

文章编号: 1000-8055(2005) 04-0693-05

塞式喷管效率高度特性分析

琚春光, 刘 宇, 覃粒子

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘要: 通过理论分析, 结合塞式喷管具有高度补偿特性的特点, 根据气流流动的情况, 将塞式喷管的推力分为两部分, 建立了两个不同的塞锥表面压力分布的数学模型, 来分析塞式喷管发动机效率的高度特性非单调性变化的规律以及塞锥表面压力分布对其的影响。结果表明, 在高的环境压强下工作时, 由塞式喷管的高度补偿能力所获得的推力是引起效率高度特性曲线非单调变化的原因; 在低的环境压强下工作时, 由于塞锥的截短, 效率高度特性曲线在设计点之前达到最大值。

关键词: 航空、航天推进系统; 火箭发动机; 塞式喷管; 高度特性; 效率

中图分类号: V430

文献标识码: A

Altitude Characteristics Analysis of Plug Nozzle

JU Chun-guang, LIU Yu, QIN Li-zi

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100083, China)

Abstract: According to the altitude compensation capability of the plug nozzle and the actual flow characteristics on plug surface, the thrust of plug nozzle was divided into two parts. Two different models of the pressure distribution on plug surface were established to analyze the change of nozzle efficiency with altitude and the effect of pressure distribution on the plug surface. Results show that the thrust aroused from the altitude compensation capability is the cause of the non-monotone variation of nozzle efficiency with altitude at high ambient pressure; the maximum of the thrust efficiency occurs before the design point at low ambient pressure.

Key words: aerospace propulsion system; rocket engine; plug nozzle;
altitude characteristics; efficiency

全长的理想型面的塞式喷管发动机在不考虑任何损失的情况下, 比如摩擦损失, 扩散损失, 化学动力学损失等等, 由于其具有高度补偿特性, 它的推力效率从低空到高空的飞行过程中始终等于 1。但是由于全长的塞锥尺寸长, 不切合实际, 通常将其截短, 截短后会产生一定的效率损失, 导致塞式喷管的效率高度特性曲线呈现出非单调性的变

化, 忽高忽低, 如图 1 所示。本文为了解塞式喷管工作的特性, 认识效率高度特性曲线变化的规律和原因, 在不考虑底部(即底部压力等于环境压力)和其他损失的情况下, 结合一定的假设, 从理论上分析底部开放的塞式喷管发动机效率高度特性曲线非单调性变化的规律与塞锥表面压力分布的关系, 并将得出的结果与实验结果做了比较。

收稿日期: 2004- 06- 07; 修订日期: 2004- 09- 08

基金项目: 国家“863”资助(863-2-1-3-1)

作者简介: 琚春光(1980-), 男, 湖北枣阳人, 北京航空航天大学宇航学院博士生, 主要从事航空宇航推进理论与工程研究。

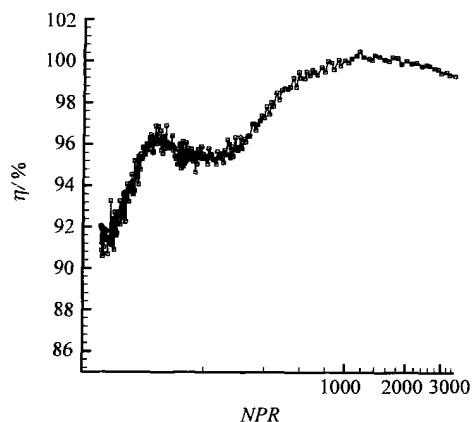


图 1 塞式喷管高度特性曲线(底部开放)

Fig.1 Efficiency altitude characteristics of truncated plug

1 理论分析

如图 2 所示,对于全长的塞式喷管发动机,当工作压比等于设计压比时,气流在塞锥终点 E 处达到完全膨胀;当工作压比小于设计压比时,气流在塞锥上某个对应的点 K 达到完全膨胀,塞锥表面上的压力分布随着工作压比的改变而变化,在 K 点上游的塞锥壁面上的压力分布同工作在设计压比下的塞锥壁面上的压力分布都是一样的。

