

文章编号: 1000-8055(2022)10-2261-11

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220118

螺旋桨发动机分段调度双变量组合控制

王 曦

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 从涡轮桨发动机的工作原理、特点和全权限数字发动机和螺旋桨控制 (FADEPC) 设计要求出发, 分析了等涡轮前总温调节、等转速调节、等螺旋桨功率调节的单变量调节方法以及通过调节燃油流量保持涡轮前总温不变或保持螺旋桨功率不变、通过调节桨叶安装角保持转速不变的双变量调节方法。在此基础上, 根据涡轮桨发动机工作特点, 并从控制的可实现性角度考虑, 提出了一种螺旋桨发动机在全飞行包线范围内按等螺旋桨功率、等转速和等涡轮后总温调节、按功率限制设计高度切换的开环+闭环结构式分段调度双变量组合控制的方法。在 3 种不同的飞行速度条件下, 仿真验证了所述控制方法的可行性, 转速最大相对误差不超过 0.1%。

关 键 词: 螺旋桨发动机; 分段调度; 双变量组合控制; 开环; 闭环

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

Two variable combination control of propeller engine piecewise scheduling

WANG Xi

(School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Starting from the working principle and characteristics of turboprop engine and the design requirements of full authority digital engine and propeller control (FADEPC), the univariate regulation methods of equal turbine front total temperature regulation, equal rotor speed regulation and equal propeller power regulation, as well as the bivariate regulation methods of keeping the total turbine front temperature unchanged or propeller power unchanged by adjusting the fuel flow, and keeping the rotor speed unchanged by adjusting the blade installation angle were analyzed. According to the working characteristics of turboprop engine and from the perspective of control realizability, an open-loop + closed-loop structured piecewise scheduling bivariate combined control method was proposed, in which the propeller engine was adjusted according to equal propeller power, equal rotor speed and equal total temperature behind the turbine within the whole flight envelope, and switched according to the power limit height designed. The feasibility of the control method was verified by simulation under three different flight speeds, and the maximum relative error of rotating speed was 0.1%.

Keywords: propeller engine; piecewise scheduling; bivariate combined control; open-loop; closed-loop

涡轮螺旋桨飞机在起降性能上“天生”具有的优势, 即螺旋桨高速滑流在机翼上的切洗作用增大了低速飞行时的机翼升力, 涡轮桨发动机“反桨”

能力缩短了着陆时滑跑距离, 无需设计反推装置。涡轮桨发动机以中低空、低马赫数下油耗低、起飞推力大、推进效率高等诸多优点广泛应用于运输

收稿日期: 2022-03-07

基金项目: 国家科技重大专项(2017-V-0015-0067)

作者简介: 王曦(1961—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事航空发动机控制研究。

引用格式: 王曦. 螺旋桨发动机分段调度双变量组合控制[J]. 航空动力学报, 2022, 37(10): 2261-2271. WANG Xi. Two variable combination control of propeller engine piecewise scheduling[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(10): 2261-2271.

机、支线客机、空中预警机和中空长航时无人机等领域,近年来发展迅速,如装配 A400M 飞机的 9 694 kW 的三转子 TP400-D6 涡桨发动机起飞耗油率仅为 0.213 kg/(kW·h),总增压比为 25,空气流量为 26.31 kg/s,在巡航条件下飞行高度达到 9 450 m,飞行速度为 781 km/h,马赫数为 0.68~0.72。A400M 飞机机翼下装有 4 台 TP400-D6 涡桨发动机,所采用的 FH386 型螺旋桨由法国拉蒂埃·菲雅克公司制造,螺旋桨直径为 5.18 m,起飞桨尖速度为 228.6 m/s,具有 30 000 h 的服役寿命,装载能力为 37 t,飞行任务半径为 2 450 km,与涡扇运输机相比,在相同载荷情况下涡桨运输机 A400M 的起飞质量要轻 15%,油耗节省 20%,起飞着陆性能非常出色^[1-2]。

涡桨发动机依靠螺旋桨产生拉力和少部分尾喷口气体反作用推力驱动飞机飞行,为 400~800 km/h 飞行速度的飞机提供飞行动力。与活塞发动机相比,涡桨发动机功质比大、迎风面积小、推进效率高,飞行高度增加时其性能更为优越,在同等空气流量与气动力条件下,涡桨发动机起飞推力比涡喷、涡扇发动机几乎大 1 倍,因此,起飞滑跑距离比装备涡喷、涡扇发动机的同一种飞机的要短,当飞行速度在 900 km/h 以下时,在同等空气流量与气动力条件下,涡桨发动机油耗低、经济性好,如 MQ-9A 捕食者 B 无人机采用了 Honeywell 的 TPE331-10T 涡桨发动机,实现了长航时飞行^[3]。

从 1942 年英国研制的第 1 台涡桨发动机“曼巴(Mamba)”采用液压机械式控制系统,到 20 世纪 70 年代中期以加拿大 PW100 系列(1 342 kW 的 PW115、1 491 kW 的 PW120、1 790 kW 的 PW124)为代表的采用电子控制+液压机械备份系统的第 2 代涡桨发动机,发展到 20 世纪 90 年代以加拿大 3 781 kW 的 PW150 为代表的双通道全权限的数字电子控制(full authority digital electronic control, FADEC)技术的第 3 代涡桨发动机,总增压比为 13~20,涡轮前温度为 1 500 K 左右,耗油率为 0.25~0.31 kg/(kW·h)。进入 21 世纪,以欧洲 TP400-D6 为代表的配装发动机健康监视系统的全权限数字发动机和螺旋桨控制(full authority digital engine and propeller control, FADEPC)的第 4 代涡桨发动机,总增压比达 25,涡轮前温度达 1 600 K,发动机耗油率降到 0.21~0.27 kg/(kW·h),单位空气流量产生的功率约为 270 kW/(kg/s),具备完善的发动机控制与动力管理功能,能够自动

控制桨叶的运行状态,使螺旋桨始终保持在一个恒定、最佳效率状态,并具有超速保护、喘振监测和恢复、螺旋桨自动变距和自动顺桨功能,将发动机与螺旋桨的性能匹配发挥到了极致^[4-6]。

