

内外流耦合对分布式涵道风扇影响的机理

龚天宇, 袁巍

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院
航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 内外流耦合效应对分布式涵道风扇的气动性能有显著影响。为了进一步揭示分布式涵道风扇部件在爬升、巡航过程中内外流耦合效应对气动性能和流动机理的影响规律,通过三维 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes)数值、试验方法对该问题进行详细探讨。结果表明:不同飞行状态中转子叶片和唇口壁面对风扇推力影响显著。随着无量纲质量流量率的提高,转子进气方向由负迎角往正迎角改变,推力系数增加。爬升时存在最佳进气迎角,气动效率最高。巡航状态的唇口摩擦阻力最小,推进效率最高。过大或过小的无量纲质量流量率会使得唇口的摩擦阻力和压差阻力增大,从而降低推进效率。

关 键 词: 分布式涵道风扇; 内外流一体化; 流动机理; 推力; 气动性能

中图分类号: V231

文献标志码: A

Mechanism of internal/external flow coupling effects on the performance of distributed ducted fan

GONG Tianyu, YUAN Wei

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,
School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The coupling effects of internal/external flow has a significant impact on the aerodynamic performance of the distributed ducted fan. In order to further reveal the aerodynamic performance and mechanism of the internal/external flow coupling effect during the climbing and cruising of the distributed ducted fan, this problem was discussed in detail through three-dimensional RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) numerical simulation and experimental methods. Results showed that the rotor blades and lip affected the thrust significantly in different flight conditions. With the increase of dimensionless mass flow rate, the rotor inlet flow direction changed from negative angle of attack to positive angle of attack, and the thrust coefficient increased. There was an optimal air angle of attack, resulting in highest aerodynamic efficiency in the climbing condition. At cruising condition state, the lip friction resistance was the least and the propulsion efficiency was the highest. Either larger or smaller dimensionless mass flow rate could increase the frictional resistance and differential pressure resistance of the lip wall, thereby reducing the propulsive efficiency.

收稿日期: 2020-06-29

基金项目: 国防科技重点实验室基金(61427020101)

作者简介: 龚天宇(1994—),男,硕士生,研究方向为叶轮机气动力学。

通信作者: 袁巍(1974—),男,副教授、博士生导师,博士,研究方向为叶轮机气动力学。E-mail: yuanwei@buaa.edu.cn

引用格式: 龚天宇,袁巍. 内外流耦合对分布式涵道风扇影响的机理[J]. 航空动力学报, 2021, 36(3): 592-605. GONG Tianyu, YUAN Wei. Mechanism of internal/external flow coupling effects on the performance of distributed ducted fan[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(3): 592-605.

Key words: distributed ducted fan; internal/external flow field simulations; flow mechanism; thrust; aerodynamic performance

涵道风扇推进系统促使飞行器飞得更安全、提高推进效率^[1]。Yaggy 等^[2]在 NASA 报告指出当气流以一定的迎角流入涵道风扇时,会产生较大的俯仰力矩,在涵道风扇出口处安装的偏心叶片有助于减少这些俯仰力矩,报告中同时指出在涵道风扇入口处通过使用进口导叶能改变推力,并且能够控制推进系统稳定。Parlett^[3]通过在 Langley Aeronautical 实验室开展全尺寸涵道风扇试验,迎角从 $0^{\circ}\sim 90^{\circ}$ 变化,得到风速、迎角与升力、阻力、俯仰力矩之间的关系,同时也得到了静推力的试验数据。Goodson 等^[4]在 Langley 213.36 cm $\times$ 304.8 cm 风洞中开展试验。试验结果发现,在涵道出口通过使用导叶可以减少飞行中推进系统向上的俯仰力矩。Games 等^[5]在 NASA 报告中指出,功率、自由流速度、叶片迎角、涵道风扇的迎角都会对涵道风扇的性能产生影响。基于压力分布,在涵道唇口的上游流体和下游流体都会产生旋转失速边界层,在低功率和大迎角气流下,涵道唇口上游会产生旋转失速气流,下游流体发生旋转失速的可能性小。国外的研究学者在风洞中进行了许多涵道风扇的气动性能试验,积累了大量的试验经验,而在理论研究上依旧有所欠缺^[2-5]。Yaggy 和 Guerrero 等之后分别对涵道风扇开展了空气动力学预测方法研究,从理论进行研究涵道风扇垂直起降和着陆的气动性能,但是研究方法是基于参数化的几何模型和半经验公式基础模型,从理论上确定推进系统的气动特性不够完善,也不够全面^[6-7]。国内李建波、高正^[8]通过对比涵道风扇与同样直径孤立风扇的气动性能,研究发现涵道风扇包含在涵道内,能产生更大的推力,结构紧凑,安全性高,以涵道和风扇之间的相互气动作用能构造多种小型垂直无人飞行器推进系统。张德先等^[9]通过孤立风扇和涵道风扇气动力的对比试验,探索涵道风扇各种几何设计参数对推进系统的气动影响,得到影响规律。

