

文章编号: 1000-8055(2005) 01-0049-05

α_1 和 α_2 调节通道对某型涡扇发动机 加速性能的影响

李 伟, 李 军, 刘宗龙
(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要: 结合发动机加速模型, 采用部件法编制了变几何通道时加速性能的计算程序, 并详细分析了 α_1 通道、 α_2 通道调节延迟或超前时对其的影响。结果表明: 若几何通道超前调节, 则推力和高压压气机稳定工作裕度增大, 低压压气机稳定工作裕度减小, 而延迟调节时变化趋势正好相反; 其中 α_2 通道调节产生的影响大于 α_1 通道调节产生的影响。

关键词: 航空、航天推进系统; 涡扇发动机; 变几何通道; 调节; 加速性能
中图分类号: V 231 **文献标识码:** A

Influence of α_1 and α_2 Modulation on the Engine Acceleration of a Turbofan Engine

LI Wei, LI Jun, LIU Zong-long
(The Engineering Institute, Air Force Engineering University,
Xi'an 710038, China)

Abstract: Based on the acceleration model, the acceleration code for engine with variable geometry channels was developed using component matching technique. The delay or ahead of schedule of high pressure compressor variable guide vanes and low pressure compressor variable guide vanes modulation was studied. The results show that for the case of the channel modulation ahead of schedule, there will be a increase of thrust and high pressure compressor surge margin, and a decrease of low pressure compressor surge margin, and vice versa for the case of modulation delay of schedule. The influence brings about by high pressure compressor variable guide vanes is higher than that of low pressure compressor variable guide vanes.

Key words: aerospace propulsion system; turbofan engine; variable geometry channels; regulation; engine acceleration

随着航空推进系统的不断发展, 航空推进系统控制也在不断发展^[1]。变几何通道广泛应用于发动机上, 实践表明在使用过程中, 变几何通道调节时存在一定的超前和延迟^[2], 因此考虑其几何通道产生的影响在发动机预研、使用等方面日益

重要。与目前国产发动机相比, 某型涡扇发动机其变几何通道调节复杂, 仿真研究该型发动机的变几何通道控制的加速性能为部队实际使用提供基础。

收稿日期: 2004- 01- 18; 修订日期: 2004- 04- 23

作者简介: 李伟(1981-), 男, 湖北天门人, 空军工程大学工程学院硕士生, 主要从事航空发动机使用性能与稳定性研究。

1 模型的建立

在实际使用中, 发动机迅速地从一个状态改变到另一个状态, 发动机的流量和转子上的功率是不平衡的。考虑功率、流量以及能量的不平衡, 以及各部件之间的制约关系, 建立如下新的平衡方程^[3]。

(1) 考虑转子的转动惯量和转子的加速度, 建立新的功率动态平衡方程:

$$m_T \Delta H_T = m_K \Delta H_K + P_{T\text{ex}} + \left(\frac{2\pi}{60}\right) \times I \times N \times \frac{dN}{dt}$$

(1)

式中: m 为气流质量流量; ΔH 为单位流量焓降; $P_{T\text{ex}}$ 为涡轮输出功率; I 为转子转动惯量; N 为转速。下注角 T 表示涡轮; K 表示压气机。

(2) 利用发动机各截面压力的动态变化, 考虑流量的不平衡, 建立动态平衡方程:

$$m_{\text{out}} = m_{\text{in}} - \frac{V}{\gamma RT} \frac{dP}{dt}$$

(2)

(3) 能量的不平衡主要由控制体内质量的变化引起内能的变化和单位内能的变化引起的内能变化, 新的动态平衡方程如下:

$$h_{\text{out}} = \frac{m_{\text{in}} h_{\text{in}} - (m_{\text{in}} - m_{\text{out}}) \mu - \frac{PV}{RT} \frac{du}{dt}}{m_{\text{out}}}$$

(3)