从涡桨发动机控制技术的发展状况可以看出,涡桨发动机技术水平离不开先进的控制系统,FADEPC 技术已成为涡桨发动机性能提高的关键要素^[5-8]。时瑞军针对涡桨发动机控制技术的演变及趋势发展,分析了早期典型机械液压式涡桨发动机及螺旋桨的转速控制结构原理,并针对数字电子式控制给出了典型双操纵杆涡桨发动机及螺旋桨功率综合控制结构方案和典型单操纵杆涡桨发动机及螺旋桨综合控制,即桨速 α 调节模式或桨距 β 调节模式的综合控制结构方案^[5]。Chen 等研究了一种带执行机构动态模型的涡桨发动机双通道动态逆解耦和线性矩阵不等式控制的设计方法,对双通道逆解耦后设计的控制系统进行了频域稳定性和时域动态性能分析。在高空 1 km、马赫数为 0.2 的飞行条件下验证了逆解耦增益调度控制的有效性^[9-10]。Silva 研究了对转开式转子涡桨发动机稳态、过渡态性能预测模型^[11]。Kong 等针对 PT6A-62 涡桨发动机的性能仿真作了 SIMULINK 的仿真研究^[12-15]。Keck 等给出了一种早期的具有耐污染度的涡桨发动机液压机械式自适应燃油控制系统的设计方法,采用了滑油伺服+燃油计量的组合控制方案^[16]。Stewart 在文献^[17]中介绍了 CT7-5A/7/7E 涡桨发动机和螺旋桨控制系统的基本结构组成,发动机控制系统采用液压机械单元(hydraulic unit, HMU)感受燃气发生器转速、压气机出口压力和进口温度,并接收驾驶员指令,具有燃油流量计算和计量、压气机放气和可变几何控制、发动机功率选择、超转限制和螺旋桨转速管理、涡轮进口温度限制、齿轮箱扭矩限制的功能,实现从慢车到起飞功率范围内的转速控制以及燃气发生器转速的加速和减速控制,螺旋桨控制系统实现螺旋桨转速和桨距控制,监控系统采用电子控制单元(electrical control unit, ECU),ECU 提供所需的驾驶舱信号,包括螺旋桨转速、发动机扭矩和涡轮前进口温度,以确保发动机正常运行。ECU 中还有一个动力涡轮超转限制器控制装置,感受动力涡轮转速,并提供燃油流量降低的信号,以便在突然失去负载时将动力涡轮超转限制在允许值内。自动点火系统可防止发动机在意外超转时熄火,Badger 等在文献^[18]

中描述了 PT6A-68 涡桨发动机控制功率管理系统的基本功能, 通过采用调节桨叶安装角和燃油流量的方法对功率和螺旋桨转速进行控制, 而驾驶舱操纵杆可根据环境条件按正常(电子)模式和故障安全备份的手动(机械)模式这两种操作模式调节发动机功率。控制系统主要部件包括功率管理单元(power management unit, PMU)、燃油计量单元(fuel metering unit, FMU)和螺旋桨接口单元(propeller interface unit, PIU)。PMU 是 FADEC, 具有独立的控制和保护通道, 特点在于采用了综合发动机和螺旋桨控制, 使用了多变量控制回路逻辑对发动机和螺旋桨集成控制, 用于地面和飞行模式操作, 包括发动机自动起动, 具有故障修复能力, 能够在正常电子模式故障后自动切换至功能齐全的液压机械系统, 能够对发动机扭矩、温度和转速实时监测和超限限制, 并具有为安全持续运行提供的故障重构功能, 发动机参数和状态指示器数据采用 ARINC429 串行数据总线与驾驶舱通讯, 从逻辑图生成的编码软件满足 DOD-STD-2167A 和 RTCA/DO-178 要求, 具有实时仿真/集成测试的系统验证功能、确认功能和可靠的电子硬件 EMI(electromagnetic interference)、防雷电功能。

尽管目前第 4 代涡桨发动机已采用了 FADEC 技术, 但相关研究的公开发表文献非常匮乏, 而且这些资料主要集中在涡桨发动机建模和控制系统结构、组成等方面, 如何设计满足涡桨发动机性能的控制计划、控制规律这些从机理方面的研究方法并未报道。基于这一问题, 本文以涡桨发动机工作原理^[19-20]为基础, 从涡桨发动机控制若干问题入手, 逐次对涡桨发动机控制变量选择、工作状态特点、控制系统设计要求、螺旋桨功率特性等内容展开分析, 通过研究等涡轮前总温调节、等转速调节、等螺旋桨功率调节的单变量调节特点, 引申到通过调节燃油流量保持涡轮前总温不变或保持螺旋桨功率不变和通过调节桨叶安装角保持转速不变的双变量调节问题, 最后考虑了在全飞行包线内涡桨发动机的工作特点、不同调节规律的适应性和控制方案的可实现性, 提出了一种控制变量为燃油流量、桨叶安装角和被控参数为转速、涡轮后总温、螺旋桨功率的螺旋桨发动机开环+闭环结构式分段调度的双变量组合控制方法, 并在螺旋桨发动机飞行包线内开展了仿真验证。

1 涡桨发动机控制若干问题分析

1.1 涡桨发动机控制变量的选择

涡桨发动机性能、零部件的机械负荷和热负荷可用转速、涡桨发动机总功率和涡轮前燃气温度等关键参数进行表征, 因此这些参数可作为控制系统的被控参数, 对于喷口面积不可调的涡桨发动机, 桨叶安装角的变化反映了螺旋桨吸收功率的大小, 桨叶安装角越大, 螺旋桨吸收的功率越多, 另外, 燃油流量直接与转速、涡轮前温度相关, 因此, 桨叶安装角、燃油流量可选为控制参数。

虽然涡桨发动机总功率最直接反映涡桨发动机性能的优劣, 考虑到涡桨发动机总功率是螺旋桨功率与一小部分尾喷管出口气流反作用功率之和的关系, 由于推力不可测, 难以获得尾喷管出口气流反作用功率, 因此总功率也难以获得, 如果选为被控参数在控制上难以实现。考虑到涡桨发动机的特点, 即总功率大部分由螺旋桨功率提供, 因此, 从控制的可实现性角度考虑, 可以选择螺旋桨功率作为控制系统的被控参数, 以控制螺旋桨功率这种间接的方式近似实现对涡桨发动机总功率的控制。

