

变循环发动机核心机稳态性能计算模型修正方法

谷彬, 李美金, 余秋霞, 丁朝霞

(中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘要: 针对搭建的变循环发动机核心机稳态性能计算模型的计算结果与试验结果差距较大的问题, 提出一种适用于该计算模型的修正方法。即先利用试验数据算出核心机性能参数, 选择在模型中作为独立变量的参数代入计算模型, 然后换用与这些参数有相关性的修正因子作为模型方程组的独立变量, 通过修正因子在模型中的迭代求解实现性能模型的修正。修正前模型计算结果与试验结果最大相差约10%, 修正后两者偏差在1%以内, 验证了该方法的有效性和工程实用性。

关键词: 航空发动机; 变循环; 核心机; 核心驱动风扇; 性能模型; 模型修正; 修正因子

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620 (2019) 02-0012-05

Investigation on steady-state performance model correction for the engine core of variable cycle engine

GU Bin, LI Mei-jin, YU Qiu-xia, DING Zhao-xia

(AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: In order to solve the problem of great difference between the steady-state performance model for the engine core of variable cycle engine (VCE) and the test results, a correction method of performance model was introduced. To start with the performance of the engine core was calculated utilizing the test data. The independent variables of the model were substituted into the model. Then the variables were replaced with the correction factors which were related to parameters. The correction of the performance model was carried out by iteration solution of correction factors. Before the correction, there was a relative deviation up to 10% between the results calculated by the model and that calculated from utilizing the test data, while the relative deviation decreased to less than 1% after the correction. The results indicate that the accuracy of corrected model is greatly improved, which means the method is effective and practicable.

Key words: aero-engine; variable cycle ; engine core; core driven fan stage; performance model; model correction; correction factor

1 引言

变循环发动机兼具超声速时大推力与亚声速时低油耗的优点, 受到各航空强国的重视, 是目前航空发动机的重要研究方向之一。从20世纪60年代以来, 国外各大航空发动机公司进行了多种结构形式的变循环发动机概念设计和方案设计研究, 并进行了试验验证, 如美国通用电气公司、英国罗·罗公司、法国斯奈克玛公司及日本工业科学与技术研究所

等。其中以通用电气公司的研究最为深入, 其研发的F120发动机是第一台经飞行试验验证的变循环发动机^[1]。在F120的基础上, 通用电气公司又发展了F136发动机, 该发动机参与了美军F35战机替代动力装置的竞争。国内对变循环发动机的研究还处于起步阶段, 且主要集中在变循环发动机建模与性能优化^[2-3]及对战斗机任务性能影响^[4]等方面。

从工程应用角度看, 变循环发动机研究首先需

收稿日期: 2018-04-24

作者简介: 谷彬(1985-), 男, 重庆人, 工程师, 主要从事航空发动机总体设计技术研究。

要开展变循环发动机核心机的研究^[5]。由于变循环发动机相对常规发动机结构更复杂,先对核心机进行研究并验证其技术可行性,能大幅减少变循环发动机的研制风险,缩短研制周期。一种典型的变循环发动机核心机为带核心驱动风扇级(CDFS)的结构形式,其与传统发动机核心机的区别是在传统核心机基础上增加了一个核心驱动风扇级,且其出口引射涵道比可调。变循环发动机核心机性能建模一般采用基于航空发动机部件特性的建模方法,部件特性可通过部件试验获得,但部件特性与部件在装机条件下核心机中运转时的特性往往存在差异,造成性能模型计算结果与实际的试验结果有较大偏差。而一个高精度的核心机性能模型是进行核心机性能分析的关键,因此研究变循环发动机核心机稳态性能模型修正方法、利用已有试验数据通过修正得到高精度的稳态性能计算模型十分重要。

