

STOVL 推进系统模式转换过程建模及分析

江天牧, 张晓博, 王占学

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710129)

摘 要: 在通过对离合器组件的动力学分析建立离合器动态性能计算模型的基础上, 根据短距起飞/垂直降落 (STOVL) 推进系统各部件在不同工作状态下的耦合关系, 建立了 STOVL 推进系统模式转换过程的共同工作方程组, 即其动态性能仿真模型, 并提出了 STOVL 推进系统短垂模式与常规模式相互转换的控制策略, 对比了不同离合器接合速度下模式转换过程中的性能参数特点。结果表明: 建立的仿真模型在模式转换过程中与国外文献数据相比最大误差为 3.76%; 提出的控制策略可保证模式转换过程中 STOVL 推进系统无超温、超转现象, 且喘振裕度变化在 0.1% 以内; 模式转换过程中离合器接合时间越短, 其瞬时摩擦产热量越大, 但总产热量越小。

关 键 词: 短距起飞/垂直降落 (STOVL); 离合器; 升力风扇; 动态性能; 模式转换

中图分类号: V235.3

文献标志码: A

Modeling and analysis of mode conversion process for STOVL propulsion system

JIANG Tianmu, ZHANG Xiaobo, WANG Zhanxue

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: Based on the clutch dynamic performance calculation model established by the dynamic analysis of the clutch components, the co-working equations of STOVL propulsion system mode conversion process, namely its dynamic performance simulation model, were set up, according to the coupling relationship of short takeoff and vertical landing (STOVL) propulsion system components in different working states. The control strategies for the conversion between STOVL mode and conventional mode were proposed, and the characteristics of the performance parameters during the conversion process under different clutch engagement speeds were compared. Results showed that the maximum error of the simulation model was 3.76% compared with the foreign research data in the process of mode conversion. In the process of mode conversion, the proposed control strategy can ensure that there was no overlimit of temperature and speed of STOVL propulsion system, and the surge margin change was less than 0.1%. In the process of mode conversion, the shorter clutch engagement time of mode conversion process, the greater instantaneous frictional heat generation, but the lower total heat generation.

Keywords: short takeoff and vertical landing (STOVL); clutch; lift fan;
dynamic performance; mode conversion

短距起飞/垂直降落 (short takeoff and vertical landing, STOVL) 战斗机可以在较短的跑道上实现短距离起飞, 降落时可不借助跑道垂直降落, 同

时具备传统战斗机的高速、高机动性的特点^[1-2]。美国联合攻击机计划 (JSF) 发展出的 F-35B STOVL 战斗机成功结合了 F-16C 战斗机的超声速性能

收稿日期: 2021-09-27

基金项目: 国家自然科学基金 (52076180); 国家科技重大专项 (J2019-I-0021-0020)

作者简介: 江天牧 (1996—), 男, 博士生, 主要从事航空发动机总体性能仿真与设计研究。

引用格式: 江天牧, 张晓博, 王占学. STOVL 推进系统模式转换过程建模及分析 [J]. 航空动力学报, 2023, 38(6): 1403-1413. JIANG Tianmu, ZHANG Xiaobo, WANG Zhanxue. Modeling and analysis of mode conversion process for STOVL propulsion system [J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(6): 1403-1413.

与 AV-8B 战斗机的短距起飞/垂直降落能力^[3]。

F-35B 战斗机能克服 AV-8B 战斗机存在的起飞质量小, 飞行速度低的缺点, 关键在于其特殊的动力系统 F135-PW-600^[4]。F135-PW-600 是典型的轴驱动升力风扇式 STOVL 推进系统^[5-6], 可以在常规工作模式(后文简称常规模式)和短距起飞/垂直降落工作模式(后文简称短垂模式)。在常规模式中, 推进系统仅巡航发动机工作, 与混排涡扇发动机工作状态一致; 在短垂模式中, 位于飞机驾驶座后方的一个升力风扇通过离合器和驱动轴连接到巡航发动机上, 同时打开位于机翼根部的两个滚转喷管与向下偏转的巡航发动机喷管一起产生 4 个向上的推力, 实现短距/垂直起降功能^[7-10]。

洛克希德马丁公司及罗罗公司在研制 F-35B 及其推进系统 F135-PW-600 发动机过程中发表了诸多公开文献, 内容涵盖升力风扇进气道及辅助进气道与推进系统的匹配设计^[7-11], STOVL 推进系统飞机/发动机(后文简称飞/发)一体化控制方法^[12-13], 轴驱动升力风扇式推进系统工作原理^[14-15]等方面。

针对轴驱动升力风扇式 STOVL 推进系统的建模与仿真, 西北工业大学的刘帅等建立了稳态 STOVL 推进系统模型, 并基于稳态仿真模型进行了参数研究^[16]。克莱菲尔德大学针对 4 种不同升力风扇驱动方式的 STOVL 推进系统进行了性能分析, 通过比较确定轴驱动式升力风扇具有较大的性能优势, 并计算了 F135-PW-600 发动机的稳态性能^[17-18]。南京航空航天大学的任冰涛和符大伟等应用特性外推、基元级理论等方法建立了轴驱动升力风扇式 STOVL 推进系统仿真模型, 但未考虑离合器动态工作性能对推进系统工作状态的影响^[19-20]。中国航发沈阳发动机研究所的袁长龙等开展了基于常规发动机发展 STOVL 推进系统的设计方法研究^[21]。空军工程大学的张海明对比了 STOVL 推进系统在 3 种不同工况下的性能参数^[22]。荷兰宇航实验室的 Visser 等计算了升力风扇接合与断开过程的发动机转速等参数响应曲线, 但未给出建模过程及共同工作方程建立方法, 也没有考虑滚转喷管和其他可调几何参数的影响^[23]。

针对轴驱动升力风扇 STOVL 推进系统, 本文通过对离合器摩擦片及主、从动轴的动力学分析, 得到了主、从动轴的转动微分方程及在推进系统模式转换过程中离合器工作判断方法, 据此建立

了离合器动态性能计算模型。针对模式转换过程中离合器与升力风扇轴及巡航发动机低压轴在 STOVL 推进系统不同工作状态下存在多种工作方式及耦合状态, 建立了可根据推进系统工作状态自适应选择数学模型及平衡方程的部件模型, 并给出了推进系统不同工作状态相互转换过程的计算方法, 据此搭建出轴驱动升力风扇式 STOVL 推进系统模式转换过程动态性能仿真模型, 计算了离合器接合、分离过程的转速变化曲线与文献^[23]仿真数据对比验证了模型的计算精度。基于此模型研究了 STOVL 推进系统模式转换过程控制策略和模式转换过程中推进系统性能参数变化规律。

