

文章编号: 1000-8055(2010)07-1676-07

基于攻角预测模型的航空发动机高稳定性控制

陈霆昊, 张海波, 孙健国

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 研究了发动机稳定性控制问题. 作战飞机在超机动飞行时, 发动机进口流场畸变严重, 采用常规控制并不能保证其稳定工作. 针对上述问题, 提出了基于攻角预测的发动机超机动飞行高稳定性控制器: 首先建立了进气道攻角预测模型, 以实时估计发动机进口流场畸变, 并在此基础上用增广线性二次型调节器 (augmented linear quadratic regulator, 简称 ALQR) 方法设计了高稳定性控制器, 最后在发动机/三自由度飞机综合模型平台上模拟大攻角飞行任务进行了数字仿真验证. 数字仿真结果验证了提出的控制思想的合理性和可行性.

关 键 词: 航空发动机; 超机动飞行; 攻角预测模型; 高稳定性控制; 增广线性二次型调节器 (ALQR)

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

Aero-engine high stability control scheme design based on angle of attack predictive model

CHEN Ting-hao, ZHANG Hai-bo, SUN Jian-guo

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A study of engine stability control for super-maneuvering flight was carried out. High level of engine-face distortion often occurs during super-maneuvering flight of the combat aircraft. In this case, engine stall will be caused if conventional controller is still used. For this issue, an advanced predictive control system, in which an angle of attack (AOA) predictive model was used, for aero-engine was designed. Firstly, an angle of attack predictive model was established to estimate the engine-face distortion in real time. Then, a high stability predictive controller was designed using augmented linear quadratic regulator (ALQR) method based on the former estimator. Finally, digital simulation was carried out on the engine/three-degree-of-freedom aircraft nonlinear integrated model. The results show that the stability control concept proposed in this paper is effective and feasible.

Key words: aero-engine; super-maneuvering flight; angle of attack predictive model; high stability control; augmented linear quadratic regulator (ALQR)

随着新一代战机机动性和敏捷性的提高, 发动机进口截面将遇到越来越严重的流场畸变, 如何保证发动机在大机动、过失速飞行状况下能够稳定工作已经成为发动机控制器设计中一个必须考虑的问题. 英国罗·罗 (Rolls-Royce) 公司等试

验^[1]表明进气畸变不但降低发动机性能, 而且降低发动机增压级的稳定边界, 导致其稳定裕度减少. 美国曾于上世纪 90 年代提出了一种高稳定性发动机控制 (high stability engine control, 简称 HISTEC) 方案^[2-4], 其基本思路是发动机在高畸

收稿日期: 2009-06-20; 修订日期: 2009-11-18

基金项目: 国家自然科学基金 (50576033)

作者简介: 陈霆昊 (1985—), 男, 河南淮阳人, 硕士生, 主要研究方向: 航空发动机自适应建模、控制、故障诊断.

变入口条件下,控制逻辑将下调风扇和压气机压比,来保证风扇或压气机具有足够的稳定裕度,该计划在 F-15 ACTIVE 飞机上成功进行了飞行验证.然而,其公开发表的文献仅仅给出该控制的大概原理和飞行验证结果,隐蔽了相关的技术细节.国内这方面研究较少,近年来仅有北京航空航天大学王立峰等^[5]提出的高稳定性控制方案:在飞机超机动飞行时,利用飞行机动信息(攻角、侧滑角和飞行马赫数),来评估当前的进气畸变量,然后进一步确定压比损失,从而得到风扇压比指令,最后对发动机进行控制.但该方案未考虑到在实际的飞/推综合系统中进气畸变的滞后效应:主要是由发动机控制动态响应、软件算法、信号传输时滞等引起的滞后.本文中,既考虑到在大机动、过失速飞行状态下进气道出口截面流场畸变严重对发动机稳定性的影响,同时又兼顾了发动机控制动态响应、软件算法、信号传输时滞等滞后效应,提出一种基于攻角预测的高稳定性控制方法,以解决在超机动飞行时发动机气动稳定性控制问题.

