

# 双变量超音速动力装置的统一动态模型

杨剑波 管彦深

(西北工业大学)

## 摘 要

本文提出了将超音速进气道-发动机装置(简称动力装置)作为统一控制对象的双变量(进气道结尾正激波位移与发动机转速)动态模型。在作者前一篇论文的基础上<sup>[1]</sup>,本文进一步考虑了动态过程中发动机对进气道的流量反馈机理,并采用矩阵分式描述法进行模型的频域向时域转换,因而使模型更趋近于反映实际。对NASA的48cm进气道-J85发动机装置的数字模拟表明,结果是满意的。

## 一、引 言

动力装置的综合控制是正在发展的一个方向。

Cole等<sup>[2~4]</sup>曾对动力装置的双变量控制进行过方案性研究。但由于他们采用的进气道与发动机的动态模型分别都是简单的惯性环节,用模拟机解此病态为二的微分方程组,实际上只反映出发动机转速的低频响应,而淹没了结尾正激波运动的高频特性,更未反映涡轮前温度 $T_B$ 、压气机出口压力 $P_{CD}$ 、推力 $R$ 等其他重要参数的动态响应。Letinen等<sup>[5~7]</sup>曾对超音速进气道的单变量(正激波位移)线性随机最优数字控制进行过理论及物理模拟研究,但都未涉双变量动力装置的动态模型。

关于建立多变量动力装置的线性动态模型及数字模拟的一般方法,作者已在文献<sup>[1]</sup>中提出了。本文以放气控制正激波位移,以改变供油量控制发动机转速,且进一步考虑动态过程中发动机对进气道的流量反馈机理,导出双变量动力装置的状态空间模型。

## 二、统一控制对象的构成

图1是双变量动力装置的原理图,图2是其方块图,作为统一控制对象的动力装置,除主体进气道与发动机外,还包括附件放气门、助力器及燃料泵,且只考虑进气道正激波下游空

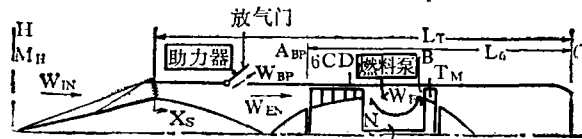


图1 动力装置原理图

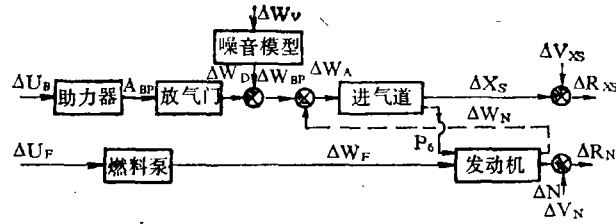


图 2 动力装置方块图

气流量随机扰动  $\Delta W_v$  与正激波位移、转速的随机扰动  $\Delta V_{XS}$ 、 $\Delta V_N$ 。

### 三、双变量动力装置的状态空间模型

先给出图 2、3 上各环节的模型，再综合、转换，而后叠加成统一模型。

#### 1. 进气道线性频域模型

进气道出口总压增量  $\Delta P_6$  对放气流量增量  $\Delta W_{BP}$  的传递函数<sup>[1]</sup>为

$$G_{IN}^{(1)}(S) = \frac{\Delta P_6(S)}{\Delta W_{BP}(S)} = \frac{\sum_{i=1}^6 b_{i1} S^{i-1}}{S^6 + \sum_{i=1}^6 a_{i1} S^{i-1}} \quad (1)$$

正激波位移增量  $\Delta X_s$  对进气道出口流量增量  $\Delta W_A$  的传递函数<sup>[1]</sup>为

$$G_{IN}^{(2)}(S) = \frac{\Delta X_s(S)}{\Delta W_A(S)} = \frac{b_{12}}{S^6 + \sum_{i=1}^6 a_{i2} S^{i-1}} \quad (2)$$

其中  $S$  为拉氏算子； $b_{12}$ 、 $b_{i1}$ 、 $a_{ij}$  ( $i = 1, 2, \dots, 6$ ； $j = 1, 2$ ) 等为传递函数多项式系数。

#### 2. 发动机线性频域模型

对于 J85 发动机，主要考虑转子惯性及涡轮叶片等热件的热容量，而忽略燃烧延迟（为  $3 \times 10^{-3}$  秒量级<sup>[8]</sup>）对动态品质的影响。至于各部件的气容，则为简单计，用一个截面积等于进气道出口截面的圆柱形短管等效之。该短管的长度  $L_6$ （见图 1）按

$$L_6 = \alpha_e V_e / A_6 \quad (3)$$

计算。式中  $V_e$  为发动机总气容； $A_6$  为进气道出口截面积； $\alpha_e$  为考虑发动机沿程各截面气流参数不相同（难于计算）而取的加权因子。

