

# 消喘调节系统工作时发动机工作过程数值仿真\*

李 伟<sup>1</sup>, 李 军<sup>2</sup>

(1 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072

2 空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

**摘 要:** 应用混合室、加力燃烧室、主燃烧室和外涵道容积效应和变几何通道、主燃烧室供油量等控制因素的发动机动态过程的仿真模型, 对某型变几何混排涡扇发动机消喘调节系统工作时发动机的工作过程进行了仿真, 并研究了消喘调节系统调节精度对发动机过渡工作过程的影响。仿真结果与实际试车数据比较吻合, 验证了模型的有效性。仿真结果表明: 主燃烧室切油相对各变几何通道调节更能有效地消除喘振; 各变几何通道有个调节最佳值, 且对高低压转子的影响程度不同。仿真模型与方法可为消喘调节系统的设计和功效评定提供理论基础。

**关键词:** 涡轮风扇发动机; 消喘系统<sup>+</sup>; 变几何通道<sup>+</sup>; 精度; 数值仿真

中图分类号: V235.131 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2006) 02-0162-04

## Numerical simulation of working process in turbofan engine on getting surge elimination system

LI Wei<sup>1</sup>, LI Jun<sup>2</sup>

(1 Coll. of Propulsion and Energy, Northwest Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China

2 Engineering Inst., Air Force Engineering Univ., Xi'an 710038, China)

**Abstract** To simulate the engine performance in the course of getting surge elimination system, a model for numerical simulation was presented. The model considers the volume effects of mixer, afterburner, combustor and outlet duct, fuel and the modulation of variable geometry channels. Based on this model, the working process in this transient regime was simulated and calculated according to getting surge elimination system, so did the influence produced by the modulation precision of it. The comparison between the simulation results and the experimental findings indicates the availability of model. The simulation shows that the fuel cutting in combustor can eliminate surge more effectively than the variable geometry channels. It also shows that every variable geometry channel has a optimal regulated value and has different influence on different rotor. The simulation model and method can lay an academic foundation on evaluating the efficiency of surge elimination system.

**Key words** Turbofan; Surge elimination system<sup>+</sup>; Variable geometry channels<sup>+</sup>; Precision; Numerical simulation

### 1 引 言

第三代战机性能的不不断提升对航空发动机的工作条件提出了更苛刻的要求, 当飞机在恶劣天气下飞行、发射导弹或编队飞行时吸入它机尾气等情况时, 由于进口气流总温畸变或总压畸变可能会引起发动机喘振, 故需要启动消喘调节系统, 短时增加发动机稳定工作裕度, 因此消喘调节系统广泛应用在第三代战机上, 其设计在发动机总体设计中引起了广泛的关

注<sup>[1-5]</sup>。但文献[1]主要考虑的是发射武器时引起的进口总温畸变对某型发动机消喘调节系统影响的试验研究, 文献[2~5]均针对的是压气机或压缩系统的消喘调节系统。国内外对整机消喘调节进行仿真模拟的资料很少, 而试验费用太高, 且发动机在实际工作过程中其变几何通道可能存在一定误差, 而实验不可能重现这些情况, 因此数值仿真在消喘调节系统的设计中有着重要作用, 本文对某型发动机接通消喘调节系统时的工作过程进行了仿真, 并取得了初步进展。

\* 收稿日期: 2005-07-25 修订日期: 2005-10-21。

作者简介: 李 伟 (1981—), 男, 博士, 研究领域为推进系统气动热力学。

### 2 仿真模型

结合某型发动机消喘调节规律,采用文献 [6~ 8] 中的发动机动态性能仿真模型,对消喘调节系统的工作过程进行了仿真。该模型是过渡工况下燃气涡轮发动机稳定裕度的计算模型,能够完整地反映燃气涡轮发动机在过渡过程和稳态过程中发生的物理现象。模型首先要求选择计算任务,输入相关数据,设定调节规律;根据输入的相应部件的总压恢复系数和相应参数计算  $p_{22}^*$ ,  $p_3^*$ ,  $p_5^*$  和  $p_{6B}^*$ , 结合主燃烧室、加力燃烧室和外涵道容积中的三组动态方程和由高、低压转子转动动力学方程,根据部件法求出发动机的工作过程参数和性能参数;在调节规律的基础上,由相关的工作过程参数确定下一时刻的各个控制量,最后输出相应参数。