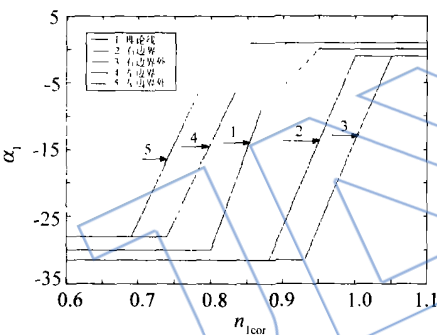
式中: h 为单位质量气体的热焓; u 为容腔内气体的内能; in 下注角表示进口; out 表示出口。在仿真中主要考虑了外涵道、主燃烧室和加力燃烧室的容积效应。

在一定的初始条件下, 由转子转动动力学方程计算 dN/dt , 由各容积中的流量动态平衡方程和能量动态平衡方程, 求出相应截面的 dP/dt 和 du/dt , 进而计算相应的总压和总温。利用数值解法求解上述计算过程即可确定发动机过渡过程中某一时刻的状态^[4]。

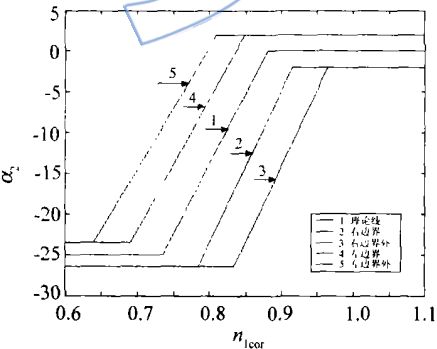
2 发动机控制规律和部件的调节

(1) 油门杆角度的变化

在 0.5 s 内油门杆从慢车状态位置迅速移到



(a) α_1 通道调节规律



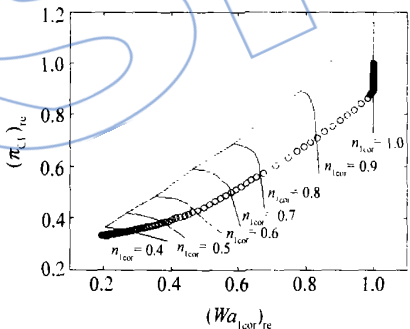
(b) α_2 通道调节规律

图 1 变几何通道调节规律

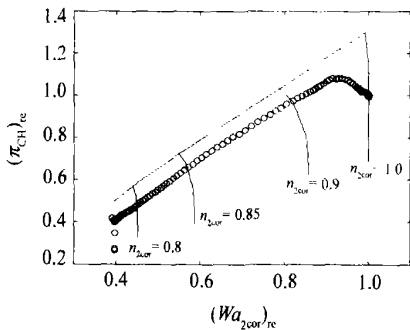
Fig.1 The control rules of variable geometry channels
式中: m_{out} 部件出口气体质量流量, m_{in} 部件进口气体质量流量; V 为容积体积, P 为压力。在仿真中主要考虑了外涵道、主燃烧室和加力燃烧室的容积效应。

(1) 油门杆角度的变化

在 0.5 s 内油门杆从慢车状态位置迅速移到



(a) 低压压气机共同工作线



(b) 高压压气机共同工作线

图 2 压气机共同工作线

(α_1 和 α_2 通道均按理论线(曲线 3)调节)

Fig.2 Operation line on compressor map

(The control of chunnels are natural)

最大状态位置,而后保持油门杆处于最大状态位置不变,计算发动机加速性能。

(2) 某型涡扇发动机几何通道调节系统主要包括: 低压压气机进口导流叶片转角调节(α_1 通道)、高压压气机进口导流叶片转角调节(α_2 通道)和喷管临界截面面积调节^[2]。

通道调节是由综合调节器或液压机械调节器来调节,按 $\alpha_1=f_1(n_{1\text{cor}})$ 进行调节。在程序中按理论线、过渡态边界、相对过渡态边界 向左超前或向右延迟 0.05 进行调节,如图 1(a) 所示。选择 0.05 作为调节时刻误差是为了反映发动机在这种调节规律下性能变化的趋势。

