

DOI: 10.20189/j.cnki.CN/61-1527/E.202505004

基于正交全局敏感性分析的航空发动机 多装机影响因素及性能研究

胡宇^{1,2}, 高麓瀛^{1*}, 孙振生¹, 赵梓妤¹, 郭政波³, 李应红⁴

(1. 火箭军工程大学, 西安 710025;

2. 西安交通大学 机械工程学院, 西安 710049;

3. 中国飞行试验研究院发动机所, 西安 710089;

4. 航空动力系统与等离子体技术全国重点实验室, 西安 710038)

摘要: 为精准揭示航空发动机多装机影响因素对发动机性能的耦合影响特性, 针对常规局部敏感性分析 (local sensitivity analysis, LSA) 方法仅能考虑单一因素, 无法准确揭示多因素耦合影响特性的局限, 提出结合局部敏感性分析与正交全局敏感性分析 (orthogonal global sensitivity analysis, O-GSA) 的综合研究方法, 构建多因素耦合影响分析模型。首先, 选取高度、马赫数、相对湿度、引气量和功率提取量作为装机影响因素, 基于 LSA 方法精确量化各因素单独对发动机性能参数的影响规律; 然后, 采用 O-GSA 方法设计双因素耦合实验方案, 通过正交实验设计构建多因素交互作用分析模型, 重点探究不同因素组合对发动机推力的耦合影响机制; 最后, 在典型工况下进行仿真计算, 对比分析单因素与双因素耦合作用的差异。结果表明: 马赫数对发动机性能的影响最为突出, 其引发的推力及耗油率相对变化率可达 2.2; 相对湿度对发动机性能的影响最弱, 引起推力相对变化率仅有 0.003 5。正交全局敏感性分析表明, 相对湿度与压气机引气量的耦合作用对推力的影响最显著, F 值为 1.86, 但该耦合因素影响与单因素影响相比, 影响仍相对较弱。

关键词: 航空发动机; 装机影响因素; 局部敏感性; 正交全局敏感性; 双因素

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

AI 小编领学:

文章编号: 2097-2741(2025)05-0036-15



Orthogonal Global Sensitivity Analysis of Multi-Installation Influencing Factors of Aero-Engine and Performance Research

HU Yu^{1,2}, GAO Lulu^{1*}, SUN Zhensheng¹, ZHAO Ziyu¹,
GUO Zhengbo³, LI Yinghong⁴

收稿日期: 2025-06-17

修回日期: 2025-07-14

录用日期: 2025-08-11

基金项目: 国家自然科学基金 (52375559); 国防科工局稳定支持项目 (WD-2024-6-2); 中国博士后科学基金 (2020M673375); 陕西省创新能力支撑计划项目 (2025JC-GXPT-030); 陕西省科技创新团队项目 (2022TD-62)

第一作者: 胡宇 (1984—), 男, 副教授, 主要从事航空发动机在线测试及故障诊断研究。E-mail: huyu1222@163.com

***通信作者:** 高麓瀛 (2002—), 女, 硕士研究生, 主要从事航空发动机在线测试及故障诊断研究。E-mail: gao250616@163.com

引用格式: 胡宇, 高麓瀛, 孙振生, 等. 基于正交全局敏感性分析的航空发动机多装机影响因素及性能研究[J]. 火箭军工程大学学报, 2025, 39 (5): 36-50. HU Yu, GAO Lulu, SUN Zhensheng, et al. Orthogonal global sensitivity analysis of multi-installation influencing factors of aero-engine and performance research[J]. Journal of Rocket Force University of Engineering, 2025, 39 (5): 36-50.

(1. Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China;

2. School of Mechanical Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

3. Engine Department of Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China;

4. National Key Lab of Aerospace Power System and Plasma Technology, Xi'an 710038, China)

ABSTRACT: A comprehensive research method integrating local sensitivity analysis (LSA) and orthogonal global sensitivity analysis (O-GSA) was proposed to construct a multi-factor coupled influence analysis model. This method could accurately reveal the coupled influence characteristics of multiinstallation factors on aero-engine performance by overcoming the limitation of conventional LSA, which could only consider a single factor and failed to accurately reveal the coupled effects of multiple factors. First, H , Ma , RH , δ_q and ΔH_{pext} were selected as installation influence factors, and LSA was employed to precisely quantify the individual influence of each factor on engine performance parameters. Subsequently, O-GSA was used to devise a dual-factor coupled test scheme, and a multi-factor interaction model was established through orthogonal experimental design to focus on the coupled influence mechanism of various factor combinations on engine thrust. Finally, simulation calculations under typical operating conditions were conducted, and the differences between single-factor and dual-factor effects were compared. The simulation results indicate that the Mach number exerts the greatest influence on engine performance, causing a relative change rate in thrust and fuel consumption of up to 2.2. Relative humidity has the weakest effect, inducing a relative change rate in thrust of only 0.0035. O-GSA further shows that the coupled effect of relative humidity and compressor bleed-air flow exerts the most pronounced impact on thrust among all dual-factor combinations, with an F value of 1.86. Nevertheless, the influence of this coupled factor remains comparatively minor than that of individual factors.

KEYWORDS: aero-engine; installation influence parameter; local sensitivity; orthogonal global sensitivity; dual-factor

航空发动机的健康状态关乎飞行安全, 性能计算模型能够相对准确表征不同工况下航空发动机的性能及其变化规律, 为其状态监测与故障诊断提供支撑条件^[1]。与地面台架实验相比, 发动机装机后新增因素会对其性能产生不同影响。因此, 在验证发动机性能计算模型时, 明确装机影响因素及其作用机制至关重要。

航空发动机装机运行时受真实环境影响, 其性能与理想状态存在差异。具体而言, 装机条件下进气道流场特性、大气湿度、引气及功率提取等因素会改变发动机气动热力性能与部件匹配特性, 进而影响整机性能。当发动机处于近海平面潮湿气候区或阴雨天等非标准大气环境时, 吸入的空气中含有一定的水蒸气^[2]。当大气湿度达到某一阈值时, 进气道内工质热物理特性将发生变化, 进而对发动机性能评估造成影响。1950年, Samuels等^[3]开创性地将比湿度引入相似分析法进行湿度校正, 现已成为湿度修正的标准方法^[4];

Fishbeyn等^[5]将湿空气热力特性应用于涡扇发动机模型中, 推导出多项式拟合修正因子, 实现了湿度修正; Berdanier等^[6]进一步探究压气机转速和流量的湿度修正系数, 并利用实验验证了换算推力、换算排气温度等湿度修正系数与含湿量均呈线性相关性; 张俊杰^[7]对比分析文献[4]和[6]两种湿度修正算法, 指出湿度修正系数可用含湿量线性表示; 王佳美等^[8]通过数值模拟研究射流预冷(mass injection and pre-compressor cooling, MIP-CC)对其性能的影响, 发现掺混换热能显著提升推力。此外, 引气结构附近流场随引气量改变而变化, 影响发动机整机性能。Leishman等^[9-11]将仿真和实验结合, 从引气结构、位置和流量3个方面探究不同引气构型对流动特性的影响; Wellborn等^[12]研究不同引气位置, 发现叶片通道中部设引气口时, 压力梯度使气体从引气槽反流入主流, 导致压气机性能降低; 刘宝杰等^[13]指出在压气机级间设置引气结构, 能够增加压气机叶片的失速

裕度；顾嫒媛等^[14]通过仿真实验，指出压气机末级引气温度变化对高压涡轮进、出口温度有显著影响。航空发动机附件装置功率通常由发动机转子提取供给，Chen等^[15]提出用于涡扇发动机启动控制规律设计的功率提取法，其计算精度更高；赵运生等^[16]利用自主开发的仿真模型，计算不同功率提取量及不同附加引气量对某发动机性能的影响，聚焦实际问题，兼顾精度与效率，但并未考虑二者耦合对发动机性能的影响。

为了准确获取不同装机条件对发动机性能影响的规律，需要开展不同装机因素的敏感性分析研究。主要是通过系统分析模型在输入量变化时的输出响应规律，量化各影响因素对性能指标的影响权重^[17-18]，包括局部敏感性和全局敏感性。局部敏感性分析可获取单个参数变化对模型输出量的影响程度，从而确定对系统影响较为关键的因素^[19]。例如，张飞宇^[20]运用单因素敏感性分析，探索了燃油泵转速、热交换器滑油温度等因素对燃油温度的影响程度。然而，局部敏感性分析无法探究参数间潜在的耦合作用^[21-22]，存在局限性，而全局敏感性分析能够考量多个输入变量在其不确定性范畴内的单独变化情况，以及与其耦合作用对输出响应所产生的影响^[23]。例如，文献[20]采用完全正交实验，明确了各因素及耦合作用对航空发动机燃油温度影响的显著性顺序；郭亮^[24]将正交实验与有限元分析相结合，发现顶岸高度和油腔距第一环槽距离对柴油机温度场影响显著。