### 3 消喘调节系统控制规律

在实际发动机上消喘调节系统装有压差传感器,以作判别喘振之用,若认为发生了喘振,通过下列控制动作消除喘振<sup>[9]</sup>:重调风扇进口导向叶片工作程序,使  $n_{1cor}$  坐标向减小方向移 2%;  $\alpha_2$  关小 10%; 喷管临界面积放大 10%; 短时切断主供油量; 指令进气道控制系统相应减小空气流量。若在加力状态下,指令最小加力电磁活门工作,发动机退到小加力状态并将  $\pi_7$  的给定值调大约 10%。

若调节存在误差,考虑调节值精度,即  $\alpha_2$  相对调节前所对应的数值分别关小 5% 和 15% 进行调节,  $A_8$  相对调节前所对应的数值分别放大 5% 和 15% 进行调节。考虑调节时刻精度,即  $\alpha_2$  或  $A_8$  相对消喘调节系统正常工作提前或延迟 1.5s 进行调节。

在仿真过程中主要考虑了变几何通道和燃烧室供油量所带来的影响。

### 4 算例

以某型混合排气加力涡扇发动机为例,在地面标

准大气下,按上述发动机控制规律和部件调节规律,对发动机在全加力状态正常工作时启动消喘调节系统的工作过程进行了仿真,并分别考虑了  $\alpha_2$  和  $A_8$  的调节精度对整个过渡过程的影响。并用实际试验曲线对仿真过程 ( $\alpha_2$  和  $A_8$  均按消喘调节系统正常工作调节)进行了验证,  $n_{H,d}$  和  $n_{L,d}$  分别为高低压转子设计转速,见图 1 所示。

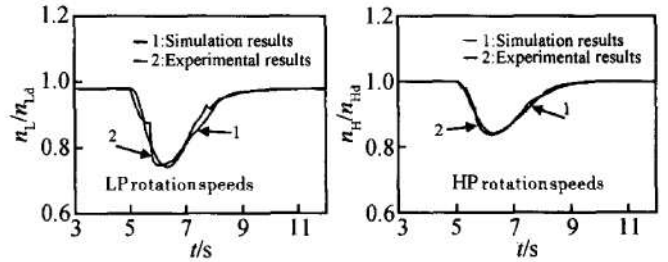


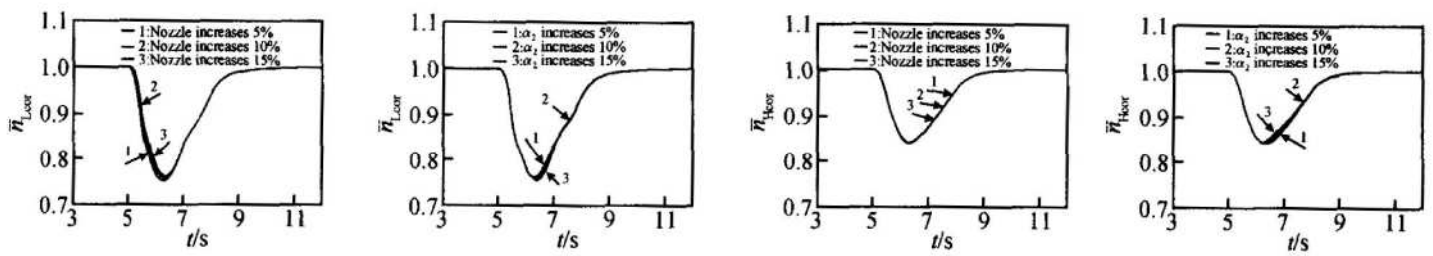
Fig 1 Comparison between experimental results and simulation results in LP and HP rotation speeds

图 2 为考虑  $\alpha_2$  和  $A_8$  调节值精度对整个过渡过程带来的影响,图 2(a), 2(c), 2(e) 和 2(g) 为  $A_8$  考虑其调节值精度,  $\alpha_2$  正常调节时的参数曲线;图 2(b), 2(d), 2(f) 和 2(h) 为  $\alpha_2$  考虑其调节值精度,  $A_8$  正常调节时的参数曲线。图 3 为考虑  $\alpha_2$  和  $A_8$  调节时刻精度对整个过渡过程带来的影响,其中,图 3(a), 3(c), 3(e) 和 3(g) 为  $A_8$  考虑其调节时刻精度,  $\alpha_2$  正常调节时的参数曲线;图 3(b), 3(d), 3(f) 和 3(h) 为  $\alpha_2$  考虑其调节值精度,  $A_8$  正常调节时的参数曲线。横坐标为时间,纵坐标为各参数的相对值,即各参数与标准条件地面试车时全加力状态下的各参数数值之比。

