

螺旋桨-自由涡轮涡桨发动机稳态/过渡态 数值模拟

罗天一¹, 单 鹏¹, 孟 斐², 李超白¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 中国航天科技集团公司 北京航天微系统研究所, 北京 100094)

摘 要: 为实现对涡桨推进系统整体推进性能的数学模型模拟,以螺旋桨/桨扇作为受飞行外流条件影响的推进系统内流部件之一,引入其特性图,用跟随流量方法解决螺旋桨-自由涡轮转子与涡桨发动机燃气发生器的流量平衡、功率平衡,发展了螺旋桨-自由涡轮涡桨发动机内流特性部件法数学模型,实现了对该类涡桨系统稳态/过渡态的数值模拟。对某 8 MW 三轴桨扇发动机的台架转速特性和飞行任务剖面特性的数值模拟结果表明:该数学模型可以较为准确模拟出包含桨叶变动桨距角、攻角等在内的外流螺旋桨/桨扇部件工作点详细参数,和高度、速度、涡轮前温度同时变化的多条件、多变量涡桨发动机的稳态/过渡态推力、推力耗油率等特性。

关 键 词: 螺旋桨; 桨扇; 涡桨发动机; 部件法数学模型; 跟随流量方法; 过渡态特性

中图分类号: V211.6

文献标志码: A

Steady- and transient-state numerical simulation of turboprop engine of propeller-free-turbine types

LUO Tian-yi¹, SHAN Peng¹, MENG Fei², LI Chao-bai¹

(1. School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Beijing Aerospace Microsystems Institute,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100094, China)

Abstract: In order to simulate the performance of an integral turboprop propulsion system by a mathematics model, the propeller was taken as one of the internal flow components of the turboprop engine greatly influenced by external flow under the flight conditions. With introduction of propeller map and an imaginary mass method, this component-level turboprop engine mathematics model balanced two mass flow rates and powers of the propeller-free-turbine rotor and gas generator. The corresponding code was developed, and the steady- and transient-state sea-level rotational speed characteristics and flight mission profile characteristics of an 8 MW propfan propulsion system were simulated. The numerical simulation results show that, this mathematics model can successfully simulate the detailed performance of the variable pitch angle and the angle of attack of propeller or propfan on the cooperating points, and also the steady- and transient-state characteristics including the thrust and the specific fuel consumption of thrust of turboprop engine, while the environmental and adjus-

收稿日期: 2015-09-11

作者简介: 罗天一(1993—),男,博士生,主要从事压气机设计及发动机总体数学模型研究. E-mail:TYLuo@buaa.edu.cn

引用格式: 罗天一,单鹏,孟斐,等.螺旋桨-自由涡轮涡桨发动机稳态/过渡态数值模拟[J].航空动力学报,2017,32(5):1176-1182.
LUO Tianyi, SHAN Peng, MENG Fei, et al. Steady- and transient-state numerical simulation of turboprop engine of propeller-free-turbine types[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(5): 1176-1182.

ted parameters like altitude, velocity and turbine inlet total temperature are varying.

Key words: propeller; propfan; turboprop engine; engine mathematics model; imaginary mass method; transient-state characteristics

涡桨推进系统中短程运输机方案中具有比涡扇推进系统更低的耗油率,因此至今各发达国家仍在投入大量研究,有的已在日常航线上应用.相比涡喷、涡扇发动机的数学模型^[1-4],具有飞行模拟功能的涡桨、涡轴发动机稳态/过渡态特性数学模型存在一些新的困难.其中重要的,涡喷、涡扇模型只需考虑核心压气机、涡轮等部件的流量匹配和功率匹配,而涡桨模型还需要考虑没有核心机流量属性的螺旋桨与有核心机流量属性的自由涡轮的功率匹配^[5].当从螺旋桨或测扭器与压气机同轴即非自由涡轮情形发展到低速特性更好的自由涡轮情形,则这一问题就会出现.国内有关文献^[5-6]多采用引入地面台架测扭器模型的方法,来建立涡桨、涡轴发动机的部件法数学模型.由于未引入螺旋桨、旋翼的部件特性图,该方法限制了这些模型对真实飞行中的发动机总体功率耗油率特性和含有螺旋桨效率后的系统推力耗油率特性等的模拟.国外文献^[7-9]则通常缺少对带有桨、旋翼一类专设推进器的发动机的总体问题计算模型的详细描述.

本文以跟随流量方法解决上述问题,引入螺旋桨特性图,发展了带飞行螺旋桨的自由涡轮式涡桨发动机部件法数学模型,给出和分析了某三轴单桨桨扇发动机的台架转速和飞行任务剖面的稳态及过渡态特性.