现有研究在分析装机影响因素对发动机性能参数的影响时，主要集中于对单因素的影响规律研究，已经较为成熟，能够基本准确地反映各单一因素对发动机性能参数的作用机制。但不同研

究之间多是独立开展，对于装机影响因素与性能参数变化率的基准设定各有不同，缺乏统一的基准工况和衡量标准，难以直接进行横向对比和综合评估，无法在众多因素中精准识别对发动机性能起关键作用的影响因素，进而难以从整体上对各因素的相对重要性进行排序。同时，现有研究视角局限于单一因素的独立作用机制，而未充分揭示多因素共同作用下的性能影响效应，如相对湿度达到饱和时，进气流量受限明显；而压气机引气量的增加使得进入燃烧室参与燃烧过程的空气流量持续降低，但其对发动机性能的综合影响机制尚未明确，影响参数耦合作用下发动机性能变化的敏感性分析仍处于空白状态，许多交互效应的作用边界与临界条件尚未明确。然而，直接开展高维度全因素耦合模型构建可能会引入噪声干扰，导致模型的泛化能力和稳定性受到影响。因此，本文提出采用局部敏感性分析统一量化单因素对发动机性能的影响程度，计算性能参数的相对变化率，实现不同因素敏感性的横向对比。在此基础上，结合正交全局敏感性分析，初步解析双因素耦合作用，系统性探究双因素耦合对发动机性能的影响规律。

1 航空发动机装机影响因素分析

以双转子混合排气涡扇发动机为研究对象，其结构及各截面特征参数如图1所示。图中， T_{i-} 、 P_{i-} 、 W_{i-} 、 A_{i-} 分别为对应部件截面处进出口的温度、压力、流量和面积； W_f 、 W_{faf} 分别为燃烧室和加力燃烧室处的燃油流量。

对发动机各部件独立进行气动热力学计算，

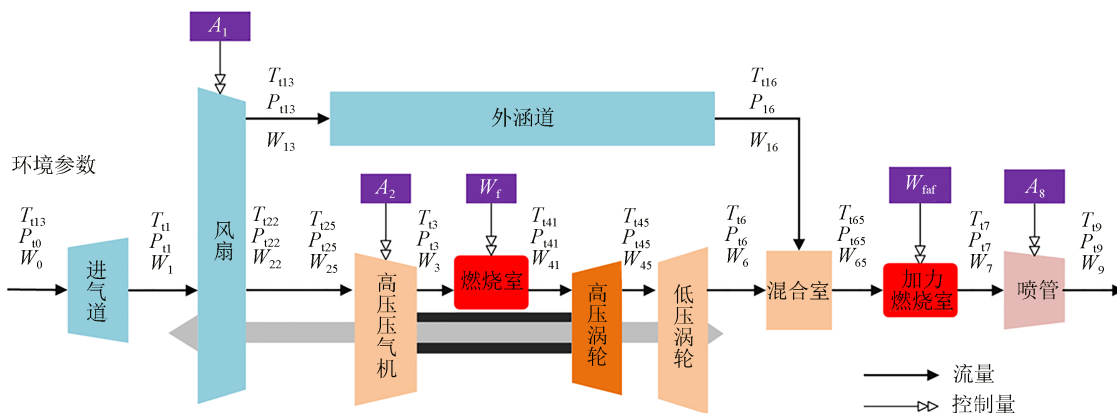


图1 发动机气路部件结构关系和特征参数

Fig. 1 Structural relationship and characteristic parameters of engine pneumatic components

获得相应的部件特性计算模型, 确定各截面处的特性参数和状态参数。根据发动机各部件之间的流量、功率等平衡关系, 建立共同工作方程组, 获得发动机非线性部件级性能计算模型。可将发动机非线性数学模型表示为

$$\begin{cases} \dot{z} = f(z, u) \\ y = g(z, u) \end{cases} \quad (1)$$

式中: $z \in \mathbb{R}^n$ 为发动机状态向量; $u \in \mathbb{R}^l$ 为输入控制向量; $y \in \mathbb{R}^m$ 为输出测量向量。

在此基础上, 将各装机影响因素嵌入非线性部件级性能计算模型, 构建贴近实际工况的仿真模型, 以探究各因素对发动机性能的影响机制, 其架构如图2所示。

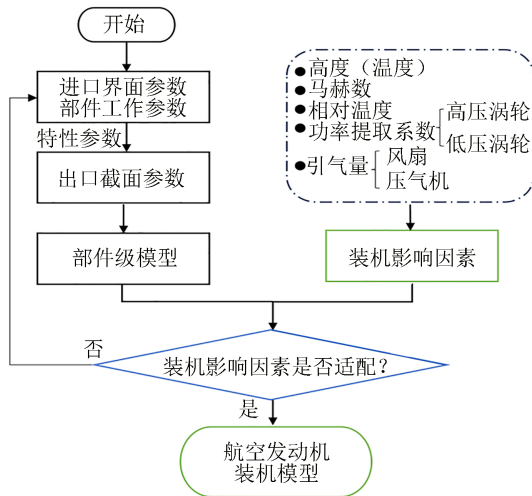


图2 发动机仿真模型架构

Fig. 2 Architecture of engine simulation model

1.1 进气道模型

进气道作为发动机的重要组成部分, 其内部热力学参数的变化会引发一系列气动热力学效应^[25]。随着飞行高度的上升, 环境温度、压力发生变化, 会影响压气机工作特性, 进而影响发动机性能。同时, 马赫数增大, 进气总压恢复系数降低^[26], 导致气流总压恢复能力减弱, 压力损失增加, 影响发动机进气压力, 进而影响发动机性能。

1.2 相对湿度模型

环境相对湿度 (relative humidity, RH) 反映湿空气中水蒸气接近饱和状态的程度, 能准确表征不同环境下湿空气的状态。相对湿度通过决定进气含湿量而直接影响湿空气的组分, 进一步改变工质的热物性参数, 从而间接作用于压气机及高、低压涡轮的热力循环。若针对不同湿度条件逐一修正部件特性曲线, 需建立多组特性数据库,

为提升工程适用性, 采用相似分析法, 将含湿工况下的特性修正问题转化为进口相似参数的转换。当发动机处于相似状态时, 通过计算干、湿空气工况对应马赫数的比值, 即可确定湿度修正系数。将输入的湿空气换算参数转换为对应干空气换算参数, 利用现有实验数据完成 β 插值计算, 通过湿度修正系数 ξ 转换回湿空气参数, 用于后续热力计算与部件间参数传递。转速修正系数 ξ_N 和流量修正系数 ξ_w 分别可表示为

$$\xi_N = \sqrt{\frac{k_k R_k}{k_h R_h}} \quad (2)$$

$$\xi_w = \sqrt{\frac{k_k R_h}{k_h R_k}} \quad (3)$$

式中: R_h 、 k_h 分别为湿空气的气体常数与比热比; R_k 、 k_k 分别为干空气的气体常数与比热比。

1.3 引气量模型

文献[27]研究表明, 在叶片下游, 级与级之间的引气效果最好。在对风扇以及后文中的压气机进行建模时, 引气位置均设置在叶片的出口附近, 且从尾缘来流方向进行引气气流提取, 其简化引气模型分别如图3和图4所示。图中, T_{ii} 、 P_{ii} 、 W_{ai} 分别为对应部件截面处的进出口温度、压力和流量; 角标 fan、hpc 分别指代风扇和压气机。

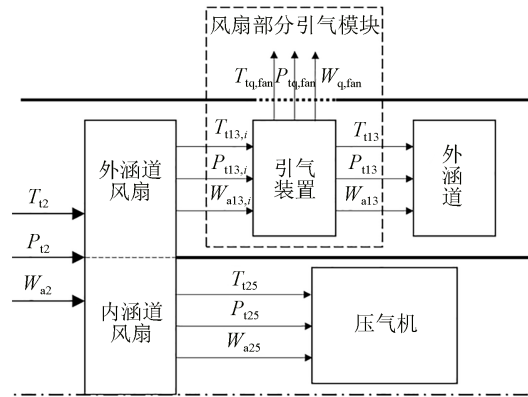


图3 风扇部分引气模块

Fig. 3 Schematic of the fan bleed-air module

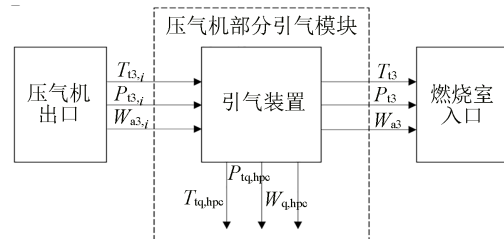


图4 压气机部分引气模块

Fig. 4 Schematic of the HPC bleed-air module

1.4 高低压功率提取模型

功率提取指通过从转子提取部分功率,用于驱动发电机等附件系统,保障航空发动机正常运行,但会导致发动机用于产生推力的能量减少,进而影响发动机的推力输出和燃油效率。因此,在航空发动机性能分析中,需评估功率提取对其性能的具体影响。具体而言,考虑功率提取的影响,需对转子部件间的功率平衡方程进行修正,其表达式为

$$W_1(T_{i22} - T_{i11}) + \Delta H_{\text{pext,lpt}} = W_{45}(T_{i6} - T_{i45}) \quad (4)$$

$$W_{25}(T_{i3} - T_{i25}) + \Delta H_{\text{pext,hpt}} = W_{41}(T_{i45} - T_{i41}) \quad (5)$$

