

一种双脉冲发动机的技术研究

北京理工大学 朱光辰 胡克娴** 王春利 蔡湘芬 张玉成 方蜀州

【摘要】 提出了一种带有中间喷管的新型双脉冲固体火箭发动机技术方案,设计了一台结构参数可调的试验发动机;改变发动机的结构参数进行多次点火试验,获得了试验数据;对该发动机的多喉道流动过程建立了二维非稳态流动模型,对试验方案进行了大量计算,并与试验数据进行了比较分析。试验结果与理论计算基本吻合,结构可靠,对工程设计有参考价值。

主题词: 固体火箭发动机 试验 流场 数值计算

分类号: V 435

1 前言

双脉冲固体火箭发动机是一种新型发动机,其特点是在同一燃烧室内用阻燃隔热层将推进剂装药分段隔离,每段装药有独立的点火系统,由控制系统确定每段装药的点火时间,以达到对发动机的工作过程引入能量管理的机制,满足火箭总体最优弹道的技术要求。

结合反坦克导弹的特殊要求,采用了两级推力由间断点火的两级装药来实现,由于两级推力比较大,又采用了设置中间喷管的措施,以提高低推力段的燃烧稳定性,并减轻整个发动机的重量。因此需要解决的关键问题是:(1)实现双脉冲推力的间隔点火隔板的结构和可靠性;(2)为提高推力比而采用多喉道的流场计算模型及对发动机结构参数设计的影响;(3)多喉道双脉冲发动机的试验及流场测试。本文侧重于叙述多喉道的流场计算模型与试验结论分析。

2 技术方案概述

用以进行流场计算和双脉冲推力试验的装置如图 1 所示。助推级燃烧室是导弹总体要求

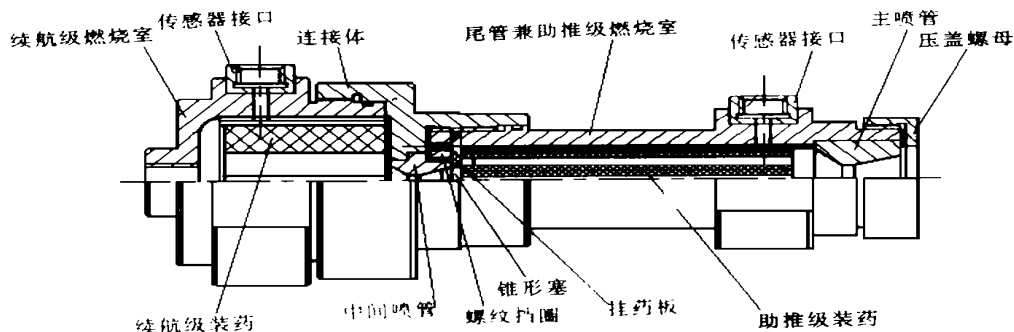


图 1 多喷管双脉冲发动机试验装置

的一个长尾管,在助推级与续航级之间的隔板上装有中间喷管,在中间喷管处有一锥形塞起到了两级隔燃作用,虽然两级推力比很大,但两级压强却可以是相同或相差甚小,为了减小助推级的发射噪声,甚至采用了大推力低压强和小推力稍高压强的方案。由于有两个贯穿喷管,续航级燃气的流动,其流动规律与超音速风洞类似。续航级由点火到建立稳定工作压强需要一个时间过程,随着压力的逐渐提高,首先在中间喷管 A_{ts} 下游出现正冲波,然后该冲波向下游移动,直到扫过助推级燃烧室到达主喷管出口时,助推级燃烧室中才建立起超音速流动。正冲波的存在使燃气流总压下降,使得原先通过 A_{ts} 的流量,却不能通过主喷喉 A_{th} 。这就要求两喷喉面积比应满足 $A_{th}/A_{ts} = p_{01}/p_{02}$ 。式中: p_{01} 为波前总压, p_{02} 为波后总压。