1 模型与方法

1.1 涡桨发动机特性计算模型

某自由涡轮三轴桨扇发动机的部件配置基本原理如图 1 所示.

采用部件法建立该发动机的总体特性数学模型^[10-11].高压压气机相似流量 $\dot{m}_{hk,cor}$ 、单位流量功率(下文简称单位功率) L_{hk} 与高压涡轮相似流量 $\dot{m}_{ht,cor}$ 、单位功率 L_{ht} 的平衡

$$z_1 = \xi_h \dot{m}_{hk,cor} - \dot{m}_{ht,cor} \quad (1)$$

$$z_2 = L_{hk} - \phi_h L_{ht} \quad (2)$$

高压涡轮相似流量 $\dot{m}_{ht,cor}$ 与中压涡轮相似流量 $\dot{m}_{bt,cor}$ 的平衡

$$z_3 = \xi_b \dot{m}_{ht,cor} - \dot{m}_{bt,cor} \quad (3)$$

中压压气机相似流量 $\dot{m}_{bk,cor}$ 、单位功率 L_{bk} 与中压

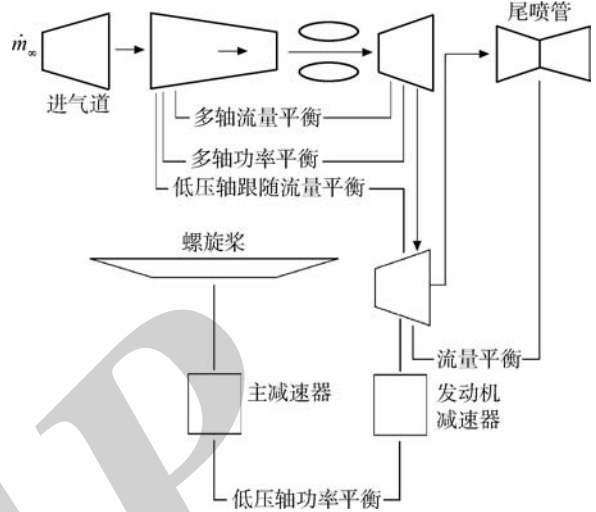


图 1 多轴涡桨发动机总体特性数学模型中部件间物理量平衡的原理

Fig. 1 Balancing principles in the component level altitude-velocity characteristic mathematics model of multi-shaft turboprop engine

涡轮相似流量 $\dot{m}_{bt,cor}$ 、单位功率 L_{bt} 的平衡

$$z_4 = \xi_b \dot{m}_{bk,cor} - \dot{m}_{bt,cor} \quad (4)$$

$$z_5 = L_{bk} - \phi_b L_{bt} \quad (5)$$

中压涡轮相似流量 $\dot{m}_{bt,cor}$ 与低压涡轮相似流量 $\dot{m}_{ft,cor}$ 的平衡

$$z_6 = \xi_f \dot{m}_{bt,cor} - \dot{m}_{ft,cor} \quad (6)$$

螺旋桨功率 P 与自由涡轮单位功率 L_{lt} 的平衡

$$z_7 = P/\dot{m}_l - \phi_l L_{lt} \quad (7)$$

低压涡轮相似流量 $\dot{m}_{lt,cor}$ 与尾喷管相似流量 $\dot{m}_{noz,cor}$ 的平衡

$$z_8 = \zeta_l \dot{m}_{lt,cor} - \dot{m}_{noz,cor} \quad (8)$$

式(7)中出现的 $\dot{m}_l$,在涡喷、涡扇发动机问题中,为风扇或低压压气机流量,而在涡桨、涡轴发动机中不存在风扇或低压压气机,故本文定义 $\dot{m}_l$ 为一个虚拟流量,称 $\dot{m}_l$ 为螺旋桨的空气流量,它的意义和取值方法稍后介绍.以上 8 个共同工作方程可确定该发动机的特性^[12-14].其中代表 8 个物理量不平衡残差. ξ, ϕ, ζ 分别代表由涵道比、飞机用气、冷却气导致的各流量系数.下标 h, b, l 各代表高、中、低压转子.

1.2 涡桨发动机稳态特性计算方法

注意到,方程组中缺少自由涡轮轴的流量方程,并且螺旋桨实际上不存在对应于核心机工况

的流量. 本文以如下跟随流量方法解决此类问题:

1) 本模型不排除涡桨、涡轴发动机仍设有外涵道或某种分流的情形, 在低压转子与后续转子之间存在涵道分流的情形下, 保持飞行中的变化涵道比关系. 反之, 这也对应于多轴涡扇发动机低压轴直接拖动发电机或其他机械类负载的情形.

