

文章编号: 1000-8055(2004)03-0300-05

矢量喷管控制对发动机性能的影响

屈裕安, 谢寿生, 宋志平
(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要: 建立了带推力矢量的涡扇发动机数学模型。结合某型涡扇发动机研究了矢量喷管偏转对发动机工作和性能的影响, 研究表明, 矢量喷管偏转时, 在一定条件下, 发动机低压转子共同工作线向喘振边界移动, 而高压转子共同工作线不发生变化, 发动机总推力是增大的。但当将矢量喷管偏转与喉部面积放大相结合, 可使发动机保持原工作状态不变, 而发动机总推力却随着几何矢量角的增大而减小。

关键词: 航空、航天推进系统; 矢量喷管; 涡扇发动机; 数学模型; 性能研究

中图分类号: V 231; V 228. 7⁺ 3

文献标识码: A

The Effect of Thrust Vector Control on the Performance of Turbofan Engine

QU Yu-an, XIE Shou-sheng, SONG Zhi-ping

(Air Force University of Engineering, Xi'an 710038, China)

Abstract: A mathematical model of turbofan engine with thrust vector control was established. By employing certain turbofan engine as a sample, the effects of vector thrust control on turbofan engine performance and co-operation were studied. Under certain conditions, the results show that the operation line of low pressure spool moves towards the surge margin when the thrust vector nozzle deflected. But the operation line of high pressure spool does not change, and the total thrust increases. When combining deflection of the thrust vector nozzle with increasing the nozzle area, the original operation situation of the turbofan engine can be kept. But the total thrust of the turbofan engine is decreased.

Key words: aerospace propulsion system; thrust vector; turbofan engine; mathematical model; performance research

发动机推力矢量技术是近年来研究的热点, 它的出现使发动机成为飞行器的一个主要控制单元^[1~3]。但是在提供推力矢量时, 必将对发动机的工作产生影响, 甚至引起发动机的不稳定工作。本文结合某型涡扇发动机的控制规律研究了矢量喷管偏转对发动机工作和性能的影响。

1 矢量喷管模型

矢量喷管的偏转可以通过在喷管喉部截面前

面旋转实现, 也可在喉部截面旋转来实现。本文研究的矢量喷管模型如图1所示。

由图1可以看出, 在提供推力矢量时, 当 $\delta_g > \beta$ 时, 喷口的最小截面已经发生变化, 如图1中 A_{8e} 所示。它与几何喉道面积 A_{8g} 有如下关系:

$$A_{8e} = A_{8g} \cos \delta_g$$

上式中: δ_g 为矢量喷管的几何矢量角, β 为喷管扩张段的扩张角, A_{8e} 称为有效喉部面积。

喷管的性能参数主要通过流量系数和推力系

数来体现。

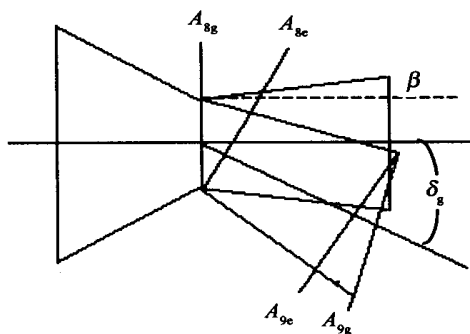


图1 纵向推力矢量喷管偏转示意图

Fig 1 Basic two-dimension diagram of pitch-up TV nozzle

流量系数定义为:

$$C_d = W / W_i$$

式中: W 为实际流量, W_i 为理想流量。

推力系数定义为:

$$C_{th} = F / F_i$$

式中: F 为实际推力, F_i 为理想推力。

关于流量系数 C_d 、推力系数 C_{th} 的计算, 参见相关文献[4, 5], 这里仅给出流量系数的变化曲线。

当 $1 \leq A_9/A_8 \leq 1.5$ 时, C_d/C_d^* 与几何偏转角 δ_g 有如图2所示的关系, 其中 C_d^* 为喷管在非偏转状态下尾喷管喉部阻塞时的喷管流量系数。

