

发射发动机气动分离机构设计与试验*

江兴宏 周士喆 汪浩平 门举先

(上海新力动力设备研究所, 上海, 200125)

摘 要: 对发射发动机气动分离机构工作过程进行数值仿真, 着重分析了突缩突扩气流不等熵流动过程的流量计算方法, 给出了内弹道 $p-t$ 曲线、活塞腔压强 $p-t$ 曲线、推力 $F-t$ 曲线、分离剪切力 F_r-t 曲线和分离时间的预示结果, 并通过真实发动机试验获得验证。计算与试验结果为分离机构设计与分析提供了依据。

主题词: 固体推进剂火箭发动机, 起飞助推器, 助推器分离, 气动装置

分类号: V435

DESIGN AND EXPERIMENT OF PNEUMATIC SEPARATION APPARATUS FOR TAKE-OFF MOTOR

Jiang Xinghong Zhou Shizhe Wang Haoping Men Juxian

(Shanghai Xinli Power Equipment Research Inst., Shanghai, 200125)

Abstract: Some numerical simulation and experiments are carried out for studying the working process of pneumatic separation apparatus. The mass flow rate of nonisentropic throttle flow is discussed in details. The predicted results of internal ballistic pressure, piston pressure, thrust force, shearing force and separation time are validated by full-scale solid rocket motor experiment, and provide reliable information for the design and analysis of pneumatic separation apparatus.

Subject terms: Solid propellant rocket engine, Takeoff booster, Booster separation, Pneumatic device

1 引言

发射发动机工作完毕后应予抛弃, 其气动分离机构结构原理见图 1。发射发动机与主发动机通过销钉联成一体。发射发动机工作时产生推力 F , 同时燃烧室高压燃气由通气孔向活塞腔充气。当活塞腔压强上升(充气阶段)或发动机推力下降时(拖尾段), 销钉受到的剪切力随之增大。当剪切力超过销钉剪切强度极限时, 销钉剪断, 发射发动机翻滚落地。气动分离结构简单, 环境温度、发动机大小、药型、推进剂燃速特性、销钉直径与抗剪

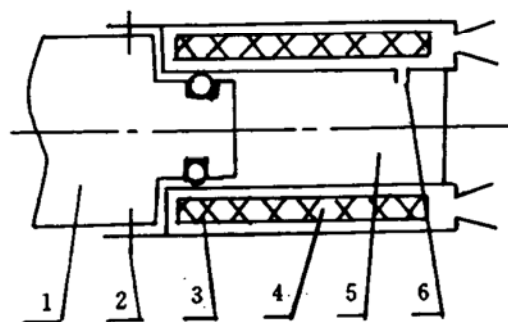


Fig. 1 Simplified schematic of launch motor

1. Sustain motor 2. Pin rod 3. Sealing ring
4. Launch grain 5. Piston cavity 6. Gas hole

强度、气孔直径与入口形状、活塞面积、容腔大小均要影响分离时间。结构设计往往要依赖大量的整机试验。本文对分离机构工作过程进行数值仿真,确定了活塞压强和销钉剪切力随时间的变化关系,并通过试验进行验证。

2 活塞腔建压过程分析

流过通气孔的燃气流量是计算的关键。通气孔形状见图2。燃气流动过程中存在突缩和突扩。根据通气孔两侧压差的不同,小孔中出现临界、亚临界和超临界三种流动状态。流动过程中存在局部损失和熵增大。超临界射流中出现各种膨胀和压缩波系使总压下降。考虑局部损失和突缩效应,流过通气孔喉部的流量按下式计算:

$$q = C_D(p_2^*/C^*)A_2Q(\lambda_2) \quad (1)$$

其中 C^* 为特征速度; p_2^* 为喉部燃气总压; A_2 为喉部面积; C_D 为流量系数,其值与通气孔形状有关。根据计算和实验结果,突缩圆柱通道流量系数取 $C_D = 0.591^{[1]}$; λ_2 为喉部速度系数; $Q(\lambda_2)$ 为流量函数。

突缩流动中产生局部损失,总压恢复系数由式(2)计算^[2]:

$$p_2^*/p_1^* = 1 - \zeta[k/(k+1)]\lambda_2^2 \quad (2)$$

其中 p_1^* 为进气总压; k 为燃气比热比; ζ 为局部阻力系数; 参看图2,当 $\theta = 0^\circ$ 时, $\zeta = 0.5$; 当 $30^\circ < \theta < 75^\circ$ 时, $\zeta = 0.18^{[2]}$ 。

对于绝能流动,出口射流静压 p_e 与总压 p_2^* 存在下面的关系:

$$p_e/p_2^* = [1 - (k-1)/(k+1)\lambda_2^2]^{k/(k+1)} \quad (3)$$

由式(2)、式(3)导出 p_e 与 p_1^* 之间关系式:

$$p_e/p_1^* = [1 - \zeta[k/(k+1)]\lambda_2^2][1 - (k-1)/(k+1)\lambda_2^2]^{k/(k+1)} \quad (4)$$

