

主流与二次流融合的航空发动机性能建模方法

李俊, 赵红娇, 闫雨嘉

(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要: 为了提升航空发动机总体性能计算模型的精度, 提出一种主流热力循环与二次流流动融合的航空发动机总体性能计算模型建模方法。通过研究航空发动机总体性能计算原理, 全面识别了二次流流动对主流热力循环的主要影响因子, 揭示了二次流流动影响因子对主流热力循环影响的机理, 并获取二次流流动对主流热力循环影响的特性。该方法在传统总体性能计算模型建模方法基础上, 创新增加了二次流流量项、能量项及掺混项与主流热力循环的耦合计算。利用该方法完成了某发动机总体性能计算模型建模, 结果表明, 提出的改进总体性能建模方法较传统模型推力计算精度提升1.4%, 耗油率计算精度提升1.33%, 涡轮前温度计算精度提升2.7%, 全面提升了航空发动机总体性能计算模型建模的精度。

关键词: 航空发动机; 总体性能计算模型; 二次流流动; 耦合计算; 主流热力循环

中图分类号: V231

文献标志码: A

DOI: 10.3969/j.issn.2095-1248.2025.06.005

A performance modeling method for aero-engine with primary and secondary flow integration

LI Jun, ZHAO Hongjiao, YAN Yujia

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: To improve the calculation accuracy of the overall performance model, a overall performance modeling method for aero-engines with primary and secondary flow integration was investigated. Through research on principles for aero-engine performance calculation, the influencing factors of secondary flow on the primary flow thermodynamic cycle were comprehensively identified. Their mechanisms of action were clarified. A characteristic model of the impact of secondary flow on the primary flow thermodynamic cycle was constructed. Based on the traditional modeling framework, this method innovatively introduced a coupling calculation mechanism for secondary flow rate, energy, and mixing terms with the primary flow thermodynamic cycle. Using this method, an overall performance calculation model was developed for a specific aero-engine. The results show that, compared to traditional models, the proposed method achieves a 1.4% improvement in thrust calculation accuracy, a 1.33% enhancement in fuel consumption rate prediction, and a 2.7% increase in turbine inlet temperature estimation accuracy, significantly optimizing the precision of the overall

收稿日期: 2025-04-20 修回日期: 2025-06-09 接受日期: 2025-06-15

基金项目: 中国航发集团自主创新项目(项目编号: ZCCX-2024-003)。

作者简介: 李俊(1989—), 男, 辽宁丹东人, 高级工程师, 主要研究方向为航空发动机总体性能设计, E-mail: lijun7manunited@163.com。

performance calculation model for aero-engines.

Key words: aero-engine; overall performance calculation model; secondary flow; coupling calculation; mainstream thermodynamic cycle

航空发动机总体性能计算模型是连接理论与工程实践的桥梁,是提升发动机性能、可靠性、经济性及推动航空技术创新突破的重要支撑^[1]。随着人们对航空发动机性能需求的不断提升,涡轮前温度也相应不断提高。为了确保热端部件稳定工作,二次流空气系统冷却气需求也不断增加,目前从各级压气机中提取多达25%~30%核心机进口流量的引气应用到二次流空气系统中。二次流的增加不仅对发动机性能产生影响,也会为航空发动机总体性能高精度建模带来新的难题^[2-4]。航空发动机的二次流中除座舱环控引气和飞机防冰引气以外,绝大多数提取的气体重新进入到涡轮主流道和外涵道区域。一方面由于二次流气体没有经过主燃烧室,这会导致发动机耗油率和涡轮前排气温度的增加^[5-7],另一方面二次流与主流的掺混将会对各部件工作特性产生额外的影响^[8-9]。因此,随着二次流系统对发动机总体性能的影响愈发显著,未充分考虑二次流影响的传统航空发动机总体性能模型的计算精度将会大幅降低,亟需建立充分考虑二次流影响的航空发动机总体性能计算模型建模方法。

