

文章编号: 1000-8055(2005) 04-0556-05

喷管面积调节精度对某型涡扇发动机 加力性能影响的数值仿真

李 伟¹, 李 军², 董顺义²

(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: 应用考虑混合室、加力燃烧室、主燃烧室和外涵道容积效应和变几何通道、主燃烧室供油量和加力燃烧室供油量等控制因素的发动机动态过程的仿真模型, 对某型变几何涡扇发动机接通加力动态过程进行了仿真计算, 并研究了喷管临界面积调节精度对发动机过渡过程的影响, 得到了与实验数据符合较好的结果。仿真模型与方法可为加力系统调节提供理论基础。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 涡轮风扇发动机; 加力; 调节精度; 数值仿真

中图分类号: V 235. 13

文献标识码: A

Numerical Simulation of the Influence of Nozzle Area Control Accuracy on Turbofan Afterburning Performance

LI Wei¹, LI Jun², DONG Shun-yi²

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Numerical simulation was used to simulate the turbofan engine performance under afterburning condition. The volume effect of the mixer, afterburner, main combustor and fan duct as well as the variation of the nozzle area was considered. Based on the developed simulation model, the influence of nozzle critical area change on engine performance under afterburning condition was calculated. The results are consistent with the experimental data. The simulation model can lay an academic foundation for evaluating the effect of nozzle area control.

Key words: aerospace propulsion system; turbofan engine; afterburning; modulation precision; numerical simulation

现代飞机的推重比达到 1.1~1.2 时, 其机动飞行时间与发动机的过渡状态时间相当, 过渡状态已成为发动机主要工作状态之一, 并对寿命、气动稳定裕度等有着决定性影响^[1]。所以必须在发动机制造的各个阶段对过渡态进行详细的研究。接通加力过程作为过渡态的一种, 在过渡态中有

着重要的地位^[2]。在发动机研制过程中不可能获得相应的实验数据, 而且进行模拟使用条件的相关科目实验费用太高, 另外研究接通加力过程可为部队的实际训练和保障提供理论基础。因此有必要对该过程展开研究。

1 仿真模型

加力接通工作时间短, 其中各参数变化较大, 为了提高计算精度和运算速度, 避免迭代求解非线性方程组, 由于具有足够数量的描述燃气空气空间过程及转子旋转动态性能的微分方程, 模型中没有采用发动机按部件法求解共同工作方程组时的迭代法, 只须用每一个时间步长对整个微分方程组进行一次数值计算就可进行求解。这些微分方程考虑了主燃烧室、加力燃烧室及外涵道容积的非定常性, 结合某点处的集总参数形式和其连续性方程, 按照燃气气流中的能量方程和流量方程导出^[3]。

(1) 燃烧室容积中的动态方程

能量方程:

$$\frac{dT_3}{dt} = \frac{R_3 T_3}{p_3 V_{kc}} \frac{1}{D_g} \cdot \left[G_f \left(H_u \eta_b + I_c - I_3 - \frac{I_3}{k_3} \right) + G_2 \left(I_2 - \frac{I_3}{k_3} \right) - G_3 I_3 \left(\frac{k_3 - 1}{k_3} \right) \right]$$

式中:

$$D_g = \frac{\partial(I/k)}{\partial T} \cong \frac{(I/k)_{T_3+1} - (I/k)_{T_3-1}}{2}$$

T 为总温; p 为总压; V_{kc} 为燃烧室容积; G_f 为燃油流量; G_2 为燃烧室进口空气流量; G_3 为燃烧室出口燃气流量; R 为气体常数; k 为气体热容比; H_u 为燃油低热值; η_b 为燃烧效率; I 为总焓; I_c 为燃油进入燃烧室时的焓值。

连续方程:

$$\frac{\partial p_3}{\partial t} = \frac{R_3 T_3}{V_{kc}} (G_2 + G_f - G_3) + \frac{p_3}{T_3} \frac{dT_3}{dt}$$

