

考虑污染物排放的开式转子发动机总体性能建模及分析研究*

张紫煜¹, 张晓博^{1,2}, 周莉¹, 王占学¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710129;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘要: 开式转子发动机兼具涡桨发动机高推进效率和涡扇发动机高飞行速度的特点, 是未来民用单通道客机理想动力装置之一。为了掌握开式转子发动机的性能变化规律, 明确开式转子发动机相比于常规大涵道比涡扇发动机节油和降低污染物排放的优势, 本文基于螺旋桨相似理论和动量理论, 建立了考虑前后排桨扇相互影响的对转桨扇模型; 与双轴燃气发生器进行匹配, 建立了三轴齿轮传动开式转子发动机模型; 同时建立了发动机污染物排放计算模型; 对同技术水平的开式转子发动机和大涵道比涡扇发动机进行了性能对比。结果表明: 所建立的对转桨扇模型与实验结果误差较小, 最大误差不超过3%。飞行马赫数增大, 桨扇功率系数增大, 推力系数减小, 耗油率增大; 飞行高度增加, 桨扇功率系数和推力系数均增大, 耗油率呈减小的趋势。相比于同技术水平的大涵道比涡扇发动机, 开式转子发动机在典型工况下的耗油率降低9%以上。在飞机起飞着陆循环内, 开式转子发动机的UHC, CO和NO_x三种污染物排放指数相比于大涵道比涡扇发动机降低10%以上, 表明开式转子发动机可有效降低航空污染物的排放。

关键词: 开式转子发动机; 对转桨扇; 发动机建模; 污染物排放; 性能分析

中图分类号: V231 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2024) 03-2209089-12

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2209089

1 引言

低油耗、低排放是未来航空发动机发展的重要方向, NASA等机构纷纷制定了未来航空燃油消耗和污染物排放的相关标准^[1-3]。实现这些低油耗、低排放目标的技术难度很大, 即使采用多项研究计划成果的先进涡扇发动机也难以达到规定的减排目标。英国罗罗公司认为, 在众多新一代发动机中, 开式转子发动机(Open Rotor Engine)能够满足未来飞行的需要。研究认为, 开式转子发动机兼具涡桨发动机高推进效率和涡扇发动机高飞行速度的特点, 是未来飞行马赫数0.8量级的民用单通道客机和军用运输机的理想动力装置^[4]。

开式转子发动机总体性能仿真模型是研究和分析开式转子发动机性能的重要工具。常规的将开式转子发动机作为涡桨发动机, 或者去除外涵道的超大涵道比涡扇发动机, 均无法准确模拟开式转子发动机的性能, 也不利于研究对转桨扇与主发动机的匹配特性。因此, 开发能够真实反映对转桨扇部件和开式转子发动机整机性能的仿真模型是十分必要的。同时, 为了评估开式转子发动机在降低污染物排放方面的收益, 需建立对应的污染物排放分析模型, 以评估开式转子发动机相比于当前主流航空发动机的减排优势。

Hendricks等基于NPSS软件建立了开式转子发动机性能计算模型^[5-7], 其使用了最新的对转桨扇特

* 收稿日期: 2022-09-28; 修订日期: 2023-02-20。

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); 航空发动机及燃气轮机基础科学中心项目(P2022-B-I-005-001); 中央高校基本科研业务费专项资金。

作者简介: 张紫煜, 博士生, 研究领域为航空发动机总体性能仿真与设计。

通讯作者: 张晓博, 博士, 副教授, 研究领域为航空发动机总体性能仿真与设计。E-mail: zhangxb@nwpu.edu.cn

引用格式: 张紫煜, 张晓博, 周莉, 等. 考虑污染物排放的开式转子发动机总体性能建模及分析研究[J]. 推进技术, 2024, 45(3): 2209089. (ZHANG Z Y, ZHANG X B, ZHOU L, et al. Modeling and performance analysis of open rotor engine considering pollutant emissions[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(3): 2209089.)

性数据并提出了固定叶尖速度的桨扇控制规律和对开式转子的质量预估模型。结果表明,与之前亚声速固定翼项目中的两种超大涵道比涡扇发动机相比,虽然开式转子发动机的质量更大,但是其耗油率更低,经济性优势明显。其将对转桨扇看作单排螺旋桨进行建模,由于建模方法和特性的限制,仅能够研究特定前后排桨扇桨距角组合和功率状态下的发动机性能。

Bellocq等^[8-9]提出了一种前后排桨扇分别建模,并考虑前后排桨扇之间相互影响的对转桨扇建模方法。该方法可以较为灵活地研究前后排桨扇参数对开式转子发动机性能的影响。基于该模型文献[10-11]开发了齿轮传动和直接驱动式开式转子发动机性能仿真模型,分析了主要的低压部件参数对发动机性能、噪声的影响。研究认为:齿轮传动开式转子发动机采用三级低压涡轮将比两级低压涡轮更轻,且耗油率更低;适当增加对转桨扇间距和减小后排桨扇叶片直径可以显著降低桨扇的噪声排放。该模型将桨扇的桨距角作为隐式参数,无法研究桨距角变化对发动机性能的影响。

Tantot等^[12]以假设前后排桨扇之间的互诱导速度与其自诱导速度成比例,并以影响因子的方式考虑了对转桨扇之间的影响。影响因子的选取直接决定了对转桨扇模型的计算精度,作者通过对不同组合的转速和桨距角进行多点优化的方法来求解影响因素。

佐治亚理工学院使用EDS软件研究了先进技术对开式转子发动机性能的影响^[13]。结果发现使用现代技术研制的开式转子发动机在巡航和起飞状态下推进效率相比GE36分别提高13%和50%,耗油率平均降低30%,噪声水平符合国际民航五级标准。Linda等^[14]通过多学科分析对2020年技术水平的齿轮涡扇发动机和齿轮传动开式转子发动机进行了比较。结果表明,尽管开式转子发动机较重,但是较低的耗油率和短舱阻力弥补了这一缺陷。与齿轮涡扇发动机相比,开式转子任务燃油消耗降低了15%,且CO₂排放也减少了。

针对传统螺旋桨特性图缩放,将设计点的缩放系数运用于特性图上的其他位置导致计算不准确的问题,Giannakakis等^[15]研究了当设计点功率系数和进距比改变时特性图的变化趋势,并提出了一种新的螺旋桨特性表达方法,该方法能够捕获不同螺旋桨设计对特性图的影响。以上述方法为基础,作者进一步提出了一种使用更加方便、可以考虑不同螺

旋桨设计特征的特性表示方法^[16]。该方法以Goldstein/Theodorsen模型来计算螺旋桨理想效率,并采用一种简单的方法来估算螺旋桨活动因子。该方法适合将单个螺旋桨图用于具有不同设计飞行条件、螺旋桨直径、叶片数量、活动因子、叶尖速度或功率的螺旋桨。结果表明,特性缩放所引起的效率和桨距角误差不大于0.5%。其缺点是计算模型较为复杂,难以与发动机总体性能计算模型相匹配。

