

文章编号: 1000-8055(2001)03-0295-05

航空发动机多变量鲁棒数字控制器的设计

王 曦, 孟庆明

(北京航空航天大学 406教研室, 北京 100083)

摘要: 提出了一种设计发动机多变量鲁棒数字控制器的方法, 即在划分的飞行包线内, 控制结构采用前馈加反馈的方法, 对结构不确定性和非结构不确定性进行 μ 结构化处理, 化为 H_∞ 控制问题求解, 这一方法在发动机非线性气动热力模型上进行了仿真验证。

关键词: 航空发动机; 不确定性; 鲁棒控制; 仿真

中图分类号: V 233.7

文献标识码: A

1 引言

现代航空发动机数字电子控制的一个核心问题, 即对于多变量控制系统, 发动机被控对象在飞行包线越来越大的范围内动态参数变化很大, 不确定因素十分突出, 如何设计稳、准、快的伺服控制器, 使系统具有强鲁棒性能。

本文针对航空发动机模型参数变化范围大的突出点, 提出了一种在划分的飞行包线内设计发动机多变量鲁棒控制器的方法, 并对此进行了仿真验证。

2 发动机小偏差模型的建立

研究双转子涡轮喷气发动机, 其气动热力非线性模型可用状态空间描述为:

$$\dot{x} = f(x, w, u), \quad y = g(x, w, u)$$

其中: x 为2维状态向量, 即高、低压转子转速 n_H, n_L ; w 为2维干扰向量, 即飞行高度 H 、飞行马赫数 $M a$; u 为2维控制向量, 即主供油量 m_f 、尾喷口面积 A_8 ; y 为2维输出向量, 即低压转子转速 n_L 、低压涡轮出口总温 T_6^* 。当发动机工作状态确定后, 发动机的特性取决于压气机进口总温 T_1^* 、总压 P_1^* 和当地大气环境条件, 本文仅考虑国际标准大气条件。进气道已确定, T_1^*, P_1^* 就是 $H, M a$ 的函数, 考虑到 $H, M a$ 对状态工作点扰动的界限为 ϵ

按文献[1]定义指标:

$$J = \sqrt{\left(\frac{P_1^* - P_{10}^*}{P_{10}^*} \right)^2 + \left(\frac{T_1^* - T_{10}^*}{T_{10}^*} \right)^2}$$

在飞行包线内按 $J < \epsilon$ 准则测试, 得到12个划分后的子区域(本文取 $\epsilon = 0.05$, ϵ 越小, 划分的区域越多), 如图1所示。

下面研究某个子域的稳态控制器的设计问题。用小偏差模型在工作点线性化, 可得状态空间模型:

$$\dot{x} = A x + B_1 w + B_2 u$$

$$y = C x + D_1 w + D_2 u$$

其中:

$$x = [\Delta n_L \quad \Delta n_H]^T$$

$$w = [\Delta H \quad \Delta M a]^T, \quad y = [\Delta n_L \quad \Delta T_6^*]^T$$

设归一化阵分别为:

$$N_x = \begin{bmatrix} n_{x1} & 0 \\ 0 & n_{x2} \end{bmatrix}, \quad N_w = \begin{bmatrix} n_{w1} & 0 \\ 0 & n_{w2} \end{bmatrix}$$

$$N_u = \begin{bmatrix} n_{u1} & 0 \\ 0 & n_{u2} \end{bmatrix}, \quad N_y = \begin{bmatrix} n_{y1} & 0 \\ 0 & n_{y2} \end{bmatrix}$$

对状态空间模型中各个向量作以下变换:

$$x = N_x \cdot x_n, \quad w = N_w \cdot w_n$$

$$u = N_u \cdot u_n, \quad y = N_y \cdot y_n$$

则可得归一化模型:

$$\dot{x}_n = A_n x_n + B_{1n} w_n + B_{2n} u_n$$

$$y_n = C_n x_n + D_{1n} w_n + D_{2n} u_n$$

为使系统具有伺服跟踪能力, 在控制输入通道中加入积分环节:

收稿日期: 2001- 01- 09; 修订日期: 2001- 04- 11

基金项目: 航空科学基金资助项目(00C51036)

作者简介: 王曦(1961-), 男, 北京航空航天大学406教研室副研究员, 博士

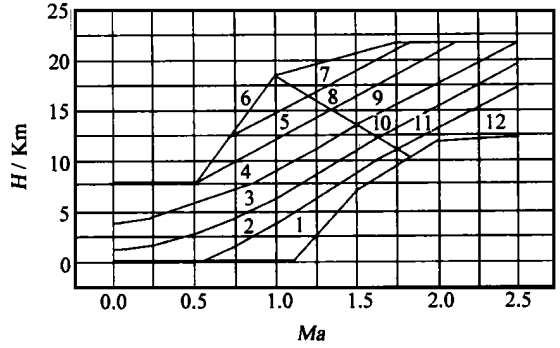
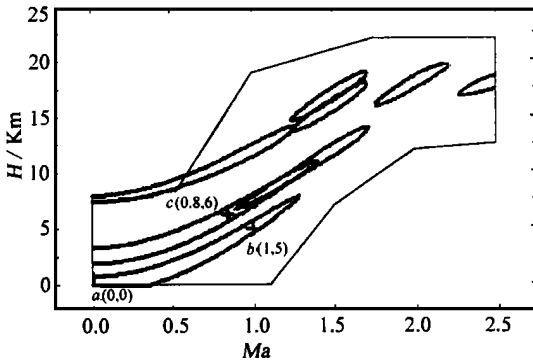


图1 飞行包线划分

设 $x = \begin{bmatrix} x_n \\ u_n \end{bmatrix}$, $w = w_n$, $y = z = y_n$

则发动机稳态广义模型(含积分环节)可描述为:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= \hat{A}x + \hat{B}_1w + \hat{B}_2u \\ y &= \hat{C}x + \hat{D}_1w + \hat{D}_2u \end{aligned}$$

其中: $\hat{A} = \begin{bmatrix} A_n & B_{2n} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$, $\hat{B}_1 = \begin{bmatrix} B_{1n} \\ 0 \end{bmatrix}$

$$\hat{B}_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ k_{iI} \end{bmatrix}, \quad \hat{C} = [C_n \quad D_{2n}]$$
$$\hat{D}_1 = D_{1n}, \quad \hat{D}_2 = 0$$

3 发动机不确定模型的建立

考虑到非结构参数不确定性对系统性能的影响,可以用灵敏度函数 $S(s)$ 和补灵敏度函数 $T(s)$

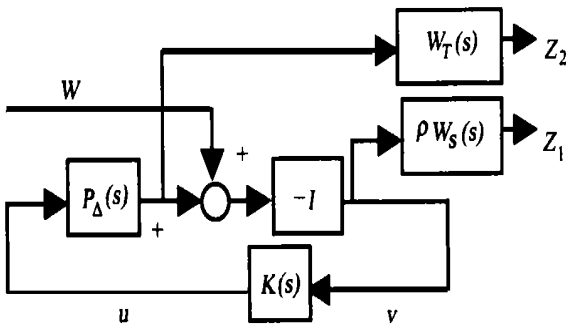


图2 发动机控制系统结构

来反映这种影响的程度,通过构造加权灵敏度函数 $W_s(s)$ 和加权补灵敏度函数 $W_T(s)$ 的方法^[2]可以在某种程度上使其得到抑制。为此构造图2所示的含加权函数的反馈系统,设:

$$P_{\Delta}(s) = P + \Delta$$

$W_s(s)$ 和 $W_T(s)$ 的状态空间实现为:

$$\begin{aligned} W_s(s) &= \{A_s, B_s, C_s, D_s\} \\ W_T(s) &= \{A_T, B_T, C_T, D_T\} \end{aligned}$$

由图可得:

$$\begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \\ v \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\rho W_s(s) & -\rho W_s(s)P_{\Delta}(s) \\ 0 & W_T(s)P_{\Delta}(s) \\ -I & -P_{\Delta}(s) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w \\ u \end{bmatrix}$$