(2) 外涵道容积中的动态方程

能量方程:

$$\frac{dT_{4H}}{dt} = \frac{R_{4H} T_{4H}}{p_{4H} V_{hk} D_g} \cdot \left[G_{2H} \left(I_{2H} - \frac{I_{4H}}{k_{4H}} \right) - G_{4H} I_{4H} \left(\frac{k_{4H} - 1}{k_{4H}} \right) \right]$$

式中:

$$D_g = \frac{(I/k)_{T_{4H}+1} - (I/k)_{T_{4H}-1}}{2}$$

V_{hk} 为外涵道容积。

连续方程:

$$\frac{dp_{21H}}{dt} = \frac{R_{4H} T_{4H}}{V_{hk}} (G_{21H} - G_{4H}) + \frac{p_{21H}}{T_{4H}} \frac{dT_{4H}}{dt}$$

(3) 加力燃烧室容积中动态方程 能量方程:

$$\frac{dT_6}{dt} = \frac{R_6 T_6}{p_6 V_{fa} D_{16}} \cdot \left[G_T \left(H_u \eta_b + I_c - \frac{I_6}{k_6} \right) + G_5 \left(I_5 - \frac{I_6}{k_6} \right) - G_6 (k_6 - 1) \frac{I_3}{k_6} \right]$$

式中:

$$D_{16} = \frac{(I_6/k_6)_{T_6+1} - (I_6/k_6)_{T_6-1}}{2}$$

V_{fa} 为加力燃烧室容积; G_T 为加力燃烧室燃油流量。

连续方程:

$$\frac{dp_6}{dt} = \frac{R_6 T_6}{V_{fa}} (G_5 + G_T - G_6) + \frac{p_6}{T_6} \frac{dT_6}{dt}$$

2 考虑加力燃烧室总管燃油填充 的加力接通过程模拟

加力燃烧室总管燃油填充过程是确定加力式双涵道涡轮风扇发动机加力工作状态下过渡过程特点的最重要因素之一。某型变几何涡扇发动机加力燃烧室供油系统包括 5 个燃油总管: 起动总管 5 以及成对相连的总管 2, 3 及 1, 4^[2]。对总管填充系统作出近似的数学描述, 采用以下假设: 起动总管经过加力时间 t_{ab} 进行充油; 在加力燃烧室各总管已填充完毕的情况下, 保持燃油在各总管中的给定分配。

为了加速总管的充填过程, 除了用调节器计量的燃油外, 还向起动第 2 总管及第 1 总管供给未计量过的燃油。当发动机操纵杆位置处于 α_{ud} (加力燃烧室燃油流量控制通路中的信号) $> \alpha_{11}$ (填充起动总管的油门杆角度) 即开始对起动总管供油。当 $\alpha_{ud} > \alpha_{23}$ (填充第 1 总管的油门杆角度) 开始对第 2 总管充油, 该总管内燃油压力值达到某一定值时, 打开闭锁阀, 开始第 3 总管的充油。随着 α_{ud} 的增加, 第 1、第 4 总管即重复类似的充油循环^[3]。全加力状态的燃油流量可由调节计划确定, 即 $G_T = f(P_2, T_1)$ 。

通过起动总管及总管对 2, 3 及 1, 4, 按照信号 α_{ud} 确定燃油流量 G_{11} , G_{23} 和 G_{14} :

$$G_{11} = \begin{cases} 0 & \text{当 } \alpha_{ud} < \alpha_{11} \\ \gamma_{11}^* G_T & \text{当 } \alpha_{ud} > \alpha_{11} \end{cases}$$