另外, 从气动稳定性的要求考虑, 被控参数还应包括涡桨发动机的喘振裕度, 压气机喘振裕度受压气机进口导叶角、压气机放气活门的影响最大, 因此可选择压气机进口导叶角、压气机放气活门作控制参数, 但是压气机喘振裕度不便于测量, 控制方案应采用开环控制的方式间接实现对压气机喘振裕度的控制。

1.2 涡桨发动机工作状态特点

涡桨发动机的工作状态主要有最大状态、额定状态、巡航状态和慢车状态, 最大状态工作在飞机起飞时, 这时涡桨发动机功率最大, 发动机、减速器、螺旋桨承受最大应力, 转速和涡轮前总温也最大, 连续工作时间不能超过 15 min; 额定状态的功率为最大状态的 90%, 在 30 min 内可保证连续可靠工作; 巡航状态的功率为最大状态的 40%~80%, 可在整个寿命期连续可靠工作; 慢车状态的功率为最大状态的 3%~5%, 连续可靠工作的时间不超过 50 min 左右。

1.3 涡桨发动机控制系统的设计要求

要提高涡桨发动机综合性能, 发挥其各个部件的最佳潜力, FADEC 的设计是关键。

涡桨发动机在起飞状态功率最大, 稳态转速调节超调量不应超过 3%, 静态误差量不应超过

0.5%, 涡轮前总温静态误差量不应超过 5 K, 发动机工作参数如涡轮进口温度、压气机出口压力、燃气涡轮转速、动力涡轮转速、动力涡轮扭矩、减速器功率等参数将处于极限工作状态。为了保证这些参数不超过机械强度、热强度的容许设计值, 在控制系统中要求设计相应的限制保护调节器, 如螺旋桨转动惯量很大, 当发动机进入制动状态时, 螺旋桨传给减速器的扭矩非常大, 同时螺旋桨转速的微小振荡将引发减速器轴的扭矩振荡, 因此应考虑设计最大扭矩限制器; 考虑到螺旋桨的旋转半径和质量都很大, 为保证其离心力不超过其机械强度, 应设计最大转速限制器; 又如燃烧室的燃烧过程惯性很小, 过渡态过程的燃气温度和压力几乎是瞬时变化的, 其过渡态燃油控制的设计应考虑限制燃油流量的大小和变化率; 又如为保证涡轮热强度不超其极限, 应设计涡轮前最高燃气温度限制器。

涡桨发动机在巡航状态工作时, 应保证单位燃油耗油率最小, 以满足经济性要求。

涡桨发动机应能够在地面和高空飞行状态可靠、安全起动, 涡桨发动机在起动、加减速、加载和减载过渡态过程中, 要保证过渡过程的调节时间最短, 不超温、不喘振、不熄火。

涡桨发动机在任何飞行条件下、任何工作状态应保持工作稳定。涡桨发动机的工作范围很宽, 当稳态工作点、过渡态工作点远离设计工作点时, 共同工作点会向喘振边界线移动, 为了增大喘振裕度, 通常对压气机设计放气调节机构或压气机导叶静子叶片调节机构; 同时为了保证燃烧室的工作稳定性, 设计最小燃油流量限制器。

螺旋桨的负拉力可用于在飞机着陆时快速制动飞机, 在机场和飞行中具有机动飞行的功能, 因此应设计负拉力状态的控制功能, 但为了防止负拉力状态的螺旋桨飞转现象, 应设计负拉力限制器, 应具备自动顺桨、反桨等功能。

涡桨发动机总功率 N_e 是螺旋桨功率 N_{prop} 与尾喷管出口气流反作用功率 N_{F_n} 之和, 它等于螺旋桨为了产生与发动机总推力同样大小的拉力所需要的功率, 表示为

$$N_e = N_{prop} + N_{F_n} \quad (1)$$

涡桨发动机为单轴结构时, 螺旋桨功率

$$N_{prop} = (N_t \eta_m - N_c) \eta_{gb} \quad (2)$$

其中 N_t 为涡轮输出功率; N_c 为压气机消耗功率; η_m

为轴传动效率; η_{gb} 为减速器效率。

涡桨发动机为双轴自由涡轮结构时, 螺旋桨功率为

$$N_{prop} = N_{pt} \eta_{gb} \quad (3)$$

其中 N_{pt} 为动力涡轮输出功率。

螺旋桨功率可以采用对螺旋桨扭矩传感器和螺旋桨转速传感器的测量值做乘法运算获得。

尾喷管出口气流反作用推力换算成螺旋桨轴功率时, 换算轴功率

$$N_{F_n} = \frac{F_n V_0}{\eta_{prop}} \quad (4)$$

其中 F_n 为尾喷管出口气流反作用推力; V_0 为飞机飞行速度; η_{prop} 为螺旋桨效率。

单位当量功率燃油消耗量为涡桨发动机每小时燃油耗油量与总功率之比, 即

$$P_{sfc} = \frac{3600 W_f}{N_e} \quad (5)$$

其中 P_{sfc} 为单位当量功率燃油消耗量; W_f 为涡桨发动机每小时燃油耗油量。

图 1 为飞行高度和飞行马赫数不变条件下, 涡桨发动机总功率随发动机转速变化的安全工作范围, 所有的安全边界线位置是按不同的飞行高度和飞行马赫数条件下确定的边界线的集合, 由此集合构造的包络线就是涡桨发动机在飞行包线范围内的安全工作范围。

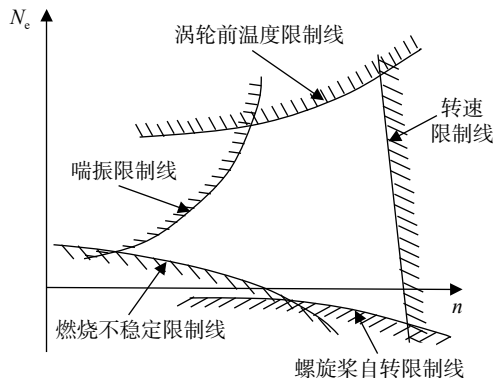


图 1 飞行高度和马赫数不变条件下, 涡桨发动机总功率随发动机转速变化的安全工作

Fig. 1 Safe working envelope of turboprop engine total power varying with engine speed at constant flight altitude and Mach number