1 基于攻角预测的发动机高稳定性控制原理

发动机的高稳定性控制是通过实时控制发动机输入(如:主燃油流量 W_f , 可调尾喷口面积 A_8)来改变发动机增压级的稳定裕度.其主要思路如下(如图 1 所示).

Step 1: 由飞行攻角预测系统实时预测飞行攻角.

Step 2: 由攻角预测值计算得到对应的发动机增压级喘振裕度损失的超前预测值.

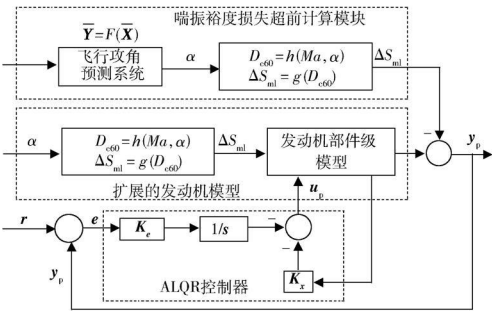


图 1 发动机高稳定性控制系统结构图

Fig. 1 Engine high stability control schematic diagram

Step 3: 用喘振裕度损失超前预测值修正发动机的喘振裕度输出.

Step 4: 最后由增广线性二次型调节器(augmented linear quadratic regulator, 简称 ALQR)控制来得到发动机输入量(如主燃油流量, 喷口面积), 使发动机与飞机机动协调一致, 在整个机动过程中始终处于气动稳定工作状态.

1.1 喘振裕度损失超前计算模块

该部分有飞行攻角 α 预测模型和攻角 α 和喘振裕度损失 ΔS_{m1} 的关系模型两部分组成, 用于大迎角飞行时超前修正发动机压缩部件的喘振边界.

1.1.1 攻角 α 预测模型

机动信息的预测问题就是要解决如何从现在及过去的飞机状态来得到若干时间段后的飞行状态信息.神经网络本质上是一个从输入到输出的非线性映射, 并且理论上已经证明神经网络具有逼近任意非线性函数的能力, 因此本文利用神经网络作为预测工具, 参考 NASA (美国航空航天局)的攻角预测经验^[2-3], 采用离线算好的 3 层 BP (back propagation)网络建立发动机的油门杆角度 P_h 飞机的升降舵偏角 θ 和飞机的攻角 α 的动态模型, 其网络结构如图 2 所示. 即在 k 时刻根据当前时刻的 P_h , θ 及历史信息计算当前时刻的 α 值. 其神经元模型表达形式如式(1). 向量 X 由当前时刻的 P_h 值、 N_1 时刻的 P_{la} 值, 当前时刻的 θ 值、前 N_2 时刻的 θ 值及前 N_3 时刻的 α 值等量组成. Y 表示当前时刻的 α 值.

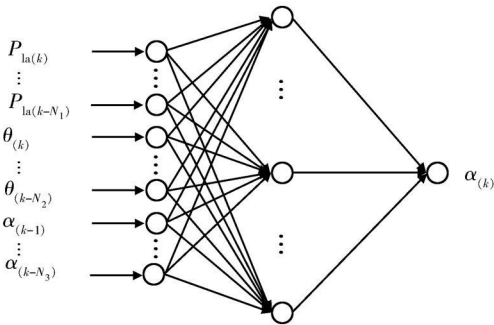


图 2 神经网络结构图

Fig. 2 Neural network structure diagram

$$Y = f(X) \tag{1}$$

式中

$$\begin{cases} X = [P_{la}(k), P_{la}(k-1), \cdots, P_{la}(k-N_1), \theta(k), \theta(k-1), \cdots, \theta(k-N_2), \alpha(k-1), \alpha(k-2), \cdots, \alpha(k-N_3)] \\ Y = [\alpha(k)] \end{cases}$$

为了保证动态神经网络模型在飞行包线内的准确性,本文在高度为 3~6 km,马赫数为 0.3~0.6 的飞行包线内选取若干常用飞行验证点,然后在每个点上对升降舵和油门杆做充分激励,并取其动态响应数据作为神经网络训练之用.经测试,训练后的网络具有很高的精度及很好的泛化能力,完全满足基于模型设计控制器的要求.

