

DOI:10.16356/j.1005-2615.2025.06.020

基于压气机级间引气和涡轮冷气修正模型的整机性能仿真方法

郭桂友¹, 钟易成², 郑培英³, 明亮⁴

(1. 海军装备部, 北京 100071; 2. 南京航空航天大学能源与动力学院, 南京 210016;
3. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015; 4. 哈尔滨工程大学动力与能源工程学院, 哈尔滨 150001)

摘要: 为提升航空发动机整机性能仿真预测精度, 以双轴混排涡扇发动机为研究对象, 在整机性能仿真模型中耦合压气机级间引气和涡轮冷气修正模型, 研究了不同转速下压气机级间引气修正、涡轮冷气修正以及两者耦合对发动机整机性能的影响, 并评估了耦合修正对发动机节流、高度及速度特性的影响。研究结果表明: 耦合压气机级间引气与涡轮冷气修正模型前后, 发动机整机性能仿真结果存在明显差别; 在高压转子相对转速 $N_{hr}=100\%$ 状态下, 进气流量增加了 3.8%, 高压压气机喘振裕度提升了 3.0%, 燃烧室出口总温增加了 4.9%, 推力增加了 8.4%, 耗油率增加了 3.2%; 通过对地面节流特性、高空巡航特性和速度特性影响分析得到, 耦合修正不会改变发动机特性变化趋势, 耦合修正后发动机的性能整体上优于耦合修正前, 并且变化幅度明显。表明在整机仿真中, 详细考虑压气机级间引气和涡轮冷气修正可使仿真结果更趋真实因而提高整机性能仿真精度。

关键词: 航空发动机; 级间引气; 涡轮冷气修正; 部件特性修正; 整机性能仿真

中图分类号: V231.3 文献标志码: A 文章编号: 1005-2615(2025)06-1242-13

An Engine-Level Performance Simulation Method Based on Compressor Inter-Stage Bleed Air and Turbine Cooling Air Correction Model

GUO Guiyou¹, ZHONG Yicheng², ZHENG Peiying³, MING Liang⁴

(1. Naval Equipment Department, Beijing 100071, China; 2. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China; 3. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China;
4. College of Power and Energy Engineering, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China)

Abstract: To enhance the simulation accuracy of engine-level performance for aero-engines, a dual-spool mixed-flow turbofan engine is taken as the research object. Compressor inter-stage bleed air and turbine cooling air correction models are coupled into the engine-level performance simulation model to investigate their individual and combined effects on engine-level performance at different rotational speeds. The influence of coupled correction on engine throttling characteristics, altitude performance, and speed characteristics is also evaluated. The results indicate that significant differences exist in the simulated engine-level performance before and after coupling the compressor inter-stage bleed air and turbine cooling air correction models. At the relative rotational speed of high-pressure rotor $N_{hr}=100\%$, the intake mass flow rate is increased by 3.8%, the surge margin of the high-pressure compressor is improved by 3.0%, the total outlet temperature of the combustion chamber is increased by 4.9%, the thrust is increased by 8.4%, and the specific fuel consumption

收稿日期: 2025-08-15; 修定日期: 2025-10-10

通信作者: 钟易成, 男, 副教授, 硕士生导师, E-mail: zhongyyc@nuaa.edu.cn。

引用格式: 郭桂友, 钟易成, 郑培英, 等. 基于压气机级间引气和涡轮冷气修正模型的整机性能仿真方法[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2025, 57(6): 1242-1254. GUO Guiyou, ZHONG Yicheng, ZHENG Peiying, et al. An engine-level performance simulation method based on compressor inter-stage bleed air and turbine cooling air correction model[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics(Natural Science Edition), 2025, 57(6):1242-1254.

is increased by 3.2%. Analysis of ground throttling characteristics, high-altitude cruise performance, and speed characteristics shows that the coupled correction does not alter the trends of engine-level performance variations. However, the performance after coupling is generally superior to that before coupling, with noticeable changes in magnitude. Therefore, in engine-level simulations, detailed consideration of compressor inter-stage bleed air and turbine cooling air corrections can make the simulation results more realistic and improve the accuracy of engine-level performance predictions.

Key words: aeroengine; inter-stage bleed air; turbine cooling air correction; component performance map correction; engine-level performance simulation

航空发动机整机性能的精确评估与预测在发动机任务分析、发动机设计、性能计算、剩余寿命预估和故障诊断方面的重要性日益增加。另外,基于发动机部件试验特性曲线的整机性能仿真所得参数和整机环境下实测性能参数经常存在明显偏差。因此,在整机性能仿真中增加必要的修正模型使仿真模型逼近整机真实工况有较为迫切的工程需求。

相较于不考虑压气机级间引气和涡轮冷气修正的部件通用特性,整机环境下空气系统的存在是导致上述偏差的重要原因。空气系统从高压压气机级间引气,绝大部分用于涡轮部件冷却,少量用于发动机进口防冰、动静结构封严和给某些附件设备提供高压环境等。级间引气将会改变引气上下游的流量分配及级间压升匹配,冷气进入涡轮后,将与主流进行掺混,会明显改变涡轮工作状态。

针对压气机级间引气,Leishman等^[1-3]研究了不同引气位置、引气量和引气槽结构等对轴流压气机性能的影响;Grimshaw等^[4]通过数值模拟研究了不同程度下引气非均匀性和引气与下游级之间的轴向距离对流动分布的影响;Gou等^[5]研究了真实引气结构对轴流压气机性能的影响;刘宝杰等^[6]通过低速试验研究了级间引气对压气机特性和失速裕度的影响。综上文献研究结果表明,国内外学者主要在引气方式、引气模型、引气位置和引气量等方面开展了大量的研究工作,获得了级间引气对压气机流场及性能的影响规律,但未形成可定量描述的公式用于压气机级间引气修正。

针对涡轮冷气影响,国内外学者主要在气膜孔几何参数、冷气流量、工况条件对冷却效果及掺混损失影响等方面开展了大量的研究工作^[7-10],但在整机性能仿真的涡轮部件建模时耦合冷气模型较少。文献[11-12]未将涡轮冷气考虑在内;文献[13]虽考虑了涡轮冷气掺混,但涡轮冷气仅考虑成一股冷气,并未详细区分导叶和动叶冷气;文献[14]仅考虑冷气通向高压涡轮导向器。

在航空发动机整机性能仿真建模中,压气机级间引气通常当成末级引气处理^[15-16],涡轮冷气经常

被忽略或设置在涡轮进口,均无法体现发动机整机真实工况。因此,有必要根据整机环境空气系统真实情况,开展耦合压气机级间引气和涡轮冷气修正模型对航空发动机性能影响规律研究,以提高发动机整机性能预测精度。

针对压气机级间引气和涡轮冷气影响,开展修正模型建模方法及影响机理分析;并以双轴混排涡扇发动机为研究对象,仿真压气机级间引气、涡轮冷气修正、两者耦合条件下对部件特性及整机性能的影响规律,并评估了耦合修正对发动机节流、高度和速度特性的影响。

1 修正模型建模

1.1 压气机级间引气修正模型

国内外有关压气机级间引气对压气机特性影响的数值计算和试验结果分析表明^[17-18],级间引气对引气位置点上游的压气机性能影响较小,其主要通过影响下游压气机的方式改变压气机性能。因此,为研究压气机级间引气对压气机特性影响,将压气机分为引气点上游未受影响区域Ⅰ和引气点下游受影响区域Ⅱ,如图1所示,未受影响区域Ⅰ为子压气机A,引气点下游受影响区域Ⅱ为子压气机B。

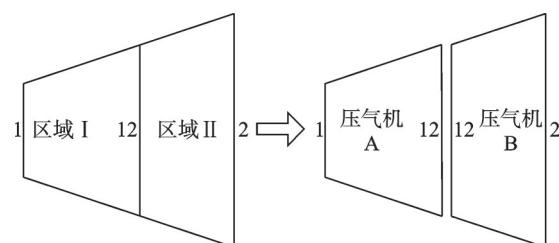


图1 压气机特性分区示意图

Fig.1 Diagram of compressor characteristics zoning

压气机级间引气修正模型在逐级叠加法的基础上进行改进,对压气机引气前、后的两部分进行拆分计算。通过级间匹配模型求解引气位置压力、温度和引气位置上下游的特性,再根据引气后的上下游重新匹配确定受引气影响的压气机特性线,从而建立压气机级间引气对压气机特性影响的通用性预测方法。压气机修正特性建模示意图如