2) 各转子冷端飞机用气抽取, 发动机冷却气抽取, 热端冷却气回流的流量保持正常关系. 当不存在风扇或低压压气机, 则取消低压转子冷端抽气.

3) 在上述两点条件下, 在上方程组式(1)~式(8)中自由试取变量的每个试探偏导数和试取下降的过程中, 从后续压气机(三轴、二轴时分别为中压、高压压气机)的物理流量按照分流关系变换出上游低压转子冷端的虚拟物理流量 $\dot{m}_1$, 和相应的相似流量, 得到在具有流量 $\dot{m}_1$ 条件下的螺旋桨功率 P , 据此定义螺旋桨的单位流量功率 $P/\dot{m}_1$, 简称螺旋桨单位功率.

1.3 涡桨发动机过渡态特性计算

涡桨发动机过渡态特性计算在稳态特性模拟模型及计算结果的基础上进行. 在共同工作功率方程式(2)、式(5)、式(7)右端引入各自的剩余功率(忽略容积动力学效应)^[6,15]

$$\Delta P = P_t - P_k = \left(\frac{2\pi}{60}\right)^2 Jn \frac{dn}{dt} \tag{9}$$

式中 $\Delta P, P_t, P_k, J, n, \frac{dn}{dt}$ 分别为涡轮剩余功率、涡轮功率、压气机功率、转子的等效转动惯量、转子转速及转速的时间变化率.

含有原动部件、多个被拖动部件的某个转子系统的等效转动惯量, 应包括与该转子直接相连的、存在传动比关系的各个部件的转动惯量. 例如, 涡桨发动机的低压转子带桨之后的等效转动惯量为

$$J_F = \frac{J_1}{k_1^2} + \frac{J_2}{k_1^2 k_2^2} + \frac{J_3}{k_1^2 k_2^2 k_3^2} + \frac{J_4}{k_1^2 k_2^2 k_3^2 k_4^2} + \frac{J_5}{k_1^2 k_2^2 k_3^2 k_4^2 k_5^2} \tag{10}$$

式中 $J_1 \sim J_5$ 分别为低压转子上的压气机与燃气涡轮(可能存在)、动力涡轮(或自由涡轮)、发动机

减速器、螺旋桨主减速器和螺旋桨的转动惯量; k_1, k_5 取值为 1; k_2 为动力涡轮减速比, 通常为 1; k_3, k_4 分别为发动机减速器、螺旋桨主减速器的减速比.

给定不同于稳态特性模拟调节规律的某些主调节变量的过渡态调节规律^[16-17], 例如涡轮前总温 T_4^* 、燃烧室油气比 f_{burner} 、桨矩角 φ 等. 令自由试取变量的值跟随上一点过渡态模拟所得的试取变量值. 再按照与稳态特性模拟相同的步骤即可完成在稳态共同工作点之间的过渡态特性模拟.

2 台架转速特性模拟

某三轴单桨桨扇发动机推进系统的构造形式为双轴核心机加自由涡轮, 部分参数如表 1^[16].

引入螺旋桨特性图及发动机各部件的特性图, 利用上述数模进行该涡桨推进系统的台架转速及飞行任务剖面的稳态及过渡态的特性模拟.

2.1 稳态特性结果与分析

图 2、图 3 为该桨扇发动机台架转速特性的 13 个稳态共同工作点的特性曲线. 可以看出, 保持自由涡轮转速 n_1 不变, 随着燃油流量 $\dot{m}_f$ 不断增加, 涡轮前总温增加, 使得中压、高压转子转速 n_b 和 n_h 增加, 进而中压、高压压气机增压比 π_{bk}^* 和 π_{hk}^* , 空气流量均增加, 因而螺旋桨功率增加. 但尾喷管剩余推力 F_{tot} 也相应增加. 由于涡轮前总温 T_4^* 和增压比的增加, 使得发动机耗油率不断减小^[5], 直至高压压气机换算转速 96% 点的功率耗油率 R_{sfc} 为 0.286, 为典型的涡桨发动机台架特性并性能较优.

2.2 过渡态特性结果与分析

研究该桨扇发动机在上述台架转速特性的 13 个稳态共同工作点之间的过渡态特性. 其中第 3、第 4 点、第 11 点、第 12 点的涡轮前总温、高压转子转速 n_b 、测扭器功率 P_m 如表 2 所示. 拟定涡轮前总温随时间 t 的动态调节计划为 $\Delta T_4^*/\Delta t = 15 \text{ K/s}$.