如果主喷管与中间喷管的喉面比选择适当且型面设计合理,在助推级燃烧室中将不会出现正冲波。为了进行多种试验条件与理论计算的比较,设计加工了多种尺寸 A_{th}/A_{ts} 。

3 试验发动机的内流场计算方法及算例

为了研究续航级工作时燃气流经尾管的冲波损失情况,建了一个简化的纯气相、无粘、有旋、无加质、二维轴对称控制方程,本文采用时间相关法,使混合型控制方程在整个流动区都成为双曲型,便可用同一种方法求解全流场。其守恒形式的方程为:

$$\frac{\partial}{\partial t} + [\alpha \rho u] / \alpha + [\alpha \rho v] / \alpha + \rho v / r = 0 \quad (1)$$

$$[\alpha \rho v] / \alpha + [\alpha \rho uv] / \alpha + [\alpha (p + \rho v^2) / \alpha] + \rho v^2 / r = 0 \quad (2)$$

$$[\alpha \rho u] / \alpha + [\alpha p + \rho u^2] / \alpha + [\alpha \rho uv] / \alpha + \rho uv / r = 0 \quad (3)$$

$$\frac{\partial E}{\partial t} + \frac{\partial (E + p)u}{\alpha} + \frac{\partial (E + p)v}{\alpha} + \frac{(E + p)v}{r} = 0 \quad (4)$$

$$p = \rho R T \quad (5)$$

$$\text{其中: } E = \rho \{ [p / \rho (k - 1)] + (u^2 + v^2) / 2 \} \quad (6)$$

式中, ρ 、 u 、 v 、 p 、 T 、 E 分别为密度、轴向流速、径向流速、压强、温度、滞止内能。

此方程为非定常偏微分方程,应给出定解条件,对本文所述的试验发动机存在 4 个边界,分别是中间喷管入口、主喷管出口、壁面、轴线。中间喷管进口截面为亚音速流动,会受到下游反压的影响,所以只指定 p 、 T 两参数, ρ 可由状态方程求出,此外再由喷管几何形状近似求出进口流动角作为附加边界条件。在主喷管出口截面,当流动为亚音速时,指定出口反压 p ;当流动为超音速时,则不指定出口边界条件。在壁面边界应给出相切条件。

在轴线上则给出轴对称边界条件即径向速度 $v = 0$,其它流动参数的径向导数也为零。所有定解条件全部指定,即可用差分方法求解方程组。

为了精确给出边界条件,应采用贴体的离散网格,由于流场边界几何形状复杂,划分网格疏密不均,为计算方便,通过坐标变化将曲线网格转化为正交矩形网格(如图 2 所示)。将物理平面 (x, y) 变换为计算平面 (ξ, η) :

$$\xi = x, \quad \eta = r / r_u(x), \quad \tau = t \quad (7)$$

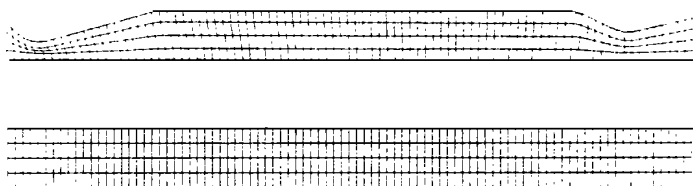


图 2 物理网格与计算网格

式中 $r_u(x)$ 表示流场边界半径, 为 x 的函数。

将上式代入原控制方程, 得到计算平面 (ξ, η) 坐标系中的新控制方程, 其矢量形式为:

$$\bar{\mathcal{V}}/\partial\tau + \bar{\mathcal{F}}/\partial\xi - a(\bar{\mathcal{F}}/\partial\eta) + b(\bar{\mathcal{G}}/\partial\eta) + \bar{\mathcal{G}}_f = 0 \quad (8)$$

其中:

$$\begin{aligned} \bar{\mathcal{V}} &= [\rho, \rho u, \rho v, E]^T, \quad \bar{\mathcal{F}} = [\rho u, p + \rho u^2, \rho uv, (E + p)u]^T \\ \bar{\mathcal{G}} &= [\rho v, \rho uv, p + \rho v^2, (E + p)v]^T \\ \bar{\mathcal{G}}_f &= [\rho v/r, \rho uv/r, \rho v^2/r, (E + p)v/r]^T \end{aligned} \quad (9)$$