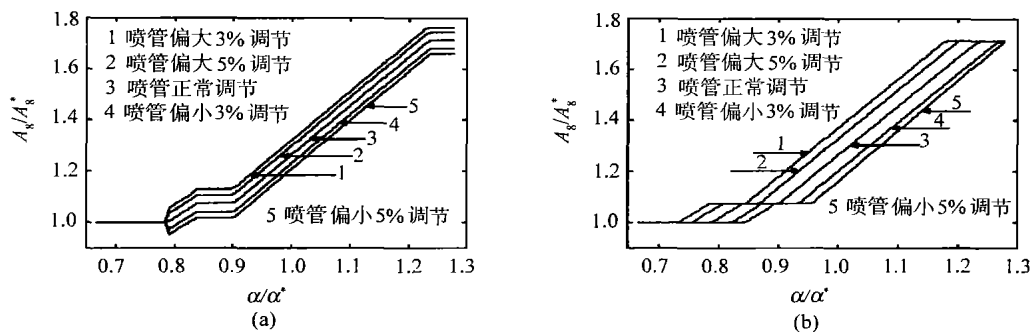


图 1 喷管临界面积 A_8 调节规律

Fig. 1 The modulation rules in A_8

$$G_{23} = \begin{cases} 0 & \text{当 } \alpha_{rud} < \alpha_{44} \\ Y_{23}^* G_T^* \frac{\alpha_{rud} - \alpha_{23}}{\alpha_{14} - \alpha_{23}} & \text{当 } \alpha_{rud} < \alpha_{14} \\ Y_{23}^* G_T & \text{当 } \alpha_{23} < \alpha_{rud} < \alpha_{44} \end{cases}$$

$$G_{14} = \begin{cases} 0 & \text{当 } \alpha_{23} < \alpha_{rud} < \alpha_{44} \\ Y_{14}^* G_T^* \frac{\alpha_{rud} - \alpha_{14}}{\alpha_{44} - \alpha_{14}} & \text{当 } \alpha_{rud} > \alpha_{14} \\ Y_{14}^* G_T & \text{当 } \alpha_{rud} > \alpha_{44} \end{cases}$$

加力燃烧室全部燃油总量 $G_T = G_{11} + G_{23} + G_{14}$, 随着加力燃烧室 5 个总管的依次充填, 燃油 G_T 的增加量呈阶梯形特点, 发动机推力 F 增加也有类似特点。

3 发动机控制规律和部件的调节

(1) 油门杆角度 α 的变化

从第 3 s 开始, 在 0.5 s 内油门杆从最大状态位置迅速移到全加力状态位置, 而后保持油门杆处于全加力状态位置不变, 计算发动机加力性能。

(2) 高、低压导流叶片角度和主燃烧室供油量分别对应最大状态时的各调节量。

(3) 在接通加力时, 保持涡轮落压比 π_r 不变。

(4) 喷管临界面积 A_8 的控制

喷管临界面积 A_8 是 T_1 和 α 的函数, 即 $A_8 = f_1(T_1, \alpha)$, 在 T_1 为定值时 A_8 由 α 决定, 考虑 A_8 调节值精度, 即 A_8 按理论线、相对理论线值变化 3%, 5% (指从快推油门开始) 进行调节, 如图 1 (a) 所示^[2]; 考虑 A_8 调节时刻精度, 即 α 按理论线、相对理论线值超前延迟 3°, 5° (指从快推油门开始) 进行调节, 图 1(b) 所示。图中坐标均为相对值, A_8^* 为最大状态下的喷管临界面积, α^* 为某一常数值。

4 算 例

以某混合排气加力涡扇发动机为例, 在进口为标准大气条件下, 按照上述发动机控制规律和部件调节规律调节、在 0.5 s 内猛推油门杆从最大状态到全加力状态时的接通加力过程进行了仿真, 并利用 MATLAB 语言对计算结果数据进行了分析处理, 并绘图。由于 n_H 变化量非常小, 试车曲线几乎为直线, n_L 变化幅度较大, 故用 n_L 试车曲线验证如图 2。

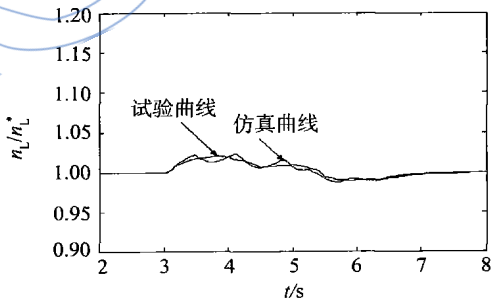


图 2 低压压气机转子试验曲线与仿真曲线的对比

Fig. 2 The comparison between experimental trajectory and emulational trajectory in LP rotation speeds

