

加减速控制对航空发动机性能影响的仿真分析

李俊,周玉昭,李瑞军

中国航发沈阳发动机研究所,辽宁 沈阳 110015

摘要:分析某涡轮航空发动机过渡态加减速过程的控制方式,采用 AEAYS-606 软件搭建过渡态仿真模型,通过调节压气机换算转速实现加减速供油控制算法,结合功率提取法实现过渡态工况仿真,分析不同加减速控制策略对发动机性能的影响。结果表明:加减速供油设计旨在实现加减速时间最短,且需避免加减速过程中各参数超出或逼近各部件稳定边界目标;对比不同的加速控制,加速过程中为了加速时间缩短 2 s,最高涡轮前温度需提高 1.4%,压气机稳定裕度减小约 4%,发动机寿命和稳定性急剧下降,应根据发动机实际应用需求选择适宜的加速控制策略;不同的减速控制策略下,压气机裕度均明显提高,但减速时间少于 3 s 时,减速过程中主燃烧室最小油气比低于主燃烧室熄火油气比边界,主燃烧室存在熄火风险。

关键词:航空发动机;加减速控制;仿真分析;过渡态工况;压气机

中图分类号:TK402

文献标志码:A

文章编号:1673-6397(2025)04-0045-06

引用格式:李俊,周玉昭,李瑞军.加减速控制对航空发动机性能影响的仿真分析[J].内燃机与动力装置,2025,42(4):45-50.

LI Jun, ZHOU Yuzhao, LI Ruijun. Simulation analysis of the influence of acceleration and deceleration control on the performance of a aero-engine [J]. Internal Combustion Engine & Powerplant, 2025, 42(4):45-50.

0 引言

航空发动机中存在复杂的热力、流体和机械效应耦合,其工作过程属于较强的非线性系统^[1-2]。若发动机各参数(如涡轮前温度、转速、推力等)变化平稳,则为稳定工况;若各参数有明显变化,则为过渡态工况。当发动机部分或全部性能参数由稳态进入过渡态时^[3],在较短的时间内发动机性能会产生明显的影响^[4-5]。

由于过渡态包含若干不同的稳态工况点,其控制方式为非线性控制,同时发动机过渡态工况各参数不能超出其工作阈值,过渡态工况下发动机控制设计是发动机控制开发的难点与重点,设计周期几乎占发动机总开发周期的 3/4^[6-7],通常过渡态工况控制设计需要依靠高精度仿真完成,以满足发动机所有过渡态工况控制需求。外国对过渡态控制策略的研究仅公开基本设计原则,对具体的研究方法严格保密。Walsh 等^[8]对比分析了航空发动机过渡态工况下开环、闭环控制的优缺点,但对涡轮发动机的过渡态控制仅停留在基本原则和发展趋势上,并未涉及最优的过渡态控制策略的设计与仿真方法。国内学者关于涡轮发动机过渡态工况控制设计方法开展了一系列研究:陈玉春等^[9]提出了一种涡轮发动机过渡态控制策略设计方法——功率提取法,该方法巧妙地将过渡态泛函优化问题转化为稳态非线性方程组求解问题,显著简化了最优控制策略的设计流程;Kong 等^[10]提出了一种涡轮发动机过渡态控制策略设计的外插方法,该方法的基本思路与功率提取法类似,但该方法可使发动机在不同转速下逐渐调整供油量,直至达

收稿日期:2025-04-20

基金项目:兴辽英才计划项目(XLYC2402056)

第一作者简介:李俊(1989—),男,辽宁丹东人,高级工程师,博士,主要研究方向为航空发动机总体性能设计,E-mail:lijun7manunited@163.com。

到工作极限;赵琳等^[11]采用长程优化和短程优化相结合的方法,结合序列二次规划优化算法(sequential quadratic programming, SQP)实现了涡轮发动机过渡态工况控制的优化设计。上述研究主要针对发动机过渡态控制策略开展研究,缺少对发动机加减速控制性能影响的特性分析。

本文中针对航空发动机过渡态工况中加减速过程,利用仿真模型分析不同加减速控制策略下的航空发动机特性,以寻求过加减速过程中的最优控制策略。

1 加减速控制

1.1 加减速工作原理

1.1.1 加速过程

发动机由低转速加速至高转速时,由稳态工况进入过渡态工况,加速过程中发动机所需的燃油质量增大,燃油流量增加,油气比增大,涡轮前温度升高,高压压气机气体流量增大,涡轮输出功率增大,导致高压轴转速增大。