令 $z = \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \end{bmatrix}$, 则有 $z(s) = N(s)w(s)$, 其中:

$$N(s) = \begin{bmatrix} -\rho W_s(s) \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \rho W_s(s)P_{\Delta}(s) \\ -W_T(s)P_{\Delta}(s) \end{bmatrix}$$

$$K(s) [I + P_{\Delta}(s)K(s)]^{-1} = \begin{bmatrix} -\rho W_s(s)S(s) \\ -W_T(s)T(s) \end{bmatrix}$$

若使得 $\|N(s)\|_{\infty} < \gamma$, 则能够保证:

$\|\rho W_s(s)S(s)\|_{\infty} < \gamma$, $\|W_T(s)T(s)\|_{\infty} < \gamma$
 γ 越小, 则鲁棒性能越好, ρ 为调节 $S(s)$ 的1个参数。

设 A_0, B_0, C_0, D_0 为上述 n 个归一化模型 A_n, B_n, C_n, D_n 中选定的标称点。由图2结构图, 可得发动机状态空间不确定模型为:

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= [\bar{A} + \Delta A(t)]x(t) + [\bar{B}_1 + \Delta B_1(t)]w(t) + [\bar{B}_2 + \Delta B_2(t)]u(t) \\ z(t) &= [\bar{C}_1 + \Delta C_1(t)]x(t) + [\bar{D}_{11} + \Delta D_{11}(t)]w(t) + [\bar{D}_{12} + \Delta D_{12}(t)]u(t) \\ y(t) &= [\bar{C}_2 + \Delta C_2(t)]x(t) + [\bar{D}_{21} + \Delta D_{21}(t)]w(t) + [\bar{D}_{22} + \Delta D_{22}(t)]u(t) \end{aligned} \quad (1)$$

其中: $\bar{A} = \begin{bmatrix} A_0 & 0 & 0 \\ -B_{sC_0} & A_s & 0 \\ B_{TC_0} & 0 & A_T \end{bmatrix}$, $\bar{B}_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ -B_s \\ 0 \end{bmatrix}$, $\bar{B}_2 = \begin{bmatrix} B_0 \\ -B_{sD_0} \\ B_{TD_0} \end{bmatrix}$, $\bar{C}_1 = \begin{bmatrix} -\rho D_{sC_0} & \rho C_s & 0 \\ D_{TC_0} & 0 & C_T \end{bmatrix}$

$$\begin{aligned}\bar{C}_2 &= [-C_0 \ 0 \ 0] \ , \ \bar{D}_{11} = \begin{bmatrix} -\rho D_s \\ 0 \end{bmatrix} \\ \bar{D}_{12} &= \begin{bmatrix} -\rho D_s D_0 \\ D^T D_0 \end{bmatrix} \ , \ \bar{D}_{21} = -I \\ \bar{D}_{22} &= -D_0\end{aligned}$$

4 不确定性的处理

设某子域内的 n 个结构参数摄动矩阵为:

$$\begin{aligned}\Delta_i &= \begin{bmatrix} \Delta A_{1i} & \Delta B_{1i} & \Delta B_{2i} \\ \Delta C_{1i} & \Delta D_{11i} & \Delta D_{12i} \\ \Delta C_{2i} & \Delta D_{21i} & \Delta D_{22i} \end{bmatrix} \in R^{s \times t} \\ &\begin{cases} s = n + m + q \\ t = n + r + p \end{cases}\end{aligned}$$

可允许摄动矩阵:

$$F(t) \in \Omega = \{F(t) \mid F^T(t) \leq I, \forall t\}$$

则有:

H - $F(t)$ - E 分解算法

(a) 构造

$$\Delta = [\Delta_1^T \ \Delta_2^T \ \cdots \ \Delta_N^T]^T \in R^{(N \times s) \times t}$$

(b) 对 Δ 作奇异值分解

$$\begin{aligned}\Delta &= U_1 S_1 V_1^T = [U_{11} \ U_{12}] \begin{bmatrix} S_{11} \\ 0 \end{bmatrix} V_1^T = \\ &U_{11} S_{11}^{1/2} S_{11}^{1/2} V_1^T = U_2 V_2\end{aligned}$$