式中: $\Delta H_{\text{pext,hpt}}$ 、 $\Delta H_{\text{pext,lpt}}$ 分别为从高、低压涡轮所提取的功率。

2 敏感性分析

当前,航空发动机装机条件下多因素性能影响研究局限于单一参数独立分析,既无法量化单一因素影响的动态差异,也难以解析多因素协同作用机制,导致对实际工况下性能演变规律的认知不足。为此,利用局部敏感性与正交全局敏感性相结合的多维分析法,对多因素进行分析,包括马赫数 M_a 、高度 H 、相对湿度 RH 、压气机引气量 $\delta_{q,hpc}$ 及功率提取量 $\Delta H_{\text{pext,lpt}}$,其框架如图 5 所示。

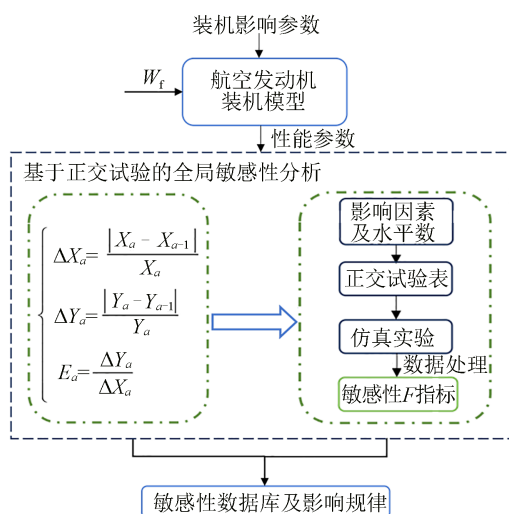


图 5 多因素敏感性影响分析框架

Fig. 5 Framework for multi-factor sensitivity influence analysis

图 5 中, X_a 、 Y_a 分别表示本组仿真实验装机影响因素的取值及其对应的发动机输出参数, X_{a-1} 、 Y_{a-1} 分别表示前一组仿真实验装机影响因素的取值及其对应的发动机输出参数, ΔY_a 、 ΔX_a 分别为

发动机输出参数及对应的影响因素相对变化率。通过局部敏感性方法量化单一装机影响因素对发动机性能参数的独立影响,继而基于正交设计构建双因素耦合作用模型,通过全局敏感性分析探究双因素耦合作用对发动机性能的影响,为发动机性能演变预测及多装机影响参数协同优化提供理论与方法支撑。

2.1 局部敏感性分析

局部敏感性分析旨在量化特定模型中局部区域或单个因素对整体输出及性能的影响程度,核心在于考察输入条件局部变化时目标变量的响应特性。依据实际工作条件,为各装机影响因素选定合理的起始数据区间,并赋予相应扰动。保持其余因素恒定不变,每次仅改变单一输入参数,观测并记录性能参数的局部响应,以此隔离变量间相互影响。

采用式 (6) 计算性能参数相对变化率,通过统一装机影响因素与性能参数变化率的基准,实现不同装机影响因素敏感性的横向对比,进而精准识别出对发动机性能起关键作用的影响因素。基于参数相对变化率进行分析,不仅能够有效规避因参数数值范围差异导致的误判风险,还能够消除数据量级差异的干扰,确保不同规模数据集间变化程度的公平比较。同时,通过综合考量相邻数据点的变化趋势,对多数据点进行连续迭代计算,有效避免单一数据点绝对值的局限性,增强分析结果的稳定性与准确性。

$$E_a = (|Y_a - Y_{a-1}|/Y_a) / (|X_a - X_{a-1}|/X_a) \quad (6)$$

式中: $|Y_a - Y_{a-1}|/Y_a$ 为发动机输出参数相对变化率; $|X_a - X_{a-1}|/X_a$ 为装机影响因素相对变化率。

2.2 基于正交实验的全局敏感性分析

全局敏感性分析通过量化模型输出变异性在各输入变量间的贡献,评估多参数同时变动对模型输出的综合影响。与局部敏感性分析聚焦于单一参数变化不同,全局敏感性不仅能识别输入因素对输出参数的影响,还可以辨别模型输出波动源于参数独立效应或耦合作用,探讨多个因素对模型成效的综合影响,并全面评估模型性能^[28-29]。

正交实验全局敏感性分析 (orthogonal global sensitivity analysis, O-GSA) 以正交性原理为核心,通过构建正交表,在实验空间中选取均匀分散且均衡可比的样本点。其核心优势在于能够确保各因素水平在实验中出现频次一致的同时,保证因素水平组合分布均衡,从而以较少的实验次

数系统解析各因素的主效应与交互作用，最终精准识别对模型输出具有显著影响的关键参数。通过系统化的实验组合揭示因素间的交互机制，探究双因素耦合作用对发动机性能的综合影响规律，而非单纯比较各因素的数值大小，这一特性使其在多因素复杂系统分析中更具有普适性。

将装机影响因素水平以1~5进行编码，如表1所示。涵盖装机过程中关键参数的典型飞行包线内的真实取值范围，不同装机影响因素的取值范围及数量级虽存在差异，但正交实验对每一因素均按相同的相对步长在其可行区间内变动，使得“因素变化区间长度不一”仅反映其本征物理灵敏度，而不会因量纲或量级差异引入额外误差。此外，同一因素在不同实验组中的变化范围完全一致，能够确保各因素变化规律的可比性，有效规避了量纲及数量级差异可能带来的分析偏差，为双因素间交互效应的量化分析提供了可靠的数据基础。

表 1 装机影响因素和水平表
Table 1 Installation influence parameters and their corresponding levels

水平	装机影响因素				
	Ma	H/m	RH	$\delta_{q,hpc}$	$\Delta H_{pe\text{xt},lpt}$
1	1.22	6 000	0.20	0.02	0.04
2	1.24	7 000	0.40	0.04	0.08
3	1.26	8 000	0.60	0.06	0.12
4	1.28	9 000	0.80	0.08	0.16
5	1.30	10 000	1.00	0.10	0.20

对于5个装机影响因素，通过两两组合，构建25组2因素5水平的正交实验组合，每组实验均采用同一正交表设计，如表2所示，分别指定为因素A与因素B，对应表1中相应因素的水平取值。25组实验均基于同一正交表框架，确保不同因素组合的实验数据具有统一的统计分析基准，从而实现对5个装机因素交互作用的系统性量化研究。同时，采用严格的参数控制策略，对于基础飞行装机影响因素高度和马赫数，在不涉及此装机影响因素时均将其设置为 $H = 0$ ， $Ma = 0.8$ ；对于非必要飞行装机影响因素，如湿度、引气量和功率提取系数，在不涉及此装机影响因素时，均将其设置为0值工况。通过上述参数设置，消除其余因素对本组实验中双因素耦合的干扰，从而确保实验结果的准确性和可靠性。

表 2 正交实验表设计
Table 2 Design of orthogonal experimental scheme

实验号	水平					
	因素A	因素B	因素A*B	空列1	空列2	空列3
1	1	1	1	1	1	1
2	1	2	2	2	2	2
3	1	3	3	3	3	3
4	1	4	4	4	4	4
5	1	5	5	5	5	5
6	2	1	2	3	4	5
7	2	2	3	4	5	1
8	2	3	4	5	1	2
9	2	4	5	1	2	3
10	2	5	1	2	3	4
11	3	1	3	5	2	4
12	3	2	4	1	3	5
13	3	3	5	2	4	1
14	3	4	1	3	5	2
15	3	5	2	4	1	3
16	4	1	4	2	5	3
17	4	2	5	3	1	4
18	4	3	1	4	2	5
19	4	4	2	5	3	1
20	4	5	3	1	4	2
21	5	1	5	4	3	2
22	5	2	1	5	4	3
23	5	3	2	1	5	4
24	5	4	3	2	1	5
25	5	5	4	3	2	1