现代航空运输业的快速发展,对民用航空推进系统的安全性、可靠性、环境相容性提出更高的要求,促使学者进行更多研究。传统的飞机/发动机(飞/发)布局在降低耗油率、减少污染物排放等方面提升已经很有限,人们迫切需要寻找一种替代推进系统满足日益严峻的发展要求^[10-11]。分布

式涵道风扇以其能够减小能耗和污染物排放的优势逐渐受到研究者重视,其结构特点是用大量小型或微型发动机取代目前 2~4 个传统发动机,安装在机翼或机身尾部的发动机/风扇通过合理分配推力,有效降低了耗油率和污染排放物,气动稳定性上更有优势^[12-13]。对于常规的吊挂式飞/发布局,推进系统远离机身,推进系统与机身之间存在很大范围的距离。此时的飞机机体、机身、机翼对于发动机进口气流的干扰比较小。推进系统的进口气流是比较均匀的。而对于分布式推进系统而言,布置在机身或机翼尾缘上方,或者半埋入机身机翼,机身机翼表面的边界层低能流体流进风扇进口。对于传统的飞/发匹配,气动干扰可以忽略。而对于分布式动力,推进系统抽吸机身、机翼表面边界层,飞机外部流场发生改变;发动机吸入机身边界层后的内部流场发生明显变化,气流发生相互干涉造成气动影响。飞/发风扇内外流耦合效应的影响十分突出,成为制约涵道风扇性能的关键因素之一。

学者在内外流耦合效应对涵道风扇性能影响领域的研究较少。为了进一步探索内外流耦合效应对涵道风扇的气动性能影响,国内外大量学者开始研究涵道风扇动力系统气动性能。国内外主要集中在概念性研究和应用体积力模型来分析内外流耦合效应对推进系统气动性能的影响。段静瑶等^[14]通过研究简化二维模型对涵道风扇气动性能及推进效率的影响,为内外流耦合效应对动力系统性能影响的应用提供初步的建议。目前,研究者为了避免内外流耦合一体化数值计算过程中的巨大计算量,Mantic-Lugo 等通过设定进出口边界条件来模拟内外流耦合解决一体化影响,虽然节省大量计算资源,但并不能真实反应内外流的耦合影响^[15]。另一类研究者,如 Kim 和 Gong 等在研究中通过使用周向体积力模型来代替风扇内部转静子叶片,减少计算量,但是无法准确得到内部流场细节^[16-17]。崔容等^[18-19]采用基于沿流线性体积力模型的飞/发一体化数值模拟方法对某分布式推进系统进行了计算和分析,但是也无法得到涵道风扇内部的准确流场细节,分析内部性能。

总的来说,以往的研究工作大多集中在利用体积力探讨涵道风扇内外流气动性能,鲜有综合

考虑涵道风扇内外流耦合真实流场对涵道风扇气动性能影响,对内外流耦合作用下涵道风扇性能的影响规律以及流场细节鲜有关注。因此,综合考虑内外流耦合的流场影响,本文建立内外流一体化模型,开展涵道风扇内外流一体化数值模拟方法,并结合试验校核方法,为涵道风扇内外流一体化的流动规律和流动机理提供初步建议。

