

航空发动机低压转子功率平衡与动态响应研究

朱喜坤, 贾磊*

沈阳理工大学机械工程学院, 辽宁 沈阳

收稿日期: 2026年9月12日; 录用日期: 2026年10月5日; 发布日期: 2026年10月12日

摘要

针对航空发动机低压转子在不同飞行条件下功率传递与动态响应分析问题, 建立了包含入口状态、燃烧室热力动态、高压转子动态、低压涡轮等效功率、风扇/低压压气机负载及低压转子动力学的简化模型, 并同步计算涡轮进口温度和等效喘振裕度等安全状态。以T-MATS环境下的JT9D发动机模型作为动态参考, 设置代表工况及不同高度、马赫数组合的12组工况进行仿真。结果表明, 在 $H = 3000\text{ m}$ 、 $Ma = 0.3$ 的代表工况下, 燃油空气比由0.0187增至0.0197后, 低压转子转速由3542.65 rpm升至3715.28 rpm, 增量为172.62 rpm, 阶跃后归一化剩余功率逐渐趋近于零。多工况下最高涡轮进口温度约为1386.35 K, 最低等效喘振裕度约为24.12%, 均未触及设定安全边界。结果说明, 该模型能够从功率平衡角度描述燃油变化引起的低压转子动态过程, 并反映不同飞行条件对转速响应和安全状态的影响。

关键词

航空发动机, 低压转子, 功率平衡, 动态响应, 多工况

Power Balance and Dynamic Response of an Aero-Engine Low-Pressure Rotor

Xikun Zhu, Lei Jia*

School of Mechanical Engineering, Shenyang Ligong University, Shenyang Liaoning

Received: September 12, 2026; accepted: October 5, 2026; published: October 12, 2026

Abstract

A simplified model is developed to investigate the power transfer and dynamic response of an aero-engine low-pressure rotor under different flight conditions. The model incorporates inlet-state calculation, combustor thermal dynamics, high-pressure rotor dynamics, equivalent low-pressure

*通讯作者。

turbine power, fan/low-pressure compressor loads, and low-pressure rotor dynamics, while also providing turbine inlet temperature and equivalent surge margin as safety-related outputs. A JT9D engine model implemented in the Toolbox for the Modeling and Analysis of Thermodynamic Systems (T-MATS) is used as a dynamic reference. Simulations are conducted for a representative operating condition and for 12 combinations of flight altitude and Mach number. At $H = 3000\text{ m}$ and $Ma = 0.3$, increasing the fuel-air ratio from 0.0187 to 0.0197 raises the low-pressure rotor speed from 3542.65 rpm to 3715.28 rpm, corresponding to an increase of 172.62 rpm, while the normalized residual power gradually approaches zero after the transient. Across the investigated operating conditions, the maximum turbine inlet temperature is approximately 1386.35 K and the minimum equivalent surge margin is approximately 24.12%, both remaining within the prescribed safety limits. The results show that the proposed model can describe the low-pressure rotor dynamic process caused by fuel changes the perspective of power balance and capture the effects of flight conditions on rotor-speed response and safety-related states.

Keywords

Aero-Engine, Low-Pressure Rotor, Power Balance, Dynamic Response, Multiple Operating Conditions

Copyright © 2026 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

航空发动机在高度、马赫数和推力需求不断变化的条件下工作, 燃油供给调整会同时改变燃烧状态、涡轮输出、压气部件负载以及转子转速。面向在线控制与性能分析的模型既要描述这些动态变化, 又要在有限计算周期内完成状态计算。已有研究指出, 实时机载模型已成为航空发动机先进控制、状态监测和性能管理的重要基础, 而高精度模型的计算复杂度仍制约其在线应用[1]。因此, 控制导向建模通常通过结构简化、转子动力学保留和数值降维降低计算负担[2] [3]。

传统部件级模型依据部件特性、质量与能量守恒以及转子功率平衡建立, 物理含义较完整, 但宽工况和过渡态计算往往伴随共同工作方程的反复迭代。围绕实时化问题, 相关研究从高精度快速求解、非迭代算法、容积动力学及多动力学建模等方面进行了改进[4]-[9]。这些工作说明, 控制用简化模型的关键并非简单减少状态量, 而是优先保留决定发动机动态变化的主要热力和轴系环节。

随着数据驱动方法的发展, 神经微分方程、在线学习、机理-数据融合和机器学习辅助建模逐渐用于发动机性能预测与在线模型修正[10]-[16], 增强了复杂非线性关系的表达能力。但若模型最终面向控制应用, 其基础部分仍需解释燃油输入如何通过燃烧、涡轮做功和轴系负载作用于转子状态。对于低压转子, 低压涡轮驱动功率与风扇、低压压气机负载之间的实时功率差直接决定转子的加减速, 功率传递过程是理解其动态响应的重要环节。

