

文章编号: 1674-8190(2025)01-117-10

基于通用仿真框架的航空发动机性能建模研究

高扬, 王鑫, 刘振刚

(中国飞行试验研究院 发动机所, 西安 710089)

摘要: 目前航空发动机性能模型在试飞领域的深度应用已成为数字化试飞背景下的热点, 对飞行试验过程中试验点的策划与组织、风险识别与分析、试飞结果辅助分析与评估等工作具有重要的价值和意义。基于一种通用的面向对象仿真框架搭建某型双转子混排涡扇发动机的性能模型; 为了提高模型的计算精度, 提出一种基于实际共同工作线的旋转部件特性修正方法; 通过模型在不同工况下的稳态性能及瞬态性能求解, 给出该型发动机在包线范围内的性能特性和海平面标准大气环境下的推力瞬变特性。结果表明: 该模型在不同工况下整机性能的计算值与实测值偏差小于 3%。

关键词: 航空发动机; 性能建模; 部件特性修正; 通用仿真框架

中图分类号: V263.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.14

Research on aero-engine performance modeling based on general simulation framework

GAO Yang, WANG Xin, LIU Zhengang

(Engine Institute, China Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: At present, the in-depth application of aero-engine performance model in the field of test flight has become a hot spot under the background of digital test flight, which is of great value and significance to the planning and organization of test sites in the process of flight test, risk identification and analysis, and auxiliary analysis and evaluation of test flight results. The performance model of a two-spool mixed flow turbofan engine is constructed based on a general object-oriented simulation architecture. In order to improve the model prediction accuracy, a correction method of the characteristics of rotating components is proposed based on the common operation line. The steady performance and transient performance of the model under different working conditions are solved, and the performance characteristics of the engine in the flight envelope and the thrust transient characteristics of the sea level standard atmospheric environment are given. The results show that, compared with the measured value, the calculation deviation of the model under different working conditions is less than 3%.

Key words: aero-engine; performance modeling; component characteristic correction; general simulation framework

收稿日期: 2024-04-08; 修回日期: 2024-06-13

通信作者: 王鑫(1996-), 男, 硕士, 工程师。E-mail: 2380327190@qq.com

引用格式: 高扬, 王鑫, 刘振刚. 基于通用仿真框架的航空发动机性能建模研究[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 117-126.

GAO Yang, WANG Xin, LIU Zhengang. Research on aero-engine performance modeling based on general simulation framework [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 117-126. (in Chinese)

0 引言

航空发动机作为飞机的动力装置,为飞机或直升机按需提供推力或功率以满足飞行操纵的需求,同时为环控系统、液压系统、电源系统等提供引气和功率分出。多年来,航空发动机性能和效率的提升在飞机和直升机型号改进(如远距巡航、复杂环境起降等)中占据优先地位。与此同时,航空发动机性能模型作为飞机集成仿真系统设计的重要组成部分,对飞机的使用包线确定、任务剖面设计、战技指标制定等具有重要意义。在产品初步设计阶段借助航空发动机性能模型,可以对改进、改型后的飞机或直升机的整体性能进行初步的评估,并优选出最佳改进方案。除此之外,航空发动机性能模型还是发动机自适应智能控制、状态监控、健康管理、性能衰退分析、故障预测与诊断等新型技术实现的基础,国内外研究者运用多种建模仿真工具对此进行了研究。

Fishbach等^[1]介绍了一种 GENENG II 程序,可用于计算多种类型涡扇发动机的设计和非设计性能;Liew等^[2]采用 Excel 和 Visual Basic 混合编程方法编写了带有级间涡轮燃烧的涡扇发动机性能求解程序,给出了各种飞行条件和发动机状态下的推力及单位耗油率等性能报告,这是增加比推力和减少污染物排放的一个相对较新的概念;Alexiou等^[3]基于 EcosimPro 软件完成涡扇发动机的建模,通过不同软件间的仿真结果对比对模型精度进行验证,利用该模型对发动机的转子动力学频率响应特性进行了研究;Wallace等^[4]介绍了一个用于研究民用涡扇发动机先进控制策略的航空发动机控制模型,并在 Alstom 航空公司的帮助下,通过分析一系列不同的飞行推力需求,分析最终的闭环性能特性,实现了该模型的全飞行包线验证;Schur^[5]在 SIMULINK 中讨论了涡扇发动机的瞬态模型,结果表明高压压气机和高压涡轮的热效率是影响性能的最重要因素,因此,开发了 IAE V2500 的高压系统瞬态模型;Uysal^[6]讨论了大涵道比涡扇发动机的空气热力学优化问题,其基础是借助 SIMULINK 中的优化工具箱建立发动机设计模型,并将变比热模型和流动特性计算作为模块进行建模;Yarlagadda^[7]利用 SIMULINK 平

台研究了具有进气流量控制机构的 J85 涡轮喷气发动机,发现在一定的进气流量控制机构的压力损失范围内,发动机推力变化较小,J85 涡轮喷气发动机的 SIMULINK 模型与现有的发动机试验数据验证了其性能的准确性;Alexiou等^[8-9]提出了一种可扩展的快速计算框架,基于飞机要求和技术限制进行超高涵道比涡扇发动机变截面风扇的优化,提升了燃烧效率,但发动机响应不能满足要求,突出了在初步发动机设计阶段尽早进行瞬态性能评估的必要性;Joksimovic等^[10]将一维性能仿真与三维 CFD RANS 计算相耦合,并引入特征图(MFT)映射概念,完成了变桨风扇(VPF)的性能仿真建模,通过风扇叶片角度的调节控制风扇的喘振裕度,并且不额外增加耗油率。该模型后续集成到欧洲 FP7 ENOVAL 项目中作为独立模块使用。

