

涡轮发动机部件特性自适应模型的确定方法^{*}

陈玉春, 黄 兴, 徐思远, 屠秋野, 张 宏

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 针对现有航空涡轮发动机部件特性自适应模型中存在的不足, 提出了合理的解决方法: 根据测量参数合理选择部件特性修正因子; 使用部件特性删除法求解部件特性修正因子; 部件特性修正因子的数值拟合方法。采取这些改进措施后, 使得现有航空涡轮发动机部件特性自适应模型得到改善。计算结果与两种型号的涡喷发动机的试验数据对比表明本文的改进方法合理。

关键词: 燃气涡轮发动机; 特性; 自适应模型⁺

中图分类号: V235.113

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2008) 02-0214-05

A method of definition for the adaptive simulation model of gas turbine performance

CHEN Yu-chun, HUANG Xing, XU Si-yuan, TU Qiu-ye, ZHANG Hong

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

Abstract For overcoming some insufficiencies of adaptive simulation model of gas turbine performance at present, some reasonable solutions were proposed as follows: a reasonable choice of the modified coefficients according to measure parameters; a method of solving the modified coefficients without component maps; a polynomial fit of modified coefficients. The current adaptive simulation model of gas turbine performance was improved by using these solutions. Compared with experimental data, the computing results of two type turbojet engines indicated the solutions were feasible.

Key words Gas turbine engine; Characteristic; Adaptive simulation model

1 引 言

在航空涡轮发动机特性计算中, 有时候并不知道发动机真实的部件特性, 为了能够进行特性计算, 通常可以采用通用部件特性代替真实部件特性^[1]。由于通用部件特性和真实部件特性之间存在差别, 发动机特性计算的精度也就会受到影响。为此, 文献[2]~[7]发展了称为“部件特性自适应模型”的技术来解决在未知部件特性的情况下, 发动机特性模拟精度不高的问题。这种技术实际上是线性故障诊断技术^[9]的发展。部件特性自适应模型的基本思路是, 通过在通用部件特性中采取额外的修正因子对部件参数进行修正, 根据实际发动机试验过程中的测量参数, 采用优化算法使得程序的计算结果与实际的发动

机测量参数一致, 于是, 采用部件特性修正因子后的通用部件特性就和实际发动机部件特性在所计算的工作点上一致了。这一技术对于未知部件特性的发动机特性计算以及发动机控制规律制定等方面均具有重要的意义。

但是, 经过研究发现, 现有的部件特性自适应模型中存在如下不足: (1)没有指出如何根据发动机试验中的测量参数来合理选择部件特性修正因子; (2)在风扇或压气机特性修正因子的选择上有错误; (3)没有提及和解决由于部件特性修正因子的引入后发动机特性计算不收敛的问题; (4)没有提出很好的方法来应用所求得的部件特性修正因子。

本文在对现有部件特性自适应模型存在的上述不足进行系统地研究后, 提出了相应的改进方法。采

^{*} 收稿日期: 2007-06-07; 修订日期: 2007-08-22。

作者简介: 陈玉春 (1967—), 男, 博士生, 副教授, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。

Email: chych888@nwpu.edu.cn

用本文的改进方法后,相应部件特性自适应模型得到了完善。根据涡喷 6 和某型涡喷发动机的试验数据,利用改进后的自适应模型进行发动机节流特性计算,结果表明本文提出的改进方法是成功而有效的。

