

强制偏流喷管的实验研究*

于胜春 蔡体敏 何洪庆 张兆源 王思民

(西北工业大学航天工程学院, 西安, 710072)

摘 要: 介绍了整体级概念及强制偏流喷管, 分析了喷管内的流场与外界压力变化的关系。在实验参数相同的条件下进行了与普通锥形喷管的对比实验, 并测定了在发动机工作过程中扩散段的压力变化。结果表明, 该喷管具有良好的推力性能和自动补偿外界压力变化的能力。

主题词: 固体推进剂火箭发动机, 整体结构, 特型喷管, 喷管气流, 实验

分类号: V435.23

AN EXPERIMENTAL RESEARCH ON FORCED DEFLECTION NOZZLES

Yu Shengchun Cai Timin He Hongqing Zhang Zhaoyuan Wang Simin

(Aerospace Engineering Inst., Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an, 710072)

Abstract: The integrated stage concept (ISC) with forced deflection nozzle (FDN) is introduced first, the working process for this nozzle at different outlet pressures is analysed. The experiments include: 1) The tests compared with the conventional nozzle. On the conditions of same throat areas and same exit areas, the thrusts of the two kinds of nozzles are measured, the results that the total impulses of the two kinds of nozzles are equal approximately can confirm that the forced deflection nozzle is feasible; 2) The pressure tests. Three points in the exit cone wall and one point in the plug base are taken to test the pressure variation in the working process. Through the analysis of the pressures, it is proved that the forced deflection nozzle has the ability to compensate the variation of environmental pressure automatically.

At present, the tests are going on still, the numerical simulation will be carried out to get further understanding of the flowfield of the forced deflection nozzle.

Subject terms: Solid propellant rocket engine, Integrated structure, unconventional nozzle, Nozzle gas flow, Experimentation

* 本文 1994 年 4 月 26 日收到

1 整体级概念及强制偏流喷管

在 80 年代初提出的多级固体导弹的整体级方案 (ISC), 将各级固体火箭发动机组合成一体, 从而减少结构部件, 取消级间段 (见图 1), 提高了推进系统的性能。这种结构方案采用的四项新技术之一为强制偏流喷管 (FDN)。该喷管有一个抛物线形的出口锥和一个具有六个独立喷喉的喷管塞 (见图 2), 利用该喷管塞使推进剂燃气径向进入出口锥, 并逐步转向, 直到与喷管轴线平行, 使扩散损失降低, 提高喷管效率。

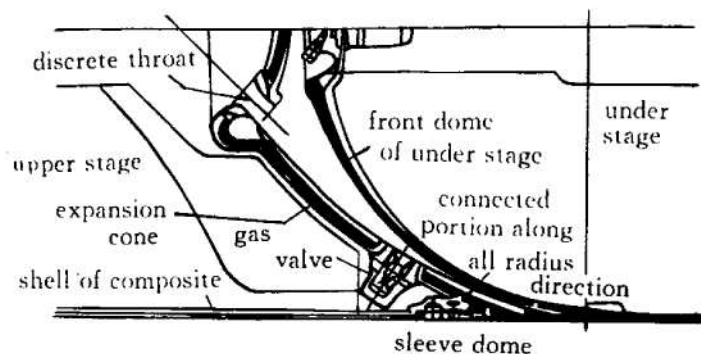


Fig. 1 American ISC scheme



Fig. 2 Forced deflection nozzle

与传统喷管相比, 强制偏流喷管具有高空补偿能力。常规喷管只有设计压力比条件下才具有最高的效率, 在过膨胀和欠膨胀时都会有一定量的比冲损失, 而强制偏流喷管产生的流场则能补偿大气压力的变化, 它的工作原理如图 3 所示。