1 计算模型

1.1 轴驱动升力风扇式 STOVL 推进系统结构分析

本文所研究的 STOVL 推进系统在结构上与 F135-PW-600 基本一致。巡航发动机为混合排气涡扇发动机, 主要部件包括进气道(inlet)、风扇(fan)、压气机(compressor)、燃烧室(burner)、高压涡轮(high pressure turbine, HPT)、低压涡轮(low pressure turbine, LPT)、混合室(mixer)和喷管(nozzle)。除巡航发动机外, STOVL 推进系统还包括升力风扇系统、滚转喷管系统和传动离合系统, 升力风扇系统组成部件包括进气道(inlet)、升力风扇(lift fan)和喷管(nozzle); 滚转喷管由滚转引气涵道(roll post duct, RPD)和喷管(nozzle)组成; 传动离合系统位于升力风扇和巡航发动机之间, 包含升力风扇齿轮箱、升力风扇驱动轴、离合器(clutch)和向前延伸的巡航发动机低压轴^[3]。

STOVL 推进系统作为战斗机的动力系统, 在起飞后必须具备高速巡航能力, 而不能有过大的空气流量。起飞和降落时又要提供足够大的推力, 以实现短距/垂直起降。故而 STOVL 推进系统需要具有两种不同的工作模式: 常规模式和短垂模式。在常规模式下, 通过离合器断开升力风扇与巡航发动机的连接, 升力风扇转速和气流流量为零, 升力风扇不产生升力。滚转喷管关闭, 滚转喷管引气量为零, 滚转喷管不产生推力。此时, STOVL 推进系统工作状态与常规混排涡扇发动机一致, 全部推力由巡航发动机产生。在短垂模式下, 离合器将巡航发动机与升力风扇连接起来, 通过干摩擦将巡航发动机的低压轴力矩传递至升力风扇, 以驱动升力风扇旋转产生升力。滚转喷

管引气涵道打开,外涵道部分气流通过滚转喷管向下喷出产生向上的推力,以进行横向控制。三轴承偏转喷管向下偏转产生向上的推力^[13]。

1.2 传动离合系统计算模型及工作过程分析

1.2.1 传动离合系统动力学分析

传动离合系统连接升力风扇及巡航发动机低压转子。位于升力风扇和巡航发动机之间的离合器将升力风扇驱动轴与巡航发动机低压轴分开,通过摩擦力矩来传递动力,并通过分离与接合来控制两轴的工作状态。图1为离合器在轴驱动升力风扇式STOVL推进系统中的位置及力学示意图,图中 J_{lf} 为升力风扇、升力风扇齿轮箱及升力风扇驱动轴的等效转动惯量; J_{lp} 为低压转子的转动惯量; ω_{lf} 为升力风扇驱动轴角速度; ω_{lp} 为低压轴角速度; M_{cl} 为摩擦力矩,分别作用在升力风扇驱动轴与低压轴上大小相等、方向相反; M_{lf} 为升力风扇驱动轴输入升力风扇的扭矩; M_{fan} 为低压轴输入风扇的扭矩; M_{LPT} 为低压涡轮输入低压轴的扭矩。

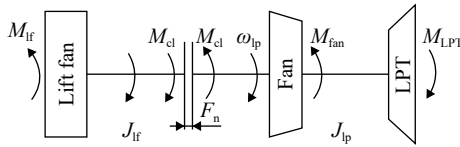


图1 传动离合系统示意图

Fig. 1 Schematic diagram of transmission and clutch system

以离合器为界分别进行动力学分析,升力风扇驱动轴的转动微分方程为

$$J_{lf} \frac{d\omega_{lf}}{dt} = M_{cl} - M_{lf} \quad (1)$$

低压转子的转动微分方程为

$$J_{lp} \frac{d\omega_{lp}}{dt} = M_{LPT} - M_{fan} - M_{cl} \quad (2)$$

如图1所示,离合器工作原理可简化为一对或多对摩擦片在法向压紧力作用下,因两摩擦片间存在的相对运动或相对运动的趋势,产生的切向摩擦力作用在两侧的摩擦片上产生大小相等方向相反的一对摩擦力矩,其实质是低压轴转子侧的摩擦片将自己的运动传递到升力风扇侧的摩擦片,使两侧的摩擦片运动状态趋向一致。

离合器存在两种工作状态:滑动状态和锁定状态。当离合器以滑动状态工作时,两侧的摩擦片存在相对运动,此时离合器产生的摩擦力矩为滑动摩擦力矩。本文将摩擦片简化为内环半径为

r_1 ,外环半径为 r_2 的圆环,根据摩擦学原理,离合器摩擦力矩为:

$$M_{cl} = Z \times M_f = Z \times \int_{r_1}^{r_2} r \times dM = Z \times \int_{r_1}^{r_2} \frac{2\pi\mu_k r^2 F_n}{\pi(r_2^2 - r_1^2)} dr = \frac{2}{3} Z \mu_k R F_n \quad (3)$$

$$R = \frac{r_2^3 - r_1^3}{r_2^2 - r_1^2}$$

式中 Z 为离合器摩擦片对数; M_f 为单对摩擦片产生的滑动摩擦力矩; μ_k 为滑动摩擦因数; F_n 为施加在摩擦片法向的压紧力; R 为摩擦片当量半径。

由式(3)可知,滑动摩擦力矩的大小由 Z 、 R 、 μ_k 和 F_n 决定,在滑动摩擦过程中,通过调节压紧力 F_n ,控制摩擦力矩大小从而控制离合过程。

当离合器处于滑动状态时,因为存在大量的摩擦生热,离合器输入功率将大于输出功率,两者之差即为摩擦耗散功率 P_{cl} ,摩擦产热量 Q_{cl} 为摩擦耗散功率的积分。

$$P_{cl} = M_{cl} (\omega_{lp} - \omega_{lf}) \quad (4)$$

$$Q_{cl} = \int_0^t P_{cl} dt \quad (5)$$

当离合器以锁定状态工作时,两侧的摩擦片不存在相对运动,此时离合器摩擦力矩为静摩擦力矩,用于保持两摩擦片的运动状态相同有

$$\frac{d\omega_{lf}}{dt} = \frac{d\omega_{lp}}{dt} \quad (6)$$

1.2.2 离合器工作状态

在模式转换过程中,离合器的工作状态也会随之改变,离合器会在滑动状态和锁定状态间切换。判断离合器工作状态的依据在于,离合器能否提供足够的力矩使离合器两侧的摩擦片保持相同的运动状态。当离合器锁死时,离合器通过硬连接将两轴锁定在一起,此时离合器提供的最大力矩可看作无穷大,即 $M_{f,max} = \infty$ 。当离合器锁脱离时,离合器通过摩擦力传递力矩,此时离合器提供的最大的摩擦力矩如式(7)所示。

$$M_{f,max} = \frac{2}{3} Z \mu_s R F_n \quad (7)$$

式中 μ_s 为静摩擦因数。 $M_{f,max}$ 即为离合器传递摩擦力矩能力上限。

在过渡态计算中,当前一时间步的离合器工作状态为锁定状态,假设当前时间离合器保持锁定状态,联立式(1)、式(2)、式(6),计算出离合器传递力矩 M_{cl} ,若 $M_{cl} \leq M_{f,max}$,则假设成立,离合器工作状态为锁定状态;若 $M_{cl} > M_{f,max}$,则假设不成