图 4 为单独调节三个控制因素 ( $\alpha_2$ ,  $A_8$  和切油) 中的一个而其它两个因素不变时的对比曲线,参数符号同上。

从上述计算结果可以看出:

(1) 单独增大  $A_8$  时,由于尾喷管处于临界或超临界状态,则混合室出口  $q(\lambda_6)$  增加,故混合室进口



(a) Trajectory of LP rotation speed (b) Trajectory of LP rotation speed (c) Trajectory of HP-rotation speed (d) Trajectory of HP rotation speed

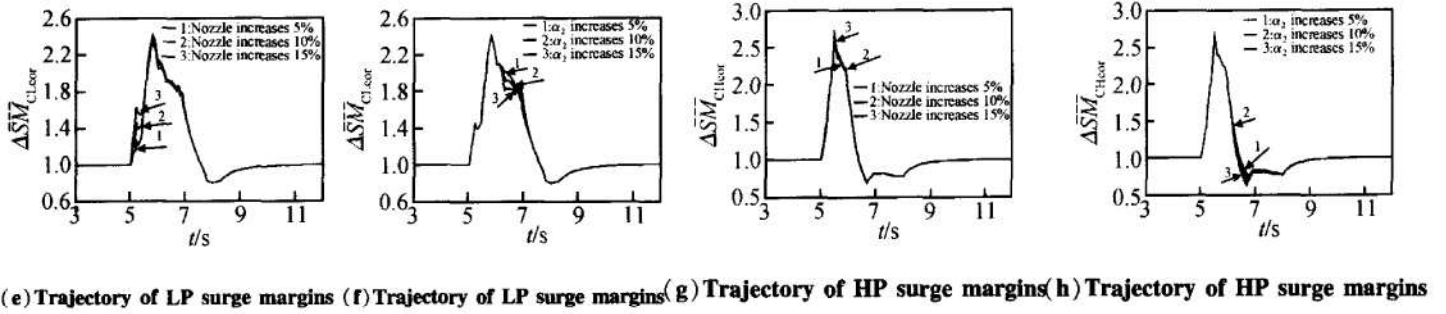


Fig. 2 First engine process parametric curve of getting surge elimination system

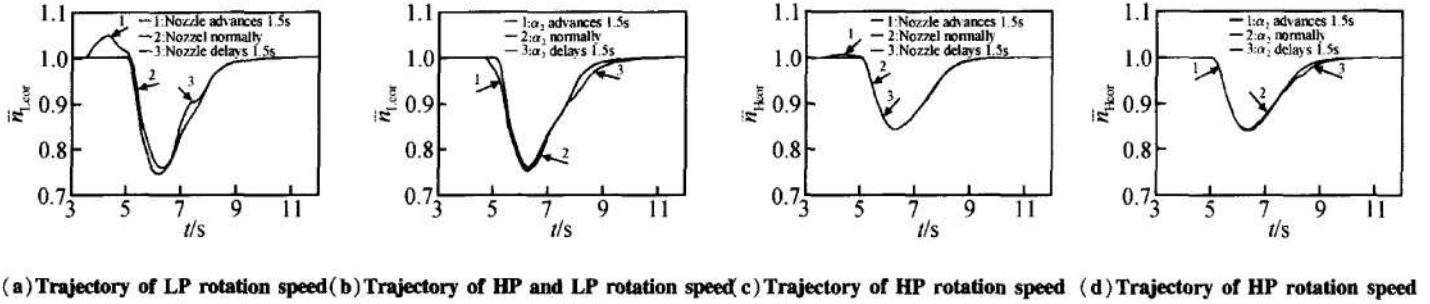


Fig. 3 Second engine process parametric curve of getting surge elimination system