1.4 螺旋桨功率

涡桨发动机为单轴结构时, 根据发动机工作原理可知, 发动机空气流量近似与转速成线性关系, 螺旋桨的单位功在桨叶安装角不变时与转速

平方近似成正比, 因此当桨叶安装角不变时螺旋桨功率与转速的立方成比例关系; 另外当转速不变时螺旋桨功率与桨叶安装角成单调增函数关系, 即桨叶安装角增加时, 螺旋桨功率增大, 综合这两种因素, 螺旋桨功率近似如下:

$$N_{\text{prop}} = f(n, \beta) = g(\beta) \cdot n^3 \quad (6)$$

其中 n 为发动机转速; β 为桨叶安装角。

2 涡桨发动机调节特点

2.1 单变量调节

2.1.1 等涡轮前总温调节

根据涡桨发动机转速特性, 最大功率、最佳单位当量功率燃油消耗量是在涡轮前总温保持设计值不变的情况下获得的, 可采用调节燃油流量以保持涡轮前总温为常数的控制规律实现, 即

$$W_f \rightarrow T_4 = T_{4d} = \text{const} \quad (7)$$

其中 T_4 为涡轮前总温; T_{4d} 为设计点涡轮前总温。

但这一控制规律在低转速状态, 为了吸取很大的功率, 就必须加重螺旋桨的负载, 导致加速性恶化, 还会驱使压气机进入不稳定的喘振状态, 如果长时间工作在涡轮前总温最大允许值的情况下, 将缩短涡轮的使用寿命。

考虑到单轴涡桨发动机在功率限制高度以上的范围内飞行时, 如果保持涡轮前总温为最大值 (不同工作状态有不同的最大值), 高空飞行时获得最大功率, 这就能够充分发挥发动机热端部件能力, 因此等涡轮前总温调节适用于高空飞行的情况。

2.1.2 等转速调节

当飞行条件不变时, 等转速调节使发动机在各个状态下使转速保持恒定, 换算转速也保持不变, 使状态工作点远离压气机喘振边界, 同时, 在状态改变时可避开因涡桨发动机惯性大导致的加速性能差的问题, 使等转速调节的加速性能只取决于桨叶安装角的变化速度和燃油调节器的动作速度, 而桨叶安装角的变化速度和燃油调节器的动作速度相对较快, 使发动机表现出良好的加速性能。

采用等转速调节时, 节流时减小燃油流量, 涡轮前总温下降, 压气机增压比减小, 引起转速下降, 为保持转速不变, 需要减小桨叶安装角以减小螺旋桨吸收的功率, 即

$$\beta \rightarrow n = \text{const} \quad (8)$$

这种情况下, 由于涡轮前总温下降、压气机增压比减小, 导致发动机循环功减小, 推力、螺旋桨功率、总功率下降, 耗油率增加, 各部件效率和发动机循环热效率降低。

采用等转速调节规律尽管在节流状态发动机循环热效率低、耗油率高, 但由于具有良好的加速性能和喘振裕度大的特点, 这对于提升涡桨发动机的性能具有明显的优势。

2.1.3 等螺旋桨功率调节

飞机对发动机的性能要求为获得期望的涡桨发动机总功率, 以保证飞机的动力需求, 但总功率也难以获得, 考虑到螺旋桨功率占据了总功率的绝大部分, 因此从控制的可实现性角度, 采用等螺旋桨功率调节这一间接的方式近似实现对涡桨发动机总功率的控制。等螺旋桨功率调节规律如下:

$$W_f \rightarrow N_{\text{prop}} = \text{const} \quad (9)$$

采用等螺旋桨功率调节可以在各个工作状态更能充分发挥发动机的功率潜能, 原因分析如下: 在低空飞行时, 空气流量大, 螺旋桨功率大, 随着飞行高度增加, 空气流量减少, 螺旋桨功率将下降, 为了保证螺旋桨功率不变, 涡轮前温度将会升高; 在起飞低速飞行时, 能保证更大的总功率, 改善了起飞性能, 但在低空以恒定较高速度飞行时, 空气流量将进一步增大, 为了保证螺旋桨功率不变, 必须降低涡轮前温度, 这使得发动机工作点较大地偏离了设计点, 部件效率降低, 经济性差, 但涡轮前温度低使发动机能更可靠地工作, 也延长了使用寿命。

2.2 双变量调节

涡桨发动机通常配置两个调节器, 即转速调节器和燃油流量调节器, 这样当飞行条件变化或发动机工作状态变化时, 可以规定两个被控参数按一定规律变化, 通过对上述三种基本的单变量调节规律进行组合, 可衍生出以下两种双变量组合调节规律。

2.2.1 双变量调节模式 1

采用双变量控制规律, 即调节燃油流量使涡轮前总温按功率杆角度 (power lever angle, PLA, 记为 α_{pl}) 分段变化+调节桨叶安装角使转速从慢车状态到最大状态保持最大转速不变的双变量控制规律如图 2、如图 3 所示, 即

$$W_f \rightarrow T_4 = \text{const} (\alpha_{pl}) \quad (10)$$

$$\beta \rightarrow n = \text{const} \quad (11)$$

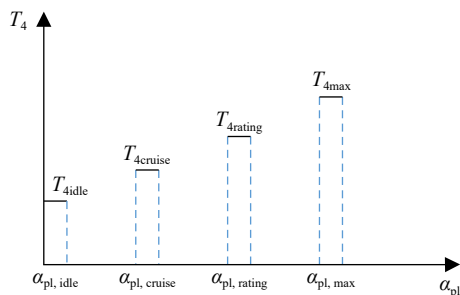


图2 涡轮前总温按功率杆变化的调节策略

Fig. 2 Adjustment strategy of turbine front total temperature according to power lever change

