

30kW级航空电驱动涵道风扇设计与试验^{*}

刘昭威, 王 俊, 彭河鑫

(中国航发四川燃气涡轮研究院, 四川 成都 610500)

摘 要: 为适应未来航空电气化的发展需求, 研究了30kW级航空电驱动涵道风扇设计方法。涵道风扇性能设计基于航空发动机压缩部件设计流程。以推进系统总体性能为设计目标, 完成了转子、流道以及短舱的气动外形设计。对各组成部件建立性能分析模型, 评估全工况范围特性。涵道风扇结构设计采用风扇-电机一体化设计思想, 简化连接方式的同时减少零件数。采用航空发动机结构强度分析方法, 对涵道风扇各部件的应力、振动等特性进行评估分析。完成了30kW涵道风扇试制并开展地面和飞行试验研究。按照航空发动机整机试验方法, 在整机试验台架完成涵道风扇地面性能试验。通过对比分析, 试验结果与设计值误差在5%以内, 验证了设计方法的有效性与正确性。涵道风扇配装轻型通航飞机完成了飞行试验, 全系统工作正常, 进一步验证了实际使用环境下涵道风扇的工作可靠性。

关键词: 航空发动机; 涵道风扇; 压气机; 地面试验; 飞行试验

中图分类号: V231.2 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2023) 03-22010007-07

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 22010007

30kW Aviation Electric Drive Ducted Fan Design and Experiment

LIU Zhao-wei, WANG Jun, PENG He-xin

(AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: In order to meet the future development needs of aviation electrification, 30kW aviation electric drive ducted fan is studied. The performance design of ducted fan is carried out based on the existing design method of aircraft engine compressor. The rotor, flowpath and nacelle aerodynamic configuration is designed to satisfy the propulsion system overall performance. The performance analysis model is established to evaluate the characteristic of full work conditions. The ducted fan structure design adopted the fan-motor integrated design method. The connection mode is simplified and the number of parts is reduced. The stress and vibration performance of each part of ducted fan is analyzed based on the strength analysis method of aircraft engine. The 30kW ducted fan is manufactured and ground and flight test is also carried out. The ground test is carried out on the aircraft engine test facility. The error between design value and test results is less than 5%. The effectiveness and correctness of ducted fan design method is validated. The flight test of ducted fan is carried out on a general aviation aircraft. All system works properly, which demonstrated the reliability of ducted fan in actual operating environment.

Key words: Aircraft engine; Ducted fan; Compressor; Ground test; Flight test

^{*} 收稿日期: 2022-01-06; 修订日期: 2022-06-13。

基金项目: 航空发动机及燃气轮机基础科学中心项目 (P2021-A-I-002-001)。

作者简介: 刘昭威, 博士, 高级工程师, 研究领域为航空发动机压气机气动设计。E-mail: rainbow_force2@163.com

引用格式: 刘昭威, 王 俊, 彭河鑫. 30kW级航空电驱动涵道风扇设计与试验[J]. 推进技术, 2023, 44(3): 22010007.
(LIU Zhao-wei, WANG Jun, PENG He-xin. 30kW Aviation Electric Drive Ducted Fan Design and Experiment [J].
Journal of Propulsion Technology, 2023, 44(3): 22010007.)

1 引言

随着航空电气化的不断发展,纯电航空动力和燃气涡轮/电混合动力系统成为研究热点,目前已经在中小型航空器上有所应用^[1]。电驱动涵道风扇是创新形式的航空动力装置,代表着航空动力电气化的新兴技术^[2]。与常规旋翼或螺旋桨相比,由于涵道风扇叶尖流动控制更好^[3],在相同尺寸下具有更高的气动效率以及更低的噪声^[4]。涵道对风扇转子的包容性设计使得涵道风扇的安全性更为优异,更加符合未来航空绿色、高效、安全的发展目标^[5]。

