

某涡喷发动机可调叶片调节规律的确定

沈阳航空发动机公司 王正木

某涡喷发动机采用压气机可调静子叶片和中间级放气的联合防喘系统。为了既满足发动机稳定工作的要求,又不致于使裕度留得太大,就必须选择最佳的叶片调节规律。

一、可调叶片调节器感温滞后的影响

按发动机换算转速调节叶片角度,调节器必须感受发动机进口气流温度 T_1^* 。感温器热惯性较大,当 T_1^* 迅速变化时,产生感温滞后现象,叶片调节器按其感受的温度 T_b 调节叶片的角度,造成叶片调节滞后。军用飞机会有较大的 T_1^* 温度变化率,当飞机爬高或减速时, T_1^* 减小,发动机换算转速增大,感温滞后的影响使可调叶片保持在较小换算转速对应的较大角度位置,对稳定工作裕度是有利的;当飞机俯冲或加速时则相反,这时 T_1^* 增大,最严重的是某些大角度俯冲, T_1^* 增长率很大,叶片转角滞后会引起发动机稳定工作裕度大幅度的减小。英国军用斯贝发动机采用了可调叶片结构,它的安装手册中明确规定,“发动机允许进气道的总温变化率不大于 6K/s ”。显然,对比影响只需考虑最严重的俯冲状态即可,其方法如下:

1. 按配用飞机条件计算进气道 T_1^* 变化率 我们对可能出现大的 T_1^* 增长率的七种典型俯冲状态进行了计算(图1), T_1^* 增长率最大为 5.96K/s ,出现在第一种俯冲飞行状态。

2. 计算感温器感受温度 T_b 和 $\sqrt{T_1^*/T_b} - 1$ 稳态飞行时, $T_b = T_1^*$ 。当 T_1^* 变化时,时,整个调节系统对 T_1^* 变化的响应特性,主要决定于感温器的特性,其它环节可以忽略不计。

感温器是一个惯性元件,设其导热系数为 λ ,比热为 C ,和时间常数为 $\tau = c/\lambda$,则

$$\lambda(T_1^* - T_b)dt = cdT_b, \Delta T = T_1^* - T_b = \tau(dT_b/dt)$$

当 T_1^* 增长率为常值 K 时,则温度变化对感温器是一个斜坡输入,

$$\tau(dT_b/dt) + T_b = T_{10}^* + Kt, T_b = T_1^* - K\tau(1 - e^{-t/\tau}) - \Delta T_0 e^{-t/\tau}$$

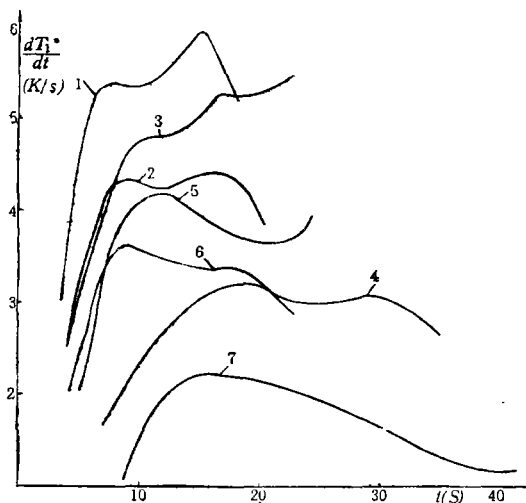
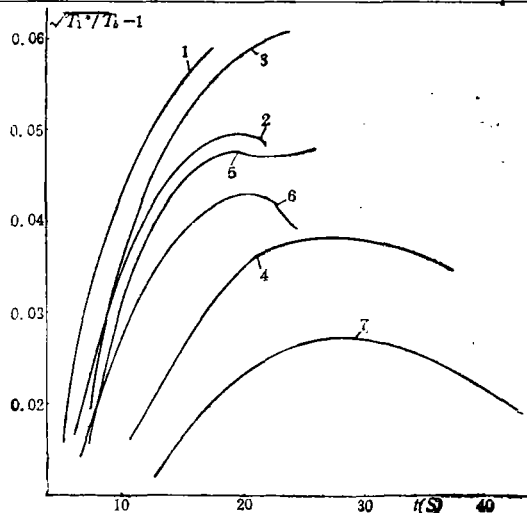
叶片调节器按 T_b 确定的换算转速为 n_{hsb} ,发动机换算转速为 n_{hs} ,则有

$$n_{hsb} - n_{hs} = n_{hs}(\sqrt{T_1^*/T_b} - 1)$$

$$\sqrt{T_1^*/T_b} - 1 \approx [K\tau(1 - e^{-t/\tau}) + \Delta T_0 e^{-t/\tau}]/2T_b$$