目前针对发动机性能计算模型修正有多种方法。如马力等^[6]将影响系数矩阵方法引入发动机稳态模型修正,模型修正后精度有很大提高;李冬等^[7]采用遗传算法对发动机性能模型进行修正,其修正效果比影响系数矩阵方法得到的修正效果更好;白磊等^[8]采用变分加权最小二乘法对试验数据进行模型辨识分析,对发动机部件特性进行修正,该修正可反馈各部件的实际特性信息,为各部件分析及完善其设计提供参考和依据。本文在以上方法基础上提出了一种新的模型修正法,该方法将逆算法^[9]的思想引入变循环发动机核心机稳态性能模型修正中,用修正因子替换性能模型中的独立变量,通过迭代求解实现性能模型修正。同时,还利用某带核心驱动风扇核心机地面节流试验数据,开展了性能模型修正方法研究。

2 核心机性能计算模型

带CDFS的变循环发动机核心机包含CDFS、高压压气机、燃烧室、高压涡轮四大主要部件,其典型结构及截面编号如图1所示。为满足核心机试验需要,还为其配备了进口流量管、喷管及相关系统。

核心机性能计算模型(图2)为一变比热、非线性、部件级模型,核心机的各个部件可由其部件特性来描述。

CDFS、压气机均分别看作作为一个压缩部件。以压气机为例,其特性表示如下:

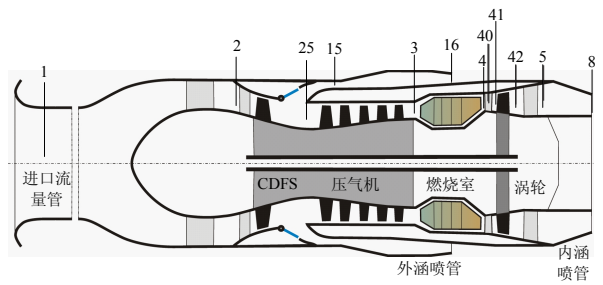


图1 变循环发动机核心机结构示意图及截面编号

Fig.1 Configuration for the engine core of VCE and the section numbering

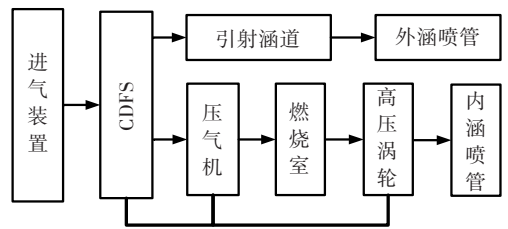


图2 核心机性能模型示意图

Fig.2 Configuration for the engine core performance model

$$W_{a,c,cor} = f(n_{c,cor}, \beta_c, \alpha_c) \quad (1)$$

$$\pi_c = f(n_{c,cor}, \beta_c, \alpha_c) \quad (2)$$

$$\eta_c = f(n_{c,cor}, \beta_c, \alpha_c) \quad (3)$$

式中: $W_{a,c,cor}$ 为压气机进口换算流量, $n_{c,cor}$ 为压气机相对换算转速, β_c 为表征压气机工作点的值, α_c 为压气机导向叶片角度, π_c 为压气机总压比, η_c 为压气机效率。

燃烧室特性表示如下:

$$\sigma_b = f(Ma_3) \quad (4)$$

$$\eta_b = f(p_3^*, \Delta T) \quad (5)$$

式中: σ_b 为燃烧室总压恢复系数, Ma_3 为燃烧室进口马赫数, η_b 为燃烧效率, p_3^* 为压气机出口总压, ΔT 为燃烧室温升。

涡轮特性表示如下:

$$GPR = f(n_{hpt,cor}, \pi_{hpt}) \quad (6)$$

$$\eta_{hpt} = f(n_{hpt,cor}, \pi_{hpt}) \quad (7)$$

式中: GPR 为涡轮折合流量, $n_{hpt,cor}$ 为涡轮折合转速, π_{hpt} 为高压涡轮落压比, η_{hpt} 为高压涡轮效率。

喷管特性表示如下:

$$C_D = f(\pi_N) \quad (8)$$

式中: C_D 为喷管流量系数, π_N 为喷管可用膨胀比。

核心机模型由上述特性和核心机计算关系组合在一起。基于转速一致,流量连续和能量平衡构建

核心机共同工作方程组:

$$\begin{aligned}\vec{y} &= f(\vec{x}) \\ \vec{y} &= [W_{a25}, W_{a15}, W_{g40}, W_{g8}, L]^T \\ \vec{x} &= [n, \beta_{\text{cd fs}}, \beta_c, BPR, T_4^*, \pi_{\text{hpt}}]^T\end{aligned}\quad (9)$$