根据计算对象不同, 计算平面分为 5 种网格点: 内点、进口点、出口点、壁面点和轴线点。对不同的网格点采用不同的处理方法。

(1) 内部网格点参数计算采用 MacCormack 二步显格式, 为了消除振荡, 在离散方程的预测步和校正步都加上显式的二阶和四阶人工粘性项, 实际计算证明, 这种措施能有效抑制数值振荡。(2) 进口网格点参数计算采用特征线法。(3) 出口网格点参数计算, 当流动为亚音速时, 采用特征线法, 其特征线为两条, 一条为流特征线, 一条为下行特征线。当出口网格为超音速时采用线性外插法。(4) 壁面网格点的边界条件为几何边界条件, 为便于处理冲波和缩短计算时间, 参数计算采用线性外插法。(5) 轴线网格点的参数计算采用与内点计算相同的方法。但需将轴对称边界条件代入方程。

MacCormack 格式是一种条件稳定的差分格式, 为保证格式的稳定性, 计算步长应用 Courant 条件控制。

根据以上数值计算方法, 针对图 1 所示的试验发动机, 改变中间喷管的膨胀比和主喷管的

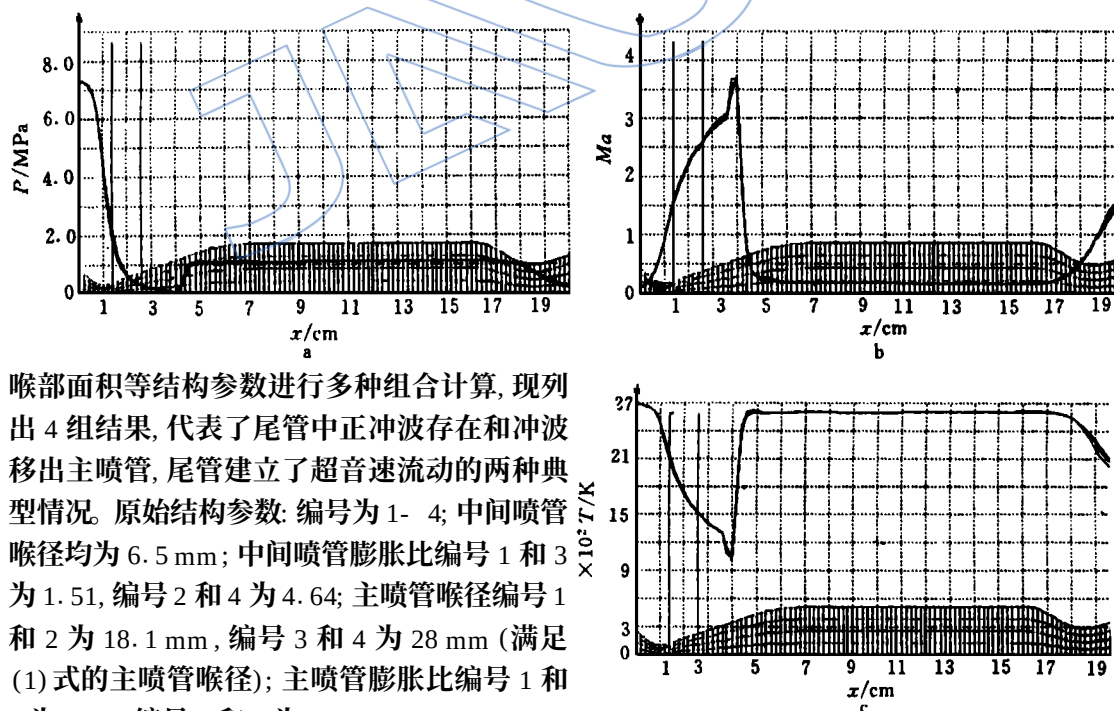


图 3 (编号 1, 2 算例) 在尾管中出现冲波的压强、速度及温度分布

喉部面积等结构参数进行多种组合计算, 现列出 4 组结果, 代表了尾管中正冲波存在和冲波移出主喷管, 尾管建立了超音速流动的两典型情况。