Horlock等^[10]提出了航空发动机二次流耦合建模的冷却流量限制模型及二次流掺混损失模型,但其掺混压力损失模型并未考虑掺混后对旋转部件效率的次生影响。Pratap^[11]提出了航空发动机二次流计算模型,详细阐述了风阻和泵功对发动机功率损失的建模方法。Kulkarni等^[12-13]提出了航空发动机一维二次流模型与主流方程耦合求解的计算模型,该方法在发动机几何模型和二次流模型之间建立双向信息交换,能够根据二次流分析结果对发动

机几何形状进行修改,但其二次流的分析仅通过一维计算获得,并未考虑二次流对三维流场的影响效应。Yang等^[14-15]提出了空气系统联合仿真方法,利用CFD程序捕捉预旋系统中复杂的流场结构,但其并未将二次流对主流掺混的影响进行详细分析。Guo等^[16]提出了航空发动机性能模型和空气系统模型耦合建模方法,用来解决预旋系统调节引起空气系统对主流影响的分析,但其研究主要集中在引气流量和泵功的影响上,对主流掺混的影响未开展全面分析。

国内在考虑二次流的总体性能建模方面也开展了大量的研究。顾华年等^[17]、王凯琳^[18]分析了冷却空气对燃气轮机性能的影响,发现了二次流掺混对涡轮循环效率的不利影响,但尚未形成影响计算模型。刘传凯等^[19]基于模块化的思想,通过实现空气系统和主流系统间的数据交互,搭建了航空发动机与空气系统耦合的过渡态性能仿真模型,但仍未详细考虑二次流掺混的次生影响。杨学森等^[4]提出了燃机总体性能与二次流空气系统耦合的过渡态仿真模型,主要完善过渡过程中二次流引气量流量模型。常少琢^[20]提出了航空发动机与空气系统联合仿真模型,建立了大气环境温度对二次流引气量影响模型。辛宇航^[21]开展冷却空气与变循环发动机模型耦合计算,获得了冷却空气对发动机典型状态点的影响特性。

通过多年研究,目前在主流热力循环与二次流流动互相影响方面取得了一定成果,但上述研究多数重点考虑了各种状态下主流与二次流流量间的相互影响,部分也开展了二次流掺混与旋转部件特性的影响分析。但未从二次流流动影响的机理入手,全面识别二次流流

动对主流热力循环影响的因素,建立考虑全面影响的计算模型,并利用整机试验结果验证性能计算模型。因此,本文提出一种主流热力循环与二次流流动融合的航空发动机性能建模方法,并通过航空发动机整机试验结果验证该建模方法。

1 二次流流动影响因子对主流热力循环影响机理

1.1 二次流流动影响因子识别

为了全面识别二次流流动影响因子,需要

在工程研制经验的基础上建立考虑二次流流动的航空发动机共同工作方程。共同工作方程主要包括:压气机进口流量与高导喉部流量平衡方程、高导喉部流量与喷管喉部流量平衡方程及压气机与涡轮功率平衡方程。以单轴单涵发动机总体性能模型为例考虑二次流流动影响的航空发动机共同工作方程如图1所示。共同工作方程在基础方程基础上,识别了二次流流量、二次流能量特性及考虑二次流掺混项,使总体性能计算模型的维度进一步拓展。

	二次流对主流流量的影响	二次流对主流掺混的影响	二次流对主流能量的影响
压气机进口与高导喉部流量平衡	$\pi_c = \frac{W_{25R}}{kA_{41}q(\lambda_{41})} \sqrt{\Delta} (1 - W_{27bleeding} - W_{3bleeding} - W_{leak} + W_f)$	$\times \frac{1}{\sigma_{vane} f(W_{leak}, \lambda_3)}$	
高导喉部流量与喷管喉部流量平衡	$\pi_T = \frac{A_8}{A_{41} \sigma_{vane}} \frac{1 - W_{27bleeding} - W_{3bleeding} - W_{leak}}{1 - W_{27bleeding} - W_{leak} - W_{leak,T}}$		
高压功率平衡	$\Delta = (\pi_c^{\frac{k-1}{k}} - 1) \frac{1}{(1 - \frac{1}{\pi_c})} \frac{1}{(1 - W_{27bleeding} - W_{3bleeding} - W_{leak} + W_f)}$	$\times \frac{1}{\eta_m f(W_{27bleeding}) \eta_T f(W_{leak}, W_{vane,T})}$	$\times \frac{1}{\eta_m f(W_{rotor,T}, T)}$