立,离合器工作状态为滑动状态。

当前一时间步为滑动状态,假设当前时间离合器处于滑动状态,由式(3),计算出离合器传递力矩 M_{cl} ,代入式(1)、式(2),求得 ω_{lf} 、 ω_{lp} ,若 $\omega_{lf} < \omega_{lp}$,假设成立,当前时间离合器工作状态为滑动状态;若 $\omega_{lf} \geq \omega_{lp}$,则假设不成立,当前时间离合器工作状态为锁定状态。

1.3 过渡态性能计算

本文通过部件法建立 STOVL 推进系统动态性能仿真模型,以部件性能仿真为基础对各个部

件进行封装,采用面向对象的整机性能建模方法^[24],同时考虑转子转动惯量与部件容积效应的影响^[25],通过对推进系统的动态平衡方程组进行求解确定推进系统的工作状态与性能,其仿真模型如图 2 所示,图中带箭头的线表示引气,标注的百分数表示引气比例, Duct 表示外涵道及滚转喷管的气流流道。根据文献^[26]建立进气道、压气机、混合室、燃烧室与尾喷管等部件计算模型;根据文献^[19]建立升力风扇计算模型;根据文中第 1.2 节建立离合器计算模型。

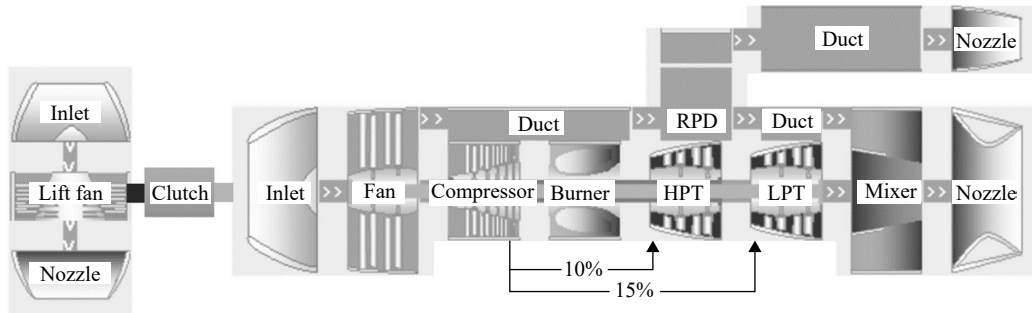


图 2 STOVL 推进系统仿真模型

Fig. 2 Simulation model of STOVL propulsion system

本文建立的过渡态性能计算模型可调参数为:燃油质量流量 $q_{m,fb}$,巡航发动机喷管喉部面积 A_8 ,滚转喷管出口面积 A_{roll} ,离合器法向压紧力 F_n ,混合室外涵面积 $A_{mixouter}$ 。

1.3.1 平衡方程及迭代变量

建立部件级推进系统仿真模型,关键在于确定迭代变量和平衡方程,通过迭代求解迭代变量,以满足平衡方程的约束,确定推进系统共同工作点,从而求得发动机的性能参数。

STOVL 推进系统热力循环计算过程中建立的平衡方程如表 1 所示,表中 $q_{m,fan,in}$ 是前一部件传递来的风扇进口质量流量, $q_{m,fan,map}$ 是通过特性图差值出的风扇进口质量流量, $q_{m,com,in}$ 是前一部件传递来的压气机进口质量流量, $q_{m,com,map}$ 是通过特性图插值出的压气机进口质量流量, $q_{m,lf,in}$ 是前一部件传递来的升力风扇进口质量流量, $q_{m,lf,map}$ 是通过特性图插值出的升力风扇进口质量流量, $q_{m,HPT,in}$ 是前一部件传递来的高压涡轮进口质量流量, $q_{m,HPT,map}$ 是通过特性图插值出的高压涡轮进口质量流量, $q_{m,LPT,in}$ 是前一部件传递来的低压涡轮进口质量流量, $q_{m,LPT,map}$ 是通过特性图插值出的低压涡轮进口质量流量, $p_{s,mixinner}$ 是混合室内涵进口静压, $p_{s,mixouter}$ 是混合室外涵进口静压, $q_{m,nozz,in}$ 是前一部件传递来的巡航发动机喷管进口质量流量,

$q_{m,nozz,cap}$ 是巡航发动机喷管可流通质量流量, $q_{m,rollnozz,in}$ 是前一部件传递来的滚转喷管进口质量流量, $q_{m,rollnozz,cap}$ 是滚转喷管可流通质量流量, $q_{m,lfnozz,in}$ 是前一部件传递来的升力风扇喷管进口质量流量, $q_{m,lfnozz,cap}$ 是升力风扇喷管可流通质量流量, M_{HPT} 是高压涡轮传递到高压轴的力矩, M_{com} 是高压压气机传递到高压轴的力矩。

表 1 STOVL 推进系统平衡方程

Table 1 Equilibrium equations of STOVL propulsion system

序号	离合器状态	
	滑动状态	锁定状态
1	$q_{m,fan,in} = q_{m,fan,map}$	
2	$q_{m,com,in} = q_{m,com,map}$	
3	$q_{m,HPT,in} = q_{m,HPT,map}$	
4	$q_{m,LPT,in} = q_{m,LPT,map}$	
5	$p_{s,mixinner} = p_{s,mixouter}$	
6	$q_{m,nozz,in} = q_{m,nozz,cap}$	
7	$M_{HPT} = M_{com} + J_{hp} \frac{d\omega_{hp}}{dt}$	
8	$M_{LPT} = M_{fan} + M_{cl} + J_{lp} \frac{d\omega_{lp}}{dt}$	
9	$q_{m,rollnozz,in} = q_{m,rollnozz,cap}$	
10	$q_{m,lf,in} = q_{m,lf,map}$	
11	$q_{m,lfnozz,in} = q_{m,lfnozz,cap}$	
12	$M_{cl} = M_{lf} + J_{lf} \frac{d\omega_{lf}}{dt}$	

STOVL 推进系统在常规混排涡扇发动机的 8 个平衡方程基础上还需建立滚转喷管流量平衡方程、升力风扇流量平衡方程及升力风扇喷管流量平衡方程。是否建立离合器力矩平衡方程由离合器工作状态决定,通过对离合器工作过程分析可知,当离合器处于锁定状态时,离合器两端的轴被固定在一起,离合器计算过程不存在自由变量,此时只需联立式(1)、式(2)、式(6),计算出离合器传递力矩 M_{cl} ,即可完成离合器计算,不需要额外建立平衡方程;当离合器处于滑动状态时,升力风扇驱动轴角加速度 $d\omega_{lf}/dt$ 未知,由式(3)求得离合器传递力矩 M_{cl} 后,建立离合器力矩平衡方程以求解 $d\omega_{lf}/dt$ 。故当离合器处于锁定状态时,需建立 11 维平衡方程组;当离合器处于滑动状态时需要建立 12 维平衡方程组。