当发动机加速时,由过渡态工况进入稳态工况的过程中存在以下问题:1)燃油流量瞬时急速增加导致涡轮进口温度超出阈值;2)初始加速阶段,发动机转速变化率明显增大;接近目标转速时,转速变化率明显减小;3)高压压气机工作线(压气机气体质量流量与压比的关系曲线)显著升高,可能导致发动机出现喘振现象。

加速过程中,燃油流量增大使高压压气机转速变化率明显增大,工作线升高,受高压压气机进口流量影响,风扇出口流量随高压轴转速增大而增加,风扇工作线(风扇气体质量流量与压比的关系曲线)降低,但由于惯性作用,风扇低压轴转速变化率减小,相对高压涡轮,低压涡轮前温度升高速度减小,因此加速状态不影响风扇的稳定性。

1.1.2 减速过程

减速过程与加速过程相反,需要考虑以下问题:1)燃油流量瞬时急剧减少,油气比减小,若减小至油气比阈值,将导致燃烧室熄火;2)减速过程中风扇工作线升高,喘振裕度减小,可能影响风扇正常工作。

综合以上分析,加速过程应以最短时间完成,以避免发动机接近目标转速时转速变化率减小及高压压气机喘振;减速过程也应以最短时间完成,但转速不得过低,以免造成发动机缺油熄火和风扇喘振。因此,加减速供油策略设计的目标主要是实现加减速时间最短且加减速过程中参数不超出或逼近各部件稳定边界。

1.2 加减速供油控制算法

试验数据充分时,为更好地兼容发动机过渡态性能,可根据前期试验数据拟合转速变化规律,按转速变化率与转速的函数关系进行闭环控制,得到较好的可预测和可重复的加速特性。但由于发动机初始试验阶段缺乏试验数据,本文中通过调节压气机换算转速实现不同加减速供油设计。

压气机换算转速 k_n 的数值

$$\{k_n\} = \{n_1\} \sqrt{\{t\}},$$

式中: $\{n_1\}$ 为以 r/min 为单位的压气机转速 n_1 的数值, $\{t\}$ 为以 $^{\circ}\text{C}$ 为单位的压气机进口温度 t 的数值。

换算油气比

$$k_g = \{q_m\} / \{p\},$$

式中: $\{q_m\}$ 为以 mg/s 为单位的燃油质量流量 q_m 的数值, $\{p\}$ 为以 N 为单位的压气机出口压力 p 的数值。

压气机出口压力与压气机换算转速相关,通过调节压气机换算转速可实现对不同出口压力的调节,实现加减速供油开环控制,该控制方式可保证发动机在任何飞行条件下,油气比随发动机换算转速变化。加速过程中,该方式可控制涡轮前温度,使发动机更接近喘振边界;若加速线达到喘振边界,压气机出口压力将减小,使发动机自动退出喘振区;减速过程中,该方式可保证发动机在任何飞行条件下,供油质量流量减小速率受压气机出口压力限制,有效防止燃烧室因缺油而熄火。

