

文章编号: 1000-8055(2005) 01-0029-04

带矢量喷管的涡扇发动机动态过程研究

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: 建立带矢量喷管的涡扇发动机动态数学模型。研究了矢量喷管偏转角和偏转角速度对涡扇发动机工作的影响。研究表明, 不同的矢量喷管偏转角速度对发动机涡轮前燃气温度会产生不同温度峰值, 而且温度峰值随矢量偏转角速度增大而增大。而在一定的不同矢量角作用下, 发动机的阶跃响应过程调节参数无明显变化。

关键词: 航空、航天推进系统; 矢量喷管; 涡扇发动机; 动态过程; 数学模型

中图分类号: V 231

文献标识码: A

Research of Turbofan Engine Transient Process with Thrust Vectoring Nozzle

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

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

Abstract: The mathematical model of turbofan engine transient process with thrust vectoring nozzle was established. The effects of thrust vectoring angle and angular velocity of vectoring on turbofan engine operation were investigated. The results show that the gas temperature at turbine inlet has different peak value at different thrust vectoring angle. The peak value increases with the increase of thrust vectoring angle. No significant change of the engine response to fuel step was found.

Key words: aerospace propulsion system; thrust vectoring nozzle; turbofan engine; transient process; mathematical model

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]。而许多关于矢量喷管的研究大多只进行了稳态过程的研究^[2~4], 对轴对称型矢量喷管偏转过程的研究较少, 本文结合某型涡扇发动机研究了轴对称型矢量喷管偏转过程对涡扇发动机工作和性能的影响。

1 带矢量喷管的涡扇发动机动态模型

矢量喷管的数学模型可以参见文献[1, 3, 4], 本文采用的矢量喷管偏转方式为整个尾喷管的偏转, 在这种矢量喷管结构下, 矢量喷管偏转时, 发动机喉部面积和出口面积可不进行调节。根据上

述的矢量喷管数学模型, 就可以建立带矢量喷管的涡扇发动机动态数学模型。本文采用变比热计算, 按部件法建立了该型发动机的动态数学模型如下^[5,6]:

高压轴功率平衡方程:

$$N_{TH} - N_{CH} - N_{exH} - \frac{\pi}{30} 2J_{HnH} \frac{dn_H}{dt} = 0 \quad (1)$$

低压轴功率平衡方程:

$$N_{TL} - N_{CL} - \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 J_{LNL} \frac{dn_L}{dt} = 0 \quad (2)$$

加上以下 4 个残量方程:

高压涡轮计算流量与特性线插值计算的流量残差:

$$m_{HC} - m_{HP} = Z_1 \quad (3)$$

低压涡轮计算流量与特性线插值计算的流量残差:

$$m_{LC} - m_{LP} = Z_2 \quad (4)$$

内、外涵静压的残差:

$$P_{2SS} - P_{5SS} = Z_3 \quad (5)$$

尾喷口面积的残差:

$$A_{8C} - A_{8d} = Z_4 \quad (6)$$

上面各式中 N/W 表示功率, $m/(kg/s)$ 表示流量, $J/(kg \cdot m^2)$ 表示转子的转动惯量, P/bar 表示压力, $n/(r/min)$ 表示发动机转子的转速, A/m^2 表示面积, Z 为相应残差。

发动机喷管的性能参数主要通过流量系数和推力系数来体现。流量系数定义为 $C_d = W/W_i$, W 为实际流量, W_i 为理想流量。推力系数定义为 $C_{th} = F/F_i$, F 为实际推力, F_i 为理想推力。矢量喷管偏转后流量系数 C_d 、推力系数 C_{th} 的计算参见相关文献[4]。

发动机的共同工作方程可以分为微分方程(1)、(2)和非线性方程组两部分, 解上述方程即可确定发动机过渡过程的工作线。微分方程采用改进的欧拉法进行求解, 非线性方程用 $n+1$ 点残量法计算。

以下所计算的结果中的推力均为发动机沿排气方向的发动机总推力。

2 不同偏转矢量角对发动机动态过程影响及分析

采用上述模型对发动机在高度 $H = 0 \text{ km}$, $M = 0$, $T_i^* = 288 \text{ K}$, 发动机低压转子相对换算转速 $\bar{n}_{cor} = 0.9$ 时的发动机动态过程进行了仿真, 图 1

