

新型气驱动涵道风扇推进系统加速控制计划研究

雷钧皓, 黄向华

(南京航空航天大学能源与动力学院, 南京 210016)

摘要: 气驱动涵道风扇推进系统是一种新型垂直起降动力系统, 由涡扇发动机与气驱动升力风扇组成。气驱动涵道升力风扇由涡扇外涵引气驱动, 实现高效增推。当前加减速控制计划未考虑到双轴加速过程中的协同加速问题, 用于设计气驱动涵道风扇加速控制计划时, 将导致气驱涵道风扇加速过程出现推力波动。为了实现气驱动涵道风扇与涡扇发动机双轴协同加速, 提出了一种基于变量替换模型的分阶段加速过程控制计划设计方法。首先在气驱动涵道风扇推进系统仿真模型基础上建立了 3 种不同形式的变量替换模型, 根据加速过程推进系统受到的不同状态约束分阶段开展加速控制计划设计, 将控制量与状态因子置换, 在每个阶段采用不同变量替换模型逆向求解控制量, 得到加速过程控制计划。仿真结果表明, 该方案设计的涵道风扇加速控制计划与传统变量替换法相比, 实现了双转子协同加速共同达到目标转速, 推力超调量降低了 3.3%, 调节时间缩短了 1.7 s, 同时避免了推力波动现象。

关键词: 气驱动涵道风扇推进系统; 加速控制计划; 变量替换模型; 升力风扇; 双转子协同加速

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2025)04-0658-12

Acceleration Schedule of Air-Driving Ducted Fan Propulsion System

LEI Junhao, HUANG Xianghua

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The air-driving ducted fan propulsion system is a new design for vertical takeoff and landing power systems which consists of a turbofan engine and an air-driving ducted fan. The air-driving ducted fan is driven by the air intake of the turbofan's bypass, thus achieving efficient lift enhancement. The previous study on transition control schedule cannot project the dual-axis acceleration process. When designing an acceleration control plan for air-driving ducted fan, it results in thrust fluctuations during the acceleration process of the air-driving ducted fan. In order to achieve dual-axis coordinated acceleration between the air-driving ducted fan and the turbofan, a relatively universal acceleration process control plan design method is proposed. Firstly, three different forms of variable substitution models are established based on the systematic simulation model of air driven ducted fan propulsion. Variable substitution models can solve the control variables in reverse according to the given state variables. A phased acceleration control plan design process based on different state constraints is proposed. According to the different state constraints experienced by the acceleration process propulsion system, the control variables are solved in reverse using a variable substitution model to obtain the acceleration process control plan. The simulation results show that compared with the traditional variable replacement method, the designed ducted fan acceleration control plan achieves dual rotor coordinated acceleration to reach the target speed, reduces thrust overshoot by 3.3%, shortens adjustment time by 1.7 s, and avoids thrust fluctuations.

收稿日期: 2024-09-20; **修订日期:** 2024-12-08

通信作者: 黄向华, 女, 教授, E-mail: xhhuang@nuaa.edu.cn。

引用格式: 雷钧皓, 黄向华. 新型气驱动涵道风扇推进系统加速控制计划研究[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2025, 57(4): 658-669. LEI Junhao, HUANG Xianghua. Acceleration schedule of air-driving ducted fan propulsion system[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics(Natural Science Edition), 2025, 57(4): 658-669.

Key words: air-driving ducted fan propulsion system; acceleration schedule; variable replacement model; lift fan; dual rotor collaborative acceleration

气驱动涵道风扇推进系统(Air-driving ducted fan propulsion system, ADF)^[1]是一种新型的垂直起降动力装置,由1个单轴涡扇发动机和1个带有叶尖涡轮的气驱动涵道风扇组成,其工作原理为通过管路从涡扇发动机外涵引气来驱动升力涵道风扇,根据附加质量定理实现高效增推。在该垂直起降飞行器的起飞、着陆和空中加减速等工作状态下,推进系统状态参数容易超出安全限制,降低发动机使用寿命并影响安全性。ADF同时拥有涡扇发动机转轴和涵道风扇转轴,在加速过程中双轴不同步会使得加速末期推力波动,因此需要合理设计其过渡态控制计划,在满足气动负载、热限制和机械负荷约束的情况下,不仅尽量缩短过渡态时间,还要实现双轴同步加速。

国内外针对发动机过渡态控制计划设计开展的研究主要分为两类:(1)利用带约束的优化算法实现最优控制计划。例如文献[2]采用序列二次规划算法实现涡扇发动机加速过程控制计划的优化,改善了发动机的加速性;文献[3]利用变几何不等式约束下的遗传算法通过离散化加速模型与遗传算法实现最优加速计划实现;文献[4]利用优化算法,优化燃油流量与喷管面积控制计划;Zheng等^[5]利用贝塞尔曲线代替传统方法,建立了整个加速过程的优化问题;Ye等^[6]利用贝塞尔曲线,开展高压转子加速度与喷管面积的控制计划优化工作,提出了新的优化方案;文献[7]采用改进人工鱼群算法优化桨扇发动机加速控制计划。但以上方法往往因为计算量大、算法复杂,很难实现多轴、多目标的加速控制计划设计。(2)基于发动机加速机理进行分析。文献[8]提出功率提取法,针对动态共同工作方程的求解开展研究,化动态为稳态,成功应用于涡扇^[9]、涡喷^[10]和涡轴^[11]发动机过渡态控制规律的设计。在此基础上,文献[12]提出动态稳定法通过简单的静迭代优化建立控制律。但这两种方法都需要多次改变提取量的值,并经反复迭代,才能最终确定加减速最优控制规律。文献[13]提出了燃气涡轮发动机加减速控制计划最优设计的变量替换法。该方法能够最大限度地发挥发动机的性能,但使用该方法,必须解析出模型变换前后不同自变量之间的物理关系,因此该方法仍面临实现困难、通用性差等问题。文献[14]在此基础上加以改进提出改进变量替换法,提升了变量替换法的通用性。Jia等^[15]建立了瞬态逆方法,设计变循环发动机加减速控制计划,但该方法需要足够多的变几何参

数替代原有状态因子。Hu等^[16]采用逆模型法设计了发动机加减速计划。文献[17]又提出一种定状态法,通过固定发动机加减速过程中的转速状态量,基于期望输入,逆向求解满足物理约束条件的最优燃油量,获得发动机最优加减速控制规律。以上方法设计思路大多针对传统的航空发动机结构,并不适应气驱动涵道风扇特殊的双轴结构。

为实现气驱动涵道风扇核心机与涵道风扇协同加速,本文提出一种基于变量替换模型的分阶段加速控制计划设计方法。根据加速过程受到的不同限制(涡轮前温度限制)将加速过程分段,在不同阶段应用不同计算模型,进行过渡态控制计划设计。本方法有以下几种优点:在保证加速过程安全性的情况下,通过协调控制计划的积分面积比例,协同双转子加速进程,使双转子同时达到稳定转速,避免加速过程中双转子不协同造成的推力波动;每个不同的约束段可以通过不同计算模型进行灵活设计,避免了传统变量替换法中许多的无效计算,避免了调用动态模型仿真,减少非线性模型求解次数,提高了设计效率。

1 气驱动涵道风扇推进系统

1.1 ADF结构

本文所研究的ADF结构如图1所示,由微型涡扇发动机和带有叶尖涡轮的涵道风扇构成。微型涡扇发动机为单轴结构,主要部件包括进气道、风扇、斜流压气机、燃烧室、高压涡轮、低压涡轮和换热器组成。涵道风扇系统组成部件包括进气道、涵道风扇、排气装置以及与涵道风扇转子共轴的叶尖涡轮组成。