除转速变化外, 发动机过渡过程还受热安全性和气动稳定性的限制。已有研究将压气机失稳特性引入发动机实时模型, 用于稳定性分析与控制[17]; 燃烧室出口即涡轮进口温度及其动态变化也直接关系到热端部件工作状态[18]。因此, 面向低压转子动态研究的简化模型除关注 N_1 外, 还需要同步考察 T_4 、等效喘振裕度 SM 及转子功率平衡。

基于上述考虑, 本文以双转子涡扇发动机低压转子为研究对象, 建立低压转子功率平衡与动态响应

模型。模型以 FAR 、飞行高度 H 和马赫数 Ma 为主要输入, 通过入口状态修正、燃烧室温度动态、高压转子动态、低压涡轮功率估计、风扇/低压压气机负载计算和低压转子动力学, 将燃油变化与 N_1 响应联系起来, 并同步计算 T_4 和等效 SM 。模型以 T-MATS 环境下 JT9D 发动机模型作为动态参考[19], 通过代表工况和 12 组多工况仿真分析低压转子功率重新平衡过程及其对动态响应的影响。

2. 航空发动机低压转子功率平衡模型

低压转子的动态响应与低压涡轮驱动能力和风扇/低压压气机负载之间的瞬时平衡密切相关。燃油供给发生变化后, 燃烧室出口温度及高压转子状态随之改变, 并进一步影响低压涡轮可用功率; 与此同时, 风扇和低压压气机负载随转子转速及入口工况发生变化。当低压涡轮提供的等效驱动功率大于负载功率时, 低压转子加速; 反之减速; 两者重新匹配后, 转速趋于新的稳态。

基于上述关系, 本文保留飞行条件、燃烧热力过程、高压转子动态、低压涡轮做功、风扇/低压压气机负载、低压转子动力学和安全状态估计等主要环节, 构建控制导向功率平衡模型。总体结构如图 1 所示。

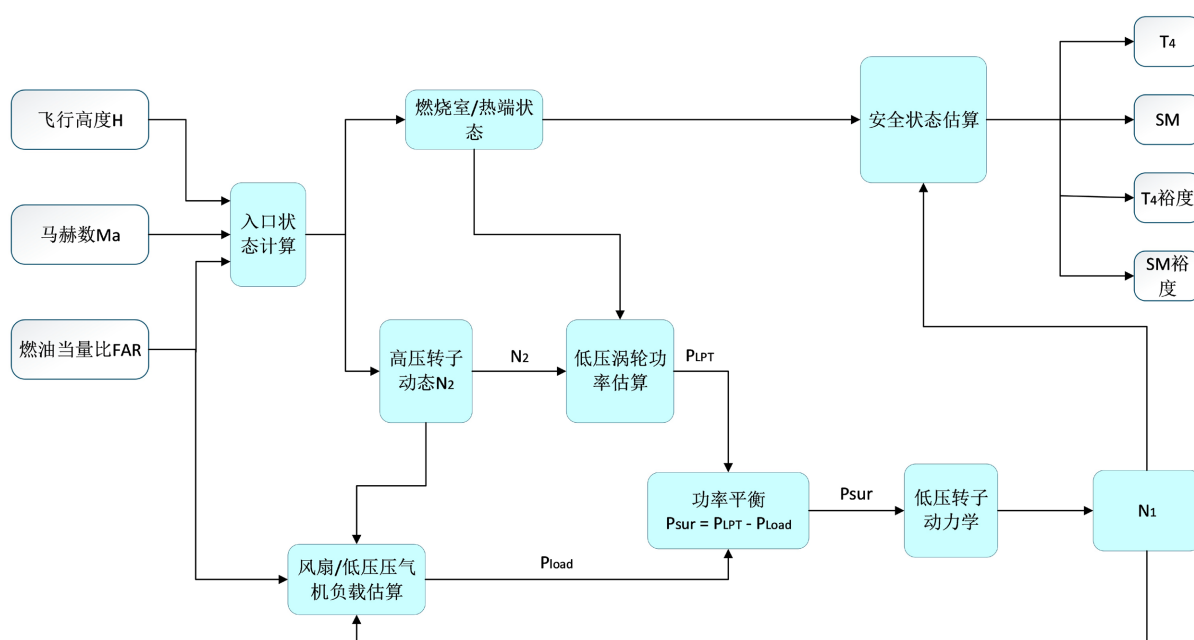


Figure 1. Structure of the low-pressure rotor power-balance model

图 1. 低压转子功率平衡模型结构

2.1. 飞行条件与入口状态

发动机入口状态随飞行高度和马赫数变化, 并通过进口总温、总压影响后续燃烧、涡轮做功和转子动态。本文依据标准大气和冲压关系计算入口总温 T_{t2} 与总压 P_{t2} , 并以海平面参考状态定义总温修正系数 θ 和总压修正系数 δ :

$$\theta = \frac{T_{t2}}{T_{ref}} \quad (1)$$

$$\delta = \frac{P_{t2}}{P_{ref}} \quad (2)$$

其中, θ 主要用于转速修正及温度状态耦合, δ 用于反映入口总压变化对发动机热力和功率尺度的影响。采用上述修正量, 可在统一尺度下描述不同 H 、 Ma 条件对低压转子动态响应的影响。