W_{leak} 涡轮前泄漏气占比; $W_{leak,T}$ 涡轮后泄漏气占比; $W_{27bleeding}$ 压气机中间级引气占比; $W_{3bleeding}$ 压气机末级引气占比; W_{25R} 压气机进口换算流量; σ_{comb} 燃烧室总压恢复; σ_{casing} 后机匣总压恢复; σ_{vane} 高压涡轮导叶总压恢复; η_T 涡轮效率; η_c 压气机效率; η_m 机械效率; k 比热比; W_f 燃油流量占比; π_c 压气机压比; π_c 涡轮膨胀比; Δ 加热比; A_8 喷管面积; A_{41} 高压涡轮喉部面积; n 物理转速; λ_3 压气机出口速度系数; $H_{27bleeding}$ 压气机中间级引气焓值; λ_{41} 高压涡轮喉部速度系数; $W_{vane,T}$ 高压涡轮导叶冷却气占比; $W_{rotor,T}$ 高压涡轮转子冷却气占比。

图1 考虑二次流影响的航空发动机共同工作方程

通过推导方程,全面识别了二次流对航空发动机共同工作影响的影响因子及影响机理,根据影响不同将其分为3类:流量项、掺混项及能量项。

流量项为传统认知中二次流引气流量的影响,主要包括压气机中间级引气、压气机末级引气及工程中必然存在的非设计泄漏气。需要说明的是不同位置的非设计泄漏气对性能影响存在一定差异,将在本文1.2节详细说明。

掺混项为由于二次流与主流掺混引起的性能影响,该项影响均为二次流流动的次生影响,均通过考虑二次流流动的部件特性施加到总体性能计算模型中。掺混项主要包括考虑

压气机中间级引气的压气机效率特性、考虑非设计泄漏气的主燃烧室总压恢复系数特性及考虑非设计泄漏气的涡轮效率特性。

能量项为二次流流动产生的风阻泵功引起的发动机功率损耗。该项影响也为二次流流动的次生影响,以考虑引气的机械效率特性形式施加到总体性能计算模型中。

1.2 二次流流动影响机理

二次流流量项的影响主要通过平衡方程中的二次流流量相关项对总体性能计算模型进行影响。根据发动机平衡方程可知,主流热力循环的计算会受到二次流流量、二次流焓及二次流掺混目标位置等因素的影响,上述影响因素主要体现在二次流具体引气流量、引气位

置及排气位置的不同。压气机中间级引气是航空发动机引气最为复杂的部分,其包含低压涡轮冷却气、飞机引气、支点封严气和盘心通风气等不同功能。不同引气位置将会导致引气焓值的差异,进而对功平衡方程的求解产生影响,并影响总体性能计算结果。

二次流掺混项的影响机理则存在较强的工程应用背景,需要根据整机试验经验并结合部件系统仿真或试验获取。其中,压气机二次流掺混影响主要体现在中间级引气提取方面,不同的压气机中间级引气位置和流量会影响

压气机流动,进而影响压气机效率,影响总体性能计算结果。图2a为某发动机压气机不同中间级引气量对压气机特性的影响。随着中间级引气量的增大,压气机效率和流量呈现先增大后减小的规律。涡轮二次流掺混影响机理如图2b所示,涡轮导叶不同位置掺混二次流对涡轮效率特性将会产生较大影响。涡轮导叶出口掺混的二次流对涡轮效率的影响大于涡轮导叶进口,随着掺混流量的增加,涡轮效率不断下降。