当离合器处于锁定状态时,推进系统动态仿真模型存在 11 个迭代变量,分别是低压轴角加速度 $d\omega_{lp}/dt$, 高压轴角加速度 $d\omega_{hp}/dt$, 升力风扇进气质量流量 $q_{m,lf}$, 巡航发动机进气质量流量 $q_{m,inlet}$, 升力风扇压比比 β_{lf} , 风扇压比比 β_{fan} , 压气机压比比 β_{com} , 高压涡轮压比比 β_{HPT} , 低压涡轮压比比 β_{LPT} , 风扇涵道比 B_{fan} , 滚转喷管分流比 α_{roll} , 滚转喷管分流比为滚转喷管进口质量流量与风扇外涵出口质

量流量之比。此时升力风扇驱动轴角加速度 $d\omega_{lf}/dt$ 可以直接由 $d\omega_{lp}/dt$ 计算得到,故 $d\omega_{lf}/dt$ 在锁定状态下不是迭代变量。当离合器处于滑动状态时,STOVL 推进系统除了锁定状态存在的 11 个迭代变量外, $d\omega_{lf}/dt$ 也是未知的,故滑动状态共有 12 个迭代变量。

1.3.2 模式转换过程计算流程

由上文分析可知,当推进系统存在离合器部件时,因为离合器工作状态不确定,且其不同工作状态对应不同的平衡方程组。如果在发动机迭代计算过程中就进行离合器工作状态判断并根据工作状态选定平衡方程,会导致离合器工作状态在相邻迭代步上反复变换导致发动机迭代程序无法收敛。

针对以上问题,在推进系统迭代计算模型中加入离合器工作状态判断模块。在进入发动机迭代计算前需要假定离合器的工作状态,根据假定的工作状态选定推进系统平衡方程组和迭代变量,平衡方程收敛后,进入离合器工作状态判断模块检验假定的工作状态是否符合限制条件,如果满足限制条件则进行下一个一时间步的过渡态计算,如果不满足则切换离合器工作状态,并重新开始迭代计算当前时间步的推进系统动态性能参数。具体计算过程如图 3 所示。

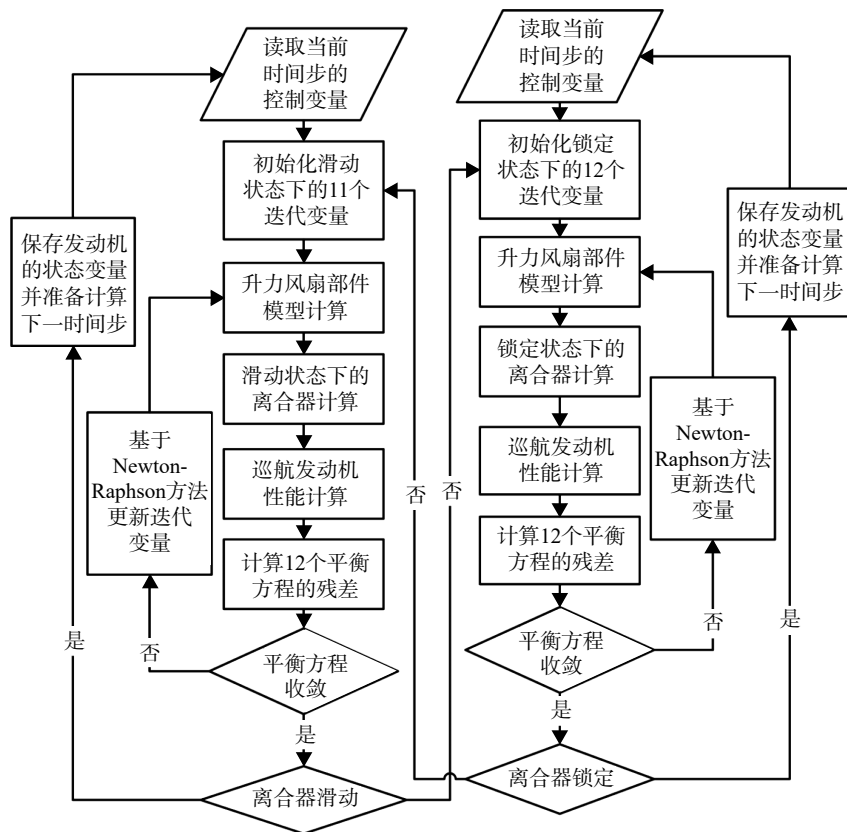


图3 模式转换过程动态性能计算流程图

Fig. 3 Flow chart of dynamic performance calculation during mode conversion

1.4 模型验证

为了验证 STOVL 推进系统仿真模型的计算精度,本文与文献 [23] 提供的升力风扇接合与断开过程动态响应数据进行对比。文献 [23] 研究的推进系统与 F135-PW-600 相比有一定简化且循环参数也有一定区别,为混排涡扇发动机通过离合器外接升力风扇,主要循环参数有:发动机进气质量流量为 100 kg/s,总压比为 39,涡轮前温度为 2 050 K。升力风扇在完全接合时推力为 47 kN,升力风扇质量流量为 130 kg/s。将以上循环参数作为设计参数输入本文搭建的动态性能仿真模型中,在模拟过程中全程关闭滚转喷管。以文献中的高压轴转速变化曲线及发动机喷管变化曲线为控制规律输入模型中。输入压紧力变化规律,在 0.2 s 开始加大离合器力矩驱动升力风扇接合上低压轴,在 2 s 减小离合器力矩使升力风扇与低压轴脱离。模拟结果与文献 [23] 数据对比如图 4 所示,可以看出在升力风扇接合与分离过程中,升力风扇转速与低压轴转速的计算结果与文献 [23] 数据趋势一致,最大误差为 3.76%,说明本文所建立的轴驱动升力风扇式 STOVL 推进系统动态性能仿真模型具有较高的计算精度。

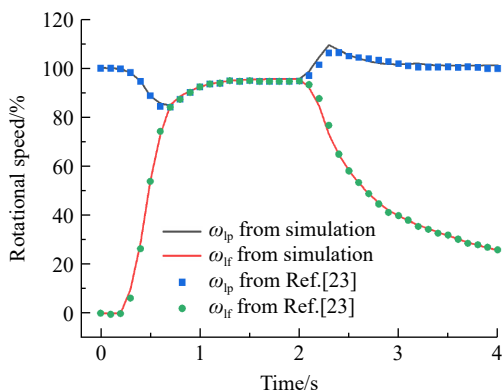


图 4 升力风扇接合、脱离过程模拟结果与文献 [23] 数据对比

Fig. 4 Comparison of lift-fan engagement and disengagement simulation results with Ref.[23] data