图 2 所示,通用预测方法可以只根据未引气压气机的部件特性图,通过拆分计算、级间匹配,预测在某一引气流量下特性线的变化,即修正特性模型。在航空发动机整机性能分析中应用此方法,可以将级间引气对压气机的影响通过特性图体现,而无需单独添加引气模块。

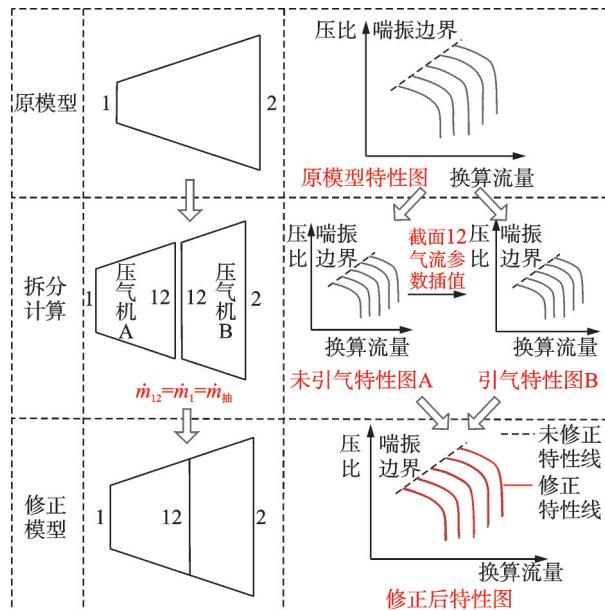


图 2 压气机级间引气修正特性建模示意图

Fig.2 Diagram of corrected characteristics modeling for inter-stage bleed air of compressor

子压气机 A、B 的压比 π 表示为

$$\pi_A = P_{t12}/P_{t1} \quad (1)$$

$$\pi_B = P_{t2}/P_{t12} \quad (2)$$

式中: P 表示压力,下标 t 表示总参数,1 截面表示压气机进口截面,2 截面表示压气机出口截面,12 截面表示引气截面。

压气机 A、B 的等熵效率、压比满足

$$T_{t12} = T_{t1} + \frac{T_{t1}}{\eta_A} \cdot \left(\pi_A^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \quad (3)$$

$$T_{t2} = T_{t12} + \frac{T_{t12}}{\eta_B} \cdot \left(\pi_B^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \quad (4)$$

式中 k 为绝热指数。压气机流动介质为空气,因此,本文 k 取 1.4。

根据查阅大量文献中对压气机级特性的分析,修正模型提出两点假设:

(1) 假设多级轴流压气机每级的总温增加量是相同的,也就是压气机内的总温在每级之间为线性改变。

(2) 假设多级轴流压气机内部每级的多变效率相同。在压气机某个工况下,已知压气机转速 n 、压气机进口总压 P_{t1} 、进口总温 T_{t1} 和进口流量 m_1 ,根据未引气特性图,可插值得到压气机压比 π

和等熵效率 η_s ,从而计算得到压气机出口总压 P_{t2} 和出口总温 T_{t2} 。已知压气机总级数 χ 和引气点截面 12 前的压气机级数 n ,可以计算得到截面 12 的参数以及压气机 A、B 此时的匹配特性。

在进口总压 P_{t1} 和进口总温 T_{t1} 不变、压气机 A 的特性视作不变的前提下,引气点截面 12 参数也应该保持不变,此时有

$$\pi' = P_{t2}'/P_{t1} = \frac{P_{t2}'}{P_{t12}} \cdot \frac{P_{t12}}{P_{t1}} = \pi_A \cdot \pi'_B \quad (5)$$

式中: P_{t2}' 为引气后压气机出口总压; π' 为引气后压气机压比; π'_B 为引气后压气机 B 压比。

引气后的压气机 B 在流量为 \dot{m}' 的工况点上工作, \dot{m}' 满足

$$\dot{m}' = \dot{m} - \dot{m}_b \quad (6)$$

式中 \dot{m}_b 为引气流量。

进一步,通过主流流量和引气流量的加权平均计算引气后压气机等熵效率 η'_s

$$\eta'_s = \frac{\dot{m}' T_{t1} \left[(\pi')^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] + \dot{m}_b T_{t1} \left[(\pi_A)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}{\dot{m}' (T_{t2}' - T_{t1}) + \dot{m}_b (T_{t12} - T_{t1})} \quad (7)$$

式中 T_{t2}' 为引气后压气机出口总温,可由 π'_B 和 η'_s 计算

$$T_{t2}' = T_{t12} + \frac{T_{t12}}{\eta'_s} \cdot \left[(\pi'_B)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] \quad (8)$$

根据式(5~9)即可计算得到引气修正后的整个压气机的压比 π' 和等熵效率 η'_s 。按照控制变量的思想对压气机添加引气的同时保持进口流量不变,因此引气修正后的整个压气机流量和原压气机流量相同,从而得到引气修正后的整个压气机流量 \dot{m} 、压比 π' 和等熵效率 η'_s 。进一步对压气机特性图上每条转速上的每个点按照上述方法进行修正,即可得到压气机级间引气修正特性图。

采用试验方法对压气机级间引气修正模型进行验证,在某 5.5 级压气机的第 3~4 级和第 4~5 级位置分别在机匣上开周向的引气斜槽如图 3 所示,实现引气功能,并在汇集处布置总静压探针,测量引气流量。

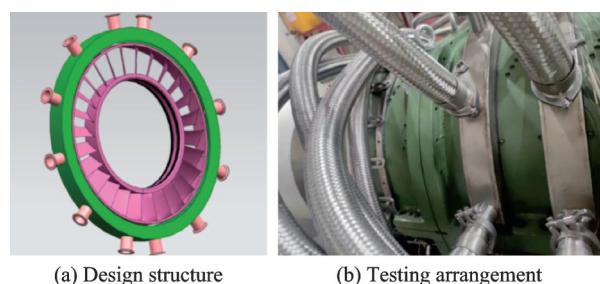


图 3 压气机机匣引气试验

Fig.3 Compressor casing bleed air trial

对压气机在3 600 r/min 转速下进行试验, 分别在第3~4级或第4~5级, 以流量百分比2.5%、3.5% 和5.0% 进行引气, 获得气动特性试验曲线, 与修正值对比如图4所示。

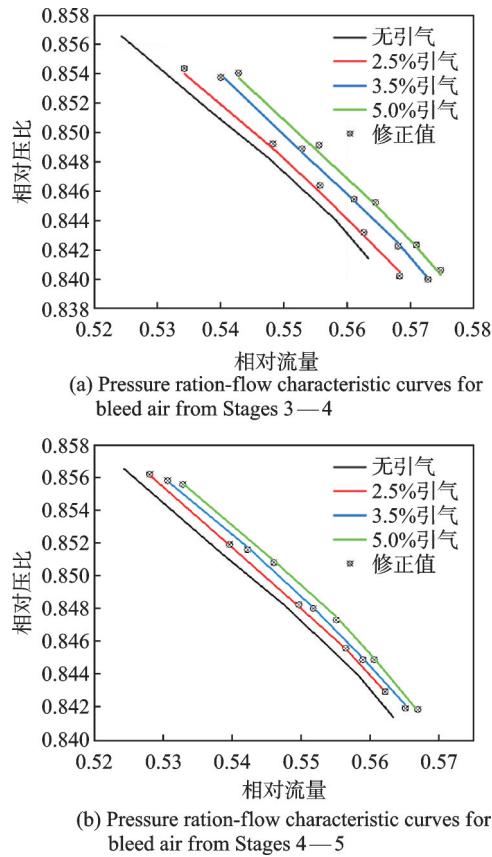


图4 压气机引气修正方法试验验证

Fig.4 Experimental verification of compressor bleed air correction method

验证结果表明, 修正结果误差不超过0.94%, 压气机级间引气修正模型可以较为准确地对压气机引气后的气动性能进行修正。

1.2 涡轮部件冷气修正模型

随着燃烧室出口温度的提升, 涡轮冷气流量占比也越来越大, 在发动机总体性能仿真中, 忽略涡轮冷气将会造成较大的结果偏差。涡轮通入冷气后, 涡轮入口流量显著下降, 出口流量显著上升, 涡轮的出口温度也会明显降低。冷气加入也会影响涡轮级之间的压比分配, 从而影响各级涡轮的功率分配。涡轮导叶和动叶冷气通入产生的效果也有所不同, 因此冷气进入涡轮的位置和影响需要被详细地考虑, 以提升发动机总体性能仿真的精度。