低压、中压、高压转子转速 n_1, n_b, n_h 的时间响应如图 4, 测扭器功率 P_m 与扭矩 N_{or} 的时间响应如图 5.

表 1 某三轴桨扇发动机推进系统海平面设计点部分参数

Table 1 Sea level specified performance of a three-shaft single-propfan turboprop

螺旋桨转速/ (r/min)	发动机输出轴 功率/kW	输出轴转速/ (r/min)	流量/ (kg/s)	增压 比	涡轮前 总温/K	螺旋桨 直径/m	巡航高 度/km	马赫 数
788	7 236.1	8 353	31	3.5, 7.0	1 577	5.33	11	0.72

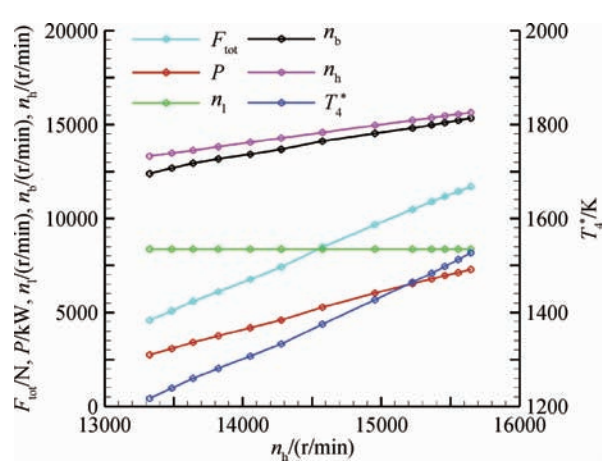


图 2 某三轴桨扇发动机台架涡轮前总温、低压、中压、高压转子转速、输出轴功率、剩余推力-转速特性

Fig. 2 Characteristics of turbine inlet total temperature, low pressure, intermediate pressure and high pressure rotor speeds, shaft output power, residual thrust of the sea-level rotational speed of a three-shaft turboprop engine

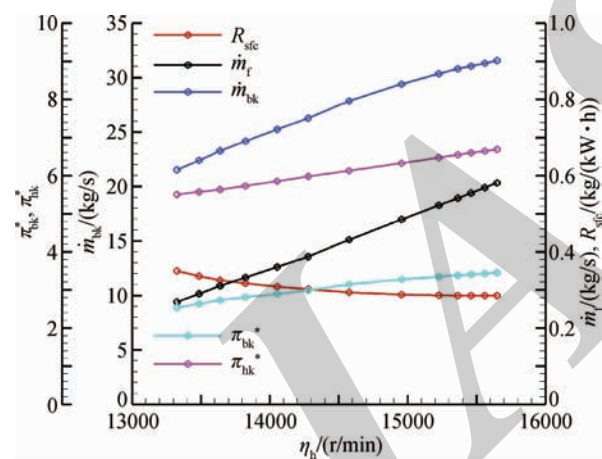


图 3 某三轴桨扇发动机台架高压、中压压气机增压比、空气流量、燃油流量、功率耗油率-转速特性

Fig. 3 Characteristics of the high pressure and intermediate pressure compressor pressure ratios, air mass flow, fuel mass flow, specific fuel consumption of the sea-level rotational speed of a three-shaft turboprop engine

表 2 某三轴桨扇发动机台架转速特性的第 3、第 4、第 11、第 12 稳态共同工作点的部分参数

Table 2 Sea-level rotation speed characteristics of the steady cooperating points (3, 4, 11, 12) of a three-shaft single-propfan turboprop

序号	T_4^*/K	$n_h/(\text{r/min})$	P_{tm}/kW
3	1483	15363	6602
4	1427	14955	5865
11	1464	15102	6344
12	1498	14818	6764

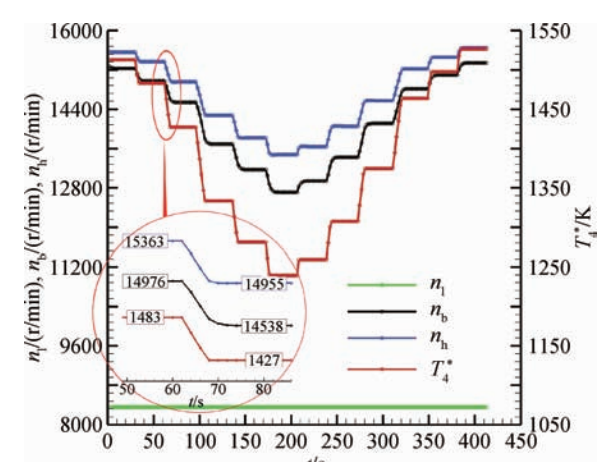


图 4 低压、中压与高压转子转速的台架时间响应

Fig. 4 Time responses of low pressure, intermediate pressure and high pressure rotor speeds at sea-level