1 研究对象和数值方法

出于涵道风扇内外流耦合一体化的考虑,当前的研究对象是以类似图 1^[20]所示的涵道风扇为研究平台,涵道风扇并未嵌入机翼上表面,放置于机翼靠近尾缘上方。气流流过涵道风扇内部为内流,气流流过涵道风扇外壁面至远场为外流。随着计算能力的提高,通过求解时间平均的 N-S (Navier-Stokes) 方程,研究推进系统内部流场细节已经成为可能,但是庞大的计算量对整环全通道非定常计算在工程中不适用。同时,由于三维非定常计算对于计算资源、计算能力、计算时间都有很高的要求,国内外学者也利用定常计算来研究推进系统内部流场^[21-22],研究结果表明通过网格质量的提高,能较好地捕捉推进系统内部流场细节。

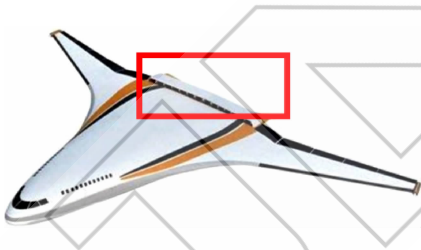


图 1 分布式涵道风扇示意图^[20]

Fig. 1 Schematic of distributed ducted fan^[20]

1.1 几何参数和边界条件

本文研究涵道风扇的几何参数如表 1 所示。

表 1 分布式涵道风扇参数

Table 1 Parameters of distributed ducted fan

参数	数值
巡航状态进口轴向速度/(m/s)	60
叶尖额定切线速度/(m/s)	115
飞行高度/m	3 000
飞行速度/(m/s)	30~90
风扇转速/(r/min)	0~12 000
推力范围/N	0~80

使用 ICEM 和 NUMECA (Auto-grid 和 IGG) 软件对求解域进行结构化网格划分,对风扇进行物理描述,假设涵道风扇直径为 D ,那么上游距离涵道风扇为 $80D$,下游距离涵道风扇为 $80D$,远场距离涵道风扇为 $80D$ 。

图 2 在进行了网格无关性校验分布式涵道风扇推力系数(C_t)的基础上,综合考虑计算网格数目和计算精度,最终选取单通道网格总数约为 170 万。边界条件如图 3 所示,进口边界指定进气方向为轴向进气方向以及给定总温总压值,出口边界条件给定静压值、远场为开放式边界条件,周向两侧平面为旋转周期交界面,内外流流场交界面根据软件要求通用连接。图 4 为图 3 中的涵道风扇细节放大网格图,轴向转静交界面边界条件为冻结转子,周向交界面边界条件设置为旋转周期交界面,固体壁面设置为无滑移壁面边界条件。分布式涵道风扇的总推力与远场动压的比值定义为推力系数 C_t 。

$$C_t = \frac{F_t}{0.5\rho V_\infty^2} \tag{1}$$

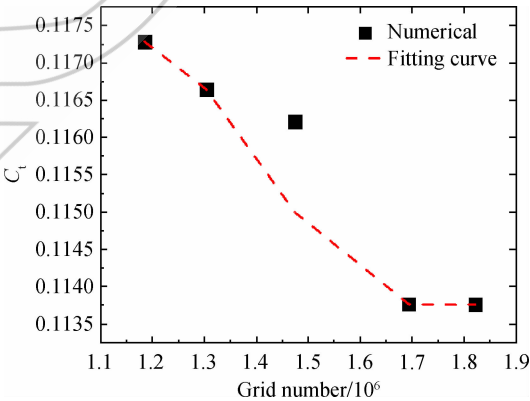


图 2 网格无关性校验分布式涵道风扇推力系数

Fig. 2 Grid independence check thrust coefficient of distributed ducted fan

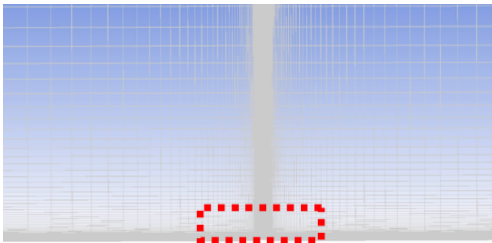


图 3 内外流耦合分布式涵道风扇计算域网格全局示意图

Fig. 3 Global schematic of grid computing domain for internal/external flow coupling of distributed ducted fans

