

文章编号: 1000-8055(2000)01-0096-03

矢量喷管与发动机的共同工作研究

丁凯锋 樊思齐

¹(西北工业大学 709 教研室, 陕西 西安 710072)

摘要: 建立了轴对称矢量喷管的数学模型和带这种矢量喷管的发动机数学模型, 研究了矢量喷管与发动机的共同工作, 矢量喷管偏转角对高低压转子共同工作线的影响以及矢量喷管的几何尺寸对发动机共同工作线的影响。研究表明: 对低涵道比涡扇发动机, 矢量喷管偏转角较大时会引起低压转子共同工作线下移, 矢量喷管的几何尺寸对低压转子共同工作线也有一定的影响。

关键词: 航空发动机; 矢量控制; 喷管; 数学模型

中图分类号: V 233. 7 文献标识码: A

1 矢量喷管数学模型

矢量喷管偏转时, 由于喷管有效面积的变化及附面层的影响^[1], 使得喷管的流量系数及推力系数发生变化, 从而引起了发动机工作状态的变化。在飞行/推进系统一体化控制中, 为了保证始终可以为飞机稳定地提供所需要的推力矢量, 矢量喷管与发动机的共同工作无疑是一项非常重要的研究内容。本文研究了带轴对称矢量喷管发动机工作时, 发动机与矢量喷管之间的共同工作。

当喷管偏转角变化时, 喷管内部的流场结构发生变化, 其外部特征表现为喷管的流量系数、推力系数及推力方向发生变化。建立矢量喷管数学模型是确定矢量喷管的流量系数、推力系数及其它参数随喷管压比及喷管几何参数的变化关系。

模型中, 喷管的流量系数 C_D 为实际流量与理想流量之比; 喷管的推力系数 C_V 为实际总推力与理想总推力之比; 喷管的几何矢量角 δ_g 为喷

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

其中: a_2, b_2, c_2, a_3 和 b_3 均为常数。

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

管扩张段轴线偏转角。喷管的有效矢量角为:

$$\delta_e = \arctg(F_s/F_a)$$

其中: F_s 为侧向推力矢量, F_a 为轴向推力矢量。

实验及流场计算结果表明^[2], 当矢量喷管偏转且 $1 \leq A_9/A_8 \leq 1.5$ 时, 有以下关系:

$$\begin{aligned} \delta_{peak} &= a_1 \delta_g^2 + b_1 \delta_g + c_1 \\ \frac{\delta}{\delta_{peak}} \varnothing &= f_1 \left(\frac{NPR - 1}{NPR_{peak} - 1} \right) \\ \varnothing &= 1 + \frac{1}{2} \left[0.2778 - 0.1984 \frac{A_9}{A_8} \right] \cdot \\ &\quad \left\{ 1 + \tanh \left[\frac{2}{3} \left(\frac{NPR - 1}{NPR_{peak} - 1} - \frac{5}{2} \right) \right] \right\} \\ C_{V\,peak} &= f_2 \left(\frac{A_9}{A_{8\max}}, \frac{A_9}{A_8}, \beta \right) \end{aligned}$$

其中: $NPR = P_{07}/P_\infty$, P_{07} 和 P_∞ 分别为喷管进口及外界大气总压; $C_{V\,peak}$ 为喷管几何尺寸给定时最大的 C_V ; δ_{peak} 和 NPR_{peak} 分别为相应于 $C_{V\,peak}$ 的 δ 和 NPR ; a_1, b_1 和 c_1 为常数; α 和 β 分别为喷管偏转前收敛段和扩张段壁面与轴线的夹角。

收稿日期: 1999- 01- 29; 修订日期: 1999- 03- 22

作者简介: 丁凯锋(1966-), 男, 西北工业大学 709 教研室, 博士生



其中: C_D^* [$C_D^* = f_3(\alpha)$] 为喷管不偏转且喉部音速时的 C_D ; a_4 , b_4 和 c_4 为常数。如果给定 A_9/A_8 , δ_9 , α , β , NPR , 根据以上各式即可确定 C_D 和 C_V 。

