

切油防喘系统工作时发动机推力响应

飞行试验研究院 王小峰** 辛晓文 党怀义

【摘要】 建立了某发动机切油防喘时的数学模型, 结合飞行试验所获取的数据, 计算了6种飞行条件下发动机最大工作状态下的推力变化规律, 为分析和解决有关由于防喘系统工作带来的问题提供依据, 且可为新机防喘系统设计和研制提供参考。

主题词: 发动机 数学模型 燃烧室 飞行试验

分类号: V233.2 V233.95

1 防喘系统、数学模型及求解方法^[1]

防喘系统主要由信号、控制和执行机构3部分组成。当系统接收到飞机发射武器的信号时, 自动接通主/加力燃烧室起动点火系统。同时自动实现对主燃烧室进行脉冲切油(切油 $0.15 \pm 0.01s$, 供油 $0.1 \pm 0.01s$, 共4次)减少向主燃烧室供油, 防止发动机因富油熄火或压气机喘振停车, 保证发动机正常工作。防喘系统不工作时, 发动机正常工作时的供油不受影响。

由于脉冲切油过程属于频率较低(每秒4次)的动态变化过程, 因此, 可采用发动机部件容积模型来模拟切油防喘时发动机的动态变化过程。假设气流在发动机中的流动是一维的, 可给出发动机各部件的流量连续方程和能量方程(不考虑发动机各部件容积中的动量变化)

$$dp^*/dt = kRT_1^*(\dot{m}_1 - \dot{m}_2)/V \quad (1)$$

$$du/dt = (RT^*/p^*V) [\dot{H}_1^* - \dot{H}_2^* - (\dot{m}_1 - \dot{m}_2)u] \quad (2)$$

根据转子运动方程, 可给出低压转子和高压转子的运动方程:

$$N_T = N_C + N_p + (2\pi \cdot 60)^2 I \cdot n(dn/dt) \quad (3)$$

在进行非设计性能计算时(稳态和动态过程), 发动机各特征截面的气动参数无法直接求出, 必须试取一些参数, 并通过与试取参数数目相同的共同工作方程来检验。对于自变量参数 $\vec{V} = (V_1, V_2, \dots, V_n)^T$, 列出检验方程组:

$$\begin{cases} F_1(\vec{V}) = 0 \\ F_2(\vec{V}) = 0 \\ \vdots \\ F_n(\vec{V}) = 0 \end{cases} \quad (4)$$

由于在非设计条件下, 无法确切知道自变量 $\vec{V}$ 的值, 因此, 必须试取自变量 $\vec{V}$ 的值, 代入检验方程(4)中, 看所试验的值是否满足发动机共同工作条件。利用Newton-Raphson迭代法求解非线性方程(4), 则可得到满足发动机各部件共同工作的自变量参数 $\vec{V}$, 有了自变量参数 $\vec{V}$, 就得到了发动机的共同工作特性。

2 主燃烧室供油量确定及供油滞后

利用上述模型和方法模拟发动机防喘系统工作时的动态特性,要求给定主燃烧室供油量在整个切油及发动机动态过程中的变化规律。本文通过间接方法,利用防喘执行机构后(输油圈前)的副油道测量压力,经过本台发动机的喷嘴特性换算出切油过程主燃烧室的供油量。由于测量噪声等高频信号及异常点的干扰,飞行试验中测出的副油道压力不能直接用于换算发动机主燃烧室供油量,必须对测量的副油道压力进行一定的处理,然后根据发动机喷嘴特性换算出对应于副油道压力 p_{sta} 的主燃烧室供油量。本文采用五点三次平滑处理方法,较好地噪声等干扰因素滤掉。

由于在防喘切油时不可能立即切断进入主燃烧室的燃油,而在供油时,也不可能立即以需要的油量喷入主燃烧室。同时,主燃烧室中也存在着燃烧和放热滞后。为真实反映和表征发动机在瞬时切、供油过程的动态变化,在发动机模拟计算中,必须考虑燃烧室的滞后响应。

图 1(1 试验结果;2 考虑滞后的计算结果, $\tau=0.53$;3 不考虑滞后的计算结果, $\tau=0$) 给出某发动机地面节流过程的试验和计算结果,从图中可以看出,在计算发动机动态性能时,若发动机供油量变化较快,则要考虑燃烧室的供油滞后和燃烧、放热滞后,才能真实反映发动机的特性。由于燃烧、放热滞后与供油滞后相比微不足道,因此,根据文献[2]中的方法,在进行发动机动态特性计算时,通过滞后燃油流量的方法间接考虑发动机主燃烧室的燃烧和放热滞后,即:

$$\tau \frac{dm_f}{dt} + m_f = (m_f)_{\text{ins}}$$

(5)