严格遵循正交表的数学构造规则，将A、B及其交互作用A*B分别置于表2中的对应列（列1、列2、列3），其余3列为空列。空列水平数的取值与研究因素统一设定为5水平，其序列由正交表的数学构造规则生成，确保任意两列的水平组合出现次数相同（每组合出现1次），从而实现各因素主效应与交互效应的独立估计。空列本质是为维持统计分析严谨性的虚拟列，不对应实际物理因素，其水平数值仅作为表格结构的数学标记，不参与实验条件的构建。在实验执行阶段，仅需按因素A与因素B的水平编码配置实际工况，空列的水平序列仅用于数据记录，其离差平方和在后续方差分析中累加为误差平方和，为判断因素影响

的显著性提供统计基准。

正交实验敏感性分析采用多维度统计方法系统评估各因素的影响机制,通过方差分析量化各因素的主效应贡献度,并运用响应面方法解析耦合作用的显著性水平,揭示多因素耦合作用下的非线性响应规律,具体如下。

1) 极差分析

极差是正交实验中衡量各装机影响因素对发动机性能影响主次程度的指标,可初步判定各影响因素及其协同作用对发动机性能影响程度的相对大小,并依据极差排序,评估各因素水平变化对实验评价指标影响的主次顺序,具体计算公式为

$$R_A = \max(k_{Am}) - \min(k_{Am}) \quad (7)$$

式中: k_{Am} 为装机影响因素 A 在第 m 水平下推力的平均值。

2) 方差分析

相较于极差分析,方差分析能考量误差对实验结果的作用,分析更为全面、精准。为剔除实验配置条件所引发的偏差以及偶然误差对实验结果的干扰,需对实验数据展开深入分析。通过计算偏差平方和确定自由度,求得均方,计算 F 值并进行检验,准确判定各因素及耦合作用对发动机性能影响的显著性,为研究提供可靠数据支撑与理论依据。

①偏差平方和反映全部实验数据与总均值之间的差异程度,体现了实验数据的总波动情况。偏差平方和越大,则说明各实验结果之间的差异越大,以 A 因素为例:

$$\bar{y} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n y_i \quad (8)$$

式中: $\bar{y}$ 为实验数据的均值。 A 因素的偏差平方和可表示为

$$SS_A = \frac{n}{r} \sum_{i=1}^r (k_m - \bar{y})^2 \quad (9)$$

式中: k_m 为因素 A 在第 m 水平下单次实验的响应值; r 为因素 A 的水平数; n 为实验总次数。

②当一个影响因素不变时,会有其余多个影响因素可变,自由度反映了数据在计算过程中可自由变动的维度,是衡量数据中独立信息量的指标,其计算方式为

$$\begin{cases} df_T = n - 1 \\ df_A = r - 1 \\ df_e = \sum df_{\text{空列}} \end{cases} \quad (10)$$

式中: df_T 、 df_A 、 df_e 分别为总自由度、 A 因素自由

度与误差自由度。

③平均偏差平方和常用于处理包含异常值的样本,用于消除自由度对平方和的影响,便于不同因素间比较, A 因素的平均偏差平方和可表示为

$$MS_A = \frac{SS_A}{df_A} \quad (11)$$

④ F 值是衡量因素影响显著性的关键统计量,通过比较因素均方与特定自由度下 F 临界值,判断因素对实验指标的影响是否显著, A 因素的 F 值可表示为

$$F_A = \frac{MS_A}{MS_e} \quad (12)$$

式中: MS_e 为空列的平均偏差平方和。

3 仿真结果及分析

为系统探究多因素对发动机性能的作用机制,采用敏感性分析与正交实验分析法,构建仿真实验体系,从单因素局部影响及多因素耦合作用 2 个维度,分层开展发动机性能影响规律的分析,明晰各因素在不同交互情境下对性能的影响规律,为发动机多工况适配性优化提供理论支撑。

3.1 单因素仿真结果

在考察湿度、引气量和高低压涡轮提取量的影响时,设置高度 $H = 0$,马赫数 $Ma = 0.8$,风扇转速 $N_f = 100\%N_{f,d}$,构建标准大气环境基准工况。

在分析单一装机影响因素对发动机性能的作用机制时,严格采用控制变量法,仅对目标影响因素的参数进行梯度调整,同时将其余装机影响因素参数均设定为恒定值,以精准剥离目标因素的独立作用效应,并对每种因素的影响规律展开系统性分析讨论。其中,相对湿度作为参数变化幅度最小的装机影响因素,其对发动机性能的调控作用呈现弱敏感性特征;而风扇引气量则在变化过程中表现出略微波折的作用规律。基于此,为突出关键特征与代表性规律,研究选取相对湿度与风扇引气量 2 类典型因素,通过性能参数变化图及其相对变化率图的形式,直观呈现其对发动机性能参数的影响趋势。

参考军用飞机中高空核心任务空域,将高度 H 变化区间设置为 6 000~10 500 m。随着高度上升,发动机推力下降,耗油率上升。高度上升过程中,气压下降速度比气温更快,空气密度显著降低,使得进气道内空气质量流量降低,参与燃

烧反应的空气减少, 燃料无法充分燃烧释放能量, 导致发动机产生的推力下降。同时, 总压不断降低, 各部件压力随之降低, 燃料与空气的混合及燃烧过程变得不稳定, 燃烧效率降低, 进一步促使推力下降, 该结论与文献[30]的研究结果一致。由于燃油供给量恒定, 推力下降, 为保持飞行状态, 发动机需更多燃油来维持推力, 导致单位推力所消耗的燃油量增加, 即耗油率上升。

选定马赫数 Ma 为 1.2~1.5, 其覆盖范围跨声速至低超声速关键流动域, 契合战斗机、超声速客机典型巡航工况。随着 Ma 上升, 发动机推力增加, 耗油率下降, 且其相对变化率一直上涨。 Ma 增加, 进气总压恢复系数呈下降趋势, 导致气流总压恢复能力减弱, 压力损失增加, 但来流速度提升, 促使总压持续上升, 并占主导地位, 使得发动机各部件进气压力总体呈上升态势。进气压力提升与来流速度增大引发进气流量增加, 促使燃烧过程的充分进行, 从而释放出更多热量。高温高压燃气冲击涡轮叶片产生更大冲量, 使得推力持续增加, 与文献[31]研究结果一致。燃油流量固定不变, 推力增幅显著, 使得耗油率持续下降。

为全面覆盖实际运行中可能出现的湿度工况, 将相对湿度 RH 取值范围定为 0~100%。推力、耗油率随 RH 变化如图 6~9 所示。随着 RH 上升, 发动机推力下降, 耗油率上升且其相对变化率呈上涨态势。其原因是 RH 增加导致空气密度下降, 使得进入发动机的空气质量流量以及参与燃烧的空气量减少, 导致燃烧不充分, 同时燃烧生成的水蒸气增加了热损失。由于初始状态质量流量处于较低流量区域, 入口流量的减少会使风扇增压比与效率降低, 进而使得风扇出口压力及温度下降。同理, 压气机出口的压力和温度也会随之降低。由于进入发动机的空气质量流量减少以及燃烧不充分, 涡轮前温度和质量流量同时下降, 使涡轮功率减少, 导致转子转速下降; 同时, 部件进出口压力差缩小, 二者共同作用导致推力下降, 该结论与文献[32]的结论一致。在燃油流量固定时, 推力下降直接引发耗油率上升, 且随相对湿度增加, 燃烧恶化加剧, 耗油率上升速率与推力下降速率保持同量级。

当前, 大涵道比涡扇发动机压气机引气量可达主流流量的 8%~10%^[33], 在探究风扇引气量 $\delta_{q, fan}$ 时, 固定压气机引气量为 8%。推力、耗油率随 $\delta_{q, fan}$ 变化如图 10~13 所示, 随着 $\delta_{q, fan}$ 上升,