针对单级涡轮部件特性, 根据冷气进入涡轮级位置的不同, 将冷气分成两部分, 分别为导叶冷气和动叶冷气, 见图5。导叶冷气包括导叶前盘缘冷气、导叶片身气膜冷气和导叶尾缘冷气。动

叶冷气包括导叶和动叶间封严气、动叶片身气膜冷气、动叶尾缘冷气和动叶后端封严气。根据导叶冷气和动叶冷气在涡轮级中对涡轮性能的影响, 分别进行处理, 处理方式为导叶冷气简化到导叶前截面, 动叶冷气简化到动叶后出口截面。

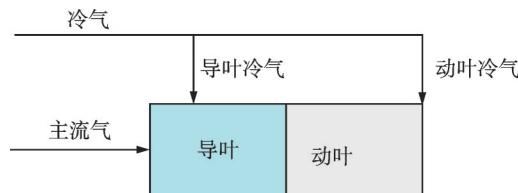


图5 涡轮级冷气进入计算示意图

Fig.5 Diagram of turbine stage cooling air inlet calculation

导叶冷气与主流气进行掺混, 掺混后的参数作为涡轮级进口参数处理。掺混方式包括进口流量为导叶冷气流量与主流气流量相加, 进口总压根据流量占比加权平均, 油气比则根据燃油不变条件重新计算, 进口总温则根据导叶冷气焓值和主流气焓值之和不变计算得到, 表达式为

$$\left\{ \begin{array}{l} m = m_{\text{main}} + m_{\text{cool}} \\ P_t = \frac{P_{t\text{main}} \times m_{\text{main}} + P_{t\text{cool}} \times m_{\text{cool}}}{m_{\text{main}} + m_{\text{cool}}} \\ f = \frac{\frac{f_{\text{main}}}{f_{\text{main}} + 1} \times m_{\text{main}}}{\frac{m_{\text{main}}}{f_{\text{main}} + 1} + m_{\text{cool}}} \\ h = \frac{h(T_{t\text{main}}, f_{\text{main}}) \times m_{\text{main}} + h(T_{t\text{cool}}, 0) \times m_{\text{cool}}}{m_{\text{main}} + m_{\text{cool}}} \end{array} \right. \quad (10)$$

式中: m 为流量, P_t 为总压, f 为油气比, h 为焓值, T_t 为总温, 下标 main 和 cool 分别代表主流气和冷气。

动叶冷气则不参与本级涡轮的性能计算, 待本级涡轮性能计算完成后, 动叶冷气再与动叶出口主流参数进行掺混, 计算得到本级涡轮的出口参数。动叶冷气与动叶出口主流掺混计算方法和导叶冷气与主流气掺混计算方法完全一致。

通过以上对导叶冷气和动叶冷气简化处理后, 带冷气的涡轮部件计算方法与不带冷气的涡轮部件计算方法保持了一致。在发动机总体的涡轮部件计算中, 采用涡轮部件通用特性进行迭代计算。

2 整机性能仿真模型建模

2.1 整机性能仿真模型构建

针对某型涡扇发动机建立整机性能仿真模

型。该型发动机为加力式双轴小涵道比混合排气涡扇发动机, 主要结构组成部件包括风扇、高压压气机、主燃烧室、高压涡轮、低压涡轮、外涵道、加力燃烧室和收扩尾喷管。按照部件法, 建立包含进气道、风扇、高压压气机、燃烧室、高压涡轮、低压涡轮、混合器、加力燃烧室和尾喷管部件模型的整机性能仿真模型, 如图 6 所示, 并建立气路连接和机械轴连接。该型发动机通过控制高压转子轴相对物理转速进行状态控制, 不开加力最大状态控制规律为高压转子轴相对物理转速 100%。

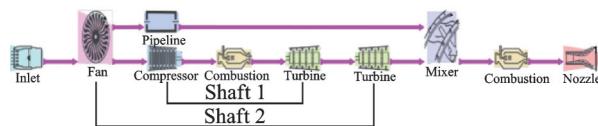


图 6 双轴混排涡扇发动机建模示意图

Fig.6 Diagram of dual-spool mixed-flow turbofan engine modeling

整机性能仿真模型的各部件基础热力学模型和商业软件一致。为提高整机性能的预测精度, 该仿真模型在流体网络拓扑法基础上^[19], 再耦合压气机级间引气和涡轮冷气修正模型进行迭代, 其计算流程及接口示意如图 7 所示。压气机级间引气通过修正流量、压比和效率, 涡轮冷气通过修正流量, 实现与整机模型的耦合。

为验证整机性能仿真模型精度, 同时为修正模型对整机性能影响仿真分析提供基准, 在未添加修正模型条件下, 开展整机性能仿真模型精度验证和基准状态性能计算。仿真模型设计点参

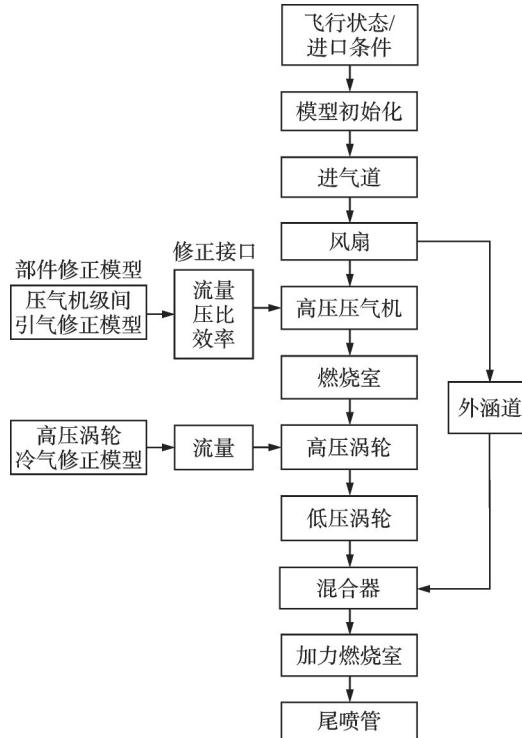


图 7 耦合部件修正模型的涡扇发动机整机性能计算流程

Fig.7 Engine-level performance calculation process of turbofan engine with coupled component correction model

数值如表 1 所示, 其中, 高压涡轮冷却气流量为空气流量的 13%, 低压涡轮冷却气流量为空气流量的 8%。高/低压涡轮引气位置均设置为高压压气机出口截面, 冷气入射位置均设置为涡轮级进口截面。

发动机非设计点性能计算依赖于发动机的部件特性, 本文采用某商用软件提供的风扇、压气机、涡轮通用部件特性, 如图 8~11 所示。

表 1 仿真算例设计点参数值

Table 1 Parameter values at design point of simulation case

参数	值	参数	值
高度/km	0.00	燃烧效率	0.99
马赫数	0.00	高压涡轮效率	0.89
空气流量/(kg·s ⁻¹)	88.00	低压涡轮效率	0.90
进气道总压恢复系数	1.00	高压涡轮冷却引气比例	0.13
涵道比	0.317	高压涡轮引气相对位置	1.0(末级)
外涵总压恢复系数	0.95	低压涡轮冷却引气比例	0.08
风扇压比	3.77	低压涡轮引气相对位置	1.0(末级)
风扇效率	0.88	混合室出口马赫数	0.573
高压压气机压比	6.55	A9/A8	1.187 1
高压压气机效率	0.85	喷管推力系数	1.00
燃烧室出口总温/K	1 682	高压轴机械效率	0.990
燃烧室总压恢复系数	0.938	低压轴机械效率	0.985