国内在航空发动机建模仿真领域起步相对较晚。20世纪70年代,国内部分科研机构开始定比热发动机建模方法的研究。随着美国 GENENG II 模型的公开发表后,我国研究者开始步入变比热发动机建模研究,如童凯生^[11]开发的发动机变比热计算程序;骆广琦等^[12]在 C++ 平台上开发了通用的航空发动机仿真程序。20世纪90年代末期,研究者开展了一系列发动机仿真建模研究,例如周文祥^[13]开发出面向对象式的发动机仿真软件;唐海龙等^[14]通过 C++ 中的 MFC 库对航空发动机进行性能仿真。随着航空发动机建模的不断成熟,各类航空发动机模型逐渐面向实际工程问题解决。崔利杰等^[15]针对航空装备维修领域中的状态寿命控制问题,基于发动机性能仿真模型提出了航空发动机多状态寿命的控制策略;李春华等^[16]借助 GasTurb 软件构建了某型 CFM56-7B 发动机在翼性能数字孪生模型,验证了该方法在实际使用条件下的有效性和实用性;吴星星^[17]基于建立的航空发动机模型在 Matlab/SIMULINK 仿真环境中开展飞机小油门响应仿真;阙建锋等^[18]针对利用基于部件特性的起动模型预测发动机起动过程时精度较低的问题,通过建立起动模型迭代求解方程研究了起动模型计算方法,通过试验数据对比验证了起动模型修正方法可以高效支撑高空起动试验的开展。

总体来说,国内航空发动机建模的水平和精度与国外的差距正逐步缩小。但在通用软件领域,目前国内采用的软件大多集成度高,可定制化程度低,设计人员很难调整或自定义软件内部的模型方程,而且大部分软件不具备与其他工程软件的集成交互能力,很难在实际工程领域中大量运用。

本文利用通用仿真框架内置的标准部件库,按照不同部件间真实的主流、二次流的气路连接和高/低压涡轮和压气机间的转子物理连接,搭建某型双转子混排涡扇发动机的可视化性能模型;基于粒子群优化算法,提出一种基于实际共同工作线的旋转部件特性修正方法,在包线范围内,选取多个典型高度速度点进行稳态特性求解和瞬态特性求解,给出该型发动机在工作包线范围内的性能特性和海平面标准大气环境下的推力瞬变特性。

1 通用仿真框架简介

本文使用的通用仿真框架基于面向对象编程

模式搭建,具备模块化、可维护、可重用、可拓展的显著优点。该框架基于欧盟 VIVACE 航空发动机专项项目开发,其模块化、灵活、可拓展、快速计算的特点,能够满足航空发动机试飞工程领域对整机性能和热力学参数仿真的需求。随着实际使用过程中的不断迭代更新拓展,目前该通用框架已成为包含多学科、多系统的燃气轮机领域先进的建模仿真框架,借助该通用框架进行二次开发建模,可以实现在飞行试验过程中试验点的策划与组织、风险识别与分析、试飞结果辅助分析与评估等工作。框架内的模块、函数均以 C++ 为基础创建,支持用户的自定义及功能拓展。仿真框架内置的标准部件库(TURBO)是一个通用、灵活、可共享的航空发动机部件库,适用于飞行试验工程领域。标准组件库 TURBO 内部组件示意图如图 1 所示, TURBO 部件库基本涵盖了发动机组成部件,如进气道、风扇、压气机、燃烧室、涡轮等。基于这些基本部件,用户可以搭建涡喷、分排涡扇、混排涡扇、多转子涡桨等各种类型航空发动机,从而进行航空发动机各种工况的模拟。