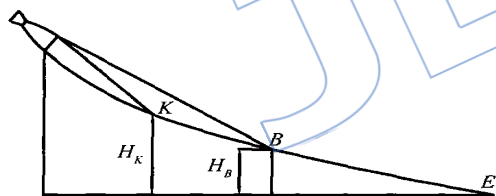


图 2 发动机示意图

Fig.2 Sketch of the plug

在 K 点下游,由于气流的流动方向与下游塞锥型面的切线方向不一致,导致气流在继续的流动过程中产生膨胀-压缩交替间隔的流动现象,塞锥壁面压力呈现出很有规律的上下波动,气流的膨胀-压缩过程也是塞式喷管具有高度补偿特性的直接原因。如图 3(见参考文献[1,2])是用特征线的方法模拟出来的在不同工作压比下的塞锥壁面压力分布,在非设计压比下工作时,气流在塞锥某个对应的位置完全膨胀,下游的壁面压力因为连续的膨胀-压缩而呈现出有规律分布。对于截短的塞锥型面,壁面的压力分布同样也具有这样的规律,所不同的是,截断点对应着一个工作压比使气流在这点达到完全膨胀,在大于这个对应的

工作压比工作时,塞锥壁面上的压力分布不在随工作压比的改变而改变。

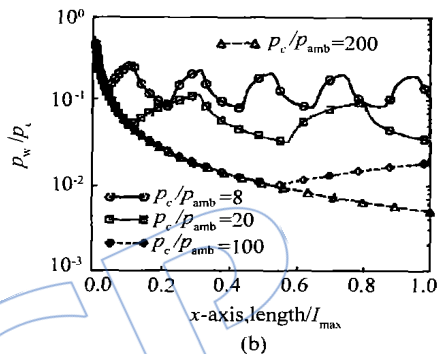
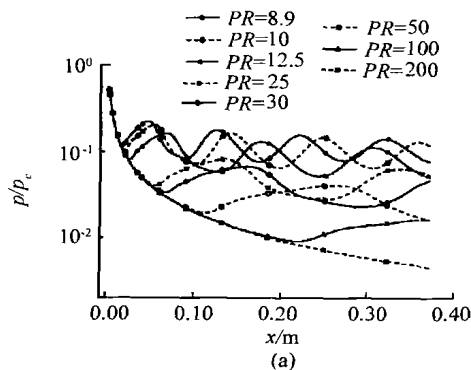


图 3 特征线法得出的不同压比下的塞锥表面
的压力分布图

Fig.3 Wall pressure date at different
pressure ratios

对于工作在设计压比下的塞式喷管,其表面的压力分布可以按照理想的一维普朗特-迈耶流动得到。通过完全膨胀点 K 对应的普朗特-迈耶角,利用(1)式先求得 K 点流动的马赫数 M_{aK} ,然后利用(2)式燃烧室总压和静压之间的关系式来得到 K 点对应的静压,以此类推,可以得到全锥表面的压力分布。

$$\Delta\theta = \varphi(M_{aK}) - \varphi(M_{a1}) \tag{1}$$

式中, $\Delta\theta$ 为普朗特-迈耶流动角, M_{a1} 为内喷管出口马赫数。

$$\frac{p^*}{p} = \left[1 + \frac{k-1}{2} M_{aK}^2 \right]^{\frac{k}{k-1}} \tag{2}$$

式中, p^* 为燃烧室总压, p 为塞锥上 K 点对应的静压, M_{aK} 为 K 点对应的马赫数。

假设在塞锥截断点 B 处对应的使气流完全膨胀的工作压比为 NPR_2 (NPR 定义为燃烧室总压与环境反压之比)。以 K 点为例,当工作压比小于 NPR_2 时,根据塞锥上的实际流动将塞式喷管的推力分为两部分:一部分是在气流完全膨胀到