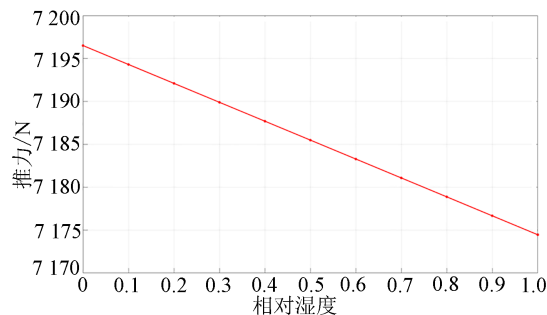


图 6 不同相对湿度下的推力变化

Fig. 6 Thrust variations under different RH conditions

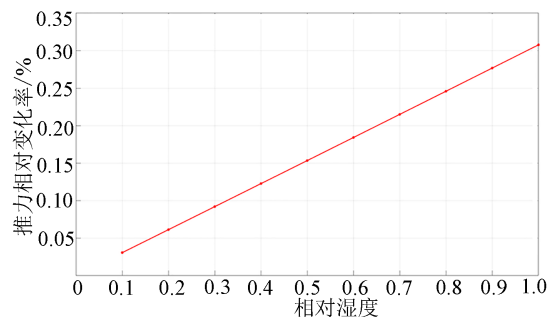


图 7 不同相对湿度下的推力相对变化

Fig. 7 Relative variations of thrust under different RH conditions

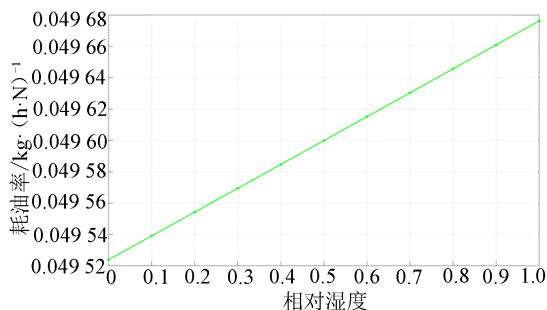


图 8 不同相对湿度下的耗油率变化

Fig. 8 Fuel consumption rate variations under different RH conditions

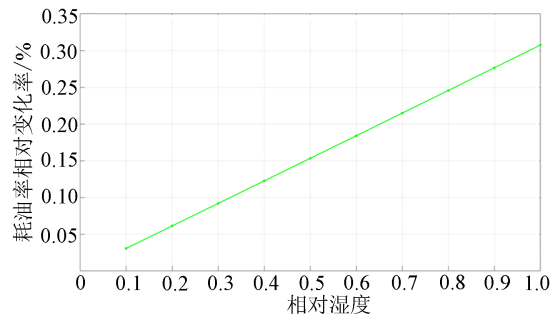


图 9 不同相对湿度下的耗油率相对变化

Fig. 9 Relative variations of fuel consumption rate under different RH conditions

发动机推力增加, 耗油率下降, 与文献[34]中“外涵道风扇引气量存在最优区间以实现发动机总

体性能最优化”的结论存在差异。值得注意的是,在 $\delta_{q, \text{fan}}$ 为0.10时,推力和耗油率的相对变化率处于较低水平,为深入探究 $\delta_{q, \text{fan}}$ 对发动机性能的影响规律,将 $\delta_{q, \text{fan}}$ 的研究范围进一步扩大至0.12,发动机推力出现下降趋势,证实了风扇引气量存在影响发动机性能的临界阈值。在一定限度内适度增加 $\delta_{q, \text{fan}}$,可使发动机风扇总进气流量及涵道比提升,压气机入口流量呈缓慢增长趋势,进而增加参与涡轮做功的流量,推动发动机推力提升。当 $\delta_{q, \text{fan}}$ 超过临界阈值后,外涵风扇压缩效率显著下降、高压转子转速降低等抑制因素加剧,与促进因素相互抵消,导致发动机有效功输出能力减弱,推力由升转降。此过程中,燃油量固定不变,前期推力增加阶段,耗油率降低;当 $\delta_{q, \text{fan}}$ 过大导致推力下降时,耗油率增加,呈先降后升趋势。在合理区间内,外涵道引气可通过优化气流分配提升发动机推力。当 $\delta_{q, \text{fan}}$ 达0.04时,推力与耗油率相对变化率出现拐点,此时进一步继续增加 $\delta_{q, \text{fan}}$,推力提升效益显著衰减。基于此,在压气机引气量单一因素影响分析中,将 $\delta_{q, \text{fan}}$ 固定为0.04。

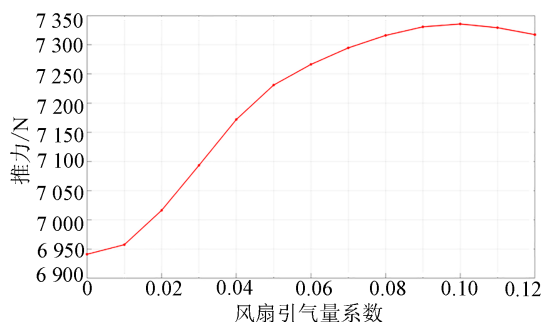


图 10 不同风扇引气量下的推力变化

Fig. 10 Thrust variations under different $\delta_{q, \text{fan}}$

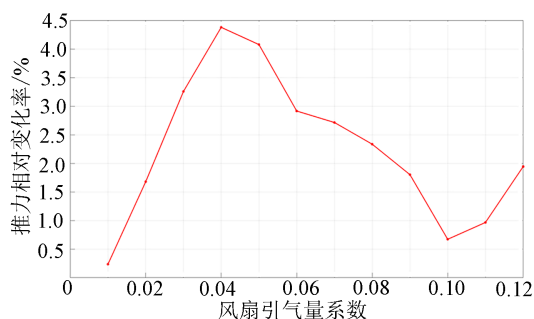


图 11 不同风扇引气量下的推力相对变化率

Fig. 11 Relative variations rates of thrust under different $\delta_{q, \text{fan}}$

随着 $\delta_{q, \text{hpc}}$ 继续上升(>0.10),发动机推力下降,耗油率上升,且相对变化率一直上涨。风扇

内外涵道和压气机入口流量、增压均随着 $\delta_{q, \text{hpc}}$ 增加而减少,使得燃烧室用于燃烧的气体流量减少,进而导致高、低压涡轮的做功能力降低;燃气通过高压涡轮后,部分引气气体冷却后重新进入到发动机主流气体当中,使进入低压涡轮的燃气流量增加,从而抵消部分由于气流减少造成的转速损失,但涡轮总体做工能力下降,使得推力下降,耗油率上升,且其相对变化率持续增大,与文献[16]研究结果一致。在相同引气比例下, $\delta_{q, \text{hpc}}$ 对发动机性能影响较 $\delta_{q, \text{fan}}$ 更显著。因此,正交实验分析双因素对发动机性能影响时,选取 $\delta_{q, \text{hpc}}$ 作为引气装机条件的代表因素。

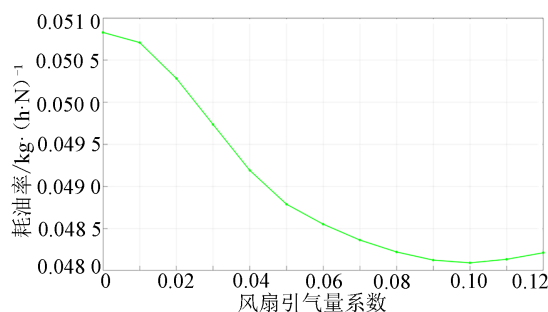


图 12 不同风扇引气量下的耗油率变化

Fig. 12 Fuel consumption rate variations under different $\delta_{q, \text{fan}}$

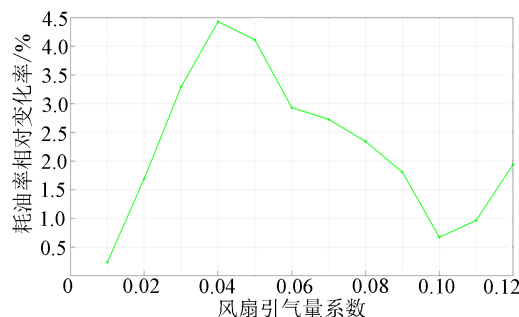


图 13 不同风扇引气量下的耗油率相对变化

Fig. 13 Relative variations of fuel consumption rate under different $\delta_{q, \text{fan}}$

文献[35]指出, NASA 计划将现有5%的功率提取比例提升至10%~20%,以突破传统涡轮发动机能量分配瓶颈。因此,本文将高、低压涡轮功率提取量比例设置在0~0.2区间,以契合前沿研究范畴。随着涡轮功率提取量上升,发动机推力下降,耗油率上升,其相对变化率一直上涨。在相同功率提取比例条件下, $\Delta H_{\text{pext, hpt}}$ 引发的发动机推力降幅更为显著,相对变化率也高于 $\Delta H_{\text{pext, lpt}}$ 。高压涡轮作为核心做功部件,其功率提取将显著影响发动机的整体性能与气动稳定性。相比之下,

低压涡轮功率提取对发动机工作状态的影响相对有限。基于此, 在正交实验设计时, 选取低压涡轮功率提取作为研究对象, 以进一步探究其与不同装机影响因素之间的耦合影响。在正常工作状态下, 燃气通过低压涡轮膨胀做功, 提取低压涡轮功率时, 低压转子转速降低, 导致风扇效率和增压比下降。同时, 内涵道中低压涡轮输出功率减少, 燃气膨胀做功减弱, 工质温度和排气速度降低, 导致推力减小, 与文献[36]的结论一致。同理, 提取高压涡轮功率时, 高压转子转速降低, 压气机效率和增压比下降, 从而导致进入燃烧室的空气质量流量和压力减小, 燃烧室出口温度降低, 喷嘴排气速度减小, 导致发动机推力出现更显著的下降, 耗油率上升, 与文献[37]中“高压涡轮功率提取时, 发动机做功能力增强, 推力增加, 燃油消耗量比推力增加更多, 所以耗油率增加”的表述看似矛盾, 但需要说明的是, 本文研究是在控制燃油流量固定不变的前提下开展的, 因此, 两者的本质结论是一致的。