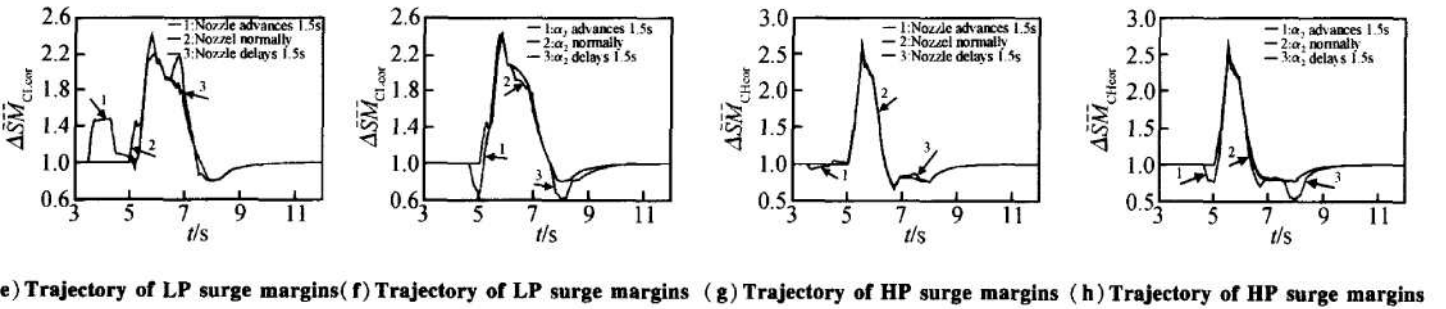
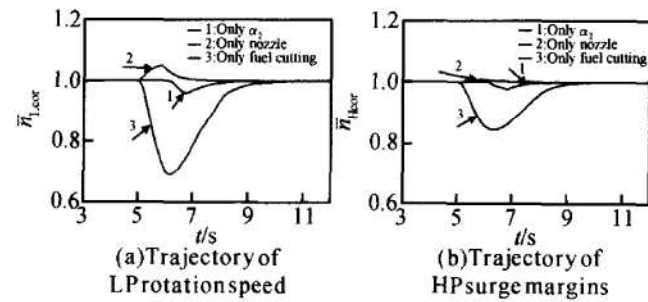


Fig. 4 Third engine process parametric curve of getting surge elimination system



的  $\lambda_{5\oplus}$  和  $\lambda_5$  增加。 $\lambda_{5\oplus}$  增加引起涵道比  $B$  值增大, 表示风扇流通能力增强, 低压转子共同工作线向远离喘振边界方向移动;  $\lambda_5$  增加会引起低压涡轮落压比  $\pi_{TL}$  增加, 使得工作点上移。由于该型发动机  $B$  值较小,  $\pi_{TL}$  影响占主要因素, 故低压涡轮功增大, 引起  $n_L$  增大, 若保持  $T_4^*$  不变, 高压涡轮导向器处于临界或超临界状态, 则高压涡轮功也增大,  $n_H$  增大。

(2) 单独关小  $\alpha_2$  时, 高压压气机动叶上空气扭

速减小, 消耗在高压压气机转动上的功降低,  $\pi_{CH}$  降低, 又通过高压压气机空气流量降低,  $T_4^*$  增大, 但高压涡轮流量  $W_{g41}$  也下降, 高压涡轮功率下降, 且下降幅度比高压压气机功率的幅度大,  $n_H$  下降, 此时对低压压气机有节流作用, 故  $n_L$  下降。

(3)  $A_8$  调节值精度影响如下: 若  $A_8$  增大的程度加大, 则推力在高转速时下降幅度增大, 低转速时下降幅度减小;  $f_c$  和  $\Delta SM_{CL}$  在高转速时增大幅度加大, 低转速时增大幅度减小;  $\Delta SM_{CL}$  的变化趋势和  $\Delta SM_{CH}$  相反;  $n_L$  增加;  $n_H$  变化很小。这是因为高转速下消喘调节时,  $G_T$  减小,  $A_8$  增大,  $\alpha_2$  关小,  $\pi_{TL}$  增大, 尾喷管和高低压涡轮导流叶片处于临界或超临界状态下, 喷管前燃气温度下降, 低压涡轮功增大, 故  $n_L$  增加。

(4)  $\alpha_2$  调节值精度影响如下: 若  $\alpha_2$  关小的程度加大, 则推力、 $n_L$ 、 $\Delta SM_{CL}$  和  $\Delta SM_{CH}$  减小,  $n_H$  和  $f_c$  增大。单独调节  $\alpha_2$  时,  $\alpha_2$  关得越小, 推力和  $\Delta SM_{CL}$  下降的程度越大,  $n_L$ 、 $n_H$ 、 $f_c$  和  $\Delta SM_{CL}$  增大的程度减小。