流量计算前先要判断流态。对于临界和超临界流动, $\lambda_2 = 1$, 可由式(4) 求出临界压强 $p_{e,cr}$ 。当 $p_{e,cr} \geq p_b$ 时(p_b 为出流背压), 气孔中形成临界和超临界流动, 可由式(2) 求出 p_2^* , 再由式(1) 计算流量。 $p_{e,cr} < p_b$ 时, 则形成亚临界流动。

对于亚临界流动, 喉部实际气流速度 $\lambda_2 < 1$, 对应的出口静压值 p_e 与背压 p_b 相等, 这时用二分法解指数方程(4) 确定 λ_2 。再由式(2)、式(1) 计算 p_2^* 和流量。

流量与活塞腔压强关系计算曲线见图3。活塞腔气体质量 m 由充气 and 排气过程积分计算:

$$m = m_0 + \int_0^t q dt \quad (5)$$

m_0 为初始质量。活塞腔自由容积为 V , 腔内气体密度 $\rho = m/V$, 压强由状态方程确定: $p = \rho RT$ 。

发射发动机 $p-t$ 曲线、 $F-t$ 曲线由内弹道计算确定。分离剪切力 F_r 由式(6) 计算:

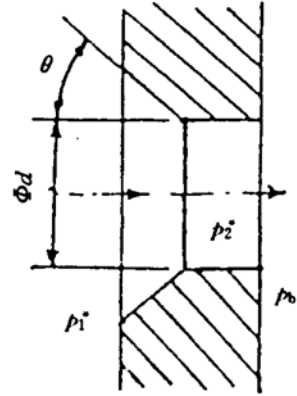


Fig. 2 Schematic diagram of gas hole

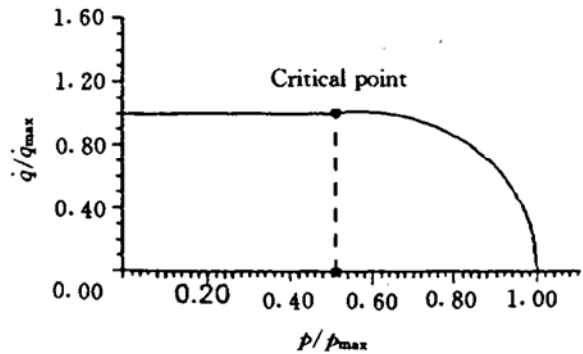


Fig. 3 Gas filling flow rate and piston cavity pressure relationship

$$F_r = \begin{cases} 0 & (pA \leq F) \\ pA - F & (pA > F) \end{cases} \quad (6)$$

p , A 和 F 分别为活塞腔压强、活塞面积和发射发动机推力。

3 计算和试验结果

分离机构试验装置采用全尺寸发射发动机。活塞腔端面开有测压孔。用靶线记录销钉分离时间。试验同时记录推力 $F-t$ 曲线。

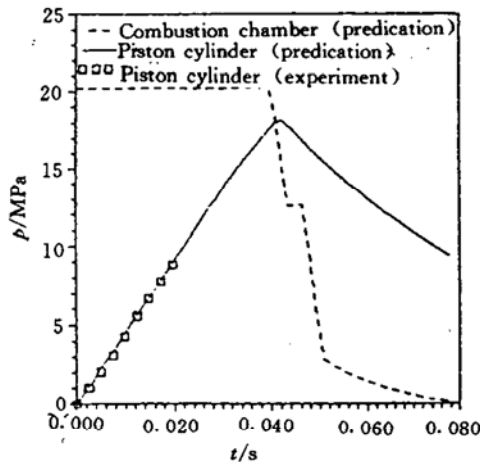


Fig. 4 Curve of internal ballistic pressure and piston pressure

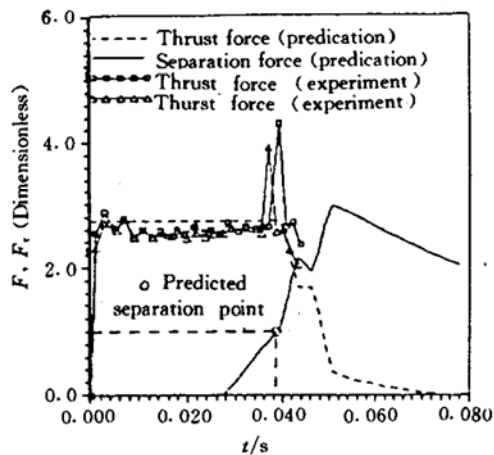


Fig. 5 Curve of motor thrust force and pin rod shear force

图 4 绘出了发射发动机 $p-T$ 曲线和活塞腔 $p-t$ 曲线计算结果和活塞腔 $p-t$ 曲线的实测值。发射发动机工作 21 ms 时高温燃气将压强传感器导线吹断, 因此压强只记录到 9 MPa。试验测得的活塞腔压强与计算结果高度吻合, 表明对活塞腔建压过程的数值分析符合实际。从图 4 看, 在发动机稳定工作段, 燃烧室向活塞腔充气, 活塞腔压强快速上升; 进入拖尾段后, 活塞腔卸压, 但速率低于发动机降压过程, 使活塞腔压强反超过燃烧室。