式中: W_{a25} 代表 CDFS 与压气机流量连续, W_{a15} 代表内外涵流量连续, W_{g40} 代表压气机与涡轮流量连续, W_{g8} 代表涡轮与内涵喷管流量连续, L 代表功率连续; $\vec{x}$ 代表方程组的自变量, n 为核心机相对物理转速, $\beta_{\text{cd fs}}$ 表征 CDFS 在其特性图上的工作点, BPR 为涵道比, T_4^* 为燃烧室出口总温。

对上述方程组, 可选取 n 为已知的被控参数, 从而构建封闭的非线性方程组^[10]。在给定的核心机进出口条件下, 可采用焓熵法依次计算沿流程各部件出口气流参数, 然后求解上述方程组得到核心机的共同工作点。一般可先试取 1 组参数进行各部件的气动热力计算, 利用流量连续、功率平衡等共同工作条件建立方程, 多次迭代直到满足给定的收敛精度, 具体过程如图 3 所示。

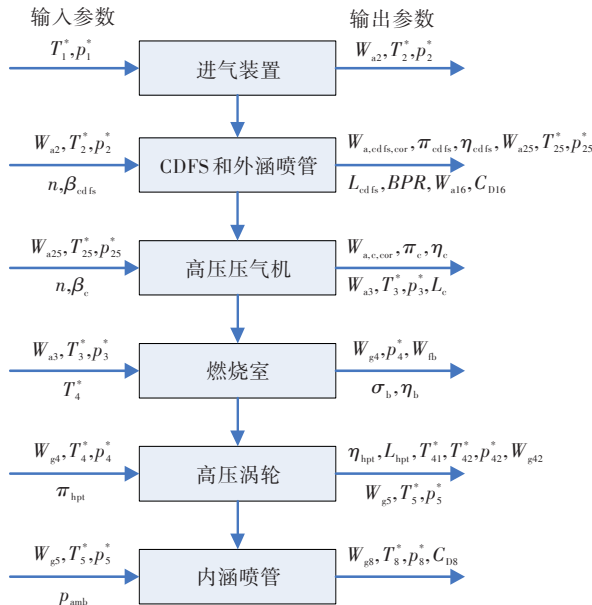


图3 核心机性能参数计算流程

Fig.3 Parameter calculation process of the engine core

3 核心机稳态性能计算模型修正方法

性能计算模型修正主要是对部件特性进行修正, 以部件特性修正因子的形式表示。以核心驱动风扇特性为例, 换算流量修正因子:

$$x_{W_{a, \text{cd fs}, \text{cor}}} = \frac{W_{a, \text{cd fs}, \text{cor}, \text{model}}}{W_{a, \text{cd fs}, \text{cor}, \text{map}}} \quad (10)$$

压比修正因子:

$$x_{\pi_{\text{cd fs}}} = \frac{\pi_{\text{cd fs}, \text{model}} - 1}{\pi_{\text{cd fs}, \text{map}} - 1} \quad (11)$$

效率修正因子:

$$x_{\eta_{\text{cd fs}}} = \frac{\eta_{\text{cd fs}, \text{model}}}{\eta_{\text{cd fs}, \text{map}}} \quad (12)$$