1.3 加减速计算模型

本文中以某双转子涡扇发动机为例进行过渡态仿真分析,发动机仿真模型如图1所示。

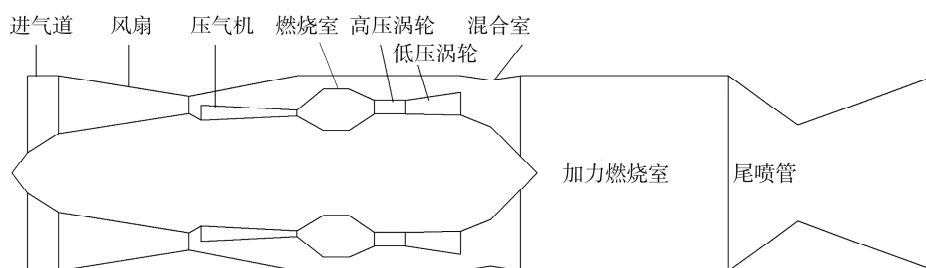


图1 涡扇发动机仿真模型

由图1可知:该涡扇发动机由进气道、风扇、高压压气机、主燃烧室、高压涡轮、低压涡轮、混合室、外涵机匣、加力燃烧室和尾喷管等组成。采用AEAYS-606软件模拟涡轮发动机加减速过程,以单轴涡喷发动机为例,在压气机换算转速不变时,可采用改变尾喷管喉部面积、提取发动机转子额外功率(转子提供给发动机各驱动附件正常工作功率后额外增加的功率)2种方法使发动机偏离稳态工况,但改变尾喷管喉部面积造成涡轮膨胀比变化,对于双转子涡扇发动机还可能导致风扇出现喘振现象,因此采用提取发动机转子额外功率的功率提取法模拟涡轮发动机加减速过程,该方法在发动机稳态特性计算的基础上叠加加减速控制,将动态问题转换为稳态问题,将泛函问题转换为函数问题,可用于发动机稳态、过渡态工况仿真。通过计算发动机转子额外功率,即加减速过程的涡轮剩余功率,直接得到发动机加减速时间,保证涡轮运行工况与加减速过程基本一致。本文中采用文献[12-13]的功率提取法完成发动机过渡态工况仿真,并校核计算准确性。

由于发动机属于较高的非线性系统,若采用显式欧拉法,虽无需在每个动态时间点上进行计算迭代,但需极小的积分步长才能保证计算结果的精确度,这会增大计算量和计算时间;极小的时间步长计算能观察各部件中的气流参数变化,但发动机总体特性动态计算中主要关注转子惯性的影响,一般采用大的积分步长以便分析发动机性能,但显式欧拉法在步长较大时,造成误差积累,导致计算发散。仿真结果表明,步长大于0.1s时,若采用显式欧拉法计算将无法收敛。采用隐式欧拉格式可以满足要求,本文中采用隐式欧拉格式构建加减速仿真的计算模型进行过渡态分析。

加减速仿真计算模型的参数设置为:仿真转速区间为发动机最低稳定工作转速至中间状态过程(发动机最大转速并稳定运行),仿真部件特性均采用各部件试验特性,各部件容腔为Unigraphics NX模型,限制边界为该发动机稳定工作边界。

2 仿真结果及分析

结合发动机推力、涡轮前温度、稳定工作裕度、主燃烧室油气比等参数,分析发动机加减速过程中的性能变化。发动机推力主要表征发动机过渡态工况变化,是衡量发动机过渡态时间的重要指标。一般认为发动机过渡态时间为发动机相对推力(当前推力与中间状态过程推力的比)由0至95%所需的时间。发动机涡轮前温度主要表征发动机过渡态工况最高温度,加速过程中不能超过涡轮许用的温度极限。发动机稳定裕度主要表征发动机过渡态风扇、压气机保持气动稳定的能力,一般发动机加速过程中压气机工作线升高,导致稳定裕度降低。发动机主燃烧室油气比主要表征发动机过渡态工况主燃烧室保持稳定燃烧的边界,准确控制该参数可避免减速过程中主燃烧室熄火。

对比原稳态工作线,调节压气机相对换算转速(当前压气机换算转速与中间状态过程压气机换算转速的比),使换算油气比分别为稳态油气比的1.20、1.25、1.30倍,记为加速控制策略1、2、3,分析不同的加速供油控制策略及对发动机的性能影响,结果如图2所示。