2 部件特性自适应模型的问题、解决方法及改进

2.1 部件特性修正因子的合理选择

(1) 部件特性修正因子与测量参数之间的关系

如果发动机试验中有 m 个测量参数 Y_m , 采用通用部件特性的发动机特性计算程序计算得到的相应参数为 $\bar{Y}_m$, 引入 n 个部件特性修正因子 X_n , 发动机部件特性自适应模型实际上是下列非线性方程组的反问题(即根据已知的函数 Y_m 来求自变量 X_n)

$$\bar{Y} = \bar{Y}_m - \bar{Y}'_m = \bar{Y}(\bar{X}_n) = 0 \quad (1)$$

文献[2~7]通过引入目标函数 $FC = \sum_{i=1}^m a_i (\bar{Y}_i - \bar{Y}'_i)^2 = FC(\bar{X}_n)$ (a_i 为加权因子), 采用不同的优化算法来求解 X_n 。但是, 无论采用什么方法, 优化计算 $FC = FC(X_n)$ 与求解非线性方程组式(1)本质是一致的, 因此两者的求解条件一致, 即要求: $m \geq n$ 。当 $m = n$ 时, 两者有唯一解, 当 $m > n$ 时, 有最小二乘解, 当 $m < n$ 时, 有无穷解。无穷解的情况没有实际意义。因此, 根据 m 个测量参数, 能够求解出来的修正因子最多为 m 个。

必须注意的是, 发动机测量参数中, 有些参数之间是有相关性的, 比如推力、燃油流量以及耗油率之间, 只有两个参数是独立的。高压涡轮进口总温、低压涡轮进口温度以及低压涡轮出口总温之间, 只有一个参数是独立的。没有相关性的测量参数可以与相应的计算参数构成非线性方程组(1)中的独立方程, 而具有相关性的参数与相应的计算参数构成非线性方程组(1)中的线性相关方程。因此, 在统计测量参数中, 需仔细考虑这些相关性参数。

(2) 风扇和压气机特性修正因子的选择

文献[2~7]中, 有的在引入风扇和(或)压气机修正因子时, 同时引进了压比修正因子 $X_i = \pi_{\text{fact}} / \pi_{\text{ref}}$, 效率修正因子 $X_{i+1} = \eta_{\text{fact}} / \eta_{\text{ref}}$ 以及换算流量修正因子 $X_{i+2} = W_{\text{ac fact}} / W_{\text{ac ref}}$ (下标 fact 表示实际特性, ref 表示通用特性), 这就带来了严重问题。因为在发动机特性计算中, 独立变量中已经有风扇和压气机的压比比, 压比比与压比实际上是相同的变量, 只不过表示形式不同而已。因此, 无论发动机测量参数有多

少, 就风扇和压气机而言, 已经多出一个未知参数, 因而不能够满足压比、效率和换算流量这三个修正因子求解的唯一性要求。更为直观的描述如下: 参见图 1 所示的风扇特性图(压比 π_c 与换算转速 n_{cor} 和换算流量 W_{ac} 之间的关系), 某一换算转速下, 如果同时引入风扇压比、效率和换算流量三个修正因子, 那么, 通用特性图中的等换算转速线上的任何一个点(例如点 1 和点 2), 总能够找到一组相应的修正因子 ($\bar{X}_i$ 和 $\bar{X}'_i$), 使得这一点被修正到实际特性的已知点上(例如点 0), 这实际上就是无穷解的问题: 不但没有实际意义, 而且会带来不同初值得到不同解, 或者优化计算根本不收敛的问题。

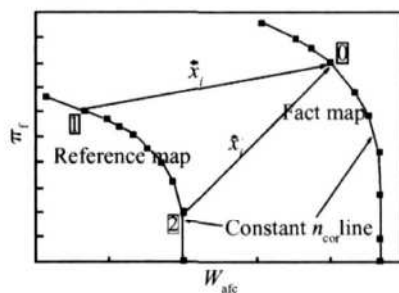


Fig 1 Two points of reference map modified to one point of fact map

因此, 如果在发动机特性计算中, 独立变量中已经有风扇和压气机的压比比, 自适应模型中不能够引入压比修正因子。涡轮的换算流量(流量函数)修正因子也与风扇压比修正因子有相同的特性, 因而不能够在自适应模型中引入该修正因子。