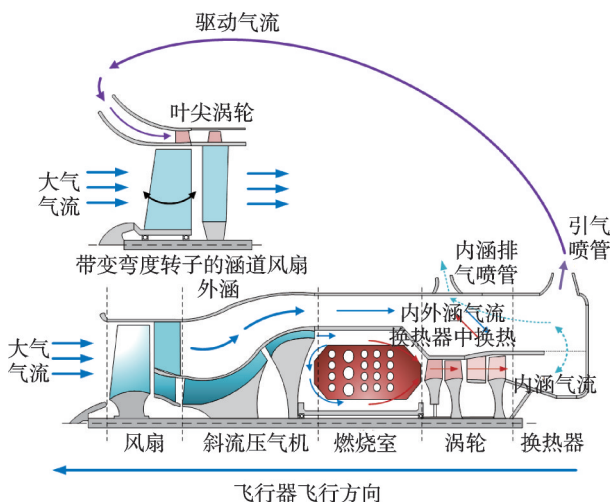


图1 ADF结构

Fig.1 Structure of ADF

微型涡扇发动机(后文简称核心机)主要作用在于由外涵道为叶尖涡轮提供驱动气流。在工作过程中核心机外涵增压气流在换热器中与核心机内涵高温气流换热后,外涵气流提取能量经管路引至叶尖涡轮,在叶尖涡轮中膨胀做功,驱动涵道风扇带动更大质量的流体。需要注意的是,低压涡轮后与外涵相连的虚线表示此处核心机内外涵道并不掺混,而是通过换热器壁面热传递进行换热。内涵气流在经过换热后经引气导管排出用于平衡飞行器姿态。

涵道风扇结构如图 2 所示,由进气道、可变弯度角的涵道风扇和叶尖涡轮组成。

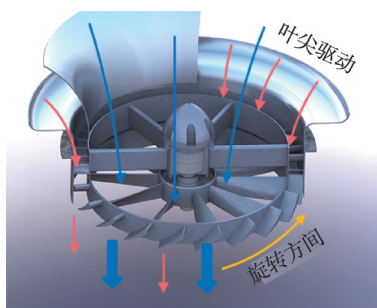


图 2 气驱动涵道风扇结构

Fig.2 Structure of air-driving ducted fan

图 2 中蓝色流线代表涵道风扇从大气中卷吸流体;红色流线为涡扇发动机外涵喷管引出的驱动气流,在叶尖涡轮中膨胀做功,带动涵道风扇转子按黄色曲线指示方向旋转。

附加质量原理指出,在一定的飞行速度下,当工质从热机获得的可用能量一定时,如果工质的质量越大,即参与产生推力的气体质量越多,则发动机的推力越大。

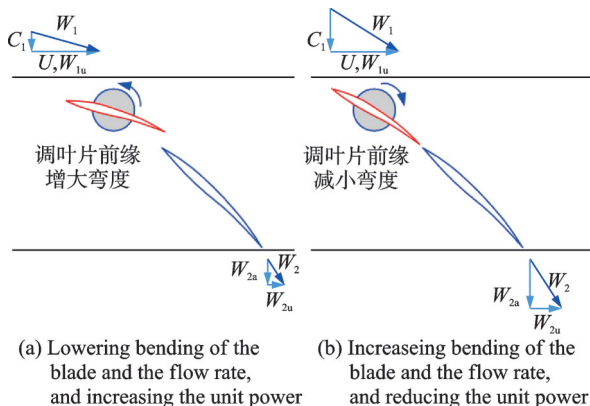
依据上述原理,对于垂直起降的飞机,在垂直起降时升力不论由什么形式的动力系统(涡扇、涡轴、涡桨等)提供,为了获得较高的升力能效,动力系统本质上应该采用尽可能大的涵道比状态,即产生升力的大部分气流流量是不参与燃烧的外部气流(对于涡扇发动机就是外涵道气流),这部分气流流量与参与燃烧的核心机内涵流量之比应该很大。这样才能更好地利用质量附加原理产生更大的升力,获得更低的垂直悬停/低速飞行的耗油率。气驱动涵道风扇推进系统构型实际就是通过叶尖涡轮带动涵道风扇卷动更大质量流体放大涵道比,实现推力放大,再结合导叶式矢量喷管可实现高效推力转向。

附加质量原理只有在一定条件和一定范围内才是正确的。在平飞状态下,若仍保持大涵道比,则核心涡轮机产生的可用机械功分配给单位气流量的能量较小。高速飞行时的有效推力正比于动

力系统喷出气流速度与吞入气流速度之差。单位气流获得的能量小也意味着速度差小,从而使推力大幅度下降。

针对这一问题,本文提出一种变弯度角的新型调节方式。涵道风扇由两级转子组成串列叶片,可以通过调节第一级转子的弯度角,改变涵道风扇的压比、流量特性,在高速平飞时增大压比,减少流量,缩小涵道比,获得高速推进能量。

不同工作模式下涵道风扇转子速度三角形如图 3 所示,其中箭头长度代表流速。 C_1 代表转子进口气流轴向速度; U 代表旋转轴向速度; W_1 为气流流速; W_{2a} 为转子出口气流轴向速度; W_{2u} 代表转子出口气流周向速度; W_2 代表转子出口气流流速。当减小涵道风扇第一级转子弯度,涵道风扇出口流速增大,流量增加,压比减小,此时将能量分配到更多质量流体,动力系统能够在垂直起降状态下获得高效升力;当增加涵道风扇弯度时,风扇转速不变,周向速度相同,此时转子速度三角形中倾斜使得轴向进气流速降低,涵道风扇后一级转子保持不变,此时涵道风扇出口流速降低,流量减少,压比增大,单位质量流体获得的功增加,推进系统获得高速推进能力。



(a) Lowering bending of the blade and the flow rate, and increasing the unit power (b) Increasing bending of the blade and the flow rate, and reducing the unit power

图 3 不同工作模式下涵道风扇转子速度三角形

Fig.3 Triangle of rotor speed of ducted fan under different working modes

1.2 ADF 仿真模型

气驱动涵道风扇推进系统截面划分如图 4 所示。气驱动涵道风扇过渡态性能模型中,有如下 7 个初猜值:核心机风扇内外涵道压比比系数 β_{fi} 、 β_{fo} , 压气机压比比系数 β_c 以及高低压涡轮压比比系数 β_{th} 、 β_{ti} , 涵道风扇压比比系数 β_{DF} 以及叶尖涡轮压比比系数 β_{tb} 。核心机外涵道引气至叶尖涡轮驱动叶尖涡轮,而内涵道参与涡扇发动机热力循环。因此核心机风扇内外涵道部分工作状态差异较大,将核心机内外涵道风扇视作两个单独部件进行建模。

气驱动涵道风扇推进系统,在稳态工作时满足

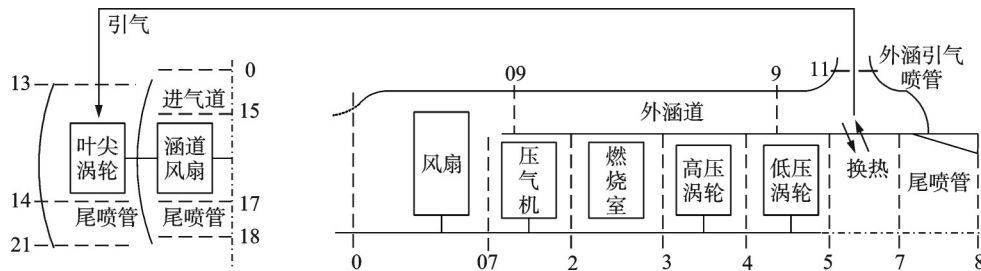


图4 ADF截面划分

Fig.4 Sectional division of ADF

流量平衡以及功率平衡,在过渡态时功率平衡方程改写为显式计入转子加速减速剩余功率中,其他平衡条件保持不变。

定义旋转部件压比比系数 β 为

$$\beta = \frac{\pi_i - \pi_{\min}}{\pi_{\max} - \pi_{\min}} \quad (1)$$

式中: π_i 为压比比系数对应的旋转部件压比, $\pi_{\max}$ 、 $\pi_{\min}$ 分别为当前折合转速下特性线最大、最小压比。 β 在模型中作为猜值,参与平衡方程的迭代。针对气驱动涵道风扇推进系统结构,能够建立以下非线性方程