其中:

$$\begin{aligned}U_2 &= U_{11} S_{11}^{1/2} = [U_{21}^T \ U_{22}^T \ \cdots \ U_{2N}^T]^T \\ &\in R^{(N \times s) \times t}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}(c) \ \bar{\Delta} &= [U_{21} \ U_{22} \ \cdots \ U_{2N}] \in R^{s \times (N \times t)} \\ U_{2i} &\in R^{s \times t}\end{aligned}$$

(d) 对 $\bar{\Delta}$ 作奇异值分解

$$\begin{aligned}\bar{\Delta} &= U_3 S_2 V_3^T = U_3 [S_3 \ 0] [V_{31} \ V_{32}]^T = \\ &U_3 S_3 V_{31}^T = U_4 [V_{311} \ \cdots \ V_{31N}]^T\end{aligned}$$

$$(e) \ w = \max_i \sigma(V_{31i}^T), \ (i=1, 2, \cdots, N)$$

$$\begin{aligned}(f) \ H &= [H_1^T \ H_2^T \ H_3^T] = U_4 \eta \\ E &= [E_1 \ E_2 \ E_3] = V_2\end{aligned}$$

(g) 分解

$$\begin{aligned}&\begin{bmatrix} \Delta A(t) & \Delta B_1(t) & \Delta B_2(t) \\ \Delta C_1(t) & \Delta D_{11}(t) & \Delta D_{12}(t) \\ \Delta C_2(t) & \Delta D_{21}(t) & \Delta D_{22}(t) \end{bmatrix} = \\ &\begin{bmatrix} H_1 \\ H_2 \\ H_3 \end{bmatrix} F(t) [E_1 \ E_2 \ E_3]\end{aligned}$$

证明

$$\begin{aligned}\therefore \Delta &= U_2 V_2 = \begin{bmatrix} U_{21} \\ \vdots \\ U_{2N} \end{bmatrix} V_2 = U_4 \begin{bmatrix} V_{311}^T \\ \vdots \\ V_{31N}^T \end{bmatrix} V_2 \\ &= H \begin{bmatrix} F_1(t) \\ \vdots \\ F_N(t) \end{bmatrix} E\end{aligned}$$

$$F_i(t) = \frac{V_{31i}^T}{\eta}$$

$$\begin{aligned}\therefore F_i^T(t) F_i(t) &= \eta^{-2} V_{31i} V_{31i}^T \leq \\ &\eta^{-2} \max_i \sigma(V_{31i}^T) = I\end{aligned}$$

对于不确定模型(1), 进行 μ 结构化处理^[2], 将不确定性 Δ 矩阵(包括了所有结构和非结构不确定性, 并存在 $w \Delta = \Delta z$) 取出, 可得状态空间标准结构:

$$\begin{aligned}\dot{x}(t) &= \bar{A}x(t) + [\bar{B}_1 \ H_1]w_\Delta(t) + \bar{B}_2 u(t) \\ z_\Delta(t) &= \begin{bmatrix} \bar{C}_1 \\ E_1 \end{bmatrix} x(t) + \begin{bmatrix} \bar{D}_{11} & H_2 \\ E_2 & 0 \end{bmatrix} \cdot \\ &w_\Delta(t) + \bar{D}_{12} u(t) \\ y(t) &= \bar{C}_2 x(t) + [\bar{D}_{21} \ H_3]w_\Delta(t) + \bar{D}_{22} u(t)\end{aligned}\tag{2}$$