环境压力时, K 点上游壁面所产生的推力, 记为 F_1 , 另一部分是 K 点下游由于气流在壁面连续的膨胀- 压缩所补偿的推力, 记为 F_2 。因为产生 F_1 所对应的塞锥壁面压力分布同工作在设计压比下的塞锥壁面压力分布是一样的, 所以 F_1 可通过工作在设计压比下的全锥的壁面压力转换得到; 图 3 的塞锥壁面的压力分布可近似地认为塞锥表面压力分布是按照正弦规律变化的, 所以后一部分的推力 F_2 可通过假设塞锥表面压强分布是一个正弦函数的数学模型来得到。当工作压比大于 $NPR2$ 时, 塞锥表面的压力分布已不再变化, 发动机的真空推力不随工作压比的改变而改变, 同样可通过工作在设计压比下的全锥的壁面压力分布得到工作压比大于 $NPR2$ 时的发动机推力。

2 数学模型

通过以上的分析, 可以将假设转换为数学模型, 为了便于说明问题, 针对完全膨胀点 K 下游的塞锥表面压力分布建立两个不同的数学模型:

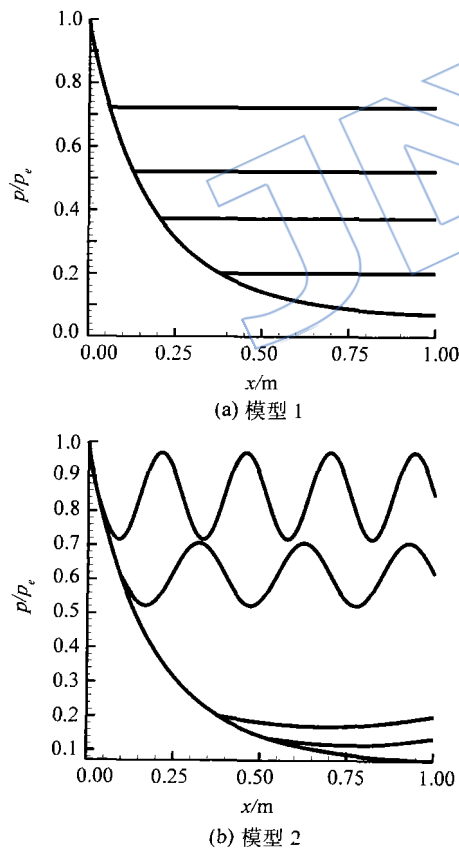


图 4 不同压比下的塞锥表面的压力分布图
Fig.4 Pressure distribution at different pressure ratios

模型 1: 假设完全膨胀点以后的塞锥表面压

力为一常量, 如图 4(a);
模型 2: 假设完全膨胀点以后的塞锥表面压力按照正弦规律变化, 如图 4(b);
具体的数学描述如下:
模型 1 当 $NPR < NPR2$ 时
如图 4(a) 所示, 发动机在某个压比下工作时, 气流在塞锥上的某个对应点 K 完全膨胀, 假设 K 点下游的壁面压力分布为一常值 p_k 。 K 点上游的轴向推力用 F_1 来表示, F_2 表示 K 点下游的轴向推力, F_3 为塞锥截短点 B 下游的轴向推力。在理想情况下不同的工作压比下全锥的推力效率都为 1, 则 F_2 和 F_3 之间的关系可以表述如下:

$$\frac{F_2}{F_3 + F_2} = \frac{p_k(H_K - H_B)}{p_k H_K} = 1 - \frac{H_B}{H_K} \quad (3)$$

则截短后的喷管效率为:

$$\eta = \frac{F_1 + F_2}{C_{fp} c A_t} = \frac{F_1}{C_{fp} c A_t} + \left(1 - \frac{F_1}{C_{fp} c A_t}\right) \cdot \left(1 - \frac{H_B}{H_K}\right) \quad (4)$$