通道调节是由液压机械调节器来调节,在程序中按 $\alpha_2=f_2(T_1^*, n_{2\text{cor}})$ 进行分段调节。当进口大气为标准大气条件时,其调节规律相当于 $\alpha_2=f_{22}(n_{2\text{cor}})$,在程序中按理论线、过渡态边界、相对过渡态边界 向左超前或向右延迟 0.05 进行调节,如图 1(b) 所示。选择 0.05 作为调节时刻误差是为了反映发动机在这种调节规律下性能变化的趋势。

α_1 和 α_2 调节主要是通过对压气机进口导流叶片角度的变化引起压气机性能发生相应的改变进而对整个发动机性能产生相应的影响^[5]。
即:

$$\pi_{\text{CL}} = f_3(\bar{n}_{1\text{cor}}, W a_{1\text{cor}}, \alpha_1)$$

$$\eta_{\text{CL}} = f_{33}(\bar{n}_{1\text{cor}}, W a_{1\text{cor}}, \alpha_1)$$

$$\pi_{\text{CH}} = f_4(\bar{n}_{2\text{cor}}, W a_{2\text{cor}}, \alpha_2)$$

$$\eta_{\text{CH}} = f_{44}(\bar{n}_{2\text{cor}}, W a_{2\text{cor}}, \alpha_2)$$

(3) 加速过程主燃烧室供油量 G_g 决定于高压压气机出口压力 P_2 和高压压气机相对换算转速 $\bar{n}_{2\text{cor}}$, 即:

$$G_g = f_5(\bar{n}_{2\text{cor}}) \times P_2$$

(4) 喷管临界面积 A_8 是 T_1 和油门杆角度 PLA 的函数,即 $A_8=f_6(T_1, PLA)$,在 T_1 为定值时 A_8 由 PLA 决定。

3 仿真结果

在进口为标准大气条件下,本文对变几何通道按图 1 所示的调节规律、在 0.5 s 内猛推油门

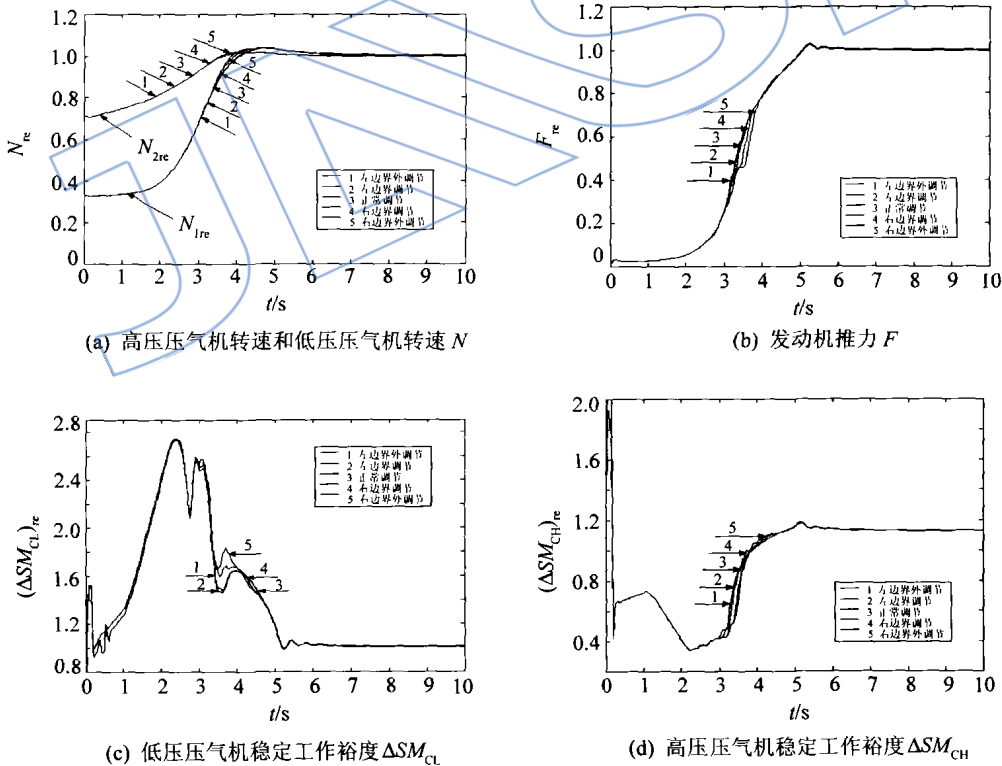


图3 加速过程参数对比曲线 1
(α 通道按图 1(a) 调节、 α_2 通道按图 1(b) 理论线(曲线 3) 调节)

