能量来自于气体传递的热量。文献 [6] 在计算气体传递给推进剂的热量时未考虑辐射传热的影响,再发展区对流换热系数的计算忽略了壁面加质的影响,而回流区长度则简单地归结为台阶高度与药柱内径之比的函数。本文针对这些问题进行细致分析,建立燃面退移速率仿真模型。

由于突扩台阶的存在, SFRJ 中存在两个截然不同的流动区域:回流区和再发展区,如图 2 所示。伴随着蒸发燃气和空气的强烈掺混、高温的燃烧产物,以及回流区中的化学反应,最高温度发生在回流区的末端。在回流区中形成的火焰以建立在边界层中掺混控制的扩散火焰的形式传播到整个燃烧室。当地的燃速受这两个流动区域的影响。空间平均燃速主要受高温气相反应流动区域的对流和辐射换热的影响。在这个条件下,可以假设该高温反应流动区域的对流换热是燃料表面吸热气化过程的唯一能量来源。利用这个假设可以得到:

$$\dot{r} = \frac{q_{con} + q_{rad}}{\rho_f h_v} \quad (1)$$

式中 h_v 为推进剂分解或气化潜热, ρ_f 为推进剂密度, q_{con} 和 q_{rad} 分别为对流和辐射换热率。

热力计算表明,火焰区的主要气体成分为 CO_2 、 H_2O 、 N_2 和 O_2 , 其中 N_2 和 O_2 为非极性对称分子结构的气体,基本上透明,不考虑其对辐射换热的贡献。因此混合气体辐射率^[7]为

$$\varepsilon_\infty = C_{CO_2} \varepsilon_{CO_2} + C_{H_2O} \varepsilon_{H_2O} - \Delta\varepsilon \quad (2)$$

式中 C_{CO_2} 和 C_{H_2O} 分别为 CO_2 和 H_2O 辐射率的压强修正因子, $\Delta\varepsilon$ 为混合气体修正因子。 ε_{H_2O} 和 ε_{CO_2} 随温度变化由数值表给出。

针对回流区和再发展区不同特征,从上述三个基本公式出发,结合试验结果,推导出这两个区域的空间平均燃面退移速率,最终得到燃烧室内空间平均燃面退移速率。

再发展区的特征是充分发展的湍流边界层以及常温气相扩散火焰。对管内壁面有质量(气体)喷入时的湍流流动,换热系数 α_d 的计算公式^[8]:

$$\alpha_d = 0.0288 C_\rho \rho_\infty u_\infty Re_d^{-0.2} Pr^{-0.6} \exp\left(-\frac{11.6 \rho_f \dot{r}_d}{\rho_\infty u_\infty \sqrt{0.0288 Re_d^{-0.2}}}\right) \quad (3)$$

式中 \dot{r}_d 为再发展区的空间平均燃面退移速率。

在回流区中,传热及 Nusselt 数达到最大。在与固体燃料冲压发动机类似固定几何形状研究中, Krall 和 Sparrow^[9]通过试验得到三个重要结论:

(1) 附着区的 Nusselt 数 Nu_R 正比于基于空气入口直径 ($D_{in} = D_p - 2h$, D_p 为药柱内径, h 为台阶高度) 的雷诺数 Re_{in} , 即 $Nu_R \propto Re_{in}^n$, 这表明附着区的 Nusselt 数仅仅依赖于入口雷诺数 Re_{in} 。

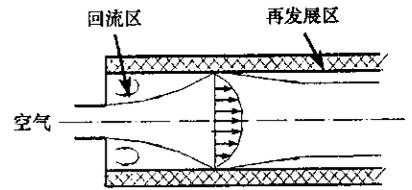


图 2 SFRJ 内流动特征

Fig. 2 Inner flow performance of SFRJ

(2) Nu_R 与再发展区边界层的 Nusselt 数 Nu_d 之比有如下关系:

$$Nu_R/Nu_d \propto Re_d^{-0.2} \quad (4)$$

上式表明对给定的空气密流 G_a (单位面积空气流量) 药柱通道直径越小, 则附着区影响越大。当药柱通道的雷诺数很小时, 在整个入口处, 附着区的传热控制着整个传热量。