国外对涵道风扇的研究始于20世纪60年代,早期是为了满足短距或垂直起降需求。美国陆军研制的Doak VZ-4倾转旋翼机^[6]采用两台涵道风扇与一台涡喷发动机组合的方式,实现垂直起降与高速平飞。美国贝尔公司的X-22^[7],采用涡轴发动机驱动四台涵道风扇,具备垂直起降功能的同时实现了410km/h的平飞速度。NASA也认识到了涵道风扇的应用前景,开展了大量的涵道风扇设计与风洞试验研究^[8-10]。近年来,由于航空混合电推进技术的兴起,电驱动涵道风扇研究成为热点。NASA混合电推进系统概念方案均以兆瓦级电驱涵道风扇为推进装置,当前已完成部件风洞性能试验^[11-13]。欧洲空中客车公司的E-FAN电动飞机配备两台涵道风扇完成了飞行试验验证^[14]。并与罗尔斯罗伊斯公司合作在E-FANX计划中将BAe146支线客机的单台涡扇发动机替换为兆瓦级涵道风扇进行飞行测试^[15]。

国内对涵道风扇的研究集中在基础理论和仿真分析方面。南京航空航天大学李建波等^[16]针对无人起降飞行器,开展了涵道风扇升力系统的升阻特性试验研究。西北工业大学郑志成等^[17]建立了涵道风扇动量理论模型,用于飞机总体设计。王晓峰等^[18]采用优化算法,对涵道螺旋桨进行了气动优化设计。王海童等^[19-20]研究了对转涵道风扇地面效应,并采用面元法对进气道进行了优化设计。杨磊等^[21]利用滑移网格技术的非定常方法,对涵道风扇过渡态进行仿真分析。清华大学苏雷^[22]采用二维动量源方法进行了涵道风扇参数优化分析。

可以看出,在涵道风扇研究领域,国外已经进入工程实践阶段,而国内的研究进展相对落后。本文从电动通航飞机的动力需求出发,进行了电驱涵道风扇的工作原理与设计方法研究,在此基础上完成30kW级涵道风扇推进器的研制与飞行试验,对设计方法的正确性和可靠性进行验证。

2 涵道风扇性能设计

2.1 电推进系统总体参数分解

本文所研究的推进系统采用航空动力电池驱动两台涵道风扇产生推力,系统组成如图1所示,其中动力电池组、电机及控制器均选用成熟产品,按照目标飞行器的动力需求,电动推进系统的总体设计参数如表1所示。

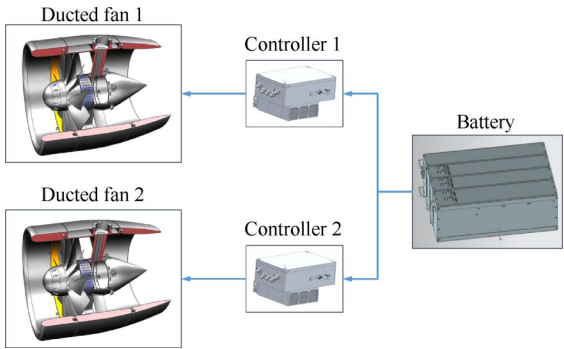


Fig. 1 Schematic diagram of electric propulsion system

Table 1 Electric propulsion system performance parameters

Parameter	Value
Battery output power/kW	≤60
Motor power/kW	≤30
Motor rotating speed/(r/min)	3900
Thrust requirement of plane/N	≥1600

根据电推进系统总体参数和飞机的推力需求,对涵道风扇推进器进行了部件与特征截面划分,采用航空发动机总体性能模型对涵道风扇进行了参数化建模,如图2所示。在总体性能设计阶段,以推力为设计目标,功率为设计约束,对风扇流量、压比等设计参数进行寻优。

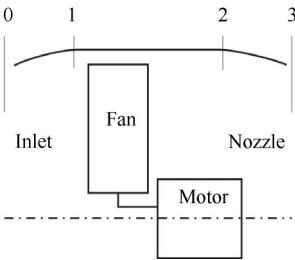


Fig. 2 Components model and cross sections of ducted fan

在给定功率与飞机推力需求约束下,尽可能选取较小的风扇进口物理流量,从而减小风扇径向尺寸,降低质量。最终选取的涵道风扇在海平面标准大气下设计点参数如表2所示。

Table 2 Ducted fan design point parameters	
Parameter	Value
Inlet mass flow ratio/(kg/s)	16
Design total pressure ratio	1.02
Design efficiency	0.90
Design power/kW	29.49
Nozzle outlet area/m ²	0.228
Design thrust/N	850.00