在具体计算中,对每一个俯冲飞行过程,可分为若干小段计算,每一段可以近似的认为 $dT_1^*/dt = \text{常数}$ (或取平均值)。显然, K 和 τ 值大对换算转速的影响就大,另外,通过每段计算中的初值 ΔT_0 ,反应了在整个俯冲过程中 dT^*/dt 变化的影响,而最终影响换算转速变化的是 $\sqrt{T_1^*/T_b} - 1$ 值的大小。图2是典型俯冲状态的计算结果,第三种俯冲状态 $\sqrt{T_1^*/T_b} - 1$ 值达到最大。

3. 试验测定感温器时间常数 τ 根据惯性元件的特点,输入感温器一个阶跃 T_1^* 值时,通过测得 $T_b = f(t)$ 曲线,可求得 τ 值。感温器导热系数的大小与进口气流的雷诺数有关,试验可测得 τ 随雷诺数的变化。在计算中,按飞行条件下发动机进口气流雷诺数选用 τ 值。

图1 典型俯冲状态 T_1^* 增长率的变化图2 典型俯冲状态 $\sqrt{T_1^*/T_b} - 1$ 的变化

二、修正发动机稳定工作边界

1. 按飞行 Ma 数修正 发动机在地面稳定工作边界转速下工作, 喷口处于亚临界状态; 随飞行 Ma 数的增大, 压飞机的工作点远离喘振边界, 在喷口达到临界以前, 稳定工作边界转速一直随 Ma 数增大而下降(图3)。

按 $\sqrt{T_1^*/T_b} - 1$ 值最大的飞行状态的 Ma 数, 根据图3修正试得的装飞机后的地面稳定工作边界线 B , 得到该飞行条件下的稳定工作边界线 H (图4)。

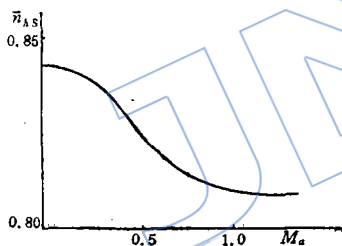
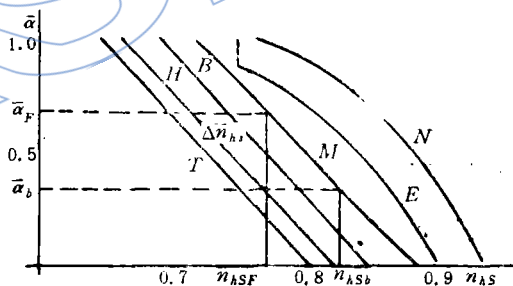
图3 稳定工作边界随 Ma 数的变化

图4 叶片调节规律和稳定工作边界线

2. 按 $\sqrt{T_1^*/T_b} - 1$ 值修正 考虑可能发生的最严重情况, 即 $\sqrt{T_1^*/T_b} - 1$ 达到最大值的飞行状态, 按相对转速关系, 则 $\bar{n}_{hsb} - \bar{n}_{hs} = \bar{n}_{hs} (\sqrt{T_1^*/T_b} - 1)$, 对 H 线上各点修正得图4中的 M 线。

当发动机以换算转速 $\bar{n}_{hsF}$ 工作时, 如叶片调节规律按曲线 M_a 变化, 无感温滞后影响时, 叶片转角为 $\bar{\alpha}_F$, 发动机稳定工作转速裕度为 $\Delta \bar{n}_{hs}$, 因感温滞后叶片实际转角为 $\bar{\alpha}_b$, 则实际稳定工作裕度为零。感温滞后的影响正好相当于发动机稳定工作边界线由 H 移到 M 线。