2.2. 燃烧室与高压转子动态

燃油空气比变化首先改变燃烧室热状态, 并通过涡轮进口温度影响低压涡轮做功能力。考虑控制导向模型需要兼顾动态响应与计算简洁性, 本文采用准稳态温度关系与一阶热惯性相结合的方式描述 T_4 :

$$T_{4,ss} = T_{40} + K_{F,T4}(FAR - FAR_0) + K_{T,T4}(T_{t2} - T_{t2,ref}) + K_{\delta,T4}(\delta - \delta_{ref}) \quad (3)$$

式中, $T_{40} = 1320 \text{ K}$ 、 $FAR_0 = 0.0187$, $T_{t2,ref} = 288.15 \text{ K}$, 相关系数为控制导向等效参数, 用于表征 FAR 、入口总温 and 总压修正对 T_4 的影响, 并非发动机通用物理常数。其具体确定方法见 2.5 节。

$$T_4(k+1) = T_4(k) + \frac{T_s}{\tau_T} [T_{4,ss}(k) - T_4(k)] \quad (4)$$

高压转子状态会进一步影响低压涡轮做功能力。模型将 N_2 按入口总温修正, 并以 FAR 和 δ 构造准稳态修正转速:

$$N_{2c,ss} = N_{2c0} + K_{F,N2}(FAR - FAR_0) + K_{\delta,N2}(\delta - 1) \quad (5)$$

式中, N_{2c0} 为基准高压转子修正转速, 相关系数反映燃油输入和入口总压变化的等效影响。考虑转子惯性后, 高压转子修正转速采用一阶动态关系:

$$N_{2c}(k+1) = N_{2c}(k) + \frac{T_s}{\tau_{N2}} [N_{2c,ss}(k) - N_{2c}(k)] \quad (6)$$

其中, $\tau_{N2} = 1.0 \text{ s}$ 。最终按 θ 还原实际 N_2 。由此, T_4 和 N_2 分别表征燃烧热状态与高压转子运行状态, 并共同影响后续低压涡轮功率。

2.3. 低压涡轮与负载功率平衡

低压转子的加速与减速取决于低压涡轮驱动功率和风扇/低压压气机负载功率之间的差值。考虑飞行高度和马赫数对进口状态的影响, 本文以入口功率尺度系数 S_p 统一表征总压和总温变化对等效功率水平的影响:

$$S_p = \delta \sqrt{\theta} \quad (7)$$

该尺度反映不同飞行条件下质量流量与单位质量做功能力变化的综合影响。在此基础上, 采用归一化等效功率表示低压涡轮做功能力:

$$\hat{P}_{LPT} = S_p \left[1 + K_T \frac{T_4 - T_{40}}{T_{40}} + K_N \frac{N_{2c} - N_{20}}{N_{20}} \right] \quad (8)$$

式中, T_{40} 和 N_{20} 为基准状态, 相关系数为控制导向等效参数。该量用于描述低压涡轮相对驱动能力, 并非以 W 或 kW 表示的实际轴功率。

负载侧由风扇、低压压气机和轴系机械损失构成, 其中风扇负载主要随低压转子修正转速平方变化, 低压压气机采用同类关系并考虑高压转子状态的耦合:

$$\hat{P}_{fan} = S_p K_{fan} \left(\frac{N_{1c}}{N_{10}} \right)^2 \quad (9)$$

轴系机械损失采用转速平方关系近似表示为

$$\hat{P}_{loss} = K_{loss} \left(\frac{N_1}{N_{10}} \right)^2 \quad (10)$$

因此, 低压转子总归一化负载功率由风扇、低压压气机和机械损失三部分组成:

$$\hat{P}_{load} = \hat{P}_{fan} + \hat{P}_{LPC} + \hat{P}_{loss} \quad (11)$$

低压涡轮可用功率与总负载功率之差定义为归一化剩余功率:

$$\hat{P}_{sur} = \hat{P}_{LPT} - \hat{P}_{load} \quad (12)$$

归一化剩余功率是本文分析低压转子动态响应的核心变量。当其为正时, 低压涡轮驱动能力大于负载需求, N_1 加速; 为负时 N_1 减速; 逐渐趋近于 0 时, 驱动功率与负载功率重新达到平衡。控制导向模型进一步将剩余功率与 N_1 变化率建立联系:

$$\frac{dN_1}{dt} = K_{N1} \hat{P}_{sur} \quad (13)$$

式中, K_{N1} 为归一化剩余功率到低压转子转速变化率之间的等效增益。该关系直接连接低压涡轮做功、负载变化与 N_1 动态, 是本文功率平衡分析的核心。本文采用 $K_{N1} = 6493.34$, 该值根据 T-MATS 动态工况下剩余功率与低压转子转速变化率的对应关系辨识得到。