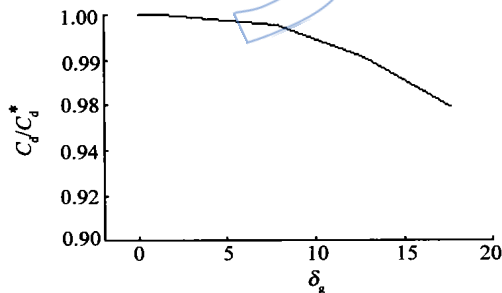


图2 喷管流量系数随发动机几何矢量角的变化

Fig 2 Flow coefficient vs geometric thrust vector angel

2 发动机性能计算程序

有了上述的矢量喷管模型, 就可以建立带矢量喷管的发动机数学模型。本文采用变比热计算, 按部件法建立了该型发动机的数学模型^[6]。

选取发动机高压转子转速 N_2 、涡轮进口温度 T_4^* 、低压压气机增压比 π_c^* 、高压压气机增压比

π_k^* 、高压涡轮流量 W_4 和低压涡轮流量 W_5 作为发动机特性计算的试给参数, 低压转子转速 N_1 作为发动机的控制变量。通过以下6个发动机部件间的匹配方程确定:

$$A_{8sj} - A_{8cal} = Z_1 \quad (1)$$

$$P_{s25} - P_{s5} = Z_2 \quad (2)$$

$$W_4 - W_{4cal} = Z_3 \quad (3)$$

$$W_5 - W_{5cal} = Z_4 \quad (4)$$

$$h_{ht} - h_{htcal} = Z_5 \quad (5)$$

$$h_{lt} - h_{ltcal} = Z_6 \quad (6)$$

式中: Z_1, Z_2, Z_3, Z_4, Z_5 和 Z_6 表示计算的残差, 角标 cal 表示对应参数为计算值, P_{s25} 为外涵出口静压, P_{s5} 为内涵出口静压, h_{ht} 为高压涡轮的焓降, h_{lt} 为低压涡轮的焓降。对这6个方程, 采用 $N+1$ 点残差法进行计算, 即可求出相应发动机的性能参数。

矢量喷管偏转对发动机流程参数的影响, 可以考虑到各参数的计算过程中。发动机性能参数的计算, 参见文献[4, 5]。

3 发动机性能计算结果及分析

低压转子换算转速在80%以下, 高空时发动机推力很小, 已经不能提供足够的矢量推力, 故本文只研究了带矢量喷管涡扇发动机低压转子换算转速在80%以上工作状态的性能。计算结果如图3~图7所示; 对应的工作条件为高度 $H = 0 \text{ km}$, 马赫数 $M_a = 0$, $T_{i1} = 15^\circ\text{C}$ 。