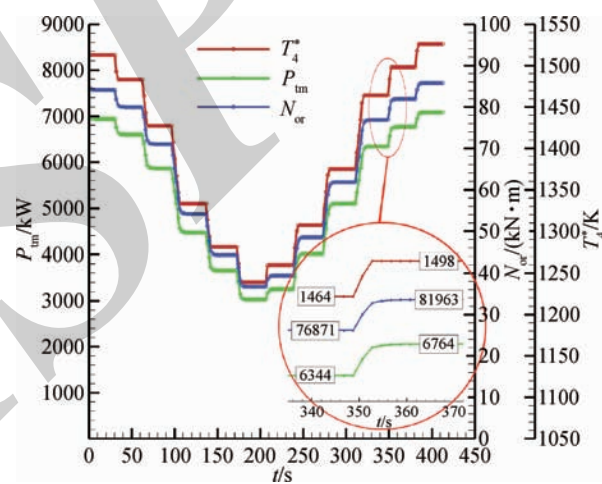


图 5 测扭器功率与扭矩的台架时间响应

Fig. 5 Time responses of the torque meter power and the torque at sea-level

从图 4 中第 3、第 4 稳态共同工作点之间的减速过渡态特性图的放大图中可以看到:高压转子转速 n_h 比中压转子转速 n_b 的下降更快. 这是因为中压转子的慢车转速相对较小, 剩余功率也相对较小, 而且高压转子转动惯量 J_h 小于中压转子转动惯量 J_b [12]. 同时图 5 中第 11、第 12 稳态共同工作点之间的加速过渡态特性图的放大图中可以看到:涡轮前温度经历 2 s 上升调节完毕, 测扭器功率与扭矩在大约 2 s 的迟滞后完成加速过渡. 可见程序可以完成三轴涡桨发动机低压恒速、高压变速、连续变功率动态特性的模拟.

3 飞行任务剖面特性模拟

3.1 稳态特性结果与分析

图 6 为拟定的 13 个点的桨扇发动机飞行任

务剖面. 图 7 是发动机内流的部分特性图. 可见, 功率耗油率与推力耗油率的变化趋势是相反的. 第 2、第 3 两点表现了低空低速时桨距角取得偏大或偏小的效果; 桨距角的变化影响了发动机所有内流参数的大小变化.

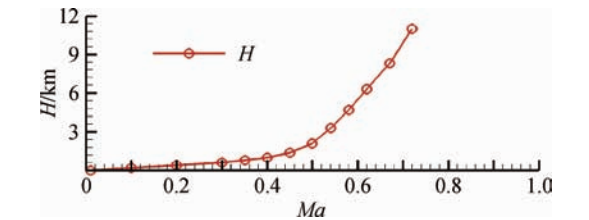


图 6 某三轴桨扇发动机特性模拟拟定的飞行任务剖面
Fig. 6 Prescribed flight mission profile of a three-shaft single-propfan turboprop

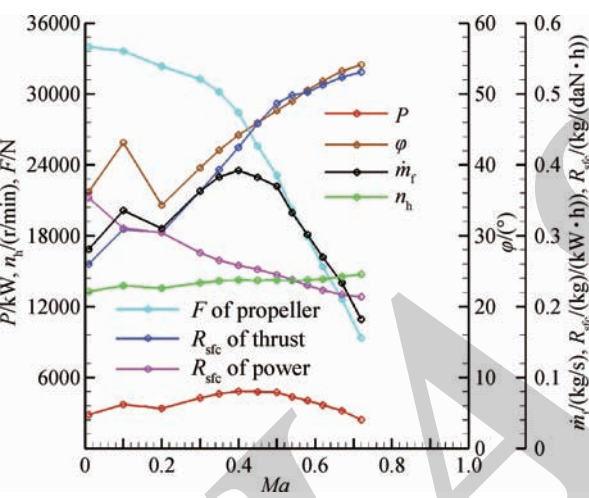


图 7 某三轴桨扇发动机飞行任务剖面功率、桨距角、桨推力、桨与尾喷总推力耗油率、发动机拖桨拖发电机与尾喷总功率耗油率、燃油流量、高压转子转速特性
Fig. 7 Characteristics of the propeller power, propeller pitch angle, propeller thrust, specific fuel consumption of total thrust and total power, fuel mass flow, high pressure rotor rotation speed of a three-shaft single-propfan turboprop on the flight mission profile