(3) 台阶越高, 附着区的影响越大。对给定的 Reynolds 数, 证实有如下关系

$$Nu_R/Nu_d \propto (1 - 2h/D_p)^{-2/3} \quad (5)$$

因此, 结合后两个结论, 在低 Re 数或高 h/D_p 情况下, 回流区的 Nusselt 数 Nu_c 为

$$Nu_c \propto Nu_R$$

根据空气流量守恒, 有 $Re_{in} = Re_d D_p / D_{in} = G_a D_p^2 / (\mu D_{in})$, 则

$$Nu_c \propto G_a^n D_p^{2n} / (\mu D_{in})^n$$

将空气粘性系数 μ 的计算式代入上式, 则得回流区换热系数为

$$\alpha_c = A G_a^n D_p^{2n-1} D_{in}^{-n} T_{air}^m P^b \quad (6)$$

式中, T_{air} 为入口空气温度, A 、 m 和 b 为比例系数。

由燃面退移速率分析可知, 回流区与再发展区的燃面退移速率有较大差别, 这主要是因为这两个区域的流场特性不同。因此, 不能单独用其中的任一计算公式来计算整个燃烧室平均燃面退移速率, 而应对不同区域进行加权平均。在进行加权平均前, 首先应计算出回流区长度。通过大量数值模拟发现, 回流区长度不仅与台阶高度与药柱内径之比值有关, 还受入口空气速度和总温的影响。本文对轴对称突扩台阶回流区长度进行了 256 次数值模拟, 计算条件如表 1 所示。通过数值模拟得到回流区长度数值表, 采用多维插值获得其它条件下的回流区长度。

表 1 回流区长度数值模拟计算条件

Tab. 1 The numerical calculation conditions of recirculating zone

D_p/h	2.5	3.0	3.5	4.0	4.5	5.0	5.5	6.0
入口马赫数	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8
总温	600K, 1000K, 2000K, 3000K							

由上述分析可得到燃烧室平均燃面退移速率为

$$\dot{r} = [L_c \dot{r}_c + (L_p - L_c) \dot{r}_d] / L_p \quad (7)$$

式中, L_c 和 L_p 分别为回流区和药柱长度, \dot{r}_c 和 \dot{r}_d 分别为回流区和再发展区燃面退移速率。

将仿真计算结果与试验结果^[10]进行对比(见表 2), 可知该仿真模型精度高。

表 2 仿真与试验平均燃速

Tab. 2 The average combustion velocity of the simulation and tests

	空气流量 (g/s)	入口直径 (mm)	药柱内径 (mm)	空气温度 (K)	压强 (MPa)	试验平均燃速 (mm/s)	仿真平均燃速 (mm/s)
工况 1	40.0	10.0	38.1	300.0	0.85	0.17	0.182
工况 2	57.0	8.3	26.0	420.0	0.85	0.29	0.309
工况 3	67.0	10.0	48.0	300.0	0.90	0.21	0.224

2 仿真结果及分析

针对某超声速巡航靶弹用固体燃料冲压发动机进行了性能分析。当靶弹偏离设计点(飞行马赫数和高度发生变化)飞行时, 由于流经燃烧室入口的空气参数发生变化, 改变了流场结构, 从而导致燃面退移速率随之改变。作为将导弹飞行工况与发动机性能紧密联系在一起的气道, 其工作特性直接对燃面退移速率产生影响, 因此需首先对进气道性能进行分析。

进气道总压恢复系数随飞行高度的变化规律如图 3 所示。由图 3 可知, 随着高度的增加, 进气道的总压恢复系数开始是增大的, 约在 11km 高度的时候逐渐降低, 并趋于水平。一方面, 由于马赫数不变,

进气道斜激波的总压损失是不变的,但随着高度的增加,空气密度降低,空气流量减少,从而燃面退移速率、燃气流量和燃烧室总压下降;另一方面,来流总压也随高度的增加而降低。由图4可知,虽然这两个压强的变化趋势都相同,但是改变幅度却不同,因此导致总压恢复系数先增大后减小。燃气流量和总空气流量随飞行高度和马赫数的变化规律分别如图5和图6所示。由图5可知,总空气流量下降的幅度远远大于燃气流量,因此空燃比随高度单调下降,而空燃比随马赫数是单调上升的。