2.4. 安全状态表征与裕度指标

低压转子动态分析除关注功率平衡外, 还需要兼顾过渡过程中的热安全与气动稳定性。本文选取 T_4 和等效喘振裕度 SM 作为安全状态表征量。 SM 采用控制导向等效关系描述, 其输入由 FAR 、修正 N_1 、 T_4 和入口总压修正量构成。将相对基准工况的无量纲偏差记为 r_F 、 r_{N1} 和 r_{T4} , 则:

$$SM = SM_0 - K_{F,SM} r_F - K_{N1,SM} r_{N1} - K_{T4,SM} r_{T4} + K_{\delta,SM} \Delta\delta \quad (14)$$

式中, SM_0 为基准等效喘振裕度, 各 K 项为相应状态偏差的等效影响系数。该关系主要用于描述不同工况下 SM 随发动机状态变化的相对趋势, 并不等同于由完整压气机特性图直接计算的真正喘振边界。本文后续所述 SM 均指该控制导向模型中的等效喘振裕度。

为评价安全状态, 分别定义涡轮进口温度安全裕度和喘振裕度剩余量:

$$M_{T4} = T_{4,lim} - T_4 \quad (15)$$

$$M_{SM} = SM - SM_{lim} \quad (16)$$

本文仿真中取

$$T_{4,lim} = 1650 \text{ K}, \quad SM_{lim} = 12\% \quad (17)$$

本文采用 $T_{4,lim} = 1650 \text{ K}$ 和 $SM_{lim} = 12\%$ 作为分析阈值。当两项裕度均为正时, 表示当前状态未触及相应边界。

通过同时分析 T_4 、 N_1 、 SM 和归一化剩余功率, 可从转子动力学、热状态和气动稳定性三个方面评价不同飞行条件下的动态响应。

2.5. 模型关键参数确定方法

本文模型中的 K 类参数均为控制导向等效系数, 用于表征燃油、入口状态及转子状态对热力过程、涡轮做功能力和负载变化的综合影响, 并非发动机通用物理常数。参数确定遵循“物理关系约束、控制导向参数设置与 T-MATS 针对性校准/校核”的思路: 首先依据式(3)、式(5)及式(8)~式(11)所反映的变量

作用方向确定模型结构和参数符号，再结合 T-MATS 环境下 JT9D 模型的稳态及阶跃响应数据对相关等效系数进行校核。 T_4 和 N_2 的时间常数分别用于描述燃烧热过程和高压转子惯性，其取值采用控制导向设置，并结合参考模型阶跃响应时间尺度进行校核；低压转子等效动态增益 K_{N1} 则根据剩余功率与 N_1 变化率之间的关系进行辨识。本文最终采用 $\tau_{T4} = 0.6 \text{ s}$ 、 $\tau_{N2} = 1.0 \text{ s}$ 和 $K_{N1} = 6493.34$ ，其中 K_{N1} 由 T-MATS 动态工况辨识得到，并通过代表工况及多工况仿真进行验证。上述参数仅用于本文所考察工况范围内的控制导向建模，主要等效参数的物理意义、取值及确定方法见表 1。

Table 1. Main equivalent parameters and determination methods
表 1. 主要等效参数及确定方法

参数	物理意义	取值	确定方法
τ_{T4}	燃烧热状态一阶惯性时间常数	0.6 s	参考 T-MATS 阶跃热响应时间尺度确定
τ_{N2}	高压转子一阶惯性时间常数	1.0 s	参考 T-MATS 转速动态响应确定
K_{N1}	剩余功率到 N_1 变化率的等效增益	6493.34	基于 T-MATS 动态工况辨识
$K_{FAR,SM}$	FAR 对等效 SM 的影响系数	4.0	控制导向初值并结合参考模型校核
$K_{N1c,SM}$	修正 N_1 对 SM 的影响系数	3.0	同上
$K_{T4,SM}$	T_4 对 SM 的影响系数	2.0	同上
$K_{\delta,SM}$	入口总压修正对 SM 的影响系数	0.8	同上

3. 仿真方案与工况设置

为验证所建立低压转子动态模型对不同飞行条件下响应特性的描述能力，本文基于 MATLAB/Simulink 平台开展仿真分析。首先选取代表工况研究燃油扰动下低压转子动态响应过程，随后设置多飞行条件组合，分析高度和马赫数变化对转子状态及安全参数的影响。

3.1. 代表工况设置

选取飞行高度 $H = 3000 \text{ m}$ 、马赫数 $Ma = 0.3$ 作为代表工况。初始燃油当量比设置为 $FAR = 0.0187$ ，并在 $t = 40 \text{ s}$ 时增加至 $FAR = 0.0197$ 。仿真时间设置为 80 s ，用于分析燃油变化引起的低压转子转速、热状态以及功率平衡变化过程。为进一步验证简化模型的动态响应合理性，采用 T-MATS 环境下的 JT9D 发动机模型作为参考模型，并保持飞行高度、马赫数、 FAR 阶跃幅值、阶跃时刻及仿真时长与本文模型一致，以保证两种模型动态响应对比的工况一致性。

