

航空涡轮喷气发动机双变量控制系统设计

西北工业大学 张加桢 化凯 郭迎清 刘芳

一、涡轮喷气发动机双变量调节规律

影响涡轮喷气发动机推力和耗油率的主要参数是转速和涡轮前温度。在最大工况下保持转速及涡轮前温度为最大值不变,可使发动机在各种飞行条件下最大限度发挥动力性能。

作为高性能战斗机动力的双轴涡轮喷气发动机,最大工况下适宜采用的调节规律是:

$$n_L = n_{L_{max}} = \text{const}; \quad T_3^* = T_{3_{max}}^* = \text{const}$$

本文研究的原准机在最大工况下只控制低压轴转速为常数,对涡轮前温度不进行调节。特性计算表明, T_3^* 将随发动机进气温度 T_1^* 的改变而变化。

采用双变量调节规律,允许将台架 T_3^* 适当提高(为提高到海平面最大平飞速度下的 T_3^* 值),并由温度调节器保持其为常值,则发动机的推力性能可获得明显提高。利用性能仿真程序,对某双转子发动机分别进行了单变量和双变量调节规律下的性能计算。结果表明,采用双变量调节规律的台架推力和各种飞行速度下的空中推力,都比单变量调节规律的有较大提高,有利于改善起飞及高空性能。实现双变量调节规律,要设置闭环温度调节器,准确地保持最大温度值,显然也改善了发动机的安全性。

计算还表明,双变量调节规律下,耗油率有所增加,但增加比例不大;高压压气机在高换算转速时,喘振裕度有所降低。设计的 T_3^* 愈高,裕度损失愈大。此弊端可通过高换算转速范围采用变调节规律的办法来克服,外国机种有此先例。

由于涡轮前温度测量困难,故现有机种对温度的控制及测量均用涡轮后温度 T_4^* 来代替 T_3^* 。仿真计算表明,在所用的换算转速范围内,当 $T_4^* = T_{4_{max}}^* = \text{const}$ 时, T_3^* 基本不变。

二、发动机的动态数学模型

采用双变量调节规律的发动机,其输入量为主燃油供应量 m_f 及尾喷口面积 A_e ; 输出量则为低压轴转速 n_L 及 T_4^* 。地面最大工况的发动机线性动态方程为

$$(T_H P + 1) \Delta n_H = a_{NL} \Delta n_L + b_{m1} \Delta m_f + b_{A1} \Delta A_e \quad (1)$$

$$(T_L P + 1) \Delta n_L = a_{NH} \Delta n_H + b_{m2} \Delta m_f + b_{A2} \Delta A_e \quad (2)$$

$$\Delta T_4^* = a_{TNL} \Delta n_L + a_{TNH} \Delta n_H + b_{Tm} \Delta m_f + b_{TA} \Delta A_e \quad (3)$$

$$\Delta X = a_{XNL} \Delta n_L + a_{XNH} \Delta n_H + b_{Xm} \Delta m_f + b_{XA} \Delta A_e \quad (4)$$

式中, X 为除 n_L 、 T_4^* 以外的发动机性能参数,为 T_3^* 、推力 F 等; a 、 b 为发动机转子扭矩对

各相应参数的偏导数所组成的系数。

利用差分原理, 在平衡点上对发动机轴抽功及施加输入量的小扰动, 根据相应的扭矩变化, 获得上述各项系数 a 、 b 。

计算利用编制的 EDVCLB、EDVCLC 及 DC 等专用程序进行。计算结果代入上述方程, 整理后得到双变量的发动机状态方程

$$\begin{bmatrix} \dot{N}_L \\ \dot{T}_4^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} \\ a_{21} & a_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} N_L \\ T_4^* \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} \\ b_{21} & b_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} m_f \\ A_e \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ b_{21}' & b_{22}' \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{m}_f \\ \dot{A}_e \end{bmatrix}$$

即

$$\dot{X} = AX + BU + B'u \quad (5)$$

由 (5) 式可见, 状态方程中出现了输入量 U 的一阶导数项, 则方程可能得不到唯一的解。故通过状态变换, 消除上述 $\dot{u}$ 项, 得到新的状态方程及输出方程

$$\dot{X} = AX1 + B1U \quad (6)$$

$$Y = CX1 + DU \quad (7)$$

状态向量

$$X = [n_L \ f]^T, \quad f = T_4^* - b_{21}'m_f - b_{22}'A_e$$

输出向量

$$Y = [n_L \ T_4^*]^T$$

系数矩阵

$$B1 = \begin{bmatrix} b_{11} + a_{12}b_{21}' & b_{12} + a_{12}b_{22}' \\ b_{21} + a_{22}b_{21}' & b_{22} + a_{22}b_{22}' \end{bmatrix}, \quad C = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad D = B1$$