图 8 为螺旋桨的功率系数 C_p (进距比 λ , 桨矩角 φ) 特性图, 攻角 α 等值线与飞行任务剖面上的桨-发匹配工作点. 图 9 为同一特性图, 螺旋桨的效率 η 等值线与桨-发匹配工作点. 图 8、图 9 中桨距角从 15° 到 55° 变化. 可见, 随着飞行高度和速度的增加, 螺旋桨的进距比和功率系数都逐渐增加, 效率逐渐增加, 攻角逐渐趋于 2° , 螺旋桨逐渐趋于最佳工况^[18].

3.2 过渡态特性结果与分析

在上述飞行任务剖面稳态特性的第 6、第 7、

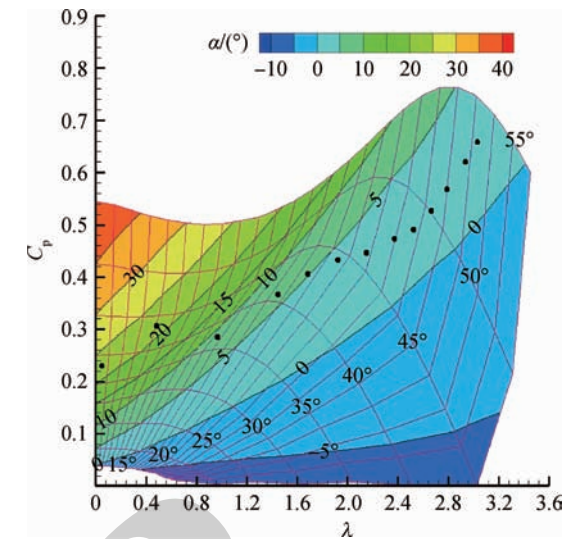


图 8 某三轴桨扇发动机螺旋桨特性图, 攻角等值线与飞行任务剖面上的桨-发匹配工作点
Fig. 8 Propeller performance map, contours of angle of attack, propeller-engine matching points on flight mission profile of a three-shaft single-propfan turboprop

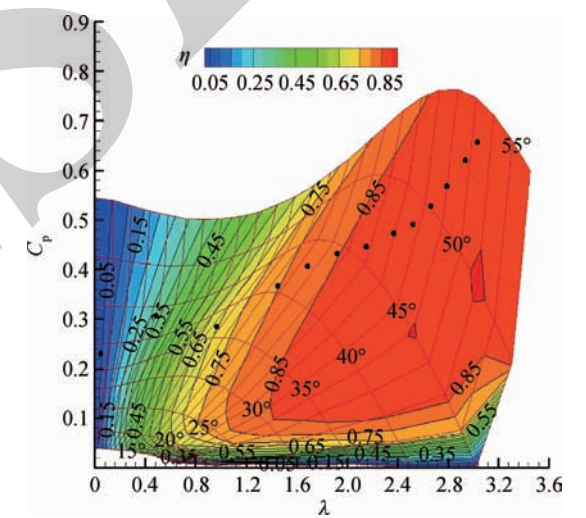


图 9 某三轴桨扇发动机螺旋桨特性图, 螺旋桨效率等值线与飞行任务剖面上的桨-发匹配工作点
Fig. 9 Propeller performance map, contours of propeller efficiency, propeller-engine matching points on flight mission profile of a three-shaft single-propfan turboprop

第 8 点之间做较大高度变化的飞行中的过渡态特性模拟. 第 6、第 7、第 8 点的涡轮前总温、高度、马赫数如表 3. 拟定一套涡轮前总温随时间 t 的动态调节计划, 和飞行条件高度及马赫数随时间 t 的变化规律, 如表 4.

图 10 为 T_4^* 的调节计划, H 和 Ma 、随时间的变化规律, 和压气机流量的时间响应. 图中低压、中压压气机流量相同因而相互覆盖. 图 11 为

螺旋桨功率 P 和桨矩角 φ 的时间响应。

表 3 某三轴桨扇发动机飞行任务剖面稳态特性
第 6、第 7、第 8 点的部分参数

Table 3 Flight mission profile characteristics of the steady cooperating points (6, 7, 8) of a three-shaft single-propfan turboprop			
序号	T_4^*/K	H/m	Ma
6	1423.4	1000	0.4
7	1375.3	1400	0.45
8	1350.3	2100	0.5