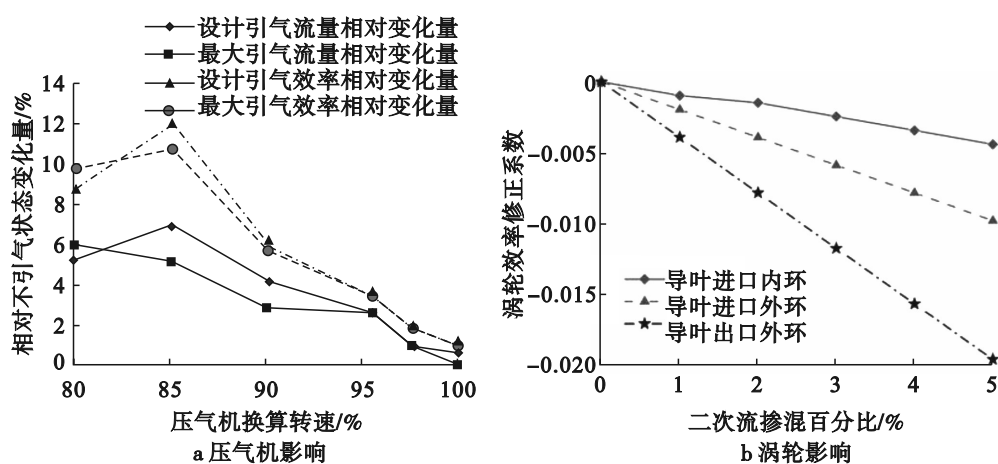


图2 二次流掺混项影响机理

二次流能量项的影响主要通过功耗特性的形式加以考虑,功耗特性主要包括风阻损失特性和泵功损失特性。其中风阻功耗方面,产生风阻损耗的典型部位主要为压气机盘、涡轮盘轴、篦齿及旋转螺栓等,由于旋转产生热量进而产生功耗。泵功主要由二次流冷气经过预旋系统后,径向流动产生的额外功耗。无论风阻还是泵功对发动机性能的影响均通过涡轮额外功耗的形式体现,可直接认为高压功传递的机械效率降低。

1.3 二次流流动对主流热力循环影响特性

为了定量分析不同二次流影响机制对主流热力循环的影响,利用经过试验核校的核心机仿真模型,开展二次流流动对主流热力循环影响特性的计算分析。图3为二次流流动对主

流热力循环影响特性。从图3可以看出,二次流流量项不同位置的二次流对主流的影响较为相似,均会引起压气机压比和涡轮膨胀比的降低及涡轮前温度和油耗的增加。二次流能量项对主流的影响不同,会导致压气机压比升高,而对涡轮膨胀比影响较小,对涡轮前温度和耗油率的影响量级与流量项较为接近。

2 改进总体性能模型建模方法

在上述研究的基础上,本文建立了一种主流热力循环与二次流流动融合的改进航空发动机总体性能计算模型建模方法。为了实现二次流流量项的准确求解,模型必须满足给定不同引气位置、排气位置及引气量的需求。图