5 鲁棒控制器设计及其仿真算例

控制器结构采用前馈加反馈的方法, 如图3

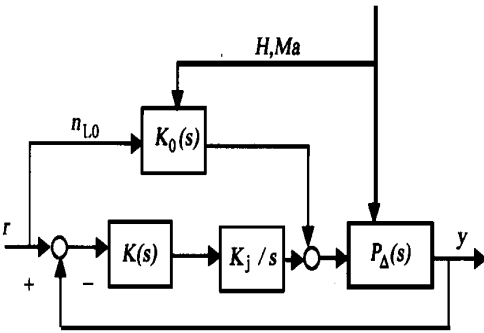


图3 控制系统仿真结构图

所示。在稳态点 $\dot{x} = f(x, w, u) = 0$, u 可由 w 和 x 表出, 即 $u = h(x, w)$, m_f, A_8 分别为 $n_H, n_L, H, M a$ 的四元函数, 忽略 n_H 的影响(因忽略后的误差较小), 对 m_f, A_8 进行三元 $n_L, H, M a$ 三次曲面的最小二乘拟合(n_{L0} 为给定的参考输入), 8公里以下前馈控制器 m_f 为:

$$m_f = (2.8393332E + 1) + (2.2834812E - 1)x + (1.4243295E - 3)x^2 +$$
$$(5.3793364E - 2)xy + (-2.6520507E 0)y + (3.5449359E - 1)y^2 +$$
$$(-3.2765186E - 1)xz + (-9.6709057E 1)z + (1.0955194E 2)z^2 +$$
$$(2.9539596E 0)yz + (-7.4408640E - 2)xyz + (2.0455629E - 6)x^3 +$$
$$(-6.4121022E - 2)y^3 + (-4.0096458E 1)z^3$$

其中: x 表示 H ; y 表示 $M a$; z 表示 n_{L0} , 中空(8~12 km)和高空(12 km~22 km)关于 m_f 的三元曲面及 A_8 的三元曲面略。前馈控制器在图3中由 K_0 表示。
其次求解鲁棒反馈控制器。本算例在1区选择的标称点为:

$$\begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & b_{111} & b_{112} & b_{211} & b_{212} \\ a_{21} & a_{22} & b_{121} & b_{122} & b_{221} & b_{222} \\ c_{11} & c_{12} & d_{111} & d_{112} & d_{211} & d_{212} \\ c_{21} & c_{22} & d_{121} & d_{122} & d_{221} & d_{222} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -3.51 & 1.48 & -1.75 & -14.77 & 5644.91 & 11.58 \\ -0.25 & -3.32 & -0.47 & -7.13 & 4759.41 & 2.40 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -0.03 & -0.004 & -7.5 & 111.41 & 361.54 & -0.09 \end{bmatrix}$$

按上述方法构造模型, 选择加权函数如下^[4]:

$$W_s(s) = \begin{bmatrix} 0.6 \frac{s+3.5}{s+0.00035} & 0 \\ 0 & 0.2 \frac{s+1.7}{s+0.00017} \end{bmatrix}$$
$$W_T(s) = \begin{bmatrix} 0.6 \frac{s+3.5}{0.00035s+3.5} & 0 \\ 0 & 0.2 \frac{s+1.7}{0.00017s+1.7} \end{bmatrix}$$

在某子区域内, 选择若干摄动点构造模型(2), 再用 H_∞ 法求解, 可得鲁棒控制器的解为:

$$A_K = \begin{bmatrix} -496322.2 & 92582.6 & -77382.3 & 123087.5 & -475490.5 & 1121707.1 & 404691.1 & -935837.1 & 0 & 0 \\ 74498.9 & -316317.4 & 93755.6 & -54042.5 & 208543.1 & -283719.7 & -97686.4 & -584868.5 & 0 & 0 \\ 11886.4 & -34577.3 & 210642.5 & -5965.8 & 26065.6 & -39206.9 & -13644.9 & -55201.8 & 0 & 0 \\ -183911.5 & 100240.4 & -46582.3 & 19582 & -206103 & 440797.7 & 158013.2 & -188636.4 & 0 & 0 \\ 206051.7 & -64768.6 & 39278 & -13988.8 & 209346.3 & -475729.8 & -171226.7 & 325366.2 & 0 & 0 \\ 65361.3 & -19606.7 & 12204.4 & -4280.4 & 65982 & -150547.3 & -54200.3 & 105458.5 & 0 & 0 \\ -43174.3 & -33533.7 & 4564.1 & -4946.6 & -22503 & 81719.8 & 30124.6 & -181164.9 & 0 & 0 \\ -632224.2 & 246685.1 & -133541.4 & 50941.9 & -664088.1 & 1477959.8 & 531230.5 & -883282.6 & 0 & 0 \\ 136801.2 & 287348 & -63648.9 & 45960.5 & -10849.5 & 189842.5 & -73327.4 & 1008339.1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$
$$B_K = \begin{bmatrix} 0.000012 & 0.000064 \\ -0.000009 & 0.000026 \\ 0.000005 & -0.000076 \\ 0 & -0.000063 \\ -0.00003 & 0.000049 \\ 0.000135 & 0.000439 \\ -0.000022 & 0.001595 \\ 0.000242 & -0.000585 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$
$$C_K = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1.136 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2265 \end{bmatrix}$$
$$D_K = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