~图 4 为发动机尾喷管在不同矢量偏转角时, 给定供油量一个相同的阶跃输入后计算得到的发动机性能参数的变化情况。计算时的发动机尾喷管几何矢量角分别为 $\delta_g = 0^\circ; 10^\circ; 15^\circ; 20^\circ$ 。

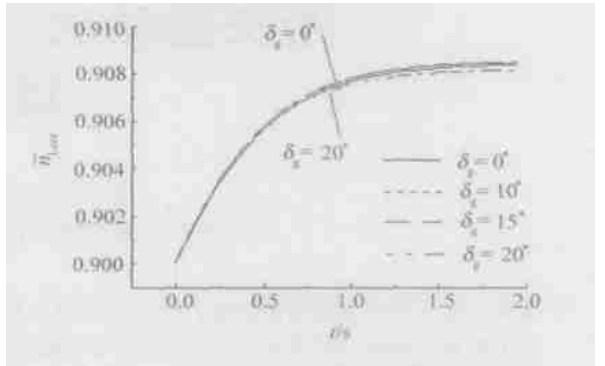


图 1 低压转子相对换算转速的阶跃响应
Fig. 1 The response of low compressor spool

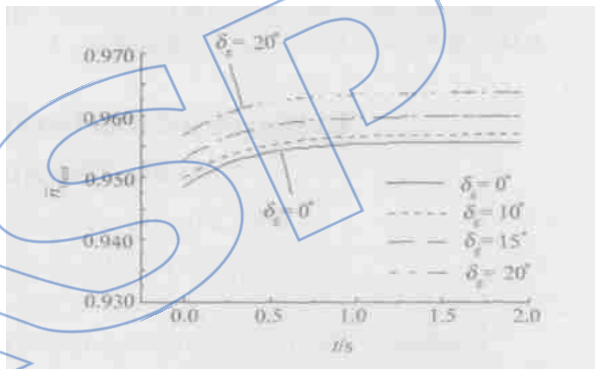


图 2 高压转子相对换算转速的阶跃响应
Fig. 2 The response of high compressor spool

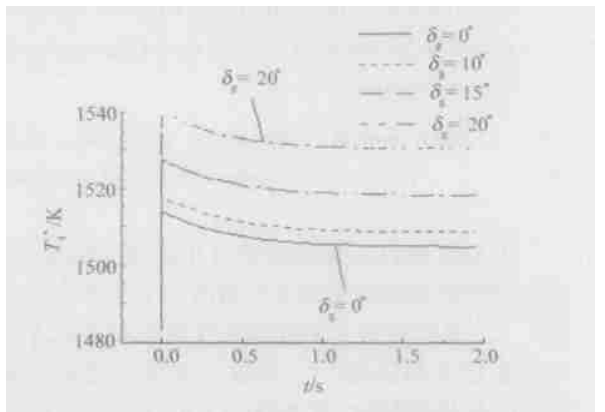


图 3 涡轮前温度的阶跃响应
Fig. 3 The response of temperature before turbine

图 1 显示的是发动机低压转子相对换算转速的阶跃响应随不同矢量偏角的变化, 图 2 显示的是高压转子相对换算转速的阶跃响应随不同矢量偏角的变化, 图 3 显示的是涡轮前温度的变化情况, 图 4 显示的是发动机总推力的变化。由图可以