通过仿真实验结果可以发现, 单因素变化均会影响发动机性能, 其中, 马赫数增加导致发动机各部件进气压力上升明显, 使得发动机推力显著增加, 耗油率大幅下降, 相对变化率最大可达2.2; 风扇引气量上升同样会促使发动机推力增加、耗油率下降。高度、压气机引气量、相对湿度和涡轮功率提取量增加则导致推力下降和耗油率上升, 尤其是相对湿度变化引发的推力变化相对变化率最小, 仅为0.003 5, 对发动机推力的影响相对较微弱。

3.2 双因素耦合仿真结果

基于所开展的单因素对发动机性能参数影响的研究, 选取 H 、 Ma 、 RH 、 $\delta_{q,hpc}$ 及 $\Delta H_{pext,lpt}$ 5个装机影响因素, 深入探讨双因素对航空发动机性能的耦合影响。针对每组双因素耦合工况, 开展100组仿真实验获取数据, 择取25个间隔适配的点开展方差分析, 在保障数据丰富度的同时, 合理精简数据量。

对于双因素耦合中的各个单因素通过方差分析得出与前文单因素敏感性分析相同的结论, 如表3所示。 H 、 Ma 、 RH 、 $\delta_{q,hpc}$ 及 $\Delta H_{pext,lpt}$ 对航空发动机推力均有影响, 影响程度由于分析体系不同而有所区别。其中, 马赫数和高度因直接改变进气条件与燃烧效率, 在不同组合中其 R 值均显著高于其他因素; 而相对湿度等因素因物理作用机

制的局限性, R 值处于较低量级。同时, F 值作为组间均方与组内均方的比值, 不同单因素间由于各因素在变化时组内方差与组间方差的平衡状态不同, 导致 F 值之间存在数量级差异。

表 3 正交实验单因素作用分析结果
Table 3 Analysis results of single-factor effects from orthogonal experiment

影响因素	R	F
$H(H^*Ma)$	8 013.48	241.20
$Ma(H^*Ma)$	2 165.95	18.97
$H(H^*RH)$	1 340.03	56.51
$RH(H^*RH)$	134.44	0.75
$H(H^*\delta_{q,hpc})$	142.89	1 068.14
$\delta_{q,hpc}(H^*\delta_{q,hpc})$	256.03	3 346.52
$H(H^*\Delta H_{pext,lpt})$	3 283.60	485.65
$\Delta H_{pext,lpt}(H^*\Delta H_{pext,lpt})$	937.23	44.72
$Ma(Ma^*RH)$	1 741.61	1.85×10^8
$RH(Ma^*RH)$	2.87	500.26
$Ma(Ma^*\delta_{q,hpc})$	2 526.08	663.74
$\delta_{q,hpc}(Ma^*\delta_{q,hpc})$	1 149.04	138.21
$Ma(Ma^*\Delta H_{pext,lpt})$	1 644.41	215.63
$\Delta H_{pext,lpt}(Ma^*\Delta H_{pext,lpt})$	1 653.10	216.83
$RH(RH^*\delta_{q,hpc})$	0.68	2.33
$\delta_{q,hpc}(RH^*\delta_{q,hpc})$	815.87	3.35×10^{-6}
$RH(RH^*\Delta H_{pext,lpt})$	2.06	501.52
$\Delta H_{pext,lpt}(RH^*\Delta H_{pext,lpt})$	233.90	6.46×10^{-6}
$\delta_{q,hpc}(\delta_{q,hpc}^*\Delta H_{pext,lpt})$	2.25	4.61×10^{-3}
$\Delta H_{pext,lpt}(\delta_{q,hpc}^*\Delta H_{pext,lpt})$	745.52	407.21

多因素交互作用与单因素相比, 其偏差平方和 SS 、自由度 df 以及平均偏差平方和 MS 在计算过程中所考虑的条件不一样, 因此, 将其与单因素分开分析。依据表2对双因素耦合工况进行评价, 得出在耦合作用下其对发动机推力的影响, 结果如表4所示。由于各单因素存在对发动机推力的影响程度不同, 因素间的耦合作用将差异进一步放大, 从而使得不同组之间的 R 值相差较大。

由表4可以看出, 开展的10组仿真实验中有6组 F 值小于1。部分双因素组合因交互作用稳定, 组内数据离散度小, 即使组间差异有限也能产生较高 F 值; 而高度与马赫数的耦合因工况波动剧烈导致组内方差增大, 反而可能出现较低 F 值。

以高度 H 与相对湿度 RH 耦合为例, 仿真结果如图14所示。可以看出, H 升高导致大气压力和

温度降低，而 RH 主要影响大气中的水蒸气含量，高空的低温导致空气的饱和水汽压非常低，即使 RH 达到 100%，空气中实际的水蒸气含量也微乎其微， H 变化引起的热力学参数改变占主导地位，相对湿度的影响被弱化，二者未产生显著的耦合作用，在影响发动机推力时呈现出独立作用特征，这种变化规律在其他双因素组合中同样存在。在双因素共同作用下，发动机推力的变化呈现出各自独立影响叠加的线性变化趋势，当因素 A 从水平 1 变化到水平 2 时，在不同因素 B 水平下，发动机推力的变化量基本一致；同理，当因素 B 从水平 1 变化到水平 2 时，在不同因素 A 水平下，推力变化量也保持稳定，未出现因双因素耦合而产生的波动现象，对于其他 F 值小于 1 的双因素耦合规律基本一致，不再赘述。

表 4 正交实验双因素作用分析结果
Table 4 Analysis results of dual-factor interactions in orthogonal experiment

影响因素	R	F
$H*Ma$	311.50	0.62
$H*RH$	134.23	0.75
$H*\delta_{q,hpc}$	5.09	1.32
$H*\Delta H_{\text{pe},\text{le},\text{p}}$	135.68	1.07
$Ma*RH$	0.01	8.70×10^{-3}
$Ma*\delta_{q,hpc}$	51.32	0.26
$Ma*\Delta H_{\text{pe},\text{le},\text{p}}$	108.84	1.06
$RH*\delta_{q,hpc}$	0.58	1.86
$RH*\Delta H_{\text{pe},\text{le},\text{p}}$	0.00	1.60×10^{-4}
$\delta_{q,hpc}*\Delta H_{\text{pe},\text{le},\text{p}}$	2.25	4.61×10^{-4}

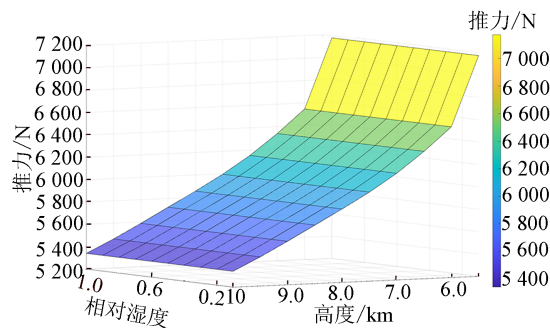


图 14 推力随高度和相对湿度变化
Fig. 14 Thrust variations with H and RH

当高度 H 与压气机引气量 $\delta_{q,hpc}$ 共同变化时，发动机推力受到的综合影响表现为显著的下降趋

势，仿真结果如图 15 所示。 H 上升时，因空气密度降低导致进气量减少，燃料燃烧效率下降，使得推力下降； $\delta_{q,hpc}$ 增加致使进入燃烧室的气体减少，降低涡轮做功能力，同样造成推力下降。 H 上升导致的进气量减少与 $\delta_{q,hpc}$ 增加造成的气体分流，对发动机做功输出形成双重限制，削弱燃烧室的燃烧效率和涡轮的做功能力，致使推力下降幅度显著大于单一因素作用效果，且在中高空区域，引气量增加会进一步加剧因高度上升导致的推力下降速率，使推力相对变化率呈指数级增长。