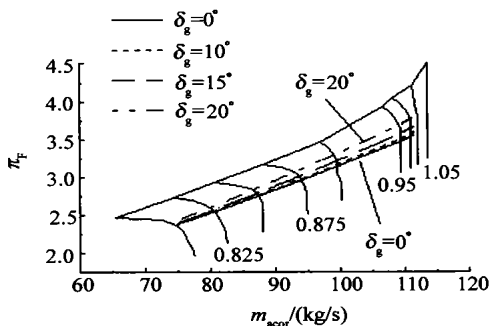


图3 发动机低压转子共同工作线随几何矢量角的变化

Fig 3 The operation line of low pressure spool

由图3可以看出, 在矢量喷管偏转时低压转子共同工作线向喘振边界移动, 图4表明矢量喷管的偏转对高压转子影响不大, 图5表明发动机

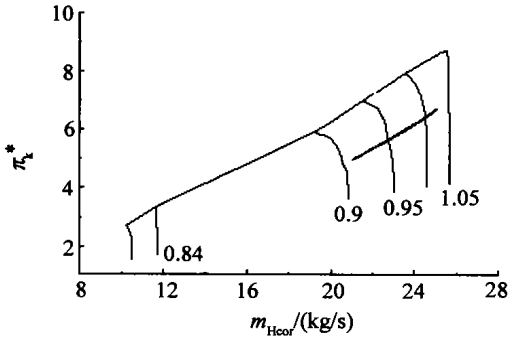


图4 发动机高压转子共同工作线随几何矢量角的变化

Fig 4 The operation line of high pressure spool vs geometric thrust vector angel

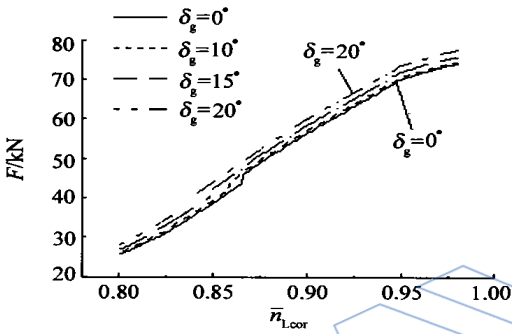


图5 发动机总推力随不同几何矢量角的变化

Fig 5 Total thrust vs geometric thrust vector angel

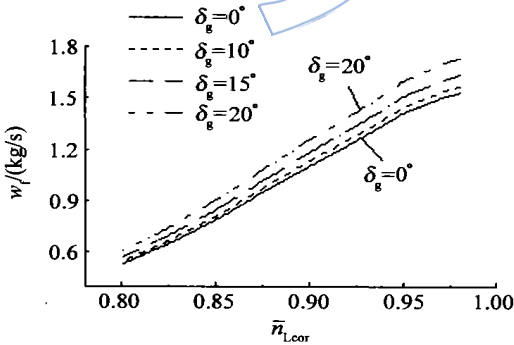


图6 发动机燃油流量随几何矢量角的变化

Fig 6 Fuel flow vs geometric thrust vector angel

总推力是随几何矢量角增大而增大的, 图中较大的转折是由于过度膨胀状态下激波进入扩张段引起的, 这一点由图7可以看出。图中 $p_r = p_h/p_i^*$ 为喷管可用膨胀比, 显示的曲线为几何矢量角 0 时的计算结果, 当 $p_r = p_{r1}$ 时, 喷管处于完全膨胀状态, 其中 p_{r1} 是喷管的设计压力比; 当 $p_{r1} < p_r < p_{r2}$

时喷管处于浅度过度膨胀状态, 喷管外形成激波, 其中 p_{r2} 是喷管出口出现贴口正激波时的压力比; 当 $p_{r2} < p_r < p_{r3}$ 时喷管处于深度过度膨胀状态, 喷管扩散段内形成激波, 其中 p_{r3} 是激波恰好移至喉部时的压力比, 上述几种状态下, 喷管喉部处于临界状态, 当 $p_r > p_{r3}$ 时, 整个喷管处于亚临界状态。

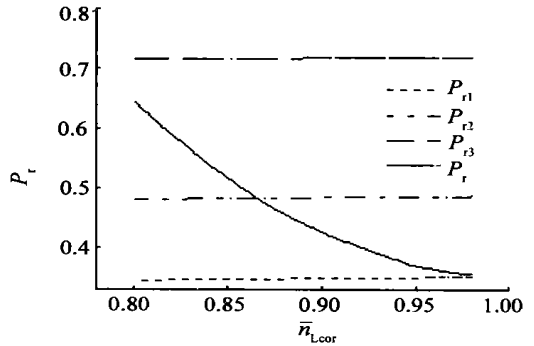


图7 喷管压比的变化

Fig 7 The pressure ratio of nozzle

图6表明发动机的燃油流量随几何矢量角增大而增大。这是由于在喷管偏转时, 发动机这时采用的是低压转子转速 N_L 不变的调节规律, 但这时矢量喷管偏转引起喷口有效喉部面积减小, 使得低压转子的落压比减小, 为了保持 N_L 不变, 导致 W_f 增加, 涡轮前温度升高, 由于这时低压涡轮处在临界工作状态以上, 因此高压转子的共同工作线不发生变化。对于双转子混合排气涡扇发动机来说, 喉部面积对低压特性的影响要综合考虑低压涡轮落压比 π_{rL}^* 和涵道比 B 的变化。一方面, 喉部面积减小, 在保持低压转子转速不变的条件下, π_{rL}^* 减小使涡轮前温度增大, 高压转子转速增大, 对低压的抽吸作用加强, 使得低压共同工作线远离不稳定工作边界; 但另一方面 B 值减小, 说明风扇后外涵道流通能力降低, 使得低压共同工作线靠近不稳定工作边界。实践证明^[7], 当设计涵道比 $B_d > 0.4 \sim 0.5$ 时, A_8 减小时 B 值降低的因素起主导作用, 最终结果是低压共同工作线靠近不稳定工作边界。在上述状态下, 虽然这时发动机的推力系数下降, 但由于涡轮前温度的增加, 发动机的总推力还是增加的。