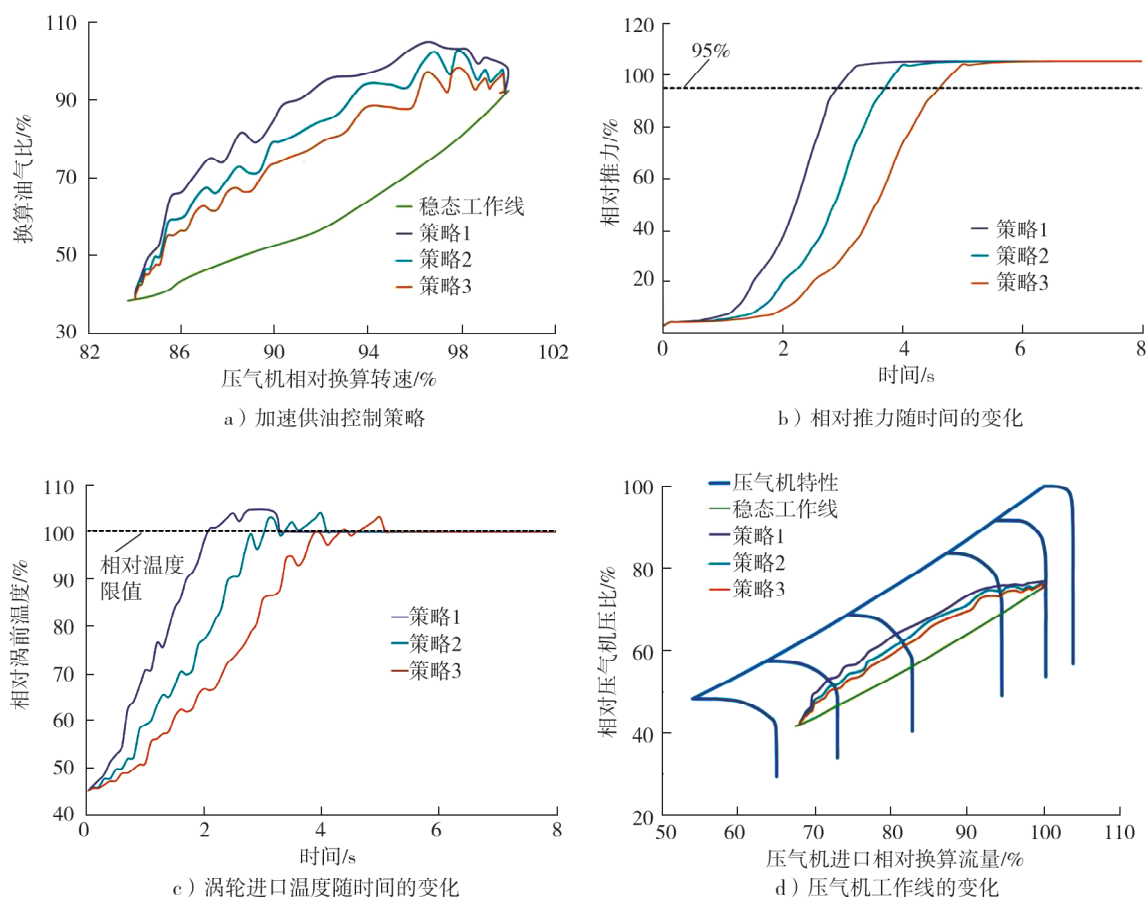
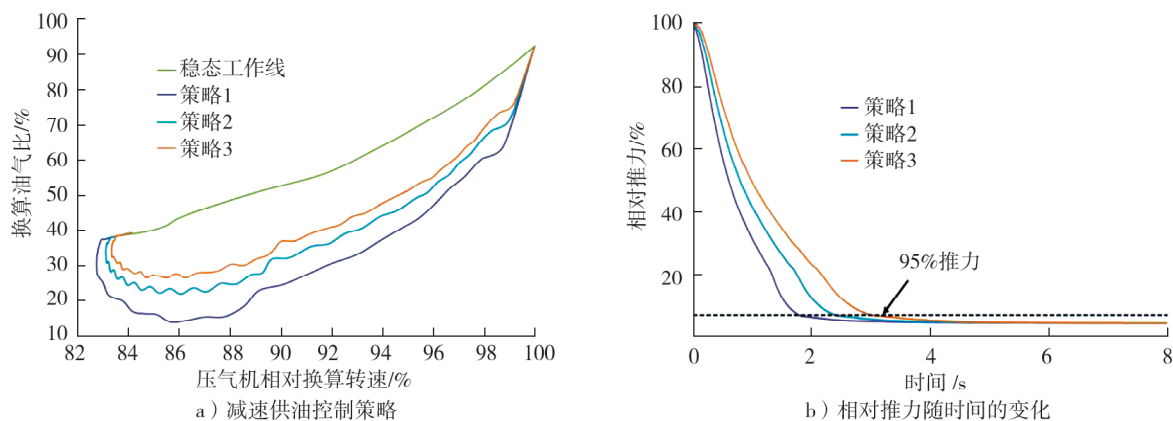