$$Y = \begin{cases} \delta L_d = L_c + L_f - L_{th} - L_{tl} \\ \delta L_f = L_{t,b} - L_{DF} \\ \delta W_{a2} = W_{a07} - W_{a2} = f_1(\beta) \\ \delta W_{a09} = W_{a09} - W_{a14} = f_1(\beta) \\ \delta W_{g4} = W_{g3} - W_{g4} = f_1(\beta) \\ \delta W_{g5} = W_{g4} - W_{g5} = f_1(\beta) \\ \delta W_{g8} = W_{g5} - W_{g8} = f_1(\beta) \\ \delta W_{a14} = W_{a14} - W_{a21} = f_1(\beta) \\ \delta W_{a18} = W_{a16} - W_{a18} = f_1(\beta) \end{cases} \quad (2)$$

$$Y = \begin{cases} \delta W_{a2} = W_{a07} - W_{a2} = f_1(\beta) \\ \delta W_{a09} = W_{a09} - W_{a14} = f_1(\beta) \\ \delta W_{g4} = W_{g3} - W_{g4} = f_1(\beta) \\ \delta W_{g5} = W_{g4} - W_{g5} = f_1(\beta) \\ \delta W_{g8} = W_{g5} - W_{g8} = f_1(\beta) \\ \delta W_{a14} = W_{a14} - W_{a21} = f_1(\beta) \\ \delta W_{a18} = W_{a16} - W_{a18} = f_1(\beta) \end{cases} \quad (3)$$

式中: δL_d 、 δL_f 分别代表核心机与涵道风扇转子功率平衡; W 代表发动机质量流量; L 代表功率;下标c代表核心机压气机,f代表核心机风扇; L_{th} 代表高压涡轮功率; L_{tl} 代表低压涡轮功率; $L_{t,b}$ 代表叶尖涡轮功率; L_{DF} 代表涵道风扇功率; δW_{a2} 代表核心机风扇内涵与压气机流量平衡; δW_{a09} 代表外涵道流量平衡; δW_{g4} 代表燃烧室与高压涡轮流量平衡; δW_{g5} 代表高压涡轮与低压涡轮之间流量平衡; δW_{g8} 代表低压涡轮与内涵排气喷管流量平衡; δW_{a14} 代表叶尖涡轮与外涵道流量平衡; δW_{a18} 代表涵道风扇流量平衡;下标a代表未燃烧空气,g代表掺混燃烧后燃气;下标数字代表图4规定的发动机不同截面。

基于平衡方程,可建立气驱动涵道风扇推进系统性能仿真模型,模型计算流程如图5所示。

气驱动涵道风扇推进系统可调控变量有核心机燃油流量 W_f 、涵道风扇转子弯度角 α 、叶尖涡轮

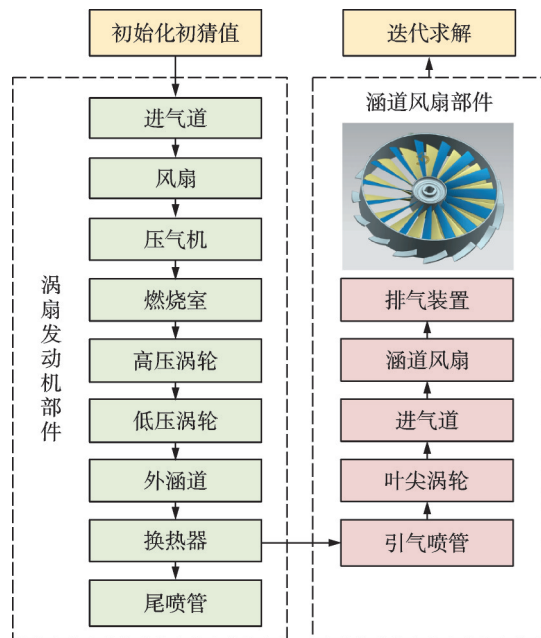


图5 ADF计算流程

Fig.5 Calculation process of ADF

轮引气面积 A_{21} 、涵道风扇排气面积 A_{18} 等其中燃油流量 W_f 用于调节核心机转速 n_d ;涵道风扇转子弯度角 α 根据工作状态调节涵道风扇的压比流量特性,在地面低速垂直起降状态,弯度角一般置零;叶尖涡轮引气面积 A_{21} 为叶尖涡轮后尾喷管的出口面积,用来调节外涵道到叶尖涡轮的引气流量大小;涵道风扇排气面积 A_{18} 主要用于调节涵道风扇的工作状态。

在垂直起降设计点,直接给定上述各控制参数,对气驱动涵道风扇推进系统几个关键设计点参数进行验证:其中 F 为涵道风扇产生的推力; W_{a18} 为涵道风扇流量; π_{DF} 为涵道风扇增压比; π_{tb} 为叶尖涡轮落压比; π_{fan} 为核心机风扇压比; π_{com} 为核心机压气机压比; W_{a14} 为核心机外涵流量; W_{a2} 为核心机内涵流量。由表1可以看出,本文建立的气驱动涵道风扇推进系统模型所得结果与设计值非常接近,表明本文设计的模型具有较高的准确性。核心机设计参数通过Gasturb计算得到,涵道风扇设计参数通过Fluent仿真软件开展气动仿真计算得到。

表 1 气驱动涵道风扇性能模型设计点参数对比

Table 1 Comparison of performance model design point parameters for air-driving ducted fans

Parameter	Model simulation results	Design data
F/N	9 054	9 000
$W_{a18}/(\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$	67.1	67.1
π_{DF}	1.048	1.048
π_{tb}	1.6	1.638 8
π_{fan}	1.767	1.75
π_{com}	3.55	3.5
$W_{a14}/(\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$	6.5	6.52
$W_{a2}/(\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$	2.88	2.88

2 气驱动涵道风扇加速控制计划设计

2.1 ADF 变量替换模型

推进系统各部件在处于过渡态状态时存在一系列的约束。气驱动涵道风扇推进系统过渡态过程受到的约束为

$$\begin{cases} T_3 \leq T_{3, \max} \\ \text{SM}_{\text{fan}} \geq \text{SM}_{\text{fan}, \min} \\ \text{SM}_{\text{com}} \geq \text{SM}_{\text{com}, \min} \\ \beta_{\text{DF}, \min} \leq \beta_{\text{DF}} \leq \beta_{\text{DF}, \max} \\ \text{FAR}_{\min} \leq \text{FAR} \leq \text{FAR}_{\max} \end{cases} \quad (4)$$

式中: SM_{fan} 为核心机风扇喘振裕度; SM_{com} 为核心机压气机喘振裕度; T_3 为核心机涡轮前温度; FAR 为核心机燃烧室油气比; β_{DF} 为涵道风扇工作值。

由于建模过程中将核心机风扇拆分为内外涵道部分, 此处的核心机风扇喘振裕度指的是外涵部分。另外涵道风扇在加速过程中不同于传统的压缩部件,

其加速过程工作线并不是向着喘振边界移动, 而是类似于变循环发动机中的驱动级风扇朝着堵塞边界移动, 因此用喘振裕度来表示涵道风扇的状态约束不合适, 本文采用涵道风扇压比比系数来代表涵道风扇加速过程中的状态约束。在加速控制计划的优化过程中, 往往需要考虑以上约束, 对控制计划进行带约束的优化, 增加了优化过程的复杂度。

变量替换模型通过控制量与状态因子的变量替换, 将原本作为直接输入的控制量(如核心机燃油流量 W_f 、叶尖涡轮引气面积 A_{21} 等)作为待求解初猜值, 而原本的状态因子(如涡轮前温度 T_3 、涵道风扇工作 β_{DF} 值或者核心机转加速度 $\dot{n}_d$)作为给定的输入量, 建立逆运算模型。这种模型的优点是, 对于温度和喘振裕度等在加速过渡过程需要受到限制的状态变量, 将这些限制值作为状态变量的已知值, 即加速过程的状态边界, 据此反向推导转加速度, 充分利用发动机的性能潜力, 同时保证发动机安全工作, 这种方法将复杂的约束优化问题转化为无约束优化问题。