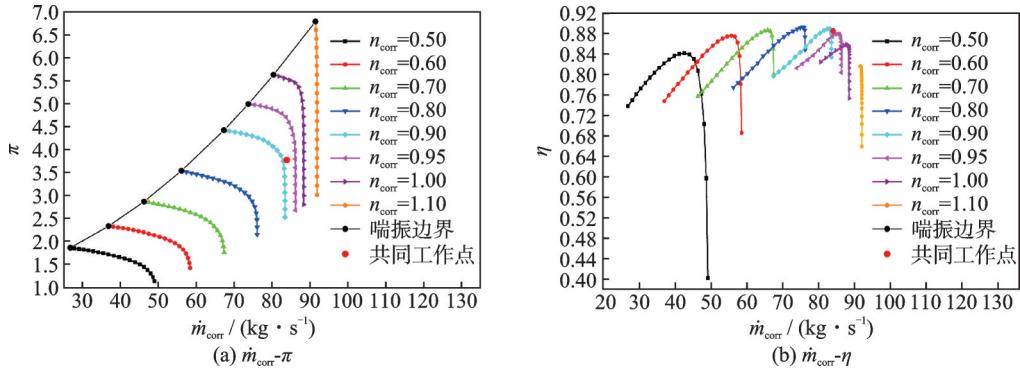


图8 风扇通用特性

Fig.8 General characteristics of fan

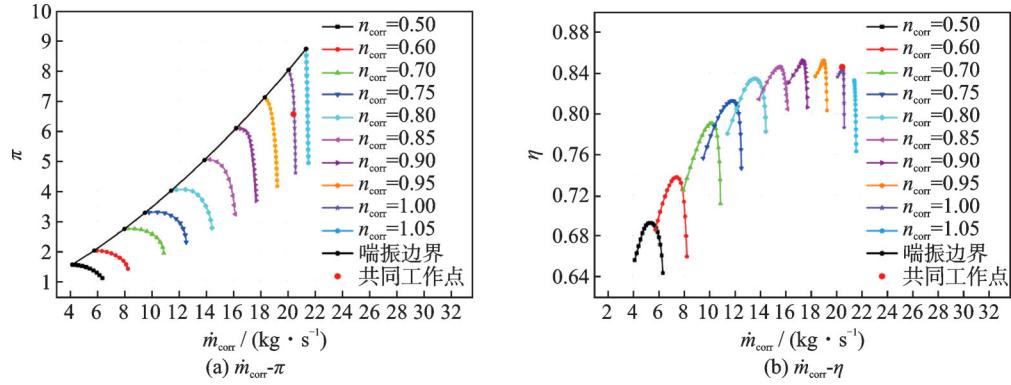


图9 高高压气机通用特性

Fig.9 General characteristics of high pressure compressor

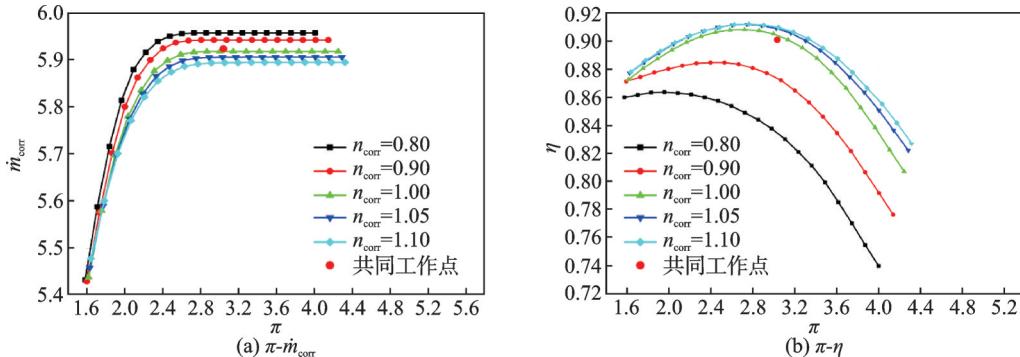


图10 高压涡轮通用特性

Fig.10 General characteristics of high pressure turbine

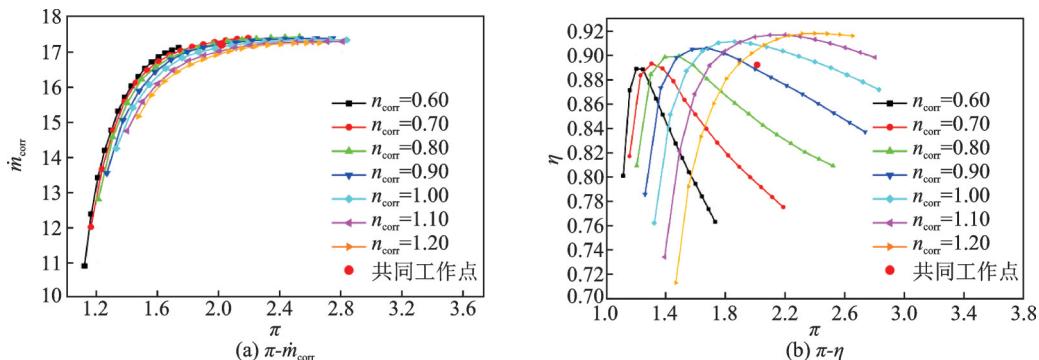


图11 低压涡轮通用特性

Fig.11 General characteristics of low pressure turbine

2.2 整机性能仿真模型精度验证

商用软件应用已经比较广泛,基本功能级计

算精度已经得到了众多试验数据的验证。以商用软件仿真结果作为参考,根据设计点参数,采用整

机性能预测软件进行了仿真分析。取地面标况($H=0, Ma=0$),开展了发动机不同节流状态性能计算(控制高压涡轮轴相对物理转速不变),计算结果对比如表2所示,其中Nhr表示高压转子相对转速。根据仿真结果可知,预测软件仿真得到的发动机推力、耗油率(SFC)等总体参数与商用软件仿真结果相比误差不大于0.6%,表明预测软件仿真精度较高。

表2 典型状态下整机性能参数

Table 2 Engine-level performance parameters under typical operating conditions

Nhr/%	参数	商用软件	仿真程序	误差/%
100	推力/kN	65.05	64.87	0.27
	耗油率/(kg·kN ⁻¹ ·h ⁻¹)	77.20	77.12	0.11
95	推力/kN	48.75	48.68	0.15
	耗油率/(kg·kN ⁻¹ ·h ⁻¹)	75.38	75.12	0.35
90	推力/kN	35.46	35.28	0.51
	耗油率/(kg·kN ⁻¹ ·h ⁻¹)	74.83	74.52	0.42

3 整机性能仿真分析

3.1 压气机级间引气对整机性能的影响

针对高压压气机级间引气影响,开展整机条件下压气机级间引气修正模型对整机性能影响仿真研究。在整机性能仿真程序的高压压气机模型中添加压气机级间引气修正模型,高压涡轮引气位置为高压压气机出口,低压涡轮引气位置为高压压气机级间,如表3所示。计算工况点选取发动机典型状态,仿真获得整机性能参数影响如表4所示。冷气入射位置均设置为涡轮级进口截面,与2.1节整机性能仿真模型精度验证时设置一致。

表3 压气机引气位置

Table 3 Compressor bleed air location

部件	冷气比例及位置
高压涡轮冷却引气比例	0.13
高压涡轮引气相对位置	1.0(末级)
低压涡轮冷却引气比例	0.08
低压涡轮引气相对位置	0.5714(4级/7级)

从表4中可以看出,压气机级间引气修正后,不同发动机状态下发动机推力都增加,耗油率都减小,发动机总体性能表现更好。主要是压气机级间修正后,低压涡轮引气由高压压气机出口截面调整到了高压压气机级间位置,使得高压压气机功率需求减小,高压涡轮功率也相应减小。高压转子受控制规律物理转速不变约束,燃烧室出口温度和高压涡轮压比都减小。高压涡轮压比减小导致低

表4 压气机级间引气修正对整机性能参数影响

Table 4 Influence of compressor inter-stage bleed air correction on engine-level performance parameters