2.2 涵道风扇气动设计

涵道风扇的气动设计以航空发动机压气机设计体系为基础,按照 S2 子午流面设计-叶片造型设计-短舱气动造型设计-三维流场仿真分析的基本流程,在此基础上增加涵道短舱气动外形设计流程,最终形成完整的涵道风扇推进器气动设计方案。

S2 子午流面设计基于矩阵通流法求解径向平衡方程的设计程序开展。涵道风扇属于高通流、低压比的压气机,因此采用了小轮毂比设计。同时考虑到选用电机的尺寸与散热问题,转子后流道与电机外径保持一致,最终选取的涵道风扇 S2 设计主要参数如表 3 所示。

Table 3 Ducted fan S2 flow path design parameters	
Parameter	Value
Rotor tip radius/mm	300
Rotor tip speed/(m/s)	122.52
Inlet hub tip ratio	0.32
Rotor tip relative Mach	0.40

涵道风扇叶片造型设计采用常规亚声速叶片设计方法,中弧线设计采用等距 B 样条控制无量纲几何折转角,积分求解中弧线流面坐标。厚度分布采用分段三次多项式,利用中线和厚度叠加原理在任意回转流面上生成基元叶型,径向积叠后形成三维叶片。由于涵道风扇整体气动负荷较小,且具有高通流的设计特点,因此采用低稠度设计,在较大的设计流量系数下满足较小的气动损失需求。同时降低叶片造型与加工难度,减小涵道风扇转子质量。涵道风扇转静子叶片造型结果如图 3 所示。

涵道风扇短舱气动设计主要包括短舱进气段、外表面以及排气段设计。进气段设计主要考虑较小的进气畸变和飞行阻力,排气段需保证涵道风扇的设计排气面积,外表面在保证光滑连续型面的基础上,还需综合考虑工艺实现性和加工成本。短舱设计子午面如图 4 所示。

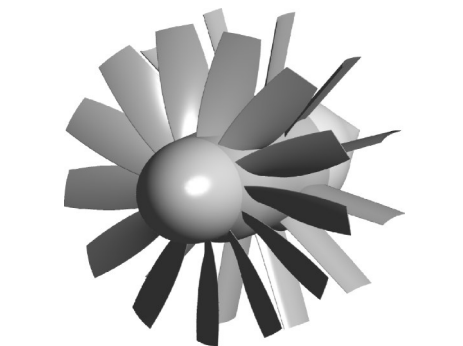


Fig. 3 Ducted fan rotor and stator blade

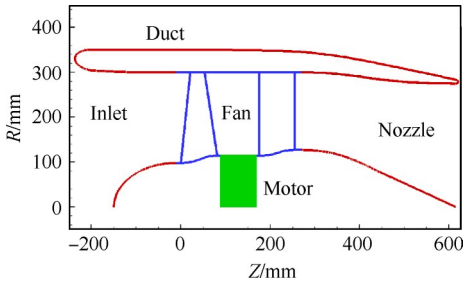


Fig. 4 Meridian plane of ducted fan

在完成涵道风扇气动设计后,采用部件特性耦合评估与内外流一体化全三维 CFD 仿真相结合的方式,对涵道风扇推进器进行性能评估分析。首先采用部件特性耦合方法,分别获取风扇(含进气道)不同转速下的流量-压比-效率特性曲线以及喷管的流量系数-可膨胀压比-总压恢复系数特性曲线,计算得到涵道风扇推进器共同工作线、高度速度特性以及节流特性。图 5 为计算得到的速度 0~200km/h,高度 0~2km 内单台涵道风扇推力特性。

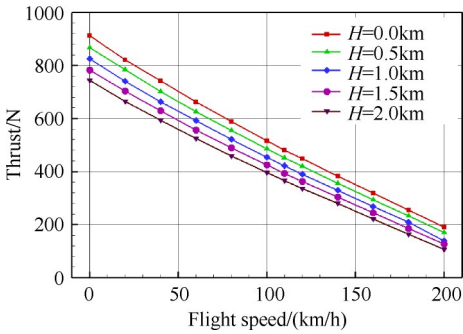


Fig. 5 Thrust of ducted fan in different flight speed and altitude

为进一步获取涵道风扇在不同飞行工况下的性能,采用内外流一体化全三维 CFD 仿真方法,对涵道风扇气动性能进行仿真计算。建立三维空间计算域,采用四面体非结构网格划分,边界采用压力远场(Pressure-farfield)边界,计算时给定不同的飞行马赫