图8和图9为 $H = 10 \text{ km}$, $M_a = 0.8$, 发动机低压转子换算转速80%以上的计算结果。可以得到与 $H = 0 \text{ km}$, $M_a = 0$, $T_i^* = 15^\circ\text{C}$ 时相同的结论。

结合上面的计算和分析我们可以看出, 在矢量喷管偏转较大的情形下, 发动机低压转子的喘

振裕度减小过多, 必须进行调节。最简单的设计就是在矢量喷管偏转时, 喷管喉部仍能通过原设计状态的燃气流量, 即在矢量喷管偏转时, 放大喉部面积, 使得:

$$A_{8e} = A_{8sj}$$

式中: A_{8sj} 为设计点喉部面积。由此得出对应的喷

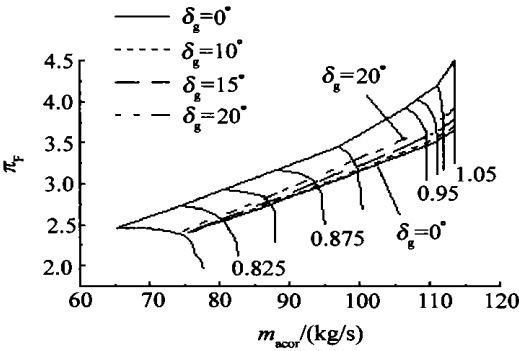


图8 $H = 10\text{ km}, M a = 0.8$ 时发动机低压
转子共同工作线

Fig 8 The operation line of low pressure spool at
 $H = 10\text{ km}$ and $M a = 0.8$