控制器仿真结果如下:
(在国际标准大气状况下仿真)
抗干扰性能验证(在标称点附近中空中速飞行, 对 H 和 $M a$ 的突变分别验证):
图4为 $N_i = 11156 \text{ r/m in}$ 和 $M a = 1.6$ 保持不变, 在第5秒时 H 由8.5 km 突然升到9 km, 要求 N_i 和 $T_6^* = 950 \text{ K}$ 不变, 绝对误差 δN_i 和 δT_6 的输出响应, N_i 的超调量为140 r/m in, N_i 的调节时间(按 $\delta N_i = 50 \text{ r/m in}$ 为度量基准)为2 s, T_6^* 的超调量为8 K, T_6^* 的调节时间(按 $\delta T_6 = 5 \text{ K}$ 为准)为2

s_0 (δN_I , δT_6^* 的取法应根据实际情况而定, 这里只作为初步验证试取 $\delta N_I = 50 \text{ r/min}$, $\delta T_6^* = 5 \text{ K}$)。

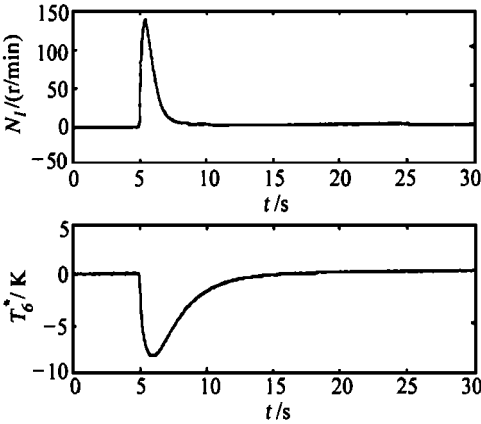


图4 H 突变时 δN_I , δT_6^* 输出

图5为 $N_I = 11156 \text{ r/min}$ 和 $H = 8.5 \text{ km}$ 不变, M_a 由1.6阶跃升到1.7, 要求 N_I 和 $T_6^* = 950 \text{ K}$ 不变, 绝对误差 δN_I 和 δT_6^* 的输出响应。 N_I 的超调量为149 r/min , N_I 的调节时间(按 $\delta N_I = 50 \text{ r/min}$ 为准)为2 s; T_6^* 的超调量为16 K, T_6^* 的调节时间(按 $\delta T_6^* = 5 \text{ K}$ 为准)为4 s。

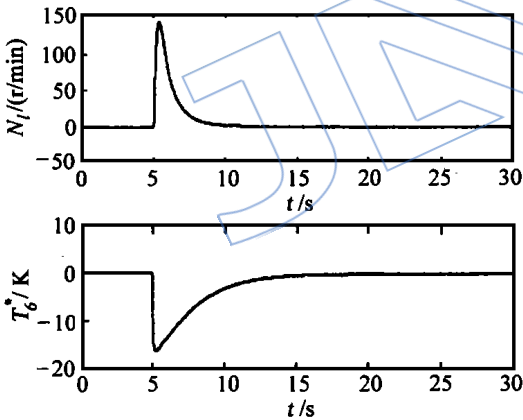


图5 M_a 突变时 δN_I , δT_6^* 输出

鲁棒性能验证(在远离标称点处低空中速飞行, 对 H , M_a 和 N_I 的突变分别验证)