表 4 涡轮前总温随时间的调节计划和飞行条件高度及马赫数随时间的变化规律

Table 4 Control schedule of turbine inlet total temperature and the prescribed change rules of flight height and velocity according to time		
$(\Delta T_4^*/\Delta t)/(\text{K/s})$	$(\Delta H/\Delta t)/(\text{m/s})$	$(\Delta Ma/\Delta t)/(1/\text{s})$
15	20	0.005

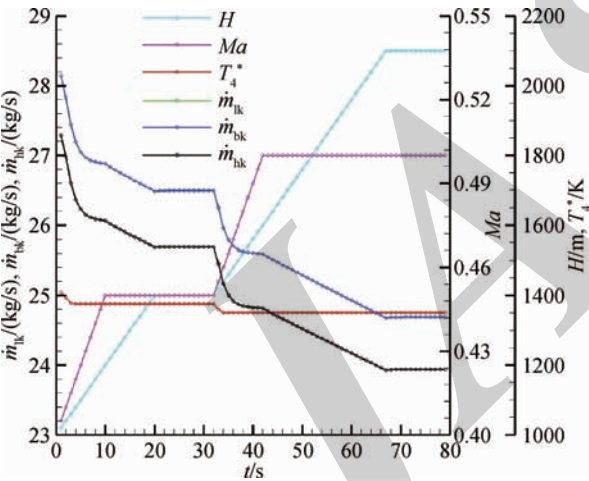


图 10 飞行任务剖面上第 6、第 7、第 8 三点之间过渡态的高度、速度、涡轮前总温自变量和低压、中压、高压压气机流量的时间响应

Fig. 10 Prescribed changes of flight height, velocity and turbine inlet total temperature according to time and the time responses of low pressure, intermediate pressure and high pressure compressor mass flows among points 6, 7 and 8 on flight mission profile

可见过渡过程主要有物理现象不同的 4 个阶段,以第 6、第 7 两点间的过渡过程为例分析如下:

第 1 阶段,涡轮前总温 T_4^* 经历 2 s 下降调节完成. T_4^* 的下降使得自由涡轮做功减少,空气流量减少,螺旋桨功率快速下降. 功率的快速下降和来流马赫数的增大互抵,使螺旋桨桨矩角缓慢变化.

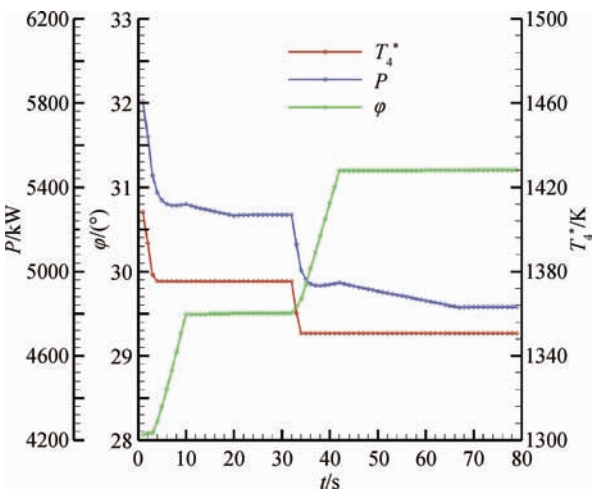


图 11 飞行任务剖面上第 6、第 7、第 8 三点之间过渡态的涡轮前总温自变量和螺旋桨功率、桨矩角的时间响应

Fig. 11 Prescribed change of turbine inlet total temperature according to time and the time responses of the propeller power and the propeller pitch angle among points 6, 7 and 8 on flight mission profile

第 2 阶段,涡轮前总温 T_4^* 下降后已达到稳定,但飞行马赫数 Ma 和 H 高度仍在增大. 空气变得稀薄的同时来流马赫数增大,因此空气流量减少的速度放缓,螺旋桨功率只少许变化. 功率基本不变但来流马赫数持续增大,使螺旋桨桨矩角快速增大.

第 3 阶段,涡轮前总温 T_4^* 与飞行马赫数 Ma 已达到稳定,而飞行高度 H 仍在增加. 空气变得稀薄导致空气流量持续下降,因而螺旋桨功率下降,而螺旋桨桨矩角则基本不变.

第 4 阶段, T_4^* , Ma 和 H 的变化全部完成,发动机进入稳态飞行.