## 5 消喘调节系统工作效率的评定

在评估过程中有以下几种使用准则: 最低推力动量损失; 消除不稳定工作的时间最短; 原始状态恢复时间最短<sup>[1]</sup>。用推力动量损失作为评价消喘系统效率的准则。推力  $F$  冲量由下式定义

$$I(t) = \int_0^t F(t) dt$$

Table 1 Assess of efficiency in the course of surge elimination system

Modulation Parameter	Regulated value/%			regulated time/s		
	5	10	15	Advance 1.5	Normal	Delay 1.5
$A_8$ (Increase)	- 1.2402	- 1.2409	- 1.2430	- 1.2366	- 1.2409	- 1.2601
$\alpha_2$ (Decrease)	- 1.2359	- 1.2409	- 1.2455	- 1.2746	- 1.2409	- 1.2706

## 6 结 论

(1) 在采用的发动机消喘调节系统仿真模型中, 考虑了容积非定常效应和变几何通道等控制因素的影响, 可以比较准确地仿真出发动机接通消喘调节系统时的工作过程, 从而验证了该模型的有效性。

(2) 消喘调节系统工作时, 各参数变化很大, 其中主燃烧室切油比其它变几何通道对发动机参数影响大, 同时  $\Delta SM_{CH}$  和  $\Delta SM_{CL}$  均升高, 故切油是消除发动机不稳定工作的最有效措, 但推力下降比较明显, 产生飞机操纵的危险性。

(3)  $A_8$  的调节值精度对低压转子的影响比高压转子大, 并且比  $\alpha_2$  的调节值精度对低压转子的影响大;  $\alpha_2$  的调节值精度对高压转子的影响比  $A_8$  对高压转子的影响大。

(4) 消喘调节系统工作时,  $A_8$  的延迟调节相对于超前调节, 有利方面比较多。若  $A_8$  提前调节, 则  $\Delta SM_{CH}$  减小、 $\Delta SM_{CL}$  增大; 若  $A_8$  延迟调节, 由于主燃烧室切油对发动机参数变化占主要因素, 这时  $A_8$  延迟调节带来的影响比较小。考虑  $A_8$  调节时刻变化对  $\Delta SM_{CL}$  和  $\Delta SM_{CH}$  带来的影响时, 两者变化趋势刚好相反, 故结合其它调节通道以及切油时间,  $A_8$  的调节时刻有一个最佳值。

(5)  $\alpha_2$  的提前调节相对于延迟调节, 有利方面比较多。若  $\alpha_2$  超前调节, 发动机  $n_L$  转速开始下降,  $n_{H1}$  增加, 转差率增大; 如果  $\alpha_2$  延迟调节, 这时发动机  $n_L$  转速开始增加,  $n_{H1}$  减小, 转差率减小。考虑  $\alpha_2$  调解值精度的影响, 若  $\alpha_2$  偏小调节, 则  $\Delta SM_{CL}$  减小、 $\Delta SM_{CH}$  增大; 偏大调节时正好相反, 故  $\alpha_2$  的调小幅度

若与无扰动和正常调节时发动机推力冲量相比, 推力冲量由下式求出, 其中  $F_0$  表示此时的推力

$$Q(t) = \int_0^t \left( \frac{F(t)}{F_0} - 1 \right) dt$$

在对消喘调节系统工作过程进行仿真的基础上, 可以求出各个过程中系统的效率见表 1。

有一个最佳值。

### 参考文献:

- [1] Zhang Shaoji. Research on the heat disturbance parameters and the optimization for engine surge control systems [R]. AAA 2004-4076
- [2] Shahrokhi K A. Application of a modified dynamic compression system model to a low aspect ratio fan effect of inlet distortion [R]. AAA 95-0301
- [3] John R Gaston. Turbocompressor antisurge control: new solution for an old problem [R]. ASME 92-GT-428
- [4] Ffowcs Williams J E, Graham W R. An engine demonstration of active surge control [R]. ASME 90-GT-224
- [5] 吴 虎, 东秋生. 某发动机压缩系统喘振与消喘控制的模拟分析 [J]. 推进技术, 2002, 23(3). (WU HU DONG Qiu-sheng. Modeling surge and recovery of the axial compression system in a turbine engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(3).)
- [6] 刘大响, 叶培梁, 胡 骏, 等. 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2004
- [7] 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
- [8] 王新月, 苏三买, 廉小纯. 混合排气加力涡扇发动机过渡态的数值计算 [J]. 推进技术, 2002, 23(3). (WANG Xin-yue, SU San-mai, LIAN Xiao-chun. Numerical simulation of turbofan engine with mixer afterburning under transient conditions [J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(3).)
- [9] 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

(编辑: 郭振伶)