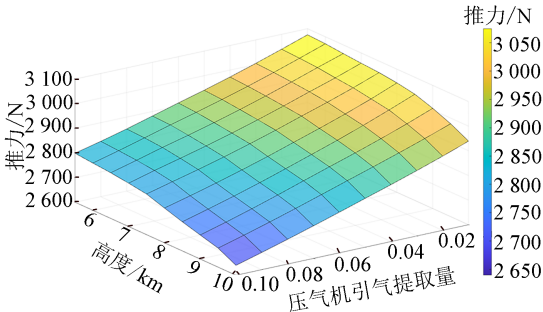


图 15 推力随高度和压气机引气量变化
Fig. 15 Thrust variations with H and $\delta_{q,hpc}$

高度 H 与低压涡轮功率提取量 $\Delta H_{\text{pe},\text{le},\text{p}}$ 共同变化时，发动机推力呈非线性变化，仿真结果如图 16 所示。 H 增加导致总压降低，各个部件出口压力降低，内部压力变化致使燃烧过程不稳定，发动机推力下降； $\Delta H_{\text{pe},\text{le},\text{p}}$ 增加导致低压转子转速降低，风扇效率和增压比下降，风扇出口压力下降，内涵道中低压涡轮输出功率减少，导致推力减小。当两者共同变化， H 引发的总压下降和 $\Delta H_{\text{pe},\text{le},\text{p}}$ 导致的风扇出口截面压力下降共同叠加，使得后续各部件的出口截面压力下降进一步加剧，且在不同 H 和 $\Delta H_{\text{pe},\text{le},\text{p}}$ 组合下表现出不同的下降趋势，使推力变化偏离线性叠加。

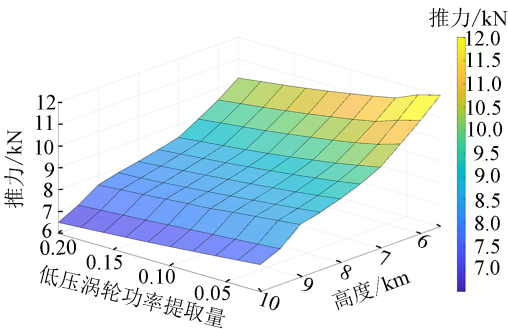


图 16 推力随高度和低压涡轮功率提取量变化
Fig. 16 Thrust variations with H and $\Delta H_{\text{pe},\text{le},\text{p}}$

马赫数 Ma 与低压涡轮功率提取量 $\Delta H_{\text{pext, lpt}}$ 共同变化时, 发动机推力呈非线性变化, 仿真结果如图 17 所示。随着 Ma 增加, 总压恢复系数下降, 但总压因来流速度提升仍上升, 促使推力增加; $\Delta H_{\text{pext, lpt}}$ 上升使得低压转子转速降低, 风扇效率、增压比及内涵道燃气做功减弱, 导致推力下降。当 Ma 和 $\Delta H_{\text{pext, lpt}}$ 共同变化时, Ma 增加带来的总压上升与 $\Delta H_{\text{pext, lpt}}$ 增加引发的风扇出口截面压力下降呈现一定的耦合作用。随着 Ma 增加, 在相同 $\Delta H_{\text{pext, lpt}}$ 下, 其对发动机性能造成的削弱作用呈持续增强趋势。

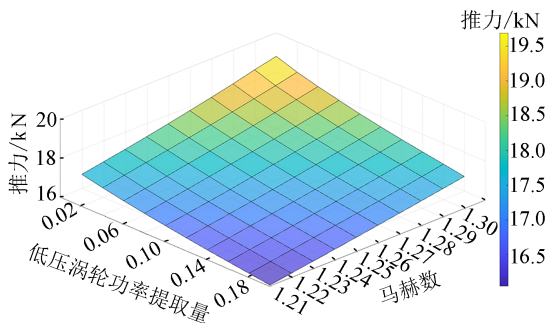


图 17 推力随马赫数和低压涡轮功率提取量变化

Fig. 17 Thrust variations with Ma and $\Delta H_{\text{pext, lpt}}$

相对湿度 RH 与压气机引气量 $\delta_{q, \text{hpc}}$ 共同作用时, 发动机推力呈非线性变化, 仿真结果如图 18 所示。 RH 上升, 通过降低入口流量, 使风扇、压气机增压比和效率下降, 尽管燃烧充分会短暂提升涡轮驱动转子转速, 但入口流量的持续减少与进出口压力差的缩小主导推力下降; $\delta_{q, \text{hpc}}$ 增加使得燃烧室燃气流量减少, 降低涡轮做功能力, 导致推力下降。在 RH 达到 100% 时, $\delta_{q, \text{hpc}}$ 从 1% 上升至 2% 过程中, 发动机推力的下降幅度要高于相对湿度处于中低区间的工况。此时, 空气含湿量饱和, 进气道质量流量受湿度影响受限最为明显, 此阶段 $\delta_{q, \text{hpc}}$ 对燃烧室可用燃气流量的削减作用尤为显著, 涡轮做功能力衰减效应被极大放大, 致使推力下降斜率增大; 而在相同 RH 条件下, $\delta_{q, \text{hpc}}$ 从 2% 提升至 3% 时, 因前期气流参数与部件匹配已适应部分引气变化, 推力下降幅度虽仍高于 $\delta_{q, \text{hpc}}$ 从 3%~4% 的阶段, 但相较于 1%~2% 区间的骤降已有所缓和; 当引气量继续从 3% 增至 4% 及更高时, 各部件对引气变化的响应渐趋稳定, 推力变化幅度趋于一致。

通过严格正交实验结合方差分析发现, 高度与压气机引气量、高度与低压涡轮功率提取量、

马赫数与低压涡轮功率提取量、相对湿度与压气机引气量 4 组装机因素耦合较之其他组合对发动机性能呈现出更为显著的影响趋势。

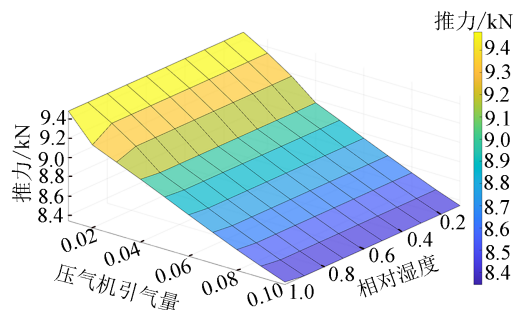


图 18 推力随相对湿度和压气机引气量变化

Fig. 18 Thrust variations with RH and $\delta_{q, \text{hpc}}$

4 结论

为揭示航空发动机多装机影响因素对其性能的耦合影响特性, 通过结合局部敏感性分析与正交全局敏感性分析方法, 构建多因素耦合影响分析模型, 开展 1 070 组仿真分析, 探究了单因素及双因素对发动机性能的影响规律, 主要结论如下。

1) 选取高度、马赫数、相对湿度、引气量和功率提取量作为装机影响因素, 综合单因素敏感性与全局敏感性研究结果, 精确量化各单因素对发动机性能参数的影响程度, 明确了各因素的单独作用规律。结果显示, 各装机影响因素对发动机推力与耗油率均存在显著影响, 但作用机制与影响程度呈现明显差异。其中, 马赫数影响最为突出, 其引发的推力及耗油率相对变化率可达 2.2, 显著高于其他参数; 相对湿度影响最弱, 推力相对变化率仅有 0.003 5。

2) 通过对正交实验结果进行分析, 揭示了不同双因素工况下发动机性能参数的变化程度。其中, 相对湿度与压气机引气量的耦合作用对发动机性能的影响最为显著。然而, 当将其与各单一因素对发动机性能的影响进行对比时, 该耦合因素的综合影响仍相对较弱, 对发动机性能的贡献程度低于单一因素的主导作用。

综上所述, 本文采用局部敏感性方法精确量化单因素影响程度, 并结合正交全局敏感性分析解析双因素耦合对发动机性能的影响规律。通过开展仿真实验发现, 单因素的作用占据主导地位, 而多因素耦合的复合影响虽然存在, 但其贡献程度有限, 并不足以改变各因素的独立影响趋势。