式中: 下标 map 表示在部件特性图上得到的参数值, 下标 model 表示部件特性修正后模型实际使用的参数值。

核心机性能计算模型修正思路是: 首先根据获得的核心机试验测试数据算得该试验状态下核心机的实际性能参数。这些参数中包含了在性能模型中作为自变量的状态参数, 如 T_4^* 、 BPR 、 π_{hpt} 。再利用算得的 CDFS 和压气机的换算流量和压比, 通过查寻特性图确定其工作点。然后将这些参数作为已知量代入核心机性能模型中, 同时选取与这些参数有相关性的部件特性修正因子作为原方程组的自变量。最后通过一次核心机非设计点平衡计算, 就可求解出作为自变量的修正因子, 从而实现性能计算模型的试验修正。

针对本核心机性能模型, 需要确定的修正因子有: CDFS 换算流量修正因子、CDFS 压比修正因子、CDFS 效率修正因子、高压压气机换算流量修正因子 $x_{W_{a, c, \text{cor}}}$ 、高压压气机压比修正因子 x_{π_c} 、高压压气机效率修正因子 x_{η_c} 、燃烧室总压恢复系数修正因子 x_{σ_b} 、高压涡轮换算流量修正因子 $x_{W_{g, \text{hpt}, \text{cor}}}$ 、高压涡轮效率修正因子 $x_{\eta_{\text{hpt}}}$ 、内涵喷管流量系数修正因子 $x_{C_{D18}}$ 、外涵喷管流量系数修正因子 $x_{C_{D16}}$ 。经相关性分析, 对于本核心机, 可用 $x_{W_{a, \text{cd fs}, \text{cor}}}$ 替换 $\beta_{\text{cd fs}}$, 用 $x_{W_{a, c, \text{cor}}}$ 替换 β_c , 用 $x_{C_{D16}}$ 替换 BPR , 用 $x_{C_{D18}}$ 替换 π_{hpt} 。

对于 CDFS 和压气机, 在 $\beta_{\text{cd fs}}$ 和 β_c 已知的情况下其效率修正因子可直接确定, 燃烧室总压恢复系数修正因子、涡轮换算流量修正因子、涡轮效率修正因子亦可由实际的性能参数确定, 目前还不能确定的修正因子是 CDFS 和压气机的压比修正因子。为此, 通过 CDFS 和压气机的试验工作线使压比修正因子与流量修正因子关联, 即通过工作线构建压比修正因子与流量修正因子的关系式, 使模型的非线性方程组封闭。具体为: 由 CDFS 和压气机试验工作线确定待修正状态点的斜率, 则 CDFS 和压气机压比修正因子与换算流量修正因子的关系式为:

$$\frac{1}{x_{\pi_{cdfs}}} = 1 - \left(1 - \frac{1}{x_{W_{a,cdfs,cor}}}\right) \frac{k_{cdfs} W_{a,cdfs,cor}}{\pi_{cdfs} - 1}$$

(13)

$$\frac{1}{x_{\pi_c}} = 1 - \left(1 - \frac{1}{x_{W_{a,c,cor}}}\right) \frac{k_c W_{a,c,cor}}{\pi_c - 1}$$

(14)

式中： k_{cdfs} 为 CDFS 试验工作线斜率， k_c 为压气机试验工作线斜率。对应的换算流量、压比，亦可由试验工作线计算。

4 计算结果与分析

采用某带核心驱动风扇核心机地面台试验录取的节流特性数据(核心机相对换算转速 $n_{e,cor}=80\% \sim 100\%$)进行性能模型修正。选取 T_4^* 、核心机温比 θ_c 、核心机压比 π_c 、 BPR 、 $W_{a,cdfs,cor}$ 、CDFS 压比 π_{cdfs} 、CDFS 效率 η_{cdfs} 、 $W_{a,c,cor}$ 、 π_c 、 η_c 、 π_{hpt} 、 η_{hpt} 、高压涡轮出口总温 T_5 这 13 个主要性能参数的模型计算值与试验值进行对比。

