

双轴涡喷发动机的实时数字模拟^{*}

北京航空航天大学 刘尚明^{**} 王雪瑜 朱行健

【摘要】 本文采用单一微型计算机 (IBM PC/286 + 80287 协处理器) 对某型双轴加力式涡喷发动机进行实时模拟研究。经过对发动机部件特性的适当特殊处理以及应用诸如 80286 宏汇编和 80287 浮点运算并行处理等软件设计技巧, 很好地解决了实时数字模拟时的计算精度与计算速度之间的矛盾。数字仿真比较表明: 本文提供的发动机实时模拟器无论是稳态性能还是动态响应都能很好地反映出真实发动机的物理过程, 可有效地应用于发动机数控系统研究中。

一、引言

随着航空发动机性能的日益提高, 其相应的控制要求也越来越苛刻, 使得应用发动机数字控制技术已成为必然趋势。在发动机数字控制系统研制过程中, 势必会碰到大量的参数择优问题, 由于发动机试车非常费钱和费时, 而且具有一定的危险性, 显然, 全部在真实的发动机上进行数字控制系统的调试是不现实的。而一个准确的发动机实时模拟器则可以代替真实发动机进行研究, 尤其是那些在真实发动机上很难进行的实验研究。发动机的实时模拟技术是研制发动机数字控制系统的基础, 利用它可以进行发动机数字控制系统的硬件、软件以及整个系统的调试和验证。

发动机的实时模拟技术可分为: (1) 模拟计算机模拟技术^[1]; (2) 数字计算机模拟技术^[2]; (3) 混合计算机模拟技术^[3]; (4) 以及正在研制的多微机并行处理模拟技术^[4]四种类型。探讨应用单个微型计算机 (IBM PC/286) 进行双轴加力涡喷发动机的实时模拟技术尚属首次, 而且微型计算机应用广泛, 因此, 本文所介绍的内容具有很重要的应用价值。

二、发动机实时数学模型简介

数字计算机由于它本身所具有的高精度和存贮能力, 曾成功地应用于发动机实时模拟的例子^[2]。但近二十年来应用较少, 究其原因主要在于解决不了模拟计算精度和计算速度之间的矛盾, 亦即在保证闭环控制系统具有足够的响应精度和稳定性要求的限定时间内如何同时保证发动机的较高的模拟精度。因此, 为了在微型计算机上实现双轴涡喷发动机的实时模拟, 必须对发动机的部件特性作一些合理的特殊处理。

某型双轴加力涡喷发动机由进气道、高低压压气机、主燃烧室、高低压涡轮、加力燃烧室和尾喷管组成。在发动机实时模型建立过程中进行了如下假定: 认为发动机各部件的稳态特性曲线在动态过程中保持不变; 忽略不计系统的蓄热和蓄质能力, 而仅考虑二个转子的转动惯性影响; 没有考虑燃烧室的时间延迟影响。

进气道部件计算时, 其压力计算公式

$$P_1^* = P_H \sigma_I (1 + 0.2 M^2)^{3.5} \quad (1)$$

中含有幂指数, 会花费很长的计算时间, 因此, 模型中将进气道的影响视为外界条件和干扰量。这样处理后使得模型不再感受大气温度和压力 (P_H , T_H) 而变为 (等效) 感受发动机进口的总温和总压 (P_1^* , T_1^*), 从而在实时模型计算中消除了一个费时的幂指数运算。

(1) 由发动机原理可知, 应用压气机效率计算压气机的温升时会碰到幂指数的运算, 正如在进气道处理说明时所言, 幂指数运算相当费时。因此在本文所建的实时模型中对此进行了改变, 假定压气机的温比是压比的分段线性函数:

$$T_{11}^* / T_1^* = f_1(\pi_{KL}^*) \quad (2)$$

$$T_2^* / T_{11}^* = f_2(\pi_{KH}^*) \quad (3)$$

这样处理后虽然会使模型的精度有所影响, 但由于消除了压气机效率的插值查找计算以及温度计算时的幂指数计算, 使得模型的计算时间有非常明显的减少。

(2) 传统的燃烧室部件计算是按如下式子进行的

$$f = (h_{3a}^* - h_{2a}^*) / (\eta_b H_u - H_3^* + h_{2a}^*) \quad (4)$$

若已知发动机的油量, 要求出相应的 T_3^* 的值, 上式必须经过迭代求解才能得到。又由于燃烧室的完全燃烧效率 η_b 也是 T_3^* 的函数:

$$\eta_b = f_3(P_2^*, T_3^* - T_2^*) \quad (5)$$

因此油气比 f 与 T_3^* 的关系是非线性的, 要想求得准确的 T_3^* 值, 其计算速度取决于初始值以及迭代步长的合理选择。即使这样, 它也要在每一次的迭代中不断地查焓值表, 而且要经过多次的迭代才能收敛, 显然这样的处理方式不适用于用在实时模型中。

本文所建立的数学模型中, 将 T_3^* 和油气比的关系拟合成一个复合线性函数。即:

$$\begin{cases} T_{31}^* = K_0 + K_1 T_2^* + K_2 f \\ T_3^* = T_{31}^* \eta_b(T_{31}^*, P_2^*) \end{cases} \quad (6)$$

不难看出, 采用这种方法既消除了大量的插值查取焓值的时间, 而且取消了迭代, 减少了模型的计算时间。

(3) 在发动机实时模型建立过程中应用了发动机联合特性。它是由涡轮——加力燃烧室——尾喷管的匹配关系而得到的。假定涡轮的燃气平均多变指数不变。

对双轴涡喷发动机而言, 高低压涡轮之间存在着气动联系。低压涡轮进口换算流量和高压涡轮进口换算流量的关系可表示为如下形式:

$$m_{g33cor} = m_{g3cor} \pi_{TH}^* (m_{g33} / m_{g3}) \sqrt{T_{33}^* / T_3^*} \quad (7)$$

在多变涡轮指数 n_3 已知下, 涡轮膨胀比和温度比有如下关系:

$$(T_3^* / T_{33}^*) = \pi_{TH}^* \exp\{n_3 / (n_3 - 1)\} \quad (8)$$

将上两式联立可以得到:

$$m_{g33cor} = m_{g3cor} (m_{g33} / m_{g3}) \pi_{TH}^* \exp\{(n_3 + 1) / 2 n_3\} \quad (9)$$

同理可以推出低压涡轮和尾喷管的匹配关系 (尾喷管和加力燃烧室共同按一维绝热管流近似计算。当加力燃烧室不工作时, 尾喷管面积为其真实值; 当加力燃烧室工作时, 按气流相似准则, 尾喷管面积为等效面积)。对某一给定的尾喷管面积 A_E , 尾喷管出口换算流量与低压

涡轮换算流量的关系可以整理为如下形式：

$$m_{g_{cor}} = m_{g33_{cor}} (m_{g9} / m_{g33}) \sigma_j \sigma_N \pi_{\pi}^* \exp\{ (n_{33} + 1) / 2 n_{33} \} \quad (10)$$

其中, σ_j , σ_N 分别为加力燃烧室和尾喷管的总压恢复系数。

假定用 π_{π} 表示发动机总的膨胀比, 亦即：

$$\pi_{\pi} = (P_3^* / P_H) = \pi_{TH}^* \pi_{\pi}^* \pi_E^* \sigma_j \sigma_N \quad (11)$$

尾喷管的特性是面积 A_E 和膨胀比 π_E^* 的函数：

$$m_{g_{cor}} = f(A_E, \pi_E^*) \quad (12)$$

涡轮的特性可以表示为如下的形式：

$$m_{g3_{cor}} = f(\pi_{TH}^*) \quad (13)$$

$$m_{g33_{cor}} = f(\pi_{\pi}^*) \quad (14)$$

上述 (8) ~ (13) 六个方程式中有 π_{π}^* 、 π_{TH}^* 、 π_{π}^* 、 π_E^* 、 $m_{g3_{cor}}$ 、 $m_{g33_{cor}}$ 、 $m_{g9_{cor}}$ 、 A_E 八个未知组合参数, 显然这些方程是不封闭的。换句话说, 如果选定其中的两个组合参数作为自变量, 其余的六个组合参数则是所选两个组合参数的函数。本文选用组合参数 A_E 和 π_{π}^* 作为自变量, 当给定一组 A_E 和 π_{π}^* 后, 就唯一确定了其他六个参数值。这正是本文所用的发动机涡轮—加力燃烧室—尾喷管联合特性的理论依据。