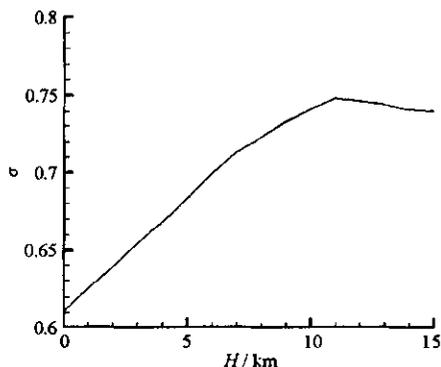


图3 总压恢复系数与飞行高度关系曲线

Fig. 3 Total pressure recovery ratio as a function of the flight height

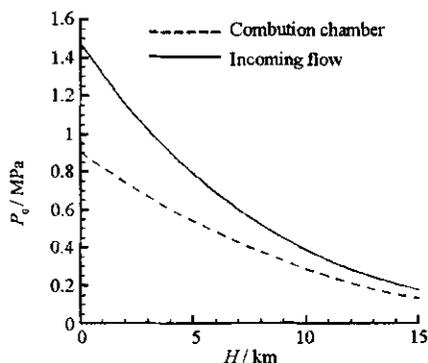


图4 燃烧室和来流总压与飞行高度关系曲线

Fig. 4 Total pressure of combustion chamber and incoming flow as a function of the flight height

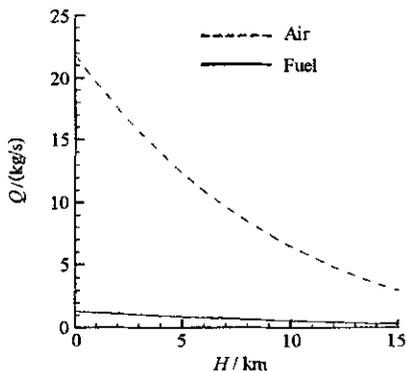


图5 燃气流量和总空气流量与飞行高度关系曲线

Fig. 5 Flow rate of hot gas and air as a function of the flight height

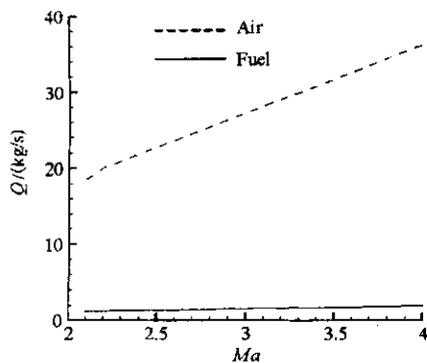


图6 燃气流量和总空气流量与飞行马赫数关系曲线

Fig. 6 Flow rate of hot gas and air as a function of the flight Mach number

发动机比冲随飞行高度的变化规律如图7所示。由图可知,比冲先增加后降低。这主要是因为影响比冲的主要因素有三个:燃烧室总压、进气道总压恢复系数和空燃比。其中燃烧室总压和空燃比随高度是单调下降的,但是进气道总压恢复系数是先增加后降低的。因此在低空,比冲虽然增加,但增加有限,随着高度进一步增加,比冲开始下降。同时,由于总空气流量随高度下降幅度较大,因此推力随高度是单调下降的,如图8所示。

比冲随飞行马赫数的变化规律如图9所示。由于进气道总压恢复系数随着马赫数的增大而下降,因此即使空燃比和燃烧室总压上升,在马赫数较低时,比冲上升也有限,随着马赫数进一步升高,比冲开始下降。图10所示为发动机推力随导弹飞行马赫数的变化曲线。虽然马赫数增大导致比冲下降,但是燃烧室入口空气流量增加,燃面退移速率和燃气流量上升,因此曲线的初始阶段是上升的,但是由于马赫数进一步的增加,比冲下降幅度比燃气流量大,从而导致推力下降。由图9和图10还可看出,推力和比冲最大值对应的马赫数不同,因此,为了充分发挥发动机的潜力,需对设计参数进行优化设计,以提高导弹总体性能。