变量替换模型在建立过程中需要将状态量与控制量进行替换, 这种替换需要建立在两者有足够相关性的前提下。

针对相关性分析开展研究, 在设计点将控制参数进行 1% 的小扰动, 根据状态因子的变化, 计算气驱动涵道风扇推进系统状态变量的灵敏度矩阵, 如表 2 所示。叶尖涡轮引气面积 A_{21} 对涵道风扇转加速度 $\dot{n}_f$ 以及核心机风扇喘振裕度 SM_{fan} 影响较大; 涵道风扇工作点 β_{DF} 主要受到引气面积 A_{21} 与弯度角 α 的影响; 燃油流量 W_f 对推进系统多个状态均有明显的影响。

表 2 气驱动涵道风扇相关性矩阵

Table 2 Correlation matrix of air-driving ducted fans

变量	$\dot{n}_d$	$\dot{n}_f$	T_3	SM_{fan}	SM_{com}	β_{DF}	FAR
A_{21}	9.28e-07	0.257 8	-4.038 1e-04	0.004 3	2.136 5e-04	-3.521 1e-04	-9.100 1e-04
A_{18}	9.28e-07	0.680 6	1.837 8e-05	-4.106 5e-04	-9.556 6e-06	0.029 8	4.067 4e-05
α	9.28e-07	-0.010 3	-4.509 3e-07	1.515 0e-05	1.758 6e-07	0.069 4	-1.020 2e-06
W_f	1.226 6	0.398 4	0.001 3	0.025 7	-0.008 0	-0.009 0	5.555 1e-04

气驱动涵道风扇过渡态需要约束的状态因子根据与平衡方程猜值的关系可以分为 3 类: (1) 状态因子本身就是平衡方程的猜值, 例如涵道风扇的压比比系数, 既能够表征涵道风扇的工作状态, 又作为初猜值参与平衡方程的迭代; (2) 虽然不直接作为猜值参与平衡方程的迭代, 但是可以通过物理关系的解析, 以平衡方程的猜值的形式表示, 例如核心机风扇喘振裕度和核心机压气机喘振裕度, 可以分别用风扇压比比系数、压气机压比比系数通过

物理解析的方式表示; (3) 转加速度等状态参数, 其受到多种因素影响难以采用原有的平衡方程的猜值进行表示。

根据 3 种不同种类的状态因子, 基于变量替换的思想结合气驱动涵道风扇性能模型, 可以设计 3 类不同的变量替换模型, 如表 3 所示, 其中 1 号模型为传统过渡态性能仿真模型, 其输入参数为推进系统的控制量, 如叶尖涡轮引气面积 A_{21} 、涵道风扇排气面积 A_{18} 、涵道风扇弯度角 α 以及核心机燃油流

量 W_f , 迭代参数如 1.2 节所述, 平衡方程选择式(2)。

第一种变量替换模型可以在不增加额外平衡方程的情况下, 通过将待求解的状态因子与控制量替换实现。对于气驱动涵道风扇推进系统, 可建立涵道风扇压比比系数变量替换模型, 从表 2 可以看出, 涵道风扇状态因子 β_{DF} 与涵道风扇排气面积 A_{18} 、涵道风扇弯度 α 以及核心机燃油流量 W_f 相关性较强, 考虑到涵道风扇弯度变化会影响动力系统工作模式, 核心机燃油流量需要对核心机状态进行调节, 因此选择涵道风扇排气面积 A_{18} 作为控制量与涵道风扇 β_{DF} 进行变量替换, 替换后建立的逆运算模型如表 3 中模型 2, 其中 β_{DF} 作为输入量直接给定, 而涵道风扇排气面积 A_{18} 作为替换变量进入待求解参数中进行迭代求解。

这种模型的优点在于不增加额外的平衡方程, 但缺点在于只能针对待求解的状态因子, 如果需要对涡轮前温度 T_3 或喘振裕度等进行替换, 需提前针对状态因子和状态量进行解析, 得到两者的换算

关系, 进行多次迭代求解。

第二种变量替换模型在式(2)过渡态平衡方程的基础上增加过渡态过程需要限制的各个状态的平衡方程。对于气驱动涵道风扇推进系统, 在加速过程中, 增加的过渡态状态因子平衡方程为

$$\begin{cases} \delta T_3 = T_{3, input} - T_3 \\ \delta SM_{fan} = SM_{fan, input} - SM_{fan} \\ \delta SM_{com} = SM_{com, input} - SM_{com} \end{cases} \quad (5)$$

式中: δT_3 代表涡轮前温度平衡方程, δSM_{fan} 代表核心机风扇喘振裕度平衡方程, δSM_{com} 代表核心机压气机喘振裕度平衡方程, 下标 input 代表该变量作为输入量给定值。通过直接增加状态因子平衡方程, 无需再对状态因子进行复杂的物理解析。

表 3 中模型 3~6 为第二种变量替换模型, 分别增加了涡轮前温度平衡方程、核心机风扇喘振裕度平衡方程、核心机压气机喘振裕度平衡方程以及油气比平衡方程。与过渡态模型不同的是, 为方便控制计划设计, 此处的转速不再采用转子动力学方程显式迭代, 而是直接给定, 两个转速的关系基于气驱动涵道风扇稳态节流特性确定。

表 3 气驱动涵道风扇变量替换模型

Table 3 Variable replacement model for air-driving ducted fan

方法	模型	参数	迭代变量	等式
Conventional	1	$A_{21}, A_{18}, \alpha, W_f$	$\beta_{fi}, \beta_{fo}, \beta_c, \beta_{DF}, \beta_{th}, \beta_{tl}, \beta_{tb}$	Y
Fixed β_{DF}	2	$A_{21}, W_f, \alpha, \beta_{DF}, n_d, n_f$	$A_{18}, \beta_{fi}, \beta_{fo}, \beta_c, \beta_{th}, \beta_{tl}, \beta_{tb}$	Y
Fixed T_3	3	$A_{21}, A_{18}, \alpha, T_3, n_d, n_f$	$W_f, \beta_{fi}, \beta_{fo}, \beta_c, \beta_{DF}, \beta_{th}, \beta_{tl}, \beta_{tb}$	$Y, \delta T_3$
Fixed SM_{fan}	4	$A_{21}, A_{18}, \alpha, SM_{fan}, n_d, n_f$	$W_f, \beta_{fi}, \beta_{fo}, \beta_c, \beta_{DF}, \beta_{th}, \beta_{tl}, \beta_{tb}$	$Y, \delta SM_{fan}$
Fixed SM_{com}	5	$A_{21}, A_{18}, \alpha, SM_{com}, n_d, n_f$	$W_f, \beta_{fi}, \beta_{fo}, \beta_c, \beta_{DF}, \beta_{th}, \beta_{tl}, \beta_{tb}$	$Y, \delta SM_{com}$
Fixed FAR	6	$A_{21}, A_{18}, \alpha, FAR, n_d, n_f$	$W_f, \beta_{fi}, \beta_{fo}, \beta_c, \beta_{DF}, \beta_{th}, \beta_{tl}, \beta_{tb}$	$Y, \delta FAR$
Fixed $\dot{n}_d$	7	$A_{21}, A_{18}, \alpha, n_d, n_f$	$W_f, \beta_{fi}, \beta_{fo}, \beta_c, \beta_{DF}, \beta_{th}, \beta_{tl}, \beta_{tb}$	$Y, \delta \dot{n}_d$
Fixed $\dot{n}_f$	8	$A_{18}, W_f, \alpha, n_d, n_f$	$A_{21}, \beta_{fi}, \beta_{fo}, \beta_c, \beta_{DF}, \beta_{th}, \beta_{tl}, \beta_{tb}$	$Y, \delta \dot{n}_f$

以上两种变量替换模型都能够根据给定的状态量逆向运算得到相应控制量, 并得到该工作点下推进系统两个转子的最大可能的转加速 $\dot{n}_d, \dot{n}_f$, 从而获得最短的加速过程时间。