表 1 示出了修正前核心机稳态性能模型计算得到的各主要性能参数与试验结果的误差。计算时，保持核心机相对物理转速和核心机进出口总温总压与试验数据一致。可见，模型修正前的计算结果相对核心机试验结果误差较大。

表 1 模型修正前计算结果与试验结果误差

Table 1 Deviation of model calculation resultst and test resultst

before model correction

性能参数	模型计算与试验结果的相对误差/%				
	100%转速	95%转速	90%转速	85%转速	80%转速
T_4	7.47	5.76	7.39	8.58	6.60
θ_c	8.74	6.68	8.60	10.03	8.24
π_c	4.97	3.09	4.14	5.51	1.95
BPR	4.50	-8.00	-3.85	-7.98	-8.57
$W_{a,cdfs,cor}$	-0.46	-1.58	-1.88	-2.79	-5.66
π_{cdfs}	-0.52	-3.39	-1.87	-2.54	-3.33
η_{cdfs}	1.47	0.70	-0.32	-0.81	-2.80
$W_{a,c,cor}$	-0.66	2.41	0.29	0.66	-1.61
π_c	2.02	5.12	3.12	3.77	0.68
η_c	-1.85	-1.74	-1.65	-1.94	-1.28
π_{hpt}	-3.69	-2.20	-3.40	-4.17	-4.55
η_{hpt}	-1.93	-2.02	-2.23	-2.88	-4.70
T_5	7.14	5.19	7.10	8.51	6.67

采用带核心驱动风扇核心机地面台试验录取的节流特性试验数据,应用上述修正方法对核心机性

能计算模型进行多状态点修正,算得每个状态点各部件特性的修正因子,然后利用修正因子对部件特性进行修正。图 4~图 7 依次示出了 CDFS 流量及效率、压气机流量及效率、高压涡轮流量特性以及高压涡轮效率特性的修正结果。

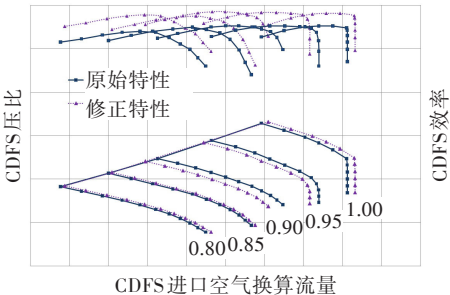


图 4 CDFS 特性修正图

Fig.4 The modification map of the CDFS characteristics

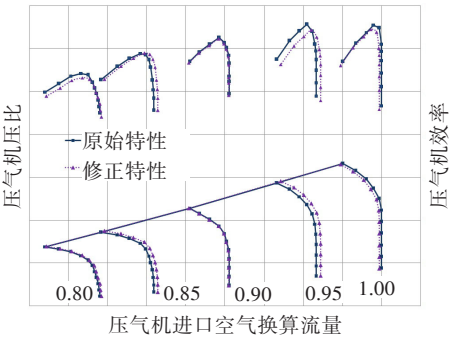


图 5 压气机特性修正图

Fig.5 The modification map of the compressor characteristics

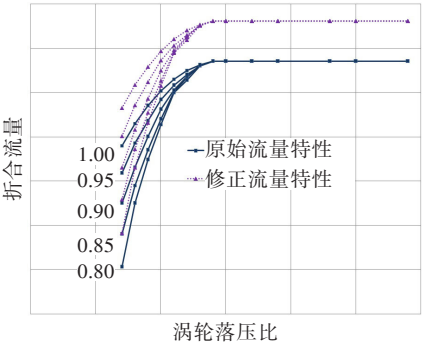


图 6 高压涡轮流量特性修正图

Fig6 The modification map of the mass flow characteristics of a high pressure turbine

将所有修正后的特性带入模型即得到修正后的核心机性能计算模型。表 2 示出了修正后的性能模型计算结果与试验结果的对比。可见,修正后模型计算结果与试验结果的误差在 1% 以内,计算精度大大提高,满足工程应用要求(工程上要求误差精度在 2% 以内)。