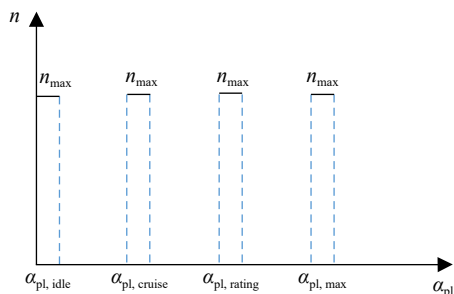


图3 保持最大转速不变的调节策略

Fig. 3 Adjustment strategy of keeping the maximum speed unchanged

图2中, $T_{4\max}$ 、 $T_{4\text{rating}}$ 、 $T_{4\text{cruise}}$ 、 $T_{4\text{idle}}$ 分别表示最大状态、额定状态、巡航状态和慢车状态时的涡轮前总温。

式(11)表示的转速调节规律如果按图3所示的 $\beta \rightarrow n = n_{\max}$ 与式(10)组合,即采用从慢车状态到最大状态保持最大转速不变的双变量控制规律,会使涡桨发动机长期在高负荷状态下工作,涡桨发动机使用寿命将会缩短。为延长使用寿命、提高工作可靠性,通过变矩手柄角度(condition lever angle, CLA, 记为 α_{cl})按涡桨发动机工作状态即 α_{pl} 的变化设定不同的螺旋桨转速,能充分发挥涡桨发动机各个状态下的性能。加拿大公司PW150涡桨发动机配置了 α_{pl} 和 α_{cl} ,功率杆用于燃油控制回路中控制涡轮输出功率以匹配螺旋桨需求功率,变矩手柄用于设定不同的螺旋桨转速指令,通过转速闭环调节桨叶安装角使转速保持不变, α_{cl} 按工作状态设定的螺旋桨转速指令值如下:

a) 起飞状态, α_{cl} 对应的指令转速为1 020 r/min;

b) 最大爬升状态, α_{cl} 对应的指令转速为900 r/min;

c) 最大巡航状态, α_{cl} 对应的指令转速为850 r/min。

因此,采用调节燃油流量使涡轮前总温按 α_{pl} 分段变化+调节桨叶安装角使转速按 α_{pl} 分段变化的涡桨发动机双变量控制规律更为合理,如图2、图4所示,即

$$\beta \rightarrow n = \text{const} (\alpha_{pl}) \quad (12)$$

$$W_f \rightarrow T_4 = \text{const} (\alpha_{pl}) \quad (13)$$

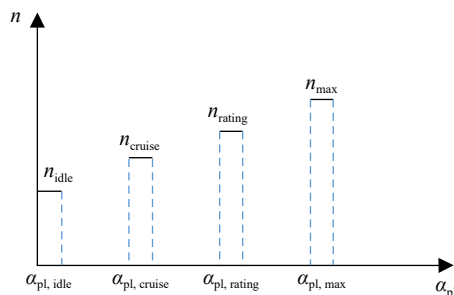


图4 转速按功率杆分段变化的调节策略

Fig. 4 Adjustment strategy of rotating speed according to subsection change of power lever

图4中, $n_{\max}$ 、 n_{rating} 、 n_{cruise} 、 n_{idle} 分别表示最大状态、额定状态、巡航状态和慢车状态时的转速。

当 α_{pl} 位于巡航状态时,螺旋桨发动机的飞行特性如图5、图6所示。图5为飞行高度、转速、涡轮前总温不变的条件下螺旋桨发动机的速度特性。随着飞行速度的升高,空气流量增加,速度冲压增大,总增压比增大,涡轮落压比加大,在涡轮前总温不变的条件下单位涡轮功增大,螺旋桨单位功也增大,使得螺旋桨功率增大、螺旋桨发动机总功率增大。而随着飞行速度的升高,压气机后总温增加,在涡轮前总温不变的条件下燃烧室温度增量减小,油气比减小,单位当量功率燃油消耗量将降低。

图6为飞行速度、转速、涡轮前总温不变的条件下螺旋桨发动机的高度特性。随着飞行高度(H)的升高,大气温度降低,总增压比增大,涡轮落压比加大,在涡轮前总温不变的条件下单位涡轮功增大,螺旋桨单位功也增大,但由于空气流量减少的较多,使得螺旋桨功率也减小、螺旋桨发动机总功率减小。大气温度随着飞行高度的升高而降低,总增压比增大,加热比也增大,热量的利用率提高,导致单位当量功率燃油消耗量降低。

从图6可知,采用上述双变量控制规律,当在低空、高速飞行时,螺旋桨功率很大,如果设计点

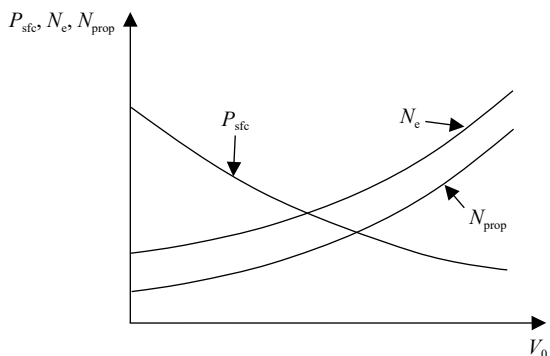


图 5 螺旋发动机的速度特性
(飞行高度、转速、涡轮前总温不变)

Fig. 5 Speed characteristics of propeller engine (flight altitude, rotating speed and total temperature in front of turbine remain unchanged)

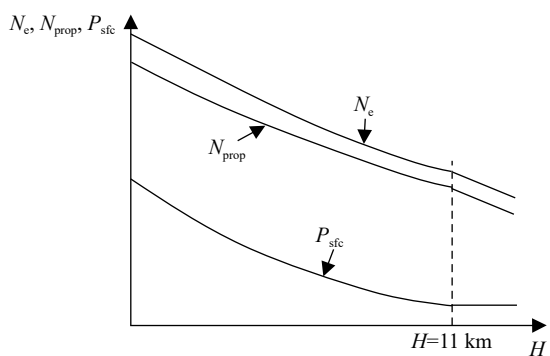


图 6 螺旋发动机的高度特性
(飞行速度、转速、涡轮前总温不变)

Fig. 6 Altitude characteristics of propeller engine (flight speed, rotating speed and total temperature in front of turbine remain unchanged)