国内方面,齐宏斌等^[17]基于传统涡轮螺旋桨性能模拟方法,考虑前排桨扇出口气流对后排桨扇的影响,对前后排桨扇进行独立建模,建立了开式转子发动机对转桨扇部件级性能计算模型。张帅等^[18]应用高速桨扇试验数据与涡轴核心机估算模型相结合的方法,建立了一种快速的、能用于飞机总体方案论证阶段的开式转子发动机分析模型。它使用少量的总体参数即可估算出开式转子发动机推力与耗油率特性、质量和外形尺寸。康瑞元等^[19]在双轴涡桨发动机性能模型基础上完善了减速器与对转桨扇性能计算模型,构建了齿轮传动开式转子发动机模型。计算表明,模型设计点性能计算结果与公开文献计算结果误差不高于0.1%。

在污染物排放计算方面,在发动机总体设计阶段无法获得详细的燃烧室结构参数时,常采用修正模型法对发动机污染物排放进行预测计算。修正模型法根据所修正发动机参数的不同,可以分为SAGE(System for Assessing Aviation's Global Emissions)排放计算模型和AERO2k排放计算模型,两种排放计算方法均已在航空发动机污染物排放评估研究中得到了广泛应用。美国联邦航空管理局采用SAGE模型^[20-21]计算全年民用航空污染物的排放量,并以此对相关排放政策进行评估。Shakariyants等^[22]基于SAGE模型,结合国际民航组织(ICAO)污染物排放数据库中的排放数据,对B767-200飞机全航程的排放量进行了计算。

综上所述,国内外在研究开式转子发动机总体性能计算时,大部分开式转子发动机模型由于对转桨扇特性的限制,无法进行全包线的发动机性能计算,或者无法研究桨距角调节对发动机性能的影响,较少研究同技术水平的开式转子发动机与其他类型发动机的性能对比和污染物排放的分析。本文基于螺旋桨相似理论和动量理论,建立了考虑前后排桨扇相互影响的对转桨扇建模方法,并与双轴燃气发生器进行匹配,建立了三轴齿轮传动开式转子发动机模型,验证了所建立对转桨扇部件模型和开式转

子发动机整机模型的计算精度;基于所建立的性能计算模型分析了开式转子发动机的性能变化规律;基于SAGE排放计算模型分析了开式转子发动机的污染物排放规律,并与同技术水平的大涵道比涡扇发动机进行了性能对比,明晰了开式转子发动机的节油和降低污染物排放的优势。

2 开式转子发动机建模

2.1 对转桨扇建模

对转桨扇(CRP)相比于普通螺旋桨桨叶叶片数更多,叶型更薄,后掠角度更大。一般来说,对转桨扇模型的输入输出量如图1所示。当输入条件不同,对转桨扇的输出量也有所不同。例如,当对转桨扇计算时的输入量为环境条件、前后排桨扇的转速和桨距角时,其输出量为桨扇功率、拉力和效率;当输入量为环境条件、前后排桨扇吸收的轴功率以及转速时,其输出量为桨扇产生的拉力和桨距角。

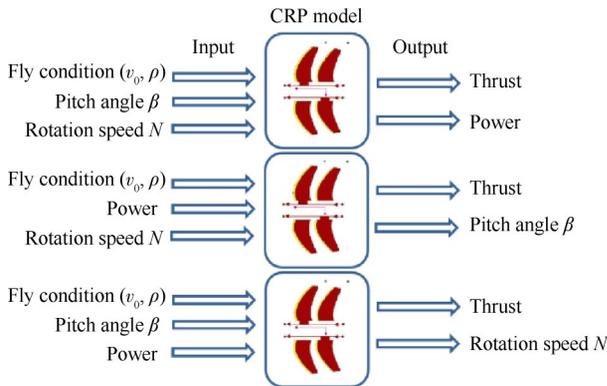


Fig. 1 Input-output model of CRP

对转桨扇是开式转子发动机的主要推力来源,其模型的准确性直接决定了开式转子发动机整机模型的计算精度。通过升力面、CFD等数值模拟方法虽然可以较准确地得到对转桨扇的性能参数,但其耗时过长,不能满足发动机总体计算的时间要求,因此需要发展简化的对转桨扇计算模型。在介绍对转桨扇模型之前,有必要介绍单排螺旋桨的性能计算模型。

2.1.1 单排螺旋桨模型及特性修正

对于单排螺旋桨,根据相似原理和叶素理论,其主要的性能参数可以用如下公式表示,即

$$T = \rho N^2 D^4 C_T \quad (1)$$

$$P = \rho N^3 D^5 C_P \quad (2)$$

$$\eta = \frac{T \cdot v}{P} = J \frac{C_T}{C_P} \quad (3)$$

$$J = \frac{v}{ND} \quad (4)$$

式中 ρ 为大气密度, D 为螺旋桨直径, v 为飞行速度, N 为螺旋桨转速, J 为进距比,表示螺旋桨前进速度和桨尖切向速度的相对变化。 T 和 P 为螺旋桨拉力和功率, C_T 和 C_P 分别为螺旋桨的拉力系数和功率系数, η 为螺旋桨效率。

根据相似原理,当两个螺旋桨满足几何相似、运动相似和动力相似时,可以用同一特性图表示。但若轮毂比不同,则两个螺旋桨沿展向的进气攻角和受力并不相同,也就无法用同一特性图表示。此时,可采用一阶近似修正来考虑轮毂比变化对特性的影响,即

$$A = \frac{\pi}{4} (D^2 - D_h^2) \quad (5)$$

$$T_{QA} = \frac{T}{\rho N^2 D^2 A} \quad (6)$$

$$P_{QA} = \frac{P}{\rho N^2 D^3 A} \quad (7)$$

式中 A 为螺旋桨桨盘面积, P_{QA} 和 T_{QA} 分别为螺旋桨修正功率系数和修正拉力系数。

空气压缩性(马赫数)对螺旋桨的特性有较大的影响。尤其对于高速螺旋桨,桨尖速度常常超过声速,对螺旋桨的总体性能影响很大。一般而言,可以采用不同马赫数下的螺旋桨特性图来解决该问题,但是特性数据往往并不齐全。文献[23]分析总结了SR-6高速螺旋桨在不同马赫数下的性能特点,并总结出了一种简化的针对空气压缩性的效率修正为

$$\text{若 } Ma_{0.75R} < Ma_{0.75R}^* : \quad \eta = \eta_{\text{low_speed}} \quad (8)$$

$$\text{若 } Ma_{0.75R} > Ma_{0.75R}^* : \quad \eta = \eta_{\text{low_speed}} - (Ma_{0.75R} - Ma_{0.75R}^*) F_{\text{cor}} \quad (9)$$

式中 R 为螺旋桨半径, $Ma_{0.75R}$ 为螺旋桨0.75R处的螺旋马赫数, $Ma_{0.75R}^*$ 为效率突变处的临界螺旋马赫数, F_{cor} 为修正因子。其中,螺旋马赫数定义为

$$Ma_{0.75R} = Ma_0 \sqrt{1 + \left(\frac{0.75\pi}{J} \right)^2} \quad (10)$$

2.1.2 对转桨扇模型

对转桨扇建模的重点是如何考虑前后排桨扇之间的相互影响。Bellocq等^[9]在其对转桨扇模型中考虑了前排桨扇对后排桨扇所产生的轴向和周向诱导速度以及后排桨扇对前排桨扇产生的轴向诱导速度的影响,认为后排桨扇对前排桨扇产生的周向诱导速度比其他诱导速度要小,将其忽略。但Alexios等^[24]通过升力面方法计算发现这个周向诱导速度是