第三种变量替换模型本质与第二类相同, 但将转加速度 $\dot{n}_d, \dot{n}_f$ 作为输入值, 反向求解控制量, 如表 3 中模型 7 与模型 8。在式(2)基础上, 增加的转加速度平衡方程

$$\begin{cases} \delta \dot{n}_d = \dot{n}_{d, input} - \dot{n}_d \\ \delta \dot{n}_f = \dot{n}_{f, input} - \dot{n}_f \end{cases} \quad (6)$$

式中: $\delta \dot{n}_d$ 代表核心机转加速度平衡方程; $\delta \dot{n}_f$ 代表涵道风扇转加速度平衡方程。

根据灵敏度矩阵, 选择核心机燃油流量 W_f 替换核心机转加速度 $\dot{n}_d$, 选择叶尖涡轮引气面积 A_{21} 替换涵道风扇转加速度 $\dot{n}_f$ 。

传统的变量替换法在设计加速控制计划时, 分

别采用不同的变量替换模型, 在整个加速段仿真得出转加速度后, 进行低选。

对于气驱动涵道风扇推进系统加速过程中涵道风扇转子加速控制计划的设计, 采用传统的变量替换法只能针对涵道风扇转子单轴剩余功率进行优化, 不能实现涵道风扇转子与核心机的协同转速, 导致加速过程推力波动。

传统变量替换法的采用不同模型对整个加速过程进行多次整体求解, 虽然可以保证加速过程不超限, 但无法保证涵道风扇与核心机能够同时达到稳定状态。本文提出一种根据加速过程不同约束的分阶段加速控制计划设计方法, 在整个加速过程中, 根据在加速过程不同阶段受到的不同约束(如控制量变化率限制、涡轮前温度等状态参数限制和过渡态时间限制等)灵活选择不同计算模型分阶段实现加速控制计划设计。这一设计思路优点在于

一方面减少了调用模型进行仿真计算的次数,提高了设计效率;另一方面在保证加速过程安全性的同时,通过调节涵道风扇转子与核心机转子的加速调节时间,使其同时到达稳定转速,可以实现加速过程的同步性,避免加速过程推力波动。

2.2 ADF 加速控制计划设计流程

加速过程中状态因子约束如下:涡轮前温度 $T_3 \leq 1325 \text{ K}$, 核心机风扇喘振裕度 $SM_{fan} \geq 10\%$, 核心机压气机喘振裕度 $SM_{com} \geq 20\%$, 涵道风扇压比比系数 $\beta_{DF} \geq 0.2$ 。加速过程中控制量约束为:叶尖涡轮排气面积与设计点面积之比 $A_{21}/A_{design} \leq 1.3$, 涵道风扇排气面积与设计点面积之比 $A_{18}/A_{design} \leq 1.1$ 。

可按照推进系统加速过程中受到的不同约束划分加速进程。在加速初期,燃油流量与排气面积迅速变化使得推进系统快速响应加速,这时处于加速初期,涡轮前温度与喘振裕度尚未触及限制,此时主要是控制量变化率约束。由于推进系统的特殊结构,后续先受到涡轮前温度限制,后受到喘振裕度限制,最后是涵道风扇工作点限制。如图 6 所示。双转子加速进程分为 6 个阶段:阶段 1 的约束为燃油流量变化率和涵道风扇排气面积变化率;阶段 2 的约束为核心机涡轮前温度;阶段 3 的约束为核心机风扇喘振裕度;阶段 4 约束为涵道风扇压比比系数,也就是涵道风扇的最小工作点;阶段 5 约束为时间约束,要求涵道风扇与核心机过渡态时间相同;阶段 6 约束为燃油流量变化率和涵道风扇排气面积变化率。

核心机在加速过程中,主要受到喘振裕度与核心机涡轮前温度状态约束,如图 6 所示,与传统涡扇发动机往往首先遇到喘振裕度边界不同,气驱动涵道风扇推进系统核心机在加速初期首先遇到涡轮前温度边界约束,这是由于核心机承担了驱动气驱动涵道风扇的工作,在低转速时,仍需提取大量功率维持涵道风扇的正常工作,因此在低转速时燃油流量需求比正常涡扇发动机高得多,涡轮前温度高。气驱动涵道风扇在加速过程中加速线类似于变循环发动机中的驱动级风扇朝着堵塞边界移动,因此需要增加涵道风扇的最小工作点限制。

在不同加速阶段,根据不同约束选择表 3 不同模型进行分段设计。在阶段 1,采用模型 1,根据燃油流量与涵道风扇排气面积最大允许变化率,进行正向计算,得到推进系统转加速度;在阶段 2,采用模型 3,将涡轮前温度作为输入计算得到该阶段控制计划;在阶段 3,采用模型 4,将核心机风扇喘振裕度作为输入,计算得到该段控制计划;在阶段 4,

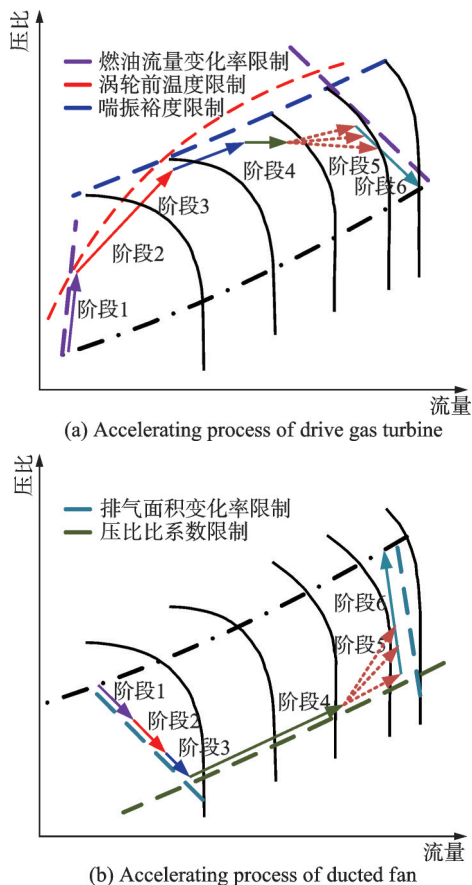


图 6 根据不同约束划分加速阶段

Fig.6 Dividing acceleration stages according to different constraints

将涵道风扇压比比系数作为输入,计算该段控制计划;在阶段 5,受到过渡态时间约束,直接将基于过渡态时间相同设计的涵道风扇与核心机转加速度作为输入量计算该段控制律;在阶段 6,采用模型 1,根据燃油流量与涵道风扇排气面积最大允许变化率,从加速终点,反向计算加速度减速段。具体设计步骤如图 7 所示。

(1)开展阶段 1 控制计划设计。加速初期,受到的限制为控制量的变化速率,在 $\dot{W}_f \leq \dot{W}_{f,max}$ 和 $\dot{A}_{18} \leq \dot{A}_{18,max}$ 的条件下增大核心机燃油流量与涵道风扇排气面积,根据模型 1,角度 $\alpha = 0$,叶尖涡轮后排气面积 $A_{21}/A_{21,design} = 1$ 保持设计值不变。直接输入控制量开展设计,直到 $T_3 = T_{3,max}$ 。

(2)开展阶段 2 控制计划设计。在这一阶段受到涡轮前温度约束,将涡轮前温度 T_3 作为输入量,涵道风扇排气面积 A_{18} 仍按最大允许变化率增加,采用模型 3 设计该段控制计划,直到风扇喘振裕度达到约束 $SM_{fan} = SM_{fan,min}$ 。

(3)开展阶段 3 控制计划设计。在这一阶段推进系统受到核心机风扇喘振裕度约束,核心机风扇喘振裕度 SM_{fan} 作为输入量,涵道风扇排气面积 A_{18} 仍按最大允许变化率增加,采用模型 4 设计这一阶