2 计算与分析

2.1 STOVL 推进系统设计点选取

以常规模式下地面静止状态点($H = 0 \text{ m}$, $Ma = 0$)作为 STOVL 推进系统的设计点,主要设计点参数:涡轮前温度为 2 200 K,风扇增压比为 5.22,压气机增压比为 5.74,涵道比为 0.645,冷却气流引气量为 25%,巡航发动机进口质量流量为

142 kg/s。在设计点时虽然升力风扇不工作,但需进行设计点计算以确定升力风扇几何参数及设计点在部件特性图上的位置,升力风扇主要设计点参数:增压比为 2.4,升力风扇进口质量流量为 204 kg/s。求解 STOVL 推进系统在短垂模式下地面静止状态($H = 0 \text{ m}$, $Ma = 0$)工作点及常规模式下高空巡航状态($H = 9\,700 \text{ m}$, $Ma = 1.2$)工作点的性能参数与文献 [18] 给出的 F135-PW-600 的性能参数对比,如表 2 及表 3 所示。仿真结果与文献 [18] 吻合较好,表明本文选取的设计点有一定的合理性。

表 2 短垂模式地面静止工作点性能参数

Table 2 Performance parameters of ground static operating point in STOVL mode

参数	仿真结果	文献 [18] 数据
涡轮前温度/K	2 197.7	2 200
涵道比	0.645	0.645
巡航发动机推力/kN	78.1	78.1
升力风扇推力/kN	81.5	81.1
滚转喷管推力/kN	18.1	17.9

表 3 常规模式高空巡航工作点性能参数

Table 3 Performance parameters of high altitude cruising point in conventional mode

参数	仿真结果	文献 [18] 数据
涡轮前温度/K	2 198.7	2 200
涵道比	0.55	0.55
净推力/kN	64.5	65.0

2.2 模式转换过程仿真

本文研究低空飞行过程中 STOVL 推进系统的模式转换过程。当飞机从悬停状态过渡到平飞状态,推进系统需从短垂模式转换至常规模式;当飞机从平飞状态过渡到悬停状态,推进系统需从常规模式转换至短垂模式。在模式转换过程中应保证巡航发动机性能参数不出现大范围波动,避免高低压轴转速及涡轮前温度超限,发动机推力应当平稳过渡。

2.2.1 短垂模式转换至常规模式

推进系统从短垂模式转换至常规模式需要完成滚转喷管关闭和升力风扇脱离两个动作,为避免升力风扇脱离时力矩突变幅度过大导致巡航发动机工作状态波动,在离合器锁解除锁定前离合

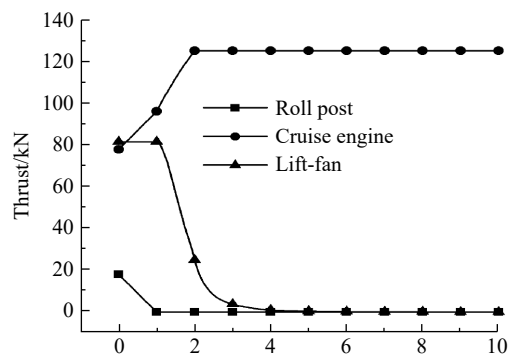
器压紧力需要足够大,使最大静摩擦力矩足以提供离合器力矩。离合器解除锁定后,开始进行模式转换,先关闭滚转喷管,之后逐步调小离合器压紧力至 0 N,使升力风扇因驱动力矩减小,转速、推力逐渐下降,当升力风扇推力低于一定水平后,模式转换完成^[13]。

在滚转喷管关闭过程中,随滚转喷管流量减小,风扇外涵流量会大幅减小,会导致风扇裕度下降。可通过放大 A_{mixouter} 及 A_8 ,将原本滚转喷管的流量引至巡航发动机喷管,从而保持涵道比不变,避免风扇裕度下降。在升力风扇脱离过程中,低压轴负载力矩逐渐减小,若不调节发动机几何参数,会导致发动机超转。通过调节 A_8 降低涡轮落压比,从而降低涡轮功率,避免转速超转。涡轮落压比下降又会导致混合室内涵总压上升,改变内外涵流量分配,从而导致外涵流量减小,风扇裕度下降,此时可调节 A_{mixouter} 以保持混合室内涵流量比,避免风扇裕度下降。

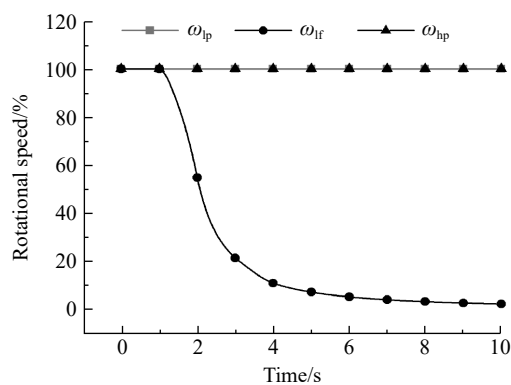
据此,本文分两步完成短垂模式转换至常规模式过渡过程控制,在 0~1 s, A_{roll} 从 0.033 m²线性变化至 0 m²,在 1~2 s 离合器压紧力从 15 267 N (此时离合器的最大静摩擦力矩刚好为升力风扇 100% 转速下消耗的扭矩)线性变化至 0 N 之后保持 0 N 至仿真结束,在这个过程中调节 $q_{m,\text{fb}}$ 、 A_{mixouter} 及 A_8 以控制 ω_{hp} 、 ω_{lp} 及 B_{fan} 保持不变。

以 ω_{hp} 、 ω_{lp} 及 B_{fan} 保持稳定为目标,获得了 $q_{m,\text{fb}}$ 、 A_{mixouter} 及 A_8 在模式转换过程中的调节规律如图 5 所示。在 0~1 s 调大 A_{mixouter} 及 A_8 ,以抵消滚转喷管关闭带来的影响。在 1~2 s,调小 A_8 以抵消离

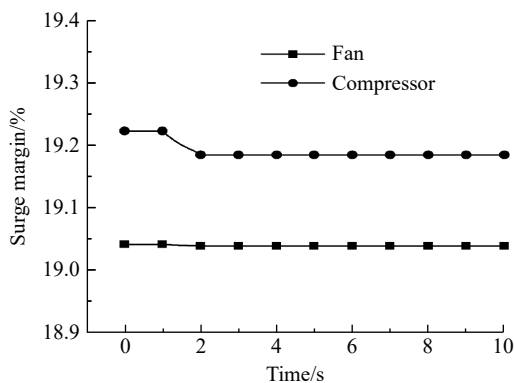
合器负载力矩的影响,同时调大 A_{mixouter} 抵消混合室内涵总压上升带来的影响。将上述调节规律代入仿真程序中计算得 STOVL 推进系统由短垂模式转换至常规模式的模式转换过程动态性能,如图 6 所示。在整个模式转换过程中推进系统的 3 个推力平稳连续变化,巡航发动机喷管推力在 2 s 时达到常规模式的推力值,并保持稳定,滚转喷管推力在 1 s 时下降至 0 kN,升力风扇推力持续下降在 8.64 s 下降至 0.1 kN,此时可认为模式转换过程结束并关闭升力风扇相关阀门^[13]。高、低压轴转速平稳,转换过程中无波动现象,风扇及压气机喘振裕度变化在 0.1% 以内,涡轮前温度连续平稳变化且无超温。满足在 10 s 内完成模式转换的性能需求^[13]。



