

双轴涡喷发动机脉冲停供油时 动态过程的数值模拟

西北工业大学 郑庆雄* 陈辅群

【摘要】 在数值模拟双轴涡喷发动机脉冲停供油时动态工作过程中, 考虑到脉冲停供油会引起燃烧效率和涡轮效率恶化, 从而偏离特性图上所示值, 且因实验较难获得上述效率修正关系, 因此提出用实测的高、低压转速曲线代替上述效率做为数值模拟的已知条件。应用这一方法模拟了某型发动机脉冲停供油时的动态过程, 数值结果与实验值基本符合, 并获得该动态过程燃烧效率数据。

主题词: 涡轮喷气发动机 数值模拟 燃烧室 过渡过程

分类号: V235.11 V233.95

1 数学模型

脉冲停供油做为一种有效地防喘手段, 已在发动机上得到较多的应用, 因而脉冲停供油引起的发动机性能的变化也相应受到普遍关注^[1,2]。然而脉冲停供油比通常情况下的加减速过程更具有复杂性, 这是因为脉冲停供油装置工作在发动机吞入高温废气, 从而在发动机进口形成较大温度、压力畸变, 此时发动机喘点下移、工作点却移向喘振边界。文献[3]指出, 此时必须用经验关系对标准特性图上的燃烧效率和涡轮效率加以修正。同时, 脉冲停供油也使得燃油雾化变差, 进一步恶化了燃烧效率。因此, 继续沿用标准特性图上燃烧效率和涡轮效率, 就可能使脉冲停供油时动态过程的数值模拟产生较大偏差。而目前发动机动态过程模拟方法均建立在燃烧室和涡轮特性已知基础之上^[4,5]。为了准确地模拟脉冲停供油时发动机的动态工作过程, 本文提出了一种新的模拟方法, 在这一方法中, 将考虑燃烧室、涡轮效率的变化, 并将推算出燃烧效率和涡轮效率。这种方法不仅可以用于脉冲停供油时发动机的动态工作过程, 也可适用于预测现役发动机涡轮、燃烧室性能的变化。

脉冲停供油时, 气体在发动机中流动是非定常的, 转子也在不断地加减速。根据双轴涡喷发动机动态工作过程的物理本质, 可以假设流动是一维非定常流动^[6]。将一台双轴涡喷发动机按部件分成各个控制体, 建立守恒方程和部件的匹配方程如下:

$$\dot{m}_{in} - \dot{m}_{out} = (V/kRT^*) \cdot (dP^*/dt) \quad (1)$$

$$P_{out}^* = \alpha P_{in}^* \quad (2)$$

$$\dot{m}_{out} h_{out}^* - \dot{m}_{in} h_{in}^* = (\dot{m}_{out} - \dot{m}_{in})u - (P^* V/RT^*)(du/dt) \quad (3)$$

$$N_T \eta_m = N_K + N_P + (\pi/30)^2 J n (dn/dt) \quad (4)$$

$$n_K = n_T \quad (5)$$

考虑到上述因素,本文提出以下算法,即认为特性图上的燃烧效率 η_b 和高压涡轮效率 η_{TH}^* 已不能反映实际情况下效率,因而不作为模拟的已知条件。那么所得到的描述动态过程的非线性方程组不再封闭,需要补充两个独立的已知条件。在实验中高、低压转子的转速~时间曲线是能比较方便且准确测量的,所以将这两个实测曲线补充进去,可使非线性方程组重新封闭,具体过程如下:已知 $\bar{n}_L = \bar{n}_L(t)$, $\bar{n}_H = \bar{n}_H(t)$,选取4个自变量, $v_1 = Z_L$, $v_2 = Z_H$, $v_3 = \eta_b^*$, $v_4 = \eta_{TH}^*$,其中 Z_L 和 Z_H 分别是低压和高压压气机压比比。4个误差方程是: $E_1 = \dot{m}_{a,LK} - \dot{m}_{a,HK} - \dot{m}_B$, $E_2 = (N_{HT})_n - (N_{HT})_m$, $E_3 = (N_{LT})_n - (N_{LT})_m$, $E_4 = P_{7r} - P_{7o}$ 。 E_2 、 E_3 表示需要涡轮发出的功率与特性图查出涡轮能够发出的功率匹配, E_4 反映发动机与尾喷管间流量匹配。采用Newton-Rapson法求解该方程。在(1)~(5)式中, $\dot{m}$ 、 V 、 T^* 、 P^* 分别是流量、容积、总温和总压, h^* 、 u 是总焓和内能, N_T 、 N_K 、 N_P 是涡轮、压气机及提取的功率, η_m 、 J 、 n 分别是机械效率、转动惯量和转速。下标 in 和 out 分别代表进、出口截面。 α 是部件的压力系数,对进气道, $\alpha = \sigma$;对压气机, $\alpha = \pi_K^*$;对涡轮, $\alpha = 1/\pi_T^*$ 。