数。涵道风扇推进器采用六面体结构网格划分,转子区域采用 MRF(Moving-Reference-Frame)方法,转静区域之间采用掺混面边界(Mixing plane)进行数据传递,总体网格规模约 1600 万。图 6 为涵道风扇三维分析计算网格。

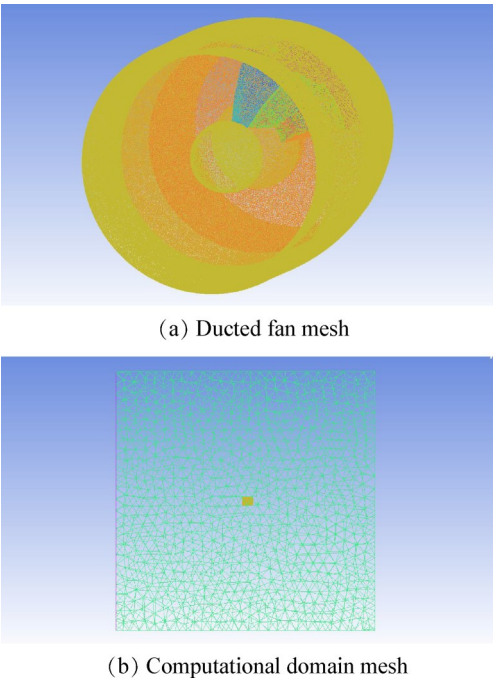


Fig. 6 3D mesh of ducted fan

采用全三维数值模拟方法对涵道风扇推进器进行内外流一体化仿真分析计算,一方面获取涵道风扇在不同飞行工况下的推力、功率、阻力等性能参数,另一方面也可以验证风扇与进气道和喷管的匹配工作关系,为性能分析与细节优化设计提供依据。图 7 为风扇在巡航工况(飞行速度 120km/h)下马赫数分布。

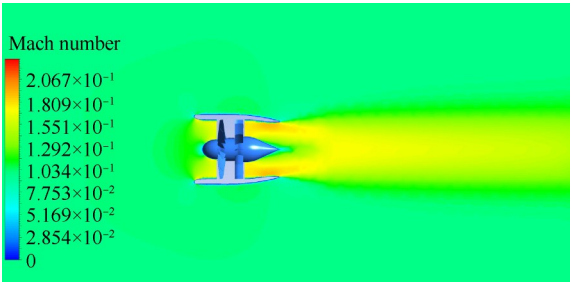


Fig. 7 Mach number distribution in cruise condition of ducted fan

3 涵道风扇结构强度设计

3.1 涵道风扇结构设计

涵道风扇的结构设计采用风扇-电机一体化思

想,保证功能性的同时简化结构降低质量。按功能划分,主要包括风扇转子、电机、承力静子机匣和短舱。风扇转子由进气锥和整体叶盘组成,通过螺栓和止口固定到电机转子上。电机为外转子电机,电机静子通过螺栓和止口与承力机匣安装边相连。承力机匣为支板-静叶一体化设计,静叶同时具备整流和支撑作用。涵道风扇悬挂安装点位于承力机匣外壁。短舱主要由前、中、后三段组成,出于减轻质量的考虑,整体选材采用铝合金,同时进出口机匣和承力机匣均采用了空心化设计,外部蒙皮采用碳纤维复合材料。图 8 为涵道风扇基本结构示意图。

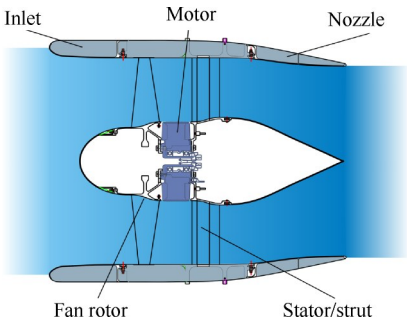


Fig. 8 Meridian plane of ducted fan

3.2 涵道风扇强度分析

在涵道风扇结构设计基础上,开展强度设计工作。通过对风扇转子进行静强度分析计算,风扇叶片的最大等效应力出现在叶片根部(如图 9 所示),按材料标准规定的最低值进行强度评估时,风扇叶片的拉伸强度储备为 5.77,拉伸强度储备满足强度设计要求。