图6为 $N_I = 11156 \text{ r/min}$ 和 $M_a = 0.9$ 不变, H 由1.5 km 突然降到0.5 km, 要求 N_I 和 $T_6^* = 950 \text{ K}$ 不变, 绝对误差 δN_I 和 δT_6^* 的输出响应, N_I 的超调量为100 r/min , 调节时间(按 $\delta N_I = 25 \text{ r/min}$ 为准)为2 s; T_6^* 的超调量为6 K, 调节时间(按 $\delta T_6^* = 4 \text{ K}$ 为准)为2 s。

图7为 $N_I = 11156 \text{ r/min}$ 和 $H = 1.5 \text{ km}$ 不变, 在第5秒时 M_a 由0.9突然升到1.0, 要求 N_I 和 $T_6^* = 950 \text{ K}$ 不变, δN_I 和 δT_6^* 的输出响应。 N_I 的超

调量为110 r/min , 调节时间(按 $\delta T_6^* = 25 \text{ r/min}$ 为准)为1.5 s; T_6^* 的超调量为6 K, 调节时间(按 $\delta T_6^* = 5 \text{ K}$ 为准)为2 s。

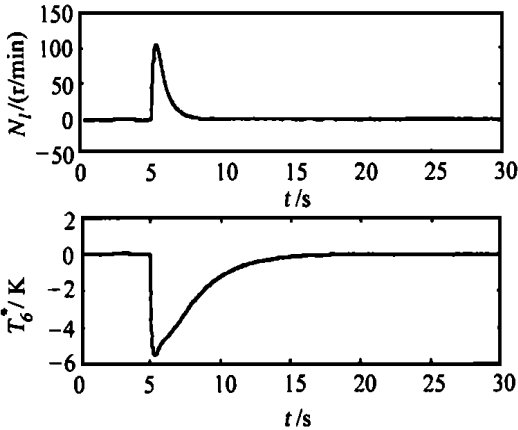


图6 H 突变时 δN_I , δT_6^* 输出

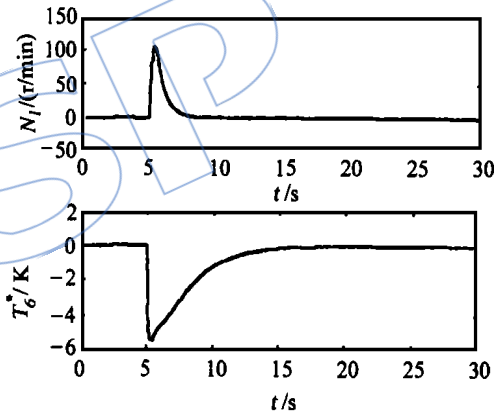


图7 M_a 突变时 δN_I , δT_6^* 输出

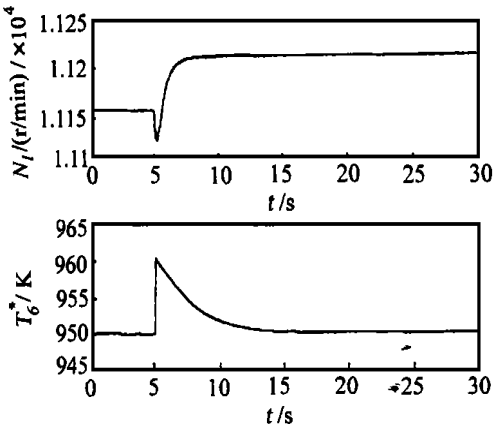


图8 跟踪 N_I 突变时的 N_I , T_6^* 输出

图8为 $M_a = 0.9$, $H = 1.5 \text{ km}$, $T_6^* = 950 \text{ K}$ 不变, N_I 由11156 r/min 阶跃升到11211.78 r/min (转第304页)

限时采用冷超转的调节技术,从而保证发动机在很宽的飞行马赫数下,都具有最佳的推力特性。

参考文献

- [1] Sellers J F, Daniele C J. DYN GEN-A Program for Calculating Steady-State and Transient Performance of Turbojet and