(4) 在进行发动机的实时模拟时为了节省时间, 大多采用了定物性参数的假定。为了提高模型的计算精度, 本文采用变比热计算。取各截面的比热为对应截面的燃油流量系数和温度的函数。用公式表示为：

$$C_{Pi} = C_P(f_i, T_i^*) \quad (i = 1, 11, 2, 3, 33, 4, \dots, 9) \quad (15)$$

其中, 压缩部分各截面的燃油流量系数为零。

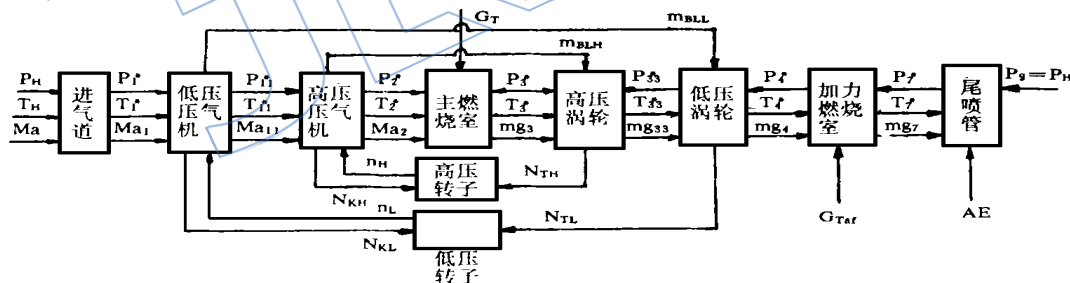


图 1 发动机实时模型计算流程图

经过上述处理后的具体的发动机实时数学模型计算流程图见图 1 所示。模型的输入参数分别为：飞行高度 H 、飞行马赫数 Ma 、压气机进口参数 (P_1^* , T_1^*)；尾喷管面积 A_E 、以及油门杆角度 PLA 相对应的主燃油流量 G_T 和加力燃油流量 G_{Taf} (不加力时 $G_{Taf} = 0$)；其相应的输出参数为：转速 (n_L , n_H) 以及各截面的气流参数—总温、总压、流量等。

三、发动机实时模型的计算机实现

发动机的实时模拟包括发动机的数学模型和计算机实现两部分。在一定程度上进行发动机数学模型的简化可以使得模型的计算时间大大减少, 但这并不意味着可以无限制的简化, 否则将会降低发动机数学模型的计算精度而使得发动机模拟器的研究失去意义。除此而外另一种减少模型计算时间的方法是采用软件设计技巧处理, 使之运算速度加快, 而且这种方法不会降低发动机的实时模拟精度。

- (1) 采用 80286 宏汇编和 80287 浮点指令中最省时间的指令，而不管其指令的多少。如赋值语句指令和一个整数乘（除）一个 10 以内的整数时，用移位指令和加（减）法指令，而不用乘（除）法指令；
- (2) 尽可能地减少不必要地操作。如对中间变量尽量应用堆栈以减少变量的存或取时间、利用 SI，DI 作为变址器计算数组元素的内存地址以及将程序之间的参数传递压缩到最少以节省时间；
- (3) 由于 80286 宏汇编和 80287 浮点运算能够同时并行处理，因此，在程序设计过程中，在不影响系统内存和运算结果的前提下，尽可能使它们并行处理，以提高模型的计算速度。

四、发动机实时模拟器的仿真计算结果

表 1 示出了本文所建实时模型采用不同的编程方式在不同的计算机系统上的计算时间比较，相应的计算时间为在一个时间步长内给定一个燃油变化重复 200 次计算后的平均时间，单位为毫秒。

表 1 采用不同的微机系统时发动机实时模型的计算时间

编 译 方 法 \ 机 型	油量不变		油量变化 20 %		油量变化 50 %	
	SPERRY	COMPAQ	SPERRY	COMPAQ	SPERRY	COMPAQ
	8MHz-286	25MHz-386	8MHz-286	25MHz-386	8MHz-286	25MHz-386
Fortran 编译	7.60ms	3.30ms	22.25ms	7.35ms	37.35ms	8.55ms
Fortran 优化编译	5.25ms	3.00ms	16.75ms	6.85ms	28.00ms	7.95ms
本文编程方法	4.35ms	2.50ms	13.45ms	6.35ms	22.50ms	6.80ms