选为地面起飞状态,则减速器的体积和质量将很大,在高空飞行时需传递的功率小于设计值,功率裕度、强度裕度都很大,影响螺旋发动机的功质比,因此 $W_f \rightarrow T_4 = \text{const}$ (α_{pl})、 $\beta \rightarrow n = \text{const}$ 双变量控制规律仅适应于中、高空飞行的情况。

2.2.2 双变量调节模式 2

为了解决适用于低空飞行的调节规律,采用调节燃油流量使螺旋桨功率保持不变+调节桨叶安装角使转速保持最大不变,即

$$W_f \rightarrow N_{\text{prop}} = \text{const} \quad (14)$$

$$\beta \rightarrow n = n_{\text{max}} = \text{const} \quad (15)$$

该双变量调节模式以某一功率限制设计高度为减速器的设计点,在这一功率限制设计高度以下的范围内,螺旋桨功率不随飞行高度的降低而增加,用降低涡轮前温度的方法使螺旋桨功率不超过最大允许值。

在功率限制设计高度以下,当飞行速度、转速、螺旋桨功率不变,螺旋发动机的高度特性如图 7 所示,随着飞行高度的升高,空气流量的减少,使得螺旋桨功率也减小、这将导致转速升高,为保持螺旋桨功率不变和转速不变,燃油流量必须调小,同时桨叶安装角调大,螺旋发动机总功率也近似不变。尽管燃油流量减小了,但燃油流量减小的速率比空气流量减少的速率要慢,导致油气比增加,涡轮前温度将不断增高。另外大气温度随着飞行高度的升高而降低,总增压比增大,加热比也增大,热量的利用率提高,导致单位当量功率燃油消耗量降低。由此可见,这一双变量控制规律适合于低空飞行的情况。

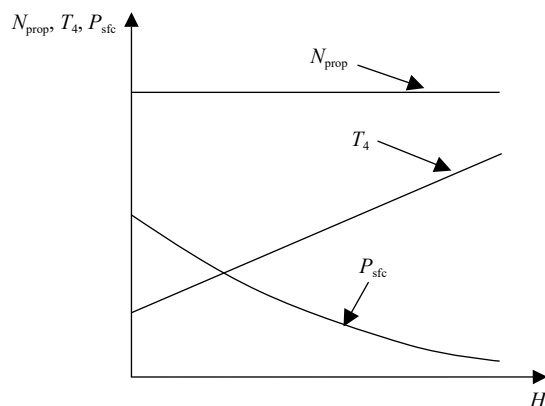


图 7 螺旋发动机的高度特性
(飞行速度、转速、螺旋桨功率不变)

Fig. 7 Altitude characteristics of propeller engine (flight speed, rotating speed and propeller power remain unchanged)

2.2.3 功率限制设计高度的确定

上述两种双变量调节模式进行组合,即可用于整个飞行高度的范围,由于采取了螺旋桨功率不变和转速不变的双变量调节规律,随着飞行高度的升高,涡轮前总温不断增高的趋势将一直延伸下去,但是受涡轮前总温限制的要求,当碰到这条超温线时也就到达了涡轮温度被保护的高度,由此可确定功率限制的设计高度。

2.3 分段组合双变量调节

考虑到涡桨发动机在低、中、高空整个飞行包线范围控制计划的合理性,综合上述两种基本的双变量调节模式的特点和各自优势,为充分发挥涡桨发动机性能,采用按功率限制设计高度为界限的分段组合双变量控制规律,即在功率限制设计高度以下飞行时,采用调节燃油流量保持螺旋桨功率不变+调节桨叶安装角保持转速不变的

4 仿真验证

对某单轴涡桨发动机, 采用图 8 所示的螺旋发动机开环+闭环式分段组合双变量调节结构设计控制系统, 首先根据式(20)、式(23)可计算出在不同飞行条件 $V_0 = 0 \sim 200 \text{ m/s}$, $H = 0 \sim 10 \text{ km}$, $\alpha_{pl} = 22^\circ, 36^\circ, 48^\circ, 56^\circ, 66^\circ, 82^\circ, 100^\circ$ 下所对应的螺旋桨功率, 如图 9 所示。

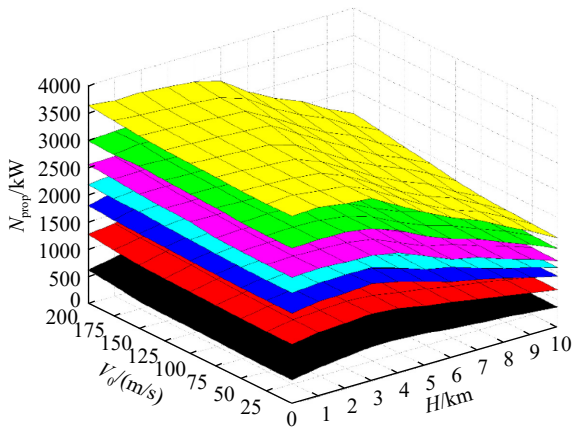


图 9 螺旋桨功率与飞行条件、功率杆角度的对应关系

Fig. 9 Corresponding relationship between propeller power and flight conditions and power level angle

对涡轮后总温回路按式(21)的开环函数设计, 对螺旋桨功率回路按式(22)的开环函数设计, 对转速回路的开环部分按式(23)的函数设计, 转速闭环部分采用比例+积分 PI 控制器, 以闭环带宽 1 rad/s 、相角裕度 75° 为设计要求, 在不同飞行高度、飞行速度和功率杆角度的工作点分别设计 PI 控制器, 如在 $H = 0, V_0 = 0, \alpha_{pl} = 22^\circ$ 这一工作点设计的 PI 控制器参数为 $K_p = 0.015, K_i = 0.011$, 其他工作点设计 PI 控制参数类同, 并采用增益调度的方式进行闭环控制, 同时, 按给定的等螺旋桨功率的设计要求和涡轮前总温的允许值要求, 可计算出功率限制的设计高度为 4 km 。