Fig. 3 The first parametric curve of engine acceleration

(The modulation of α_1 is basedon Fig. 1(a) and so does α_2 on the curve 3 in Fig. 1(a))

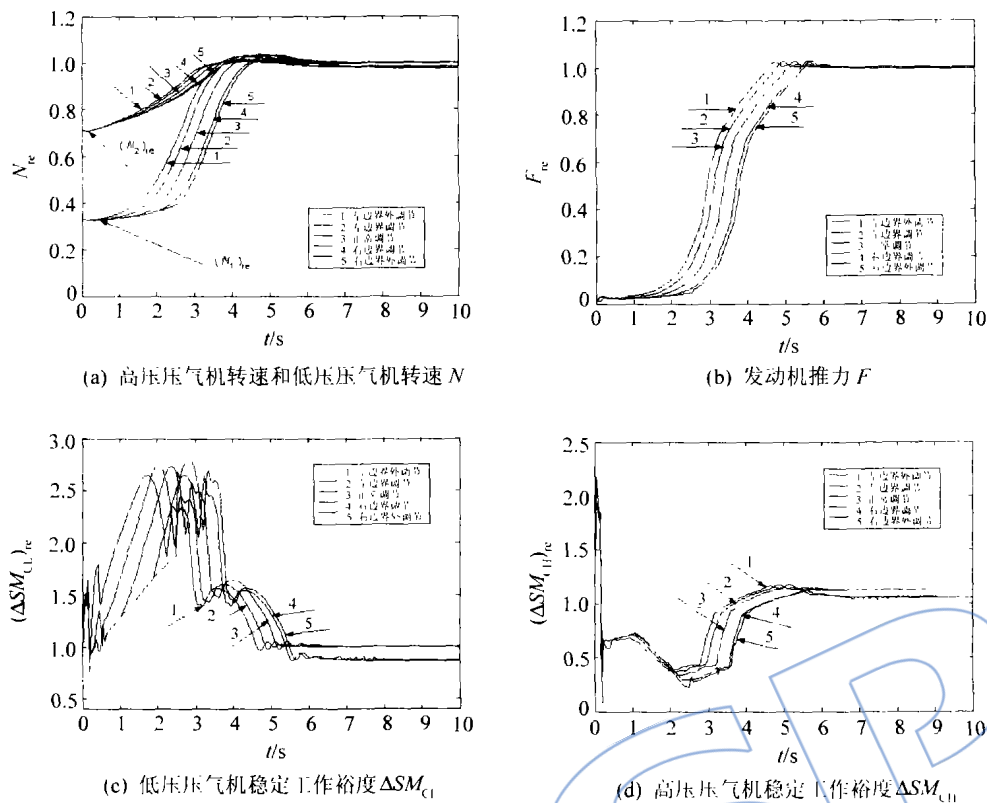


图 4 加速过程参数对比曲线 2
(α 通道按图 1(b) 调节、 α_c 通道按图 1(a) 理论线(曲线 3) 调节)

Fig. 4 The second parametric curve of engine acceleration
(The modulation of α is based on Fig. 1(b) and so does α_c on the curve 3 in Fig. 1(a))