三、最佳调节器设计

发动机双变量控制系统由转速 n_L 及温度 T_4^* 两个闭环回路所组成, 回路间通过发动机产生交联作用。调节器的设计参照国外发动机多变量控制设计经验, 采用现代控制理论中应用比较广泛线性二次型最佳控制理论方法, 即 LQR 法。

系统的两个执行机构分别为供油装置及喷口控制, 均为积分环节; 转速及温度传感器均看作比例环节。它们的数学模型在系统设计时, 合并入发动机的模型中, 于是, 控制对象的状态方程及输出方程为

$$\dot{X}2 = A1X2 + B2U1 \quad (8)$$

$$Y = C1X2 + DU \quad (9)$$

状态向量 $X2 = [n_L \ f \ m_f \ A_e]^T$;

控制向量

$$U1 = [\dot{m}_f \ \dot{A}_e]$$

系数矩阵

$$A1 = \begin{bmatrix} A & B1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}; \quad B2 = \begin{bmatrix} 0 \\ \dots \\ I \end{bmatrix}; \quad C1 = \begin{bmatrix} C \\ \dots \\ 0 \end{bmatrix}$$

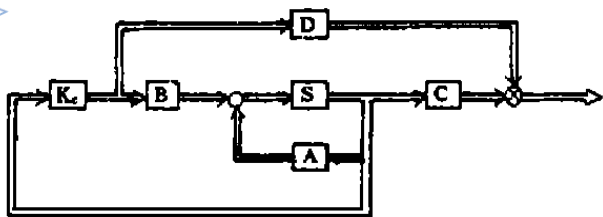


图 1 控制系统方块图

控制系统方块图 (图 1) 所示, LQR 法设计最佳调节器—控制增益阵 K_c 。设计中, 考虑状态向量 $X2$ 中的变量, 由于经过变换, 有的并不代表发动机的状态, 故目标泛函中用输出向量代替状态向量, 即

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} [Y^T Q Y + U1^T R U1] dt$$

式中, Q 、 R —加权阵, 为正定或半正定阵。经反复设值、计算, 结果选择了一组 Q 、 R 阵对控制变量暂不考虑约束。

$$Q = \begin{bmatrix} q^{11} & & & \\ & q^{22} & & \\ & & 0 & \\ & & & 0 \end{bmatrix}; \quad R = \begin{bmatrix} R_{11} & \\ & R_{22} \end{bmatrix}$$

最佳反馈增益阵 $K_c = R^{-1} B^T P$ (10)

式中, P 为黎卡堤方程解, 采用哈密顿方法中的特征值、特征向量法解黎卡堤方程。编制了计算程序, 计算结果得

$$K_c = \begin{bmatrix} K_{11} & K_{12} & K_{13} & K_{14} \\ K_{21} & K_{22} & K_{23} & K_{24} \end{bmatrix}$$

于是 $U1 = -K_c X2$ (11)

或 $U1 = -K_c' X2' = - \begin{bmatrix} K_{11} & K_{12} & K_{13}' & K_{14}' \\ K_{21} & K_{22} & K_{23}' & K_{24}' \end{bmatrix} [n_L^* T_4^* m_f^* A_e^*]^T$

式中 $K_{13}' = K_{13} - K_{12}b_{12}'; K_{14}' = K_{14} - K_{12}b_{22}'; K_{23}' = K_{23} - K_{22}b_{12}'; K_{24}' = K_{24} - K_{22}b_{22}'$

将 K_c' 阵的各元素与 $X2'$ 状态向量各变量相乘, 即可得到双变量控制系统的实际控制方块图 (图 2)。

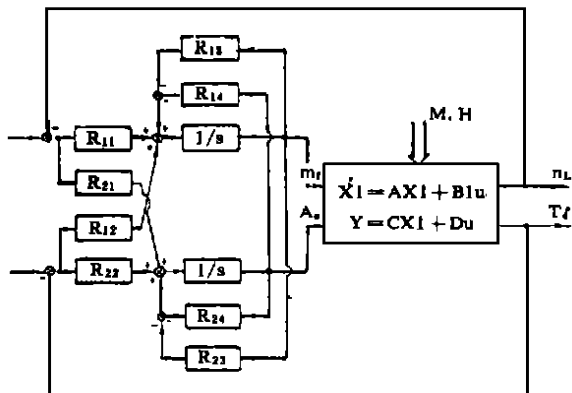


图 2 控制系统实际方块图

四、控制系统数字仿真结果分析

为了验证系统采用最佳调节器后的效果, 按照图 3 所示框图及实际数据, 根据龙格—库塔法编制了动态性能仿真程序。仿真时, 施加了状态扰动, 即去原

始稳态点数据上, 使状态 n_L 和 T_4^* 的相对值各偏离 1%, 由于调节器的作用, 通过供油量和喷嘴面积的改变, 使状态 n_L 和 T_4^* 恢复到原始值。图 3、4、5 分别表示状态变量、控制变量及输出变量的过渡过程曲线。