(a) 推力



(b) 相对物理转速



(c) 风扇、压气机喘振裕度

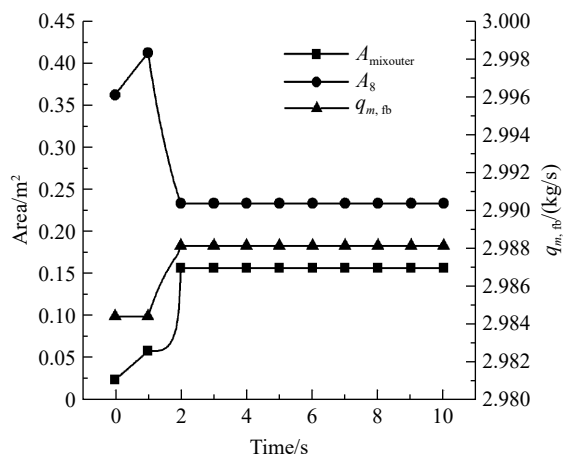


图 5 短垂模式转换至常规模式过程参数调节规律

Fig. 5 Control schedules during the conversion from STOVL mode to conventional mode

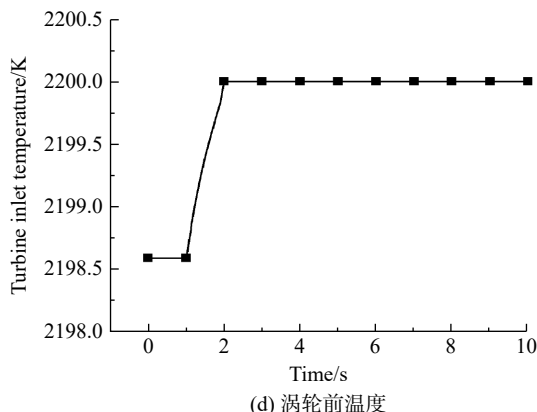


图6 短垂模式转换至常规模式过程中推进系统性能参数

Fig. 6 Performance parameters of propulsion system during the conversion from STOVL mode to conventional mode

2.2.2 常规模式转换至短垂模式

推进系统从常规模式转换至短垂模式,要完成滚转喷管打开和升力风扇接合。在滚转喷管打开过程中,风扇外涵流通能力增强导致风扇涵道比变大,内涵流量减小且风扇工作点偏离设计点,效率快速下降,多种因素下导致涡轮前温度超温。通过调节混合室外涵道进口及巡航发动机喷管喉部面积,可以维持风扇涵道比,避免发动机超温。在升力风扇接合过程中,升力风扇推力逐渐增大,会给飞机施加一个抬头力矩,飞行控制系统需要联合调节舵面及巡航发动机喷管矢量角度以抵消抬头力矩,这就要求升力风扇推力在模式转换过程中是可控的,且整体为线性上升的,故在模式转换中,应给出升力风扇推力控制规律,通过调节离合器压紧力以使推力变化满足控制规律。在升力风扇处于低转速区域时,升力风扇推力很小,若要求升力风扇推力全程线性上升,则升力风扇转速在接合初期需要很大的加速度,以使升力风扇转速快速上升以满足推力变化,这需要施加很大的压紧力,在接合过程初期低压轴转速和升力风扇转速差距较大,如果压紧力过大会导致离合器摩擦热功率过大,使离合器工作条件恶化,并给巡航发动机带来过大的负载,导致巡航发动机推力大幅度波动。为此在升力风扇接合初期推力变化不应过快,应当在升力风扇离开低转速区域后再控制其推力线性上升。

离合器从滑动状态转变为锁定状态前一段时间,离合器传递力矩将会短暂地超过离合器锁定后的力矩,在锁定后又快速下降,这是因为在离合器锁定前,离合器提供的力矩既要驱动升力风扇做功又要驱动升力风扇加速,而锁定后,升力风扇不再加速,此时离合器力矩只驱动升力风扇

做功故锁定状态力矩较小。若要保持接合过程中低压轴转速不变,在离合器锁定前 A_8 将比短垂模式下的 A_8 更大以提供更大的低压涡轮落压比,在接合瞬间负载力矩快速降低,受限于巡航发动机喷管调节速率,又会导致低压轴超转。为此在模式转换过程中,应当限制模式转换过程中的 A_8 ,使其不得超过短垂模式下的 A_8 。

据分析,本文制定如下控制策略完成推进系统常规模式转换至短垂模式。在0~1s时, A_{roll} 从0 m²线性变化至0.033 m²,在1~6s控制升力风扇推力上升,推力增长率从0 kN/s开始线性增加1s后,保持推力增长率不变使升力风扇推力线性增加并在6s达到81.5 kN,期间调节离合器压紧力以控制升力风扇推力按计划变化,调节混合室外涵面积以控制风扇涵道比,调节巡航发动机喷管喉部面积以控制发动机转速,同时控制巡航发动机喷管喉部面积在调节过程中不超过0.362 m²。

基于以上控制策略,获得了 F_n 、 $A_{mixouter}$ 及 A_8 在模式转换过程中的调节规律如图7所示。与分析一致,在0~1s关小 $A_{mixouter}$ 及 A_8 ,在1~6s调大 A_8 并在5.8s达到最大值后保持不变, F_n 在过程中保持上升趋势,并于6s完成锁定,此时离合器锁锁死,离合器力矩由离合器锁及离合器摩擦盘共同承担,故不再调节 F_n 。将调节规律代入仿真程序中计算得 STOVL 推进系统由常规模式转换至短垂模式的模式转换过程动态性能,如图8所示。在模式转换过程中推力连续平稳变化,从2s开始升力风扇推力线性上升,在5.8s后低压轴转速有小幅下降,在6s时低压轴与升力风扇轴锁定在一起,之后两轴转速平稳上升在8.1s稳定至100%,模式转换完成。全模式转换过程中,高压

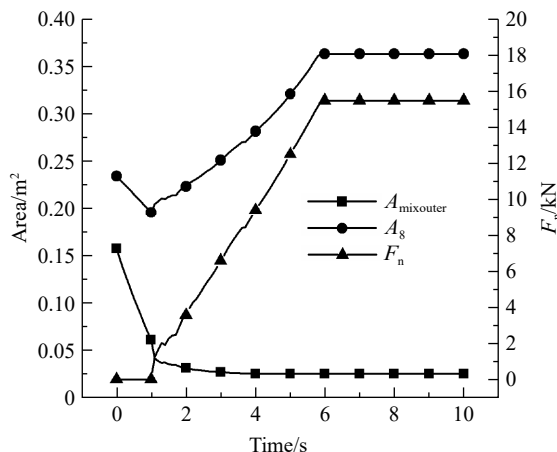


图7 常规模式转换至短垂模式过程参数调节规律

Fig. 7 Control schedules during the conversion from conventional mode to STOVL mode