图 3 为喷管临界面积按图 1(a) 所示调节规律变化时的推力曲线、加力供油量曲线、转速曲线、 ΔSM_{CH} 曲线和 ΔSM_{CL} 曲线; 图 4 为喷管临界面积按图 1(b) 所示调节规律变化时的推力曲线、加力供油量曲线、转速曲线、 ΔSM_{CH} 曲线和 ΔSM_{CL} 曲线。 F^* , G_T^* , n_L^* , n_H^* , ΔSM_{CL} 和 ΔSM_{CH} 是最大状态下的各参数值, 图中各坐标均表示相对值, 表示加力接通过程中的各参数值与其最大状态下的参数值之比。

从以上计算结果可以看出:

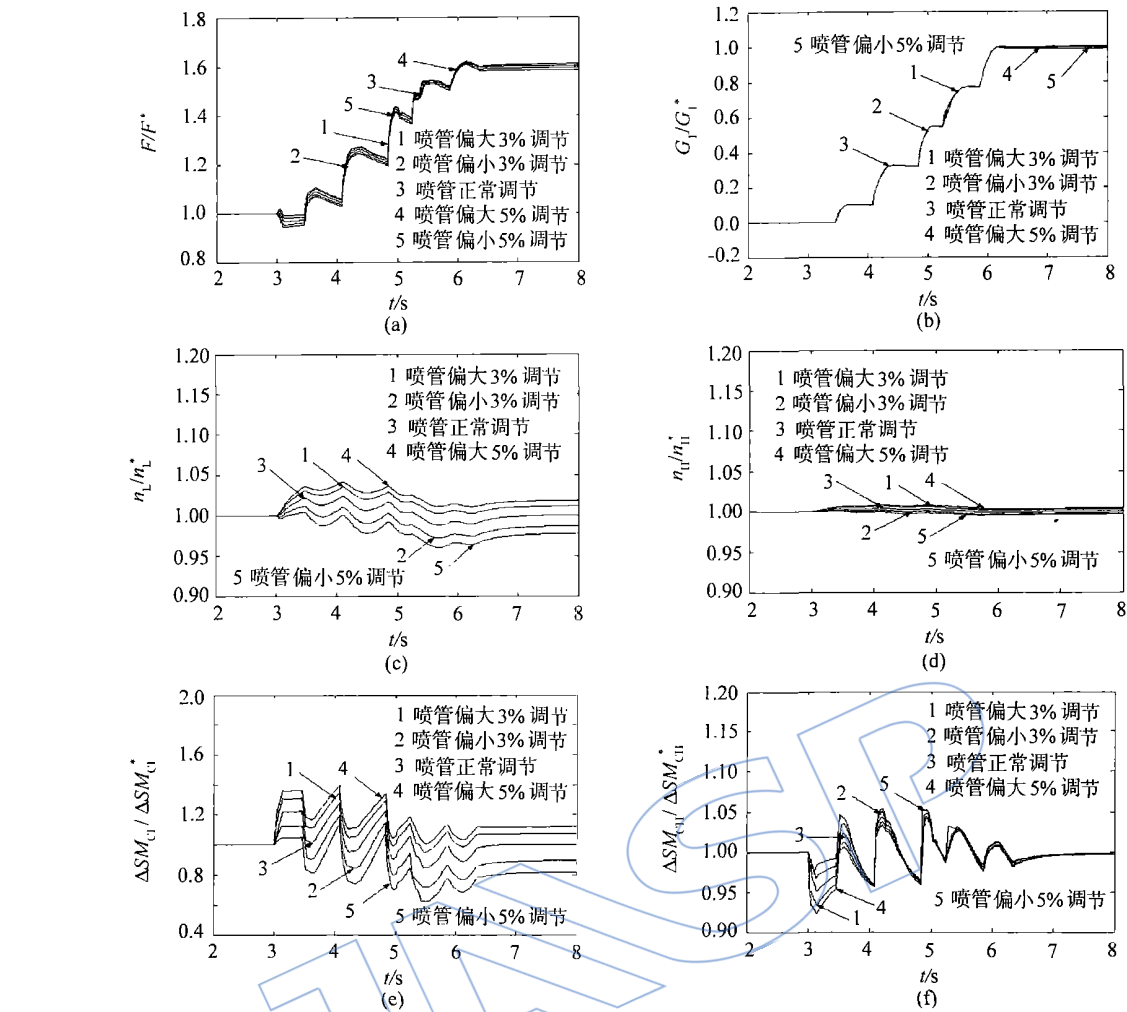


图3 加力接通过程参数对比曲线1 (喷管临界面积按图1(a)调节)

Fig.3 The first parametric curve of getting afterburner (The modulation of A_8 is based on Fig. 1(a))

表 1 稳态过程各参数相对值

Table 1 The relative values of parameters in steady process

参 数	偏小 3%	偏小 5%	理论线	偏大 3%	偏大 5%
$(F)_{re}$	1.003 4	1.005 0	1.0	0.994 0	0.989 8