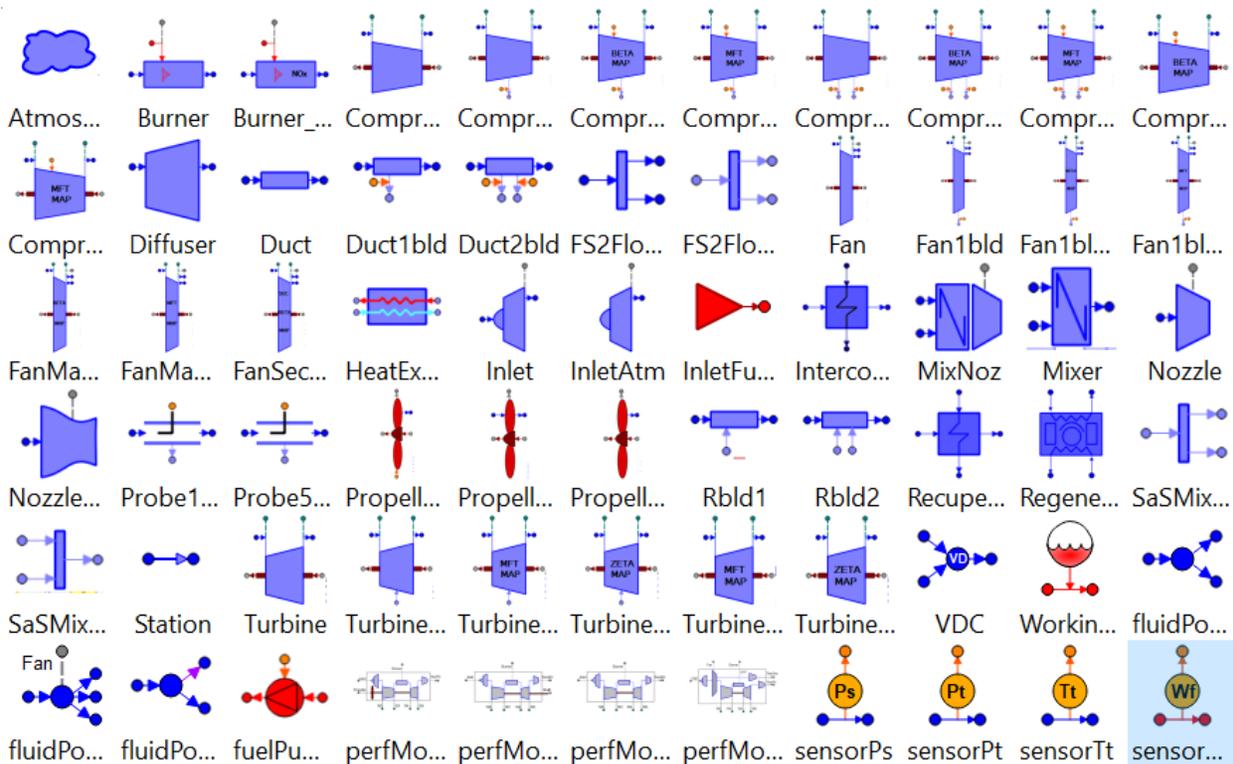


图 1 标准组件库 TURBO 内部组件示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the internal components of the standard component library TURBO

该仿真框架作为一个多领域仿真平台,可以独立仿真航空发动机,也可以与其他相关系统如控制系统、燃油系统、环控系统、电气系统等进行联合仿真。TURBO也能用于模拟固定翼和旋翼航空器的综合动力系统,并根据任务需求对发动机和飞机的参数进行优化。

2 建模方法

2.1 双转子混排涡扇发动机性能模型

本文基于TURBO标准部件库搭建某型双转子混排涡扇发动机性能模型,如图2所示。模型由

环境大气(Amb)、进气道(InEng)、低压风扇(CmpFan)、高压压气机(CmpH)、燃烧室(Brn)、高压涡轮(TrbH)、低压涡轮(TrbL)、混合室(MixExh)、尾喷管(NozMix)、部件间通道(DBP, D25, D30, D45, D50)、高压轴(ShH)和低压轴(ShL)部件组成。各个部件间的连线模拟实际的发动机主流气路及引气气路,气流进入进气道后在低压风扇后分流,通过内外涵通道后在混合室汇流掺混,最后由尾喷管排出并产生推力。内涵气流经过高压压气机时分别引出两股气流用于冷却低压涡轮和高压涡轮,其中高压涡轮冷却气流引自高压压气机后,低压涡轮冷却气流引自高压压气机级间。

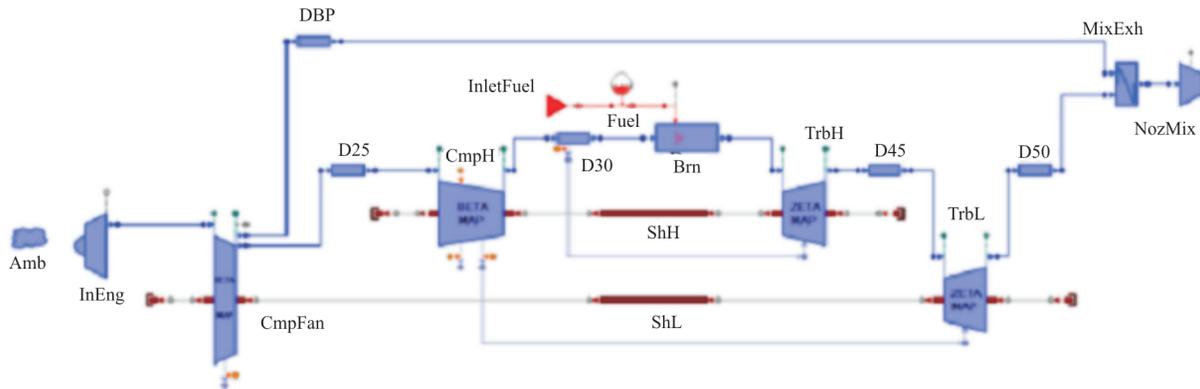


图2 双转子混排涡扇发动机性能模型示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the performance model of the two-spool mixed flow turbofan engine

双转子混排涡扇发动机性能模型中各个部件遵循绝热假设。模型包含的参数主要有以下10类:

1) 来流条件和燃油流量,如海拔高度(h),来流马赫数(Ma),燃油流量(W_f);

2) 各部件进出口的气流参数,如流量(W),总温(T_t),总压(P_t),油气比(r_{fa}),水气比(r_{wa});

3) 高低压轴物理转速,如高压轴物理转速(N_H),低压轴物理转速(N_L);

4) 旋转部件特性图插值因子,如内涵风扇插值因子(β_{F1}),外涵风扇插值因子(β_{F2}),高压压气机插值因子(β_H),高压涡轮插值因子(ζ_H),低压涡轮插值因子(ζ_L);

5) 旋转部件的进出口压比,如内涵风扇压比(R_{P21Q2}),外涵风扇压比(R_{P13Q2}),高压压气机压比(R_{P3Q25}),高压涡轮落压比(R_{P41Q43}),低压涡轮落压比(R_{P46Q5});

6) 旋转部件的等熵效率,如内涵风扇效率

(E_{21}),外涵风扇效率(E_{13}),高压压气机效率(E_3),高压涡轮效率(E_{43}),低压涡轮效率(E_5);

7) 通道部件的总压损失系数,如进气道总压损失系数(L_{InEng}),外涵道总压损失系数(L_{DBP}),风扇和高压压气机间通道总压损失系数(L_{D25}),高压压气机与燃烧室间通道总压损失系数(L_{D30}),高压涡轮与低压涡轮间通道总压损失系数(L_{D45}),低压涡轮与混合室间通道总压损失系数(L_{D50}),燃烧室总压损失系数(L_{Brn});