Turbofan Engine[R]. NASA - TND- 7901, 1975

- [2] Dnaiele C J, Krosel S M, Szuch J R, et al. DIGTEM-Digital Computer Program for Generating Dynamic Turbofan Engine Models[R]. NASA - TM - 83446, 1983

- [3] 邢家瑞编译. 多状态飞机动力装置的综合控制[M]. 沈阳航空发动机研究所, 1996

(责任编辑 王震华)

Study on Non-Augmented Supersonic Cruise of the 4th Generation Engines

TU Qiuyue¹, TANG Diyi²

1. China Ship Science Research Center, Wuxi 214082, China;
2. 7th Dept., Northwest Polytechnic University, Xi'an 710072, China

Abstract: In order to improve the non-augmented supersonic cruise performance of the 4th generation engine, an idea for designing is proposed, which consists in rational matching of the high pressure rotor physical speed to the throttle ratio at ground design point and utilization of the "cold overrun" and "gas temperature storage" techniques for performance optimization. A realization of the ideas is carried out. It is proven that the velocity characteristics of the engine is improved to a great extent and the optimal thrust characteristics of the engine are provided in a broad range of the flight Mach numbers.

Key words: engine; supersonic; cruising flight; performance

(The Chinese text of the following abstract is printed in PP295- 299)

在 12 个区域用相同的方法分别设计了控制器,都得到了类似的仿真结果,控制系统具有一定的鲁棒性能。仿真图中转速和温度的变化规律与物理过程不符的原因,是由于前馈控制器 m_f 和 A_8 按 n_{L0} , H , M_a 的变化迅速对被控对象产生了不同的作用,这种作用超前于反馈控制器的作用,前馈控制器和反馈控制器一快一慢,综合作用的结果形成了图 4~ 图 8 所示的仿真过程。本算例中未考虑 m_f 和 A_8 执行机构的模型,对控制器的设计和仿真都会产生一定的影响,另外如何有效地降

低控制器的阶次以及对不同区域控制器的切换问题,将在今后的研究中加以解决。

6 结 论

在 12 个区域用相同的方法分别设计了控制器,都得到了类似的仿真结果,控制系统具有一定的鲁棒性能。仿真图中转速和温度的变化规律与物理过程不符的原因,是由于前馈控制器 m_f 和 A_8 按 n_{L0} , H , M_a 的变化迅速对被控对象产生了不同的作用,这种作用超前于反馈控制器的作用,前馈控制器和反馈控制器一快一慢,综合作用的结果形成了图 4~ 图 8 所示的仿真过程。本算例中未考虑 m_f 和 A_8 执行机构的模型,对控制器的设计和仿真都会产生一定的影响,另外如何有效地降

参考文献

- [1] 陶涛. 航空发动机鲁棒控制研究[D]. 西北工业大学博士学位论文, 1997.
- [2] 王曦, 曾庆福. 航空发动机结构参数和非结构参数不确定系统鲁棒 H_∞ 输出反馈控制[J]. 航空动力学报, 1999, 14(3): 305- 308.
- [3] Skogestad S, Postlethwaite I. Multivariable Feedback Control[M]. John Wiley & Sons, 1996.
- [4] 王曦, 曾庆福. 频域不确定性系统加权混合灵敏度函数频域整形[J]. 航空学报, 1999, 20(4): 358- 361.

(责任编辑 王震华)

A Design Method for Aeroengine Robust Multivariable Digital Controller

WANG Xi, MENG Qingming

(4th Dept., Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A method is provided for designing robust multivariable digital controller of turbojet engine, in which the forwardback and feedback control structure is adopted in the divided flight envelope, the μ structurization is used to deal with the structured uncertainty and unstructured uncertainty, so that the problem for solving robust controller is transformed into standard H_∞ control problem. The robust disturbance rejection and tracking performance is verified by simulation on a nonlinear model of the twin-spool turbojet engine aerothermodynamics.

Key words: aeroengine; uncertainty; robust control; simulation