

文章编号: 1000-8055(2003) 04-0530-04

某涡扇发动机过渡过程仿真研究

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: 采用部件法建立了某型涡扇发动机加速过程动态模型, 并对不同加速供油量下发动机的加速过程进行了数值仿真, 分析了其对发动机性能参数的影响; 研究了不同喷口面积调节对发动机加速性的影响。计算结果表明, 该方法较为符合实际情况, 可以作为该型发动机加速过程控制的模型。

关键词: 航空、航天推进系统; 涡扇发动机; 加速过程; 数值仿真

中图分类号: V 231; V 233.7

文献标识码: A

Simulation of Dynamic Performance of a Turbofan Engine

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

(Airforce University of Engineering, Xi'an 710038, China)

Abstract: The dynamic model for turbofan engine accelerating process was presented by utilizing component characteristics. The performance of accelerating process was studied under varied fuel-supply plan. The surge range of high pressure and the effect of nozzle throat area are also considered. The results show the model accords better with the true situation. It can be used as a model for engine accelerating control.

Key words: aerospace propulsion system; turbofan engine; accelerating process; numerical calculation

1 引言

发动机的加速性是衡量发动机好坏的重要性能指标^[1~4], 对于军用飞机来说, 发动机加速性的好坏尤为重要。发动机加速时, 在低转速受到高压压气机喘振边界的限制, 在高转速受到涡轮前温度的限制, 发动机加速过程始终要保证发动机不喘振, 不超温。

本文建立了涡扇发动机加速过程数值模型, 并研究了不同加速供油量对发动机加速过程的影响, 为发动机加速过程控制研究提供了模型基础。同时研究了在发动机加速过程中不同喷口面积变化规律(大喷口转小喷口)对发动机加速性的影响。

2 加速过程模型建立方法

本文研究的是某型涡轮风扇发动机, 该发动机由慢车加速到最大时, 喷管喉部面积在 $n_{Hcor} = 79\%$ 时由大喷口转为小喷口, 高压压气机进口导流叶片和风扇进口导流叶片均可调。所建立的发动机加速过程动态计算的共同工作方程如下:

高压轴功率平衡方程:

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

低压轴功率平衡方程:

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

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:

$$m_{Hc} - m_{HP} = Z_1 \tag{3}$$

低压涡轮计算流量与特性线插值计算的流量残差:

$$m_{LC} - m_{LP} = Z_2 \tag{4}$$

内、外涵静压的残差:

$$p_{25S} - p_{55S} = Z_3 \tag{5}$$

尾喷口面积的残差:

$$A_{8c} - A_{8d} = Z_4 \tag{6}$$

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, $p/10^5 Pa$ 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。

在发动机动态计算过程中, 各部件容腔内气体参数随时间变化将引起气体质量和能量的存储和释放, 因此在发动机动态计算时必须加以考虑。具体修正方法参见文献[1]。

发动机加速时喷口面积要由大喷口变为小喷口, 对于该发动机, 高压转子换算转速在 79% 时, 发动机由大喷口转为小喷口, 在本次计算中是这样处理的, 由 $n_{Hcor} \geq 79\%$ 开始计时, 使发动机由大喷口转为小喷口。

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^[5]。

3 计算结果与分析

本文采用的计算步长为 0.0025 s, 所采用的加速控制规律为 $m_f/p_3^* = f(n_{Hcor})$, 分别按加速时间给定了三种供油方案如图 1 所示。这三种供油方案主要是考虑了不同的加速时间, 涡轮前温度的限制和高压压气机的喘振裕度影响。图中 1~3 分别对应不同的供油规律(图 1~图 4 相同)。

由计算结果可以看出, 这三种供油方案计算结果对应的发动机加速时间分别为 3.3、3.6 和 4.1 s, 计算结果与发动机实际情况是较为相符。图 4 显示加速供油量过大将使发动机高压压气机的喘振裕度 ΔK_y 减小, 发动机的加速时间缩短, 如图 2 所示, 但过大的供油量在低转速时会使发动机喘振, 高转速时使涡轮进口温度过高。由图 3 可以看出, 发动机加速时, 涡轮进口温度会有少量超调, 加速供油量增大越快, 超调量越大。

