

边界层吸入式电动涵道风扇设计研究

Electric Ducted Fan Design Based on Boundary Layer Ingestion

■ 罗钜 刘辉 高雁飞 潘毅飞 邢耀仁 李亮 高修磊 / 中国航发商发

随着科学技术水平和材料工艺的进步，基于布雷顿循环的传统燃气涡轮发动机的热效率已逐步接近理论极限值，混合电推进技术将是达到未来环境目标要求的关键技术之一。边界层吸入式电动涵道风扇方案因对机体结构改动较小且性能收益可观，有望投入实际生产和运营。

边界层吸入 (BLI) 技术最早源于海军舰船、潜艇和鱼雷，即将螺旋桨推进器置于船体尾迹之中，可以获得更高的推进效率、降低能耗。近年来，在民用航空领域，飞机和发动机的设计逐步精细化，在传统气动布局 and 发动机架构下，系统性能已经趋于极限，设计者开始考虑在发动机和飞机的集成上获取效益，通过更为紧凑的机体/推进系统集成方案来进一步降低阻力和油耗。在此背景下，边界层吸入式推进系统逐步走入研究者的视野。通过将飞行器机体表面边界层低能流体吸入风扇，并通过风扇增压做功来产生推力，从而提高飞行器推进效率，获得飞机和发动机的总体性能收益^[1]。

技术应用

在推力需求和发动机进口流量相同的情况下，当采用传统构型的发动机时，推进系统吸入干净来流；而当采用BLI推进时，推进系统吸入的来流来自机体边界层，速度小于干净来流速度。由于BLI发动机的排气速度小于干净来流时发动机的排气速度，因此采用BLI推进技术只需要更少的能量便可产生相同推力，从而有效降低燃油消耗。

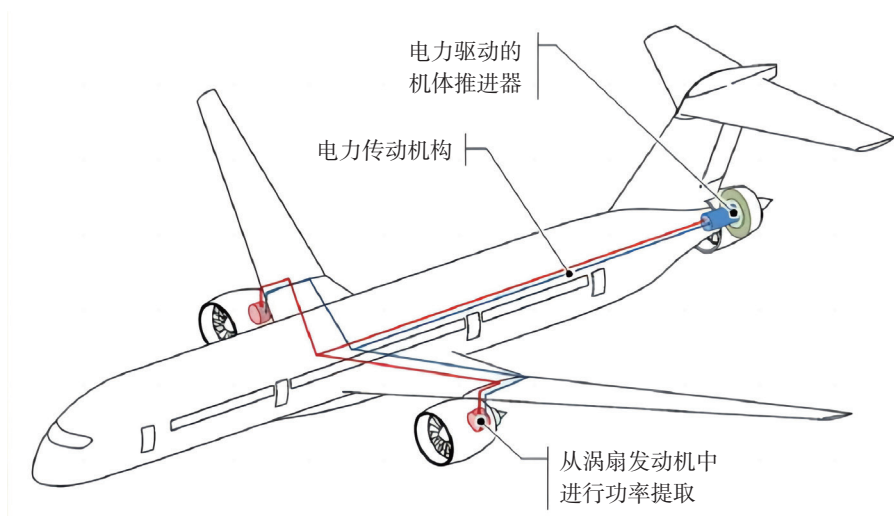


图1 STARC-ABL混合电推进构型

由于边界层吸入技术的节能效果非常可观，近年来，该技术在亚声速民用固定翼飞行器上的应用研究备受关注。美国国家航空航天局 (NASA)、麻省理工学院 (MIT)、法国航空航天研究院 (ONERA) 等多家欧美研究机构 and 高校均提出了基于边界层吸入技术的未来先进飞机构型^[2-5]。其中，NASA的STARC-ABL推进构型同时采用了边界层吸入技术和电推进技术，并且对现有常规机体结构的改动相对最小，被认为是未来N+3阶段内最有希望的一种构型。该方案主要思路为在常规单通道飞机的尾部加装一个电动涵道风扇，如图1所示。

NASA在2016年美国航空航天学会 (AIAA) 年度科技大会上首次公布了STARC-ABL构型初步方案，机尾风扇由安装在机尾轮毂内的2.6MW电动机驱动，风扇抽吸机体上的边界层，同时提供一部分飞行推力。电动机所需电力由机翼下方两台常规构型燃气涡轮发动机进行功率提取发电获得，在飞行中飞机推力由发动机和电动涵道风扇持续共同提供。研究结果显示：与同级别未采用BLI技术的飞机相比，应用BLI技术的飞机即使考虑到进气气流畸变使风扇气动效率损失3.5%，仍可以节油12.2%^[6]。因此，对边界层吸入技术和混合电推进技术等开展

