

矢量喷管偏转对发动机推力的影响^{*}

丁凯锋¹, 王小峰¹, 樊思齐²

(1. 中国飞行试验研究院, 陕西 西安, 710089; 2. 西北工业大学 航空动力与热力工程系, 陕西 西安, 710072)

摘要: 建立了轴对称矢量喷管数学模型和带这种矢量喷管的发动机数学模型, 研究了矢量喷管偏转时引起的发动机推力的变化。研究表明: 喷管的有效矢量角与几何矢量角近似成正比; 喷管偏转角较小时, 喷管的流量系数及发动机的总推力几乎不随几何矢量角变化, 喷管偏转角较大时, 喷管的流量系数及发动机的总推力随着几何矢量角的增大而减小; 发动机的轴向推力随着几何矢量角的增大而减小, 发动机的侧向推力随着几何矢量角的增大而增大。

关键词: 航空发动机; 发动机喷管; 可动喷管; 推力向量控制; 数学模型

中图分类号: V235.13 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055(2000)03-0023-03

Effects of vector nozzle deflection on engine thrust

DING Kai-feng¹, WANG Xiao-feng¹, FAN Si-qi²

(1. Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China;

2. Dept. of Aeroengine Engineering, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

Abstract: A mathematical model of engine with axisymmetric vector nozzle was established. The effects of vector nozzle deflection on engine thrust were studied using the model. The results show that the effective thrust vector angles are approximately linear with the geometric thrust vector angles. The discharge coefficient of nozzle and total thrust of engine almost keep constant when deflection angle of the vector nozzle is small and they decrease gradually with the increasement of geometric thrust-vectoring angle when deflecting angle of the vector nozzle is big. The axi-thrust of engine decreases and the side-thrust of engine increases with the increasement of geometric thrust vector angle.

Key words: Aircraft engine; Engine nozzle; Movable nozzle; Thrust vector control; Mathematical model

1 引言

航空发动机推力矢量控制已成为未来战斗机的基本要求和标准技术, 是当前航空界研究和发展的热点。由于矢量喷管偏转时喷管内部流场结构的变化会影响发动机的工作状态, 必然会引起发动机推力的变化, 而且这种变化在很多情况下是不可忽略的, 当矢量喷管偏转角较大时尤其是这样。因此, 在研究推力矢量控制中, 矢量喷管偏转对发动机推力的影响无疑是一项非常重要的内容。本文研究了轴对称矢量喷管偏转对发动机推力的影响。

2 带轴对称矢量喷管的发动机数学模型

2.1 轴对称矢量喷管数学模型

喷管偏转以后, 喷管内部的流场结构就会发生变化。建立矢量喷管的数学模型就是要确定矢量喷管的流量系数 C_D , 推力系数 C_V 及有效矢量角 δ_e 等, 这些参数随喷管压比及喷管几何参数的变化关系为

$$C_D = W/W_i, \quad C_V = F/F_i, \quad \delta_e = \arctg(F_s/F_a)$$

其中: W 为实际流量; W_i 为理想流量; F 为实际总推力; F_i 为理想总推力; F_s 为侧向推力矢量; F_a 为轴向推力矢量。

* 收稿日期: 1999-05-20; 修订日期: 1999-08-20。

作者简介: 丁凯锋 (1966—), 男, 博士生, 高级工程师, 研究领域为发动机建模、数字仿真、自动控制、数据处理等。

实验及流场计算结果表明^[3,4], 矢量喷管偏转且 $1 \leq A_9/A_8 \leq 1.5$ 时, 近似地有以下关系

$$\delta_p = a_1 \delta_g^2 + b_1 \delta_g + c_1$$

$$(\delta_c/\delta_p) \phi = f_1\left(\frac{NPR-1}{NPR_p-1}\right)$$

$$\phi = 1 + \frac{1}{2}(0.2778 - 0.1984 \frac{A_9}{A_8})$$

$$\left| 1 + \tanh\left|\frac{2}{3}\left|\frac{NPR-1}{NPR_p-1} - \frac{5}{2}\right|\right|\right|$$

$$C_{V,p} = f_2(A_9/A_{8max}, A_9/A_8, \beta)$$

其中 $NPR = \frac{p_{07}}{p_\infty}$; p_{07}, p_∞ 分别为喷管进口及外界大气总压; $C_{V,p}$ 为喷管几何尺寸给定时最大的 C_V ; δ_p , NPR_p 分别为相应于 $C_{V,p}$ 的 δ_c, NPR ; β 为喷管不偏转时扩张段壁面与轴线的夹角; A_8, A_9 为喷管喉部及出口截面面积; a_1, b_1, c_1 为常数。

$$C_V/C_{V,p} = \begin{cases} a_2\left(\frac{NPR-1}{NPR_p-1}\right)^2 + b_2\left(\frac{NPR-1}{NPR_p-1}\right) + c_2 & \left(\frac{NPR-1}{NPR_p-1} \leq 1\right) \\ a_3\frac{NPR-1}{NPR_p-1} + b_3, & \left(\frac{NPR-1}{NPR_p-1} > 1\right) \end{cases}$$

$$C_D/C_D^* = \begin{cases} 1 & (\delta_g - \beta \leq 5^\circ) \\ a_4(\delta_g - \beta)^2 + b_4(\delta_g - \beta) + c_4 & (\delta_g - \beta > 5^\circ) \end{cases}$$

$$C_D^* = f_3(\alpha)$$

其中 C_D^* 为喷管不偏转且喉部音速时的 C_D ; α 为喷管收敛段壁面与轴线的夹角; $a_2, b_2, a_3, b_3, a_4, b_4, c_4$ 均为常数。