无法忽略的。本文提出了一种同时考虑前后排桨扇之间轴向和周向诱导速度的对转桨扇模型,并引入比例因子修正后排桨扇对前排桨扇所产生的周向诱导速度。

本文发展的对转桨扇计算模型以单排螺旋桨性能计算模型和动量理论等为基础,对转桨扇的速度三角形如图 2 所示。前排桨扇对后排桨扇的诱导速度为 v_{i12} , 1 代表前排桨扇, 2 代表后排桨扇, 下标 a 代表轴向, t 代表切向。后排对前排桨扇的诱导速度类似。

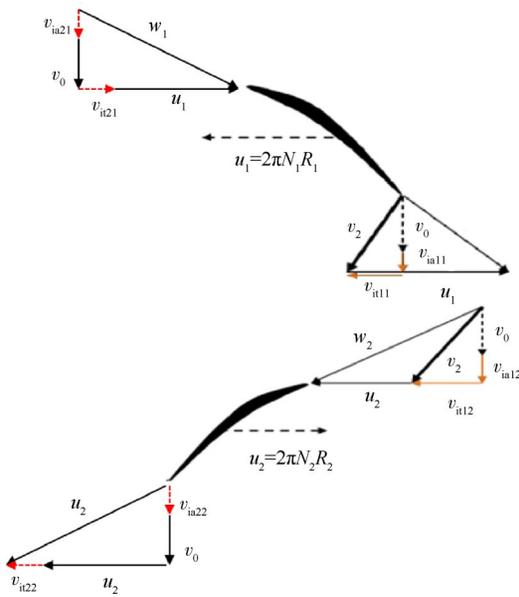


Fig. 2 Velocity components of CRP

对转桨扇的建模过程如下:

(1)前排桨扇的计算

由于前后排桨扇的相互作用,前排桨扇工作于向前飞行与后排桨扇共同作用的流场中。给定后排桨扇对前排桨扇的轴向互诱导速度 v_{ia21} 和周向互诱导速度 ω_{it21} 的初猜值,并计算前排桨扇的名义进口轴向速度 v_{0im1} 和进距比 J_{im1} 。

前排桨扇的名义飞行速度为

$$v_{0im1} = v_0 + v_{ia21} \quad (11)$$

名义进距比为

$$J_{im1} = v_{0im1} / ((N_1 + \omega_{it21} / 2\pi) \cdot 2R_1) \quad (12)$$

式中 v_0 为自由流速度, R_1 为前排桨扇半径。

根据名义进距比 J_{im1} 和前排桨扇桨距角 β_1 , 可从特性图中插值得到桨扇修正功率系数 P_{QAim1} 和效率 η_1 , 并使用压缩损失进行修正(方程(8)和(9)), 修正时计算的马赫数为名义飞行速度对应的马赫数。之后, 计算前排桨扇的修正拉力系数和拉力 T_1 为

$$T_{QAim1} = \frac{\eta_1 P_{QAim1}}{J_{im1}} \quad (13)$$

$$T_1 = \rho N_1^2 D_1^2 A_1 T_{QAim1} \quad (14)$$

根据动量定理,前排桨扇的自诱导轴向速度 v_{ia11} 和周向角速度 ω_{it11} 为

$$v_{ia11} = \frac{\sqrt{v_1^2 + \frac{2T_1}{\rho A_1}} - v_1}{2} \quad (15)$$

$$\omega_{it11} = \frac{Q_1}{\frac{1}{2} \pi \rho (v_1 + v_{ia11}) (R_1^4 - R_{1h}^4)} \quad (16)$$

式中 Q_1 和 R_{1h} 为前排桨扇的扭矩和轮毂半径。

(2)后排桨扇的计算

后排桨扇的入流状态由自由来流速度 v_0 , v_{ia12} 和 ω_{it12} 共同决定。

v_{ia12} 通过前排桨扇处的诱导速度和气流流道收缩获得。基于涡流理论的流道收缩模型为

$$v_{ia}(z) = v_{ia_prop} \left[1 + \frac{z/R_{prop}}{\sqrt{1 + (z/R_{prop})^2}} \right] \quad (17)$$

式中 z 是轴向坐标, 与入流方向相同, 将该式应用到后排桨扇可得

$$v_{ia12} = v_{ia11} \left[1 + \frac{z_{12}/R_1}{\sqrt{1 + (z_{12}/R_1)^2}} \right] \quad (18)$$

后排桨扇切向互诱导速度 ω_{it12} 的计算同样包含了流管收缩效应, 即

$$\omega_{it12} = \frac{\omega_{it11} \cdot R_1 \cdot K_1}{\sqrt{\frac{A_1 (v_{0im1} + v_{ia11})}{\pi (v_{0im2} + v_{ia11})} + R_{2h}^2}} \quad (19)$$

在求得后排桨扇入口的流动参数后, 即可进行后排桨扇性能的计算。后排桨扇的名义飞行速度为

$$v_{0im2} = v_0 + v_{ia12} \quad (20)$$

名义进距比为

$$J_{im2} = v_{0im2} / ((N_2 + \omega_{it12} / 2\pi) \cdot 2R_2) \quad (21)$$

根据名义进距比 J_{im2} 和后排桨扇桨距角 β_2 , 可从特性图中插值得到桨扇修正功率系数 P_{QAim2} 和效率 η_2 , 与前排桨扇类似, 进行压缩性修正后即可计算后排桨扇的拉力 T_2 等性能参数。进而可以求出对转桨扇的总拉力为

$$T_{CPR} = T_1 + T_2 \quad (22)$$

一旦后排桨扇的状态已知, 则可以计算最开始作为迭代变量的后排桨扇对前排桨扇的轴向互诱导速度 v_{ia21} 和周向互诱导速度 ω_{it21} , 即

$$v_{ia21} = v_{ia22} \left(1 + \frac{-z_{12}/R_2}{\sqrt{1 + (z_{12}/R_2)^2}} \right) \quad (23)$$

$$\omega_{i21} = \frac{\omega_{i22} \cdot R_2 \cdot K_2}{\sqrt{\frac{A_2(v_{0im2} + v_{ia22})}{\pi(v_{0im1} + v_{ia11})} + R_{th}^2}} \quad (24)$$

当 v_{ia21} 和 ω_{i21} 迭代计算收敛后,则对转桨扇模型计算完成。

2.2 行星齿轮箱模型

行星差动齿轮箱(DPGB)的作用是将动力涡轮的功率传递到对转桨扇,并使动力涡轮轴和对转桨扇在各自的工作转速下运行。与传统的双轴减速齿轮箱不同,行星齿轮箱有三根轴,分别为太阳轴、行星轴和齿圈。在齿轮传动桨扇发动机中,行星齿轮箱的太阳轴为输入轴,与动力涡轮相连;行星轴与齿圈为输出轴,分别与前后排桨扇相连接。