其次, 构建仿真验证平台如图 8 所示, 其中涡桨发动机采用非线性模型, 保持 α_{pl} 在额定状态不变, 分别对 3 种不同的飞行速度 $V_0 = 100, 150, 175 \text{ m/s}$ 进行仿真, 仿真时间共 100 s , 在 $0 \sim 5 \text{ s}$ 内使涡桨发动机工作在地面额定状态, 从第 5 s 开始爬升, 到达第 85 s 时爬升到 10 km 高空, 其后按等 10 km 高度平飞。

飞行高度变化轨迹如图 10 所示, 图 11、图 12、图 13、图 14、图 15 分别为涡桨发动机在三种飞行速度条件下的转速响应曲线、总功率响应曲线、

涡轮前总温响应曲线、燃油流量调节曲线、桨叶安装角调节曲线, 图中对各参数作了归一化处理。

从图 11~图 15 的仿真参数曲线可以看出, 从第 5 s 到第 85 s 在保持转速最大不变的爬升过程中, 随着飞行高度的上升, 流过涡桨发动机中空气流量不断减少, 大气温度不断降低, 使得螺旋桨功率将减小、转速将上升, 由于转速采用了开环+闭环的方式, 为保持最大转速不变, 桨叶安装角必须调大如图 15 所示, 燃油流量根据螺旋桨功率按照开环的方式不断调小如图 14 所示, 以大致保持螺旋桨功率不变(由于开环调节精度低的原因)、也间接使总功率近似保持不变如图 12 所示。尽管燃油流量减小了, 但燃油流量减小的速率比空气流量减少的速率要慢, 导致油气比增加, 涡轮前温度将增高。这种趋势一直持续到接近第 40 s 时的 4 km 功率限制设计高度时, 涡轮前总温也碰到其允许的限制值线, 双变量调节规律也从调节燃油流量保持螺旋桨功率不变+调节桨叶安装角保持转速不变的模式切换到调节燃油流量保持涡轮前总温不变+调节桨叶安装角保持转速不变的模式; 当飞行高度继续上升时, 流过涡桨发动机中空气流量继续不断减少, 大气温度不断降低, 使得螺旋桨功率继续减小、转速将上升, 但由于转速采用了开环+闭环的方式, 为保持转速最大不变, 桨叶安装角必须调大如图 15 所示, 燃油流量根据涡轮前总温按照开环的方式不断调小如

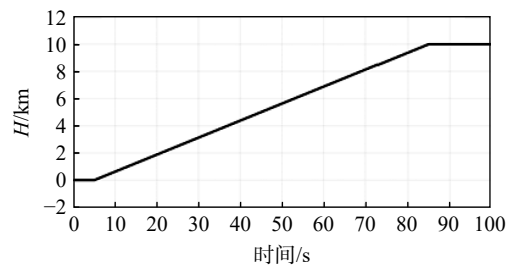


图 10 飞行高度轨迹

Fig. 10 Flight altitude trajectory

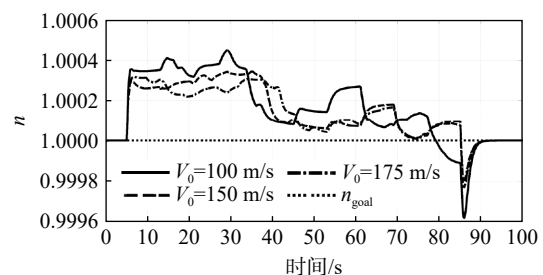


图 11 三种飞行速度条件下转速响应曲线

Fig. 11 Speed response curves under three flight speeds

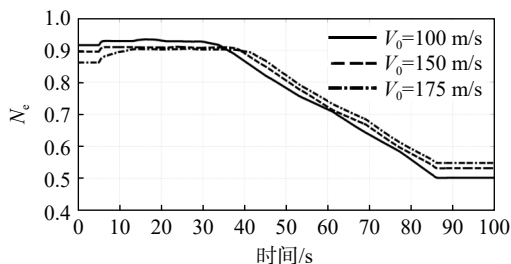


图12 三种飞行速度条件下总功率响应曲线

Fig. 12 Total power response curves under three flight speeds

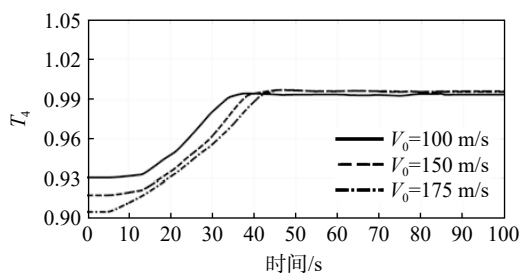


图13 三种飞行速度条件下涡轮前总温响应曲线

Fig. 13 Response curves of front total temperature of turbine under three flight speeds

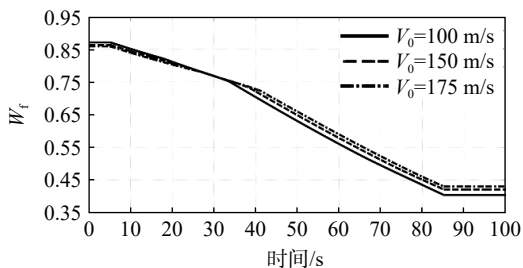


图14 三种飞行速度条件下燃油流量调节曲线

Fig. 14 Fuel flow regulation curves under three flight speeds

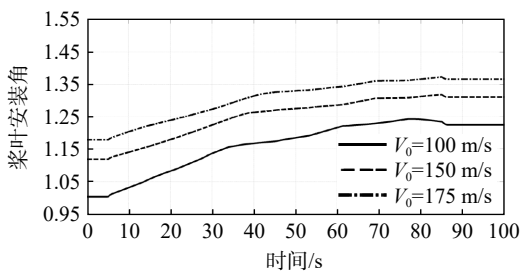


图15 三种飞行速度条件下桨叶安装角调节曲线

Fig. 15 Adjustment curves of blade installation angle under three flight speeds

图14所示,以近似保持涡轮前总温不变(由于开环调节精度低的原因)如图13所示。同时随着大气温度的不断降低,在涡轮前总温不变的条件下,总增压比增大,涡轮落压比加大,单位涡轮功增大,螺旋桨单位功也增大,但由于空气流量的减