$$\begin{cases} \alpha_{(k)} = f_{(k)}\left[P_{1a(k)}, P_{1a(k-1)}, \cdots, P_{1a(k-N_1)}, \theta_{(k)}, \theta_{(k-1)}, \cdots, \theta_{(k-N_2)}, \alpha_{(k-1)}, \alpha_{(k-2)}, \cdots, \alpha_{(k-N_3)}\right] \\ \alpha_{(k+1)} = f_{(k+1)}\left[P_{1a(k+1)}, P_{1a(k)}, \cdots, P_{1a(k+1-N_1)}, \theta_{(k+1)}, \theta_{(k)}, \cdots, \theta_{(k+1-N_2)}, \alpha_{(k)}, \alpha_{(k-1)}, \cdots, \alpha_{(k+1-N_3)}\right] \\ \vdots \\ \alpha_{(k+N)} = f_{(k+N)}\left[P_{1a(k+N)}, P_{1a(k+N-1)}, \cdots, P_{1a(k+N-N_1)}, \theta_{(k+N)}, \theta_{(k+N-1)}, \cdots, \theta_{(k+N-N_2)}, \alpha_{(k+N-1)}, \alpha_{(k+N-2)}, \cdots, \alpha_{(k+N-N_3)}\right] \end{cases}$$

令

$$\begin{cases} \bar{X} = \left[P_{1a(k+1)}, \cdots, P_{1a(k+N)}, \theta_{(k+1)}, \cdots, \theta_{(k+N)}, \alpha_{(k)}, \cdots, \alpha_{(k+N)}\right] \\ \bar{Y} = \left[\alpha_{(k)}, \alpha_{(k+1)}, \cdots, \alpha_{(k+N)}\right] \end{cases}$$

则

$$\bar{Y} = F(\bar{X}) \tag{2}$$

1.1.2 飞行攻角和喘振裕度损失 ΔS_{ml} 的关系模型

1) 利用 1.1.1 节预测的机动信息计算发动机进口截面的流场畸变.本文以罗·罗公司的 D_{c60} 为畸变指标衡量参数,即 $D_{c60} = h(Ma, \alpha)^{[6-7]}$.

2) 把流场畸变转化为风扇喘振压比损失.大攻角飞行的中低空、低速飞行特点,使风扇与低压涡轮的共同工作点在高换算转速区,等换算转速条件下换算流量近似不变,故可认为等换算转速条件下换算流量近似不变,故可认为等换算转速稳定压比损失与等换算流量稳定压比损失一致.风扇在流量畸变下的喘振压比损失 ΔP_{rs} 可利用公式(3)^[8]得到

$$\Delta P_{rs} = K_c \cdot D_{c60} + \text{const} \tag{3}$$

其中 K_c 为发动机对周向畸变的敏感系数,常数 const 可认为是径向畸变和平面波的影响因素.

3) 把风扇喘振压比损失转化为喘振裕度损失.在计算喘振裕度时,考虑是等换算流量的,如图 3 所示,这样有畸变时的风扇喘振裕度损失可表示为

$$\Delta S_{ml} = \frac{P_{r1}}{P_{r0}} \times \Delta P_{rs}$$

其中 P_{r0} 为发动机工作点的风扇压比, P_{r1} 为发动机前方来流为准均匀流时,发动机工作点等换算流量的喘振边界压比值, P_{r0s} 为发动机进口截面有畸变时,发动机工作点等换算流量的喘振边界压比值.