轴转速保持不变, 低压轴转速最大下降幅度在 0.3% 以内, 风扇及压气机喘振裕度变化在 0.1%

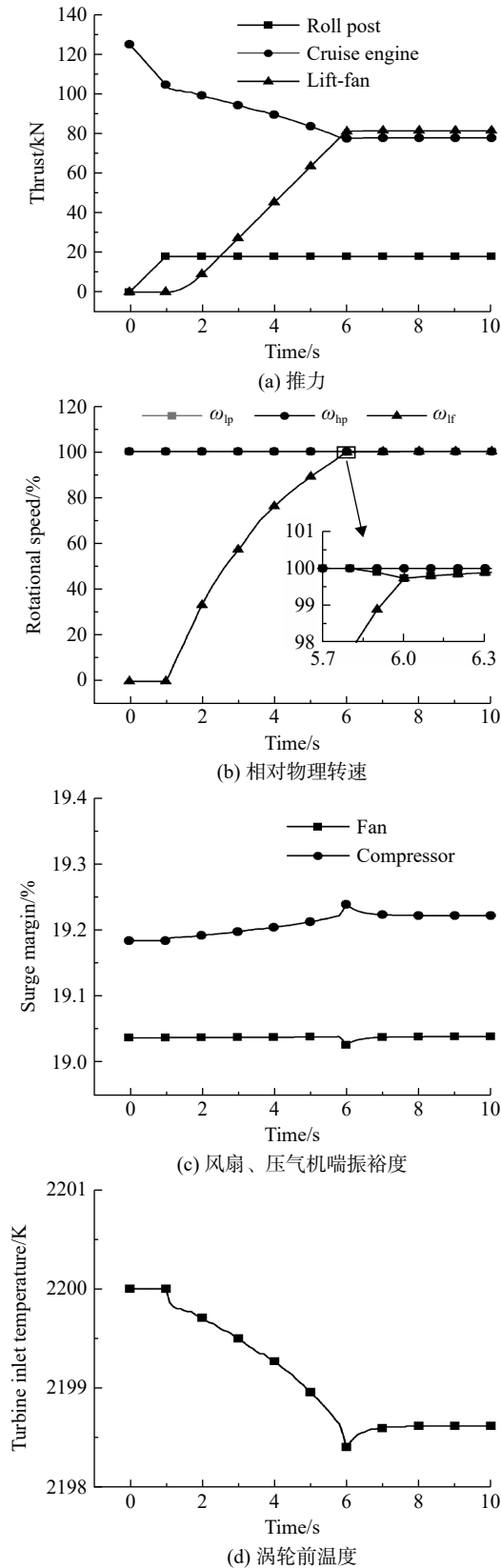


图8 常规模式转换至短垂模式过程中推进系统性能参数

Fig. 8 Performance parameters of propulsion system during the conversion from conventional mode to STOVL mode

以内, 涡轮前温度连续平稳变化且无超温。满足在 15 s 内完成模式转换的性能需求^[13]。

为了对比不同的升力风扇接合速度对离合器的影响, 本文计算了不同接合速度的模式转换过程动态性能, 控制策略与上文控制策略一致, 但控制升力风扇推力增长速度更快, 在 3 s 时离合器便达到锁定状态。将其离合器性能参数与上文 6 s 时锁定的计算结果做比较。如图 9 所示, 离

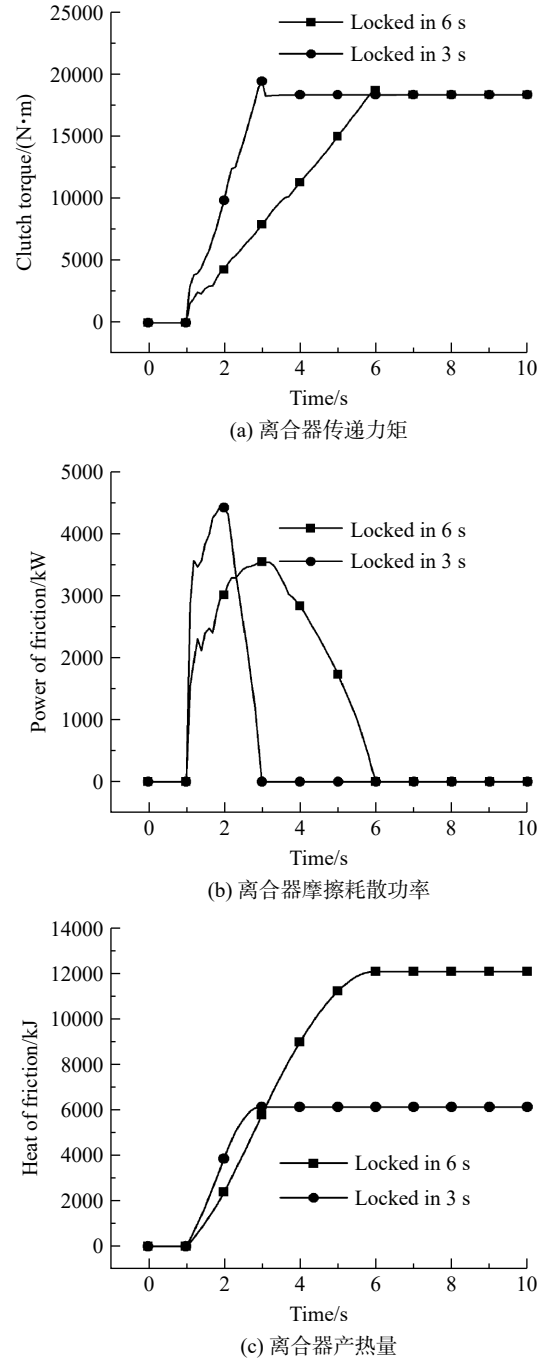


图9 不同接合速度下离合器力矩、摩擦耗散功率及产热量对比

Fig. 9 Comparison of clutch torque, friction dissipation power and heat generation at different engagement speeds

合器力矩变化幅度两者差距不大,但当离合器 3 s 时完成接合时相比于 6 s 时完成接合,其摩擦耗散功率幅值更高,即离合器瞬时产热量更大,对离合器的冷却系统要求更高,但从总产热量上看,因为接合时间较短,离合器 3s 时完成接合的总产热量更少。

3 结 论

1) 本文以轴驱动升力风扇式 STOVL 推进系统为研究对象,通过对离合器的动力学分析建立了离合器动态性能计算模型。分别构建了推进系统在滑动状态和锁定状态的平衡方程组,并给出了两种状态相互转换过程的计算流程,根据升力风扇、离合器、滚转喷管及涡扇发动机等系统在不同工作状态下的共同工作关系构建求解平衡方程组完成了 STOVL 推进系统动态性能建模。计算出离合器接合、分离过程的转速变化曲线与文献 [23] 数据相比最大误差为 3.76%,验证了模型计算精度。