式中, C_F 为工作压比下的推力系数; p_c 为燃烧室压强; A_t 为喉部面积; H_B 为底部高度; H_K 为完全膨胀点 K 对应的高度。

当 $NPR > NPR2$ 时, 气流在塞锥截断点 B 处于欠膨胀的状态, B 点上游的塞锥壁面压力分布同工作在设计压比下 B 点上游的塞锥壁面压力分布是一样的。推力只有 F_1 组成, 推力效率为:

$$\eta = F_1 / C_{fp} c A_t \quad (5)$$

模型 2 当 $NPR > NPR2$ 时

如图 4(b) 所示, 完全膨胀点 B 下游的壁面压力分布用一正弦函数来代替:

$$p = p(k) \cdot (1 + \lambda \sin 2\omega x) \quad (6)$$

其中 λ 为振幅, ω 为周期。 F_2 和 F_3 分别表示如下:

$$F_2 = \int_K^B (p - p_a) dy$$
$$F_3 = \int_B^E (p - p_a) dy \quad (7)$$

推力效率表示为:

$$\eta = \frac{F_1 + F_2}{C_{fp} c A_t} = \frac{F_1}{C_{fp} c A_t} + \left(1 - \frac{F_1}{C_{fp} c A_t}\right) \cdot \frac{F_2}{F_2 + F_3} \quad (8)$$

当 $NPR > NPR2$ 时, 情况同模型一一样, 不同工作压比下的推力效率表示如下:

$$\eta = F_1 / C_{fp} c A_t \quad (9)$$

另外, 计算中塞锥上各个点对应的使气流完

全膨胀的环境压力对应的工作压比 NPR , 通过以下关系式联立求解:

$$\epsilon = \frac{1}{Ma} \cdot \left[\left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right) \left(\frac{2}{k+1} \right) \right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (10)$$

$$\epsilon = \frac{\frac{2}{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}}{\left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{1}{k}} \frac{2k}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (11)$$

$$NPR = p_c/p_e \quad (12)$$

式中, ϵ 为塞锥上气流在 K 点达到完全膨胀状态时的对应的面积比, k 为比热比, p_e 为外界反压。

3 计算和实验发动机设计参数

二维内喷管(见图 5)的喉部高度 4 mm, 出口高度 16 mm; 塞锥型面按照理想膨胀特征线法设计^[3], 内喷管倾角为 35.9° ; 面积比为 80, 设计压比 $NPRD=283.8$, 截短程度为 20%; 工作介质为

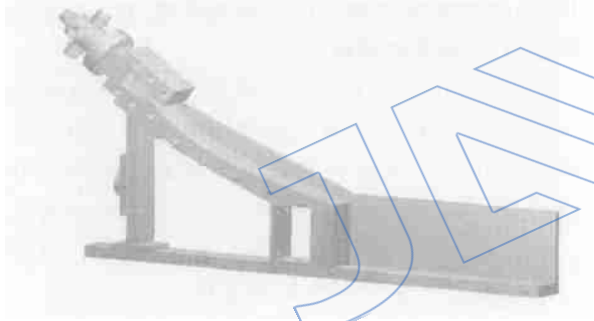


图 5 实验发动机示意图

Fig. 5 Sketch of one cell plug nozzle

高压空气, 比热比为 1.4, 燃烧室总压 $p_c=7.0$ MPa, 燃烧室总温 $T_c=300$ K, 截短处对应的 $NPR2=396$ 。

4 结果与分析

图 6 是根据模型 1 和模型 2 计算及实验得出的塞式喷管效率高度特性曲线。从图中可看出, 模型 1 和模型 2 的效率高度特性曲线的走势与实验结果在工作压比大于 $NPR2$ 时的变化是一致的, 都是先上升后下降; 在工作压比小于 $NPR2$ 时, 模型 2 和试验的效率高度特性曲线的走势比较吻合, 先上升后下降; 模型 1 和实验结果相比差别比较大。从数值上看, 模型 1 比模型 2 更接近实验值, 这主要是因为模型 2 中正弦函数的周期和振幅与实际不太吻合, 对这一问题还有待深入研究。