看出, 发动机涡轮前温度和推力都有一个阶跃, 且涡轮前温度的响应有一个最大值。

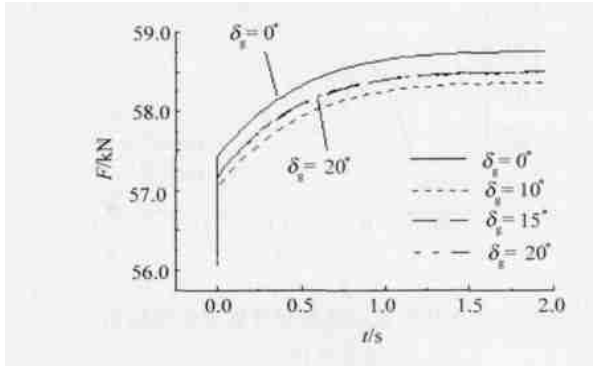


图 4 发动机总推力的阶跃响应
Fig. 4 The response of total thrust

由上面的计算可以看出, 在不同的喷管矢量角下, 发动机阶跃响应的动态过程调节参数基本不变, 只是在不同的矢量角下存在着数值的差别。矢量偏转角越大, 发动机动态过程结束时转速变化越大, 涡轮前温度变化也越大。发动机低压转子的换算转速在阶跃响应终止时, 矢量角为 20 时小于 0 时的值是因为, 在大矢量角时, 相同低压换算转速下所需的燃油消耗量较大所致。发动机总推力在矢量角为 20 小于矢量角为 10 时, 主要是由于在 20 时涡轮前温度的增加较大, 而推力系数相差不大所致。

3 矢量偏转角和偏转角速度对发动机动态过程的影响

进行矢量偏转角对发动机动态过程的研究时, 对上述动态数学模型进行部分修改, 在计算时, 考虑到调节规律的作用, 计算时保持低压转子转速为常数, 这样简化的结果是为了单独研究发动机的特性, 未考虑调节器与发动机之间的相互作用, 这样上面建立的模型的微分方程就只剩一个了, 联合其它剩余的方程求解即可得到图 5~图 7 的结果, 图中显示的为发动机最大状态的计算结果。下面各图都是在喷管偏转角速度 $\omega=5\text{ }^\circ/\text{s}$ 的情况下计算得到的。图 5 为发动机总推力随不同矢量偏转角的变化过程, 图 6 为涡轮前温度的变化情况, 图 7 为高压转子相对换算转速的变化。

图中显示发动机总推力在变化过程中存在一个局部极值, 这主要是发动机涡轮前温度与喷管推力系数共同作用的结果, 而涡轮前温度则随着推力矢量角的增大, 其峰值越大。

图 8~图 10 为发动机各参数在不同矢量偏转角速度的计算结果。各图中 3 条曲线对应的喷管偏转角速度分别为: $\omega=100\text{ }^\circ/\text{s}$, $50\text{ }^\circ/\text{s}$, $33\text{ }^\circ/\text{s}$ 。

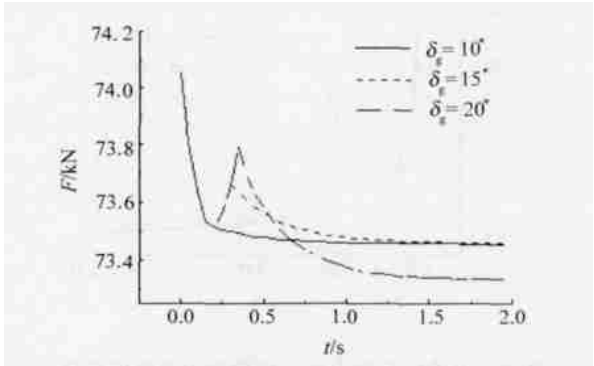


图 5 发动机总推力随矢量偏转角的变化
Fig. 5 The total thrust changes with the

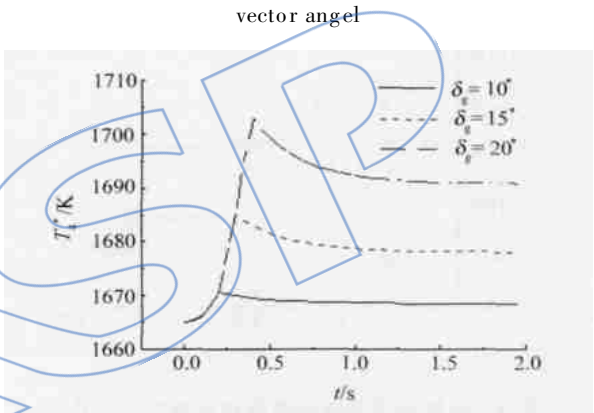


图 6 涡轮前温度随矢量偏转角的变化
Fig. 6 The temperature before turbine change with the vector angel

