

双轴发动机特性计算的收敛

北京航空学院

朱行健 王雪瑜 颜庆津 张学良

摘 要

本文提出了符合发动机物理模型的多变量非线性方程组的降阶处理方法, 与其它各项措施相配合, 可以使双轴涡轮、涡轮发动机在任何飞行状态和任何油门位置下的稳态特性计算以及在任一飞行条件下从慢车到最大状态的加速过程计算都能获得比较满意的结果。

一、稳态特性计算的数学模型

在给定飞行状态(H 和 Ma_0)、油门位置(从燃油供油量 m_f 、涡轮前燃气温度 T_3^* 、低压和高压转子转速 n_l 和 n_h 中任意一个)和尾喷管最小截面积 A_9 等参数的情况下, 计算发动机的推力 R 和耗油率 SFC 。但是, 输出参数(R 、 SFC)与输入参数(H 、 Ma_0 、代表油门位置的参数、 A_9)之间的函数关系是非线性的, 并且无法用解析式子表达。只能通过试给某些参数, 并采用迭代法求解。

对于双轴涡轮发动机, 当给定输入参数 H 、 Ma_0 、 n_l 、 A_9 后, 至少要试给三个参数: n_h 、 T_3^* 和压气机特性图上工作点位置的辅助变量 β_1 。记 $y_1 = \beta_1$, $y_2 = n_h$, $y_3 = T_3^*$ 。

所给的 β_1 、 n_h 和 T_3^* 的数值是否正确, 由三个共同工作条件进行检查:

1. 利用压气机特性和燃烧室特性, 算出燃烧室出口燃气流量 m_3 , 利用高压涡轮特性曲线, 查得高压涡轮进口燃气流量 $m_{3'}$ 。 m_3 和 $m_{3'}$ 应当相等, 即应

$Z_1 = (m_3 - m_{3'})/m_3 = 0$, Z 称为残量1。

2. 利用低压涡轮特性曲线, 可查得低压涡轮进口燃气流量 $m_{33'}$ 。 $m_{33'}$ 应当等于高压涡轮出口燃气流量 m_{33} , 即应

$Z_2 = (m_{33} - m_{33'})/m_{33} = 0$, Z_2 称为残量2。

3. 由低压涡轮出口燃气总压 P_4^* 、总温 T_4^* 和燃气流量 m_4 , 并利用尾喷管特性, 可算出 A_9' , A_9' 应当与尾喷管最小截面积 A_9 相等, 即应

$Z_3 = (A_9 - A_9')/A_9 = 0$, Z_3 称为残量3。

但是, 在求解 y_1 , y_2 , y_3 的迭代过程中, 往往在某些环节上使计算无法进行下去, 为此要增加一些试给参数。

1. 在高压压气机特性图上查找工作点时, 往往会超出特性图上所给的正常工作范围, 这是由于该图上等转速线在很小的流量范围内变化。为避免这种现象, 增加一个代表高压压气机特性图上工作点位置的辅助变量 β_h 作为试给参数, 记为 $y_4 = \beta_h$ 。由此须增加 m_{11} 与 m_{11}'

相等作为检查条件, 即应

$Z_4 = (m_{11} - m_{11}')/m_{11} = 0$, Z_4 称为残量 1, 其中 m_{11} 是低压压气机出口空气流量, m_{11}' 是高压压气机进口空气流量。

2. 在计算 Z_1, Z_2, Z_3 的过程中, 须顺次查找部件特性曲线, 当试给值偏离真值较大时, 积累误差会使计算出的参数值与真值的偏差越来越大, 使计算无法进行下去。为避免这种现象, 用增加试给参数的方法来减少试给参数与检查参数 (各个残量) 之间的计算环节。常增加高压涡轮落压比 π_{Th}^* (记为 y_5) 和低压涡轮落压比 π_{T1}^* (记为 y_6) 作为试给参数。相应地增加高压转子功率平衡和低压转子功率平衡作为检查条件, 即应

$$Z_5 = (N_{Th}\eta_{Th} - N_{ch})/N_{ch} = 0, Z_6 = (N_{T1}\eta_{T1} - N_{c1})/N_{c1} = 0。$$