行星齿轮箱的工作遵循下列方程组^[25]

$$Q_{ring} = Q_{sun} \left(1 + 2 \frac{R_{carrier}}{R_{sun}} \right) \eta_{mDPGB} \quad (25)$$

$$Q_{carrier} = 2Q_{sun} \left(1 + \frac{R_{carrier}}{R_{sun}} \right) \eta_{mDPGB} \quad (26)$$

$$\frac{Q_{ring}}{Q_{carrier}} = \frac{\left(1 + 2 \frac{Q_{carrier}}{Q_{sun}} \right)}{2 \left(1 + \frac{Q_{carrier}}{Q_{sun}} \right)} \quad (27)$$

$$P_{sun} \eta_{mDPGB} = P_{carrier} + P_{ring} \quad (28)$$

式中 ring, carrier, sun 和 η_{mDPGB} 分别表示齿圈、行星轮、太阳轮以及齿轮箱机械效率。

2.3 污染物排放模型

航空发动机排放的污染物主要有氮氧化物(NO_x)、一氧化碳(CO)、未燃碳氢化合物(UHC)等。本研究建立了SAGE模型用于对开式转子发动机污染物排放进行预测。SAGE模型基于波音流量法发展而来,该方法已经在排放评估领域和排放预测研究中得到了广泛应用^[20-22],是航空发动机污染物排放预测的常用方法。其整个计算过程如下:

首先进行发动机安装效应修正^[26],因为ICAO数据库中的排放数据为发动机地面静止状态下未考虑引气、功率提取等测得的数据。

然后计算点的燃油流量转化为与之对应的地面参考状态下的燃油流量,即

$$W_{f,ref} = \frac{W_f}{\delta_{amb}} \theta_{amb}^{3.8} e^{0.2Ma_0^2} \quad (29)$$

式中下标 f, ref 为修正后地面参考状态;ref 为计算点状态; θ 为环境温度与标准大气温度比值; δ 为环境压

力与标准大气压力比值。

由式(29)得到的修正后的流量对ICAO排放数据库中的燃油流量与 NO_x , UHC, CO排放指数之间的关系进行插值,得到地面参考状态下 NO_x , UHC和CO的排放指数 EI_{NO_x} , EI_{UHC} 和 EI_{CO} 。

然后将地面参考状态下的排放指数转化为计算点处的排放指数可知

$$EI_{NO_x} = EI_{NO_x,ref} e^{H_c} \left(\frac{\theta_{amb}^{3.3}}{\delta_{amb}^{1.02}} \right)^{1/2} \quad (30)$$

$$EI_{UHC} = EI_{UHC,ref} \frac{\theta_{amb}^{3.3}}{\delta_{amb}^{1.02}} \quad (31)$$

$$EI_{CO} = EI_{CO,ref} \frac{\theta_{amb}^{3.3}}{\delta_{amb}^{1.02}} \quad (32)$$

式中参数 H_c 为与湿度和饱和蒸气压力相关的修正项。

最后即可计算单位时间内 NO_x , UHC, CO的排放量为

$$W_i = EI_i W_f \quad i = NO_x, UHC, CO \quad (33)$$

2.4 开式转子整机模型

本研究基于部件法建立了对转桨扇、行星齿轮箱等开式转子发动机的特征部件模型,将其与常规部件模型^[27]耦合在一起,建立了开式转子发动机总体性能计算模型。在航空发动机数值仿真平台^[28]中搭建了三轴拉进式齿轮传动开式转子发动机仿真模型如图3所示。模型主要包括:对转桨扇、进气道、高/中压压气机(HPC/IPC)、高/中压涡轮(HPT/IPT)、燃烧室、动力涡轮(LPT)、涵道(Duct)、行星齿轮箱、高/中/低压轴(HPS/IPS/LPS)和尾喷管。

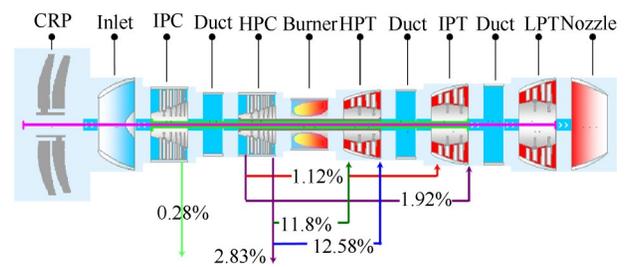


Fig. 3 Simulation model of the open rotor engine

开式转子发动机计算模型所需满足的平衡方程表和迭代变量如表1所示。对转桨扇的转速和桨距角均为迭代变量,迭代变量共13个。平衡方程除了常规的流量平衡、功率平衡外,还包括齿轮箱扭矩平衡和对转桨扇与动力涡轮之间的转速平衡,平衡方程共10个。因此,对于三轴拉进式齿轮传动开式转子发动机仿真模型,其控制参数有3个。

Table 1 Iteration variables and balance equations of the open rotor engine

Components	Iteration variables	Balance equations
IPC	β value	—
HPC	β value	Mass flow
Combustor	Exit temperature	—
HPT	β value	Mass flow
IPT	β value	Mass flow
LPT	β value	Mass flow
Nozzle	—	Mass flow
HPS	Relative speed	Power
IPS	Relative speed	Power
LPS	Relative speed	Power
DPGB	—	Torque ratio
CRP	$N_1, N_2, \beta_1, \beta_2$	CRP-LPT rotating speed
Total number	13	10

3 计算结果分析

3.1 对转桨扇模型验证

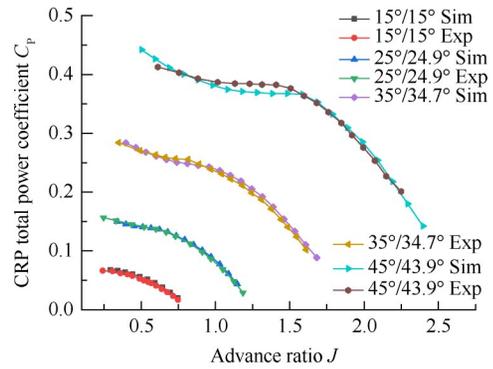
对转桨扇模型的验证需要对转桨扇的特性数据以及对应的前后排桨扇单独的特性数据。通过搜集文献发现,同时具备以上特性数据的试验数据较少,在早期NACA曾进行过一系列低速对转桨扇试验^[29],满足桨扇验证的需求。

该对转桨扇为两桨叶结构,前后排桨扇桨距可调。将前后排桨扇的特性分别输入对转桨扇模型得到模型计算的对转桨扇特性,并与实际的实验数据进行对比,以验证所建立对转桨扇模型的精确性。图4为该对转桨扇功率系数和效率在不同桨距角下的实验数据对比结果。由图中的数据对比可以看出,所建立的对转桨扇模型能够很好地捕捉到对转桨扇的性能变化趋势。与实验结果对比误差不超过3%,大部分数据误差小于1%,模型具有较好的计算精度。

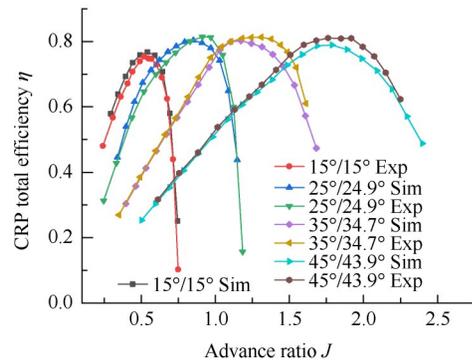
开式转子发动机计算模型基于航空发动机数值仿真平台搭建,该平台的其他计算模块的计算精度已经得到了相关的验证^[28];此外,同平台开发的类似模型的计算精度也得到了验证^[30]。因此,本研究所建立的三轴拉进式齿轮传动开式转子发动机整机模型具有较高的计算精度。