如果给定 $A_9/A_8, \delta_g, \alpha, \beta, NPR$, 根据以上各式即可确定 C_D, C_V 。

2.2 发动机数学模型

发动机为混合排气的涡扇发动机。发动机数学模型采用部件级气动热力模型, 发动机进口导流叶片和高压压气机进口导流叶片可调, 喷管喉部面积和出口面积可调^[5]。

发动机工作时, 气体在发动机内的流动遵循气体动力学基本方程, 即连续方程、能量方程、动量方程和状态方程。模型中采用变比热容计算。

为求解描绘发动机工作的非线性方程组, 取高压转子转速 n_H , 低压压气机增压比 π_{CL} , 高压压气机增压比 π_{CH} , 涡轮前总温 T_4^* , 低压涡轮进口换算流量 m_{TL} , 高压涡轮进口换算流量 m_{TH} 为自变量, 发动机其它参数为上述 6 个自变量的函数。

$$\text{令 } X = [n_H \ \pi_{CL} \ \pi_{CH} \ T_4^* \ m_{TL} \ m_{TH}]^T$$

则可建立 6 个平衡方程: $f_i(X) = 0, i = 1, 2, \dots, 6$

给定一组自变量初始近似值后, 可建立 6 个检验方程:

$$g_i(X) \leq e_i, \quad i = 1, 2, \dots, 6$$

采用 $N+1$ 残量法求解非线性方程组, 当满足 6 个检验方程时, 可得自变量的解。

在一定飞行条件下, 当给定调节规律时, 通过求解非线性方程组, 即可得到发动机稳定工作时的各种参数。

3 矢量喷管偏转对发动机推力的影响分析

利用上述带轴对称矢量喷管的发动机数学模型, 研究了矢量喷管在不同偏转角下引起的发动机推力的变化。本文研究中, 发动机的工作状态为 $H = 0, M = 0, n_1 = 100\%$, 喷管偏转前 $\alpha = 20^\circ, \beta = 10^\circ, A_9/A_8 = 1.2$ 。图 1 绘出了矢量喷管有效矢量角随几何矢量角的变化曲线, 从图中可以看出: 有效矢量角与几何矢量角之间近似呈线性关系, 但有效矢量角略小于几何矢量角。图 2 和图 3 为喷管的流量系数和发动机总推力随几何矢量角的变化曲线。从图中可以看出: 当几何矢量角小于 15° 时, 喷管的流量系数和发动机总推力几乎不随几何矢量角的变化而变化; 当几何矢量角大于 15° 时, 喷管的流量系数和发动机总推力随着几何矢量角的增大而减小。图 4 绘出了发动机的轴向推力及侧向推力随几何矢量角的变化曲线。从图中可以看出: 随着几何矢量角的增加, 发动机的轴向推力逐渐减小, 侧向推力逐渐增大。对不同飞行条件下的研究可以得出相似的结果。

产生以上结果与矢量喷管偏转时喷管内部流场结构变化有关。矢量喷管偏转时, 由于喷管内部流场呈现非对称性, 使得喷管产生的总推力并不与喷管轴线相一致。当喷管偏转角度较小时, 喷管扩张段附面层几乎不变化, 喷管有效喉部面积不发生变化, 喷管的偏转不影响喷管的流量系数及发动机总推力; 但当喷管偏转角度较大时, 由于喷管扩张段附面层变厚, 喷管有效喉部面积减小, 喷管的流通能力减小, 且随着 δ_g 的增加, 扩张段附面层变得越来越厚, 因而喷管的流量系数逐渐减小, 发动机的总推力也逐渐减小。尽管当 δ_g 在 $0^\circ \sim 15^\circ$ 的范围内发动机的总推力不变, 当 $\delta_g > 15^\circ$ 时逐渐减小, 但由于喷管有效矢量角随喷管几何矢量角的增大而逐渐增大, 因而发动机的轴向推力逐渐减小, 发动机的侧向推力逐渐增大。