由表 1 可以很清楚地看出：当一个时间步长内的油量变化不超过 50 % 时，本文所建的双轴涡喷发动机的实时模型在配有 80287 协处理器的 IBM PC/286 系列微机上的计算时间小于 30 毫秒，满足了发动机的实时模拟要求，而在 80386 微机系统上速度更快，实时性能更好，其相应的计算时间在 10 毫秒以内。

图 2 (a)、(b) 分别示出了在海平面标准大气条件下，用所建的发动机实时模型所计算

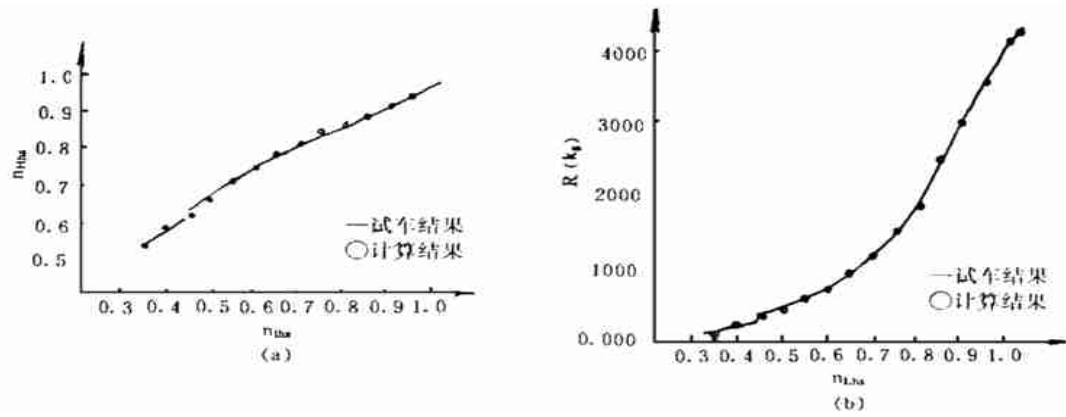


图 2

出来的转速特性曲线和推力随转速的变化曲线。图中的实线为发动机的实际试车曲线^[5]，图中的园点是发动机的实时模型计算结果。

由图可知,二者吻合较好。亦即:在本文的实时模型建立过程中对发动机的某些部件特性进行的特殊处理,虽然对模型的计算精度有所影响,但模型的计算精度仍在要求的精度限制范围之内,却使模型的计算速度有明显的加快,因此这些处理方式是合适可行的。

图3(a)、(b)示出了在地面发动机从慢车加速到最大状态,工作一定时间后又下降到慢车状态的动态响应曲线。由于发动机的喘振裕度限制,在发动机的高压转子转速低于某一数值时要放大尾喷管面积,因此在这个过程中发动机的尾喷管面积是变化的。图中的实线为在相同条件下的发动机数控总师组推荐的发动机的非实时非线性准确数学模型^[6]的计算结果。

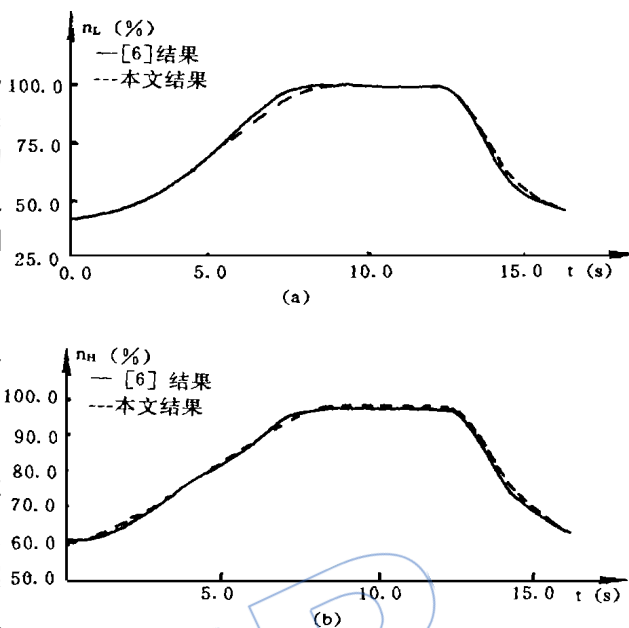


图3 动态响应曲线

由图可知:本文提供的发动机实时模拟器也能很好地反映动态变化时真实发动机的物理过程。由于没有准确的低转速下的压气机特性曲线,使得在低转速时以及在减速过程时动态响应的误差稍大一些,但仍然在工程允许误差范围之内。