3.2 开式转子发动机性能分析

开式转子发动机在运输机领域的主要应用对象为中型运输机,在民航领域的主要应用对象是中短程的窄体干线客机,如空客A320系列,波音737系列和我国的C919客机。本研究以某大涵道比涡扇发动



(a) C_p vs J and blade settings



(b) η vs J and blade settings

Fig. 4 Experimental-simulated CRP performance

机为基础形成了开式转子发动机总体性能方案,该发动机作为窄体干线客机的动力装置,技术水平较高,可以代表目前民用航空发动机的先进水平。

以大涵道比涡扇发动机设计参数为参考,结合最佳循环功分配及对转桨扇的设计经验,形成的开式转子发动机设计参数如表2所示。

三轴拉进式齿轮传动桨扇发动机共有13个自由变量,10个平衡方程,需要选择3个自由变量作为控制量。在燃气发生器部分,一般选择燃烧室出口温度、高压轴相对物理转速或者中压轴相对物理转速作为控制量;在推进系统部分,理论上可以从动力涡轮相对物理转速、对转桨扇前后排转速和对转桨扇的前后排桨扇桨距角5个参数中任意选择2个均可作为控制参数。在实际应用中,开式转子发动机多以桨扇转速作为控制量。

本研究在给定的大气条件下,假定发动机在飞行包线内采取相同的控制规律,进行了开式转子发动机的高度速度特性计算。其中,燃气发生器的控制规律选择控制燃烧室出口温度等于设计点温度;对转桨扇部件的控制规律为控制前后排桨扇转速等于设计点转速;同时考虑了参数限制和压气机喘振裕度的影响。

Table 2 Design parameters of open rotor engine

Component	Parameter	Value
IPC	Pressure ratio	2.05
	Isentropic efficiency	0.908
HPC	Pressure ratio	20.40
	Isentropic efficiency	0.860
Combustor	Exit temperature/K	1798
	Pressure loss/%	4.6
HPT	Isentropic efficiency	0.935
IPT	Isentropic efficiency	0.925
LPT	Isentropic efficiency	0.920
Nozzle	Pressure ratio	1.30
	Diameter/m	4.26/3.99
CRP	Hub diameter/m	1.60
	Spacing/m	1.06
	Rotating speed/(r/min)	1000/1000
	Pitch angle/(°)	61/60
	Prop efficiency	0.8/0.8
	Mechanical efficiency	0.99
DPGB	Torque ratio	1.36
	Carrier connected to	Front-prop
	Ring connected to	Rear-prop

图5为开式转子发动机总推力、耗油率、前排桨

扇功率系数和桨距角的高速速度特性。由图可知，相同高度下，随着马赫数的升高，发动机推力下降，耗油率上升。这是因为虽然桨扇吸收的功率随着马赫数增大而增大，但是飞行速度增加得更快，所以桨扇产生的拉力减小；而尾喷管喷气单位推力与燃气涡轮发动机一样随着马赫数增大而减小，而且减小更剧烈，所以尾喷管喷气推力也减小，二者共同作用导致发动机推力下降。由于发动机单位推力下降，而油气比变化不大，所以耗油率随马赫数增大而升高。当马赫数不变时，高度增加会使发动机推力减小。这是因为随着飞行高度的增加，大气密度降低，通过发动机的空气质量流量也减小，动力涡轮提供的功率降低，同时对转桨扇的拉力与空气密度成正比，因此桨扇的拉力随着高度升高而减小，而尾喷管喷气推力随着高度的增加也是减小的。耗油率随着飞行高度增加降低，这是因为在飞行包线内，高度增加，大气温度降低。压气机增压比增大，发动机循环热效率提高，耗油率从而降低。

对于功率系数，马赫数的增大会使前后排桨扇的功率系数均增大，这是因为高度不变，飞行速度增大时，发动机提供给对转桨扇的功率逐渐增大。由

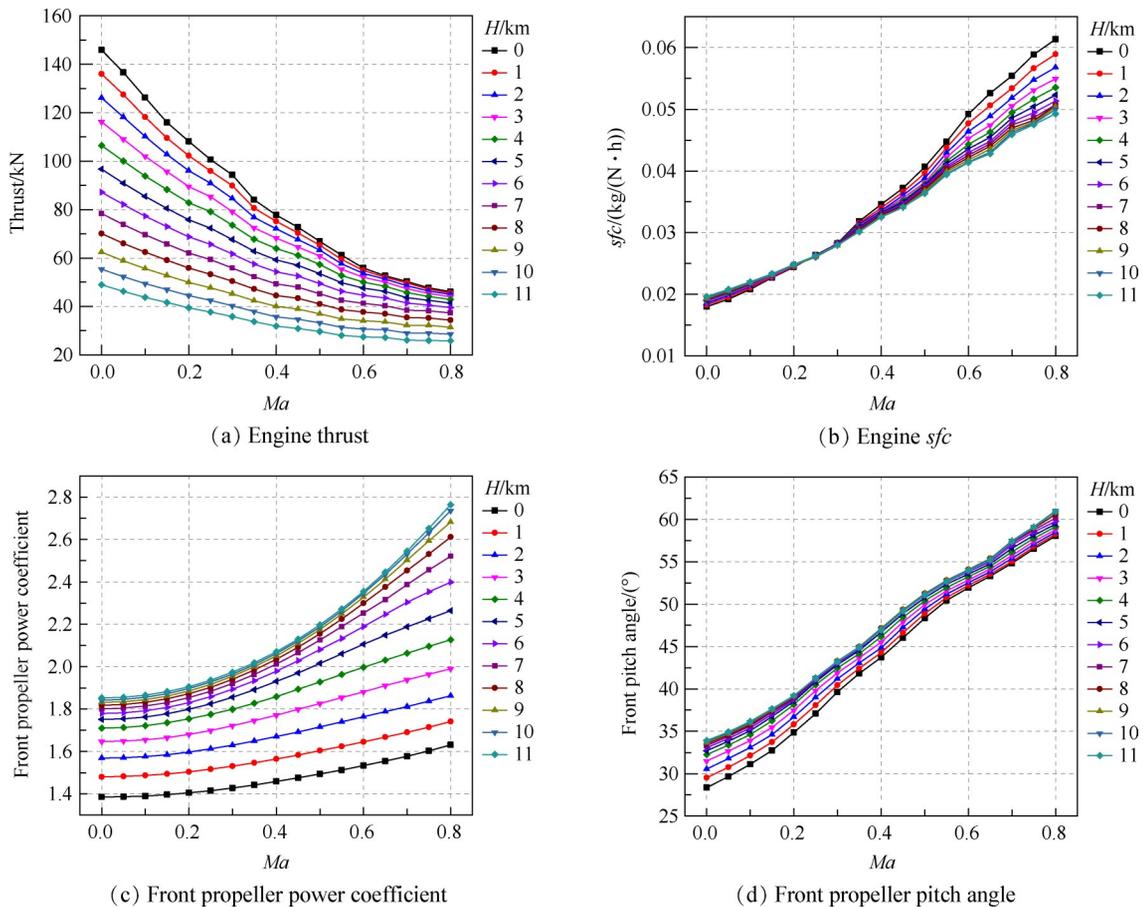


Fig. 5 Altitude and velocity characteristics of open rotor engine

式(2)可知,当桨扇转速保持不变时,桨扇吸收功率的增大会使功率系数也随之增大。而随着飞行高度的增加,桨扇的功率系数也随之增大。这是因为当飞行高度增加时,尽管对转桨扇吸收的功率在逐渐降低,会导致功率系数减小,但是空气密度的减小会导致功率系数逐渐增大,而且空气密度的减小程度更剧烈。二者共同作用导致功率系数呈逐渐增大的趋势。