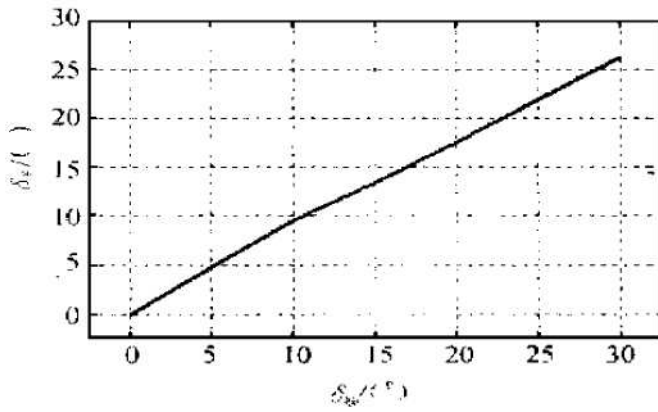


Fig. 1 Effective thrust vector angle vs geometric thrust vector angle

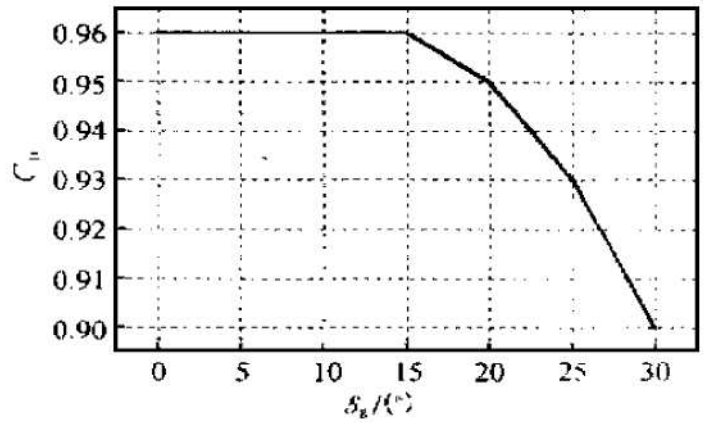


Fig. 2 Discharge coefficient vs geometric thrust vector angle

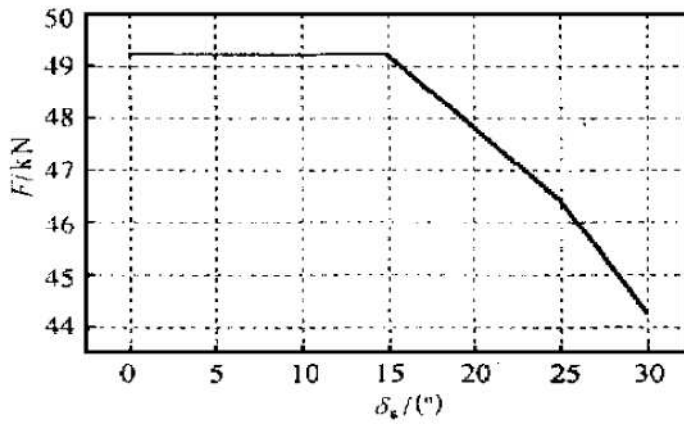


Fig. 3 Total thrust vs geometric thrust vector angle

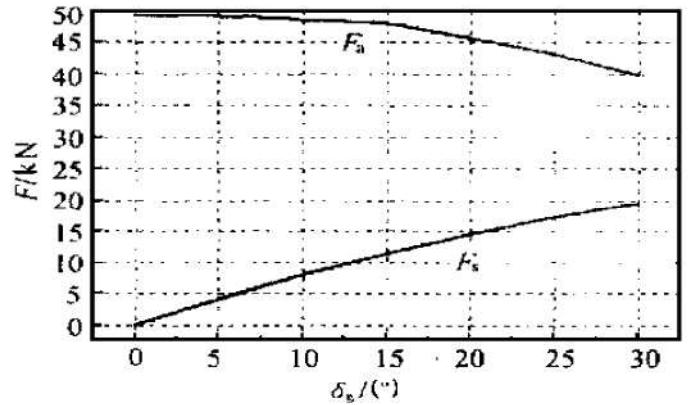


Fig. 4 Axi-thrust and side-thrust vs geometric thrust vector angle

4 结 论

(1) 矢量喷管偏转时, 矢量喷管的有效矢量角随几何矢量角的增大而增大, 二者基本上呈线性关系。

(2) 当矢量喷管偏转角度较小时, 喷管的流量系数和发动机的总推力基本上保持不变; 但当矢量喷管偏转角度较大时, 喷管的流量系数和发动机的总推力随着几何矢量角的增大而逐渐减小。

(3) 发动机的轴向推力随着矢量喷管几何矢量角的增大而减小, 而侧向推力随着矢量喷管几何矢量角的增大而增大。

参 考 文 献

[1] 方昌德. 飞机推力矢量技术发展综述[J]. 航空科学技术, 1998, 2.

[2] Hunter C A. An approximate theoretical method for modeling the static thrust performance of non-axisymmetric two-dimensional convergent-divergent nozzles [R]. NASA 1995, N95-23193.

[3] Matesanz A, Velazquez A, Rodriguez M. Aerodynamics performance prediction of thrust-vectoring nozzles [J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14 (2).

[4] Rebolo R, Arredondo P, Matesanz A, et al. Aerodynamics design of convergent-divergent nozzles [R]. AIAA 93-2574.

[5] 丁凯锋, 樊思齐. 变几何涡扇发动机加速控制规律优化设计 [J]. 推进技术, 1999, 20 (2).

[6] Benjamin Gal-Or. Vectored propulsion, supermaneuverability and robot aircraft [M]. Springer-Verlag, 1990.

(责任编辑: 盛汉泉)