于是, 对于双轴涡喷发动机稳态特性计算, 一般情况下要有六个试给参数和六个检查参数。对于混排涡扇发动机还应增加试给函道比 B 的数值, 并用混合室进口处内外函气流静压相等的条件进行检查。综上所述, 给定输入参数求解 R 和 SFC 的稳态特性计算, 就成为求解一个含控制变量的以试给参数为未知量的多元非线性方程组

$$Z_i(Y, T) = 0, i = 1, 2, \dots, n。 \quad (1)$$

其中控制变量 $T = (t_1, t_2, t_3, t_4)^T$, t_1, t_2, t_3, t_4 分别是输入参数 H, Ma_0, n_1, A_9 。试给参数 $Y = (y_1, y_2, \dots, y_n)^T$, 对于双轴涡喷发动机, $n = 6$; 对于混排涡扇发动机, $n = 7$ 。

当输入参数给定后, T 为已知, 残量 $Z_i (i = 1, 2, \dots, n)$ 只是试给参数 Y 的函数。本文采用 $n+1$ 点顺序正割法 (也称 $n+1$ 点残量法) 求解方程组 (1), 并要求残量之模小于 0.001。

二、保证迭代收敛的几项措施

本文采取了以降阶法为主的四项措施, 下面以稳态特性计算为例加以阐述。

1. 降阶法 将高阶非线性方程组降为几个降阶复合非线性方程组, 如在稳态特性计算中将上述 6 阶或 7 阶的非线性方程组降阶为 3 阶、2 阶和 1 阶复合或 3 阶和两个 2 阶复合的非线性方程组。由于阶数降低, 未知数之间的牵制作用减弱, 因而可以扩大试给值的试取范围, 并可以证明^[1], 阶数越低, $n+1$ 点残量法的收敛速度越高。

具体做法是将涡轮进口截面作为压气机部分和涡轮部分的分界截面, 给定 P_3^* 和 T_3^* 数值, 就可以分别确定前部 (压气机、燃烧室部分) 和后部 (涡轮、尾喷管部分) 的工作状态。根据这样一个物理模型, 对于双轴涡喷发动机来说, 当 H, Ma_0, n_1, A_9 给定时, 第一层试给参数可以取 n_h, P_3^*, T_3^* 。然后分别计算前、后部。

在计算前部时, 再取 β_L, β_h 作为试给参数。用低压压气机算出的 m_{11} 和高压压气机算出的 m_{11}' 是否相等, 以及算出的燃烧室出口压强 P_3^* 与试给值 P_3^* 是否相等作为检查条件。

在计算后部时, 再取 P_{33}^* 和 P_4^* 作为试给参数。用高压涡轮算出的 m_{33} 和低压涡轮算出的 m_{33}' 是否相等, 以及算出的尾喷管出口最小面积 A_9' 与输入参数 A_9 是否相等作为检查条件。

当前、后部分别计算完毕后, 再用高、低压转子功率相等, 涡轮进口截面处由前部算出的 m_3 和后部算出的 m_3' 相等, 作为第一层试给参数的检查条件。

上述分层试给的物理模型中, 为降阶而增加了 P_3^* 作为试给参数, 并相应增加了燃烧室出口计算值 P_3^* 与试给值是否相等作为检查条件, 这样共有 7 个试给参数。

对于双轴混排涡扇发动机, 在第一层试给参数中还需要增加函道比 B , 并增加混合器进

口内、外函静压相等作为检查条件。

这样建立起来的双层降阶迭代数学模型,是符合发动机工作原理物理模型的。计算表明,这样的模型确实收到了良好的收敛效果。

2. 恰当地确定第一组试给参数的初值 即使采用了降阶法,扩大了试给参数的初值范围,还是需要为试给参数给出比较接近方程组解的初值。

鉴于发动机所适用的飞行状态范围(譬如某型发动机为 $H = 0 \sim 20$ 公里, $Ma_0 = 0 \sim 2.2$),使压气机进口总温 T_1^* 值在某一范围内变化,当 n_1 作为输入参数给定后, n_h 、 T_3^* 和 P_3^* 可以在大范围内变化。这些参数的相似参数之间总具有一定的关系,为使试给参数接近方程组解,就需要用相似原理建立试给参数初值与输入参数之间的近似关系式。

在第二层迭代计算中,前部的试给值 β_L 、 β_h 可以在允许变化的合理范围内任意给出一个数值作为初值。本文取中间值作为初值。后部的试给值 P_4^* 和 P_{33}^* 可以在 P_3^* 和 P_0 之间给出一个大体的比例数值作为初值。计算表明,这二部分的迭代运算是快速而易于收敛的。