两个模型相比, 模型 2 基本上反映了塞式喷管效率高度特性的变化规律。进一步来说, 完全膨胀点之后的压力象正弦函数那样有规律的变化, 是引起高度特性曲线非单调性变化的直接原因。

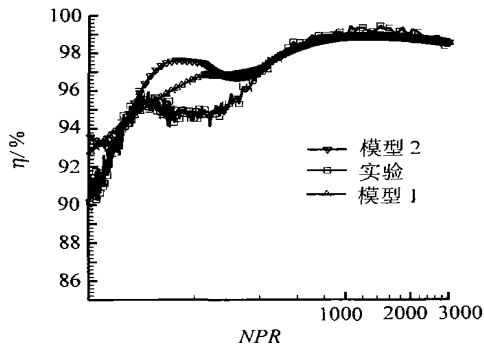


图 6 不同压比下的效率曲线

Fig. 6 Efficiency at different pressure ratios

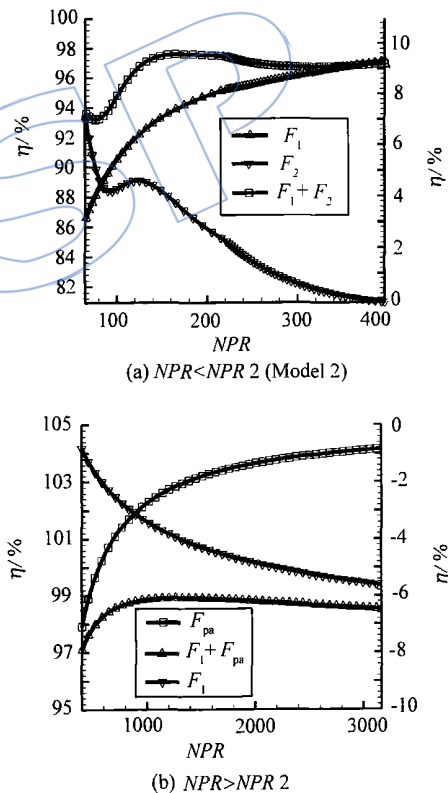


图 7 不同压比下的效率曲线高度特性曲线

Fig. 7 Efficiency altitude characteristics at different pressure ratios

图 7(a) 是根据模型 2 计算得到的在工作压比小于 $NPR2$ 时, 塞锥上的两部分推力 F_1 和 F_2 占发动机理论推力的比重随工作压比的变化曲线及发动机的效率高度特性。从图可看到, 随着

NPR 的增加,完全膨胀点以前的推力 F_1 所占的比重是不断增加的,完全膨胀点以后的塞锥上补偿的推力 F_2 不断下降,在塞锥截断点处减小为零。发动机高度特性曲线的非单调变化的趋势同 F_2 的变化趋势大致相同,当 F_2 所占的比重下降时,高度特性也呈下降趋势;当 F_2 所占的比重上升时,高度特性也呈上升趋势,由于高度特性同时还受到 F_1 所占比重的影响,所以上述两者的变化趋势稍有不同。这也表明了在工作压比小于 NPR_2 时,塞锥上完全膨胀点下游的压力分布对发动机性能的影响。

图 7(b) 是工作压比大于 NPR_2 时的高度特性以及环境压力和发动机的真空推力所占发动机理论推力的比重,分别表示为 F_{Pa} 和 F_1 。当工作压比大于 NPR_2 时,气流到达塞锥截断处时还处于欠膨胀状态,所以塞锥上的推力全部都是由气流膨胀产生的,这时已经没有推力补偿了,塞锥上的压力不随工作的压比改变。从图中可看出,由于环境压力的下降导致理论推力上升,喷管的真空推力所占比重不断下降,高度特性曲线随工作压比