Nhr/ %	参数	修正前	修正后	变化量/%
100	推力/kN	64.87	66.57	2.6
	耗油率/(kg·kN ⁻¹ ·h ⁻¹)	77.12	74.77	-3.1
	风扇进口流量/(kg·s ⁻¹)	83.94	86.72	3.3
	风扇压比	3.769	3.873	2.7
	高压压气机进口流量/(kg·s ⁻¹)	62.49	62.84	0.6
	高压压气机压比	6.553	6.411	-2.2
	燃烧室进口流量/(kg·s ⁻¹)	49.37	49.64	0.6
	燃烧室出口总温/K	1 678.1	16 76.6	-0.1
	高压涡轮压比	3.036	2.913	-4.0
	低压涡轮压比	2.013	2.138	6.2
95	低压涡轮相对转速	0.922	0.970	5.3
	压气机喘振裕度/%	24.3	24.9	0.6
	推力/kN	48.68	52.86	8.6
	耗油率/(kg·kN ⁻¹ ·h ⁻¹)	75.12	71.41	-4.9
	风扇进口流量/(kg·s ⁻¹)	71.30	76.74	7.6
	风扇压比	3.141	3.367	7.2
	高压压气机进口流量/(kg·s ⁻¹)	51.76	54.29	4.9
	高压压气机压比	6.215	6.073	-2.3
	燃烧室进口流量/(kg·s ⁻¹)	40.89	42.89	4.9
	燃烧室出口总温/K	1 536.8	1 532.5	-0.3
90	高压涡轮压比	3.039	2.922	-3.9
	低压涡轮压比	1.983	2.107	6.2
	低压涡轮相对转速	0.808	0.847	4.9
	压气机喘振裕度/%	24.9	25.4	0.5
	推力/kN	35.28	38.00	7.7
	耗油率/(kg·kN ⁻¹ ·h ⁻¹)	74.52	70.63	-5.2
	风扇进口流量/(kg·s ⁻¹)	59.98	63.88	6.5
	风扇压比	2.606	2.769	6.2
	高压压气机进口流量/(kg·s ⁻¹)	42.27	43.97	4.0
	高压压气机压比	5.828	5.695	-2.3

压涡轮压比有增加的趋势,使得低压转子转速增加,并导致风扇压比和流量都有明显的增加。风扇工作状态的变化引起高压压气机压比减小,高压压气机工作状态远离喘振边界,喘振裕度也得到了增加。在相对转速100%、95%和90%这3个状态下,压气机级间修正影响趋势保持一致,在相对转

速95%和90%状态,影响效果更加明显。在相对转速100%转速状态下,发动机推力增加了2.6%和耗油率降低了3.1%。由此得到,压气机级间修正对发动机仿真结果产生较大影响。

图12给出了发动机Nhr=100%状态下级间引气对高压压气机特性曲线影响。从图中可以看出,高压压气机级间引气导致高压压气机特性曲线略右上移。受风扇出口总温上升导致的高压压气机折合转速减小影响,发动机工作点的高压压气机折合流量减小、压比减小。

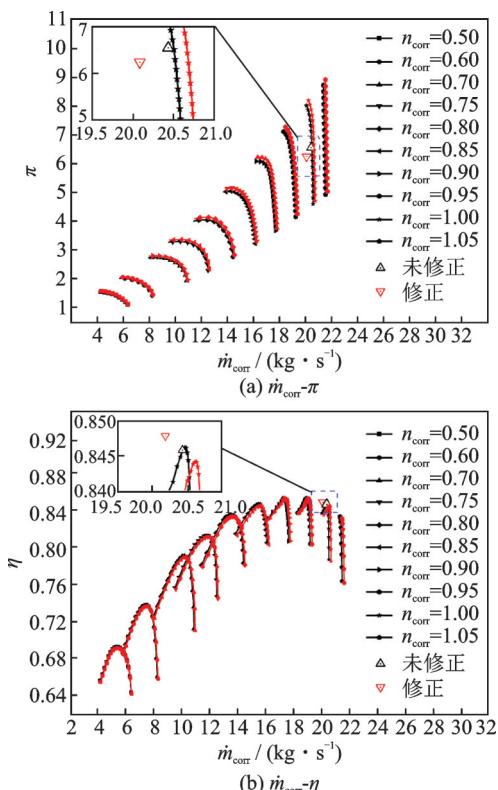


图12 级间引气对高压压气机特性曲线影响(Nhr=100%)

Fig.12 Influence of inter-stage bleed air on the characteristics of high pressure compressor (Nhr=100%)

3.2 涡轮冷气修正对整机性能的影响

针对涡轮冷气修正影响,开展整机条件下涡轮冷气修正模型对整机性能影响仿真研究。在整机性能仿真程序涡轮模型添加涡轮冷气修正模型,分别列出导叶和动叶的冷气比例,见表5。高/低压涡轮引气位置均设置为高压压气机出口截面,与2.1节整机性能仿真模型精度验证时设置一致。

表5 高低压涡轮导叶和动叶冷气比例

Table 5 Ratio of cooling air on the guide vanes and moving blades for high and low pressure turbines

部件	冷气比例	部件	冷气比例
高压涡轮导叶	0.08	低压涡轮导叶	0.05
高压涡轮动叶	0.05	低压涡轮动叶	0.03

计算工况点选取发动机典型状态,仿真获得整机性能参数影响如表6所示。添加涡轮冷气修正模型后,涡轮动叶冷气入射位置由涡轮进口调整到涡轮出口后,导致涡轮进口主流流量增加。涡轮进口主流流量增加,导致高压压气机进口流量增加和压比减小,高压压气机端振裕度呈现增加趋势。受控制规律高压转子物理转速不变约束,为了维持涡

表6 涡轮冷气修正对整机性能参数影响

Table 6 Influence of turbine cooling correction on engine-level performance parameters

Nhr/%	参数	修正前	修正后	变化量/%
100	推力/kN	64.87	68.04	4.9
	耗油率/(kg·kN ⁻¹ ·h ⁻¹)	77.12	81.86	6.2
	风扇进口流量/(kg·s ⁻¹)	83.94	83.99	0.1
	风扇压比	3.769	3.834	1.7
	高压压气机进口流量/(kg·s ⁻¹)	62.49	63.22	1.2
	高压压气机压比	6.553	6.393	-2.4
	燃烧室进口流量/(kg·s ⁻¹)	49.37	49.94	1.2
	燃烧室出口总温/K	1 678.1	1 754.5	4.6
	高压涡轮压比	3.036	2.957	-2.6
	低压涡轮压比	2.013	1.968	-2.2
95	低压涡轮相对转速	0.922	0.924	0.3
	压气机喘振裕度/%	24.3	26.9	2.6
	推力/kN	48.68	50.96	4.7
	耗油率/(kg·kN ⁻¹ ·h ⁻¹)	75.12	80.11	6.7
	风扇进口流量/(kg·s ⁻¹)	71.30	71.02	-0.4
	风扇压比	3.141	3.179	1.2
	高压压气机进口流量/(kg·s ⁻¹)	51.76	52.13	0.7
	高压压气机压比	6.215	6.074	-2.3
	燃烧室进口流量/(kg·s ⁻¹)	40.89	41.19	0.7
	燃烧室出口总温/K	1 536.8	1 611.6	4.9
90	高压涡轮压比	3.039	2.957	-2.7
	低压涡轮压比	1.983	1.939	-2.2
	低压涡轮相对转速	0.808	0.809	0.2
	压气机喘振裕度/%	24.9	27.5	2.6
	推力/kN	35.28	36.83	4.4
	耗油率/(kg·kN ⁻¹ ·h ⁻¹)	74.52	79.73	7.0
	风扇进口流量/(kg·s ⁻¹)	59.98	59.55	-0.7
	风扇压比	2.606	2.623	0.6
	高压压气机进口流量/(kg·s ⁻¹)	42.27	42.42	0.4
	高压压气机压比	5.828	5.704	-2.1

轮功率,燃烧室出口温度明显上升。在相对转速 100% 状态下,高压压气机喘振裕度提升了 2.6%,燃烧室出口温度上升了 4.6%,燃烧室温度上升,使得发动机推力和耗油率都明显上升,推力提升了 4.9%,耗油率提升了 6.2%。在相对转速 100%、95% 和 90% 这 3 个状态下,涡轮冷气修正影响趋势保持一致。由此得到,涡轮冷气修正对发动机仿真结果产生较大影响。

3.3 地面节流特性影响分析

为进一步评估压气机级间引气和涡轮冷气修正模型对发动机整机性能的共同影响,开展耦合压气机级间引气与涡轮冷气修正对整机性能影响仿真分析。整机性能仿真程序同时添加高压压气机级间引气修正模型和涡轮冷气修正模型,压气机级间引气参数见表 3,涡轮冷气入射参数见表 5。

计算工况点选取发动机典型状态,仿真获得整机性能参数影响如表 7 所示。压气机级间修正主要效果是高压压气机功率减小,低压涡轮做功能力增加,风扇转速增加,风扇流量增加,风扇压比增加,整机推力增加和耗油率下降。涡轮冷气修正后,高压涡轮做功能力减小,燃烧室出口温度增加,整机推力和耗油率增加。耦合修正效果是两个模型修正效果的叠加,最终效果是低压轴转速增加,风扇流量和压比增加,燃烧室出口温度增加,整机推力和耗油率都增加。在相对转速 100% 状态下,低压轴转速增加了 6.2%,风扇流量增加了 3.8%,风扇压比增加了 5.1%,高压压气机喘振裕度提升了 3.0%,燃烧室出口温度增加了 4.9%,整机推力增加了 8.4%,耗油率增加了 3.2%。