五、结 论

本文应用单一微型计算机 (IBM PC/286 + 80287) 对双轴加力式涡喷发动机进行实时模拟研究。经过对发动机部件特性的适当改变和简化,得到了一个既简单而又较为准确的发动机实时数学模型。通过采用一些软件设计方法,在数字计算机上实现了发动机的实时模拟。数字仿真结果表明本文得到的发动机实时模拟器无论是稳态性能还是动态响应都能很好地反映出真实发动机的物理过程。为下一步研究发动机数字控制系统打下了基础。

参 考 文 献

- [1] Larowe, V. L., et., "用于控制研究的燃气涡轮发动机的模拟", 航空发动机科技参考资料, 1979, NO: 5, 总24。
- [2] Nishio, K., and Sugiyama, N., "Real - Time Simulation of Jet - Engines with Digital Computer", ASME 74 - GT - 19.
- [3] Szuch, J. R., and Seldner, K., NASA TMX - 3261, 1975.
- [4] Szuch, J. R., "Advancements in Real - Time Engine Simulation Technology", AIAA - 82 - 1075, 1982.
- [5] 011 基地二所, "某型发动机部件性能数据", (航空航天部发动机数控总师组下发数据), 1987. 9。
- [6] 郭允龙, "某型发动机非实时数学模型研究报告", 011 基地二所, 1988. 2。
- [7] 刘尚明, "双轴涡喷发动机的实时模拟及其数字控制系统的设计与研究", 北京航空航天大学博士论文, 1990. 7。

DIGITAL REAL-TIME SIMULATION OF A TWIN-SPOOL TURBOJET

Liu Shangming, Wang Xueyu, Zhu Xingjian

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT A digital real-time simulation by means of single micro-computer has been developed for an actual two-spool afterburning turbojet engine. In order to overcome the contradiction between the computation precision and the speed necessary to digital real-time simulation technique, the characteristics of engine components have been reasonably simplified and modified and 80286 macro-assembly, 80287 float arithmetic parallel processing method and some programming techniques have been adopted. A non-linear, large-deviation digital real-time simulation has been obtained. The results of this simulation are compared with the measured data. It is shown that its calculation accuracy and speed are suitable for the real-time simulation.

TECHNICAL NOTES

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF A SMALL TWO-STAGE TRANSONIC AXIAL COMPRESSOR

Li Liangming (Nanhua Powerplant Institute)

ABSTRACT A small-dimension two-stage transonic axial compressor has been designed with blade tip velocity 436m/s and design revolution 45000r/min. Its tests have been carried out to investigate the performance of this compressor. It is shown that its performance attains or exceeds its design specifications. This paper also considers the effects of radial and axial clearances, probe blockage, step matching and measuring techniques on the performance of the compressor.

NUMERICAL STUDY OF END-WALL BOUNDARY LAYER AND BLADE FORCE DEFECT IN CASCADES

Wu Hu, Liu Songling, Chen Fuqun (Northwestern Polytechnic University)

ABSTRACT A detail research has been completed for calculation of end-wall boundary layers within an axial compressor cascade. A new calculation model for blade force defect is proposed, which is associated with development of primary flow and transverse flow. A unique feature of this method lies not only in capability to calculate the development of end-wall boundary layers inside the cascade passage without any assumption about the exit of cascade, but also in ability to take into account the influence of its tip clearance. The calculational results of three heavily loaded cascades show that this model is superior to other existing models.

IMPROVEMENT IN SOLUTION OF EIGENVALUES WITH TRANSFER MATRIX METHOD ON COMPUTER

Li Yan (Nanhua Powerplant Research Institute)

ABSTRACT A measure is taken based on secant method and tangent method to improve the computational method of eigenvalues with transfer matrix method on computer. In the new measure