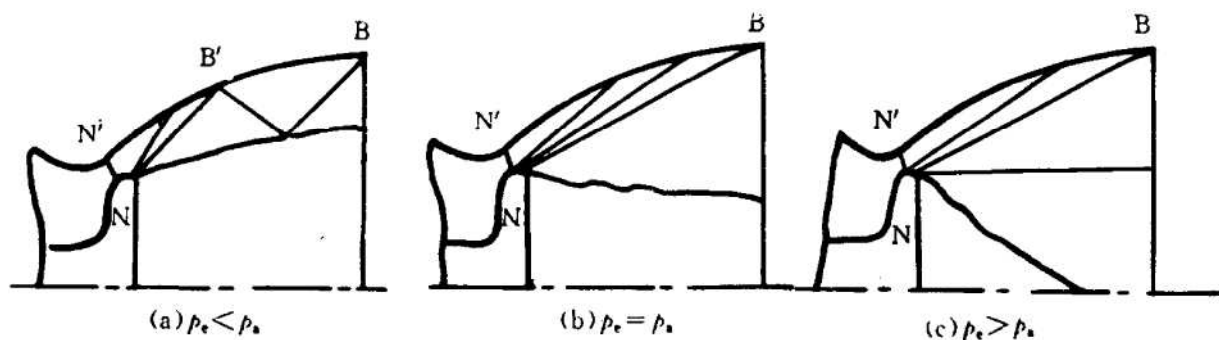


Fig. 3 Flow type in FDN under different exit pressure

当喷管低于设计高度时 ($p_e < p_a$), 气流被压向壁面, 喷管的外形部分只有 B' 点以前参与工作, 其余部分 B'B 的压力接近于外界压力值, 既不增加也不减少推力; 当外界压力减少时, B' 点沿着外形向端部的 B 点移动, 当外界压力达到设计值时, B 点和 B' 点在外形端部重合, 这时喷管的整个扩散段部分参与工作, 当外界压力进一步降低时, 喷管外形上的压力分布不变, 只是膨胀区域继续向轴线扩展, 直到会合。

2 强制偏流喷管的实验研究

2.1 与普通锥形喷管的对比试验

强制偏流喷管与常规喷管的对比试验,是为了检验它的推力性能。图4、图5分别为两种喷管的结构示意图。

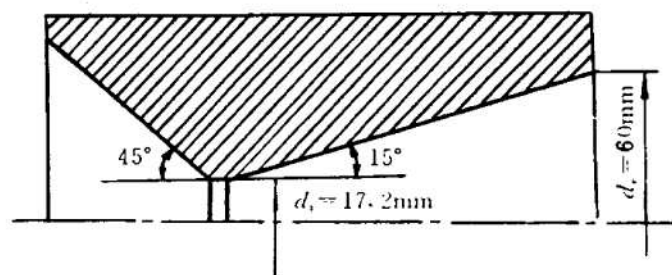


Fig. 4 Conventional cone nozzle

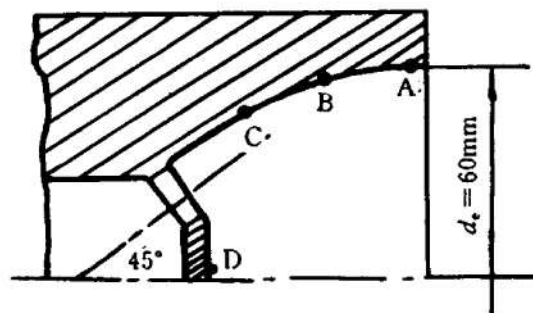


Fig. 5 Forced deflection nozzle

锥形喷管的收敛角为 45° , 扩散角为 15° , 喉部直径 17.2mm, 出口直径为 60mm。强制偏流喷管的喉塞上均匀分布四个喉孔, 喉孔的偏转角为 45° , 每个喉孔直径为 8.6mm, 这样四个喉孔的面积之和与锥形喷管相同, 出口面积也相同, 因此两种喷管具有良好的可比性。

基于现有的实验发动机, 对以上两种喷管进行了试验, 图6为两种喷管的推力曲线。

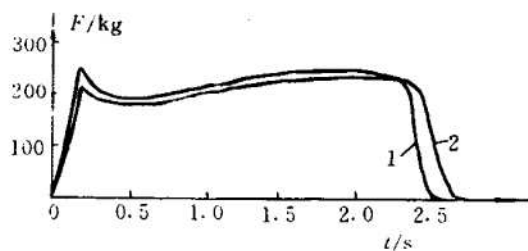


Fig. 6 Thrust curves of cone nozzle and FDN

曲线1为传统的锥形喷管, 曲线2为强制偏流喷管, 由于喉部加工的误差导致两种喷管在工作时间上的差别, 为比较两种喷管的效率, 对发动机的总冲进行了计算, 计算结果表明两者的误差在1%以内。对锥形喷管而言, 影响它的推力因素有以下几点: 1) 本次实验的燃烧室压力是按喷管的膨胀比来确定的, 理论计算值为 12MPa, 而工作时的实际压力低于设计压力, 为 8.35MPa, 偏离了喷管的设计状态, 对锥形喷管会产生一定的推力损失; 2) 为了得到与强制偏流喷管相同的膨胀比, 锥形喷管的出口锥较长, 摩擦损失增大; 3) 锥形喷管的出口锥与轴线成 15° 的夹角, 也会带来一定的推力损失。对于强制偏流喷管, 由于设计时国内外没有详细的资料可供参考, 因此它的设计状态与它的最佳性能状态之间会有较大的差距。另外, 在本次实验中, 喉部采用了 45# 钢, 结果在试验中发生了严重的烧蚀, 降低了喷管的效率。总之, 从两者的推力影响因素和试验结果综合判断强制偏流喷管是可行的。