图 13 给出了 $N_{hr}=100\%$ 状态下耦合级间引气与冷气修正对高压压气机特性曲线和共同工作点影响,对比单独级间引气影响结果(图 12)可以看出,高压压气机级间引气导致高压压气机特性曲线略右上移。受风扇出口总温上升导致的高压压气机折合转速减小影响,发动机工作点高压压气机折合流量和压比都减小,高压压气机喘振裕度有增加趋势。

在高压压气机物理转速不变和排气面积不变的控制规律下,分析发动机节流特性。耦合修正前后,发动机各参数随高压转速的变化趋势基本一致,见图 14。风扇和高压压气机总的压比随高压转速的增加而快速增加,耦合修正前后风扇和高压压气机总的压比差别较小。随着转速的增加,耦合修正前后燃烧室出口温度都接近线性增加,偏差幅度变化也较小。在高压转子相对转速 90%~100% 范围内,随着转速的增加,高压压气机喘振裕度有缓慢减小趋势,耦合修正后,喘振裕度明显增加。发动机推力耗油率都随着高压转速的增加而增加,并且耦合修正后推力和耗油率也都增加。

表 7 耦合级间引气与冷气修正对整机性能参数影响
Table 7 Influence of coupled compressor inter-stage bleed air and turbine cooling air correction on engine-level performance parameters

Nhr/ %	参数	修正前		变化量/%
		修正后		
100	推力/kN	64.87	70.29	8.4
	耗油率/(kg·kN ⁻¹ ·h ⁻¹)	77.12	79.56	3.2
	风扇进口流量/(kg·s ⁻¹)	83.94	87.11	3.8
	风扇压比	3.769	3.961	5.1
	高压压气机进口流量/(kg·s ⁻¹)	62.49	63.67	1.9
	高压压气机压比	6.553	6.244	-4.7
	燃烧室进口流量/(kg·s ⁻¹)	49.37	50.30	1.9
	燃烧室出口总温/K	1 678.1	1 760.3	4.9
	高压涡轮压比	3.036	2.834	-6.6
	低压涡轮压比	2.013	2.088	3.7
95	低压涡轮相对转速	0.922	0.979	6.2
	压气机喘振裕度/%	24.3	27.3	3.0
	推力/kN	48.68	56.16	15.4
	耗油率/(kg·kN ⁻¹ ·h ⁻¹)	75.12	76.22	1.5
	风扇进口流量/(kg·s ⁻¹)	71.30	77.20	8.3
	风扇压比	3.141	3.446	9.7
	高压压气机进口流量/(kg·s ⁻¹)	51.76	55.10	6.4
	高压压气机压比	6.215	5.926	-4.6
	燃烧室进口流量/(kg·s ⁻¹)	40.89	43.52	6.4
	燃烧室出口总温/K	1 536.8	1 613.8	5.0
90	高压涡轮压比	3.039	2.840	-6.6
	低压涡轮压比	1.983	2.057	3.7
	低压涡轮相对转速	0.808	0.854	5.7
	压气机喘振裕度/%	24.9	27.9	3.0
	推力/kN	35.28	40.14	13.8
	耗油率/(kg·kN ⁻¹ ·h ⁻¹)	74.52	75.65	1.5
	风扇进口流量/(kg·s ⁻¹)	59.98	63.88	6.5
	风扇压比	2.606	2.809	7.8
	高压压气机进口流量/(kg·s ⁻¹)	42.27	44.35	4.9
	高压压气机压比	5.828	5.569	-4.4
	燃烧室进口流量/(kg·s ⁻¹)	33.39	35.03	4.9
	燃烧室出口总温/K	1 401.0	1 470.5	5.0
	高压涡轮压比	3.045	2.845	-6.6
	低压涡轮压比	1.948	2.023	3.9
	低压涡轮相对转速	0.710	0.747	5.2
	压气机喘振裕度/%	26.1	29.1	2.9

由此得到,耦合压气机级间引气和涡轮冷气修正,对发动机工作状态和性能有明显影响。在整机仿真中,需要详细考虑压气机级间引气和涡轮冷气修正,仿真模型尽可能模拟发动机真实工作状态,以提高整机性能仿真精度。

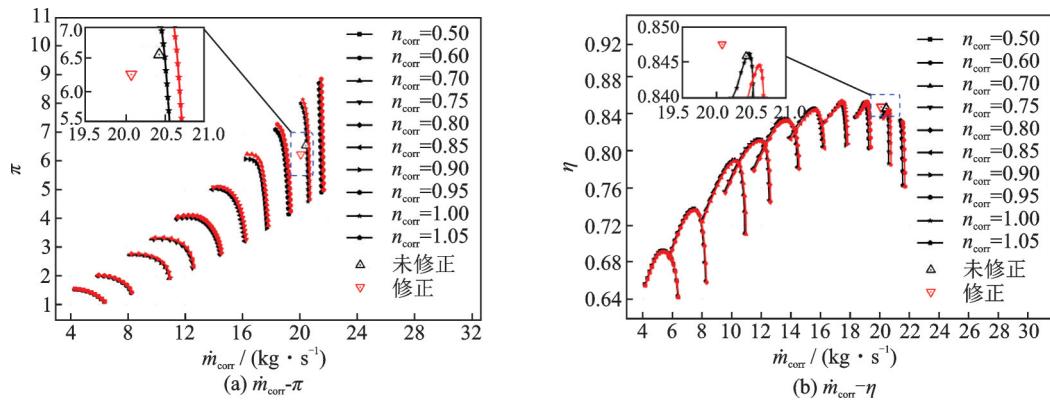


图13 耦合级间引气与冷气修正对高压压气机特性曲线影响 (Nhr=100%)

Fig.13 Influence of coupled compressor inter-stage bleed air and turbine cooling air correction on characteristics of high pressure compressor (Nhr=100%)

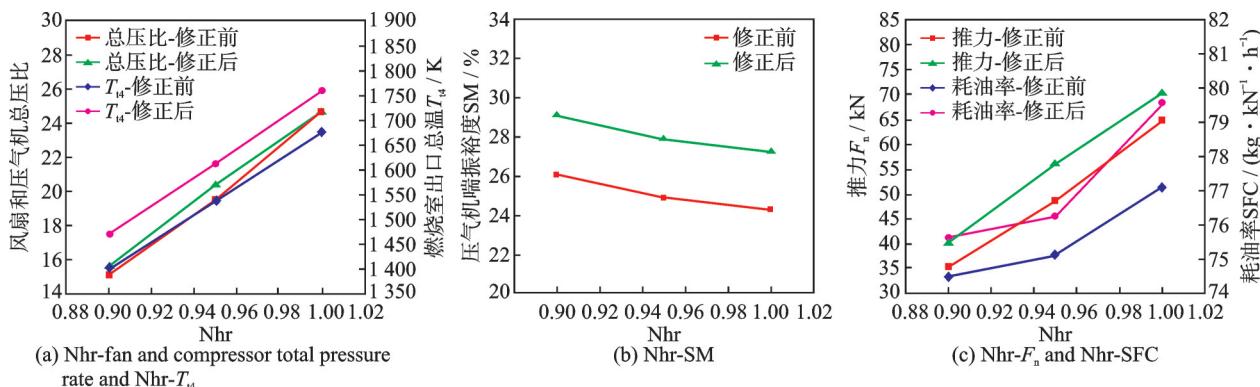


图14 节流特性影响趋势

Fig.14 Trend of influence of throttling characteristics

3.4 高空巡航状态高度速度特性影响分析

高空巡航状态是发动机在飞行过程中保持的最佳状态,也是整机性能仿真时重点关注的状态。因此,在3.3节基础上,更改飞行条件及进口条件,耦合高压压气机级间引气和涡轮冷气修正模型进行巡航状态不同高度、不同速度下的仿真。

(1)高度特性影响分析

在高压压气机物理转速不变和排气面积不变的控制规律下,分析发动机巡航状态高度特性。巡航状态发动机高压相对转速Nhr=94%,飞行马赫数取0.8,高度分别选取0、3、5、7、9和11 km,仿真获得整机部分性能参数如表8所示。图15为高度0