因此, 目前没有必要进一步构建更高维度的全因子耦合模型。

参考文献

- [1] 胡宇, 张寅, 瞿煌, 等. 航空发动机气路颗粒经典在线监测实验研究[J]. 火箭军工程大学学报, 2023, 37(3): 1-9.
- HU Y, ZHANG Y, QU H, et al. Experimental study on the online monitoring of electrostatic particles in the aero-engine air path[J]. Journal of Rocket Force University of Engineering, 2023, 37(3): 1-9.
- [2] 时瑞军, 周剑波, 张秋贵, 等. 涡轴发动机性能退化数学建模研究[J]. 航空发动机, 2010, 36(4): 26-28.
- SHI R J, ZHOU J B, ZHANG Q G, et al. Mathematical model study on performance deterioration of turboshaft engine[J]. Aeroengine, 2010, 36(4): 26-28.
- [3] SAMUELS J C, GALE B M. Effect of humidity on performance of turbojet engines[R]. Washington: NACA, 1950.
- [4] 航空工业部六二四研究所. 涡喷涡扇发动机性能的湿度修正规范: GJB 359—1987[S]. 北京: 国防科学技术工业委员会, 1987.
- [5] FISHBYN B D, PERVYSHIN N V. Determination of the effect of atmosphere humidity on the characteristics of a turbofan engine[R]. Wright-Patterson AFB: FTD-HT-23-29068(AD 715232), 1970.
- [6] BERDANIER R A, SMITH N R, FABIAN J C, et al. Humidity effects on experimental compressor performance: corrected conditions for real gases[J]. Journal of Turbomachinery, 2015, 137(3): 031011.
- [7] 张俊杰. 航空发动机性能湿度修正方法探讨[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2020, 33(6): 36-39, 44.
- ZHANG J J. Discussion on humidity correction methods for engine parameters[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2020, 33(6): 36-39, 44.
- [8] 王佳美, 郭迎清, 于华锋. 射流预冷不同因素对涡扇发动机性能的影响[J]. 航空动力学报, 2024, 39(1): 221-230.
- WANG J M, GUO Y Q, YU H F. Effects of different influencing factors under mass injection and pre-compressor cooling on turbofan engine performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(1): 221-230.
- [9] 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(10): 645-658.
- [10] 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 configurations[J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129(4): 659-668.
- [11] 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.
- [12] WELLBORN S, KOIRO M. Bleed flow interactions with an axial-flow compressor powerstream [C]//38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Indianapolis, Indiana: AIAA, 2002: 4057.
- [13] 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 B J, ZHUANG X W, AN G F, et al. Low speed experimental investigation of inter-stage bleeding effect on performance and flow field of multistage axial compressor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(7): 146-153.
- [14] 顾媛媛, 周玉昭, 李俊, 等. 压气机末级引气温度变化对发动机性能的影响研究[J]. 内燃机与配件, 2023(1): 8-10.
- GU Y Y, ZHOU Y Z, LI J, et al. Study on the influence of compressor last stage bleed temperature change on engine performance[J]. Internal Combustion Engine & Parts, 2023(1): 8-10.
- [15] CHEN Y C, HU F, ZHANG Y M, et al. Power extraction method of designing starting control law for turbo fan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(5): 604-609.
- [16] 赵运生, 胡骏, 屠宝锋, 等. 功率提取与附加引气对涡扇发动机影响仿真[J]. 航空计算技术, 2012, 42(6): 34-36.
- ZHAO Y S, HU J, TU B F, et al. Simulation of power extraction and additional air-bleeding's effects on turbofan engine[J]. Aeronautical Computing Technique, 2012, 42(6): 34-36.
- [17] 周苏婷, 吕震宙, 凌春燕, 等. 可靠性全局灵敏度求解的 Meta-IS-AK 算法[J]. 航空学报, 2020, 41(1): 169-178.
- ZHOU S T, LYU Z Z, LING C Y, et al. Meta-IS-AK algorithm for estimating global reliability sensitivity[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(1): 169-178.

- [18] 赵翔, 李洪双. 基于交叉熵和空间分割的全局可靠性灵敏度分析[J]. 航空学报, 2018, 39(2): 184-194.
- ZHAO X, LI H S. Global reliability sensitivity analysis using cross entropy method and space partition[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(2): 184-194.
- [19] HANNA J M, AGUADO J V, COMAS-CARDONA S, et al. Sensitivity analysis using physics-informed neural networks[J]. *Engineering Applications of Artificial Intelligence*, 2024, 135: 108764.
- [20] 张飞宇. 航空发动机燃油管路系统温度特性研究[D]. 广汉: 中国民用航空飞行学院, 2024: 38-48.
- ZHANG F Y. Research on temperature characteristics of aeroengine fuel pipeline system[D]. Guanghan: Civil Aviation Flight University of China, 2024: 38-48.
- [21] 刘付超, 魏鹏飞, 周长聪, 等. 含旋转铰间隙平面运动机构可靠性灵敏度分析[J]. 航空学报, 2018, 39(11): 222-230.
- LIU F C, WEI P F, ZHOU C C, et al. Time-dependent reliability and sensitivity analysis for planar motion mechanisms with revolution joint clearances[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(11): 222-230.
- [22] 史朝印, 吕震宙, 李璐玮, 等. 基于自适应Kriging代理模型的交叉熵重要抽样法[J]. 航空学报, 2020, 41(1): 179-190.
- SHI C Y, LYU Z Z, LI L Y, et al. Cross-entropy importance sampling method based on adaptive Kriging model[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(1): 179-190.
- [23] 张洪铭, 顾晓辉, 邸忆. 基于树形马氏链模型的可靠性分析方法[J]. 航空学报, 2019, 40(5): 163-173.
- ZHANG H M, GU X H, DI Y, et al. Reliability analysis method based on Tree Markov Chain model[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2019, 40(5): 163-173.
- [24] 郭亮. 基于正交分析的活塞结构参数热敏感性研究[D]. 太原: 中北大学, 2016: 44-61.
- GUO L. Study on thermal sensitivity of the piston structure parameters based on orthogonal analysis[D]. Taiyuan: North University of China, 2016: 44-61.
- [25] 叶坤, 张艺凡, 叶正寅. 高超声速进气道复杂内流热气动弹性研究[J]. 气体物理, 2023, 8(6): 1-19.
- YE K, ZHANG Y F, YE Z Y. Research on aerothermoelasticity for hypersonic inlet with complex internal flow[J]. *Physics of Gases*, 2023, 8(6): 1-19.
- [26] 王晓东, 袁宁, 陈玉春, 等. 亚声速埋入式进气道性能回归分析[J]. 推进技术, 2006, 27(4): 345-348.
- WANG X D, YUAN N, CHEN Y C, et al. Regression analysis on performance of a subsonic submerged inlet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(4): 345-348.
- [27] 周文啸. 高压压气机级间引气的流场数值研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2012: 45-65.
- ZHOU W X. Numerical study on the inter-stage bleeding in a high-pressure compressor[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2012: 45-65.
- [28] HUANG J H, YANG L T, WANG F W, et al. Enhancing global sensitivity and uncertainty quantification in medical image reconstruction with Monte Carlo arbitrary-masked mamba[J]. *Medical Image Analysis*, 2025, 99: 103334.
- [29] KOZIEL S, PIETRENKO-DABROWSKA A, LEIFSSON L. Improved efficacy behavioral modeling of microwave circuits through dimensionality reduction and fast global sensitivity analysis[J]. *Scientific Reports*, 2024, 14(1): 19465.
- [30] 刘晓恒, 周成华, 宋满祥, 等. 基于通流方法的某涡喷发动机整机数值仿真[J]. 航空学报, 2020, 41(1): 85-95.
- LIU X H, ZHOU C H, SONG M X, et al. Overall simulation of a turbojet engine based on throughflow method[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(1): 85-95.
- [31] 林立博. 低马赫数下变几何冲压燃烧室燃烧组织特性研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2023: 19-31.
- LIN L B. Research on combustion organization characteristics of the variable geometry scramjet combustor at low Mach numbers[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2023: 19-31.
- [32] 魏宝锋, 齐晓雪, 李斌. 大气湿度对涡扇发动机性能的影响[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2024, 41(3): 7-12.
- WEI B F, QI X X, LI B. Influence of the atmospheric humidity on turbofan engine performance[J]. *Journal of Shenyang Aerospace University*, 2024, 41(3): 7-12.
- [33] 翟志龙, 曹传军, 姜逸轩. 级间引气对多级轴流压气机性能的影响[J]. 航空发动机, 2023, 49(1): 62-67.

- ZHAI Z L, CAO C J, JIANG Y X. Effect of interstage bleeding on performance of multistage axial compressor[J]. *Aeroengine*, 2023, 49(1): 62-67.
- [34] 赵斌, 李绍斌, 李秋实, 等. 引气提升轴流压气机性能的数值研究[J]. *航空动力学报*, 2011, 26(2): 262-271.
- ZHAO B, LI S B, LI Q S, et al. Numerical research on enhancing the axial compressor performance by bleeding[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(2): 262-271.
- [35] 张翠珍, 王奉明, 袁善虎, 等. 航空发动机多源能量提取技术浅析[J]. *航空动力*, 2024(2): 57-60.
- ZHANG C Z, WANG F M, YUAN S H, et al. Analysis of multi-source energy extraction technology for aero engine[J]. *Aerospace Power*, 2024(2): 57-60.
- [36] 骆嘉凡. 功率提取条件下航空发动机半物理仿真及控制策略研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2023: 30-32.
- LUO J F. Research on semi-physical simulation and control strategy of aero-engine under power extraction conditions[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2023: 30-32.
- [37] 胡宇曦. 涡扇发动机低压转子功率提取特性研究[J]. *内燃机与配件*, 2025(6): 47-49.
- HU Y X. Study on power extraction characteristics of low pressure rotor of turbofan engine[J]. *Internal Combustion Engine & Parts*, 2025(6): 47-49.
- (编辑: 于福兴)