(3) 测量参数的优选

发动机试验中的测量参数在测量精度上是各有不同的, 例如, 发动机转子转速、空气流量、耗油量、推力等参数一般来说是很精确的, 而一些参数如压气机出口总温或总压、涡轮出口总温或总压精度则相对较差。造成测量参数的测量精度低的原因有^[8]: (a) 由于测量截面流场是三维分布的, 所测量的数值具有“三维效应”, 可能不代表该参数在该截面的“平均值”; (b) 测量方法决定了测量精度不高, 例如, 实际发动机中往往是测量燃烧室进口截面的静压来代表压气机出口总压, 虽然该截面的马赫数较低, 但总静压之间总是存在差别的。因此在自适应模型中, 应该根据发动机各测量参数的具体情况, 优选测量精度较高的测量参数作为优化目标。

另外, 发动机部件特性中的参数对测量参数的敏感性(部件特性参数变化引起相应于测量参数的计

算参数的变化程度)是有所不同的,建议不要采用敏感性较差的测量参数修正因子作为优化计算中的变量。例如:在一种特例中,如果仅仅知道实际发动机测量推力,可以通过自适应模型求解压气机压比或效率或换算流量的修正因子,但是,压气机压比和效率的变化引起的发动机推力的变化是有限的,如果测量推力和计算推力之间存在较大误差,求出的压比或效率修正因子会出现没有意义的解(例如效率大于1.0),因此应该选择对推力影响较大的换算流量修正因子作为优化计算变量。

对于测量参数较多的情况(例如发动机的地面试验),如何优选测量参数,必须根据发动机试验的具体情况,并通过敏感性分析的方法来进行,这是一项较为复杂的工作,鉴于篇幅有限,这里不再深入讨论。

2.2 部件特性删除法

文献[2~7]中,有的在引入风扇和(或)压气机修正因子时,只引入了效率和换算流量的修正因子,根据上面的分析,这种做法是正确的。但是,研究表明,如果修正因子的变化范围较大,将会出现发动机特性计算不收敛的问题。另外,在许多情况下,即便能够正常求出修正因子,工作线在修正后的风扇和(或)压气机通用特性图的走势并不符合逻辑,例如高设计点压比的压气机的共同工作线在低换算转速时远离喘振边界,这显然是不正确的。

为了解决上述两个问题,参照文献[9]的思路,将“部件特性删除法”加以改进后应用于自适应模型中。具体的做法是,将风扇和(或)压气机的压比、效率和换算流量的具体数值直接作为优化计算的独立变量,再引入适合的优化目标来确定本来是非设计点要确定的部件参数,发动机非设计点特性计算就转换为设计点性能计算,从而解决了特性计算的不收敛的问题。获得的这些压比、效率和换算流量的具体数值在通用特性图中并没有具体的对应位置,但可以通过分析实际发动机的风扇和(或)压气机的特性,定义合理的压比比(或喘振裕度)随换算转速的变化规律,在这些压比比和换算转速对应的通用特性的工作点上,直接可以计算出相应的修正因子。

2.3 部件特性修正因子的数值拟合

在获得部件特性参数的修正因子后,如何合理而有效地应用这些因子,文献[2~7]并没有加以系统研究。最容易想到的一种方法是直接应用这些修正因子对通用特性图进行修正,用修正后的特性图将原

来的通用特性图替换掉。这种方法固然可行,但使用起来还是会有不方便之处:需要重新整理特性图。可以利用数值拟合的方法来利用所得的修正因子。以压气机压比、换算流量和效率修正因子为例,根据试验数据,利用自适应模型优化计算,将会获得不同发动机换算转速下的一系列修正因子,修正因子随换算转速的变化一般来说是有规律的,于是可以利用这些离散点数据进行合理的数值拟合,有了修正因子函数关系式,可以实现在不需要重新处理通用压气机特性图的情况下,直接进行发动机特性计算:在相应的换算转速下由拟合关系式求出修正因子,乘以相应的通用特性图中插值得到的压比、效率和换算流量即可。