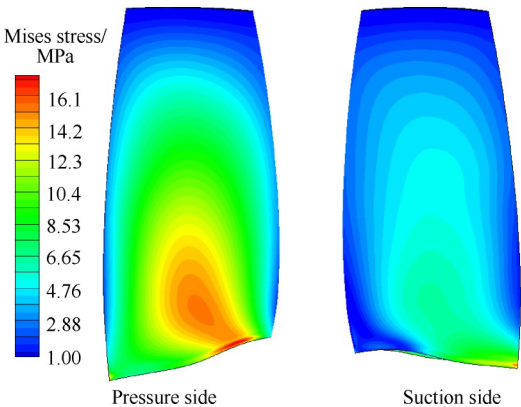


Fig. 9 Equivalent stress distribution of ducted fan blade

对涵道风扇转子进行盘片耦合共振分析,图 10 为叶片振动共振转速图。从图中可以看出,涵道风扇叶片在设计转速内的一阶振动频率均高于四阶激振频率,风扇叶片存在激振阶次 12(静叶数)激起的 2

阶振动,但共振转速远大于设计转速,且振动裕度较大,共振风险较低。

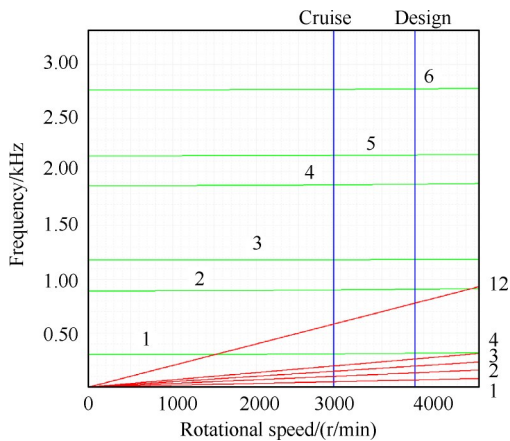


Fig. 10 Campbell diagram of ducted fan rotor

对涵道风扇转子开展转子动力学分析,建立涵道风扇转子动力学有限元模型,根据电机轴承的支撑刚度,完成涵道风扇转子动力学与临界转速分析计算。表 4 为涵道风扇临界转速计算分析结果,可以看出涵道风扇转子在工作转速范围内不存在临界转速,一阶临界转速高于设计转速,裕度大于 27%,满足转子动力学设计要求。图 11 为涵道风扇转子一阶振型示意图。

Table 4 Ducted fan S2 flow path design parameters

Parameter	Value
Bearing stiffness/(N/m)	4×10^6
First-order critical speed/(r/min)	4969
Design speed margin/%	27
Cruise speed margin/%	70

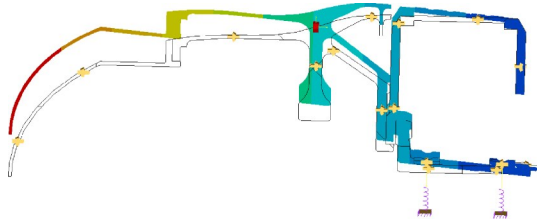


Fig. 11 First order mode of ducted fan

4 涵道风扇性能试验验证

为验证涵道风扇设计的有效性和可靠性,同时获取涵道风扇推进器性能,开展了涵道风扇地面架性能试验和飞行试验。

4.1 涵道风扇地面性能试验

涵道风扇地面性能试验在中国航发四川燃气涡

轮研究院航空发动机整机地面移动试车台上开展,试验内容主要包括静态联试、磨合运转、稳态及过渡态性能录取、系统可靠性及储能系统电量验证试验等。试验期间,整个电推进系统工作稳定、可靠,无明显异常现象发生。图 12 为涵道风扇地面试验图。



Fig. 12 Ducted fan ground test

通过地面性能试验,获取了涵道风扇稳态性能(推力、功率、振动、压力脉动等)。图 13 为涵道风扇在地面静止状态下不同相对换算转速推力测量值与设计值的对比。从图中可以看出,试验结果与设计值趋势一致,吻合较好,试验性能满足设计指标要求,也为下一阶段的飞行试验提供了数据支撑。