$(n_L)_{re}$	0.986 9	0.977 4	1.0	1.011 9	1.018 5
$(n_H)_{re}$	0.997 9	0.996 6	1.0	1.002 5	1.004 0
$(\Delta S M_{CL})_{re}$	0.895 6	0.817 6	1.0	1.072 6	1.117 8
$(\Delta S M_{CH})_{re}$	1.001 4	1.003 6	1.0	0.999 5	0.997 9
$(G_T)_{re}$	1.002 0	1.004 0	1.0	0.998 0	0.996 0

(1) 随着加力燃烧室 5 个总管的依次充填, 加力燃油 G_T 和发动机推力 F 的增加量呈阶梯形特点, 加力燃油 G_T 变化的阶梯形特点引起被调参数 $\Delta S M_{CH}$, $\Delta S M_{CL}$, n_L 和 n_H 的振荡。

(2) 由于加力燃油点燃有滞后, 因此在接通加力的初始阶段, 加力未点燃, 随着喷口的放大, 涡轮落压比增大, 发动机转速总是急增; 加力燃油

点燃时加力燃烧室温度、压力急增, 这时发动机转速急降, 为了避免压力急增, 必须要放大喷口。

(3) 若喷管偏大调节, 这时抵消加力燃烧室温度、压力急增的能力加强, 故发动机转速急增程度减弱, 急降程度加强, 偏小调节时正好相反。达到稳定后, 喷管临界面积值的调节精度对各参数的影响如表 1 所示, 下标 re 表示相对值, 即对应