8) 燃烧效率(η)和混合室掺混效率(E_7);

9) 冷却气流的相对引气量及相对焓,如高压涡轮冷却值(W_{BldH} , h_{BldH}),低压涡轮冷却值(W_{BldL} , h_{BldL});

10) 喷管特性,喷管流量系数 C_d ,喷管推力系数 C_{r0} 。

模型中各旋转部件(风扇、压气机、涡轮)的换算流量、压比和效率在部件特性图中采用换算转速和特性图插值因子插值得到。为了模拟风扇对

内外涵气流不同的增压效果,将风扇部件分为内涵风扇和内涵风扇两部分处理,内/内涵风扇物理转速相同,但具有独立的风扇特性。模型中通道部件 DBP、D25、D30、D45、D50 及 Brn 的总压损失计算如式(1)所示,进气道 InEng 的总压损失计算如式(2)所示,燃烧室燃烧效率 η 如式(3)所示。喷管特性计算采用通用喷管特性,按喷管膨胀比和喷管扩张角插值确定流量修正系数和推力修正系数。为简化模型,假设各个工况下高、低涡轮冷却引气流量占比和混合室混合效率均不变,与设计值保持一致;模型中冷却气流相对焓按实际引气位置设置。

$$L_{\text{InEng}} = L_{\text{InEng,des}} \cdot \left(\frac{W_{\text{cor}}}{W_{\text{cor,des}}} \right)^2 \quad (1)$$

式中: W_{cor} 为进口换算流量; $W_{\text{cor,des}}$ 为设计值。

$$L_{\text{InEng}} = \begin{cases} 0 & (Ma \leq 1) \\ 0.075(Ma - 1)^{1.35} & (1 < Ma \leq 5) \\ 1 - 800/(Ma^4 + 935) & (5 < Ma) \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} \log(1 - \eta) = a + b \cdot \log(\Omega/\Omega_{\text{des}}) \\ \Omega = W/(P^{1.3} \cdot e^{T/300} \cdot V) \\ a = \log(1 - \eta_{\text{des}}) \end{cases} \quad (3)$$

式中: W, P, T, V 分别为燃烧室入口流量,总压,总温和燃烧室容积; b 为载荷常数。

在模型的求解设置中,选择 W_f, h, Ma 为模型的输入变量,发动机进口流量 (W_1)、涵道比 (R_{BP})、 $\beta_{\text{F1}}, \beta_{\text{F2}}, \beta_{\text{H}}, \zeta_{\text{H}}$ 和 ζ_{L} 为模型的 7 个迭代变量,相对应的 7 个封闭方程由内涵流量、外涵流量及喷管实际流量与各个部件特性得到的流量相等确定,计算过程中高低压转速 N_{H} 和 N_{L} 根据转子部件功率平衡条件得出。详细的封闭方程如下所示:

- 1) 基于风扇外涵特性得到的流量 $W_{13} = W_1 \cdot R_{\text{BP}}/(1 + R_{\text{BP}})$;
- 2) 基于风扇内涵特性得到的流量 $W_{21} = W_1/(1 + R_{\text{BP}})$;
- 3) 基于高压压气机特性得到的流量 $W_3 = W_1/(1 + R_{\text{BP}})$;
- 4) 基于高压涡轮特性得到的流量 $W_{43} = W_1/(1 + R_{\text{BP}}) + W_f - W_{\text{Bidl}}$;
- 5) 基于低压涡轮特性得到的流量 $W_5 = W_1/(1 + R_{\text{BP}}) + W_f$;

6) 基于库塔条件 ($P_{s6} = P_{s16}$) 计算得到的混合室外涵入口流量 $W_{16} = 1 \cdot R_{\text{BP}}/(1 + R_{\text{BP}})$;

7) 基于尾喷管进出口条件及喷管特性计算得到的流量 $W_8 = W_1 + W_{f0}$ 。

模型求解时,选用 Newton-Raphson 迭代算法求解上述 7×7 的非线性方程组,设定迭代求解误差目标值为 1×10^{-5} ,通过不断调整迭代变量来降低求解误差,当方程组整体误差小于目标值时迭代求解完成;而后根据模型输出各个部件进出口参数计算当前工况下发动机推力、耗油率等性能参数。

2.2 模型修正

大量研究表明,基于部件特性的航空发动机性能模型计算精度严重依赖模型中各旋转部件特性的准确程度。而在实际建模过程中,通常得不到真实的旋转部件特性,因此需要通过各种部件特性修正方法对通用旋转部件特性进行修正,使其尽可能贴合实际的发动机部件特性来提高模型准确度。

目前最常用的部件特性修正方法为设计点匹配修正法^[19-20],该方法使用压比修正因子 x_π 、流量修正因子 x_w 以及效率修正因子 x_η 对设计转速线进行缩放,如图 3 所示,修正前特性图的设计点位于相对换算转速线 n_{cor} 的 DP 点,而实际设计点参数位于 DP', 于是按照公式(4)所定义的修正因子,即可把设计点从 DP 点移动至 DP', 设计转速线上的其他点作同等比例缩放,需要注意的是,修正前后设计转速线 n_{cor} 数值不变。

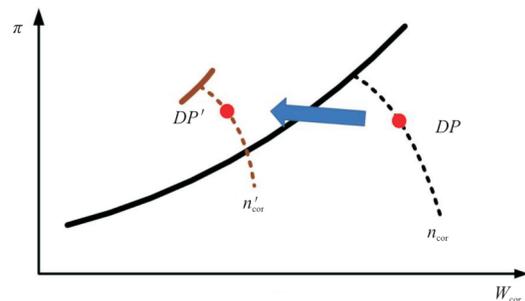


图 3 部件特性修正示意图
Fig. 3 Schematic diagram of the component characteristic correction

$$\begin{cases} x_\pi = \frac{\pi_{DP'} - 1}{\pi_{DP} - 1} \\ x_w = \frac{\omega_{cor,DP'} - 1}{\omega_{cor,DP} - 1} \\ x_\eta = \frac{\eta_{DP'} - 1}{\eta_{DP} - 1} \end{cases} \quad (4)$$