段控制计划,直到 $\beta_{DF} = \beta_{DF, \min}$ 。

(4)开展阶段4控制计划设计。在这一阶段,涵道风扇压比比系数 β_{DF} 贴近最小值,这一阶段核心机转加速度固定不变,避免核心机状态超限,将模型2与模型7融合得到的模型输入为涵道风扇压比比系数 β_{DF} 和核心机转加速度,计算这一计算控制计划。

(5)开展阶段6控制计划设计。阶段4没有一个明确的停止点,因此需要首先设计阶段6,根据加速阶段4与阶段6开展阶段5控制计划设计。阶段6给定初始转加速度下降段,根据模型7与模型8,将转

加速度作为输入,转速输入可通过转加速度曲线与时间包围的面积计算转速变化量,由加速终点计算得到。验证控制量变化率是否满足 $\dot{W}_f \leq \dot{W}_{f, \max}$ 和 $\dot{A}_{18} \leq \dot{A}_{18, \max}$ 的条件,不满足则降低转加速度斜率,继续验证。该步逆向设计得到转加速度下降段。

(6)开展阶段5控制计划设计。通过调节阶段5控制计划,能够改变转加速度曲线与时间包围的面积,使得双转子能够在同样的过渡态时间完成加速进程。

(7)根据设计得到的涵道风扇转加速度控制计划,由表3中模型8逆运算得到排气面积开环控制规律。

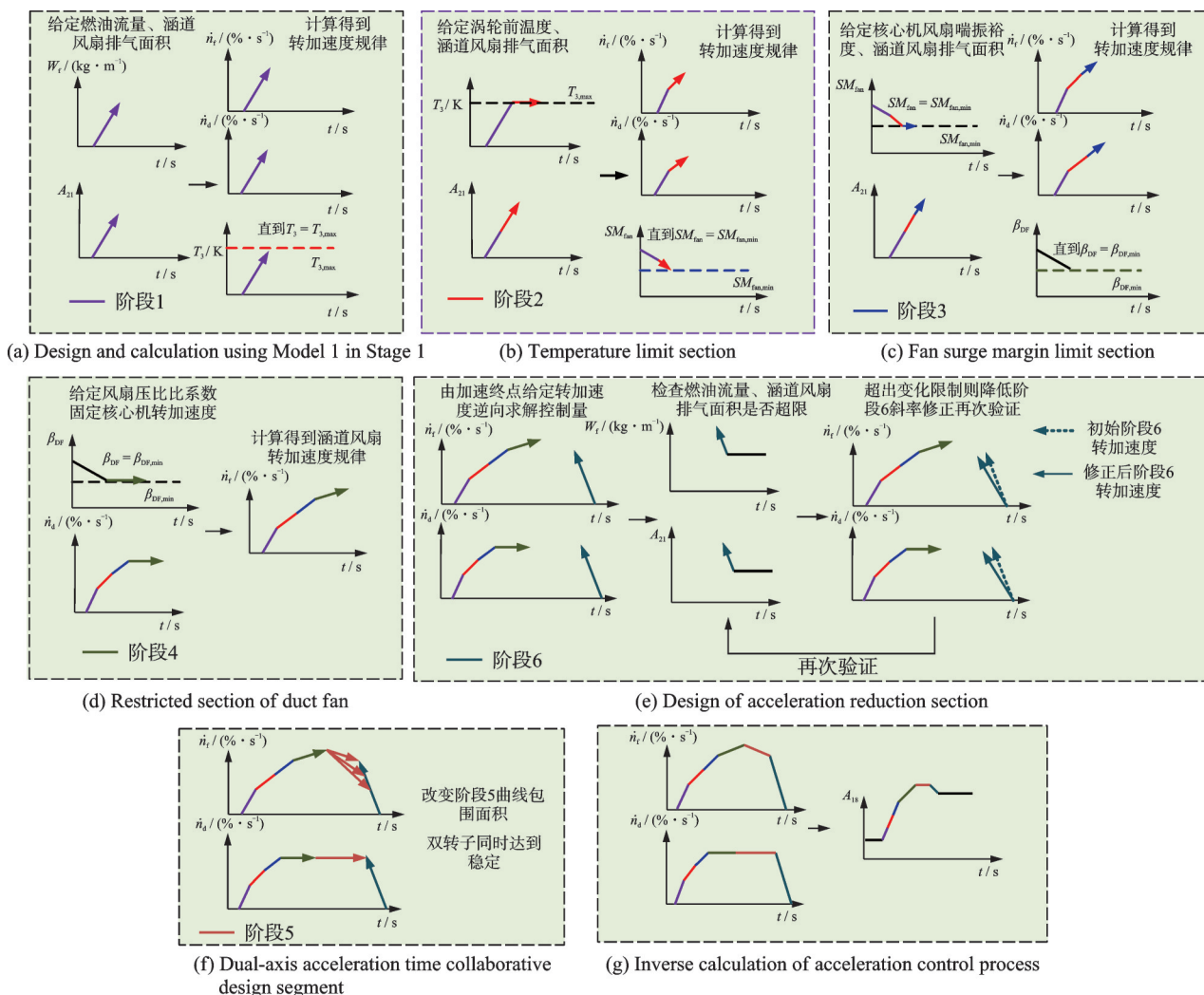


图7 加速控制计划设计流程

Fig.7 Acceleration control schedule design process

3 仿真结果与分析

3.1 加速控制计划结果分析

本文以高度 $H=0$ km, $Ma=0$ 的飞行条件为例,按照设计流程设计加速过程控制计划,其中核心机转速从80%加速到100%,同时风扇转速从

80%加速到100%。

图8为基于数学模型设计得到的推进系统转加速度控制计划,其可对应加速过程的5个阶段,阶段1受到燃油流量变化率与涵道风扇排气面积变化率限制;阶段2核心机受到涡轮前温度影响;在该段控制计划设计中,核心机风扇喘振

裕度未超限,因此不存在阶段3;阶段4涵道风扇受到压比系数影响,阶段5通过调节控制计划使得双转子过渡态时间相同,阶段6为转加速度下降段。针对加速控制计划,在控制规律设计时,核心机采用转加速度控制计划调节燃油流量实现转加速度闭环控制。涵道风扇根据逆运算得到如图9所示排气面积控制规律进行开环控制。

基于设计的控制计划开展仿真验证,得到转速仿真曲线如图10所示,涵道风扇与核心机能够在相同过渡态时间达到加速终点。

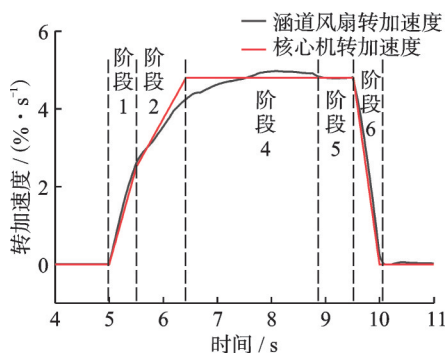


图8 转加速度加速控制计划

Fig.8 Acceleration control schedule

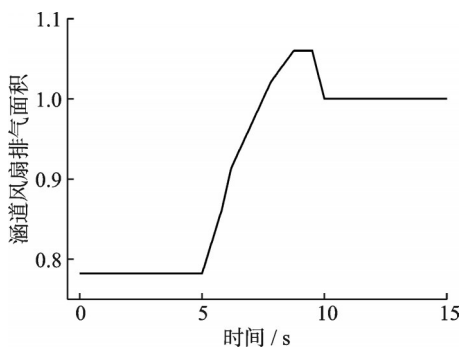


图9 加速过程涵道风扇排气面积变化规律

Fig.9 Changes in exhaust area of ducted fan during acceleration process

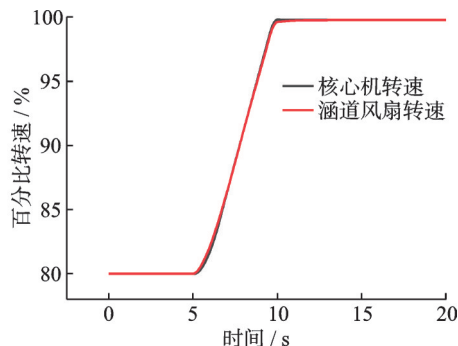


图10 加速过程涵道风扇排气面积变化规律

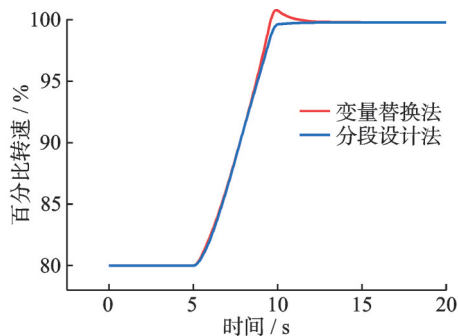
Fig.10 Variation law of ducted fan speed during acceleration process