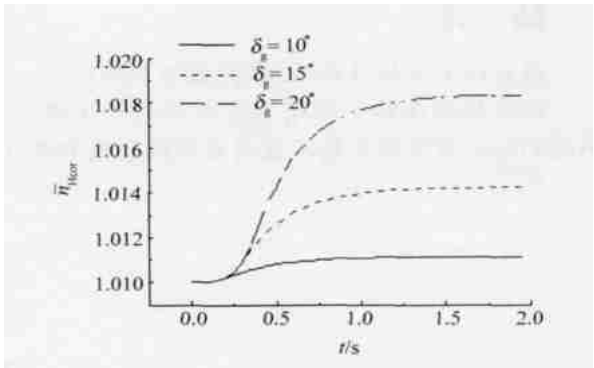


图 7 高压转子相对换算转速随矢量偏转角的变化
Fig. 7 The rotation speed of high compressor spool change with the vector angel

由图可见, 发动机总推力随矢量偏转角速度增大而变化越快, 与上述结果相同的原因, 存在一个局部极大值。涡轮前温度存在的峰值随偏转角速度增大而增大, 这就需要在设计时进行合理的

选取, 过快的偏转角速度虽可得到较快的时间响应, 但将引起过高的涡轮前温度。

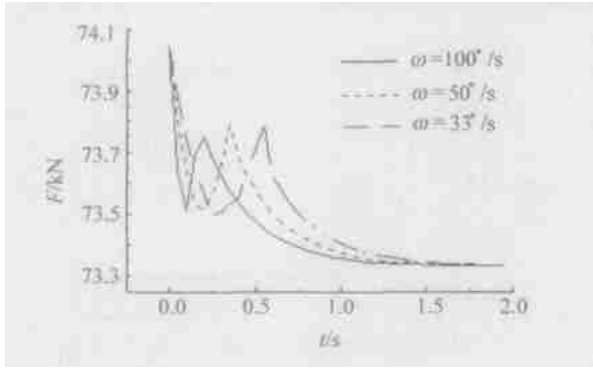


图 8 发动机总推力随矢量偏转角速度的变化

Fig.8 The total thrust change with the vector rotation speed

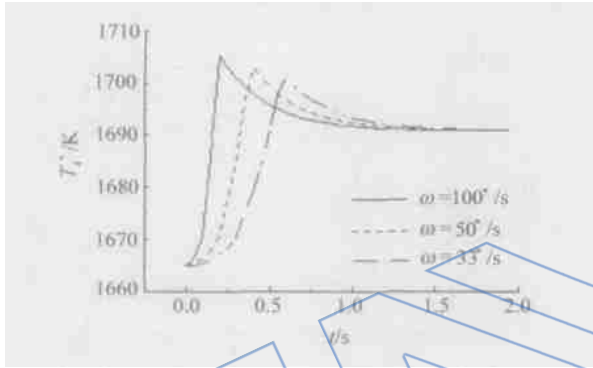


图 9 涡轮前温度随矢量偏转角速度的变化

Fig.9 The temperature before turbine change with the vector rotation speed

4 结 论

通过以上分析计算, 可以得到如下结论:
在保持低压转子转速为常数的调节规律下, 不同的矢量喷管偏转角速度对发动机涡轮前温度

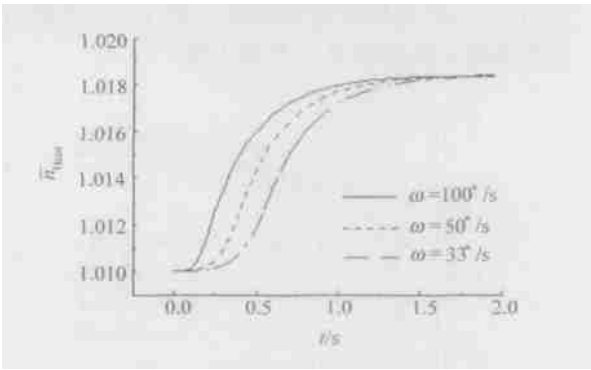


图 10 高压转子相对换算转速随矢量偏转角速度变化

Fig.10 The rotation speed of high compressor spool change with the vector rotation speed

产生不同的局部极值, 若矢量偏转角速度过大, 将导致涡轮前温度突升过大。

另外, 在一定的不同矢量角作用下, 发动机参数的阶跃响应过程的调节参数无明显变化。

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] 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.

[6] 樊思齐, 徐芸体. 航空推进系统控制 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1995.