现因控制量只考虑供油量  $W_F$ ，干扰量只考虑进口总压  $P_6$ ，由文献<sup>[9]</sup>可求得状态方程后，消去不需要的涡轮叶片温度  $T_M$  及其导数项  $\dot{T}_M$ ，经拉氏变换得

$$\left. \begin{aligned} G_{EN}^{(1)}(S) &= \frac{\Delta N_1(S)}{\Delta P_6(S)} = \frac{d_{23}S + d_{13}}{S^2 + c_{23}S + c_{13}} \\ G_{EN}^{(2)}(S) &= \frac{\Delta N_2(S)}{\Delta W_F(S)} = \frac{b_{24}S + b_{14}}{S^2 + a_{24}S + a_{14}} \end{aligned} \right\} (4)$$



在小扰动下, 发动机流量的变化与转速成正比, 即

$$\Delta W_N = -K_N \Delta N \quad (9)$$

其中  $K_N$  为放大系数。

由于考虑了此流量反馈, 式(1)至(9)不能简单地联解, 而须按图3a所示顺着讯号传递的途径, 以线性叠加原理综合成如图3b所示的三部分, 即先将噪音模型  $G_{NS}(S)$  与放气门及助力器模型  $G_{BP}(S)$  综合成第 I 部分, 再将进气道的一部分  $G_{IN}^I(S)$  与发动机模型综合成第 II 部分, 第 III 部分即进气道的另一部分  $G_{IN}^{II}(S)$ 。I、II 部分较简单, 按一般方法由频域转换成可控形状态空间表达式, 第 III 部分较复杂, 采用矩阵分式描述法<sup>[10]</sup>, 求状态空间表达式以降低矩阵阶次。最后, 三部分叠加成统一模型:

$$\left. \begin{aligned} \dot{X} &= AX + BU + G\Delta W_V \\ R &= CX + V \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

其中  $X = [X_1 \ X_2 \ \dots \ X_{19} \ X_{20}]^T$ ——状态向量,  $U = [\Delta U_B \ \Delta U_F]^T$ ——控制向量,

$R = [\Delta R_{XS} \ \Delta R_N]^T$ ——输出向量,  $V = [\Delta V_{XS} \ \Delta X_N]^T$ ——测量随机扰动向量,

$\Delta W_V$ ——进气道下游随机流量扰动。

且  $\Delta R_{XS} = \Delta X_S + \Delta V_{XS}$

$\Delta R_N = \Delta N + \Delta V_N$

$$B = \begin{bmatrix} B_{21} & 0 \\ 0 & B_{22} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & C_3 \\ 0 & C_{22} & 0 \end{bmatrix}$$

$$A = \begin{bmatrix} A_1 & & \\ B_{12}C_1 & A_2 & \\ B_3C_1 & -B_3C_{12} & A_3 \end{bmatrix}$$

$$G = \begin{bmatrix} B_{11} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

上式中的  $A$ 、 $B$ 、 $C$ 、 $G$  为 Jacobian 矩阵。图3c是其方块图。

#### 四、算例及数字模拟结果

以 NASA 的 48cm 进气道<sup>[11]</sup> (含放气门及助力器<sup>[6]</sup>)—J85 发动机<sup>[9]</sup> 为算例。

##### 1. 原始数据

进气道: 设计点马赫数  $Ma_H$  为 2.462; 长度  $L_T$  为 1.065m; 空气流量  $W_{IN}$  为 14.588kg/s;

发动机: 额定转速  $n$  为 16500r/min, 计算点转速  $n$  为 16170r/min; 额定空气流量  $W_{EN}$  为 20.03kg/s; 额定推力  $R$  为 13330N;

噪音:  $\alpha_1 = 0.1$ ;  $\alpha_2 = 10$ ;  $\alpha_3 = 200$ rad/s。

##### 2. 模拟、计算结果

按文献<sup>[1]</sup>的方法进行数字模拟, 结果是:

a 进气道与发动机静态匹配点——正激波位移  $X_S$ , 在几何喉部后 8cm 处; 进气道空气流量  $W_{IN}$  为 13.188kg/s; 放气量  $W_{BP}$  为 3.08kg/s; 推力  $R$  为 4383N。

b 计算点动力装置的状态空间模型



图5(f)是推力的时间响应,0.015秒内突升是由于涡轮前温度突升而使尾喷口出口燃气流速猛升,因而导致推力突升,但随空气流量 $W_{EN}$ 下降又迅速下降至原稳定值以下,而后随转速 $N$ 的上升而逐渐回升至新稳定值。