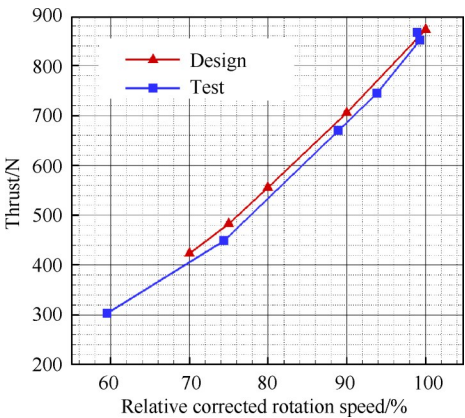


Fig. 13 Ducted fan thrust test results

4.2 涵道风扇飞行试验

为进一步验证涵道风扇性能与可靠性,新研的涵道风扇推进系统配装辽宁通用航空研究院设计的无人飞行试验平台,开展飞行试验验证工作。该无人平台是在锐翔 RX1E 双座电动飞机^[16]基础上进行改进,根据飞机风洞试验数据、质量重心、总体外形参数等数据,以前期飞行试验的结果为基准,建立了飞行动力学数学模型。在其基础上,通过配平手段计算了起飞、爬升、平飞、着陆等飞行参数。无人飞行平台的主要设计参数如表 5 所示。

Table 5 Flight test platform design parameters

Parameter	Value
Maximum take-off weight/kg	550
Wing span/m	14.5
Cruise speed/(km/h)	120
Maximum speed/(km/h)	160
Maximum cruise time/min	60

在完成飞发安装后,首先开展飞发地面静态联调,测试各系统之间的耦合工作关系。进而开展了一系列地面滑跑试验和系统调试。在充分验证各系统工作的可靠性与正确性后,完成了飞行试验验证。飞行过程中各系统工作正常,巡航海拔高度 1500m,巡航速度 120km/h,最大飞行速度 160km/h,涵道风扇性能全部达到设计指标,通过飞行试验,对涵道风扇在实际工况下的性能可靠性进行了验证。图 14 为涵道风扇飞行试验。

**Fig. 14 Ducted fan flight test**

5 结 论

本文面向未来航空电气化发展需求,研究电驱涵道风扇的设计方法,完成了 30kW 级涵道风扇的研制,通过地面试验与飞行试验验证了设计方法的正确性,可以得出以下结论:

(1)涵道风扇性能设计可采用航空发动机总体性能原理进行建模,完成推力、功率等总体参数设计后,利用成熟的风扇压气机设计方法进行流道和叶片几何气动设计。

(2)涵道风扇结构设计重点考虑电机-风扇的一体化耦合设计,尽可能简化连接结构,减小零件数。充分借鉴航空发动机强度分析评估方法,能够保证涵道风扇的结构可靠性。

(3)涵道风扇的性能试验可采用地面试验与飞行试验相结合的方法。地面试验以航空发动机整机试验方法为基础,获取地面静止工况下的性能。飞行试验结合飞行平台的具体情况,完成空中工况的

性能试验与测量。涵道风扇不同转速下推力设计值与试验值误差不超过 5%,在 0~160km/h 飞行速度范围内工作正常,验证了设计方法的正确性和有效性。

致 谢:感谢工信部国防科工局军工科研院所稳定支持专项、四川省科技厅“航空与燃机”重大科技专项、航空发动机及燃气轮机基础科学中心项目的资助,感谢辽宁通用航空研究院对本文飞行试验工作提供的支持。