图2 不同加速控制策略性能仿真结果

由图 2a) 可知: 相对于原稳态工况, 加速控制策略 1~3 的换算油气比均增大 20%~30%。由图 2b) 可知, 3 组控制策略下完成相对推力 95% 变化的加速时间分别为 2.9、3.8、4.7 s。由图 2c) 可知: 3 组控制策略下瞬态相对涡前温度 (当前涡轮温度与中间状态过程涡前温度的比) 分别为 104.4%、103.7%、103.0%, 均超过发动机稳态温度。结合图 2d), 3 组控制策略下压气机稳定裕度分别为 16.2%、18.3%、20.0%, 均大于 15%。对比加速控制策略 1 与加速控制策略 3, 发现为了加速时间缩短 2 s, 最高涡前温度需提高 1.4%, 压气机稳定裕度将损失约 4%, 造成发动机寿命大幅减小。若此时发生进气压力不均匀等畸变环境, 压气机稳定性将受到严重威胁。在设计发动机加速控制策略时, 应根据具体使用要求, 选择相应的加速控制策略。

对比原稳态工作线, 调节压气机相对换算转速, 使换算油气比分别为稳态油气比的 0.80、0.75、0.70, 记为减速控制策略 1、2、3, 分析不同的减速控油控制策略及对发动机的性能影响如图 3 所示。



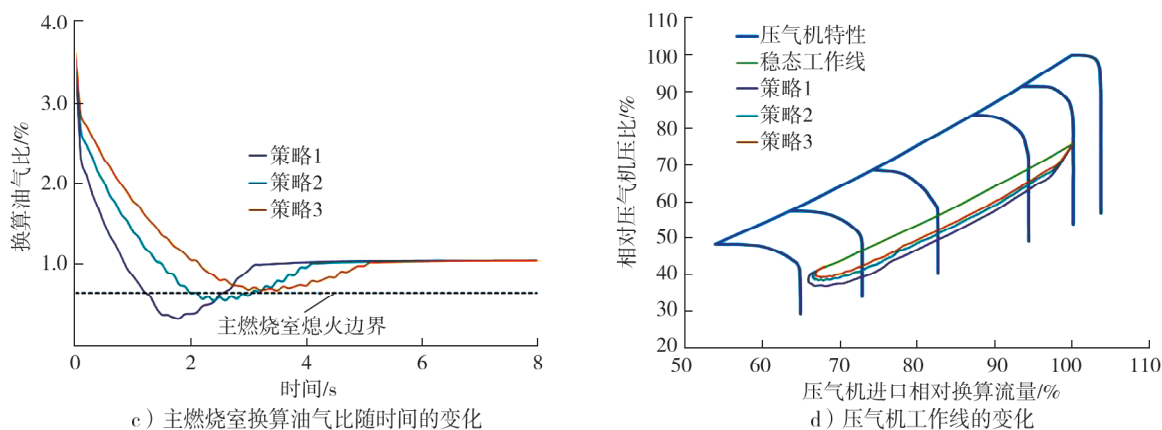


图3 不同减速控制策略性能仿真结果

由图 3a) 可知: 对比原稳态工况, 减速控制策略 1~3 的换算油气比分别减小 20%~30%。由图 3b) 可知: 3 组控制策略下完成减速的时间分别为 1.8、2.3、2.9 s。由图 3c) 可知: 采用控制策略 1 和控制策略 2, 减速过程中主燃烧室最小换算油气比略低于发动机减速主燃烧室熄火油气比边界, 即按控制策略 1 和控制策略 2 减速过程, 主燃烧室存在熄火风险, 在设计减速控制策略时应参考控制策略 3。由图 3d) 可知: 3 组控制策略下压气机稳定裕度提高, 不存在失稳风险。

3 结论

本文中对航空发动机过渡态控制策略开展研究, 利用过渡态仿真模型对不同加减速控制策略对航空发动机进行仿真, 主要结论如下。

1) 若采用加速控制策略 1, 加速过程中为了加速时间缩短 2 s, 最高涡前温度应提高 1.4%, 压气机稳定裕度将损失约 4%, 该控制策略虽然提高发动机加速性能, 但影响发动机工作性能; 若此时该控制规律发生在畸变环境下, 压气机稳定性将受到严重威胁。因此在实际应用中, 应根据发动机的具体功能需求, 选择适宜的加速控制策略。