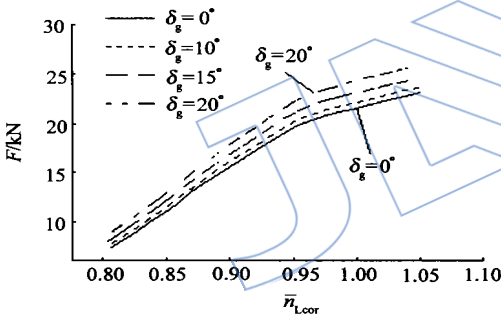


图9 $H = 10\text{ km}, M a = 0.8$ 时总推力随几何
矢量角的变化

Fig 9 Total thrust at $H = 10\text{ km}$ and $M a = 0.8$

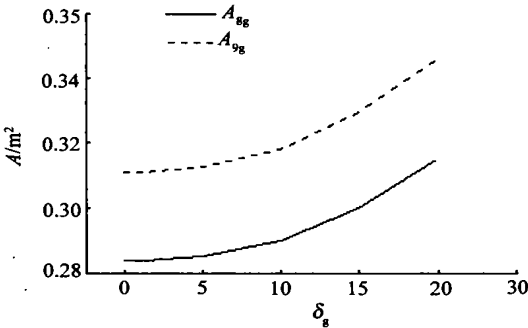


图10 喷管面积随几何矢量角的变化规律

Fig 10 Nozzle area vs geometric thrust vector angel

管喉部几何面积 A_{8g} 和喷管出口几何面积 A_{9g} 的变化规律见图10, 它综合考虑了由喷管偏转后喷管喉部面积的变化和喷管流量系数的影响。

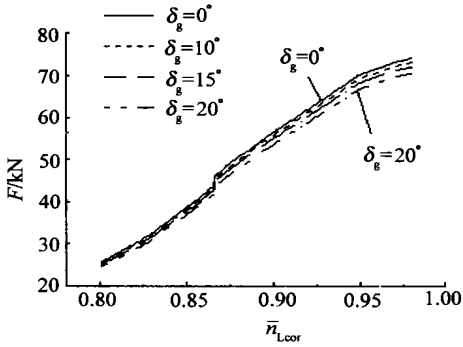


图11 $H = 0\text{ km}, M a = 0$ 时总推力随几何
矢量角的变化

Fig 11 Total thrust at $H = 0\text{ km}$ and $M a = 0$

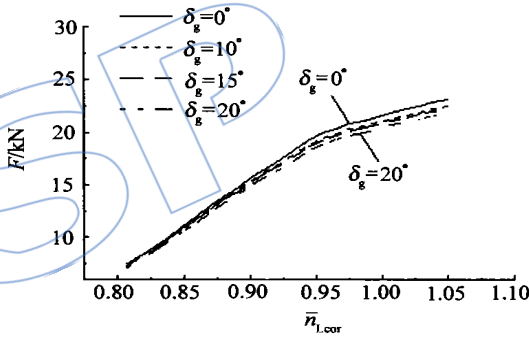


图12 $H = 10\text{ km}, M a = 0.8$ 时总推力随
几何矢量角的变化

Fig 12 Total thrust at $H = 10\text{ km}$ and $M a = 0.8$

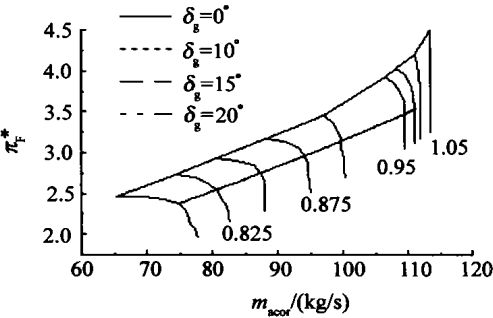


图13 $H = 0\text{ km}, M a = 0$ 发动机低压转子
共同工作线

Fig 13 The operation line of low pressure spool at
 $H = 0\text{ km}$ and $M a = 0$

采用上述调节规律重新计算后的结果如图11 ~ 图14所示, 这时发动机总推力将随几何矢量角增大而减小, 如图11和图12。

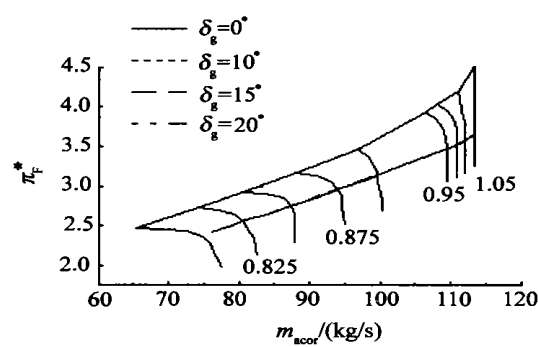


图14 $H = 10\text{ km}, M_a = 0.8$ 时低压转子
共同工作线

Fig. 14 The operation line of low pressure spool at
 $H = 10\text{ km}$ and $M_a = 0.8$

低压转子共同工作线如图13和图14, 由计算结果可以看出, 在高空和地面条件下, 发动机低压转子共同工作线基本不发生变化。

4 结 论

通过以上分析计算, 可以得到如下结论:

在矢量喷管偏转情况下, 若不进行发动机调节, 低压转子共同工作线向喘振边界移动, 喘振裕度减小。高压转子的共同工作线基本不发生变化。

在矢量喷管偏转时, 可通过放大喉部面积来保持发动机原工作状态不变, 但这时发动机总推力将下降。

本文虽只进行了纵向矢量推力的研究, 但其结果有通用性。

参考文献:

[1] Erich A Wilson, Dan Adler. Thrust-Vector Turbofan Jet-Engine Analysis[J]. International Journal of Turbo and Jet Engines, 1999, 16: 39- 48

[2] Steven A Johnson. Aircraft Ground Test and Subscale Model Results of Axial Thrust Loss Caused by Thrust Vectoring Using Turning Vanes[R]. NASA TM - 4341 1992

[3] Erich A Wilson, Dan Adler, Pinhas Bar-Yoseph. Nozzle Performance Modeling[J]. AIAA Journal, 2002, 40 (7): 1331- 1338

[4] 丁凯峰, 王小峰, 樊思齐. 矢量喷管偏转对发动机推力的影响[J]. 推进技术, 2000, 21(3): 23- 25

[5] 卢燕. 超声速进气道与矢量喷管数学模型研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2002

[6] 吴大观. 涡轮风扇发动机及其系统的性能研究[M]. 北京: 国防工业出版社, 1986

[7] 聂加耶夫 IO H. 航空燃气涡轮发动机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1984