4 为某发动机总体性能计算二次流流量项建模,除详细模拟飞机引气、支点封严气和盘心通风气等不同中间级引气外,还包含二次流泄

漏气,具体包含不同位置二次流向内涵流道的泄漏及通过机匣向外涵流道的泄漏。

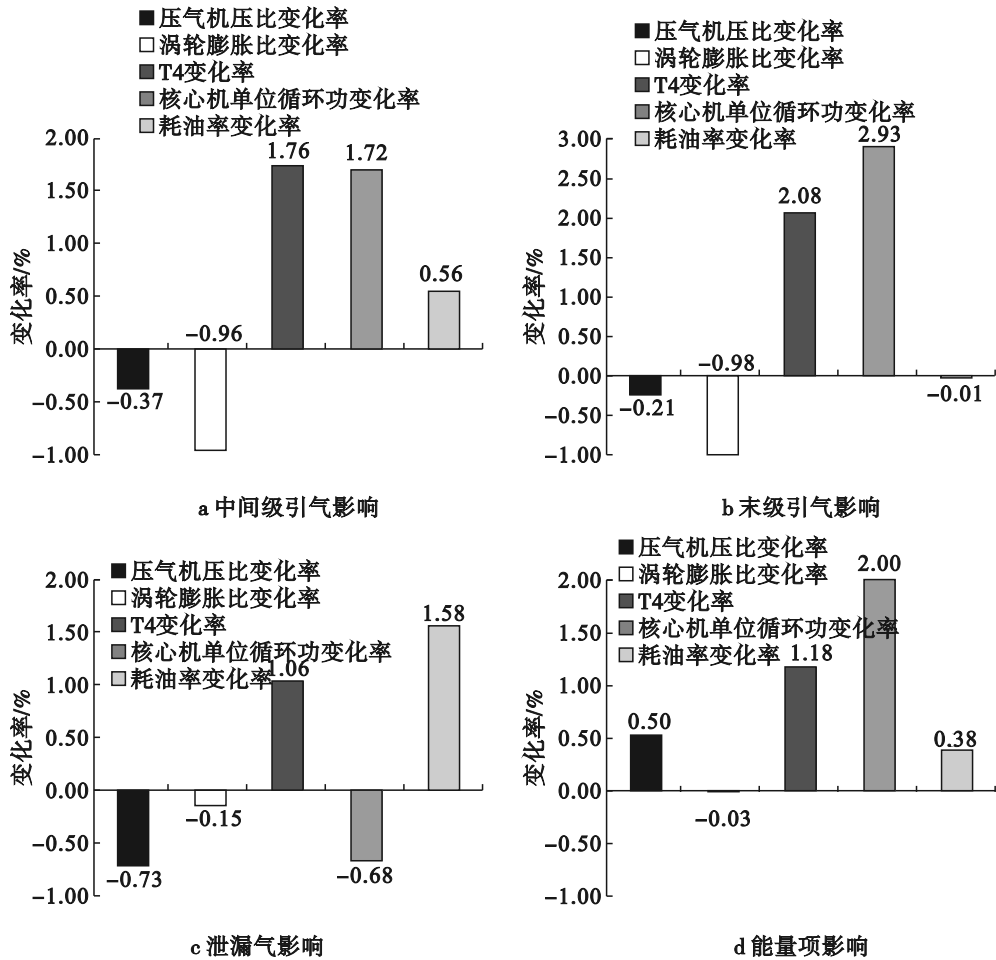


图3 二次流流动对主流热力循环影响特性

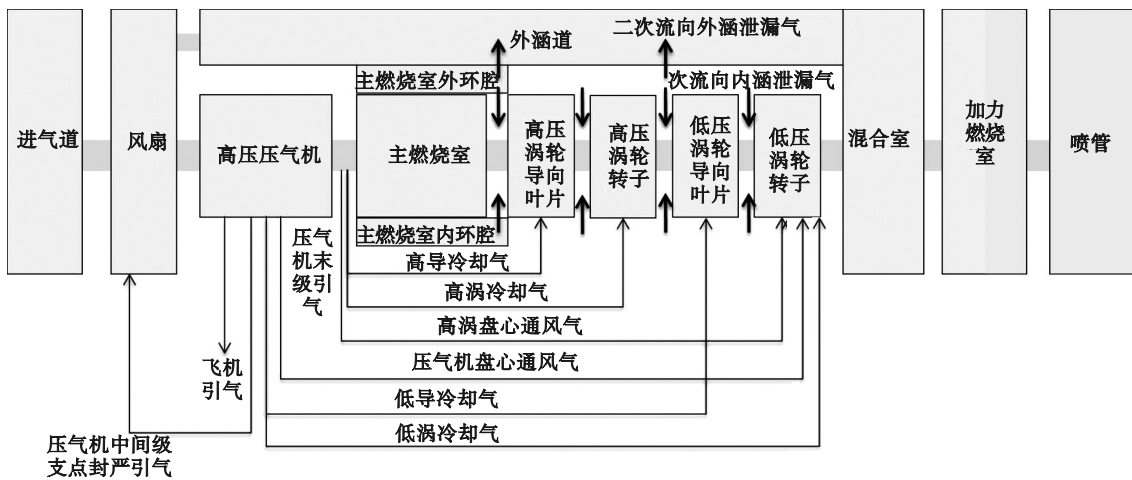


图4 某发动机总体性能计算二次流流量项建模

建模方法在掺混项的改进中主要体现为在压气机、主燃烧室和高压涡轮特性中增加了二次流掺混维度。其中压气机特性改进如式(1)所示,与传统的性能计算模型相比,压气机模型增加了中间级引气维度,压气机性能需要根据中间级引气变化进行迭代。

$$\begin{cases} \pi_c = f(n, W_{25R}) \Rightarrow \pi_c = f(n, W_{25R}, W_{27bleeding}) \\ \eta_c = f(n, W_{25R}) \Rightarrow \eta_c = f(n, W_{25R}, W_{27bleeding}) \end{cases} \quad (1)$$