4 结 论

建立了用后续压气机的空气流量变换后作为螺旋桨的虚拟物理流量的跟随流量方法,克服了涡桨模型中螺旋桨与自由涡轮的功率匹配等问题,发展了螺旋桨/自由涡轮涡桨发动机稳态/过渡态特性的数学模型. 完成了某三轴桨扇发动机的台架和飞行任务剖面稳态及过渡态特性模拟. 得到了一批有助于涡桨发动机推进系统整体研究及设计的数据,对其的分析表明本文的方法及模型可行.

参考文献:

[1] 郑庆雄,廉小纯,沈韶瀛. 双轴涡喷发动机过渡过程数值模

- 拟[R]. 重庆:中国航空学会第3届动力年会,1993.
- [2] 吴虎,廉小纯. 某型加力涡扇发动机特性的三层迭代模拟[J]. 推进技术,2002,23(2):118-120.
WU Hu, LIAN Xiaochun. Simulation of the performances of an augmented turbofan engine using three-layer iterations[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(2): 118-120. (in Chinese)
- [3] 陈敏,唐海龙,张津. 某型双轴加力涡扇发动机实时性能仿真模型[J]. 航空动力学报,2005,20(1):13-17.
CHEN Min, TANG Hailong, ZHANG Jing. Real-time performance simulation of a mixed-flow two-spool augmented turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(1):13-17. (in Chinese)
- [4] 曹辉,孔庆毅,韩晓光. 双轴燃气轮机仿真及试验验证[J]. 航空动力学报,2013,39(1):47-50.
CAO Hui, KONG Qingyi, HAN Xiaoguang. Simulation and experimental validation of twin-shaft gas turbine [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 39(1):47-50. (in Chinese)
- [5] 赵强,陈玉春,王永文,等. 基于部件法的涡轴发动机性能计算模型研究[J]. 航空工程进展,2011,2(3):312-317.
ZHAO Qiang, CHEN Yuchun, WANG Yongwen, et al. Study of mathematical model on steady-characteristics of turbo-shaft engine based on component modeling[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(3):312-317. (in Chinese)
- [6] 田超,黄向华,邓志伟. 涡轮螺旋桨发动机建模与控制仿真[J]. 航空动力学报,2010,25(11):2599-2605.
TIAN Chao, HUANG Xianghua, DENG Zhiwei. Modeling and simulation research of turboprop engine control technology[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(11): 2599-2605. (in Chinese)
- [7] Burger C, Hartfield R, Burkhalter J. Performance and noise optimization of a propeller using the vortex lattice method and a genetic algorithm[R]. AIAA-2007-1883, 2007.
- [8] Belloq P, Sethi V, Cerasi L, et al. Advanced open rotor performance modelling for multidisciplinary optimization assessments[R]. ASME Paper GT2010-22963, 2010.
- [9] Hendricks E S, Tong M T. Performance and weight estimates for an advanced open rotor engine[R]. Atlanta, Georgia, USA; The 48th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2012.
- [10] 陈大光,张津. 飞机——发动机性能匹配与优化[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1990.
- [11] 周亦成,单鹏,朱德轩. 双级涡轮增压活塞发动机螺旋桨推进系统部件法数学模型与飞行特性分析[J]. 航空动力学报,2014,29(11):2621-2632.
ZHOU Yicheng, SHAN Peng, ZHU Dexuan. Components level mathematical model of two-stage turbocharging reciprocating engine propeller propulsion system and analysis of its flying characteristic[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(11):2621-2632. (in Chinese)
- [12] 廉筱纯,吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,2008.
- [13] Koenig R W, Fishbach L H. GENENG: a program for calculating design and off-design performance for turbojet and turbofan engines[R]. NASA TN D-6552, 1972.
- [14] Fishbach L H, Koenig R W. GENENG II: a program for calculating design and off-design performance of two- and three-spool turbofans with as many as three nozzles[R]. NASA TN D-6553, 1972.
- [15] Sellers J F, Daniele C J. DYNGEN: a program for calculating steady-state and transient performance of turbojet and turbofan engines[R]. NASA TN D-7901, 1975.
- [16] 李超白. 发动机动态特性数模与计算[D]. 北京:北京航空航天大学,2013.
LI Chaobai. Mathematical model revision and numerical simulation of the dynamic characteristics of turbo-engines [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [17] 罗天一. 多轴涡轮发动机动态特性数模发展与计算[D]. 北京:北京航空航天大学,2015.
LUO Tianyi. Mathematical model revision and numerical simulation for the dynamic characteristics of multi-spool turbo-engines[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)
- [18] Biemann D, Conway R N. Propeller charts for the determination of the rotational speed for the maximum ratio of the propulsive efficiency to the special fuel consumption[R]. NACA-TR-749, 1940.

(编辑:叶青)