3 算例与分析

为了能够显而易见地说明问题,下面以单轴涡喷发动机特性计算的部件特性自适应模型计算为算例,说明本文提出的改进方法的正确性和有效性。

3.1 实际涡喷发动机部件特性修正因子的选择

在涡喷6发动机和某型涡喷发动机地面试验中,发动机6个测量参数为:转子转速 n ,推力 F_n ,空气流量 W_a 、主燃烧室燃油流量 W_f (或耗油率 g_c)、压气机出口总压 p_c 以及涡轮后总温 T_5 。

发动机各部件特性中,由于压气机特性参数随换算转速的变化较为剧烈,会使得通用压气机特性图与实际压气机特性图差别比其它部件大,故首要考虑使用自适应模型来求解压气机特性参数的修正因子。按照2.1节的方法,如果采用引入压气机效率和换算流量修正因子的方法,则优选推力和耗油量为优化目标,此时的修正因子具有唯一解。如果增加其它独立测量参数为优化目标,则修正因子具有最小二乘解。

如果考虑通用涡轮特性与实际涡轮特性的差别,引入涡轮效率修正因子,则可以考虑增加涡轮后总温。如果将所有发动机的测量参数都作为优化目标,则通过自适应模型能够求出压气机、主燃烧室以及涡轮的特性参数的最多5个修正因子(转子转速为控制规律,故不能够作为独立的优化目标)。

3.2 部件特性删除法求解部件特性修正因子

利用删除特性法来求解涡喷6和某型涡喷发动机压气机特性参数修正因子时,为了能够同时求出涡轮前总温,根据2.2的原则,必须增加2个优化目标,才能够求解优化问题。考虑增加 p_c 和 W_a 为优化目标,删除特性法的自适应模型转变成为如下优化问

题: 已知发动机 F_n , g_c , p_2 和 W_a , 已知主燃烧室和涡轮特性参数 (来自采用通用部件特性计算结果) 时, 求解压气机特性参数压比 π_c 、换算流量 W_{acc} 、效率 η_c 和涡轮前总温 T_{t4} 。

在文献 [1] 的 0 维发动机特性计算模型的基础上, 根据所研究的发动机特点加以修改, 以 π_c , W_{acc} , η_c 和 T_{t4} 为独立变量, 以程序计算得到的 F_n , g_c , p_2 , W_a 和测量参数之间的差值的平方和为目标, 构成了如下的优化问题

优化目标

$$OBJ = m \ln(FC) = m \ln \left[\sum_{i=1}^m a_i (Y_i - Y_i')^2 \right] = m \ln [FC(X_n)] \quad (2)$$

式中 $m = 4$, Y_i 为程序得到的 F_n , g_c , p_2 , W_a , Y_i' 为相应的试验测量值, 加权因子 a_i 均取 $1/4$, X_n 为 π_c , W_{acc} , η_c 和 T_{t4} , 它们的取值范围分别为: $2.0 < \pi_c < 10.0$, $20.0 < W_{acc} < 45.0$, $0.5 < \eta_c < 0.99$, $800K <$

$T_{t4} < 1\,300\,K$ 。利用线性规划法 (原理略), 根据涡喷 6 发动机和某型涡喷发动机试验中的节流特性数据, 计算得到的结果分别见表 1 和图 2。

由表 1 和图 2 中的数据不难看出, 删除特性法具有很高的精度 (计算参数与测量参数非常接近, 误差均不超过 1.0%), 并且允许独立变量的选择范围较大 (这是引入修正因子的方法不能够实现的)。

根据计算得到的压气机换算流量、效率以及压比, 通过合理配置压气机喘振裕度随换算转速的变化趋势, 就可以得到相应的压气机特性参数压比、换算流量和效率修正因子。

3.3 发动机部件特性修正因子的数值拟合

利用引入修正因子的方法, 以发动机推力和耗油率为目标, 通过优化计算求解得到的涡喷 6 发动机和某型涡喷发动机的压气机换算流量和效率的修正因子 (X_{wacc} 和 X_{η}) 随换算转速 n_{cor} 变化具有很好的规律 (图 3(a) 为涡喷 6 的修正因子, 图 3(b) 为某型涡喷