根据发动机的神经网络动态模型,可有当前 k 时刻的油门杆角度 $P_{1a(k)}$ 及后 N 步的油门杆角度序列 $\{P_{1a(k+1)}, P_{1a(k+2)}, \cdots, P_{1a(k+N)}\}$ 和当前 k 时刻的升降舵偏角 θ 及后 N 步的升降舵偏角序列 $\{\theta_{(k+1)}, \theta_{(k+2)}, \cdots, \theta_{(k+N)}\}$ 构建当前时刻后 N 步的 $\{\alpha_{(k+1)}, \alpha_{(k+2)}, \cdots, \alpha_{(k+N)}\}$ 神经网络预测 (NNP) 模型.由式(1)经如下推导可得 NNP 预测模型为

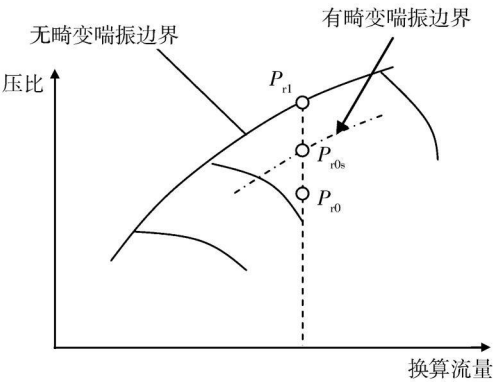


图 3 有、无畸变下的风扇(压气机)特性
Fig. 3 Fan (compressor) characteristic with/without distortion

1.1.3 风扇喘振裕度的修正

考虑到发动机之间的差异、外部未知因素的影响及控制容差等原因,假设在无流场畸变的情况下, $S_{mb} = 15\%$ (S_{mb} 为修正前的喘振裕度) 就能保证风扇的安全工作.当通过前面的计算得知 N 步以后(考虑到发动机的动态响应时间等因素,不妨设为 0.5 s 后)的喘振裕度损失,就可以给出喘振裕度损失 ΔS_{ml} 的约束边界为 $S_{mc} = S_{mb} + \Delta S_{ml}$ (S_{mc} 为经过修正后针对无流场畸变喘振边界线的喘振裕度).传统认为修正前的喘振裕度 S_{mb} 为不可测量,是运用公式(4)^[9]计算得出

$$S_{mb} = \frac{\frac{P_{r1}}{W_{cor1}} - \frac{P_{r0}}{W_{cor0}}}{\frac{P_{r0}}{W_{cor0}}} \tag{4}$$

而公式(4)中的空气流量 W_{cor} 为不可测量, 本文采用等换算空气质量流量线上的参数, 于是公式(4)就简化为

$$S_{mb} = \left(\frac{P_{r1} - P_{r0}}{P_{r0}} \right) W_{cor = const} \quad (5)$$

式(3)中的 P_{r0} 为可测量, P_{r1} 为已知, 因此可认为 S_{mb} 为可测量, 而式(4), (5)两种定义方式并无实质差别.

1.2 扩展的发动机模型

由于数据来源和技术发展的限制, 现有的发动机模型大多只能反映发动机在常规飞行条件下的工作, 不能够模拟在大机动飞行/大攻角状态时对发动机特性的影响, 因此需要建立包含飞行攻角变化对喘振边界影响的扩展的发动机模型. 攻角数据来源于 NASA Dryden 飞行研究中心 F/A-18A 飞机的飞行试验数据, 原始攻角数据覆盖范围从 $-20^{\circ} \sim 70^{\circ[10]}$. 建立攻角 α 和喘振裕度损失 ΔS_{ml} 的关系模型, 根据实时攻角计算出低压喘振裕度损失 ΔS_{ml} , 然后用喘振裕度损失 ΔS_{ml} 修正发动机部件级模型的低压喘振裕度 S_{ml} .

2 控制规律设计

本文提出的高稳定性控制器基于 ALQR 控制方法^[11], 选取主燃油流量 W_f 和喷口面积 A_8 控制高压转速 N_h 和风扇喘振裕度 S_{ml} 的双变量控制. 控制示意图如图 2 所示. 其中 r 为参考指令, 包括高压转速 N_h 和风扇喘振裕度 S_{ml} , u_p 为控制量, 包括主燃油流量 W_f 和喷口面积 A_8 . 选取状态变量 $x = [N_h \quad N_h]^T$ 此时可得状态空间模型为

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx + Du \end{cases} \quad (6)$$

运用文献[11]中的 ALQR 方法可得系统(6)的控制器为

$$u = -K_x x - \frac{K_e e}{s}$$

画出控制系统设计方框图, 如图 4 所示.