截短后的塞式喷管在工作压比大于 NPR_2 时,真空推力不再随着工作压比的增加而增加,所以高度特性在设计压比之前的某个压比达到最大值。

图 8(a) 是据模型 2 的假设得出的在不同的工作压比下,利用无量纲形式表示的塞锥表面压力分布。图 8(b) 是求解 N-S 方程得出的在不同的工作压比 NPR 下,利用无量纲形式表示的塞锥表面压力分布。从图中可以看出,模型 2 中假设的完全膨胀点下游的压力呈正弦规律分布与实际情况相比还有比较大的出入,主要表现在周期和振幅上,这些导致了在数值上高度特性与实验值有所差别,但是这两个参数不影响以上的分析。

5 结 论

(1) 完全膨胀点下游的塞锥表面压力呈正弦规律分布的假设对塞式喷管高度特性的分析是可行的。

(2) 工作压比小于 NPR_2 时,塞锥上完全膨胀点下游的压力非单调变化是造成发动机效率高度特性曲线非单调变化的主要原因。高度特性的变化趋势同完全膨胀点下游塞锥所补偿的推力 F_2 所占比重的变化趋势是一样的。当 F_2 所占比重呈下降状态时,高度特性曲线也呈下降趋势;当 F_2 所占比重呈上升状态时,高度特性曲线也呈上升趋势。

(3) 当工作压比大于 NPR_2 时,塞锥上壁面压力分布不随工作压比的改变而改变,由于环境压力的不断降低,理论推力不断上升,其表面上的真空推力所占比重下降。高度特性曲线先上升后下降,在小于设计压比的某个 NPR 达到极值。同全锥相比,由于塞锥的截短,塞锥上的推力不再随工作压比的增加而增加,所以其效率最大值不在设计点达到最高值。

参考文献:

[1] Nasuti F, Onofri M. A Methodology to Solve Flowfields of Plug Nozzle for Future Launchers[R]. AIAA 97- 2941.

[2] Hagemann G, Immich H, Terhardt M. Flow Phenomena in Advanced Rocket Nozzles- The Plug Nozzle[R]. AIAA 98 - 3522.

[3] 覃粒子, 刘宇, 王一百. 线性塞式喷管型面快速设计方法 [J]. 推进技术, 2004, 25(2): 144~147.

QIN Li-zi, LIU Yu, WANG Yi-bai. Rapid Method for Contour Design of Linear Plug Nozzle[J]. Jouranal of Propulsion Technology, 2004, 25(2): 144~147.

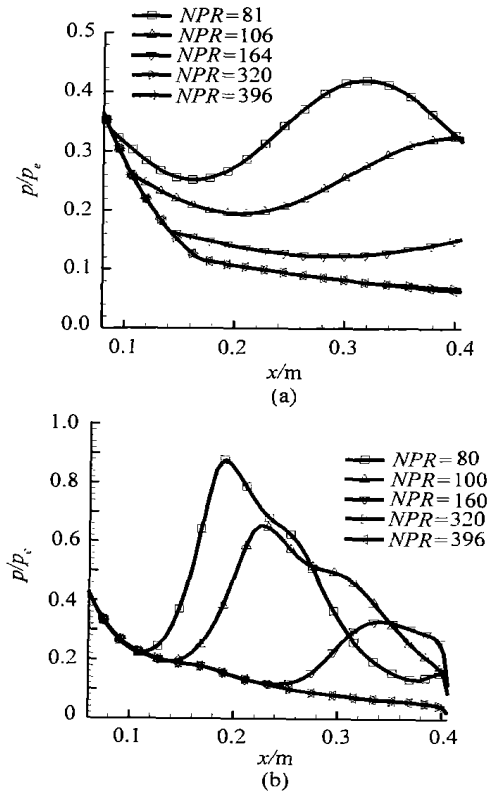


图 8 不同压比下的塞锥表面压力分布图
Fig.8 Pressure distribution at different pressure ratios

的改变而先上升后下降。同全长的塞式喷管相比,