发动机推力增加的快慢, 也与供油量大小是相关的, 加速供油量越大, 发动机推力增加越快, 开始阶段发动机推力增加的较快一段, 是由于发动机喷口面积变化(由大喷口转为小喷口)所致。

图 5 和图 6 为喷口面积由大喷口转为小喷口时喷口面积的变化, 及相应的推力变化情况。图中 1、2 分别对应不同喷口面积变化情况。由图 6 可看出, 喷口收的慢可以提高发动机的加速性, 推力变化也较为平缓。这主要是由于在大喷口时所对

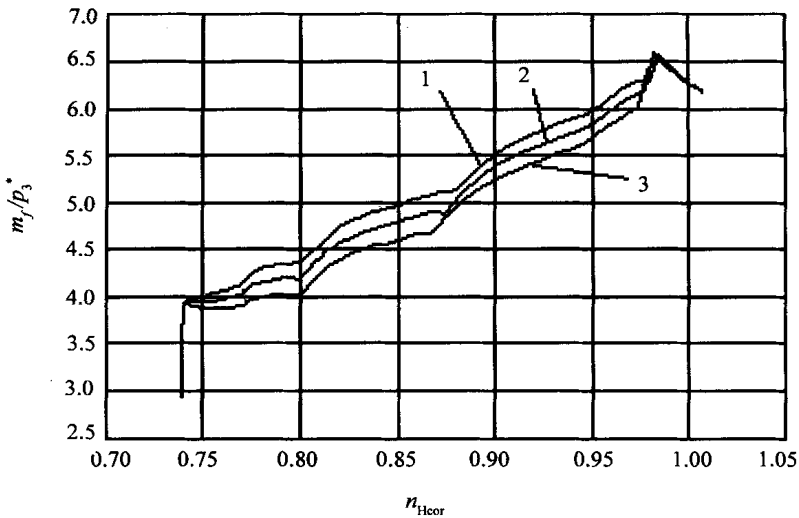


图 1 发动机供油量随加速时间的变化
Fig. 1 Three fuel plan in engine accelerat ing process

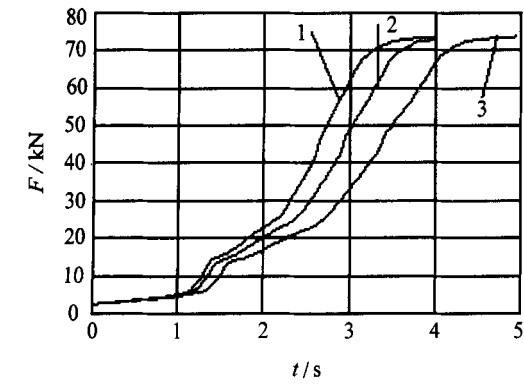


图 2 发动机推力随时间的变化

Fig. 2 Thrust of the engine variations with accelerating time

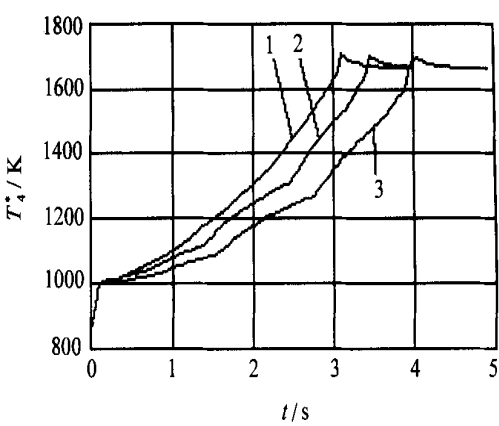


图 3 涡轮进口温度的变化

Fig. 3 Inlet turbine temperature

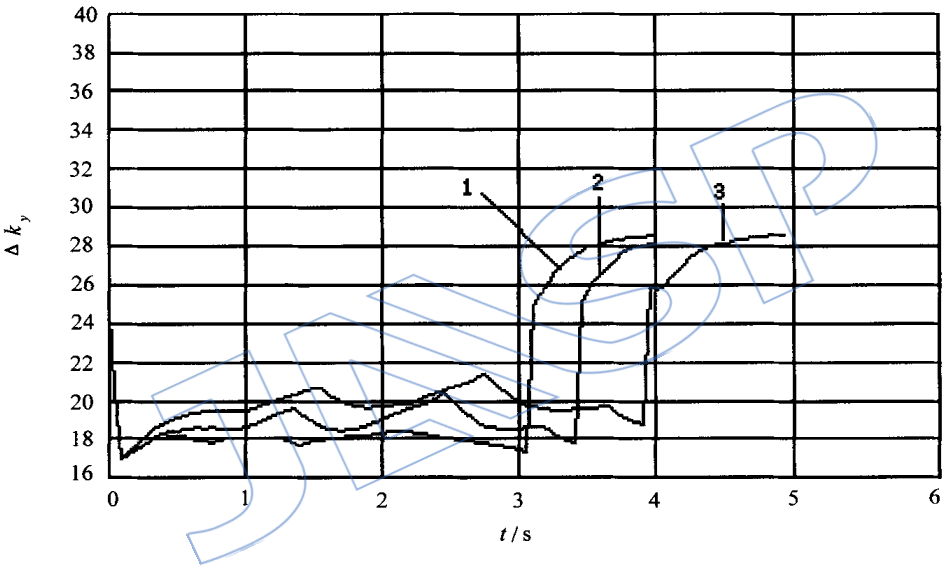


图 4 高压压气机喘振裕度 Δk_y

Fig. 4 Surge range of high pressure

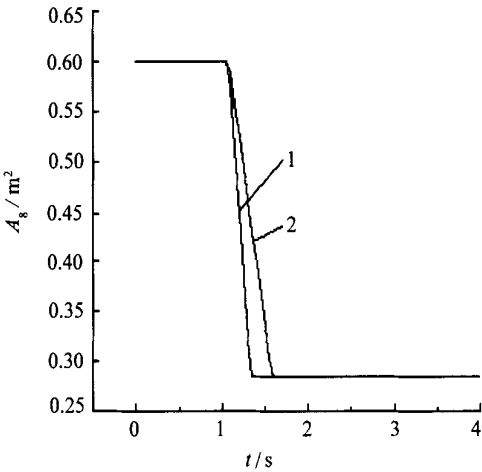


图 5 喷口喉部面积的变化规律

Fig. 5 Nozzle throat area variations