2) 以巡航发动机模式转换过程中转速和涵道比稳定为控制目标,设计了 STOVL 推进系统从短垂模式转换至常规模式的控制规律,应用此控制规律,在模式转换过程中高、低压轴转速无波动现象,风扇及压气机喘振裕度变化在 0.1% 以内,涡轮前温度连续平稳变化且无超温,推力变化平稳连续。

3) 以升力风扇推力线性上升为控制目标,得到了 STOVL 推进系统从常规模式转换至短垂模式的离合器压紧力控制规律,并设计了模式转换过程的推进系统可调参数控制策略,应用此模式转换策略,低压轴转速在离合器锁定前有小幅度的下坠之后平缓过渡至短垂模式,风扇及压气机喘振裕度变化在 0.1% 以内,涡轮前温度连续平稳变化且无超温,滚转喷管推力及巡航发动机推力连续平稳变化至短垂模式下的推力。

4) 对比了不同离合器接合速度下,常规模式转换至短垂模式过渡过程中离合器性能参数,计算结果表明离合器接合时间越短,则离合器瞬时产热量越大,但总摩擦产热量越小。

参考文献:

- [1] 郭捷,杨琳,郑宁,等.短距/垂直起落战斗机升力风扇关键技术的探讨[J].航空科学技术,2008,20(2):30-35.
GUO Jie, YANG Lin, ZHENG Ning, et al. Investigation of critical technology for lift fan[J]. Aeronautical Science and Technology, 2008, 20(2): 30-35. (in Chinese)
- [2] 朱大明. F-35B/F135一体化控制系统[J]. 国际航空, 2014, 59(1): 66-68.
ZHU Daming. Integration control system of F-35B/F135[J]. International Aviation, 2014, 59(1): 66-68. (in Chinese)
- [3] BEVILAQUA P. Inventing the F-35 joint strike fighter[R]. AIAA-2009-1650, 2009.
- [4] MADDOCK I, HIRSCHBERG M, HIRSCHBERG M, et al. The quest for stable jet borne vertical lift: ASTOVL to F-35 STOVL[R]. AIAA-2011-6999, 2011.
- [5] BEVILAQUA P. Future application of the JSF variable cycle[R]. AIAA-2003-2614, 2003.
- [6] GOEBEL J E. Design of a lift fan engine for a heavy lift aircraft[D]. Monterey, US: Naval Postgraduate School, 2003.
- [7] WIEGAND C. F-35 air vehicle technology overview[R]. AIAA-2018-3368, 2018.
- [8] WALKER G, ALLEN D. X-35B STOVL flight control law design and flying qualities[R]. AIAA-2002-6018, 2002.
- [9] 梁春华. F135发动机的升力风扇联轴器[J]. 航空发动机, 2004, 30(1): 39.
LIANG Chunhua. Lift fan coupling of F135 engine[J]. Aeroengine, 2004, 30(1): 39. (in Chinese)
- [10] 郭健. 短距起飞/垂直降落战斗机发展及关键技术分析[J]. 飞机设计, 2016, 36(5): 19-28.
GUO Jian. Analysis of development and key technique for short take off and vertical landing fighter[J]. Aircraft Design, 2016, 36(5): 19-28. (in Chinese)
- [11] COX C F. F-35B auxiliary air inlet analysis and design maturation[R]. AIAA-2013-0218, 2013.
- [12] WURTH S P. F-35 propulsion system integration, development and verification[R]. AIAA-2018-3517, 2018.
- [13] WALKER G P, FULLER J W, WURTH S P. F-35B integrated flight-propulsion control development[R]. AIAA-2013-4243, 2013.
- [14] BEVILAQUA P M. Joint strike fighter dual-cycle propulsion system[J]. *Journal of propulsion and power*, 2005, 21(5): 778-783.
- [15] BEVILAQUA P M. The shaft driven lift fan propulsion system for the joint strike fighter[R]. Virginia Beach, US: American Helicopter Society Annual, 1997.
- [16] 刘帅,王占学,蔡元虎,等.升力风扇和涡扇发动机组合动力系统性能模拟与分析[J].航空动力学报,2013,28(5):1095-1100.
LIU Shuai, WANG Zhanxue, CAI Yuanhu, et al. Simulation and analysis of performance for combination of lift fan and turbofan engine power system[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(5): 1095-1100. (in Chinese)
- [17] ARNULFO L, PILIDIS P, YIN J, et al. Remote lift-fan engines[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part G Journal of Aerospace Engineering*, 2001, 215(3): 155-163.
- [18] VARELIS A. Variable cycle engine for combat STOVL aircraft[D]. Bedfordshire, UK: Cranfield University, 2007.
- [19] 任冰涛,李秋红,亢岚,等.短距起飞/垂直降落发动机建模技术研究[J].航空动力学报,2015,30(10):2531-2538.
REN Bingtao, LI Qiuhong, KANG Lan, et al. Research of short take off and vertical landing engine modeling techniques[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(10): 2531-2538. (in Chinese)
- [20] 符大伟,张海波.带升力风扇的垂直起降推进系统建模研究[J].推进技术,2018,39(3):685-694.
FU Dawei, ZHANG Haibo. Modeling of a STOVL propulsion system with a lift fan[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(3): 685-694. (in Chinese)

- [21] 袁长龙, 李瑞军, 顾嫒媛, 等. 基于常规发动机发展STOVL推进系统的总体性能方案[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2019, 32(2): 7-11, 6.
YUAN Changlong, LI Ruijun, GU Yuanhui, et al. General performance scheme of developing STOVL aircraft propulsion system based on conventional turbofan engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2019, 32(2): 7-11, 6. (in Chinese)
- [22] 张海明, 骆广琦, 孟龙, 等. STOVL型战斗机变循环发动机性能数值模拟[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2011, 12(6): 13-17.
ZHANG Haiming, LUO Guangqi, MENG Long, et al. Numerical simulation on performance of a variable cycle engine for STOVL fighter[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2011, 12(6): 13-17. (in Chinese)
- [23] VISSER W P, BROOMHEAD M J. GSP a generic object-oriented gas turbine simulation environment[R]. ASME Paper 2000-GT-0002, 2000.
- [24] 张晓博, 王占学, 蔡元虎. 面向对象的航空发动机性能仿真系统研究[J]. 机械设计与制造, 2010, 48(11): 133-135.
ZHANG Xiaobo, WANG Zhanxue, CAI Yuanhu. A study of object-oriented aero-engine performance simulation system[J]. Machinery Design and Manufacture, 2010, 48(11): 133-135. (in Chinese)
- [25] WALSH P P, FLETCHER P. Gas turbine performance[M]. Hoboken, US: John Wiley and Sons, 2004.
- [26] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.

(编辑: 王碧琚)