(m_f)_{ins}为瞬时供油量; τ 为时间常数,它既包含供油滞后时间,也包含燃烧、放热滞后时间。

3 结 果

计算了 6 种不同飞行状态下切油防喘时发动机特性,发动机工作状态为最大状态。计算结果与实际飞行试验实测数据进行了比较,验证所建立方法的正确性与准确性。由于篇幅所限,只有一个状态的计算结果以曲线形式给出(图 2~3),其余 5 种状态的计算结果及其与试验数据的比较以表格形式给出(表 1~2)。

表 1 计算结果与试验结果比较

高度 (km)	马赫数 Ma	Δn_1		Δn_2		Δn_{1min}		Δn_{2min}		转速恢复时间	
		试验值	计算值	试验值	计算值	试验值	计算值	试验值	计算值	试验值	计算值
3.18	0.88	26.4	24.7	16.3	18.0	73.6	75.3	83.3	81.9	7.3	7.9
5.15	0.60	32.6	32.9	17.4	20.0	67.8	67.6	79.0	77.1	10.8	10.5
8.5	0.90	28.6	28.9	17.4	20.1	72.0	71.5	80.0	76.8	15.0	15.4
13.5	1.81	24.0	24.4	17.7	18.1	76.8	76.4	85.2	84.2	15.8	15.7
18.5	2.07	22.7	22.9	14.6	17.8	79.5	79.6	87.5	87.6	25.4	26.1

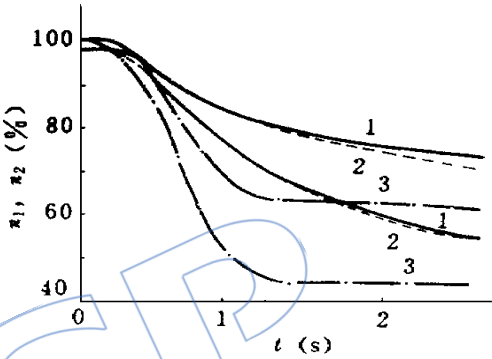


图 1 燃烧与放热滞后对计算结果的影响

图 2 所示的是高度 10.7km, 马赫数 1.82, 发动机接通防喘系统后发动机高、低压转子转

速随时间变化的计算与试验结果比较,可以看出,计算结果较好地复现试验的结果。

表 1 给出其它状态的计算结果,在转速的特征点上与试验数据进行了比较。

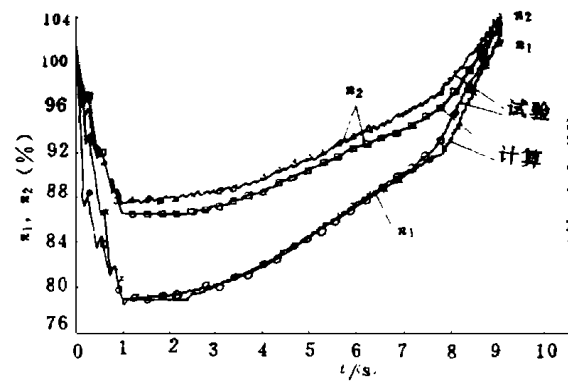


图 2 防喘时发动机动态特性

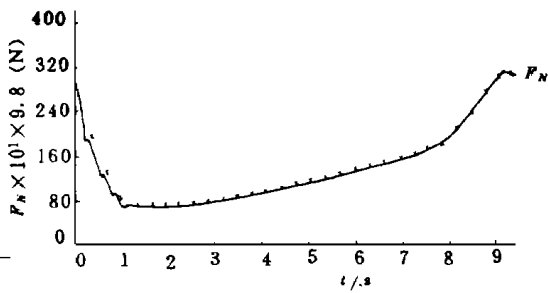


图 3 防喘时发动机推力响应

本文计算了 6 种飞行条件下接通防喘系统后发动机推力响应。图 3 所示的是与图 2 相对应飞行条件下计算得出的推力随时间的变化。切油造成的推力损失见表 2。

表 2 切油造成的推力损失

$H_p(\text{km})$	3. 18	5. 15	8. 5	10. 7	13. 5	18. 5
Ma	0. 88	0. 58	0. 90	1. 82	1. 81	2. 07
$\Delta F_N / F_N (\%)$	87	90	86	77	81	76

从表 2 和图 3 可以看出,切油过程中发动机推力的损失很大,而且推力下降得很快,而恢复阶段比较缓慢。这说明,虽然脉冲切油式防喘系统能够有效地防止武器发射造成的发动机喘振和停车,但它对飞机的性能及稳定性有较大的影响(这一结论已得到飞行试验的验证),有待于进一步改进和提高。

参 考 文 献

1 王小峰,辛晓文,党怀义.发动机稳态和动态特性模拟方法研究.飞行试验,1992,3
2 Seder Kurt, Mihaloew Jamees R, Blaha Ronald J. Generalized Simulation Technique for Turbojet Engine System Analysis. NASA-TND-6610, 1992

(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