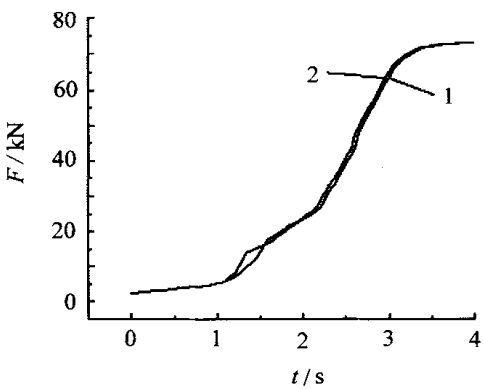


图 6 推力在不同喷口面积情况下的变化

Fig. 6 Thrust of the engine variations at different nozzle throat area

应的涡轮前温度 T_4^* 较低,使得发动机在后期 T_4^* 可以迅速增加,以提高发动机的加速性^[6]。

4 结 论

本文研究了在不同加速供油规律下,某涡扇发动机加速时共同工作线的变化,由计算结果可知,所采用的方法能够与实际情况一致。

加速过程中喷口面积的变化速度对加速时间是有影响的,合理的设计可以改进发动机的加速性。

参考文献:

[1] 樊思齐,徐芸华. 航空推进系统控制[M]. 西安: 西北工业大

学出版社, 1995.

[2] 聂恰耶夫. 航空动力装置控制规律与特性[M]. 单凤恫,程振海译. 北京: 国防工业出版社, 1999.

[3] Fred Tereen. Minimum Time acceleration of Aircraft Turbofan Engine by U sing an Algorithm Based Nonlinear Program[R]. NASA TM- 73741 1977.

[4] 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) : 17- 20.

[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] 吴虎,廉小纯,苏三买,沈韶 赢. 改善双轴发动机加速性的变喷管调节分析[J]. 推进技术, 2000, 21(6) : 25- 27.