在实际的发动机设计点,由于高压涡轮入口温度远高于高压压气机入口温度,在同一设计转速下,高压涡轮的相对换算转速明显小于高压压气机的相对换算转速。因此如果按相同的方法对高压涡轮特性图进行缩放,会导致特性图的严重失真。例如当高压涡轮的设计点相对换算转速为 0.5,通用特性图的设计点相对换算转速为 1.0 时,特性图上大部分区域便不会被插值到,此时涡轮特性会严重偏离真实特性。

为了兼顾涡轮部件的特性修正,文本在设计点匹配修正方法的基础上,定义如式(5)所示的相对换算转速修正因子,增加特性图修正的自由度,从而避免涡轮部件修正中出现的特性图失真的问题。

$$x_n = \frac{n_{cor,DP'} - 1}{n_{cor,DP} - 1} \quad (5)$$

考虑到基于设计点匹配方法得到的修正因子不能完全实现其他转速状态下通用部件特性与实际共同工作线的匹配,因此本文提出一种基于实际共同工作线的旋转部件特性修正方法,该方法首先需要基于粒子群优化算法得到实际共同工作线。

实际共同工作线求解方法如图 4 所示。对于本文使用的双转子混排涡扇发动机,发动机的状

态由一组状态特征变量 ($W, R_{BP}, \pi_{Fan}, e_{Fan}, \pi_{HPC}, e_{HPC}, T_{I41}, e_{HPT}, e_{LPT}$) 唯一确定,因此可以根据模型计算结果和试飞数据的偏差构造适应度函数,通过粒子群算法不断迭代调整寻优,找到匹配试飞数据的状态特征变量,从而得到当前发动机状态下的旋转部件特性,依次迭代求解不同的发动机状态从而获得发动机的实际共同工作线,而后将上述设计点修正方法沿实际共同工作线应用到其他转速状态,从而完成整个部件特性图的修正。

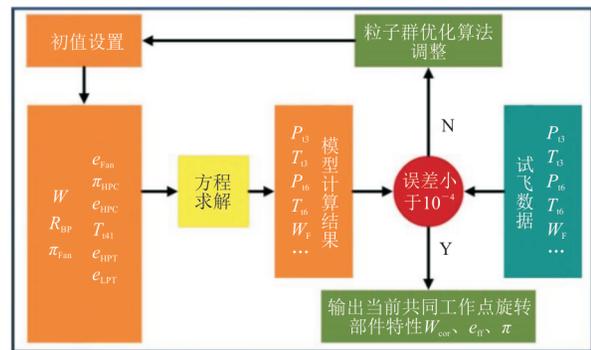


图 4 基于试飞数据的发动机共同工作线求解示意图

Fig. 4 Schematic diagram of common operation line solution based on the flight test data

根据上述旋转部件特性修正方法,部件特性图中每条转速线的修正需要 x_π, x_w, x_η 和 x_n 4 个修正因子,本文在部件特性修正中选取了 8 个转速状态,因此选取 $4 \times 8 \times 5$ 共 160 个部件特性修正因子对内涵风扇、外涵风扇、高压压气机、高压涡轮和低压涡轮的部件特性进行修正,以设计转速线修正为例,给出各个旋转部件特性的修正因子计算结果(如表 1 所示)。

表 1 设计点转速线修正因子
Table 1 Correction factor of Nc_{des} line

部件	修正因子	数值	部件	修正因子	数值	部件	修正因子	数值	
外涵风扇	x_π	2.255	高压压气机	x_π	1.104	低压涡轮	x_π	0.957	
	x_w	0.481		x_w	1.559		x_w	0.303	
	x_η	0.997		x_η	0.914		x_η	1.021	
	x_n	0.939		x_n	0.886		x_n	0.473	
内涵风扇	x_π	2.271	高压涡轮	x_π	1.261				
	x_w	1.457		x_w	3.692				
	x_η	1.049		x_η	1.042				
	x_n	0.939		x_n	0.438				

2.3 模型校核

选取该型发动机多状态点的实际试飞数据,以不同状态下燃油流量的实测值为模型输入,将模型输出的高压转速 N_H 、低压转速 N_L 、空气流量 W 、推力 F_N 、高压压气机出口截面总温总压 (P_{t3} 、 T_{t3})、涡轮出口截面总温总压 (P_{t5} 、 T_{t5})、外涵出口截面总温总压 (P_{t16} 、 T_{t16})与实测数据做对比,如表 2~表 3 所示,其中 W'_i 为相对值(以最大状态燃油流量 $W_{f,max}$ 进行无量纲化)。从表 2~表 3 可以看出:模型不同状态下的最大误差不超过 3%,满足工程实际应用要求。

表 2 模型计算精度
Table 2 Model calculation accuracy

W'_i	目标性能参数的计算相对误差/%			
	N_L	N_H	W	F_N
1.000	0.014	0.007	0.021	0.010
0.812	0.021	0.010	0.009	0.013
0.725	0.012	0.001	0.011	0.026
0.620	0.025	0.014	0.001	0.014
0.415	0.017	0.029	0.006	0.019