表8 高空巡航状态下高度特性影响

Table 8 Influence of altitude characteristics under high-altitude cruising state

状态	高度/km	推力/kN	耗油率/(kg·kN ⁻¹ ·h ⁻¹)	风扇和压气机总压比	燃烧室出口总温/K	压气机端振裕度/%
修正前	0	36.22	107.02	14.14	1 521.2	26.3
	3	31.18	102.33	16.51	1 515.6	25.6
	5	28.03	99.54	18.54	1 509.7	25.3
	7	25.03	97.19	20.98	1 503.3	24.8
	9	22.00	95.54	23.86	1 498.2	24.3
	11	18.32	94.86	26.19	1 496.1	23.6
修正后	0	41.62	107.180	14.50	1 595.5	29.2
	3	36.02	102.775	17.07	1 591.3	28.5
	5	32.52	100.125	19.31	1 585.5	28.1
	7	28.96	98.020	21.91	1 579.0	27.8
	9	24.33	97.490	24.14	1 573.2	27.3
	11	19.68	97.350	25.93	1 568.0	26.7

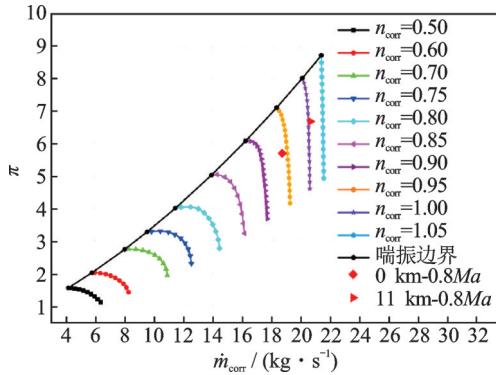


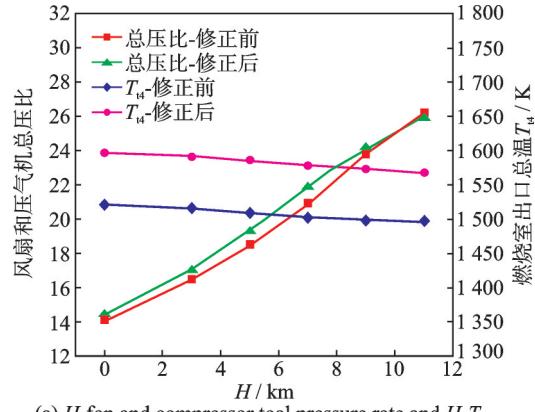
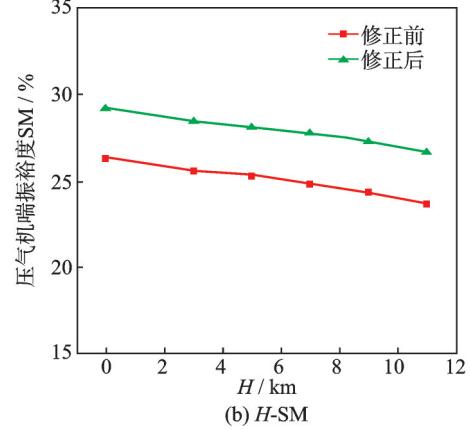
图 15 0 km-0.8Ma 和 11 km-0.8Ma 对比图

Fig.15 Comparison chart between 0 km-0.8Ma and 11 km-0.8Ma

和 11 km 状态下高压压气机工作点对比,受进气温度降低影响,高度为 11 km 状态下高压压气机折合相对转速明显上升,并超过了 100%。发动机参数部分重要参数随高度变化趋势见图 16,随着高度的增加,燃烧室出口温度都呈现减小的趋势,耦合修正后燃烧室出口温度比修正前高了 75 ℃左右,并且随着高度的变化燃烧室出口温度增加幅度基本不变。风扇和压气机总的压比随着高度的增加而快速增加,这与进气总温的下降有直接关系,耦合修正后风扇和压气机总的压比整体也呈现增加的趋势,但是增加幅度较小,在整个范围内不超过 5%。在高压相对转速 94% 状态下,随着高度的增加,喘振裕度缓慢减小,耦合修正的效果是可以较为明显提升喘振裕度,幅度为 3% 左右。耦合修正后发动机推力有明显增加,随着高度的增加,发动机推力的增加量在逐渐减小,这与发动机的推力随高度的增加而减小相匹配。耦合修正后耗油率高于修正前,在较低高度下,耗油率差别较小,当高度超过 7 km 后耗油率的差别逐渐增大,当高度达到 11 km 时增加幅度为 2.6%。在不同高度下,耦合修正后的影响趋势基本一致,耦合修正后对燃烧室出口温度和发动机推力的影响较大,对风扇和压气机的总压比及耗油率的影响相对较小。

(2)速度特性影响分析

在高压压气机物理转速不变和排气面积不变的控制规律下,分析发动机速度特性。巡航状态发动机高压相对转速 Nhr=94%,高度取 11 km,飞行马赫数分别选取 0.8、1.0 和 1.5,不考虑飞机层面发动机推力与飞行马赫数的关系,仿真获得整机部分性能参数影响如表 9 所示,变化趋势见图 17。随着飞行马赫数的增加,风扇和高压压气机总的压比快减小,由 26 降到了 16 以下,耦合修正前后差别

(a) H-fan and compressor total pressure rate and H-T₄

(b) H-SM

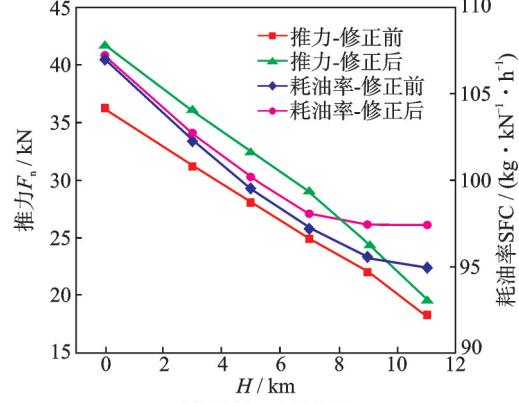
(c) H-F_n and H-SFC

图 16 高空巡航状态下高度特性影响趋势

Fig.16 Trend of influence of altitude characteristics under high-altitude cruising state

较小。燃烧出口温度随着飞行马赫数的增加而缓慢增加,耦合修正后燃烧室出口温度有 75 ℃左右的增幅。随着飞行马赫数的增加,高压压气机喘振裕度逐渐增大,耦合修正后高压压气机喘振裕度有 3% 左右的增幅。推力和耗油率都随着飞行马赫数的增加而增加,但是推力增加幅度在减小,而耗油率增加幅度在增大。耦合修正后推力和耗油率都增加,推力增加非常明显,增加幅度在 7%~14% 范围,而耗油率增幅较小,在 2% 上下。由此可以看出,耦合修正前后发动机参数变化规律保持不变,并且耦合修正后发动机的性能整体上优于耦合修正前。

表9 高空巡航状态下速度特性影响
Table 9 Influence of speed characteristics under high-altitude cruising state

状态	Ma	推力/kN	耗油率/(kg·kN ⁻¹ ·h ⁻¹)	风扇和压气机压比	燃烧室出口总温/K	压气机喘振裕度/%
修正前	0.8	18.32	94.86	26.19	1 496.1	23.6
	1.0	19.33	99.02	23.69	1 498.4	24.4
	1.5	19.84	115.11	15.19	1 518.2	26.0
修正后	0.8	19.68	97.35	25.93	1 568.0	26.7
	1.0	21.44	100.97	24.00	1 573.4	27.3
	1.5	22.65	116.51	15.65	1 593.1	28.8