2) 若采用减速控制策略 1 和 2, 若减速时间明显少于 3 s, 减速过程中主燃烧室最小换算油气比将低于油气比熄火边界, 主燃烧室存在熄火风险, 综合对比表明, 最佳减速控制策略为第 3 组。

参考文献:

- [1] 杨琴, 时瑞军, 周剑波. 一种化繁为简的过渡态控制规律设计方法[J]. 航空动力, 2019(1): 41-45.
- [2] 曾宇航, 石秀勇, 张楠. 关键零部件对发动机冷却系统功耗影响研究[J]. 内燃机与动力装置, 2016, 33(2): 17-23.
- [3] 郝旺, 王占学, 张晓博, 等. 变循环发动机模态转换建模及控制规律设计方法研究[J]. 推进技术, 2022, 43(1): 78-87.
- [4] 唐宇峰, 李长晖, 丁宁, 等. 大涵道比发动机核心机流量与推力相关性研究[J]. 内燃机与动力装置, 2024, 41(3): 46-50.
- [5] 孙健国, 李秋红, 杨刚, 等. 航空燃气涡轮发动机控制[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2014.
- [6] ARRIGONE G M, HILTON M. Theory and practice in using Fourier transform infrared spectroscopy to detect hydrocarbons in emissions from gas turbine engines[J]. Fuel, 2005, 9(84): 1052-1058.
- [7] JONES G, PILIDIS P, CURNOCK B. Extrapolation of compressor characteristics to the low-speed region for sub-idle performance modelling [C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2002: Power for Land, Sea, and Air. Amsterdam, Netherlands: International Gas Turbine Institute, 2002: 861-867.
- [8] WALSH P P, FLETCHER P. Gas turbine performance[M]. New Jersey, USA: Blackwell Science Ltd., 2004.
- [9] 陈玉春, 刘振德, 袁宁, 等. 一种涡轮发动机加速控制规律设计的新方法[J]. 航空学报, 2008, 29(2): 327-332.
- [10] KONG X X, WANG X, TAN D L, et al. An extrapolation approach for aeroengine's transient control law design[J]. Chinese

Journal of Aeronautics, 2013, 5(26):1106-1113.

- [11] 赵琳,樊丁,陕薇薇. 航空发动机过渡态全局寻优控制方法研究[J]. 航空动力学报, 2007(7):1200-1203.
- [12] 贾琳渊,陈玉春,赵强. 涡轴发动机闭环过渡态控制规律设计[J]. 航空科学技术, 2012(1):70-73.
- [13] 陈玉春,徐思远,刘振德,等. 涡扇发动机加减速控制规律设计的功率提取法[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 867-874.

Simulation analysis of the influence of acceleration and deceleration control on the performance of a aero-engine

LI Jun, ZHOU Yuzhao, LI Ruijun

AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China

Abstract: The mode of the acceleration and deceleration process in the transient state of a certain turbojet aero-engine is analyzed. The transient simulation model is established by using AEAYS-606 software. The acceleration and deceleration fuel control algorithm is realized by adjusting the compressor converted speed. The transient working condition simulation is realized by combining the power extraction method. The influence of different acceleration and deceleration control on the performance of the engine is analyzed. The results show that the design of acceleration and deceleration fuel is aimed at the shortest acceleration and deceleration time, and it is necessary to avoid the acceleration and deceleration process. Each parameter should not exceed or approach the stable boundary of each component for the objective. Comparing different controls, it is found that in order to shorten the acceleration time by 2 s, the maximum vortex temperature needs to be increased by 1.4%, the compressor stability is reduced by 4%, and the engine life and stability are drastically reduced. The appropriate acceleration control law should be selected according to the actual application needs of the engine. Comparing different deceleration controls, it is found that the compressor margin is significantly increased, but when the deceleration time is less than 3 s, the minimum air-fuel ratio the main combustion chamber during deceleration is less than the main combustion chamber extinction air-fuel ratio boundary. There is a risk of misfire in the main combustion chamber.

Keywords: aero-engine; acceleration and deceleration control; simulation analysis; transient working condition; compressor

(责任编辑:胡晓燕)