原始结构参数: 编号为 1- 4; 中间喷管喉径均为 6.5 mm; 中间喷管膨胀比编号 1 和 3 为 1.51, 编号 2 和 4 为 4.64; 主喷管喉径编号 1 和 2 为 18.1 mm, 编号 3 和 4 为 28 mm (满足 (1) 式的主喷管喉径); 主喷管膨胀比编号 1 和 2 为 1.76, 编号 3 和 4 为 1.98。

图 3 所示为编号 1 和 2 计算的压强马赫数和温度的分布曲线及冲波位置; 图 4 所示为编号 3 和 4 计算的压强、马赫数和温度分布曲线。

由表 1 计算结果可知:多喉道尾管流场参数及冲波位置与中间喷管的膨胀比无关,只与两喷管的喉面比有关,随着主喷管喉面增大,冲波位置后移,波后压强相应减小,只有满足(1)式的喉面比,在尾管中才能建立超音速流。

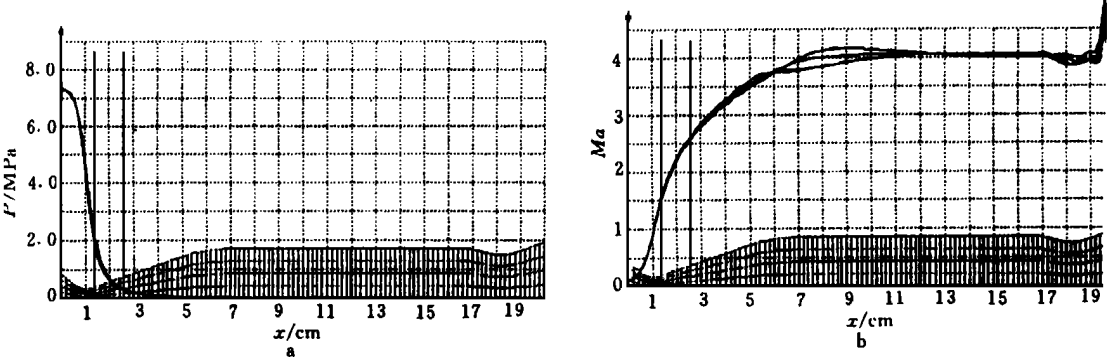


表 1 计算结果

特 征 点	压强(MPa)	马赫数	温度(K)
中间喷管入口	7.29	0.12	2700
中间喷管出口(1#)	2.0	1.59	2100
中间喷管出口(2#)	0.29	2.62	1500
中间喷管出口(3#)	2.0	1.59	2100
中间喷管出口(4#)	0.29	2.62	1500
冲波前(1,2#)	0.09	3.75	1005
冲波后(1,2#)	1.07	0.18	2594
主喷管入口(1,2#)	1.13	0.16	2612
主喷管入口(3,4#)	0.03	4.0	953