式中: π_c 为压气机压比; η_c 为压气机效率; n 为发动机物理转速,单位为r/min; W_{25R} 为压气机进口换算流量,单位为kg/s; $f(n, W_{25R})$ 为压气机特性中压比和效率分别与转速和流量的关系; $W_{27bleeding}$ 为压气机中间级引气占比,单位为%; $f(n, W_{25R}, W_{27bleeding})$ 为压气机特性在转速和流量关系基础上增加压气机中间级引气的维度。

主燃烧室特性改进如式(2)所示,与传统的性能计算模型相比,主燃烧室模型增加了泄漏气维度,主燃烧室性能需要根据泄漏气的变化进行迭代求解。

$$\sigma_{comb} = f(\lambda_3) \Rightarrow \sigma_{comb} = f(W_{leak}, \lambda_3) \quad (2)$$

式中: σ_{comb} 为主燃烧室总压恢复系数; λ_3 为压气机出口速度系数; $f(\lambda_3)$ 为主燃烧室特性中总压恢复系数与速度系数的关系; W_{leak} 为涡轮前泄漏气占比,单位为%; $f(W_{leak}, \lambda_3)$ 为主燃烧室特性在压气机出口速度系数关系的基础上,增加涡轮前泄漏气的维度。

涡轮特性改进如式(3)所示。与传统的性能计算模型相比,涡轮模型增加了泄漏气和涡轮叶片冷却气的维度,涡轮性能需要根据泄漏气和涡轮冷却气的变化进行迭代求解。

$$\begin{cases} \pi_T = f(n, W_{41R}) \Rightarrow \pi_T = f(n, W_{41R}, W_{rotor_T}, W_{leak}) \\ \eta_T = f(n, W_{41R}) \Rightarrow \eta_T = f(n, W_{41R}, W_{rotor_T}, W_{leak}) \end{cases} \quad (3)$$

式中: π_T 为涡轮膨胀比; η_T 为涡轮效率; n 为发动机物理转速,单位为r/min; W_{41R} 为涡轮进口换算流量,单位为kg/s; $f(n, W_{41R})$ 为涡轮特性中膨胀比和效率分别与转速和流量的关系; W_{rotor_T} 为高压涡轮转子冷却气占比,单位为%; W_{leak} 为涡轮前泄漏气占比,单位为%;

$f(n, W_{41R}, W_{rotor_T}, W_{leak})$ 为涡轮特性在转速和流量关系基础上增加高压涡轮转子冷却气和涡轮前泄漏气2个维度。

能量项的改进建模方法是将传统的仅与转速关联的机械效率特性改进为转速和涡轮冷却气双维度特性,增加了二次流维度,能量项改进如式(4)所示。

$$\eta_m = f(n) \Rightarrow \eta_m = f(W_{rotor_T}, n) \quad (4)$$

式中: η_m 为机械效率; n 为发动机物理转速,单位为r/min; $f(n)$ 为机械效率特性为效率与转速的关系; W_{rotor_T} 为高压涡轮转子冷却气占比,单位为%; $f(W_{rotor_T}, n)$ 为机械效率特性在转速关系基础上增加高压涡轮转子冷却气的维度。