杆从慢车推到最大状态时的加速过程进行了仿真, 并利用 MATLAB 语言对计算结果数据进行了分析处理, 并绘图。各参数均为为相对值, 下标 re 表示相对参数, 即其对应的调节规律下的参数值与按理论线调节达到最大状态时的参数值之比。其中, 图 2 分别为两个调节通道均按照理论线变化时低压压气机和高压压气机的特性和共同工作线; 图 3 为 α 通道按理论线变化, α_c 通道按图 1(a) 所示调节规律变化时的转速 N 曲线、推力 F 曲线、高压压气机稳定工作裕度 ΔSM_{CH} 曲线和低压压气机稳定工作裕度 ΔSM_{CL} 曲线; 图 4 为 α 通道按理论线变化, α_c 通道按图 1(b) 所示调节规律变化的转速曲线、推力曲线、 ΔSM_{CH} 曲线和 ΔSM_{CL} 曲线。

4 结 论

从上述计算结果可以看出:

(1) 在加速过程中 α_c 通道调节产生的影响大于 α 通道产生的影响。若 α_c 通道按理论线调节时, α 通道的超前调节相对其延迟调节, 则参数 F

和 ΔSM_{CH} 变大、 ΔSM_{CL} 减小, 且变化趋势同调节程度相一致; 若 α 通道按理论线调节时, α_c 通道的超前调节相对其延迟调节, 则参数 F 和 ΔSM_{CH} 变大, 且变化趋势同调节程度相一致, ΔSM_{CL} 变化较复杂。这是因为 α 通道调节对高压转子影响不大, 而 α_c 通道调节对低压转子有较大影响。若关大风扇静子叶片角度时, 通过风扇空气流量增大, 涵道比也相应增大, 此时高压压气机对风扇起一定节流作用, 高压压气机工作点变化不大。若关大高压压气机静子叶片角度, 通过高压压气机空气流量增大, 涡轮前燃气温度增加, 涵道比变小, 从而引起低压转子参数发生改变, 相当于对风扇起到抽吸作用, 故低压转子共同工作点更向下方偏离。调节趋势相反时参数变化趋势也相反。

(2) 达到稳定后, 各参数的变化关系如表 1 所示, 其中 t_{ac} 为加速时间, 它一般是指从猛推油门杆起到达加速终了状态推力变化值的 95% 时为止的时间^[4]。其所对应的数值为相对值, 即对应的 α 和 α_c 调节规律下的参数值与按理论线调节的参数值之比。

表 1 稳态过程各参数相对值

Table 1 The relative values of parameters in steady process

参 数 \ 调节曲线		左边界外(1)	左边界(2)	理论线(3)	右边界(4)	右边界外(5)
α_1 按图 1(a) α_2 按图 1(b) 中曲线 3	$(F)_{re}$	1	1	1	0.991 87	0.947 4
	$(N_1)_{re}$	1	1	1	1.005 4	1.005 4
	$(N_2)_{re}$	1	1	1	1.000 4	1.000 4
	$(\Delta SM_{CL})_{re}$	1	1	1	1.009 68	1.060 4
	$(\Delta SM_{CH})_{re}$	1	1	1	0.997 75	0.980 54
	$(t_{ac})_{re}$	0.997 5	0.994 5	1	1.06	1.013
α_1 按图 1(a) α_2 按图 1(b) 中曲线 3	$(F)_{re}$	1	1	1	1.028 9	1.028 9
	$(N_1)_{re}$	1	1	1	0.976 5	0.976 5
	$(N_2)_{re}$	1	1	1	0.985	0.985
	$(\Delta SM_{CL})_{re}$	1	1	1	1.157 4	1.157 4
	$(\Delta SM_{CH})_{re}$	1	1	1	0.877	0.877
	$(t_{ac})_{re}$	0.882 5	0.777 8	1	1.17	1.153 8

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] 谢寿生. 某型飞机某型加力 涡扇发动机[M]. 西安: 空军工程学院, 1998.

[3] 姜涛, 王进, 李应红. 某型发动机 动态特性仿真研究[J]. 空军工程大学学报, 2001, 2(6) : 15— 18.

[4] [俄] 古列维奇, 戈尔别格. 航空涡轮发动机的控制方法与燃气涡轮发动机动态特性的数学模拟[R]. 无锡: 中国航空动力控制系统研究所, 1998.

[5] 航空发动机设计手册》总编委会编. 航空发动机设计手册(第 5, 15 册)[Z]. 北京: 航空工业出版社, 2002.