## 五、结 论

本文是文献〔1〕的延伸与完善。关于这种理论建模方法的正确性已由文献〔12〕的实验所证实〔1〕。至于考虑流量反馈后出现的正激波位移、发动机空气流量、涡轮前温度、推力等的高频峰值到底多大?由于高频动态参数测量技术尚未解决,仍有待于努力。至于算例状态空间模型具体数据的可靠性,则已对本动力装置最优控制系统进行了具体设计计算与数字模拟,获得了满意的结果,因而得到间接证明。

## 参 考 文 献

- 〔1〕 Guan Yan Shen, Yang Shen, Yang Jianbo, "A Linear Multivariable Dynamical Model of Supersonic Inlet-Engine Combination", AIAA-84-1496(1984).
- 〔2〕 Cole, G.L., Neiner, G.H. and Walhagen, R.E., "Coupled Supersonic Inlet-Engine Control Using Overboard Bypass Doors and Engine Speed to Control Normal Shock Position", NASA TN D-6019(1970).
- 〔3〕 Paulovich, F. J., Neiner, G. H. and Hagadorn, R. E., "A Supersonic Inlet-Engine Control Using Engine Speed as a Primary Variable for Controlling Normal Shock Position," NASATN D-6021(1971).
- 〔4〕 Baumbick, R.J., Butteon, P.G. and Daniele, C.J., "Terminal Shock and Restart Control of a Mach 2.5, Mixed-Compression Inlet coupled to a Turbofan Engine", NASA TM X-3104 (1974).
- 〔5〕 Lehtinen, B., Zeller, J.R. and Geyer, L.C., "Optimal Control of Supersonic Inlets to Minimize Unstart", NASA TN D-6048(1971).
- 〔6〕 Zeller, J.R., Lehtinen, B., Geyer, L.C. and Batterton, P.G., "Analytical and Experimental Performance of Optimal Controller Designs for a Supersonic Inlet", NASA TN D-7188(1973).
- 〔7〕 Siedel, R.C. and Lehtinen, B., "Control System Design Using Frequency Domain Models and Parameter Optimization, With Application to Supersonic Inlet Controls", NASA TM X-3108 (1974).
- 〔8〕 Stone, C. R., Miller, N.E., Ward, M.D. and Schmidt, R.D., "Turbine Engine Control Synthesis", Vol.1, AFAPL-TR-75-14(1975).
- 〔9〕 管彦深、张寿祥, "航空涡轮喷气发动机的数学模型及数字模拟", 中国航空学会航空动力装置自动控制论文集(一) (1982).
- 〔10〕 Kalath, T., "Linear Systems", Prentice-Hill(1980), Ch.6..
- 〔11〕 Cubbison, R.W., Meleason, E.T. and Johnson, D.F., "Performance Characteristics From Mach 2.58 to 1.98 of a Axisymmetric Mixed-Compression Inlet System with 60-Percent Internal Contraction", NASA TM X-1739(1968).
- 〔12〕 Wasserbauser, J.F., "Dynamic Response of a Mach 2.5 Axisymmetric Inlet With Engine or Cold Pipe and Utilizing 60% Supersonic Internal Area Contraction", NASA TN-5338 (1969).

readily to establish the simplified mathematical model of gas turbine as a nonlinear system. At first, we calculate the linear model for the design point, and then in accordance with the variation of this dominant factor the dynamic model for the other operating points can be approximately determined (for steady and unsteady regimes). The feasibility of this method is proved by experiment.

## INTEGRATED DYNAMIC MODEL OF TWO-VARIABLE SUPERSONIC INLET-ENGINE COMBINATION

Yang Jianbo and Guan Yanshen

(Northwestern Polytechnical University)

### Abstract

An integrated dynamic model of a two-variable (normal shock position and engine speed) inlet-engine combination is formulated on the basis of the idea in author's former paper, but the effect of engine flow feedback on the inlet during transient period is taken into consideration and the matrix fraction description method is applied to transforming frequency domain into state space domain in the model. The results of a sample digital simulation for NASA 48cm inlet-J85 engine combination show that the method of formulation is satisfactory.

## REVIEWS AND SURVEYS

## DEVELOPMENT OF HIGH BY-PASS RATIO TURBOFAN ENGINES

Chen Guang

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

### Abstract

The development of the second and the third generations of high by-pass ratio turbofan engines, as well as the technical measures for improving the performance of engine, are summarized and reviewed in this paper. Compared with their predecessors, the second and the third generations of high by-pass ratio turbofan engines have much lower SFC, fewer parts, lower rate of performance