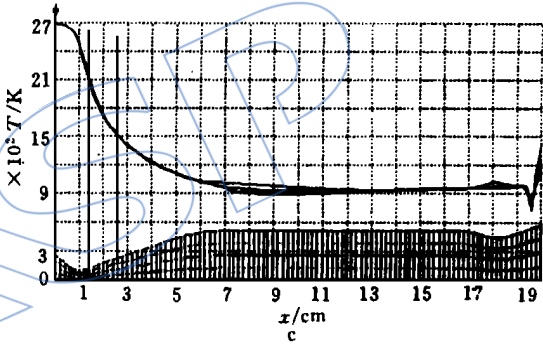


图 4 (编号 3,4 算例)在尾管中为超音速气流的压强、速度及温度分布

4 试验结果及分析

用图 1 所示的装置进行了助推级与续航级的静止点火试验,助推级的试验证明了双脉冲

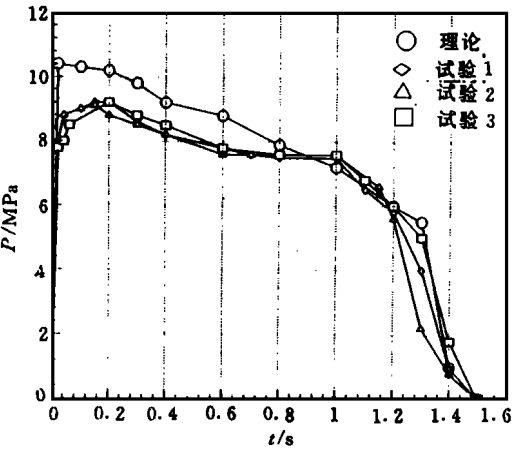


图 5 续航级燃烧室的压强—时间曲线

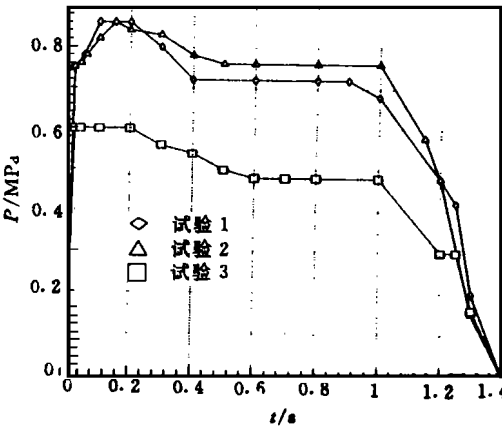


图 6 尾管压强—时间曲线

推力的隔燃装置的可靠性,经多发试验隔板的密封塞承受了 6-20 MPa 的压强无漏气和烧蚀现象,中间喷管完好,因此项内容不是本文叙述的重点,不在此详述。

续航级试验采用不变中间喷嘴,改变中间喷管膨胀比和主喷管喷嘴的方法进行。由于两级推力比要求及助推级最低压力的限制,未能进行主喷嘴达到 28 mm 无冲波在尾管的试验,即全部试验均在尾管中产生了正冲波,其试验结果如下:

(1) 续航级燃烧室的压强稳定,试验重复性好,试验与理论计算结果的比较如图 5 所示。

(2) 尾管压强随主喷嘴喷嘴的增大而减小,图 6 所示为尾管(在主喷嘴入口处测压)的压强—时间曲线。

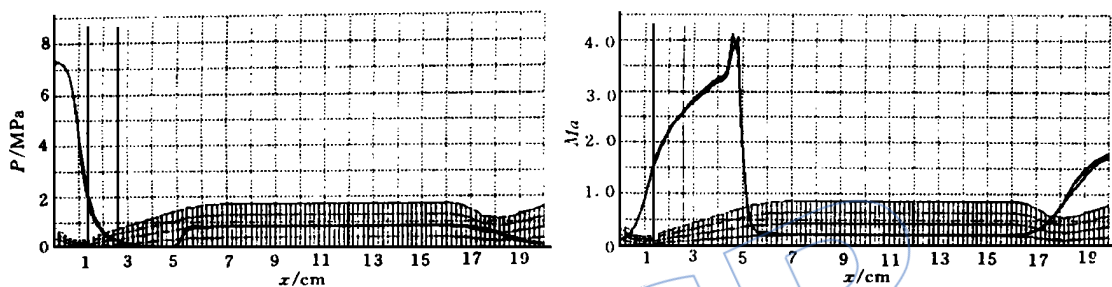


图 7 试验 3 的尾管压力、速度分布计算曲线

(3) 试验 1 和 2 与算例的编号 1, 2 结构参数相同, 试验 3 的结构参数除主喷嘴的喷嘴为 21 mm 外, 其它与算例编号 4 相同。试验 3 的理论计算结果如图 7 所示, 它们的尾管平均压强 (MPa) 与试验结果对比值如下: 流场计算结果试验序号 1 和 2 为 1.13, 试验序号 3 为 0.82; 试验结果分别为 0.73, 0.75, 0.50。