参考文献

- [1] 杨凤田,范振伟,项松,等. 中国电动飞机技术创新与实践[J]. 航空学报, 2021, 42(3): 619-624.
- [2] Kim Hyun D, Perry Aaron T, Ansell Phillip J. A Review of Distributed Electric Propulsion Concepts for Air Vehicle Technology[R]. AIAA 2018-4998.
- [3] Wick Andrew T, Hooker John R, Zeune Cale H. Integrated Aerodynamic Benefits of Distributed Propulsion [R]. AIAA 2015-1500.
- [4] Perry A T, Ansell P J, Kerho M F. Aero-Propulsive and Propulsor Cross-Coupling Effects on a Distributed Propulsion System [J]. *Journal of Aircraft*, 2018, 55(6): 2414-2426.
- [5] Felder J L, Kim H D, Brown G V. Turboelectric Distributed Propulsion Engine Cycle Analysis for Hybrid-Wing-Body Aircraft[R]. AIAA 2009-1132.
- [6] Yaggy P F, Goodson K W. Aerodynamics of a Tilting Ducted Fan Configuration[R]. NASA TN D-785, 1960.
- [7] Robin B G, Terry W. Determination of the Design Parameters for Optimum Heavily Loaded Ducted Fans[R]. AIAA 69-222.
- [8] Henry L K, Robert A C. Flight Operating Problems and Aerodynamic and Performance Characteristics of a Fixed-Wing, Tilt-Duct, VTOL Research Aircraft [R]. NASA TN D-1802, 1963.
- [9] Kenneth W M. Performance Characteristics of a 4-Foot-Diameter Ducted Fan at Zero Angle of Attack for Several Fan Blade Angles[R]. NASA TN D-3122, 1965.
- [10] Colermae C P. A Survey of Theoretical and Experimental Co-Axial Rotor Aerodynamic Research [R]. NASA TP-3675, 1997.
- [11] Abdul S M, Fernando N, Marino M, et al. Hybrid Propulsion Systems for Remotely Piloted Aircraft Systems [J]. *Aerospace*, 2018, 5(34).
- [12] Bowman C L, Felder J L, Marien T V. Turbo- and Hybrid-Electrified Aircraft Propulsion Concepts for Commercial Transport[R]. AIAA 2018-4984.
- [13] Brelie B J, Martins J R R A. Electric, Hybrid, and Turboelectric Fixed-Wing Aircraft: A Review of Concepts, Models, and Design Approaches [J]. *Progress in Aero-*

- space Science*, 2019(104): 1-19.
- [14] Jansen R H, Duffy K P, Brown G V. Partially Turboelectric Aircraft Drive Key Performance Parameters [R]. AIAA 2018-5023.
- [15] Norris G. Rolls-Royce Unveils Comprehensive Electric Power Plan[EB/OL]. <http://aviationweek.com/future-aero-space/rolls-royce-unveils-comprehensice-electric-power-plan>, 2019-04-25.
- [16] 李建波, 高正, 唐正飞, 等. 涵道风扇升力系统的升阻特性试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(2): 164-168.
- [17] 郑志成, 周洲, 昌敏, 等. 升力风扇垂直起降飞机阻力特性分析[J]. 西北工业大学学报, 2012, 30(1): 6-10.
- [18] 王晓峰, 屠秋野, 唐狄毅, 等. 涵道螺旋桨动力装置最优设计新方法的研究[J]. 推进技术, 2005, 26(6): 516-521. (WANG Xiao-feng, TU Qiu-ye, TANG Di-yi, et al. Optimum Design for Ducted Fan[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2005, 26(6): 516-521.)
- [19] 王海童, 王掩刚, 邓双厚. 对转升力风扇地面效应的力学及喷流频谱特性研究[J]. 推进技术, 2018, 39(12): 2703-2709. (WANG Hai-tong, WANG Yan-gang, DENG Shuang-hou. Experimental Study of In-Ground-Effect on Force and Spectrum Characteristics of a Contra-Rotating Lift Fan [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(12): 2703-2709.)
- [20] 王海童, 王掩刚, 周芳, 等. 基于面元法的分布式涵道推进系统进气道优化设计[J]. 推进技术, 2021, 42(11): 2465-2473. (WANG Hai-tong, WANG Yan-gang, ZHOU Fang, et al. Optimization Design of Inlet for Distributed Ducted Fan Propulsion System Based on Panel Method [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(11): 2465-2473.)
- [21] 杨磊, 叶正寅. 基于模糊逻辑方法的涵道风扇飞行器非定常气动力建模及应用[J]. 西北工业大学学报, 2014, 32(6): 849-856.
- [22] 苏雷. 涵道风扇气动性能研究及涵道外形参数优化分析[D]. 北京: 清华大学, 2019.

(编辑: 朱立影)