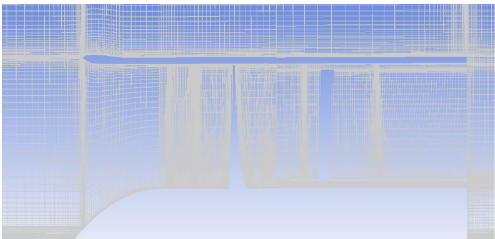


图 4 内外流耦合分布式涵道风扇计算域网格局部示意图

Fig. 4 Local schematic of grid computing domain for internal/external flow coupling of distributed ducted fans

式中 F_t 为分布式涵道风扇的总推力, V_∞ 为远前方来流速度, ρ 为空气密度。

1.2 计算方法

采用 CFX 软件中的 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes)时间平均方法进行了基于叶片直径雷诺数约为 8×10^5 的数值模拟。计算求解过程中采用高阶求解方法,时间设置为自动,湍流模型为带壁面函数的 $k-\epsilon$ 模型,第一层壁面网格高度满足精度要求: $30 < y^+ < 50$ 。

2 试验方法

2.1 试验台

为了验证内外流耦合效应对分布式涵道风扇气动性能影响,本次试验采用如图 5 所示低速回流开式风洞进行气动性能校核,风洞可实现 $5 \sim 55 \text{ m/s}$ 的风速试验,试验风洞包含了试验段、扩散段等各部分结构。本次试验位于图中试验段进行。

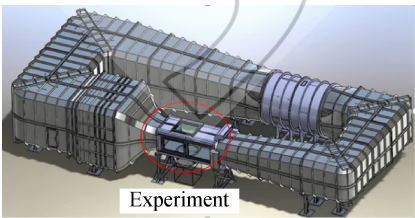


图 5 低速风洞示意图

Fig. 5 Schematic of low-speed wind tunnel

试验过程中所采用的试验装置如图 6 所示,主要包括分布式涵道风扇全尺寸试验模型和测量元件,其中分布式涵道风扇全尺寸试验模型是通过安装孔和固定带安装于六分量天平上。分布式涵道风扇全尺寸试验模型由风扇、电动机、电子调速器、冷却通道和光电传感器组成。电动机驱动

风扇,提供外部动力,电子调速器控制风扇转速。风洞试验条件如表 2 所示。

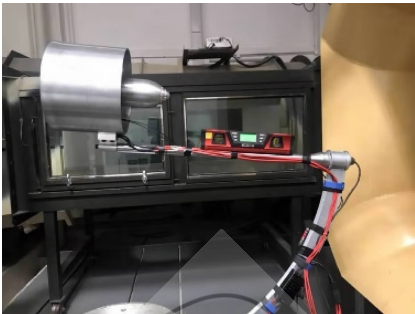


图 6 试验台布局示意图

Fig. 6 Schematic of experimental rig layout

表 2 风洞试验条件

Table 2 Wind tunnel experimental conditions

参数	数值
来流速度/(m/s)	5~55
风洞风扇转速/(r/min)	0~9100
风洞高度/m	0~3
大气温度/K	292
大气压力/Pa	100200

2.2 试验方案和参数

为了通过试验研究分布式涵道风扇推进系统的气动性能以及设计参数对气动性能的影响,对本文研究的分布式涵道风扇开展性能试验。之后,与数值模拟结果进行对比,验证数值模拟结果合理性,并对数值结果进行流场分析,探索内外流耦合效应对分布式涵道风扇的气动性能影响规律和流动机理。

3 结果与分析

3.1 数值与试验结果对比

为了评价试验过程中内外流耦合效应对涵道风扇气动性能影响,本小节考察试验结果与数值结果的对比,对数值结果进行校核,验证数值结果合理性。

分布式涵道风扇远场速度与叶尖切线速度的比值定义为进距比 J 。

$$J = \frac{V_\infty}{n_s D}$$

(2)

式中 n_s 为分布式涵道风扇每秒转速。

为研究进距比对推力系数影响,通过仪器实

测大气压力为 100200 Pa, 大气温度为 292 K, 通过水平测量仪保持涵道风扇 0°迎角轴向均匀进气。如图 7 所示, 试验过程中分别取不同的来流速度 V_∞ 以及对应不同转速, 得到不同进距比 J , 进距比为 0 时来流速度为 0 m/s, 即地面静推力状态。