3.2. 多工况验证方案

为进一步分析飞行条件变化对低压转子动态特性的影响，设置不同高度和马赫数组合开展多工况仿真。飞行高度设置为：

$$H = [0, 3000, 6000, 9000] \text{ m}$$

马赫数取

$$Ma = [0, 0.3, 0.6]$$

共形成 12 组典型飞行工况。各工况均采用相同燃油扰动方式：

$$FAR: 0.0187 \rightarrow 0.0197$$

总仿真时间设置为 120 s, 并提取阶跃前 55~60 s 和阶跃后 115~120 s 稳态数据, 用于比较不同飞行条件下低压转子响应及安全状态变化。

3.3. 评价指标

本文主要采用低压转子转速 N_1 、涡轮进口温度 T_4 、等效喘振裕度 SM 以及归一化剩余功率 $\hat{P}_{sur}$ 对模型响应进行评价。

其中, N_1 用于表征转子动态响应, T_4 和 SM 用于评价热安全与气动稳定性, $\hat{P}_{sur}$ 用于分析低压涡轮输出功率与负载功率之间的匹配关系。

4. 仿真结果与讨论

为分析所建立模型对低压转子功率传递和动态变化过程的描述能力, 首先选取 $H = 3000 \text{ m}$ 、 $Ma = 0.3$ 的代表工况, 对燃油阶跃作用下的转速、热力状态和剩余功率变化进行分析; 随后扩展至不同高度和马赫数组组合, 考察模型在多工况条件下的动态响应、安全状态及功率平衡特性。

4.1. 代表工况功率平衡与动态响应

在代表工况下, 燃油空气比由 0.0187 阶跃增加至 0.0197。阶跃前 35~40 s 稳态区间内, 低压转子转速 N_1 为 3542.65 rpm, 高压转子转速 N_2 为 7145.07 rpm, 涡轮进口温度 T_4 为 1314.96 K, 等效喘振裕度 SM 为 24.82%, 低压涡轮归一化等效功率 $\hat{P}_{LPT}$ 为 0.7088。燃油增加后, 低压涡轮做功能力增强, $\hat{P}_{sur}$ 转为正值并达到约 0.0206, 驱动低压转子加速, 随后随转速和负载增加迅速衰减。

在 75~80 s 稳态区间内, N_1 稳定至 3715.28 rpm, 相比阶跃前提高 172.62 rpm; N_2 上升至 7534.75 rpm; T_4 增加至 1374.96 K。与此同时, SM 下降至 24.37%, 变化幅度较小。低压涡轮归一化等效功率提高至 0.7935, 此时 $\hat{P}_{sur}$ 已趋近于零, 表明系统重新建立功率平衡。代表工况下阶跃前后的主要稳态参数汇总见表 2。

为验证模型动态响应, 在相同工况下与 T-MATS 参考模型进行对比, 如图 2 所示。两者阶跃前、后 N_1 稳态相对误差分别为 1.68% 和 2.96%; 本文模型 10%~90% 上升时间为 1.65 s, T-MATS 为 1.36 s, 相对差异约 21.8%。结果表明, 本文模型能够较好反映低压转子主要变化趋势和动态时间尺度, 但受控制导向简化处理影响, 转速变化幅值仍存在一定差异。

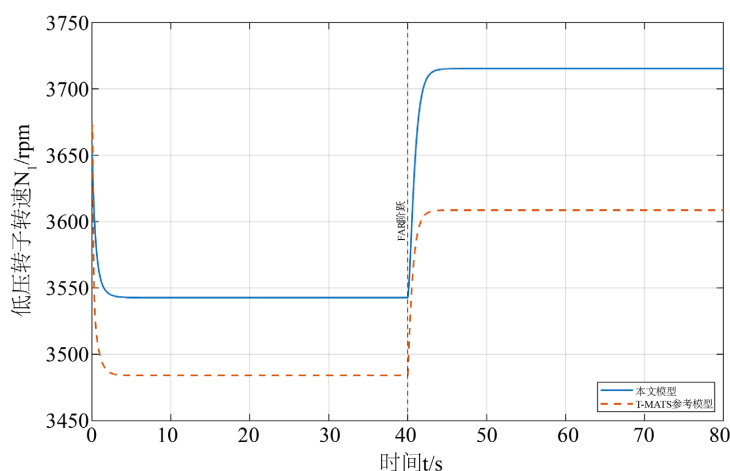


Figure 2. Comparison of low-pressure rotor speed responses between the proposed model and the T-MATS reference model under the representative operating condition

图 2. 代表工况下本文模型与 T-MATS 参考模型低压转子转速响应对比

Table 2. Main steady-state parameters under the representative operating condition
表 2. 代表工况下主要稳态参数

参数	阶跃前	阶跃后	变化量
N_1 /rpm	3542.65	3715.28	+172.62
N_2 /rpm	7145.07	7534.75	+389.69
T_4 /K	1314.96	1374.96	+60.00
SM /%	24.82	24.37	-0.45
$\hat{P}_{LPT}$	0.7088	0.7935	+0.0846