2 带矢量喷管的发动机数学模型

发动机为混合排气的低涵道比涡扇发动机。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^[3]。

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。模型中采用变比热计算。

为求解描述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。

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:

$$f_i(X) = 0 \quad (i = 1, 2, \cdots, 6)$$

给定一组自变量初始近似值后, 可建立 6 个检验方程: $g_i(X) \leq e \quad (i = 1, 2, \cdots, 6)$

本文采用 $N + 1$ 残量法求解非线性方程组, 当满足 6 个检验方程时, 就认为得到自变量解。

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 矢量喷管与发动机的共同工作

本文利用带矢量喷管的发动机数学模型, 研究了矢量喷管与发动机的共同工作和不同矢量角对发动机共同工作线的影响。喷管偏转前 $\alpha = 20^\circ$; $\beta = 10^\circ$; $A_9/A_8 = 1.2$ 。图 1 绘出了 δ_9 分别为 10° , 15° , 20° 和 25° 时的低压转子共同线, 由图可以看出, δ_9 在 0 至 15 的范围内, 低压转子的共同工作线不发生变化; 但当 δ_9 大于 15 时, 随着 δ_9 的增加, 低压转子的共同工作线逐渐远离喘振边界。图 2 绘出了 δ_9 分别为 0° , 10° 和 25° 和时的高压转子共同线, 由图可以看出, 高压转子共同工作线几乎不随矢量喷管偏转而发生变化。研究结果还表明: 矢量喷管偏转时发动机高低压转子共同工作线不随飞行条件变化。图 3 为喷管流量系数随几何矢量角的变化曲线, 由图可以看出: δ_9 在 0 至 15 的范围内, 喷管的流量系数不随几何矢量角的变化

而变化, 但当 δ_9 大于 15 时, 喷管的流量系数随着几何矢量角的增加而减小。图 3 为发动机总推力 (相对值) 随几何矢量角的变化曲线, 由图可以看出: δ_9 在 0 至 15 的范围内, 发动机总推力不随几何矢量角的变化而变化, 但当 δ_9 大于 15 时, 发动机总推力随着几何矢量角的增加而减小。

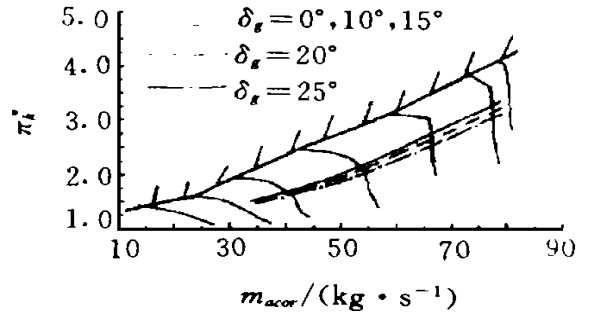


图 1 低压转子共同工作线随几何矢量角的变化

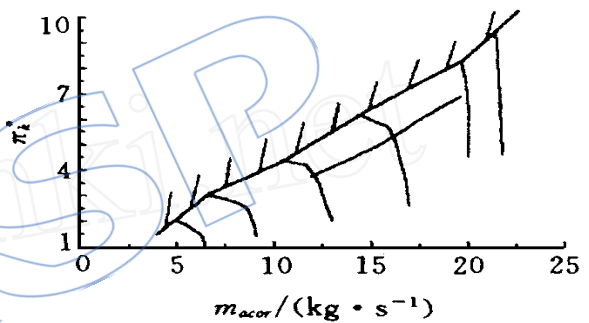


图 2 高压转子共同工作线随几何矢量角的变化

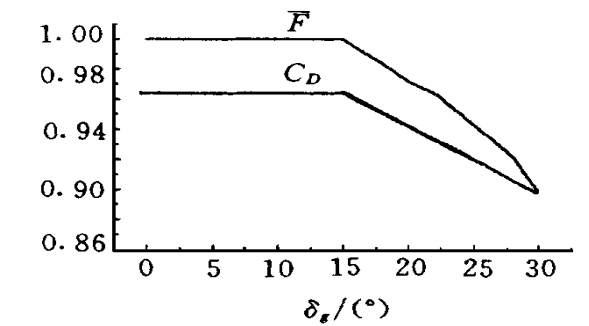


图 3 喷管流量系数 C_D 和相对推力 $\bar{F}$ 随几何矢量角的变化规律

上述结果可解释为: 对本文所研究的低涵道比涡扇发动机, 当喷管偏转角度较小时, 即当 δ_9 在 0 至 15 的范围内时, 喷管喉部以后的附面层变化不大, 喷管有效喉部面积不发生变化, 高低压转子共同工作线也不发生变化; 但当喷管偏转角度较大时, 即当 δ_9 大于 15 时, 由于喷管喉部以后的附面层变化较大, 使得喷管有效喉部面积减小, 且随着 δ_9 的增加, 扩张段下壁面的附面层越来越厚, 且下壁面附面层的增加超过了上壁面附面层