Table 1 Results of throttle characteristics of WP6 turbojet engine by erasing maps method

State	Parameter	n %	F_n /kN	g_c /[g/(N·h)]	p_2 /kPa	W_a /(kg/s)	W_{acc} /(kg/s)	η_c	π_c	T_{t4} /K
1	Experimental	100	25.73	96.02	768.140	43.69	—	—	—	—
	Computing	100	25.73	95.98	768.121	43.69	43.69	0.7916	7.5808	1136
2	Experimental	100	21.60	95.40	742.500	43.72	—	—	—	—
	Computing	100	21.60	95.49	742.502	43.72	43.72	0.7789	7.3279	1048
3	Experimental	95.96	19.24	92.99	694.540	42.36	—	—	—	—
	Computing	95.96	19.23	92.81	694.496	42.36	42.36	0.8030	6.8541	983
4	Experimental	93.24	17.51	92.79	657.460	40.81	—	—	—	—
	Computing	93.24	17.51	92.90	657.625	40.80	40.80	0.8017	6.4903	957
5	Experimental	90.23	15.45	93.64	606.000	37.26	—	—	—	—
	Computing	90.23	15.45	93.95	606.131	37.22	37.22	0.8144	5.9820	929
6	Experimental	86.81	13.11	96.67	536.090	35.66	—	—	—	—
	Computing	86.81	13.11	96.23	536.078	35.66	35.66	0.8209	5.2907	874

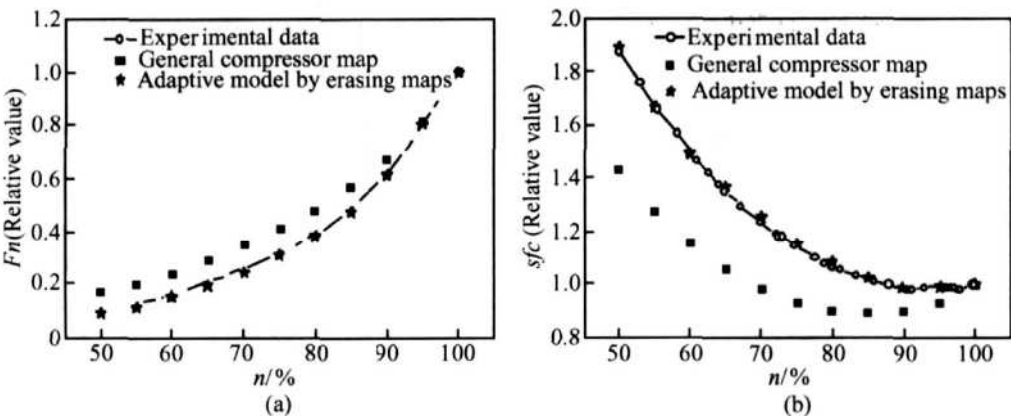


Fig 2 Results of throttle characteristics of some turbojet engine by erasing maps method

发动机的修正因子), 利用多项式分别拟合为 (图 3(a)对应式 (3), 图 3(b)对应式 (4))

$$\begin{cases} X_{wacc} = 1.07483 - 0.01657n_{cor} + 2.34397 \times 10^{-4}n_{cor}^2 - 7.49957 \times 10^{-7}n_{cor}^3 \\ X_{\eta} = 1.68134 - 0.02298n_{cor} + 2.20411 \times 10^{-4}n_{cor}^2 - 5.70894 \times 10^{-7}n_{cor}^3 \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} X_{wacc} = 35.12149 + 1.10346n_{cor} - 0.01113n_{cor}^2 + 3.70654 \times 10^{-5}n_{cor}^3 \\ X_{\eta} = 1.39 - 0.02294n_{cor} + 4.55386 \times 10^{-4}n_{cor}^2 - 2.64083 \times 10^{-6}n_{cor}^3 \end{cases} \quad (4)$$