4.2. 多工况低压转子动态响应

为进一步考察飞行条件变化对低压转子动态特性的影响, 在 4 个飞行高度和 3 个马赫数组合下进行了 12 组仿真。如图 3 所示, 在相同马赫数条件下, 随着飞行高度增加, 低压转子稳态转速整体呈下降趋势; 而在相同飞行高度下, 马赫数增加时 N_1 稳态水平总体提高。该现象说明高度和飞行速度通过入口总温、总压以及功率尺度变化共同影响低压转子的平衡工作点。

在各工况施加相同 FAR 阶跃后, N_1 和 N_2 均表现为上升响应, 变化方向保持一致。燃油增加使燃烧室热状态提高, 并进一步增强低压涡轮做功能力; 由于不同高度和马赫数条件下入口状态、修正转速和负载水平存在差异, 各工况的瞬态幅值和收敛速度有所不同, 但总体均呈现由功率不平衡向新稳态逐渐过渡的动态过程。

从多工况响应结果可以看出, 低压转子稳态工作点并非仅由燃油输入决定, 而是受到飞行高度和马赫数的共同影响。因此, 在面向控制应用的低压转子模型中引入入口状态修正是必要的, 否则难以描述同一燃油输入在不同飞行条件下产生的差异化转速响应。

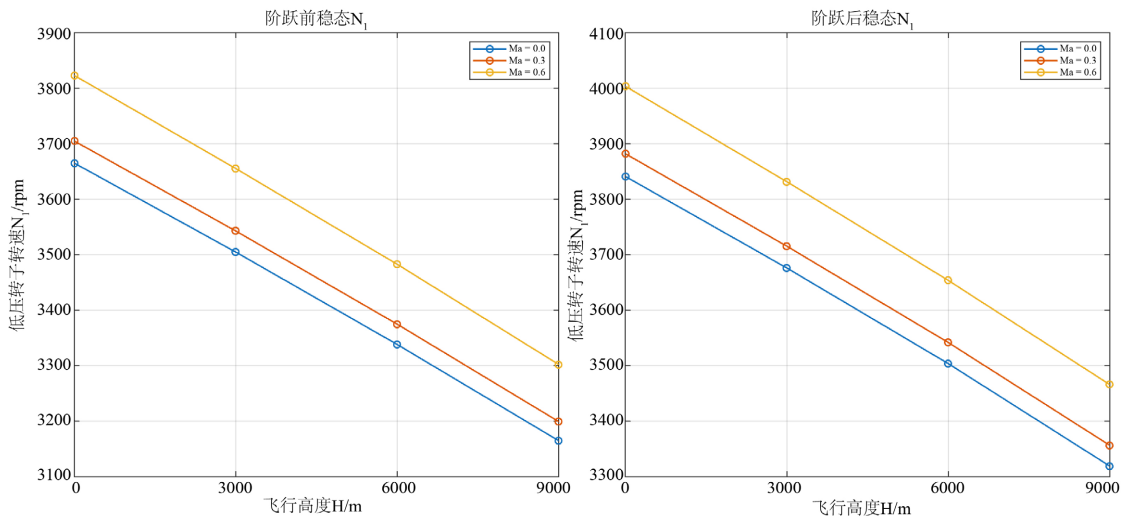


Figure 3. Pre- and post-step steady low-pressure rotor speeds under different flight conditions
图 3. 不同飞行条件下阶跃前后低压转子稳态转速

4.3. 多工况热安全与喘振裕度

除转速动态外, 不同飞行条件下的 T_4 和 SM 变化也是评价模型响应合理性的重要依据, 不同飞行条件下阶跃后的涡轮进口温度及等效喘振裕度如图 4 所示。12 组工况结果表明, 燃油阶跃后 T_4 均有所增加, 而 SM

整体呈小幅下降趋势。这与燃油增加后发动机热负荷提高、压气系统工作状态发生变化的基本趋势一致。

从稳态变化范围看, 阶跃后的 T_4 大致分布在 1365~1386 K 范围内, 不同高度和马赫数造成了一定程度的温度差异; SM 阶跃后则约分布在 24.1%~24.5% 范围内。相较于本文设定的 $T_4 \leq 1650$ K 和 $SM \geq 12\%$ 的安全判据, 各工况均保持正安全裕度。

多工况结果中, 最小温度安全裕度约为 263~288 K, SM 剩余安全裕度约为 12.0~12.8 个百分点。这说明在本文所设置的燃油扰动和飞行条件范围内, 模型输出未触及温度上限和喘振裕度下限, 动态过程中仍保留较为充足的安全余量。