图 5 为发动机推力 $F-t$ 曲线和销钉剪切力 F_r-t 曲线(力值以销钉剪断力为基准无因次化)。根据 F_r-t 曲线和销钉抗剪强度即可计算出分离时间。试验前已抽样测得全部销钉剪断所需力, 由此计算出分离时间为 38.69 ms, 试验结果为 38 ms, 计算值与试车结果吻合。从图中可以看出, 剪切力在拖尾段急剧上升到最大, 对保证拖尾段分离十分有利。

从理论上分析, 在销钉剪断瞬间, 剪切力 F_r 瞬时消失, 使发动机推力 F 瞬时增大。随后活塞滑动使活塞腔压强下降, 推力也下降, 在推力 $F-t$ 曲线上形成尖波。上述过程在试车推力曲线上得到了证实。

由于分离时间略早(见图 5), 为此调整了部分设计参数, 其计算和试验结果见图 6。试验做到了高、低温范围内拖尾段分离, 预测的分离时间与实测值一致。

4 结 论

(1) 考虑局部损失和突缩效应, 对分离机构活塞腔建压过程的分析及其数值方法符合实际。内弹道 $p-t$ 曲线、活塞腔压强 $p-t$ 曲线、推力 $F-t$ 曲线、销钉剪切力 F_r-t 曲线和分离时间的预示结果与真实发动机试验一致。数值实验部分取代整机试验具有可行性。

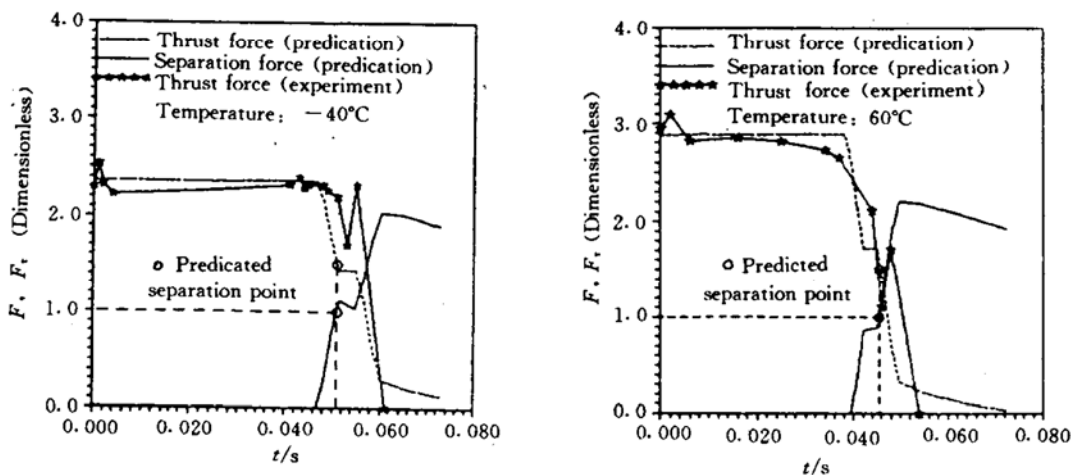


Fig. 6 Curve of motor thrust force and pin rod shear force in condition of high and low temperature

(2) 在发射发动机拖尾段,分离剪切力大幅度急剧上升到最大值,可以在较宽销钉强度范围内确保拖尾段可靠分离。

(3) 平衡段过早分离不仅损失能量,还造成推力扰动,可通过调整结构参数对分离时间有效加以控制。

参 考 文 献

- 1 Back L H, Cuffel R F. 具有较小曲率半径喉部的超音速喷管的流动系数, J Spacecraft, 1971, 8(2): 196~198
- 2 王蓉芳, 严震. 流体力学和气体动力学. 北京: 国防工业出版社, 1979

简 讯

法俄低温发动机合作组织扩大

俄罗斯/欧洲关于火箭发动机验证合作计划已确定扩大。法国的欧洲动力装置制造公司和俄罗斯的化学自动化设计局已签订协定,为该项联合研究项目延期3年铺平道路。欧洲委员会、欧洲航天局和欧洲另外几个公司计划向俄罗斯欧洲火箭发动机验证合作计划的第二阶段投资,包括推力为1912.6kN的RD-0120低温发动机在莫斯科附近的NIKhim-Mash设备上,进行12次点火试验。欧洲动力装置制造公司官员称俄罗斯/欧洲火箭发动机验证合作计划的第二阶段可望进一步熟悉俄罗斯空间组织并加强现正在进行的研究项目,以便论证发动机系统和分系统的数字模型,例如推力室、泵和涡轮等系统。该计划的第一阶段于去年5月完成,由欧洲航天局及欧洲5个制造公司投资,包括获得关键数据的RD-0120两次点飞试验。法国欧洲动力装置制造公司仍然对欧洲/俄罗斯研究计划负全责。

(龙玉珍 供稿)