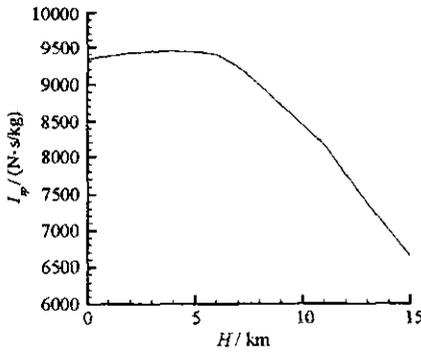


图7 比冲与飞行高度关系曲线

Fig. 7 Specific impulse as a function of the flight height

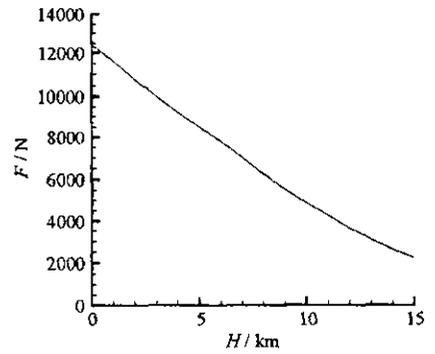


图8 推力与飞行高度关系曲线

Fig. 8 Thrust as a function of the flight height

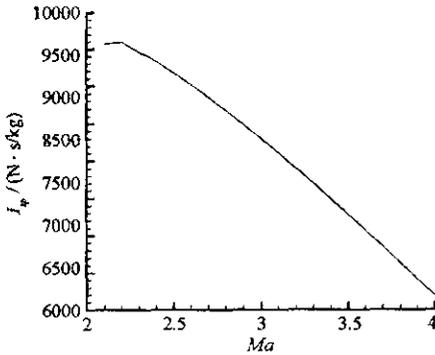


图9 比冲与飞行马赫数关系曲线

Fig. 9 Specific impulse as a function of the flight Mach number

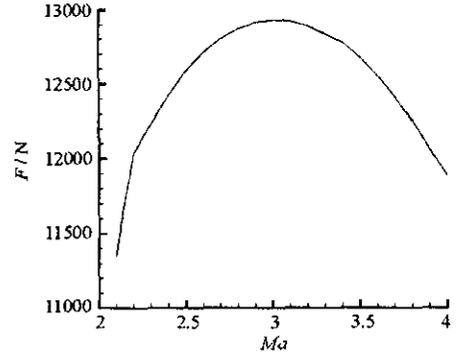


图10 推力与飞行马赫数关系曲线

Fig. 10 Thrust as a function of the flight Mach number

3 结论

在考虑了辐射换热、壁面加质修正和回流区长度修正的基础上,建立了燃面退移速率仿真模型。与试验结果对比表明,该仿真模型精度高,满足导弹总体设计阶段的要求。对发动机性能仿真结果表明,进气道总压恢复系数是反应进气道性能,同时也影响发动机性能重要参数之一,它随飞行高度是先增加后减小;发动机比冲也有类似变化规律,但其最大值对应的高度却有所不同。因此,对于不同发动机,应将其设计点选取在比冲最大值所对应的高度,而不能单纯只考虑进气道性能。发动机比冲和推力随马赫数都存在最大值,而对应的马赫数却不同,这说明在导弹总体设计时,需对飞行速度与发动机效率进行优化设计。

参考文献:

[1] Veraar R G , Andersson K , Nilsson Y. Flight Test Results of the Swedish-Dutch Solid Fuel Ramjet Propelled Projectile[C]//19th International Symposium of Ballistics , 2001.

[2] 陈军 朱福亚 周长省. 固体燃料冲压发动机在小口径弹药上的应用[J]. 弹道学报 , 1999 (2) 85 - 88.

[3] 孙振宗. 固体燃料冲压发动机试验研究[R]. 北京: 北京动力机械研究所. GF-A0034213G , 1998.

[4] 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.

[5] 谭建国 陈小前 杨涛, 等. 固体燃料冲压发动机燃速理论分析与数值模拟[J]. 航空动力学报 , 2000 15(2) 201 - 204.

[6] Krishnan S , George P. Solid Fuel Ramjet Combustor Design[J]. Prog. Aerospace Sci. , 1998 34.

[7] 马庆芳, 等译. 传热学[M]. 北京: 人民教育出版社, 1979.

[8] 王守范. 固体火箭发动机燃烧与流动[M]. 北京: 工业学院出版社, 1987.

[9] Krall A M , Sparrow E M. Turbulent Heat Transfer in the Separated , Reattached , and Redevelopment Regions of a Circular Tube[J]. J. Heat Transfer 8 , 1966.

[10] Gobbo-Ferreira J , Silva M G , Carvalho J A. Performance of an Experimental Polyethylene Solid Fuel Ramjet[J]. Acta Astronautica , 1999 , 45(1) .