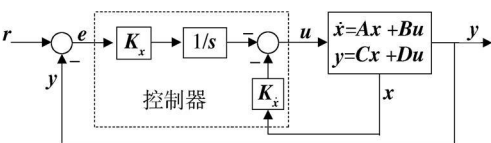


图 4 ALQR 控制系统设计方框图

Fig. 4 ALQR control system block diagram

另外, 在控制器设计过程中, Q R 阵的选取非常关键, 控制器的好坏往往就取决于 Q R 阵的选

取. 本文在发动机工作点 (x_0, u_0, y_0) 利用文献[12]中的方法, 对 Q R 阵进行了优化选取. 最后选取

$$Q = \text{diag}(0.5582, 0.0489, 8.9683, 0.0451)$$

$$R = \text{diag}(0.1, 0.1)$$

发动机对象的状态变量模型(SVM)各系数矩阵为

$$A = \begin{bmatrix} -2.3048 & 1.4371 \\ 0.5508 & -4.1553 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 1.1815 & 1.4811 \\ 0.5623 & 0.0010 \end{bmatrix}$$

$$C = \begin{bmatrix} 0 & 1.0000 \\ 14.4314 & -23.1815 \end{bmatrix}$$

$$D = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ -0.6110 & 3.1164 \end{bmatrix}$$

根据上述方法设计出的 ALQR 控制器的系数矩阵为

$$K_x = \begin{bmatrix} -0.8891 & -2.3153 \\ -2.0947 & 1.7030 \end{bmatrix}$$

$$K_e = \begin{bmatrix} 9.4223 & -0.067 \\ 0.9606 & 0.6680 \end{bmatrix}$$

3 数字仿真结果及分析

3.1 数字仿真平台

本文中飞机模型为某型飞机纵向平面内的非线性动力学仿真模型, 采用推力矢量或平尾升降舵进行俯仰控制, 能实现飞机在飞行包线内巡航、爬升和平飞加速的动力学仿真. 该飞机由两台某型涡扇发动机提供推力. 发动机采用部件级建模方法建立非线性气动热力学仿真模型. 为验证该稳定性控制方法的合理性, 将该飞机模型与 1.2 节中的扩展发动机模型相综合建立了能够仿真飞机大攻角机动的发动机/三自由度飞机综合模型, 结构如图 5 所示.

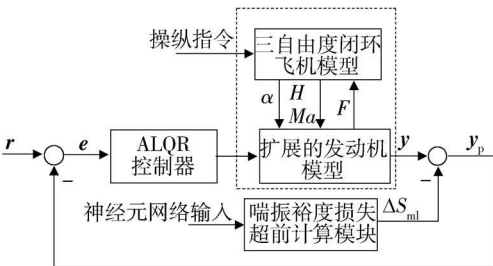


图 5 发动机/三自由度飞机综合模型结构框图

Fig. 5 Engine/three-degree-of-freedom aircraft nonlinear integrated model

3.2 数字仿真验证

为了验证本文提出的高稳定控制系统得的有效性,进行了如下的发动机高稳定性控制的数字

仿真,并与发动机常规控制^[12]进行了比较.