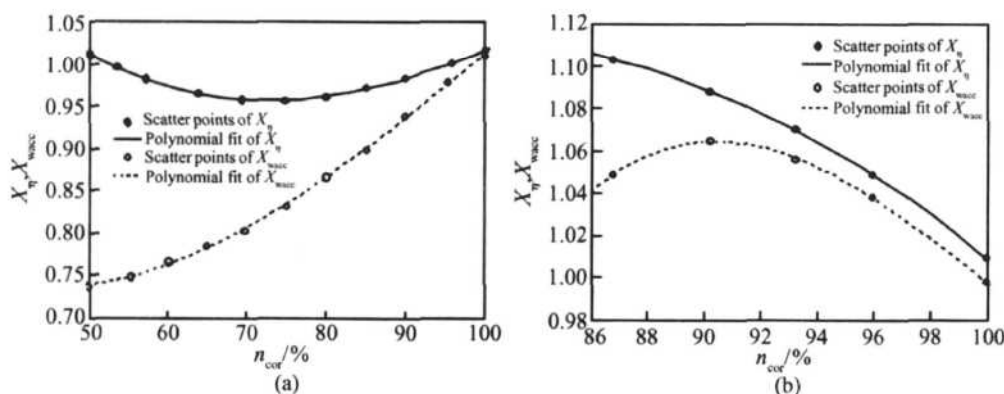


Fig 3 Polynomial fit of modified coefficients of efficiency and corrected mass flow

采用多项式拟合的结果精度很高: X_{wacc} 的拟合误差不大于 0.1%, X_{η} 的拟合误差不大于 0.3%。这样便于进行实际发动机的特性计算。

4 结 论

分析了现有航空涡轮发动机特性计算的部件特性自适应模型存在的不足, 提出了相应的解决措施, 使得自适应模型更为完善。利用涡喷 6 和某型涡喷发动机实际的试验数据对所提出的解决措施进行了验证, 计算结果表明本文所提出的解决措施合理有效。虽然只在单轴涡喷发动机上进行了验证 (为了能够显而易见地说明问题), 但是所提出的解决措施在理论上是可以推广到其它类型的涡轮发动机部件特性自适应模型中。

参考文献:

- [1] Sellers J F, Daniel C J. DYNGEN - a program for calculating steady state and transient performance of turbojet and turbofan engines [R]. NASA-TN-D-7901, 1975.
- [2] 吴 虎, 肖 洪, 蒋建军. 涡扇发动机部件特性自适应模拟 [J]. 推进技术, 2005, 26(5). (WU HU, XIAO Hong, JIANG Jian-jun. Adaptive simulation of turbofan engine component performance [J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(5).)

Technology, 2005, 26(5).)

- [3] 段守付, 樊思齐, 卢 燕. 航空发动机自适应建模技术研究 [J]. 航空动力学报, 1999, 14(4).
- [4] 肖 洪, 薛 倩, 廉小纯, 等. 基于部件特性未知的航空发动机故障诊断技术研究 [J]. 航空动力学报, 2005, 20(5).
- [5] Stamatis A, Mathioudakis K, Papailiou K D. Adaptive simulation of gas turbine performance [J]. Journal of Engineering for Power, 1990, 112(2): 168~175.
- [6] Stamatis A, Mathioudakis K, Berios G, et al. Jet engine fault detection with discrete operation points gas path analysis [J]. Journal of Engineering for Power, 1991, 7(6): 1043~1048.
- [7] Sieros G, Stamatis A, Mathioudakis K, et al. Jet engine component maps for performance modeling and diagnosis [J]. Journal of Engineering for Power, 1997, 119(5): 665~674.
- [8] Henry Larwandowski. Continued development of expert system tools for NPSS engine diagnostics. Final Report [R]. NASA Grant Number: NCC3-400, 1996.
- [9] 范作民, 孙春林, 白 杰. 航空发动机故障诊断导论 [M]. 北京: 科学出版社, 2004.

(编辑: 郭振伶)