如图 7 所示: 同一来流速度下, 动压不变。随着进距比增加, 推力系数降低, 由式(1)、式(2)可知, 进距比增加时, 涵道风扇的转速减小, 则涵道风扇吸入的质量流量减少, 推力下降, 推力系数降低。转速不变时来流速度与进距比呈正相关, 空气阻力增加时推力减小, 推力系数降低。总体来说, 图 7 所示: 计算得到风扇性能曲线和试验得到的性能散点之间存在差异, 对比了 $k-\omega$ 和 $k-\epsilon$ 两组不同湍流模型数值计算结果, 当计算域网格分别满足第一层壁面高度要求时, 使用 $k-\epsilon$ 湍流模型能更加准确地模拟本文研究的内外流耦合流动。如图 8 所示: 综合考虑试验与计算的推力系数误差在 3.5%~6.0% 之间, 处于可以接受的范围, 且变化的趋势相对一致。造成图 7 计算与试验结果差异可能是网格数目、湍流模型选取以及交界面和计算方法等因素造成。试验过程中测量的稳定性以及传感器测点数据的读取包括后处理都会导致上述结果发生。

图 8 中 J 为 1.4 时, 相对误差值最大, 且比其他工况的相对误差要大。究其原因, 为试验过程中, 风扇由低转速阶跃到高转速工作时, 此时风扇结构发生抖动, 流场数据输出不够稳定, 后续的测量稳定在高转速下, 数据输出较为稳定。

下文继续考察内外流耦合效应对不同飞行状态(即不同 C_{mfr})下分布式涵道风扇推力影响以及流场分析。在此基础上, 进一步探索内外流耦合效应对气动效率和推进效率影响机理。

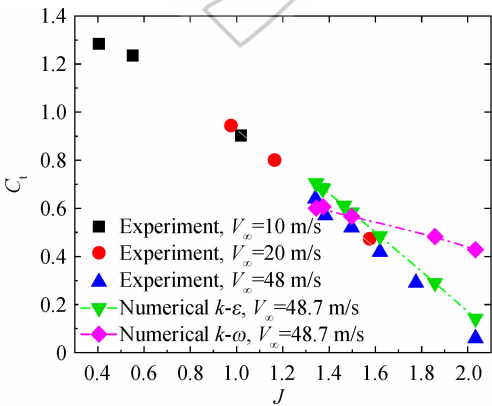


图 7 $J-C_t$ 的关系
Fig. 7 Relationship of $J-C_t$

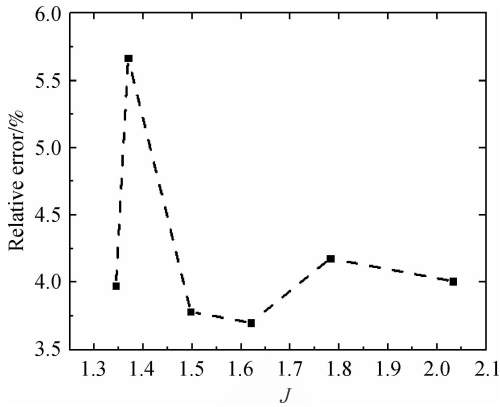


图 8 试验与计算相对误差
Fig. 8 Relative error of the experiment and numerical caculation

3.2 内外流耦合效应对总推力影响

在相对坐标下, 将分布式涵道风扇远前方均匀自由流时通过的流量定义为捕获质量流量, 如图 9 所示, 流过分布式涵道风扇的实际质量流量与理想捕获质量流量的比值定义为无量纲质量流量率^[19]。

$$C_{mfr} = \frac{\dot{m}_{fan}}{\rho_\infty A_{in} V_\infty} \tag{3}$$

式中 ρ_∞ 表示远场来流的密度, A_{in} 为风扇进口面积, $\dot{m}_{fan}$ 表示进入风扇的实际质量流量, 算例采用的远场边界条件由表 2 给出。