图 6 和图 7 分别给出在 $H=3\text{ km}$, $Ma=0.4$ 和 $H=6\text{ km}$, $Ma=0.6$ 条件下,飞机平飞后进入

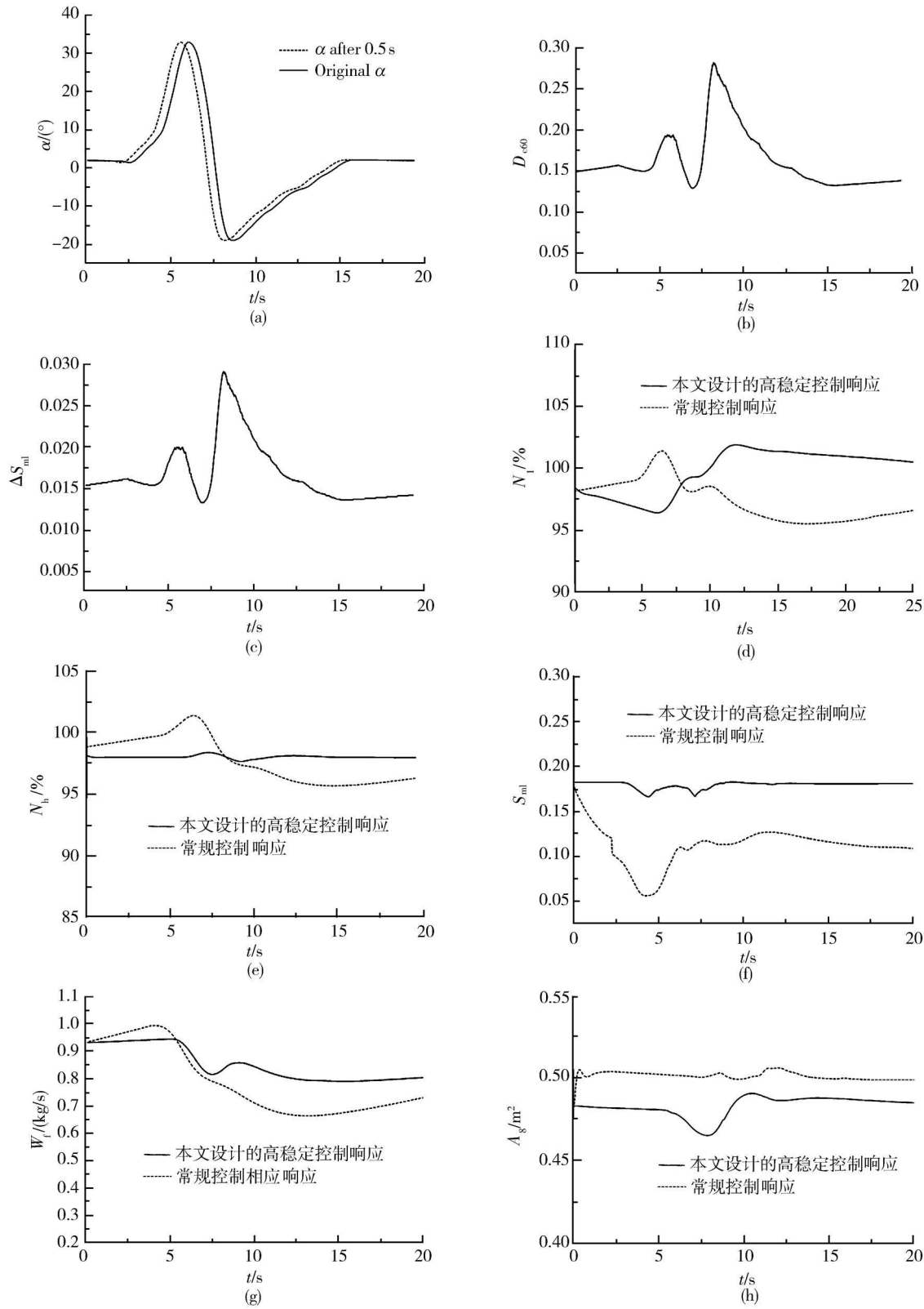


图 6 $H=3\text{ km}$, $Ma=0.4$ 时的仿真结果

Fig. 6 Digital simulation results at $H=3\text{ km}$, $Ma=0.4$