3. 使其余 n 组试给参数的初值接近真值的方法 $n+1$ 点残量法要求给出 $n+1$ 组近似解作为初值

$$Y_k = (y_1^{(k)}, y_2^{(k)}, \dots, y_n^{(k)})^T, \quad k = 0, 1, \dots, n$$

分别求出 $n+1$ 组残量

$$Z_k = (Z_1^{(k)}, Z_2^{(k)}, \dots, Z_n^{(k)})^T, \quad k = 0, 1, \dots, n$$

为较快收敛,本文在选取 $n+1$ 组试给值时,采取一些措施使真值尽量在各组试给值范围之内。先用前面的方法确定一组试给参数,作为第一组试给值。其它 n 组试给值是在第一组的基础上分别改变其中某一试给参数而得,如第 i 组试给值就为

$$Y_i = (y_1^{(i)}, y_2^{(i)}, \dots, y_i^{(i)}, \dots, y_n^{(i)})^T$$

其中 $y_j^{(i)} = y_j^{(0)}$, ($j \neq i$)。确定 $y_i^{(i)}$ 的原则是:使得该组对应的残量 Z_i 与第一组残量 Z_0 相比至少有一个分量改变正负号,或使变化最大的一个分量趋向于零值。

计算表明,采用这一方法后,可以减少迭代次数,加快收敛速度。

4. 控制迭代过程中试给参数取值范围

线性化迭代计算中,试给值在迭代过程中的重新赋值经常会超过允许变化的合理范围,以致在计算中出现指数底数为负或二次根号内为负值等,导致计算中途终止。因此,有必要规定试给参数在迭代过程中的赋值范围,加以限制。若在多次重复计算中进行多次限制,必须使各次限制取不同的数值,否则在建立的线性方程组中会出现等价方程,使方程系数矩阵奇异,而无法求解。

应用这种方法,对某加力双轴涡喷发动机的飞行特性和各飞行状态下的油门特性进行了计算,结果是十分满意的。在这台发动机的计

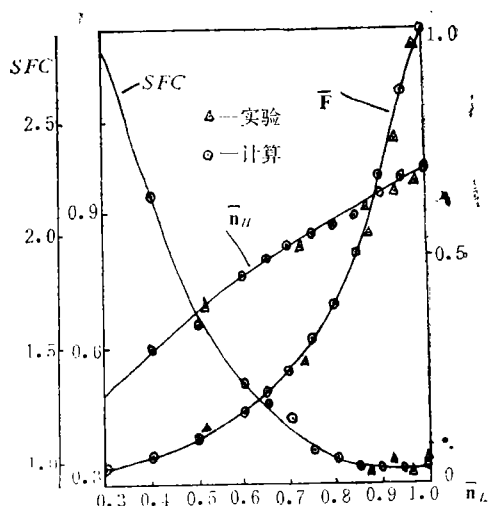


图 1 油门特性曲线

算中对主燃油泵和加力燃油泵的最大供油量进行了限制。在加力状态下, 用压气机出口和低压涡轮出口的静压 P_2 、 P_4 , 来控制加力燃油量。计算结果与可供比较的地面标准大气条件下油门特性的试验数据十分符合。如图 1 所示。

三、降阶法在动态特性计算中的应用

当采用发动机准稳态假设, 或用文献^[2, 3, 4]的方法, 对部件容积蓄质、蓄能效应和零部件与气流之间的热不平衡进行修正时, 上述稳态特性计算所采用的保证迭代收敛的各项措施均可直接应用于动态特性计算中。

应用这种方法计算了某双轴涡轮喷发动机在各飞行状态下的从慢车到最大状态的加速过程, 时间步长取为 0.1 秒。图 2 给出了计算结果与可供比较的地面标准大气条件下加速过程的实验结果。

四、结 论

用本文中所提出的方法针对某型双轴加力涡轮喷发动机所编写的程序作了大量的计算。结果表明, 对稳态特性计算, 能保证在任何飞行状态和油门位置下(只要在各部件特性所给出的数据范围内)处处迭代收敛; 对动态特性计算, 能计算在任何飞行状态下的从慢车到最大状态的加速过程以及遭遇加速过程等, 且花费机时比常用的方法有明显减少, 计算结果与试车数据相比十分吻合。