表 3 模型计算精度
Table 3 Model calculation accuracy

W'_i	目标性能参数的计算相对误差/%					
	P_{t3}	T_{t3}	P_{t5}	T_{t5}	P_{t16}	T_{t16}
1.000	0.004	0.011	0.018	0.019	0.003	0.008
0.812	0.014	0.019	0.005	0.015	0.006	0.002
0.725	0.005	0.015	0.017	0.006	0.016	0.021
0.620	0.016	0.017	0.014	0.011	0.019	0.014
0.415	0.011	0.026	0.021	0.013	0.021	0.005

3 算例与分析

3.1 高度—速度特性

为获取该型双转子混排涡扇发动机的高度—速度特性,本文在海拔高度 0~7 km,来流马赫数 0~0.7Ma 范围内等间距选取高度速度点,将设计点燃油流量及不同的来流条件代入模型进行求解,得到了发动机推力 F_N 、单位耗油率 C_{SF} 以及涵道比 R_{BP} 随高度、速度的分布,如图 5~图 7 所示,可以看出:在当前条件下,发动机推力和耗油率受来流马赫数影响较大,呈现出明显的线性相关性;涵

道比在整个高度—速度范围内分布较为均匀,随马赫数和海拔高度增加而增加。

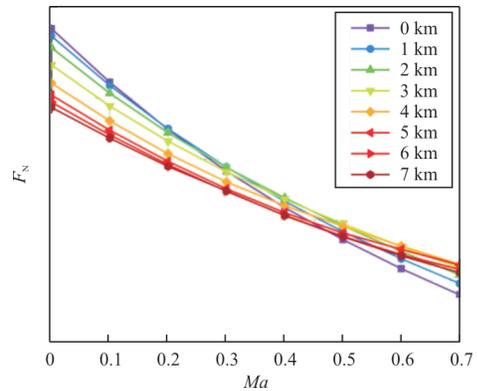


图 5 推力分布特性

Fig. 5 Distribution characteristic of thrust

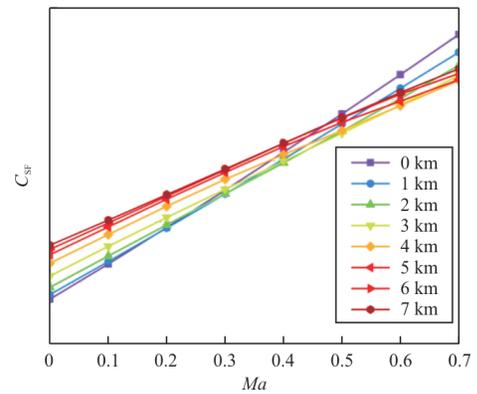


图 6 耗油率分布特性

Fig. 6 Distribution characteristic of SFC

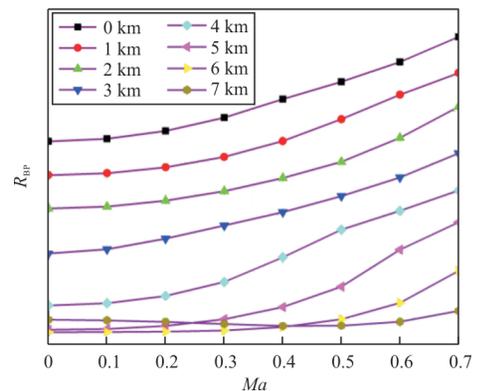


图 7 涵道比分布特性

Fig. 7 Distribution characteristic of BPR

3.2 推力瞬变特性

为获取海平面标准大气条件下该型发动机的推力瞬变特性,将模型的输入海拔高度和输入马赫数均设为 0,燃油流量—时间分布如图 8 所示,首先从 1 s 时刻开始,在 0.3 s 时间内将燃油流量从

$W_{f,max}$ 线性减少至 $W_{f,min}$, 以此来模拟发动机的减速过程; 然后保持燃油流量不变, 待发动机状态稳定后, 再使燃油流量以相同的燃油变化速率恢复至 $W_{f,max}$, 以此来模拟发动机的加速过程, 整个推力瞬变过程中, 发动机推力—耗油率随时间的变化如图 9 所示。