2.2 强制偏流喷管扩散段的压力测试

在初次实验以后, 对实验做了一些改进, 喉塞由纯钨材料代替原来的 45# 钢, 实验结果令人满意, 几乎看不出有什么烧蚀。另外, 为了研究强制偏流喷管在扩散段的流动情况, 在扩散段的壁面上取了三个点, 喉塞底部取一个点, 分别测得发动机工作过程中各点的压力变化情况。各点的位置如图5所示, 图7~10为A、B、C、D四点的压力变化图。

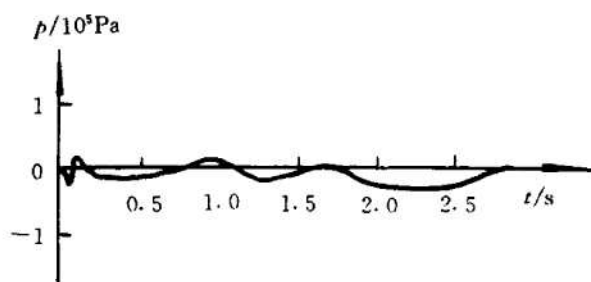


Fig. 7 Stagnation pressure at A point on expansion cone

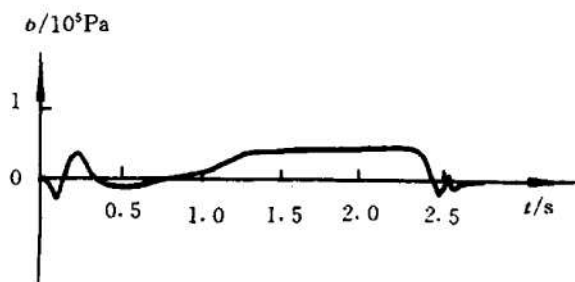


Fig. 8 Stagnation pressure at B point on expansion cone

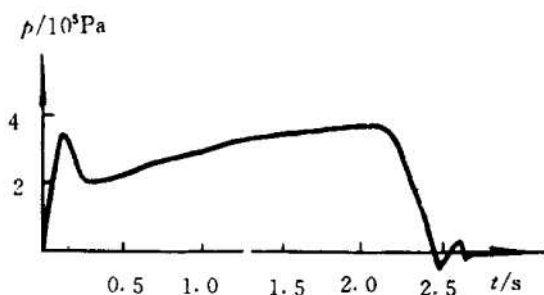


Fig. 9 Stagnation pressure at C point

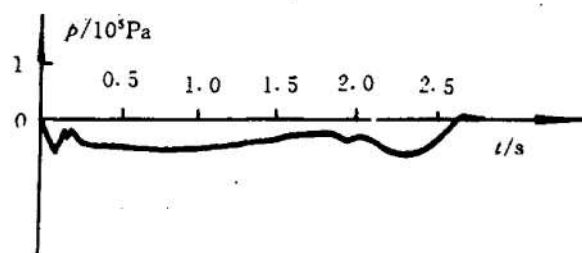


Fig. 10 Stagnation pressure at D point

从图 7、图 8 可以看出, A、B 两点的压力在发动机工作过程中有一定的波动, 但基本上等于外界大气压, 与图 3 中情况 (a) 的分析相符合, 这表明至少从 B 点以后的扩散段部分既不增加也不减少推力, 图 9 为扩散段 C 点的压力, 约为 0.2~0.4MPa, 对于喉塞底部 D 点 (见图 10), 在发动机的整个工作过程中该点的压力始终低于外界压力。经过初步分析, 对实验结果解释如下: 当出口压力高于设计压力时, 燃气在出口处虽然没有膨胀到轴线处, 但由于气体的粘性作用仍然使得轴线处的气体以比较高的速度流动, 而在喉塞底部, 气体不可能膨胀到该区域, 因此轴线上气体的流动就会在喉塞底部形成一个有一定真空度的区域。对于出口压力大于外界压力的情况也做了实验, 此时除了 B 点压力增大而高于外界压力之外, 其余各点的压力变化趋势基本相同。