3.2 加速控制计划效果比较

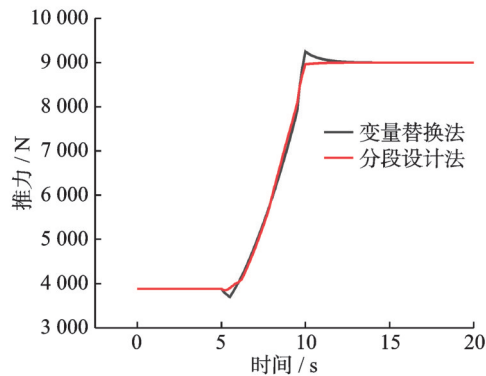
为体现分段设计的优势,核心机转加速度控制计划不变,分别采用传统的变量替换法与直接逆运算法与本文提出的分段加速控制计划设计思路进行对比。

传统的变量替换法的思想在于,使推进系统在过渡态过程中紧贴边界,获得最大的剩余功率,实现最速加速过程。针对涵道风扇加速控制计划设计,就是在加速过程中,紧贴涵道风扇最小工作点状态。采用模型2逆运算得到涵道风扇排气面积变化过程。直接逆运算法是采用逆运算模型,直接令涵道风扇与核心机转加速度相同,得到涵道风扇排气面积控制计划。

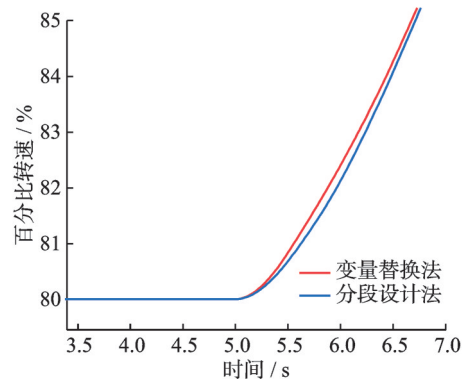
图11(a)为加速过程转速仿真曲线。选择传统的变量替换法与本文分段设计法进行对比,与直接采用变量替换法设计的控制计划相比,由于在设计过程中考虑了涵道风扇与核心机的加速协同问题,涵道风扇与核心机能够同时达到稳定状态,避



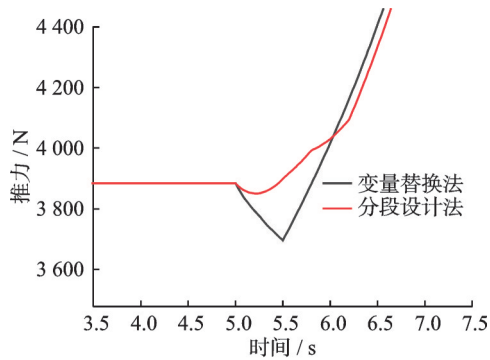
(a) Relative speed of ducted fan



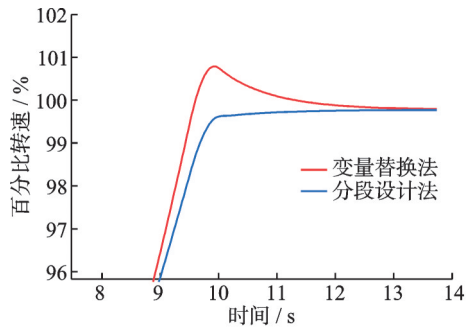
(b) Propulsion system thrust



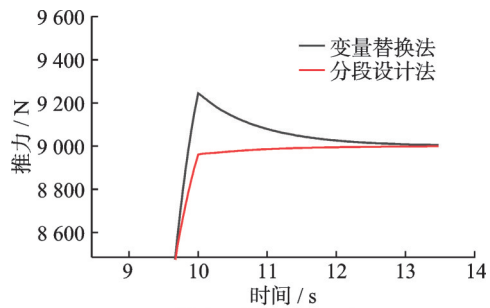
(c) Accelerating the relative speed of the ducted fan in the early stage



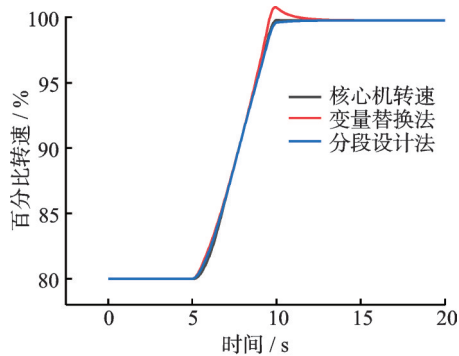
(d) Acceleration early thrust



(e) Accelerating the relative speed of the ducted fan in the later stage



(f) Accelerated late thrust



(g) Comparison of bypass fan speed and core machine speed during acceleration process

图11 加速过程转速与推力

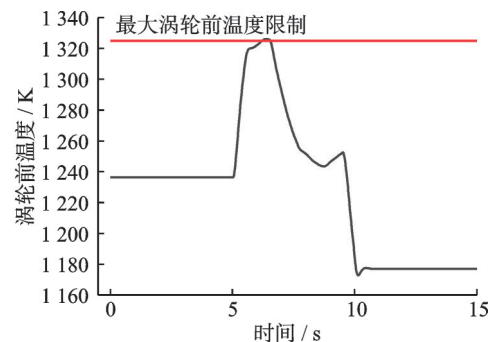
Fig.11 Speed and thrust during acceleration process

免了如图11(b)显示的推力波动情况。

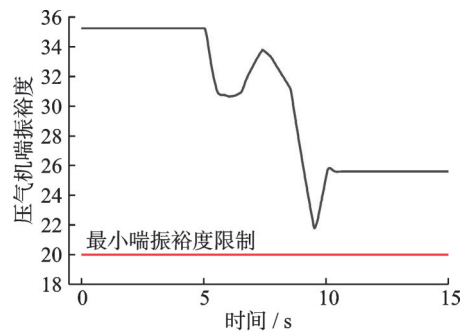
图11(b)为加速过程的推力仿真结果,其中传统的变量替换法在加速初期与加速末期都会有明显的推力波动。在加速初期,如图11(g),分段设计的涵道风扇加速控制计划,能够使得加速过程中,涵道风扇与核心机更加贴近。在加速初期如图11(c)和图11(d),变量替换法设计的控制计划使得涵道风扇变化速率过快,引起推力波动。

在加速末期,如图11(e)和图11(f),变量替换法设计的控制计划在设计时仅考虑了涵道风扇单轴剩余功率最大,涵道风扇与核心机不能同时达到稳定状态,当涵道风扇达到100%转速时,核心机仍处于加速状态,核心机的加速状态会继续影响涵道风扇,导致涵道风扇加速末期转速超调,引起加速末期推力波动。而分段法设计的涵道风扇控制计划使得双转子同时达到稳定状态,加速末期推力过渡平滑。