由上可知数值计算与试验结果基本吻合, 证明尾管中冲波确实存在。

5 结 论

(1) 两级隔离的结构可靠, 隔燃和密封效果好。(2) 中间喷嘴保证了两级推力比很大的条件下续航级工作稳定。(3) 本文所建立的多喉道流动的二维非稳态流动模型假设合理, 计算结果与试验基本吻合, 对工程设计有一定的参考价值。(4) 中间喷嘴会带来冲波损失, 使续航级效率下降, 为减小能量损失, 在结构参数设计时应参考多喉道流场计算的结果, 而不能用一般单喉道的设计方法。

参 考 文 献

- 1 Froning H D Jr Airframe- Propulsion Considerations for Pulse- M issiles A IAA 86- 0444
- 2 Robert H. Schmucker Modern Rocket Propulsion for Tactical M issiles M ilitary Technology 1989, 6
- 3 Rocket W ith D ifferent Charges W 085101320
- 4 Schoefl R. A M ultiple- Pulses Solid Rocket Motor for Fiber Optic Guided M issiles A IAA 90- 2466
- 5 Mcfillin J F Jr, V an Brocklin S T. A n Experimental Investigation of the Dual Chamber Rocket Motor AD- A 092135
- 6 刘导治著 计算流体力学基础 北京: 北京航空航天大学, 1988
- 7 蔡体敏主编 固体火箭发动机工作过程的数值分析 西安: 西北工业大学, 1991

(责任编辑 杨再荣)

a new failure criterion of the disk. A real disk was used as experimental component, we worked out a new failure experimental approach, including key technique to ensure the noninterference between the low cycle loading and high cycle loading, the high frequency induction local heating (550°C constant temperature), the control of high cycle vibration frequency and amplitude, and crack real-time detection. Experimental load spectrum and temperature field emulated the reality, and the experiment completely reproduced the practical flight fault. The present experimental approach can be applied to the combined fatigue analysis of any components.

Key Words Turbines Disc Fatigue crack

A STUDY OF A DUAL - PULSE MOTOR TECHNIQUE

Zhu Guangchen, Hu Kexian, Wang Chunli

Cai Xiangfen, Zhang Yucheng, Fang Shuzhou

(1st Dept. Beijing Institute of Technology, Beijing 100081)

ABSTRACT A new type of dual-pulse solid rocket motor concept with an intermediate nozzle is presented and a test motor with changeable structural parameters was designed. Several firings of the motor with changing the structural parameters were conducted and the corresponding experimental data were obtained. A two-dimensional unsteady mathematical model was constructed for analyzing the multithroat flow fields, and numerical calculation with this model was completed. The results were compared with the test data.

Key Words Solid propellant rocket engines Flow fields Numerical computation

NUMERICAL SIMULATION OF 3-D FLOW IN A TRANSONIC COMPRESSOR STAGE

Liu Qianzhi, Ning Wei, Yao Jixian, Zhou Xinhai

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT An implicit Navier-Stokes solver is presented for numerical simulation of three-dimensional steady compressible turbulent flow in a transonic compressor stage. The LU-SGS (Low-Upper Symmetric-Gauss-Seidel) implicit time-marching scheme developed by Jameson and Yoon is used to improve the computational efficiency. In order to obtain distinct shock system and valid boundary layer characteristics, one kind of high resolution schemes, the third order accurate NND (Non-oscillatory, Non-free-parameter, Dissipative) scheme is incorporated in this solver. The governing equations, the numerical scheme, the grid system and the boundary treatment method are considered in this paper. The Baldwin-Lomax Algebra model is utilized to compute the turbulent viscosity. The viscous flow in a single stage transonic compressor is calculated by this solver. The calculation was performed by coupling the rotor and stator flow fields at each time step through an overlapped grid. The computed results were compared with experiment data.

Key Words Three-dimensional flows Turbulent flow High resolution
Numerical analysis Transonic compressors