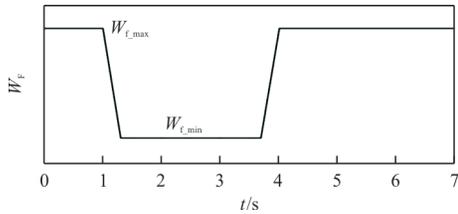


图 8 燃油流量随时间分布
Fig. 8 Fuel flow varies with time

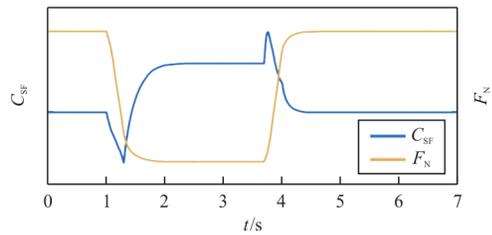
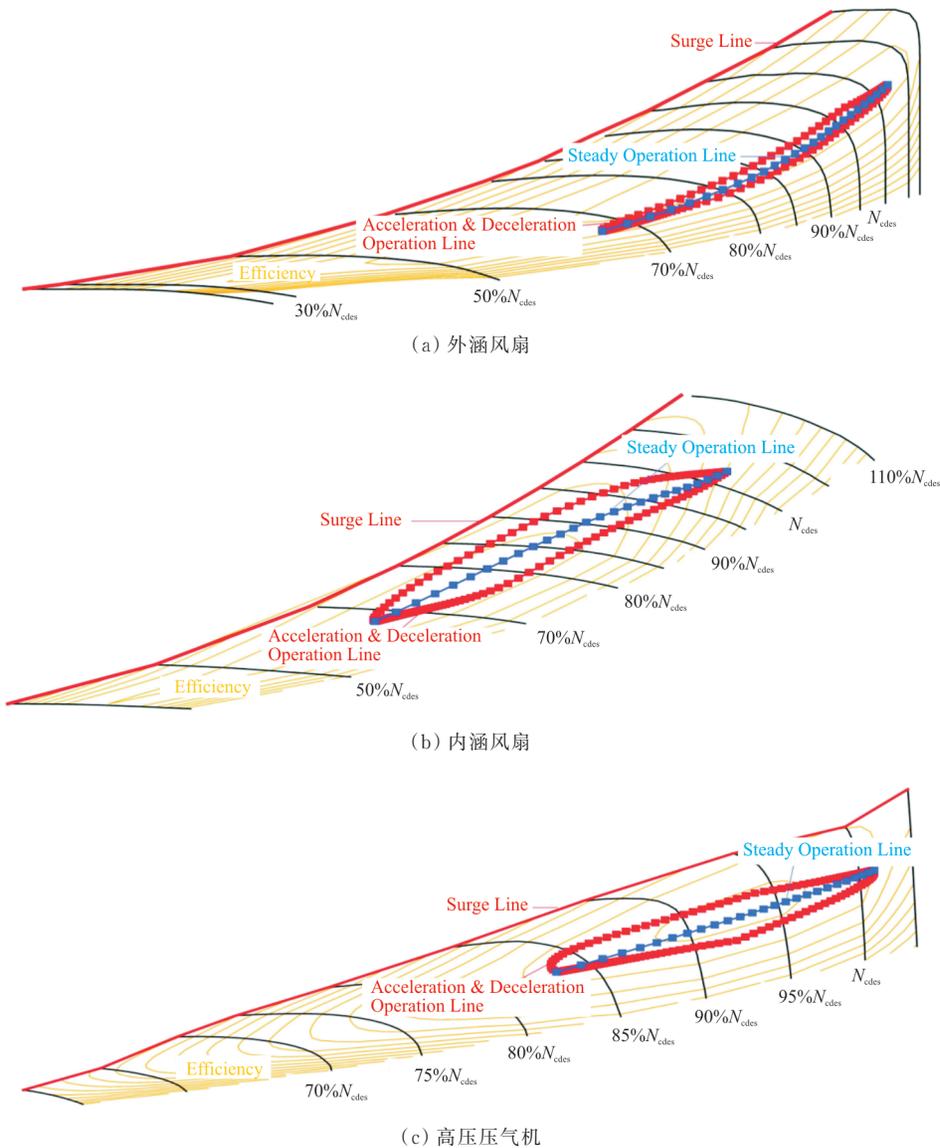


图 9 推力—耗油率随时间变化
Fig. 9 Thrust and SFC varies with time

发动机在推力瞬变过程中各个部件工作线的分布, 如图 10 所示。为方便对比, 图中用蓝色点画线给出了燃油流量在 $W_{f,min} \sim W_{f,max}$ 之间的发动机稳态共同工作线, 其中 N_{edes} 为各个旋转部件的设计相对换算转速。



(a) 外涵风扇

(b) 内涵风扇

(c) 高压压气机

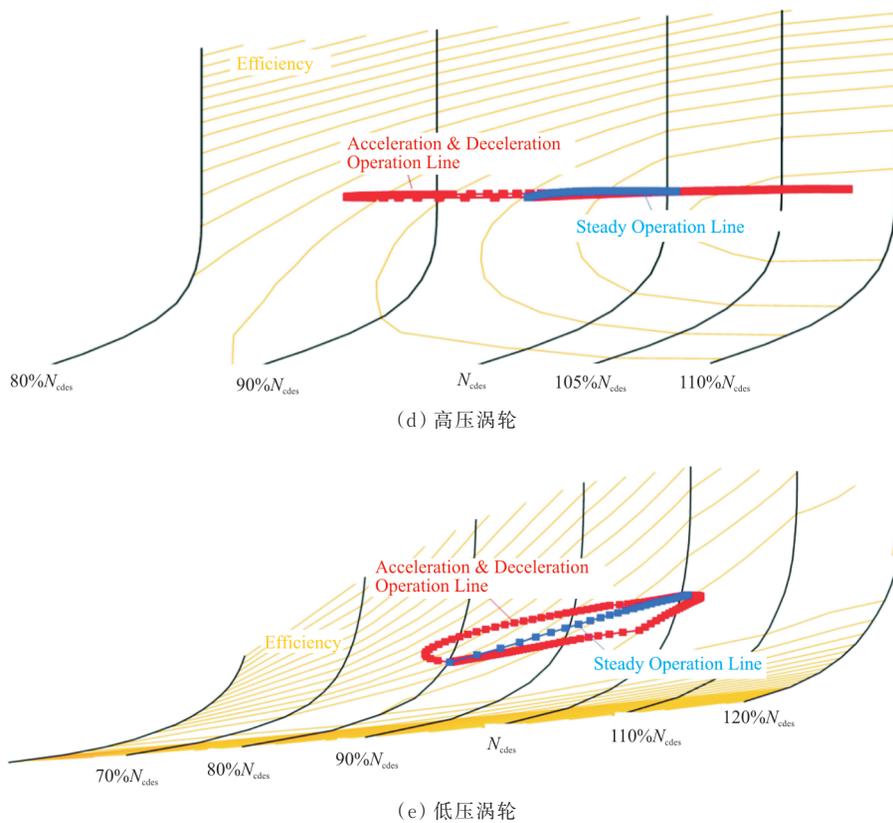


图 10 发动机稳态共同工作线和推力瞬变共同工作线分布对比示意图

Fig. 10 Common operation line comparative diagram of steady and acceleration & deceleration state