相关技术预研和试验验证，具有重要的现实意义。

电动涵道风扇设计

以民用150座级单通道飞机为应用对象开展边界层吸入式电动涵道风扇设计为国内首次。机翼下方的两台常规构型涡扇发动机在提供主要推力的同时，分别提取相同的功率通过机载发电机产生电能；在巡航、起飞等典型工况下提取功率产生的总电能均为1MW；电能通过机体电缆输送至飞机尾部，通过兆瓦级航空电动机驱动电动涵道风扇运转产生额外的动力。

总体性能指标

根据飞机总体性能需求，并综合考虑现有常规发动机各部件性能设计水平，以及发电机、电缆、电动机等电力系统核心部件的效率和损失，使用基于Simulink自行开发的混合电推进系统总体性能程序，给出电动涵道风扇总体性能设计参数如表1所示。

电动机/风扇耦合研究

根据飞机的性能需求，首先对风扇和电动机开展耦合设计研究。选取了多个转速对风扇和电动机进行参数化性能匹配研究，最终确定系统综合性能相对最优的设计转速值。

表1 电动涵道风扇设计点性能参数

| 参数名称 | 取值范围 |
|---------------|-------|
| 巡航高度/m | 11277 |
| 进口物理流量/(kg/s) | 72 |
| 压比 | 1.2 |
| 巡航等熵效率 | ≥0.90 |
| 风扇功率/MW | 1.0 |
| 风扇巡航推力/N | ≥3000 |

一方面，当相对设计转速分别为1倍转速、1.03倍转速和1.3倍转速时，在转速从设计点开始下降的过程中，电动机功率均随转速呈线性下降规律。这样导致在相同的低转速时，电动机设计转速越高，输出功率越低，难以满足起飞工况低转速、大功率的要求。较高的设计转速会使得设计压比较低的风扇叶片载荷过低，降低风扇的气动效率。

另一方面，电动机设计时需要保持在相对较高的转速区间范围，以维持优良的转速特性。如果风扇转速过低，会使得电动机设计难度增加，无法满足功率和电磁性能的相关要求。通过风扇和电动机的多轮耦合迭代，最终选定风扇和电动机共同转速为1倍相对转速。

在确定好风扇和电动机的转速后，对电动涵道风扇流道型线开展尺寸匹配研究。以风扇进口气动界面（AIP）处的轮毂半径为对象（对应轴向坐标 $x=0\text{mm}$ ），分别探索不同轮毂直径的风扇与电动机一体化设计。研究内容主要包括1倍、1.12倍和1.32倍3种不同相对轮毂半径流道方案。

通过不同轮毂半径下的电动机方案设计研究表明，一方面，当设计尺寸过小时，电动机无法在较佳的电磁性能下满足兆瓦级大功率输出要求，经过迭代分析，最终选定1.32倍轮毂半径方案；另一方面，对于电动涵道风扇气动设计而言，如果轮毂半径适当增加，风扇转子叶片根部上游区域的型面曲率减小，造成的分离损失降低，有利于电动涵道风扇气动的高效率设计。

风扇通流设计

电动涵道风扇通流设计采用中国航发商发开发的通流设计软件SCMAC，基于流线曲率法求解周向平均流场。通流设计输入子午面流路计算站数据、转子叶片排出口压比和效率分布、静子叶片排出口气流角和总压恢复系数分布、叶片排内部各计算站金属堵塞和倾斜角分布、气动堵塞系数等设计参数，输出各计算站的气动参数。