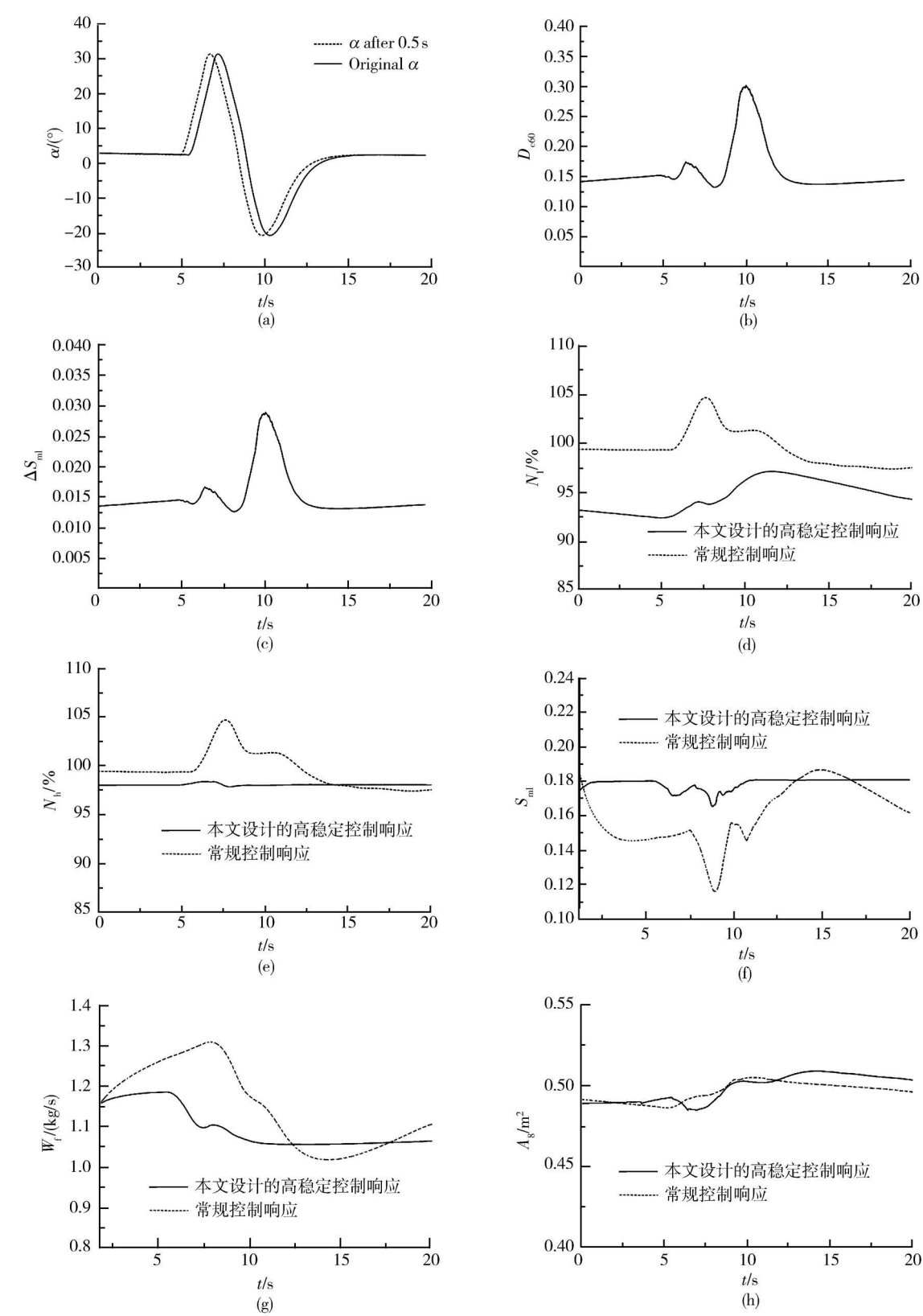


图 7 $H=6\text{ km}$, $Ma=0.6$ 时的仿真结果

Fig. 7 Digital simulation results at $H=6\text{ km}$, $Ma=0.6$

大迎角超机动飞行仿真结果. 其中图 (a) 为攻角 α 的预测曲线, 实线表示传递给发动机的实际攻角, 虚线表示用攻角 α 预测模型得到 0.5 s 后的攻角预测值, 两者比较可以明显看出, 该预测模型能够