原则上讲, 本文所采用的以降阶法为主的各种方法和措施, 可以推广到属于多元非线性方程组的各种数学模型的求解计算中去。

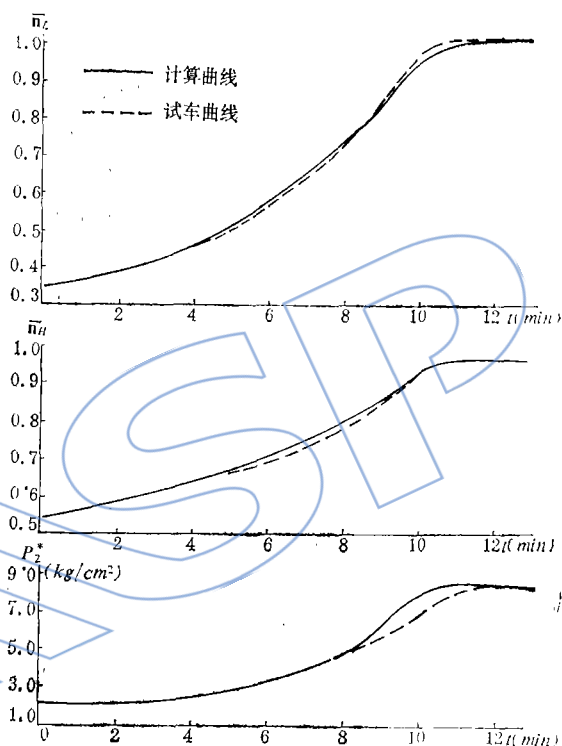


图 2 地面“慢车”到“最大”状态加速过程计算与试车结果的比较 ($P_0 = 728.5 \text{ mmHg}$, $T_0 = 11.8^\circ\text{C}$)

参 考 文 献

- [1] Zhu Xingjian, Wang Xueyu, Yan Qingjin, "Convergence of Performance Calculation of Twin Spool Turbojet and Turbofan", ASME 85-IGT-82.
- [2] Sellers, J. F., and Daniele, C. J., "DYNGEN-A Program for Calculating Steady-State and Transient Performance of Turbojet and Turbofan Engine", NASA TN D-7901, 1975.
- [3] 管彦琛、王仲生, "航空涡轮喷发动机加速过程的动态数学模型及数字模拟", 中国航空学会动力专业年会 83006, 1983.
- [4] 潘永泉、陈大光, "涡轮喷气发动机过渡过程性能的数学模型化研究", 北航硕士论文, 1984.

the vortex centers are known, their respective positions at a nearby section slightly downstream can be determined. The flowfield at this new section can then be computed. Thus, the computation goes on step by step from the blade section up to the final section where the desired flow pattern is to be obtained. The design work begins with a tentative choice of blade arrangement. Comparison of computation with the desired result will guide the modification of blade arrangement. A computer, which displays a new flow pattern each time a correction is made of the blade arrangement, greatly facilitates the design work. Swirl patterns given in the literature of real aircraft inlets have been simulated by this method and test results are shown to be satisfactory.

CONVERGENCE OF PERFORMANCE CALCULATION OF TWIN SPOOL TURBOJET AND TURBOFAN

Zhu Xingjian, Wang Xueyu, Yan Qingjin, Zhang Xueliang

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

The calculation of steady-state performance for twin spool turbojet and turbofan can be performed by formulating a multi-variable nonlinear equation set with parameters n_h , T_3^* , p_3^* , β_1 , β_h , π_{T1}^* , π_{Th}^* , etc., defined as unknown quantities in the calculation chain. Therefore, R (thrust) and SFC (specific fuel consumption) can thus be calculated directly without inputting the parameters H , Ma_0 , n_1 (or others) and A_0 .

A method of iteration, namely, $(n+1)$ -points residue method, is adopted to solve the equations. A set of 7-variable equations is reduced into a combination of one 3-variable equation set and two 2-variable equation sets. The order reduction method enables us to secure the iteration convergence. At the same time, the test values are properly determined for unknown quantities, and their variable ranges in the process of iteration are confined in accordance with the physical model of the engine. When these approaches are employed, the satisfactory results can be achieved not only for the calculation of the steady-state performance in any flight conditions and throttle settings allowed by the component performance, but also for the calculation of the dynamic-state performance.