由于电动涵道风扇安装在飞机尾部，风扇进口AIP的总压分布始终保持为非均匀分布，如图2所示。根据进气总压分布特点进行工程化近似，在实际通流设计时，将进口

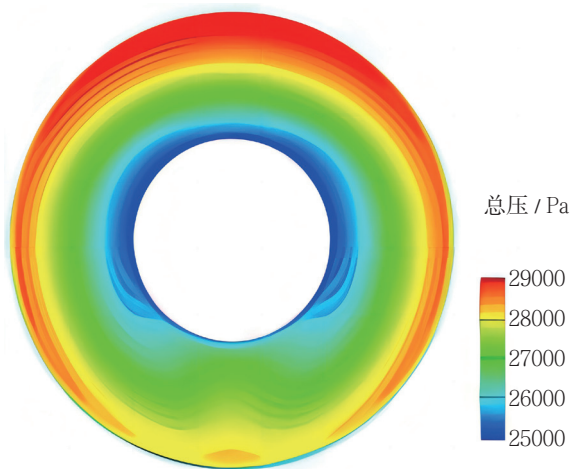


图2 风扇AIP总压分布

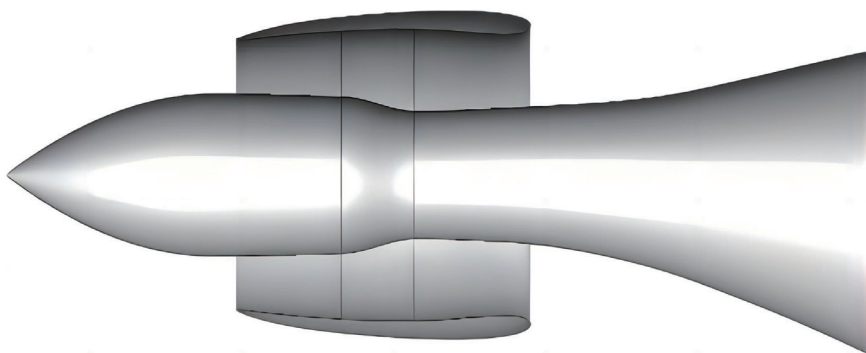


图3 电动涵道风扇二维流道结构

条件处理为沿周向均匀的径向畸变。

电动涵道风扇二维流道结构主要包括进气段内流道、支板、转子、静子、出口排气段内流道，机匣型线部分由短舱设计提供，如图3所示。由于风扇压比较低，为了降低气流轮毂区域损失，在设计时适当提升轮毂流道以加速该区域气体流动以降低流动损失，同时降低扩散因子提升风扇稳定裕度。

风扇叶片设计

风扇叶片造型基于中弧线叠加厚度分布的造型原理。中弧线选用自由中弧线类型，厚度分布采用标准厚度分布，前缘形状采用多项式前缘设计。由于风扇压比较低，相比常规风扇叶片，适当减少叶片数量以增加风扇载荷，从而提高风扇气动效率。风扇叶片数量最后确定为转子16片，静子26片。支板选用S.15688叶型，前尾缘金属角沿径向均为 0° 。

风扇三维仿真

三维流场计算采用商业软件NUMECA的FINE/TURBO求解。网格采用AUTOGRID进行划分，所有叶片网格拓扑结构为O4H；第一层网格高度取值为 $5 \times 10^{-6} \text{m}$ ，网格 y^+ 值分布在1之内；风扇叶片的叶尖间

隙为1.5mm；风扇部件最后生成的总网格数为支板115万个，转子150万个，静子113万个。

通过计算得到，巡航设计点物理流量为72.0kg/s，风扇的压比为1.2，效率为0.911，稳定裕度为33%，推力为5kN，起飞工况的风扇效率为0.88，相关参数均满足或优于总体性能设计指标。通过三维计算流体力学（CFD）计算结果对比表明，采用进口总压分布近似处理方法与按照实际进口条件的全环稳态计算相比，流量、压比误差在1%以内，效率误差在0.2%以内，满足工程精度需求。

结束语

航空混合电推进技术是未来高性能民用航空发动机的主要发展趋势之一，也是商用飞行器实现更低油耗和满足更为严苛的环境指标要求的有效途径。本文针对民用航空兆瓦级电动涵道风扇，开展了国内首次方案设计预研，探索了风扇和电动机的耦合设计方法，在实际畸变进气条件下完成了风扇气动方案设计，三维数值仿真结果满足总体设计指标要求。围绕该构型开展方案设计和试验验证，将为未来国产新型民用航

空发动机的顺利研制提供坚实基础，也是提高下一代航空发动机产品市场竞争力的重要保障。

航空动力

（罗钜，中国航发商发，工程师，主要从事风扇/压气机气动设计和多学科优化研究）

参考文献

- [1] PLAS A. Performance of a boundary layer ingestion propulsion system[D]. Massachusetts Institute of Technology, USA,2006.
- [2] WIARTL,ATINAULTO.Development of NOVA aircraft configurations for large engine integration studies[C]. 33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2015.
- [3] GRAY J, MADER C. Modeling boundary layer ingestion using a coupled aeropropulsive analysis[J]. J. Aircraft, 2018,55 (3):1191 – 1199.
- [4] DRELA M. Development of the D8 Transport Configuration[C]. 29th AIAA Application Aerodynamics Conference, 2011.
- [5] BERTON J, HALLER W. A noise and emissions assessment of the N3-X transport[C]. 52nd Aerospace Sciences Meeting, American Institute of Aeronautics and Astronautics, National Harbor, Maryland, USA, 2014.
- [6] WELSTEAD J, FELDER J. Conceptual design of a single-aisle turboelectric commercial transport with fuselage boundary layer ingestion[C]. 54th AIAA Meeting, 2016.