三、确定最佳调节规律和检查稳定性

可调叶片最佳调节规律, 应保证发动机稳定工作时, 叶片角度在 M 线以上, 并接近 M 线。考虑到使用中调节误差及非标准大气的影响等因素, 最后确定的调节规律如图4, 曲线 N 为

理论调节规律, E 线为叶片角度的下限边界。

尽管可调叶片系统会使这些工作过程变得更加复杂,但在其它条件相同时,带可调叶片的发动机稳定工作裕度总是会相对增大的。

1. 加、减速过程的稳定工作裕度 加速过程中,因调节滞后叶片角度处于相应较低转速的较大角度,使稳定工作裕度增大;减速过程中,叶片调节滞后有缩小稳定工作裕度的趋势,但在减速中,发动机稳定工作裕度很大,不会出现不稳定工作现象。

2. 遭遇加速过程的稳定工作检查 在图 5 中压气机特性线上画出了试验测得的遭遇加速特性,图中在叶片角度调节范围,画出了各种转速下不同叶片角度的喘振边界线和特性线, A-B-C 为叶片角度保持零度不变时的喘振边界线, A-B-D 是叶片按调节规律调节时的喘振边界线,遭遇加速过程的中间转速段,不但压比比稳态高,而且叶片角度比稳态调节的角度小,发动机稳定工作裕度达到最小值。经地面和空中各种条件下的检查,满足了使用要求。

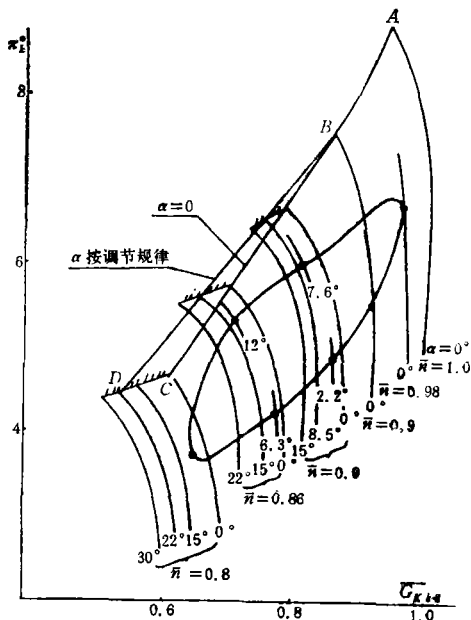


图 5 遭遇加速过程压气机工作特性

四、结 论

1. 确定可调叶片最佳调节规律,须先找出发动机稳定工作裕度最小的工作状态。当考虑叶片调节器感温滞后的影响时,某些大角度俯冲飞行状态稳定工作裕度最小。

2. 在分析计算发动机稳定工作裕度时,按实际配用飞机条件,可使结果准确实用。飞行 M 数对稳定工作边界的影响不可忽视。

3. 叶片调节器感温滞后影响的大小,用 $\sqrt{T_{j^*}/T_b} - 1$ 值判断比用 dT_{j^*}/dt 判断更准确。

4. 遭遇加速过程,是正常使用中稳定工作裕度最小的过渡状态,应进行实际的试验检查。

(责任编辑 冯毓诚)

EFFECTS OF Al_2O_3 DEPOSIT ON PERFORMANCE OF SOLID PROPELLANT ROCKET ENGINE

Fang Dingyou

(National University of Defence Technology)

Abstract

The Al_2O_3 mass fraction collected from the interior surface of nozzle is correlated with the material of throat insert, combustion pressure and Al content in the propellant. The thrust loss resulted from Al_2O_3 deposition should be considered in performance prediction and has been calculated in this paper.

ESTABLISHMENT OF VARIABLE VANE REGULATION LAW

Wang Zhengmu

(Shenyang Aeroengine Company)

Abstract

An approach to establish optimum regulation law of the variable vane for a turbojet engine is presented. The stable operating boundary of the engine can be determined according to matching with effective flight conditions.

THE 3-D BOUNDARY LAYER ON ROTATING BLADE

Zu Guojun and Chen Maozhang

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

The 3-D boundary layer equations with rotation terms are presented in oblique curvilinear coordinates. After treatment of the governing equations, the basic equations are discretized by backwind difference scheme, and the two parts of them are solved by cross iteration.