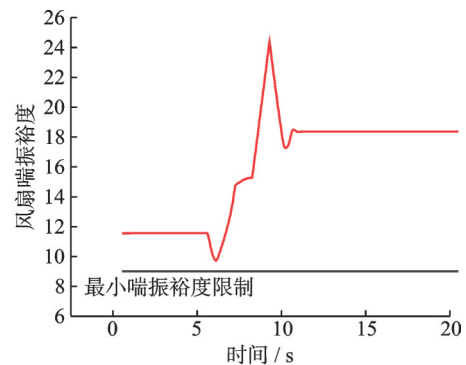
图12(a)是加速过程核心机涡轮前温度的变



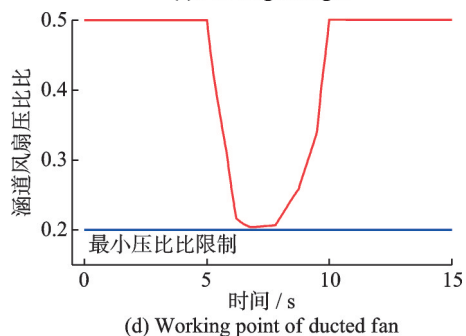
(a) Core turbine front temperature



(b) Compressor surge margin



(c) Fan surge margin



(d) Working point of ducted fan

图12 加速过程状态参数

Fig.12 Acceleration process state parameters

化情况。在加速初期涡轮前温度迅速上升,在加速末期也有一个明显的温度上升段,这一温度上升段也是影响压气机喘振裕度降低的原因之一。本文重点是实现涵道风扇加速过程与核心机转速协同,避免推力波动,阶段 2 根据涡轮前温度变量替换模型进行求解边界转加速度,在其余阶段涡轮前温度并未紧贴温度边界,推进系统加速性仍有进一步提高的空间。

图 12(b)与 12(c)展示了加速过程中核心机风扇与压气机喘振裕度的变化情况,其中核心机风扇喘振裕度实际为外涵段喘振裕度。在加速过程风扇喘振裕度先下降后增加,在加速过程后段,推进系统并不是通过降低风扇喘振裕度提升加速性。而核心机喘振裕度在加速末段明显下降,这是由于加速末段为提升核心机加速性能,燃油流量增加,涡轮后温度增加,涡轮发挥了压气机节流阀的作用,由涡轮相似流量 $W_g \sqrt{T^*}/P^*$,温度 T^* 增加,流量 W_g 减少,因此使得压气机工作线上移。而风扇外涵段与核心机涡轮属于不同流道,因此并不会因为核心机涡轮前温度影响。在加速过程中,叶尖涡轮前驱动气流为冷气流,不会出现由于叶尖涡轮前温度增加引起的喘振裕度降低问题。

图 12(d)是加速过程中涵道风扇压比比系数的变化情况。在加速过程中,想要提升涵道风扇的加速性能,本质就是要提高涵道风扇转子的剩余功率。一方面要想办法提高叶尖涡轮的功率;另一方面则要降低消耗功率,而降低功率容易使得涵道风扇共同工作线下移,贴近堵塞边界,本文在阶段 4 贴近最小压比比系数时,采用逆运算求解涵道风扇排气面积,用于维持最小压比比系数。

仿真结果表明,基于分段设计得到的涵道风扇加速控制计划能够实现涵道风扇与核心机的协同加速,推进系统在加速过程中不超限,消除了加速末期推力波动。

4 结 论

本文在分析新型气驱动涵道风扇推进系统的基础上提出了一种基于变量替换模型的分段加速控制计划设计方法,结论如下:

(1)在过渡态仿真模型基础上,根据约束不同,设计了针对不同约束的状态变量模型,将控制量与系统状态量替换,能够直接根据给定的期望状态,逆向求解需求的控制量,相比于常规过渡态模型,在求解前就已经知道发动机部分工作状态,避免推进系统超限风险。

(2)提出一种基于变量替换模型的加速控制

计划分段设计流程。针对推进系统在加速过程中受到的不同状态约束,将加速控制计划设计过程分段实现,与传统整段优化的设计方法相比,该方案设计过程中考虑了双轴协同加速,避免了加速末期由于双转子稳定时间不同造成的推力波动。与传统变量替换法相比,核心机与涵道风扇转子到达目标转速的调节时间分别缩短了 1.38 s 和 3.7 s。

参考文献:

- [1] HUANG G, XIANG X, XIA C, et al. Feasible concept of an air-driven fan with a tip turbine for a high-bypass propulsion system[J]. *energies*, 2018, 11(12): 3350.
- [2] 何黎明,樊丁.利用 SQP 控制涡扇发动机加速过程的多目标最优优化研究[J]. *航空动力学报*, 2001(2): 179-181, 178.
HE Liming, FAN Ding. Application of SQP to multi-object optimization of turbofan engine acceleration control[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2001(2): 179-181, 178.
- [3] 时瑞军,樊思齐.基于遗传算法的涡扇发动机多变量加速寻优控制[J]. *推进技术*, 2003, 24(4): 357-360.
SHI Ruijun, FAN Siqi. Optimal acceleration control of turbofan engine with genetic algorithm[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24(4): 357-360.
- [4] 聂乾鑫.涡扇发动机加速控制规律优化[D].西安:西北工业大学, 2007.
NIE Qianxin. Optimization of acceleration control law for turbofan engine[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007.
- [5] ZHENG Q G, ZHANG H B. A global optimization control for turbo-fan engine acceleration schedule design[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2018, 232(2): 308-316.
- [6] YE Y F, WANG Z X, ZHANG X B. Cascade ensemble RBF-based optimization algorithm for aero-engine transient control schedule design optimization[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 115: 106779.
- [7] 邢耀仁,黄向华.基于改进 AFSA 的桨扇发动机加速控制计划优化[J]. *航空发动机*, 2022, 48(2): 50-56.
XING Yaoren, HUANG Xianghua. Optimization of propfan engine acceleration control schedule based on improved AFSA[J]. *Aeroengine*, 2022, 48(2): 50-56.
- [8] 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.
CHEN Yuchun, LIU Zhende, YUAN Ning, et al. A new method of acceleration control law design for turbine engines[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(2): 327-332.
- [9] 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.
- CHEN Yuchun, XU Siyuan, LIU Zhende, et al. Power extraction method for acceleration and deceleration control law design of turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 867-874.
- [10] 陈玉春, 王朝蓬, 黄兴鲁, 等. 功率提取法在涡喷发动机起动特性模拟及控制规律设计中的应用[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1277-1283.
- CHEN Yuchun, WANG Zhaopeng, HUANG Xinglu, et al. Application of power extraction method in starting process simulation and control law design of turbojet engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1277-1283.
- [11] 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, 133(1): 70-73.
- JIA Linyuan, CHEN Yuchun, ZHAO Qiang. Research on closed loop transient control law of turboshaft engine[J]. Aeronautical Science and Technology, 2012(1): 70-73.
- [12] 陆军, 郭迎清, 王磊. 航空发动机过渡态最优控制规律设计的新方法[J]. 航空动力学报, 2012, 27(8): 1914-1920.
- LU Jun, GUO Yingqing, WANG Lei. A new method for designing optimal control law of aeroengine in transient states[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(8): 1914-1920.
- [13] 施洋, 屠秋野, 蔡元虎, 等. 燃气涡轮发动机加减速控制计划最优设计方法[J]. 航空动力学报, 2013, 28(11): 2567-2571.
- SHI Yang, TU Qiuye, CAI Yuanhu, et al. Optimum design method of acceleration and deceleration control schedule for gas turbine engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(11): 2567-2571.
- [14] 曹灿. 航空发动机过渡态控制设计及优化方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- CAO Can. Research on design and optimization of control in aero-engine transient state[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018.
- [15] JIA L Y, CHEN Y C, CHENG R H, et al. Designing method of acceleration and deceleration control schedule for variable cycle engine[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(5): 27-38.
- [16] HU Y J, PENG K, DING F. A method of $\dot{n}$ acceleration law optimization and controller design for turbofan engines[C]//Proceedings of the 2018 37th Chinese Control Conference(CCC). Wuhan:[s.n.], 2018: 909-913.
- [17] 王荣, 周文祥, 黄金泉, 等. 涡扇发动机加减速控制规律设计的定状态法[J]. 航空动力学报, 2022, 37(12): 2896-2904.
- WANG Rong, ZHOU Wenxiang, HUANG Jinquan, et al. Fixed states method of turbofan engine acceleration and deceleration control law design[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(12): 2896-2904.

(编辑:刘彦东)