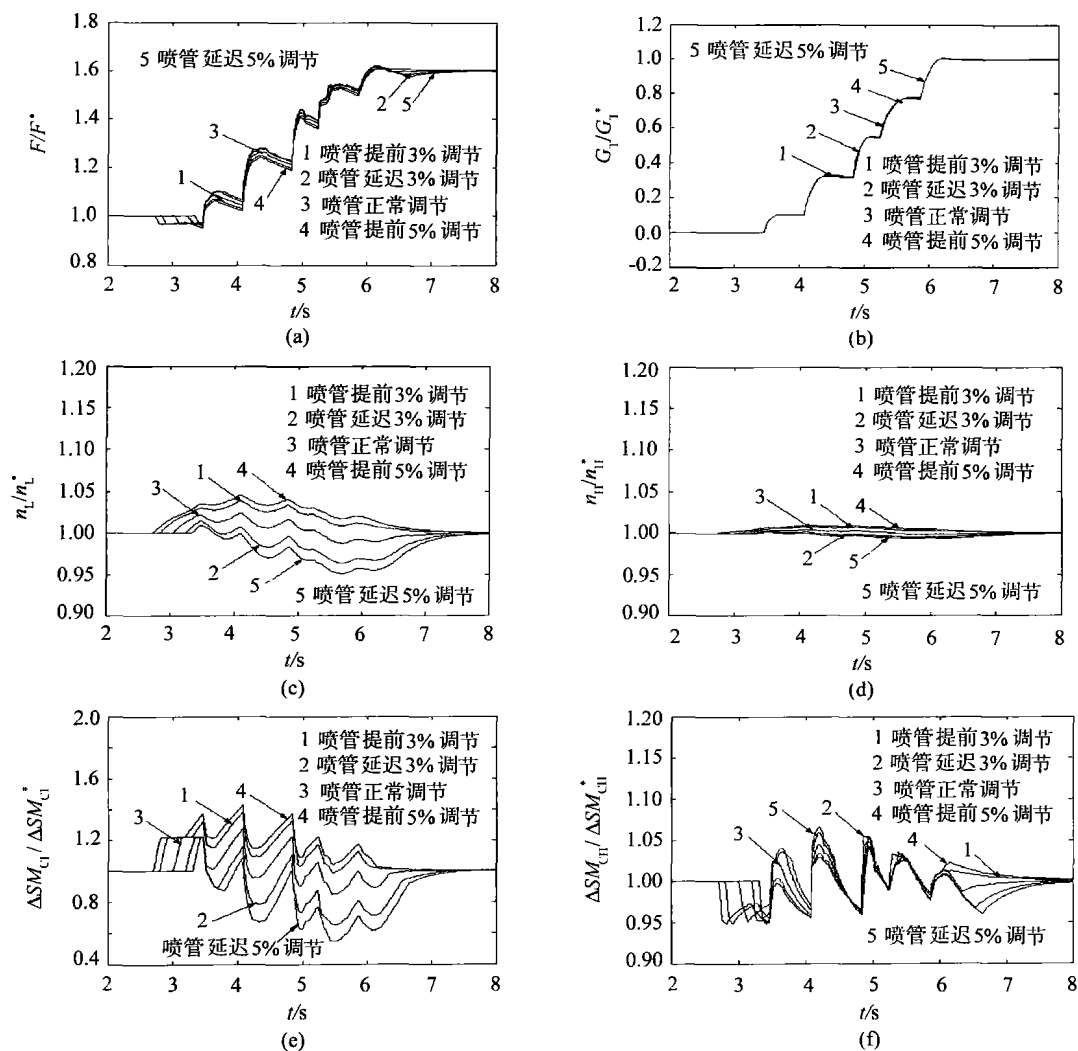


图 4 加力接通过程参数对比曲线 2(喷管临界面积按图 1(b) 调节)

Fig. 4 The second parametric curve of getting afterburner (The modulation of is based on Fig. 1(b))

的调节规律下的参数值与按理论线调节的参数值之比。

5 结 论

(1) 喷管面积调节的精度对 ΔSM_{CL} 和 n_L 的影响较大,而对 ΔSM_{CH} 和 n_H 的影响较小。因此可以进一步推断: 现代高推重比涡扇发动机之所以采用控制 n_L 和 π_{CL} 控制, 一个突出的优点在于尽可能地保持低压压气机变化平稳, 从而使发动机可以比较平稳地过渡状态。

(2) 在接通加力过程中, 喷管的延迟调节相对于超前调节, 有利方面比较多。如果喷管延迟调节, 即加力燃油点燃时刻较早, 这时发动机转速急增量小; 若喷管超前调节, 则加力燃油点燃时刻较晚, 发动机转速急增量, 由于高压压气机的节流

作用, 极易引起低压压气机喘振, 还可能使加力条件恶化而接不通加力。

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] [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.

[4] 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): 189~192.

WANG Xinyue, SU Sanmai, LIAN Xiaochun. Numerical Simulation of Turbofan Engine with Mixer Afterburning under Transient Conditions [J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(3): 189~192.