桨距角的变化趋势与功率系数一致。当马赫数增大时,对转桨扇吸收的功率增加,由于桨扇转速不变,因此桨扇通过桨距角增大的方式吸收更多的功率。当飞行高度增加时,尽管马赫数保持不变,但飞行速度是降低的,因此桨扇的进距比也会减小。功率系数的增大会导致桨距角增大,但是进距比的减小减弱了桨距角增大的趋势,因此相比于飞行马赫数,飞行高度增加会使桨距角增大,但增大幅度较小。

采用所开发的模型分析了开式转子发动机的高空节流特性($H=10\ 668\ \text{m}$, $Ma=0.785$)。节流特性计算时,燃气发生器部分控制中压轴相对物理转速从 100% 降至 60%;对转桨扇部分控制前后排桨扇转速随中压轴相对物理转速变化而变化(如图 6 所示,前后排转速变化一致)。

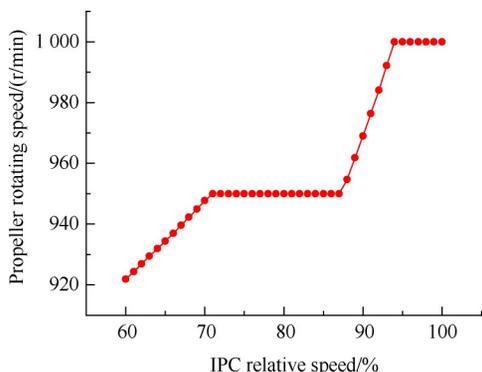


Fig. 6 Propeller rotating speed vs IPC relative speed

图 7 为采用上述控制规律时,前排桨扇桨距角的变化情况。在中压压气机相对物理转速 60%~70% 阶段,控制桨扇转速逐渐增大。随着转速升高,发动机功率状态升高,对转桨扇吸收的功率增加,此时桨距角也增大,但是增大较为缓慢,因为转速的增大也可以起到吸收功率的作用;在相对物理转速 70%~88% 阶段,控制对转桨扇转速保持不变,对应的桨距角增大较快。这是因为桨扇转速不变时,只能通过增大桨距角来吸收增加的功率。在中压压气机相对物理转速 88%~94% 阶段,控制桨扇转速增大至设计点转

速,此时对转桨扇前后排桨扇的桨距角均出现了下降。这是因为在该阶段,对转桨扇前后排桨扇的转速增大较快,发动机功率状态升高产生的额外功率均通过转速升高的方式被对转桨扇吸收,而且需要通过减小桨距角来平衡转速的快速增大。在相对物理转速 94%~100% 阶段,对转桨扇转速不变,发动机通过增大桨扇桨距角吸收发动机的功率。

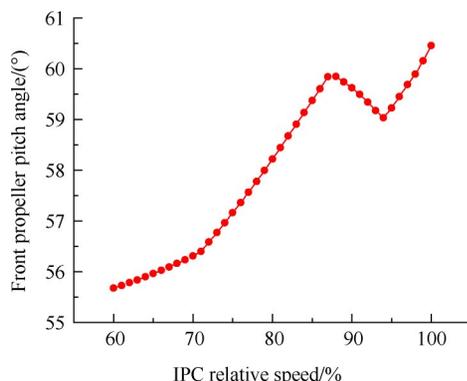


Fig. 7 Variation of front propeller pitch angle

由图 8 可以看到,随着中压压气机相对物理转速降低,桨扇发动机燃烧室出口温度逐渐降低,发动机做功能力下降,动力涡轮吸收功率降低。作为发动机的主要推力来源,动力涡轮吸收功率降低导致对转桨扇拉力系数逐渐减小,发动机推力降低,而发动机耗油率则明显上升。在中压压气机相对物理转速 88%~94% 阶段,前后排桨扇的拉力系数相比其他阶段增大较小,这是因为在该阶段转速增大过快,桨扇的进距比减小,而且桨距角也减小,二者共同导致桨扇的拉力系数增大较为缓慢。

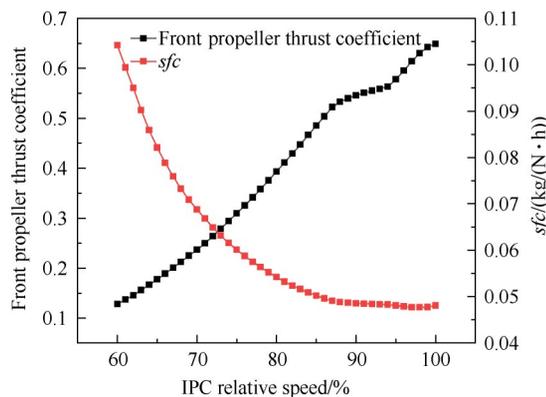


Fig. 8 Variation of front propeller thrust coefficient and engine sfc

3.3 污染物排放分析

在进行开式转子发动机污染物排放计算之前,需要知道发动机在地面参考状态下的污染物排放数

据。对于现货发动机,可通过国际民航组织发布的污染物排放数据库进行查询;对于尚处总体设计阶段的开式转子发动机,本研究选择了与所研究开式转子发动机推力等级类似的V2524A5型发动机在ICAO排放数据库中的污染物排放数据作为开式转子发动机的参考污染物排放数据,并通过对开式转子发动机模型在地面静止状态下进行节流特性计算,得到ICAO数据库对应功率状态下的发动机燃油流量,最终形成开式转子发动机在地面参考状态下的污染物排放数据。

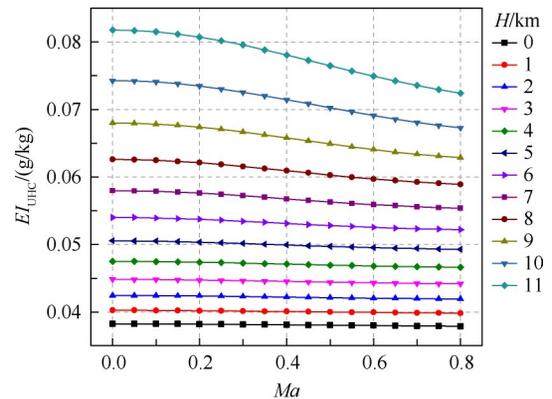
图9为开式转子发动机UHC,CO和NO_x三种污染物排放的高度速度特性。UHC和CO排放指数的变化趋势相同,即二者均随着高度的增加而升高,随着马赫数的增大而降低。这是因为UHC和CO都属于燃油未完全燃烧所产生的中间产物。当飞行高度增加,或者飞行马赫数降低时,燃烧室进口温度下降,燃烧反应温度降低,更容易出现不完全燃烧的现象。而NO_x排放指数的变化则相反,当高度增加时,排放指数降低。这是由于在较高的飞行高度下,燃烧室进口温度和发动机燃油流量降低,燃烧反应温度下降,NO_x的生成量降低。

图10对比了不同湿度和高度条件下的发动机NO_x排放指数。可以看到,当大气湿度较高时,有利于NO_x排放指数的降低。这是因为水分的增加可以降低燃烧反应的最高温度,对NO_x的排放起到抑制作用。当H=0 m时,30%大气湿度条件下的NO_x排放指数相比0%大气湿度降低了约10%。