从图 10 可以看出:整个推力瞬变过程中,高压涡轮均处于临界状态,因此落压比基本保持不变,而大部分低压涡轮工作线处于亚临界状态;相较于外涵风扇,高压压气机和内涵风扇在整个推力瞬变过程中的工作线变化范围更大,在加速过程中的稳定裕度也相对较小,因此当发动机稳态工作线由于大气环境变化或者性能衰退上移时,要预防高压压气机或内涵风扇在推力瞬变过程中发生喘振现象。

4 结 论

1) 本文基于通用的面向对象仿真框架按照真实的部件间气路连接及转子物理连接完成了某型双转子混排涡轮发动机性能模型构建。

2) 提出一种基于实际共同工作线的旋转部件特性修正方法,同时引入相对换算转速修正因子,提高模型修正自由度。基于该部件修正方法完成内/外涵风扇、高压压气机、高压涡轮、低压涡轮部件特性的修正,修正后不同工况下整机性能参数

计算值与实测值偏差小于 3%。

3) 通过模型的稳态及瞬态计算,给出了该型发动机在包线范围内的高度—速度特性和海平面标准大气环境下的推力瞬变特性,从而为后续的发动机试飞设计与规划提供参考与支撑。

参 考 文 献

- [1] FISHBACH L H, KOENIG R W. A program for calculating design and off-design performance of two and three spool turbofans with as many as three nozzles [R]. Cleveland, Ohio, USA: NASA Lewis Research Center, 1972.
- [2] LIEW K H, URIP E, YANG S L, et al. Performance (off-design) cycle analysis for turbofan engine with interstage turbine burner: TM-2005-213659[R]. US: NASA, 2005.
- [3] ALEXIOU A, MATHIOUDAKIS K. Development of gas turbine performance models using a generic simulation tool [J]. *Genes to Cells*, 2009(2): 324-332.
- [4] WALLACE M I, BATES D G. Development and validation of an aero-engine simulation model for advanced controller design [C]// 2008 American Control Conference. Seattle: IEEE, 2008: 1-9.
- [5] SCHUR F. A transient model of a turbofan engine in SIMU-

- LINK[R]. Deutscher: NASA, 2013.
- [6] UYSAL S C. High by-pass ratio turbofan engines aero thermodynamics design and optimization[D]. Ankara: Middle East Technical University, 2014.
- [7] YARLAGADDA S. Performance analysis of J85 turbojet engine matching thrust with reduced inlet pressure to the compressor[D]. Toledo: The University of Toledo, 2010.
- [8] ALEXIOU A, ARETAKIS N, KOLIAS I, et al. Novel aero-engine multi-disciplinary preliminary design optimization framework accounting for dynamic system operation and aircraft mission performance[J]. Aerospace, 2021, 8(2): 49-56.
- [9] ALEXIOU A, ARETAKIS N, ROUMELIOTIS I, et al. Performance modelling of an ultra-high bypass ratio geared turbofan[C]// 23rd ISABE Conference. US: IEEE, 2017: 1-11.
- [10] JOKSIMOVIC A, SÉBASTIEN D, BOUSQUET Y, et al. Performance prediction methodology and analysis of a variable pitch fan turbofan engine [J]. MDPI, 2018 (6): 112-132.
- [11] 董凯生. 航空涡轮发动机变比热性能计算方法[M]. 北京: 航空工业出版社, 1991.
TONG Kaisheng. Calculation method for variable specific heat performance of aviation turbine engine [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1991. (in Chinese)
- [12] 骆广琦, 桑增产. 航空燃气涡轮发动机数值仿真[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
LUO Guangqi, SANG Zengchan. Numerical methods for aviation gas turbine engine simulation[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007. (in Chinese)
- [13] 周文祥. 航空发动机及控制系统建模与面向对象的仿真研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.
ZHOU Wenxiang. Research on object-oriented modeling and simulation for aeroengine and control system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [14] 唐海龙, 张津. 面向对象的航空发动机性能仿真程序的设计方法研究[J]. 航空动力学报, 1999, 14(4): 421-424.
- TANG Hailong, ZHANG Jin. Research on the design method of object-oriented aero engine performance simulation program [J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(4): 421-424. (in Chinese)
- [15] 崔利杰, 李皓祥, 李薛, 等. 航空发动机多状态寿命控制策略及仿真研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(5): 141-147.
CUI Lijie, LI Haoxiang, LI Xue, et al. Research on multi-state life control strategy and simulation for aero-engine[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(5): 141-147. (in Chinese)
- [16] 李春华, 宁顺刚, 杨彩琼, 等. 在翼航空发动机性能数字孪生建模方法[J]. 兵器装备工程学报, 2023, 44(6): 204-212.
LI Chunhua, NING Shungang, YANG Caiqiong, et al. Digital twin modeling method for on-wing aero-engine performance[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2023, 44(6): 204-212. (in Chinese)
- [17] 吴星星. 基于系统辨识法的航空发动机建模与应用[J]. 科技创新与应用, 2022, 12(23): 18-21.
WU Xingxing. Aero-engine modeling and application based on system identification method [J]. Technology Innovation and Application, 2022, 12(23): 18-21. (in Chinese)
- [18] 阙建锋, 严红明, 英基勇. 基于模型修正的高空起动预测方法[J]. 航空发动机, 2024, 50(3): 58-63.
QUE Jianfeng, YAN Hongming, YING Jiyong. Air starting prediction method based on model modification [J]. Aeroengine, 2024, 50(3): 58-63. (in Chinese)
- [19] STAMATIS A, MATHIOUDAKIS K, PAPAILIOU K D. Adaptive simulation of gas turbine performance[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 1990(2): 168-173.
- [20] KONG C, KHO S, KI J. Component map generation of a gas turbine using genetic algorithms [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2004(3): 324-331.

(编辑:丛艳娟)