在上述方程中导数项用Euler法加以离散,并将离散后方程应用到各部件,就可得到描述发动机动态工作过程的非线性方程组,选用适当的算法求解,即可模拟出发动机工作状态。

2 算法、算例

脉冲停供油装置工作时,燃烧效率和涡轮效率都偏离特性图上所示效率。要想准确模拟脉冲停供油时工作过程,就应考虑上述变化带来的影响。如果根据实验寻找效率修正的经验关系式,相当复杂,且对不同类型的燃烧室和涡轮部件,关系式也有所不同。计算了某型双轴涡喷发动机在某一飞行高度和马赫数下脉冲停供油的动态工作过程,用以检验本文所提算法的正确性。首先录取下供油曲线 $\bar{m}_f \sim t$ 和 $\bar{n}_L \sim t$ 、 $\bar{n}_H \sim t$ 曲线做为已知条件,这3条曲线见图1和图2。

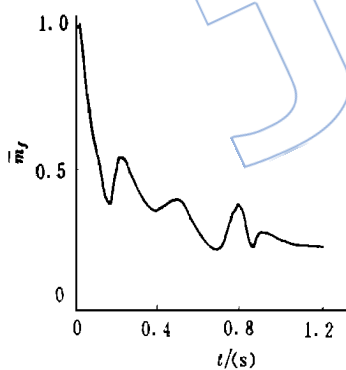


图1 供油曲线

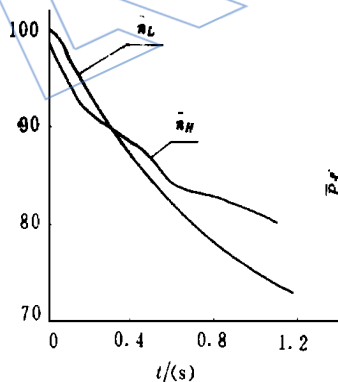


图2 高低压转速曲线

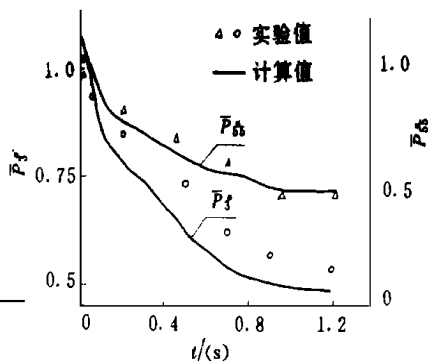


图3 高压压气机、低压涡轮出口压力曲线

在实验中已经测量了高压压气机出口压力曲线 $P_3^* \sim t$ 和低压涡轮出口压力曲线 $P_{55}^* \sim t$ 。图3给出了计算结果和实验值。从图3可以看出,尽管计算结果与实验值尚存在一定误差,但可以认为二者是相符合的。误差产生的原因是,在实验中供油曲线的测量存在一定误差,而供油曲线和高低压转速曲线是做为本算法的已知条件,彼此之间有密切关系。若供油曲线未能准确反映实际供油情况,而每一时刻的高低压转速却都已确定,则供油量的测量误差必然会影响到发动机其它参数计算的准确性。

3 效率的计算结果与分析

脉冲停供油时的燃烧效率与涡轮效率将会偏离特性图上所示的效率值。而预测这些效率的变化,则对于选定脉冲停供油装置的工作参数具有很大参考价值。从图 4 和图 5 可知高压

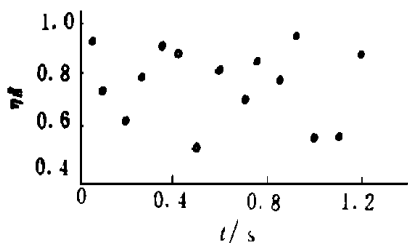


图 4 燃烧效率变化规律

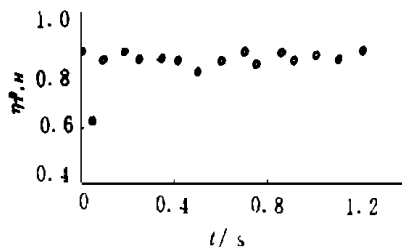


图 5 高压涡轮效率变化规律

涡轮的效率变化是比较平缓的,而主燃烧室的燃烧效率则发生了剧烈的变化。这样变化趋势的初步分析是,本实验是在脉冲停供油装置工作,但发动机无无烟这种情况下进行的,那么进气流仍然是均匀的,因此,涡轮效率没有受到畸变气流的影响,所以变化仍是较平缓的。但在主燃烧室内,燃烧过程受到脉冲供油的强烈扰动。如在切油时,油路压力较低,燃油雾化变差,较大颗粒油珠可能对燃烧有一急冷效果,此时供油量较少,所以燃烧效率会迅速下降;但恢复供油时,雾化又会得到改善,效率又会上升。