的减小,因而喷管的流量系数逐渐减小,引起发动机的总推力逐渐减小。由于低压涡轮喷嘴环在临界或超临界状态工作,因而喷管的偏转影响不到高压涡轮落压比,所以喷管偏转对高压转子没有影响。但却对低压转子产生影响,由于是低涵道比涡扇发动机,内涵影响起主导作用,因而低压转子共同工作线远离喘振边界。

改变 α 和 β 将影响喷管的流量系数和推力系数,对低压转子共同工作线产生影响。图 4 绘出了当 A_7, A_8 和 A_9 保持常数, α 分别为 20° 和 30° , 而 β 保持为 10° , δ_0 保持为 10 时的低压转子共同工

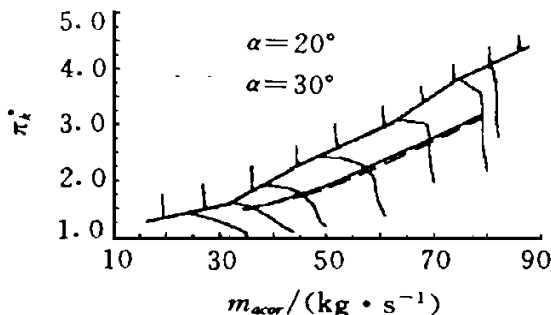


图 4 不同 α 角低压转子共同工作线比较 ($\beta = 10^\circ$)

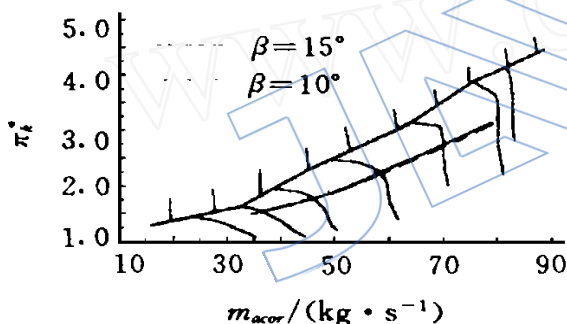


图 5 不同 β 角低压转子共同工作线比较 ($\alpha = 20^\circ$)

作线。由图可见:随着 α 增大,低压转子的共同工作线下移。图 5 绘出了 β 分别为 10 和 15° , 而 α 保持为 20° , δ_0 保持为 25 时的低压转子共同工作线。由图可见:随着 β 增大,低压转子的共同工作线稍微上移。其主要是喷管的流量系数受 α 和 β 影响的缘故。

4 结 论

利用本文所建立的轴对称矢量喷管数学模型和带轴对称矢量喷管的发动机数学模型,对矢量喷管与发动机的共同工作研究表明:对低涵道比涡扇发动机,矢量喷管偏转对发动机的工作状态是有影响的。矢量喷管偏转对高压转子共同工作线影响不大;矢量喷管偏转角较小时对低压转子共同工作线影响不大,但偏转角较大时会引起低压转子共同工作线下移;矢量喷管的几何尺寸对低压转子的共同工作线也有一定影响。

参 考 文 献

- 1 Craig A Hunter, An Approximate Theoretical Method for Modeling the Static Thrust Performance of Non-Axisymmetric Two-Dimensional Convergent-Divergent Nozzles [R], 1995, N95-23193
- 2 A Matesanz, A Velazquez and M Rodriguez Aerodynamics Performance Prediction of Thrust-vectoring Nozzles [J], Journal of Propulsion and power, 14(2):
- 3 丁凯锋 变几何涡扇发动机数学模型及加速控制规律优化设计: [学位论文][D], 西北工业大学, 1997
- 4 R Rebozo, A Redondo P, Matesanz A, Velazquez A, Rodriguez M. Aerodynamics Design of Convergent-Divergent Nozzles [R], AIAA-93-2574

(责任编辑 王震华)

A Study on Co- Operating Between Thrust Vectoring Nozzle and Aeroengine

Ding Kaifeng, Fan Siqi

(7th Dept Northwest Polytechnic University, Xi'an 710072, China)

Abstract The mathematical models of an axisymmetric thrust vectoring nozzle and an aero-engine with this nozzle are established. The co-operation between vectoring nozzle and engine is studied with the help of these models. The results show that deflection of the vectoring nozzle affects slightly the high-speed rotor co-operating line, and also affects slightly the low-speed rotor co-operating line when the deflecting angle of vectoring nozzle is small, but makes the co-operating line moves to downward when the deflecting angle is larger. The geometry size of vectoring nozzle has some influence on the low-speed rotor co-operating line.

Key words: aircraft engine; vectoring control; nozzles; mathematical model