3 计算结果分析

利用改进总体性能计算模型建模方法完成某发动机总体性能计算,计算结果如表1所示。将改进总体性能计算模型的计算结果分别与传统计算模型和试验结果进行对比,通过对比发现,改进总体性能计算模型较传统模型推力计算精度提升1.4%,耗油率计算精度提升1.33%,涡轮前温度计算精度提升2.7%。通过改进总体性能计算模型,性能计算的结果更接近发动机整机试验的结果,避免了传统模型因未充分考虑主流和二次流耦合影响,发生计算推力、耗油率和涡轮前温度不理想的情况。本文提出的改进总体性能计算模型建模方法大幅度提升了总体性能计算模型的精度。

图5为某发动机全转速范围内改进总体性能计算结果。从图5中可以看出,在全转速范围内改进模型总体性能计算结果均比传统计算模型的计算结果更接近发动机试验结果,这是由于本文提出的主流与二次流融合的航空发动机性能建模方法不仅考虑了二次流流量项影响,还充分考虑了二次流掺混项和能量项的影响,使模型计算更接近于发动机工作的实

际状态,因此计算精度得到大幅提升。图 6 为考虑二次流影响前后高压涡轮效率特性修正因子对比。从图 6 中可以看出,传统模型计算

利用涡轮部件试验特性,在整机计算过程中不额外修正涡轮效率,涡轮效率始终为 1.0。

表 1 某发动机总体性能计算结果

名称	发动机试验结果	改进模型计算结果/%	传统模型计算结果/%
相对中间状态推力	基准值	1.7	3.12
相对中间状态耗油率	基准值	-1.23	-2.56
相对最大状态推力	基准值	1.92	3.42
相对最大状态耗油率	基准值	-1.57	-2.77
相对低压物理转速	基准值	0	0
相对高压物理转速	基准值	0.9	2.1
相对涡轮前温度	基准值	-0.5	-3.2
压气机压比相对值	基准值	-0.3	-1.2
涡轮膨胀比相对值	基准值	0.4	1.05

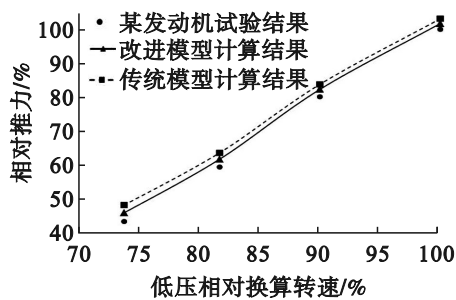


图 5 某发动机全转速范围内改进总体性能计算结果

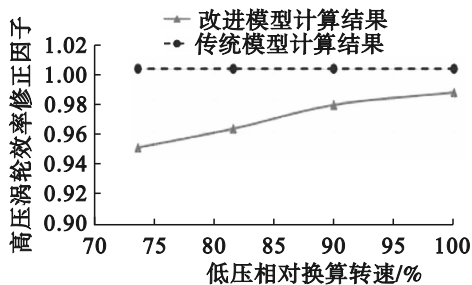


图 6 考虑二次流影响前后高压涡轮效率特性修正因子对比

根据工程研制经验,发动机实际工作过程中,二次流与主流掺混会对旋转部件气动组织产生影响,从而使部件特性发生改变。因此本文建立的二次流耦合模型在考虑二次流影响计算时,总体模型采用涡轮联合试验建立的二次流与涡轮耦合特性进行迭代计算,实现涡轮特性与二次流影响耦合迭代,根据涡轮冷气量

和泄漏气量最终确定涡轮特性的修正因子。由于该涡轮特性充分考虑了二次流影响,相较于初始理想涡轮部件试验特性更接近发动机整机工作环境,因此改进模型具有更高的计算精度,避免了传统模型对推力和耗油率计算结果过于理想的情况。

4 结论

本文研究了一种主流热力循环与二次流流动融合的航空发动机总体性能计算模型建模方法,得到如下主要结论:

1) 通过机理分析可知,二次流影响不仅包括流量项影响,还包括掺混项和能量项的影响,且流量项、掺混项和能量项对主流循环参数影响的量级、方向均存在一定差异。

2) 根据识别的二次流影响因子完成总体性能计算模型的改进,将二次流与主流进行耦合计算,并通过发动机整机试验对改进模型进行核校。与传统模型相比,推力计算精度提升 1.4%,耗油率精度提升 1.33%,涡轮前温度计算精度提升 2.7%,大幅改善了传统模型因未充分考虑主流和二次流耦合影响,导致推力、耗油率和涡轮前温度的计算结果过于理想的