2.3 偏转角不同时对比实验

为了研究喉部偏转角不同时强制喷管的性能, 在其它条件不变的情况下, 以偏转角为 30° 的情况也进行了实验, 图 11 为两种不同情况下的推力曲线。

从图中可以看出, 在其它条件完全相同的情况下, 偏转角为 45° 时推力稍大, 经计算, 它的比冲比偏转角为 30° 时高出约 0.5%。由于测量仪器及记录设备本身的误差, 从实验中只能初步得出偏转角为 45° 和 30° 时喷管效率近似相等的结论。

由于实验条件和实验经费等限制, 强制偏流喷管的实验只能处于很初步阶段, 目前正在用计算的方法对喷管的三维流场进行研究, 争取能对流场全面了解之后, 用一定的理论来指导实验研究。

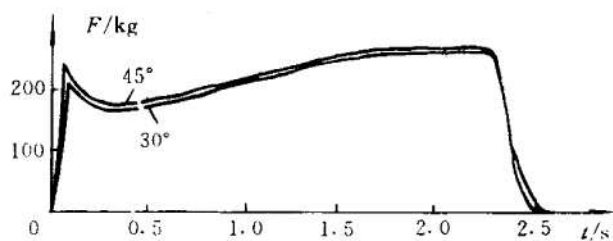


Fig. 11 Thrust Curve of FDN under 30° and 45° Deflection angles

(下转第 49 页)

中存在压力损失,工质在循环过程中热容率为变化值等。这些因素均可按以上思想,用数值计算方法得最优特性。

(4) 实际循环为了提高效率,大多采用回热器。这相当于在循环特性分析中增加了一份热导率分量,要考虑三个换热器间的最佳分配。笔者将用纯数值计算方法得闭式回热式布雷顿循环特性。本文所述思想、方法和结果可应用于空间动力系统闭式布雷顿循环的工程设计、优化中去,并有益于研究、探索完备的不可逆热机有限时间热力学模型。

参 考 文 献

- [1] 颜惠芬. 空间飞行器电源系统的现状和展望. 中国空间科学技术, 1989 (3)
- [2] 刁正纲. 空间电站布雷顿循环分析. 工程热物理学会工程热力学与能源利用会议论文, 1987
- [3] Woods W A et al. Output and Efficiency of the Closed-Cycle Gas Turbine. Proc Instn Mech Engrs, 205, A1; 1991
- [4] 陈林根等. 有限时间热力学研究新进展. 自然杂志, 1992, 15 (4)
- [5] 陈林根等. 能量系统有限时间热力学的现状和展望. 力学进展, 1992, 22 (4)
- [6] Bejan A. Theory of Heat Transfer-Irreversible Power Plant. Int J Heat Mass Transfer, 1988, 31 (6)
- [7] Wu C. Work and Power Optimization of a Finite Time Brayton Cycle. Int J Ambient Energy, 1990, 11 (3)
- [8] Wu C. Power optimization of an Endoreversible Brayton Gas Turbine Heat Engine. Energy Convers. Mgmt, 1991, 31 (6)
- [9] 陈林根等. 闭式燃气轮机的最大功率输出. 船舶工程, 1993 (4)
- [10] Bejan A. Power and Refrigeration Plants for Minimum Heat Exchanger Inventory. J Energy Resource Tech, 1993, 115 (2)

(上接第 20 页)

3 结 论

通过强制偏流喷管的可行性实验表明,这种新型喷管具有良好的效率,并通过对扩散段的压力分析证实,强制偏流喷管具有自动补偿外界压力变化的能力,同时由于强制偏流喷管与固体火箭发动机上第二级和第三级常用的延伸喷管相比,具有结构简单,可靠性高等优点,因此,强制偏流喷管将是未来固体火箭发动机中很有应用前途的一种。

参 考 文 献

- [1] Mockenhaupt J D and Fewlix G J. Cold Flow Tests of Forced Deflection Nozzles for Integrated Stage Application. AIAA Paper 81-1420
- [2] Calabro M, Preot P, Joannis G. Reverse Forward Dome for a Missile First Stage. AIAA Paper 87-1989
- [3] Meparland G G, Bennett D R, Coon J W Mittermaier N P. Integrated Stage Concept System Study Results. AIAA Paper 86-1581
- [4] 维尼茨基 A M. 固体火箭发动机. 北京: 国防工业出版社, 1981
- [5] 刘宝芬. 固体推进技术的发展方向. 世界导弹与航天, 1988 (4)