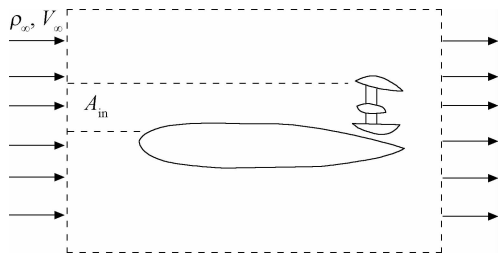


图 9 理想捕获质量流量的定义^[19]
Fig. 9 Definition of ideal capture mass flow^[19]

推力是评价分布式涵道风扇性能的一个重要参数, 当推进系统的其他参数相同时, 推力越大飞行器能以更高更快的速度完成飞行任务。分布式涵道风扇通过改变动量, 增加动能, 获得推进反作用力, 为飞行器提供推力。推力的产生是由流过分布式涵道风扇内外壁面的气流对风扇各个部件表面上的气动力叠加产生的, 气体在风扇各部件上的作用力的轴向分力并不都与推力方向相同。

做出规定, 推力的正值与推进系统前进方向

一致,推力负值与推进系统前进方向相反。数值计算通过叠加分布式涵道风扇各个部件的轴向力得到合力。算例通过修改飞行速度来改变涵道风扇进口的质量流量,在计算过程中通过不断增加飞行速度来改变 C_{mfr} 。不同的 C_{mfr} 模拟不同的飞行状态中风扇的工作状态,飞行速度与实际流入涵道风扇的流体速度共同决定了 C_{mfr} 的变化。结合表 1,对于本文研究对象而言:当 $C_{mfr} > 1$ 时,表明实际流入涵道风扇的质量流量比理想流入涵道风扇的质量流量多,风扇实际往里抽吸的速度比飞行速度大,多发生在飞行器爬升过程;当 $C_{mfr} \approx 1$ 时,表明实际流入涵道风扇的质量流量与理想流入涵道风扇的质量流量相当,风扇往里抽吸的速度与飞行器飞行速度基本一致,发生于飞行器巡航状态;当 $C_{mfr} < 1$ 时,表明实际流入涵道风扇的质量流量比理想流入涵道风扇的质量流量少,流体从涵道风扇唇口发生溢流。

表 3 为涵道风扇转速不变,推力与高空飞行速度关系。表 4 为高空中飞行速度不变,涵道风扇转速改变时 C_{mfr} 与推力的关系。

表 3 涵道风扇转速不变,推力与来流速度关系

Table 3 Relationship between thrust and inflow velocity under the condition of constant ducted fan rotating velocity

飞行速度/(m/s)	CFD 计算推力/N
40	51.353
50	31.865
60	23.886
70	9.278

表 4 70 m/s 巡航速度时 C_{mfr} 与推力的关系

Table 4 Relationship between C_{mfr} and thrust with 70 m/s cruise velocity

C_{mfr}	CFD 计算推力/N
0.9420	12.2390
0.9532	15.3090
0.9587	16.8850
1.0107	32.2436
1.0159	35.9518
1.0345	39.7790

表 3 和表 4 中结果都考虑了涵道风扇风阻力影响,并非静推力结果。表 3、表 4 数据揭露了若

要满足 70 m/s 以上速度巡航,需要增大电动机和功率选择范围,提高涵道风扇转速,增大推力,克服飞行器空气阻力。

图 10 显示了 70 m/s 巡航速度时,通过改变不同转速,巡航时内外流耦合效应与涵道风扇推力系数关系。结果表明 C_{mfr} 与推力系数正相关。

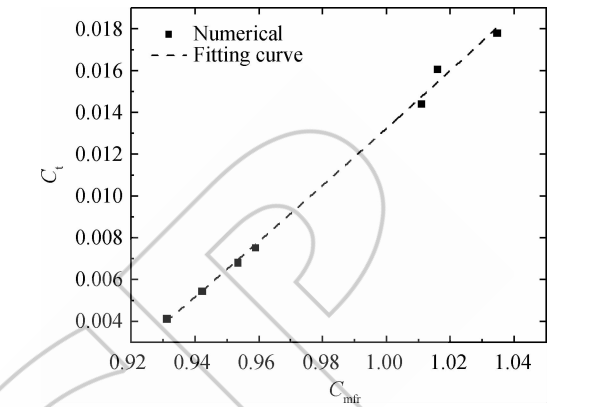


图 10 70 m/s 巡航速度时 C_{mfr} - C_t 的关系($C_{mfr} \approx 1$)
Fig. 10 Relationship between C_{mfr} - C_t under the cruise velocity 70 m/s ($C_{mfr} \approx 1$)