情况,全面提升了航空发动机总体性能计算模型建模的精度。

参考文献(References):

- [1] 董威,尹家录,郑培英,等.航空发动机及燃气轮机整机性能仿真综述[J].航空发动机,2023,49(5):8-21.
- [2] Alexiou A, Mathioudakis K. Secondary air system component modeling for engine performance simulations[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2009, 131(3):031202.
- [3] 苏桂英. 涡扇发动机实现变循环功能的循环参数设计[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2014, 31(2): 20-23.
- [4] 杨学森,程显达,王天赤,等. 燃机总体性能与二次空气系统耦合的过渡态仿真[J]. 航空动力学报, 2023, 38(11):2618-2628.
- [5] Carcasci C, Facchini B, Gori S, et al. Heavy duty gas turbine simulation: global performances estimation and secondary air system modifications [C]// ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea, and Air. Barcelona: ASME, 2006: 527-536.
- [6] Torbidoni L, Horlock J H. Calculation of the expansion through a cooled gas turbine stage [J]. Journal of Turbomachinery, 2006, 128(3):65-77.
- [7] Young J B, Wilcock R C. Modeling the air-cooled gas turbine: part 2-coolant flows and losses [C]// ASME Turbo Expo 2001: Power for Land, Sea, and Air. New Orleans: ASME, 2001.
- [8] Jordal K, Torbidoni L, Massardo A F. Convective blade cooling modelling for the analysis of innovative gas turbine cycles [C]// ASME Turbo Expo 2001: Power for Land, Sea, and Air. New Orleans: ASME, 2001.
- [9] Foley A. On the performance of gas turbine secondary air systems [C]// ASME Turbo Expo 2001: Power for Land, Sea, and Air. New Orleans: ASME, 2001.
- [10] Horlock J H, Watson D T, Jones T V. Limitation on gas turbine performance imposed by large turbine cooling flows [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2001, 123(3):487-494.
- [11] Walsh P P, Fletcher P. Gas turbine performance [M]. Oxford: A Blackwell Publishing Company, 1998.
- [12] Kulkarni D Y, Mare L D. Virtual gas turbines: a novel flow network solver formulation for the automated design-analysis of secondary air system [J]. The Aeronautical Journal, 2023, 127 (1317) : 1993-2022.
- [13] Kulkarni D Y, Mare L D. Virtual gas turbines part II: an automated whole-engine secondary air system model generation [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2022, 144 (3) : 031011.
- [14] Yang X S, Jian M H, Dong W, et al. Turbofan engine performance prediction methodology integrated high-fidelity secondary air system models [J]. Journal of Aerospace Engineering, 2023, 237 (5):1106-1115.
- [15] Yang X S, Jian M H, Dong W, et al. Simulation of the secondary air system of turbofan engines: Insights from 1D-3D modeling [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2023, 36(1):231-245.
- [16] Guo J F, Liu P, Liu C K, et al. Performance analysis of turbofan engine integrated modulated pre-swirl system [C]// 2023 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology Proceedings. Singapore: Springer, 2024: 90-118.
- [17] 顾华年,朱志劫. 冷却空气对燃气轮机性能影响的计算分析[J]. 热力透平, 2013, 129(4):240-244.
- [18] 王凯琳. 重型燃气轮机联合循环热力性能的关键参数影响研究[D]. 北京:中国科学院大学, 2021.
- [19] 刘传凯,姜宏超,李艳茹,等. 航空发动机性能与二次空气系统的耦合仿真模型[J]. 航空动力学报, 2017, 32(7):1623-1630.
- [20] 常少琢. 航空发动机与空气系统联合仿真方法研究[J]. 机械工程师, 2023, 32(11):37-39.
- [21] 辛宇航. 变循环发动机冷却二次流引气仿真研究[D]. 大连:大连理工大学, 2024.

(责任编辑:吴萍 英文审校:程蕾)