很好的预测出攻角 α 的信息, 满足下一步输出修正要求. 图(b), (c) 则分别是在图(a)进气攻角条件下的进气畸变 D_{e60} 变化, 和喘振裕度损失 ΔS_{ml} 变化, 从图中可以得出由攻角 α 引起的进气畸变量 D_{e60} 决定了发动机风扇的喘振裕度损失大小 ΔS_{ml} , 当机动作完成后, 进气畸变量回到原来的水平. 图(d) ~ (h) 中, 实线表示本文设计的高稳定控制响应, 虚线表示常规控制响应. 图(d) 和图(e) 分别为发动机的状态量低压换算转速 N_l 和高压换算转速 N_h 变化, 图(f) 是风扇喘振裕度 S_{ml} 的变化情况, 对比图(f) 中的虚实线可以明显的看出, 与常规控制相比, 通过本文提出的稳定性控制, 发动机能够适时调整工作点, 使得在整个机动过程中, 发动机工作点与喘振边界保持期望距离, 同时适当的高压转速保证了过程中没有过大的推力损失. 图(g), (h) 分别为发动机控制量: 主燃油流量 W_f 和可调尾喷口面积 A_8 的变化情况. 综合上述的仿真结果, 可以得出: 高稳定性控制相比常规控制而言, 能够实现工作点的适时下调, 且具有更好的动稳态性能.

4 结 论

针对战斗机大迎角超机动飞行条件下, 发动机进气条件较为恶劣, 且发动机控制对攻角信息存在的动态滞后, 本文提出基于神经网络预测攻角, 而后通过喘振裕度的超前补偿, 与喘振裕度和高压转速闭环控制共同构成了发动机高稳定性控制方案, 数字仿真表明, 与传统的常规飞行时发动机控制相比, 该方法在发动机稳定性控制方面更加有效与合理.

参考文献:

[1] Longley J P, Greitzer E M. Inlet distortion effects in aircraft propulsion system integration[R]. AGARD ISBN 9283506839, 1992.

[2] Southwick R D, Gallops G W, Larkin L J, et al. High sta-

bility engine control (HISTEC): Phase I — Algorithm development; Volume I — Final report and appendix A[R]. NASA CR 198399, 1995.

[3] DeLaat J C, Southwick R D, Gallops G W. High stability engine control (HISTEC)[R]. AIAA-96-2586, 1996.

[4] Hanson C E, Ryan J, Allen M J, et al. An overview of flight test results for a formation flight autopilot[R]. AIAA-2002-4755, 2002.

[5] WANG Lifeng, LI Zhengxi, LIN Zi. Enhancing the fidelity of post-stall flight simulation using detailed propulsion system model[R]. AIAA 2004-4810, 2004.

[6] Goldsmith E L, Seddon J. Practical in take aero dynamic design[M]. US: AIAA and Blackwell Scientific Publications Publications, 1993.

[7] Society of Automotive Engineers. Gas turbine engine inlet flow distortion guidelines[R]. SAE Aerospace Recommended Practice, ARP-1420, 1978.

[8] 袁春飞. 飞行/推进系统综合优化控制模式及其关键技术[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2004.

YUAN Chunfei. A study of propulsion optimization control modes[D]. Nanjing Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004. (in Chinese)

[9] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.

LIAN Xiaochun, WU Hu. Aero-engine theory[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005. (in Chinese)

[10] Steenken W G, Williams J G, Walsh K R. Inlet flow characteristics during rapid maneuvers for an F/A-18A airplane[R]. NASA/TM-1999-206587, 1999.

[11] 杨刚, 孙健国, 李秋红. 航空发动机控制系统中的增广 LQR 方法[J]. 航空动力学报, 2004, 19(1): 153-158.

YANG Gang, SUN Jianguo, LI QiuHong. Augmented LQR method for aero-engine control systems[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(1): 153-158. (in Chinese)

[12] 杨刚, 姚华. 实用航空发动机 LQR 权阵选取方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2006, 38(4): 403-407.

YANG Gang, YAO Hua. Choosing method for aero-engine LQR weighting[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 38(4): 403-407. (in Chinese)