少较多,螺旋桨功率是单位功与空气流量的乘积,这使得螺旋桨功率减小、螺旋桨发动机总功率减小,如图12所示。

从图11所示的转速响应曲线、图12所示的总功率响应曲线可知,在功率限制设计高度4 km以下的低空范围实现了按等转速、等总功率调节功能,转速最大相对误差不超过0.05%。从图11所示的转速响应曲线、图13所示的涡轮前总温响应曲线可知,在功率限制设计高度4 km以上的中空范围实现了按等转速、等涡轮前总温调节功能,转速最大相对误差不超过0.04%。

另外,在图8所示控制系统结构中采用了螺旋桨发动机开环+闭环式分段组合双变量调节结构,即转速采用开环+闭环式,涡轮后总温和螺旋桨功率采用了开环式,相比于闭环式的调节,虽调节精度低,但调节动作响应快是其优势,这对于具有大惯性特性的螺旋桨调节是一大优点。涡轮后总温和螺旋桨功率也可以采用类似转速的开环+闭环式调节方式,这一方面的工作计划在后续研究中完成。

5 结 论

为了适应涡桨发动机在其工作包线内的性能要求和涡轮前温度限制的要求,考虑了螺旋桨发动机工作在低空、中高空的工作特点,提出了一种按功率限制设计高度分段调度的螺旋桨发动机开环+闭环双变量组合控制方法,进行了仿真验证,结论如下:

1) 低空飞行时,采用调节燃油流量保持螺旋桨功率不变+调节桨叶安装角保持转速不变,而在功率限制设计高度以上的中高空飞行时,采用调节燃油流量保持涡轮后总温不变+调节桨叶安装角保持转速不变的双变量调节规律能够兼顾涡桨发动机在整个飞行高度范围内对性能和安全性两个方面的要求。

2) 考虑到控制方案的可实现性,选择涡轮后总温和螺旋桨功率作被控参数,以达到间接近似控制涡轮前总温和螺旋桨发动机总功率的目的,仿真验证了这一方案是可行的。

3) 涡轮后总温和螺旋桨功率的控制采用了开环式,虽调节精度低,但对于大惯性滞后的螺旋桨能够加快动态调节过程,同时对转速采用开环+闭环的调节方式,能够保证大惯性螺旋桨的转速稳定性。

参考文献:

- [1] 吴涛. 欧罗巴之鹰 A400M 大型运输机全解析[J]. 现代兵器, 2008(10): 19-30.
WU Tao. Full analysis of europa eagle A400M large transport aircraft[J]. Modern Armament, 2008(10): 19-30. (in Chinese)
- [2] 黄维娜, 李中祥. 国外航空发动机简明手册[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2014.
- [3] 沈亮, 欧平阳. 捕食者系列无人机特点及发展经验[J]. 飞航导弹, 2012(12): 33-36.
SHEN Liang, OU Pingyang. Characteristics and development experience of predator series UAV[J]. Aeronautical Missile, 2012(12): 33-36. (in Chinese)
- [4] 周辉华. 国外涡桨发动机的发展[J]. 航空科学技术, 2013, 24(1): 18-22.
ZHOU Huihua. The development prospect of turbo-propeller engines[J]. Aeronautical Science and Technology, 2013, 24(1): 18-22. (in Chinese)
- [5] 时瑞军. 涡桨发动机控制技术演变及趋势[J]. 航空动力, 2019(4): 39-42.
SHI Ruijun. The development of turboprop control technology and trend[J]. Aerospace Power, 2019(4): 39-42. (in Chinese)
- [6] 陈怀荣, 王曦. 国外涡桨发动机控制技术的发展[J]. 航空发动机, 2016, 42(6): 9-17.
CHEN Huairong, WANG Xi. Development of turboprop engine control technology in the west[J]. Aeroengine, 2016, 42(6): 9-17. (in Chinese)
- [7] 陈怀荣, 王曦. 基于部件特性的螺旋桨数学模型通用建模算法[J]. 推进技术, 2019, 40(8): 1681-1692.
CHEN Huairong, WANG Xi. General modeling algorithm for propeller mathematical model based on component characteristics[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(8): 1681-1692. (in Chinese)
- [8] 陈怀荣, 王曦. 一种基于螺旋桨部件特性的螺旋桨建模方法[J]. 航空动力学报, 2017, 32(10): 2526-2535.
CHEN Huairong, WANG Xi. A modeling method of propeller based on the propeller component characteristic[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(10): 2526-2535. (in Chinese)
- [9] CHEN Huairong, WANG Xi. Design of control laws based on inverted decoupling and linear matrix inequality for a turboprop engine[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2020, 142(2): 1-9.
- [10] CHEN Huairong, WANG Xi. Inverted decoupling and LMI-based controller design for a turboprop engine with actuator dynamics[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(6): 1774-1787.
- [11] SILVA V T. A propeller model for steady-state and transient performance prediction of turboprop and counter-rotating open rotor engines[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2018, 140(7): 1-13.
- [12] KONG C, KI J. Performance simulation of turboprop[R]. ASME Paper 2001-GT-0391, 2001.
- [13] KONG C, ROH H. Performance simulation of turboprop engine using SIMULINK® model [R]. ASME Paper GT-2002-30516, 2002.
- [14] KONG C, ROH H. Steady-state and transient simulation of turboprop engine using SIMULINK model[R]. ASME Paper GT 2003-38181, 2003.
- [15] KONG C, ROH H. Steady-state performance simulation of PT6A-62 turboprop engine using SIMULINK[J]. International Journal of Turbo and Jet Engines, 2003, 20(2): 183-194.
- [16] KECK M F, SCHWENTG V, FREDLAKE J J, et al. A turboprop engine advanced adaptive fuel control with a high contamination tolerance[R]. ASME Paper 68-GT-45, 1968.
- [17] STEWART D J. CT7-5A/7/7E turboprop engine for commuter airline service[R]. ASME Paper 84-GT-257, 1984.
- [18] BADGER M, JULIEN A, LEBLANC A D, et al. The PT6 engine: 30 years of gas turbine technology evolution[J]. Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, 1994, 116(2): 322-330.
- [19] 廉小纯, 吴虎. 航空燃气轮机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.
- [20] 唐狄毅, 廉小纯. 航空燃气轮机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1990.

(编辑: 陈 越)