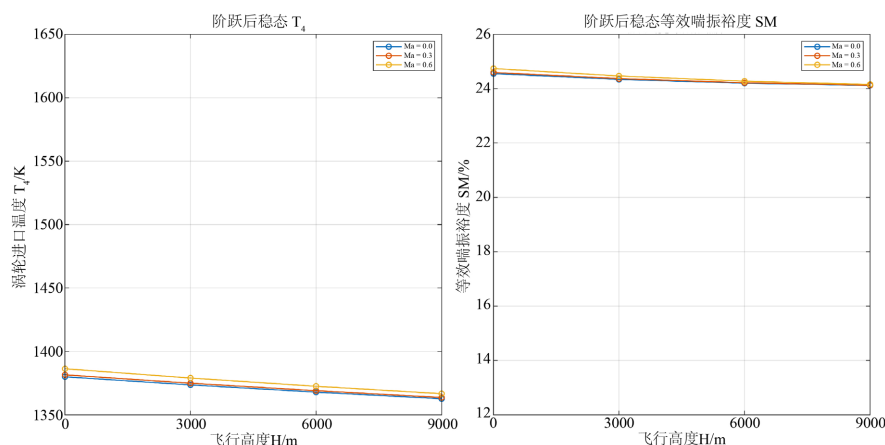


Figure 4. Post-step turbine inlet temperature and equivalent surge margin under different flight conditions

图 4. 不同飞行条件下阶跃后涡轮进口温度与等效喘振裕度

4.4. 多工况功率平衡特性

燃油阶跃后, 低压涡轮驱动功率先变化, 而风扇/低压压气机负载随转速逐步调整, 因此瞬态阶段出现剩余功率偏离; 随着 N_1 、 N_2 接近新的工作状态, 负载重新匹配, 剩余功率持续衰减。

图 5 显示, 12 组工况阶跃前后稳态区间的最大绝对归一化剩余功率均已降至数值零附近, 远低于 1×10^{-3} 的功率平衡判据。结合代表工况可见, 瞬态剩余功率驱动低压转子转速变化, 其衰减至零附近后转子趋于稳定, 说明不同飞行条件下系统均能够重新建立功率平衡。

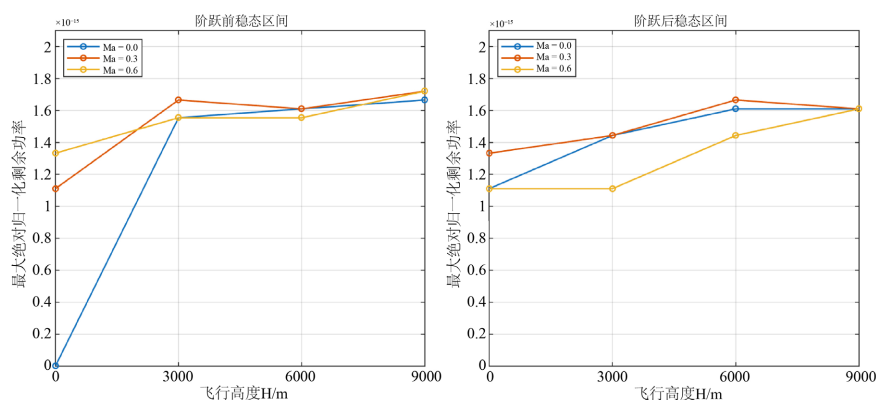


Figure 5. Maximum absolute normalized residual power in the steady-state intervals before and after the fuel step under different flight conditions

图 5. 不同飞行条件下燃油阶跃前后稳态区间最大绝对归一化剩余功率

5. 结论

本文构建了面向低压转子动态分析的控制导向功率平衡模型, 并通过代表工况与 12 组高度 - 马赫数组合分析其转速、功率平衡及安全状态。主要结论如下:

- (1) 归一化剩余功率能够直接解释低压转子的加减速过程: 剩余功率为正时 N_1 上升, 为负时 N_1 下降, 驱动功率与负载重新匹配后剩余功率趋近于零, 转子进入新的稳态。
- (2) 在 $H = 3000 \text{ m}$ 、 $Ma = 0.3$ 时, FAR 由 0.0187 阶跃增加至 0.0197 后, N_1 由 3542.65 rpm 升至 3715.28 rpm, N_2 由 7145.07 rpm 升至 7534.75 rpm, T_4 由 1314.96 K 升至 1374.96 K; 阶跃后稳态剩余功率接近零, 表明系统完成新的功率平衡。与 T-MATS 参考模型相比, 本文模型阶跃前后 N_1 稳态相对误差均小于 3%, 10%~90% 上升时间相对差异约 21.8%, 表明简化模型能够保持主要转速变化趋势和动态时间尺度。
- (3) 12 组工况表明, 高度和马赫数共同影响低压转子稳态工作点与功率重新平衡过程; 最高 T_4 约 1386.35 K、最低等效 SM 约 24.12%, 均未触及本文分析边界。模型能够以清晰物理链路描述燃油输入、热力状态、功率传递和转速响应之间的联系, 可为后续低压转子控制研究提供基础。