4 结 论

(1) 提出的新算法,可有效地模拟脉冲停供油时发动机的动态工作过程。计算结果与实验值基本符合。(2) 在这种算法中,以实测的高低压转速曲线代替了特性图上燃烧效率和高压涡轮效率做为已知条件,从而克服了在数值模拟脉冲停供油的发动机动态工作过程时,如何修正这两个效率的困难。(3) 计算结果表明,脉冲停供油使得燃烧效率产生了急剧的变化。

参 考 文 献

- 1 蔡元虎. 机载武器发射对发动机稳定性影响的研究: [学位论文]. 西北工业大学, 1985
- 2 唐狄毅等. 带脉冲停供油装置的发动机动态模型. 航空动力学报, 1989, 4(2): 137- 140
- 3 William G. Steeken Turbofan Engine Post-Instability Behavior Computer Simulation. Test Validation and Application of Simulation, AD-P005, 468
- 4 潘永泉, 陈大光. 涡轮喷气发动机动态过程的模型化研究. CSAA PP- 86- 6, 1986
- 5 张学良, 朱行健. 双轴涡喷发动机动态过程的数学仿真方法. CSAA PP- 86- 17, 1986
- 6 唐狄毅, 廉小纯编. 航空燃气轮机原理. 北京: 国防工业出版社, 1990

(责任编辑 魏星禄)

ENGINE THRUST RESPONSE TO PULSED FUEL SUPPLY IN MAIN COMBUSTOR

Wang Xiaofeng, Xin Xiaowen, Dang Huaiyi

(*China Flight Test Establishment, Xi'an 710089*)

ABSTRACT

The mathematical model of a two-spool turbojet engine with pulsed fuel supply system was established and considered in this paper. The thrust responses to pulsed fuel supply in main combustor at six flight regimes have been calculated by the use of the established model based on flight test data. The calculated results were discussed and compared with flight test data in detail. The results show that engine thrust in this case drops 77~90% in a short time. This means pulsed fuel supply system has a heavy effect on engine performance.

Key words Engines Mathematical models Combustor Flight tests

NUMERICAL SIMULATION ON TRANSIENT OPERATION OF TWIN- SPOOL TURBOJET ENGINES DURING PULSATORY FUEL SUPPLY

Zheng Qingxiong and Chen Fuqun

(*7th Dept., Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072*)

ABSTRACT

Since pulsatory supply of fuel in operation of turbojet engines deteriorates both combustion and turbine efficiencies and makes them deviate from data given by characteristic maps. Moreover, it is also hard to obtain an empirical correlation for correcting the deviations of both these efficiencies. A new approach proposed in present study is to replace the two maps of combustion and turbine efficiencies by experimentally measured high pressure and low pressure shaft speed curves, which can be used as the known conditions for differential equations describing transient operation of twin-spool turbojet engines. Both Euler's method and Newton-Rapson's iteration are used in calculation discretizing for and solving the differential equations. Based on the above-mentioned approach, a transient operation of a twin-spool turbojet engine during pulsatory supply of fuel has been numerically simulated. The numerical results are in good agreement with those experimental measurements.

Key words Turbojet engines Numerical simulation Combustor Transient process

LIQUID ROCKET ENGINE MULTI- FAILURE DETECTION USING BP NEURAL NETWORK

Huang Minchao and Zhang Yulin

(*1st Dept., National University of Defense Technology, Changsha 410078*)

ABSTRACT

Based on a measurable survey pattern corresponding to a rocket engine failure pattern, the multi-failure is detected by using back propagation (BP) neural network, which provides interesting means for pattern recognition and classification. The BP algorithm minimizes the mean square error between the desired and the actual output of the network. The learning algorithm is carried out with a gradient-descent technique. In order that the mean square error does not fall into partial minima noise, a sequence of random noises is recommended in the BP algorithm. As a test case, only the pump inefficiency and the sprayer jam in the liquid rocket engine were studied, and the failure detection simulation was given to show great advantages of the BP neural network.

Key words Neural networks Liquid propellant rocket engines Failure detection