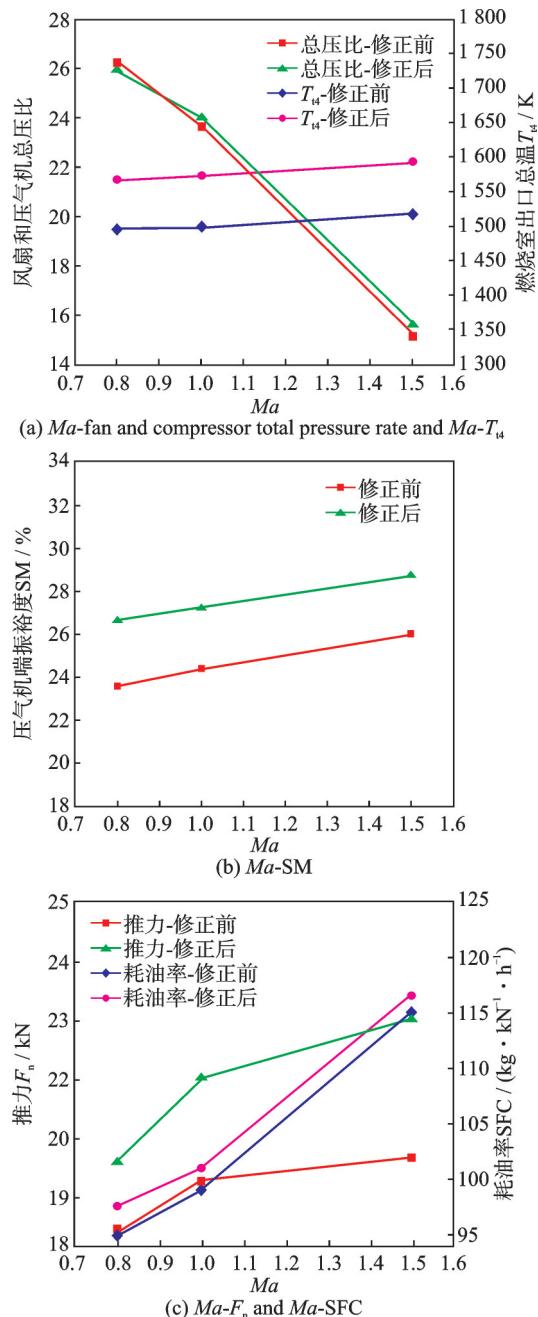


图17 高空巡航状态下速度特性影响趋势
Fig.17 Trend of influence of speed characteristics under high-altitude cruising state

4 结 论

(1) 针对压气机级间引气影响和涡轮冷气影

响分别建立了修正模型。压气机级间引气修正模型基于逐级叠加法,将压气机划分为引气前、后两个子压气机,进行拆分计算,通过级间匹配模型求解引气位置压力、温度和引气位置上下游的特性,并根据引气后的上、下游重新匹配确定受引气影响的压气机特性线。涡轮冷气修正模型基于冷气进入涡轮级位置的不同,将冷气分成导叶冷气和动叶冷气分别进行建模。

(2) 基于流体网络拓扑法,建立了基于部件特性修正模型的发动机整机性能计算模型,并开展了双轴混排涡扇发动机整机性能建模和算例仿真,仿真模型计算得到的典型状态整机参数与商用软件仿真结果误差不大于0.6%,表明仿真模型具有较高的计算精度。

(3) 分别开展单独压气机级间引气修正仿真、单独涡轮冷气修正仿真和耦合两修正模型仿真,结果显示耦合两模型修正影响趋势为单独模型修正影响的叠加。耦合压气机级间引气与涡轮冷气修正模型前后,发动机仿真结果存在明显差别,在Nhr=100%状态下,进气流量增加了3.8%,高压压气机喘振裕度提升了3.0%,燃烧室出口总温增加了4.9%,推力增加了8.4%,耗油率增加了3.2%。

(4) 通过对地面节流特性、高空巡航特性和速度特性影响分析得到,耦合修正不会改变发动机特性规律,耦合修正后发动机的性能整体上优于耦合修正前,并且变化幅度较大。因此在整机仿真中,详细考虑压气机级间引气和涡轮冷气修正可使仿真结果更趋真实,因而提高整机性能仿真精度。

参考文献:

- [1] LEISHMAN B A, CUMPSTY N A, DENTON J D. Effects of bleed rate and endwall location on the aerodynamic behavior of a circular hole bleed off-take [J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129(4): 645-658.
- [2] LEISHMAN B A, CUMPSTY N A, DENTON J D. Effects of inlet ramp surfaces on the aerodynamic behavior of bleed hole and bleed slot off-take configura-

- tions[J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129(4): 659-668.
- [3] LEISHMAN B A, CUMPSTY N A. Mechanism of the interaction of a ramped bleed slot with the primary flow[J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129(4): 669-678.
- [4] GRIMSHAW S D, PULLAN G, WALKER T. Bleed-induced distortion in axial compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 2015, 137(10): 101009.
- [5] GOU J L, ZHANG Y, SU X R, et al. Numerical investigation on the effects of real industrial bleeding geometry in a high-speed compressor stage[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2016, 30(11): 5275-5286.
- [6] 刘宝杰, 庄昕伟, 安广丰, 等. 级间引气对多级轴流压气机性能和流场影响的低速实验研究[J]. 推进技术, 2022, 43(7): 146-153.
LIU Baojie, ZHUANG Xinwei, AN Guangfeng, et al. Low speed experimental investigation of inter-stage bleeding effect on performance and flow field of multi-stage axial compressor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(7): 146-153.
- [7] LIM C H, PULLAN G, IRELAND P. Influence of film cooling hole angles and geometries on aerodynamic loss and net heat flux reduction[J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135(5): 051019.
- [8] GRÄF L, KLEISER L. Film cooling using antikidney vortex pairs: Effect of blowing conditions and yaw angle on cooling and losses[J]. Journal of Turbomachinery, 2014, 136: 011008.
- [9] 许开富, 乔渭阳, 伊进宝, 等. 航空燃气涡轮冷气掺混流动损失的数值研究[J]. 航空学报, 2006(2): 182-186.
XU Kaifu, QIAO Weiyang, YI Jinbao, et al. Study on the flow loss on turbine blade with coolant ejection [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006(2): 182-186.
- [10] 杜昆, 王旭博, 惠娜, 等. 涡轮凹槽叶尖气膜孔形对叶尖冷却特性影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2025, 40(4): 98-107.
DU Kun, WANG Xubo, HUI Na, et al. Numerical study on influences of hole shapes on turbine cavity tip film cooling characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2025, 40(4): 98-107.
- [11] 叶纬. 混合维数航空发动机总体性能计算程序构架初步研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
YE Wei. Research on program architecture of multilevel of complexity analysis for aero-engine performance simulation[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007.
- [12] 李燕. 基于 0D/2D 耦合的涡扇发动机总体性能计算与分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
LI Yan. Research on overall performance of turbofan based on 0D/2D coupling calculation[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018.
- [13] 吴宏升. 燃气轮机总体与空气系统耦合计算方法研究与匹配分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
WU Hongsheng. Research and matching analysis on coupling calculation method of gas turbine and air system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015.
- [14] 张煜华, 袁伟, 邹涛, 等. 高通流三外涵变循环发动机建模技术研究[J]. 推进技术, 2024, 45(8): 40-48.
ZHANG Yuhua, YUAN Wei, ZOU Tao, et al. Modeling technology of high-flow triple-bypass variable cycle engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(8): 40-48.
- [15] RAHMAN N U, WHIDBORNE J F. A numerical investigation into the effect of engine bleed on performance of a single-spool turbojet engine[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2008, 222(7): 939-949.
- [16] 栗孟晨, 徐国强, 闻洁, 等. 基于飞发一体化模型的射流预冷技术优势分析[J]. 航空动力学报, 2023, 38(9): 2167-2176.
LI Mengchen, XU Guoqiang, WEN Jie, et al. Superiority analysis of mass injection pre-compressor cooling technology based on aircraft-engine integration model [J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(9): 2167-2176.
- [17] LIU B J, ZHUANG X W, AN G F, et al. Numerical and experimental study of bleed impact in multistage axial compressors[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2023, 36(2): 1-16.
- [18] 明亮, 冯昊天, 刘家兴, 等. 级间引气条件下轴流压气机特性预测方法[J]. 航空发动机, 2023, 49(5): 34-39.
MING Liang, FENG Haotian, LIU Jiaxing, et al. Prediction method of axial flow compressor characteristics under interstage bleed conditions[J]. Aeroengine, 2023, 49(5): 34-39.
- [19] 郑培英, 刘家兴, 钟易成. 基于流体网络拓扑的航空发动机及燃气轮机整机性能通用仿真[J]. 航空发动机, 2023, 49(5): 1-7.
ZHENG Peiying, LIU Jiaxing, ZHONG Yicheng. General simulation technology for aeroengine and gas turbine performance based on fluid network topology [J]. Aeroengine, 2023, 49(5): 1-7.