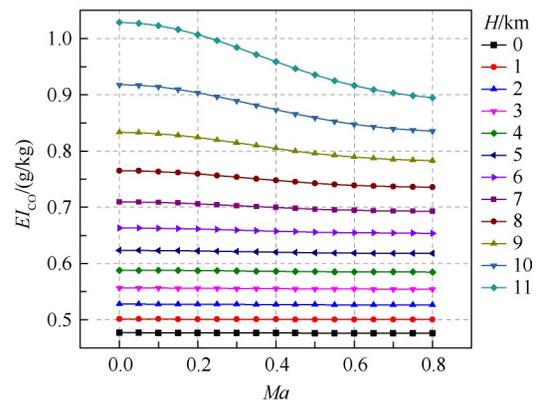
3.4 开式转子与涡扇发动机性能对比分析

本研究的开式转子发动机性能方案与某大涵道比涡扇发动机设计方案,二者在发动机各部件效率、空气系统引气和涵道损失等方面的设计参数基本一致。因此,在同等飞行任务和推力需求下,二者之间的性能对比可以直接体现开式转子发动机相比于涡扇发动机的性能优势。表3所示为发动机性能方案几个关键状态点的工况及推力需求。对于开式转子发动机性能计算模型,在计算各关键状态点推力时,同时调节燃烧室出口温度和对转桨扇的转速,在保证部件参数不超限的同时得到最佳的发动机性能。

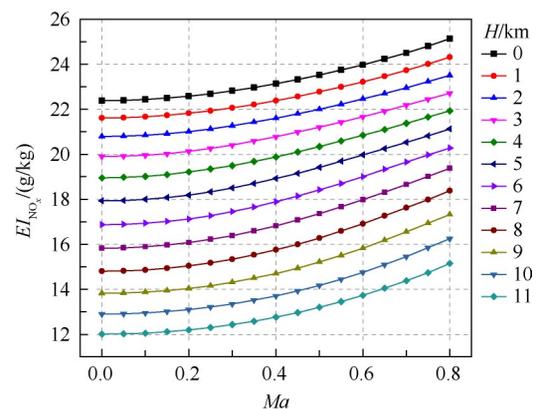
计算得到的开式转子发动机各个典型工况下的耗油率与大涵道比涡扇发动机的对比结果如表4所示。可以看出,在各种典型工况下,开式转子发动机的耗油率相比大涵道比涡扇发动机均明显降低。考虑到该大涵道比涡扇发动机技术水平较高,与现货涡扇发动机相比,桨扇发动机耗油率降低的优势会更加



(a) UHC emission index



(b) CO emission index



(c) NO_x emission index

Fig. 9 Altitude and velocity characteristics of engine pollutant emissions

明显。

根据大涵道比涡扇发动机与开式转子发动机的污染物排放数据和LTO循环内的污染物排放量计算方法,计算得到的两种发动机在LTO循环内的污染物排放数据如表5所示。可以看出,开式转子发动机在LTO循环内UHC,CO和NO_x三种污染物的排放量均比大涵道比涡扇发动机降低10%以上,说明开式转子发动机在降低航空污染物排放方面具有较大的优势。

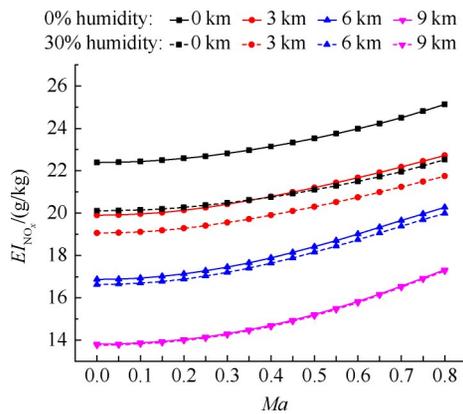


Fig. 10 Variation of NO_x emission in different humidity and altitude

Table 3 Thrust requirement of the engine (kN)

Parameter	Value
Design point (<i>H</i> =10 668 m, <i>Ma</i> =0.785, ISA+10 K)	27.41
Maximum continuous (<i>H</i> =6 096 m, <i>Ma</i> =0.490, ISA+10 K)	51.97
Economic cruise (<i>H</i> =10 668 m, <i>Ma</i> =0.785, ISA)	22.38
Max cruise (<i>H</i> =10 668 m, <i>Ma</i> =0.785, ISA+10 K)	25.82

Table 4 *sfc* comparison of the turbofan and open rotor

Operation condition	<i>sfc</i> of turbofan/ (kg/(N·h))	<i>sfc</i> of open rotor/ (kg/(N·h))	Decrease/%
Design point	0.055 2	0.047 6	13.77
Maximum continuous	0.045 7	0.037 8	17.29
Max cruise	0.055 5	0.048 4	12.79
Economic cruise	0.053 4	0.048 5	9.18

Table 5 LTO cycle pollutant emission comparison of the turbofan and open rotor

Parameter	Turbofan	Open rotor	Decrease/%
Emission of UHC/g	33.93	29.42	13.29
Emission of CO/g	2 240.01	1 973.81	11.88
Emission of NO _x /g	4 587.88	3 836.27	16.38

4 结 论

本文建立了三轴拉进式齿轮传动开式转子发动机性能仿真模型,并对开式转子发动机的性能及污染物排放进行了研究,得到结论如下:

(1)本文建立的对转桨扇模型不仅考虑了马赫数以及轮毂比对桨扇性能的影响,还考虑了前后排桨扇之间轴向和周向诱导速度的影响,模型与实验

数据对比最大误差不超过 3%。

(2)当控制对转桨扇转速不变时,飞行马赫数增大将使开式转子发动机推力减小,耗油率增大;飞行高度升高时推力和耗油率均减小。桨扇功率系数随着飞行高度的升高逐渐增大,桨距角变化与功率系数一致。

(3)UHC 和 CO 排放指数的变化趋势相同,二者随着高度的增加而升高,随着马赫数的增加而降低,当高度较低时马赫数对 UHC 和 CO 排放的影响较小。NO_x 排放指数的变化则相反,当高度增加,排放指数降低。

(4)对于相同技术水平的大涵道比涡扇发动机和开式转子发动机,后者在燃油消耗和污染物排放方面的优势明显。在各关键工况下,开式转子发动机的耗油率相比大涵道比涡扇发动机均降低超 9%;在 LTO 循环内,开式转子发动机 UHC,CO 和 NO_x 三种污染物的排放量均比大涵道比涡扇发动机降低超过 10%。

致 谢:感谢国家自然科学基金、国家科技重大专项、航空发动机及燃气轮机基础科学中心项目和中央高校基本科研业务费专项资金的资助。

参 考 文 献

- [1] FALLEN G J, ROSARIO R D, WAHLS R, et al. NASA's fundamental aeronautics subsonic fixed wing project: generation N+3 technology portfolio [R]. SAE Technical Paper 2011-01-2521.
- [2] PHILIPPE B, PEDRO A. European aeronautics: a vision for 2020 advisory council for aeronautics research in europe[J]. Air and Space Europe, 2001, 3(3): 16-18.
- [3] GARCIA ALAIN. Advisory council for aeronautics research in Europe[J]. ICAO Journal, 2011, 66(1): 21-24.
- [4] ZANTE D E V, COLLIER F, ORTON A, et al. Progress in open rotor propulsors: the FAA/GE/NASA open rotor test campaign[J]. The Aeronautical Journal, 2014, 118(1208): 1181-1213.
- [5] HENDRICKS E S. Development of an open rotor cycle model in NPSS using a multi-design point approach[R]. ASME 2011-GT-46694.
- [6] HENDRICKS E S, TONG M T. Performance and weight estimates for an advanced open rotor engine[R]. AIAA 2012-3911.
- [7] GUYNN M D, BERTON J J, HALLER W J, et al. Performance and environmental assessment of an advanced aircraft with open rotor propulsion [R]. NASA TM-