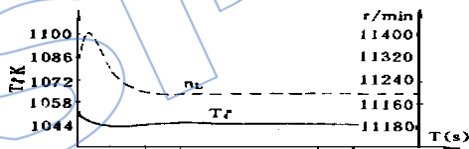


图 3 n_L 、 T_4^* 过渡过程曲线

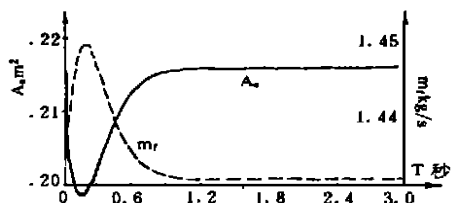


图 4 m_f 、 A_e 过渡过程曲线

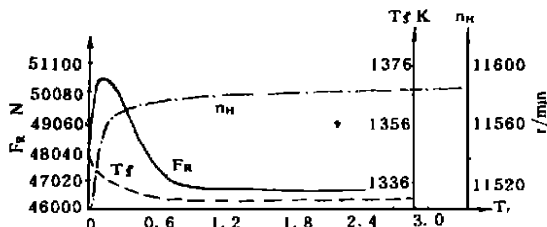


图 5 F_R 、 T_3^* 、 n_H 过渡过程曲线

综上所述得出如下结论: (1) 双轴涡轮喷气发动机最大状态采用等 n_L 和 T_4^* 的双变量调节规律, 能使发动机获得较大的动力性能效益, 所带来的缺点不大, 且可以克服。(2) 用 LQR 法设计双变量控制系统是比较方便、实用的, 且调节器易于实现。(3) 所设计的双变量控制系统, 具有满意的动态性能。在施加状态偏离后, 状态恢复到原始值的调节时间不足 0.9 秒, 该性能接近甚至超过原来单量控制系统性能, 说明最佳调节器设计理论上是成功的。保证状态恢复最佳所需要的控制量 m_f 和 A_e 的变化范围和变化速度, 在实际执行机构上均是可能实现的。在出现状态扰动后, 发动机其它性能参数 F_R 、 T_3^* 和 n_H 的动态过程同样是满意的。

evaporation rate of fuel in the evaporating installation is presented, and the effect of some primary factors is analysed. The calculated results are compared with test data.

A COMPUTATIONAL APPROACH TO THE LOADS SHARED BETWEEN THE TEETH OF TURBINE LUGS

Sheng Yuansheng (*Shenyang Institute of Aeronautical Engineering*)

ABSTRACT A displacement superposition method based on the principle of compatibility of deformation is approached for solving multi-contact problems. The formulas derived in this paper has been programmed to solve the load distribution between the teeth of a turbine disk lugs in association with FEM program, and then the maximum stress at each fillet of tooth is calculated. A study on fracture mechanics of the disk lug with different cracks in the tooth fillet is also presented. The results are in satisfactory agreement with data of the photoelastical experiments.

EXPERIMENTAL RESEARCH ON THE RESPONSE OF AN AXIAL COMPRESSOR TO INLET PERIODIC DYNAMIC DISTORTION

Feng Qi, Zhuang Huimin (*Nanjing Aeronautical Institute*)

ABSTRACT A pitot pressure pulsation generator and a data acquisition and processing system have been built up for this research. The response of a low pressure compressor to two kinds of inlet dynamic flow modes (axisymmetric or distorted) are investigated under the conditions of the compressor with or without a plenum. The results show that there is a sensitive frequency at which the perturbation is amplified through the compressor. The sensitive frequency is influenced not by inlet distortion, but by the plenum in the present research.

A DESIGN OF A TWIN VARIABLE CONTROL SYSTEM FOR AERO-TURBOJET ENGINE

Zhang Jiazheng, Hua Kai, Guo Yingqing, Liu Fang
(*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT Under twin variable control with the equal low compressor speed and equal low turbine exit temperature, the twin spool turbojet can obtain higher power performance. In this paper, firstly, the engine dynamic model with two inputs and two outputs is deduced. Then with the aid of LQR theory, the optimal regulator of twin variable control system is designed, and the approaches for processing some problems existed in the design process are recommended. Finally, the control system designed in terms of optimal method is simulated numerically. The results show that, in the condition of a state perturbation on the system, the transient performance of the system recovered to original state is more satisfactory, and the variation of control mediators is in allowable limits of the controllers.