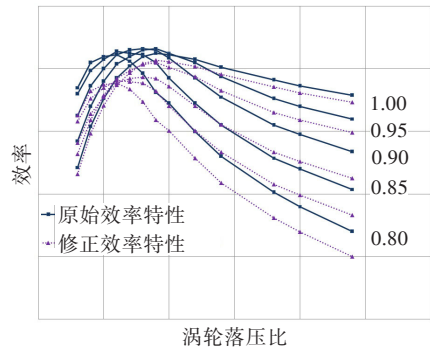


图7 高压涡轮效率特性修正图

Fig7 The modification map of the efficiency characteristics of a high pressure turbine

表2 模型修正后计算结果与试验结果误差

Table 2 Deviation of model calculation results and test results after model correction

性能 参数	模型计算与试验结果的相对误差/%				
	100%转速	95%转速	90%转速	85%转速	80%转速
T_4	0.12	0.06	-0.02	-0.06	-0.40
θ_c	0.12	0.09	-0.03	-0.06	-0.47
π_c	0.11	0.01	0.02	0.05	0.08
BPR	0.13	0.11	0.15	0.21	0.25
$W_{a,cd fs,cor}$	0.05	-0.04	-0.01	0.04	0.28
$\pi_{cd fs}$	0.13	0.04	0.03	0.03	-0.08
$\eta_{cd fs}$	0.14	0.03	0.02	0.04	-0.02
$W_{a,c,cor}$	-0.08	-0.04	-0.05	0.03	0.36
π_c	-0.02	0.01	-0.07	-0.03	0.17
η_c	-0.05	-0.01	-0.01	0.02	0.01
π_{hpt}	0.03	0.01	0.02	0.04	0.05
η_{hpt}	-0.04	0.02	0.04	0.02	0.01
T_5	0.13	0.08	-0.02	-0.07	-0.45

5 结论

搭建了基于部件特性的变循环发动机核心机稳态性能计算模型,针对计算结果与试验结果误差较大的问题,利用修正因子替换模型中的独立变量进行迭代求解的方法来实现性能模型修正。根据所提

出的修正方法,用带核心驱动风扇核心机的试验数据对性能模型进行了修正,修正后的变循环发动机核心机稳态性能模型计算精度大大提高,可满足工程应用要求。

本文所提出的修正方法具有快速、高效的特点,可用于变循环发动机核心机试验现场的性能诊断,有助于发现核心机潜在的气路故障及制定后续的试验调整措施。此外,该修正方法并不局限于变循环发动机核心机,也可为常规发动机核心机性能计算模型修正提供参考。

参考文献:

[1] 方昌德. 变循环发动机[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(3):1—5.

[2] 王 元,张平平,李秋红,等. 变循环发动机建模方法研究及验证[J]. 航空动力学报, 2014, 29(11):2643—2650.

[3] 骆广琦,李 游,吴 涛,等. 基于蜂群算法的变循环发动机最小耗油率优化[J]. 航空发动机, 2016, 42(1): 1—5.

[4] 聂永斌,孙 冬. 变循环发动机对战斗机任务性能影响计算研究[J]. 航空发动机, 2017, 43(1):48—52.

[5] 黄顺洲,王永明,江和甫. 核心机及其派生发动机发展的方法研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2005, 18(2): 1—5.

[6] 马 力,杨天南,薛庆增. 基于影响系数矩阵的某型发动机稳态模型修正[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2014, 31(2):32—36.

[7] 李 冬,王冠超,曹明川. 基于遗传算法的发动机气路性能模型修正研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2012, 25(4):46—50.

[8] 白 磊,陈思兵,江和甫. 基于模型辨识的发动机部件特性修正研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2009, 22(3): 37—39.

[9] 陈玉春,贾琳渊,任 成. 变循环发动机稳态控制规律设计的新方法[J]. 推进技术, 2017, 38(10):2262—2270.

[10] 廉筱纯,吴 虎. 航空发动机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2005.