- 217772, 2012.
- [8] BELLOCQ P, SETHI V, CERASI L, et al. Advanced open rotor performance modelling for multidisciplinary optimization assessments[R]. ASME 2010-GT-22963.
- [9] BELLOCQ P, SETHI V, CAPODANNO S, et al. Advanced 0-D performance modelling of counter rotating propellers for multi-disciplinary preliminary design assessments of open rotors[R]. ASME 2014-GT-27141.
- [10] BELLOCQ P, GARMENDIA I, SETHI V. Preliminary design assessments of pusher geared counter-rotating open rotors, Part I: low pressure system design choices, engine preliminary design philosophy and modelling methodology[R]. ASME 2015-GT-43812.
- [11] BELLOCQ P, GARMENDIA I, SETHI V. Preliminary design assessments of pusher geared counter-rotating open rotors, Part II: impact of low pressure system design on mission fuel burn, certification noise and emissions[R]. ASME 2015-GT-43816.
- [12] DUBOSC M, TANTOT N, BEAUNIER P, et al. A method for predicting contra rotating propellers off-design performance[R]. ASME 2014-GT-25057.
- [13] PERULLO C A, TAI J C M, MAVRIS D N. Effects of advanced engine technology on open rotor cycle selection and performance[R]. ASME 2012-GT-69331.
- [14] LINDA L, GRONSTEDT T, KYPRIANIDIS K G. Conceptual design and mission analysis for a geared turbofan and an open rotor configuration[R]. ASME GT 2011-46451.
- [15] GIANNAKAKIS P, LASKARIDIS P, NIKOLAIDIS T. Toward a scalable propeller performance map[J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 31(4): 1073-1082.
- [16] GIANNAKAKIS P, GOULOS I, LASKARIDIS P, et al. Novel propeller map scaling method[J]. Journal of Propulsion and Power, 2016, 32(6): 1325-1332.
- [17] 齐宏斌, 周人治, 黄红超, 等. 开式转子发动机对转桨扇性能建模研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2012, 25(1): 20-24.
- [18] 张 帅, 余雄庆. 面向飞机总体设计的开式转子发动机分析模型[J]. 航空动力学报, 2012, 27(8): 1801-1808.
- [19] 康瑞元, 陈玉春, 蔡飞超, 等. 齿轮传动对转桨扇发动机总体性能建模[J]. 推进技术, 2019, 40(11): 2428-2435. (KANG R Y, CHEN Y C, CAI F C, et al. Performance modelling of geared contra-rotating propfan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(11): 2428-2435.)
- [20] KIM B Y, FLEMING G G, BALASUBRAMANIAN S, et al. System for assessing aviation's global emissions (SAGE), version 1.5, global aviation emissions inventories for 2000 through 2004[R]. FAA EE-2005-02.
- [21] KIM B Y, FLEMING G G, BALASUBRAMANIAN S, et al. SAGE version 1.5 technical manual[R]. FAA EE-2005-01.
- [22] SHAKARIYANTS S A, BUIJTENEN J, VISSER W, et al. Generic airplane and aero-engine simulation procedures for exhaust emission studies[R]. ASME 2007-GT-27943.
- [23] MITCHELL G A. Experimental aerodynamic performance of advanced 40 deg-swept 10-blade propeller model at Mach 0.6 to 0.85[R]. NASA TM-88969, 1988.
- [24] ALEXIOS A, FRANTZIS C, ARETAKIS N, et al. Contra-rotating propeller modelling for open rotor engine performance simulations[R]. ASME 2016-GT-56645.
- [25] DAVID B D, ALIVE A S. The kinematic geometry of gearing: a concurrent engineering approach [M]. US: John Wiley, 1995.
- [26] BAUGHCU M S L, TRITZ T G, HENDERSON S C. Scheduled civil aircraft emission inventories for 1992: database development and analysis[R]. NASA CR-4700, 2019.
- [27] 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.
- [28] 张明阳, 王占学, 刘增文, 等. Ma 4 一级内并联式 TBCC 发动机模态转换性能分析[J]. 推进技术, 2017, 38(2): 315-322. (ZHANG M Y, WANG Z X, LIU Z W, et al. Analysis of mode transition performance for a Mach 4 over-under TBCC engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(2): 315-322.)
- [29] LESLEY E P. Tandem air propellers[R]. NACA TN-689, 1941.
- [30] ZHANG Z Y, ZHOU L, ZHANG X B, et al. Open rotor engine cycle modeling and performance assessment[R]. ASME 2020-GT-14563.

(编辑:白 鹭)

Modeling and performance analysis of open rotor engine considering pollutant emissions

ZHANG Ziyu¹, ZHANG Xiaobo^{1,2}, ZHOU Li¹, WANG Zhanxue¹

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: The open rotor engine has the characteristics of high propulsion efficiency of turboprop engine and high flight speed of turbofan engine, and is one of the ideal power devices for future civil single-aisle passenger aircraft. In order to grasp the performance variation of the open rotor engine, and to clarify the advantages of the open rotor engine compared with the high bypass ratio turbofan engine in fuel saving and pollutant emissions reducing, this paper established a contra-rotating propeller model based on the propeller similarity theory and momentum theory, which considers the interaction between the front and rear propeller. Matching with the dual-shaft gas generator, a three-shaft gear drive open rotor engine model was established. An engine pollutant emissions calculation model was established. The performance of the open rotor engine and high bypass ratio turbofan engine were compared finally at the same technical level. The results show that the error between the established contra-rotating propeller model and experimental results is small, and the maximum error does not exceed 3%. When the flight Mach number increases, the contra-rotating propeller power coefficient increases, the thrust coefficient decreases, and the fuel consumption rate increases. When the flight altitude increases, the contra-rotating propeller power coefficient and thrust coefficient both increase, and the fuel consumption rate tends to decrease. Compared with the high bypass ratio turbofan engine of the same technical level, the fuel consumption of the open rotor engine under typical operating conditions is greatly reduced by more than 9%. In the landing-take-off cycle, the three pollutant emission indices of UHC, CO and NO_x of the open rotor engine are reduced by more than 10% compared with the high bypass ratio turbofan engine, indicating that the open rotor engine can effectively reduce the emission of aviation pollutants.

Key words: Open rotor engine; Contra-rotating propeller; Engine modeling; Pollutant emissions; Performance analysis

Received: 2022-09-28; **Revised:** 2023-02-20.

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2209089

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (52076180); National Science and Technology Major Project of China (J2019-I-0021-0020); Aviation Engine and Gas Turbine Basic Science Center Project (P2022-B-I-005-001); Fundamental Research Funds for the Central Universities.

Corresponding author: ZHANG Xiaobo, E-mail: zhangxb@nwpu.edu.cn