参考文献

- [1] Wei, Z., Zhang, S., Jafari, S. and Nikolaidis, T. (2020) Gas Turbine Aero-Engines Real Time On-Board Modelling: A Review, Research Challenges, and Exploring the Future. *Progress in Aerospace Sciences*, **121**, Article 100693. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2020.100693>
- [2] 刘帅, 王伟, 白杰, 等. 面向控制规律设计的民用航空发动机建模方法研究[J]. 机械工程学报, 2024, 60(16): 222-230.
- [3] Guo, L., Wang, R., Chen, Y., Zhou, W. and Huang, J. (2026) Research on Real-Time Improvement Methods for Aircraft Engine Onboard Models. *Aerospace*, **13**, Article 33. <https://doi.org/10.3390/aerospace13010033>
- [4] Zheng, Q., Li, L., Zhang, H. and Chen, J. (2024) Research on a High-Precision Real-Time Improvement Method for Aero-Engine Component-Level Model. *International Journal of Turbo & Jet-Engines*, **41**, 293-305. <https://doi.org/10.1515/tjj-2023-0022>
- [5] Liu, B., Feng, H., Xu, M., Li, M. and Song, Z. (2024) An Enhanced Non-Iterative Real-Time Solver via Multilayer Perceptron for On-Board Component-Level Models. *Energy*, **303**, Article 131826. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2024.131826>
- [6] Liu, Y., Chen, M. and Tang, H. (2023) A Versatile Volume-Based Modeling Technique of Distributed Local Quadratic Convergence for Aeroengines. *Propulsion and Power Research*, **13**, 46-63. <https://doi.org/10.1016/j.jprr.2022.05.001>
- [7] 潘慕绚, 陈强龙, 周永权, 等. 涡扇发动机多动力学建模方法[J]. 航空学报, 2019, 40(5): 99-110.
- [8] Chen, Q., Huang, J., Pan, M. and Lu, F. (2019) A Novel Real-Time Mechanism Modeling Approach for Turbofan Engine. *Energies*, **12**, Article 3791. <https://doi.org/10.3390/en12193791>
- [9] Chen, Y., Lu, S., Guo, L., Zhou, W. and Huang, J. (2025) Heuristic Deepening of the Variable Cycle Engine Model Based on an Improved Volumetric Dynamics Method. *Aerospace*, **12**, Article 274. <https://doi.org/10.3390/aerospace12040274>
- [10] 伯丽欣, 李睿超, 刘渊, 等. 基于 ODENet 的航空发动机动态实时建模研究[J]. 航空动力学报, 2025, 40(4): 256-266.
- [11] Guo, Y., Teng, J., Zhou, X., Zou, Z., Huang, J. and Lu, F. (2024) Real-Time Adaptive Model of Mainstream Parameters for Aircraft Engines Based on OSELM-EKF. *Aerospace Science and Technology*, **155**, Article 109662. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2024.109662>
- [12] Wang, C., Yu, Z., Du, X. and Sun, X. (2024) An Improved High-Fidelity Adaptive Model for Integrated Inlet-Engine-Nozzle Based on Mechanism-Data Fusion. *Chinese Journal of Aeronautics*, **37**, 190-207. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2024.03.037>
- [13] Chen, Q., Sheng, H. and Zhang, T. (2023) An Improved Nonlinear Onboard Adaptive Model for Aero-Engine Performance Control. *Chinese Journal of Aeronautics*, **36**, 317-334. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2022.12.005>
- [14] Kim, S. (2025) Hybrid Aero-Engine Performance Modeling to Enable Real-Time Capability Using Physics-Based Analysis and Machine Learning. *Engineering Applications of Artificial Intelligence*, **156**, Article 111288. <https://doi.org/10.1016/j.engappai.2025.111288>

-
- [15] Gu, H., Jia, L., Duan, H., Wei, J. and Liu, Z. (2026) A Component-Decoupled and Physics-Constrained Hybrid Modeling Framework for Turbojet Engine Performance Prediction. *Aerospace*, **13**, Article 425. <https://doi.org/10.3390/aerospace13050425>
- [16] Chen, Y., Lu, S., Chen, Z., Zhou, W. and Huang, J. (2026) Hybrid Onboard Model of High-Flow Dual Variable Cycle Engine Based on Deep Reinforcement Learning. *Chinese Journal of Aeronautics*, **39**, Article 103792. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2025.103792>
- [17] Zhang, X., Zhang, T. and Sheng, H. (2024) A Novel Aeroengine Real-Time Model for Active Stability Control: Compressor Instabilities Integration. *Aerospace Science and Technology*, **145**, Article 108844. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2023.108844>
- [18] 郑前钢, 张宏维, 张海波. 考虑燃烧室出口温度分布的航空发动机部件级模型[J]. 推进技术, 2024, 45(6): 245-262.
- [19] Chapman, J.W., Lavelle, T.M., May, R., Litt, J.S. and Guo, T. (2014) Propulsion System Simulation Using the Toolbox for the Modeling and Analysis of Thermodynamic Systems (T Mats). *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Cleveland, July 28-30, 2014, 1-15. <https://doi.org/10.2514/6.2014-3929>