3.2.1 内外流耦合效应对不同状态涵道风扇部件推力影响分析

本节将着重考察 $C_{mfr} > 1$ (爬升)、 $C_{mfr} \approx 1$ (巡航)和 $C_{mfr} < 1$ 三种状态,并对内外流耦合效应(无量纲质量流量率 C_{mfr})如何影响分布式涵道风扇部件气动力展开详细探究。

图 11 为不同 C_{mfr} 与推力系数(C_t)的关系图, C_{mfr} 与推力系数呈现正相关。

下文通过建立部件气动力与 C_{mfr} 的关系来说明均匀进气下各部件对涵道风扇总推力贡献为正或负,为后续研究中采取措施减小阻力,增大推力

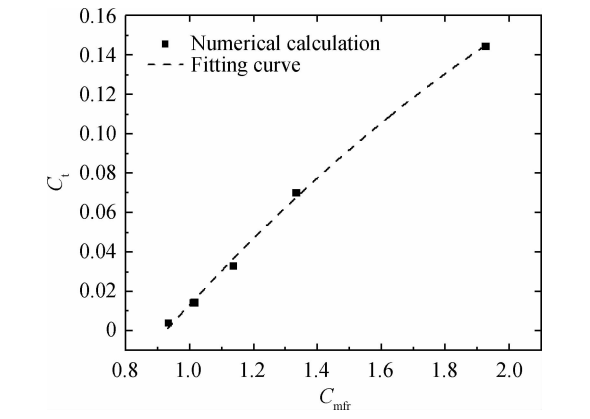


图 11 C_{mfr} - C_t 的关系
Fig. 11 Relationship of C_{mfr} - C_t

提供建议。

对唇口,内外流机匣壁面范围定义如图 12、图 13 所示。唇口几何最高点 A_1 为起点,沿径向上到外壁面几何曲率变化分界点沿轴向的外机匣壁面 B 点为 part 1, A_1 径向对应下表面 A_2 点为起点,沿径向往下到唇口几何曲率变化分界点 C 为 part 2; part 1、part 2 和图 13 所示中心点 A_1A_2 圆弧过渡段共同组成了本文后续研究讨论中对推力贡献的唇口研究主体。

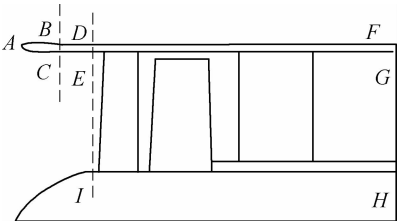


图 12 部件示意图
Fig. 12 Schematic of part

内流机匣轮毂壁面定义: E 点为进口导叶前缘截面点,由于直线 CE 几乎为直线,导叶前缘点 E 沿轴向到 G 点出口截面的机匣壁面和 CE 截面定义为内流机匣壁面,参考垂足线 DE 与水平面 IH 交于 I 点, I 点沿轴向到尾锥出口截面 H 点的轮毂壁面定义为内流轮毂壁面。

外流机匣壁面定义: 由于直线 BD 几乎为直线,因此外壁面沿轴向 B 点到出口截面 F 点的壁面定义为外流机匣壁面。

唇口定义: 为后续研究过程中进一步对涵道风扇外形进行优化设计,以降低阻力,提高推力贡献为目的。从几何图 13 中可知,唇口中心点 A 到 B 、 C 两点为几何变化的显著位置,但是从 B 点到外流机匣壁面的 D 点和从 C 点到进口导叶前缘 E 点几乎为直线, BD 与 CE 对推力贡献影响变化较小。

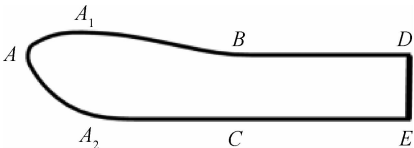


图 13 唇口示意图
Fig. 13 Schematic of lip

表 5 对应表 3,考察不同飞行速度下,涵道风扇在相同转速时的内外流耦合效应对分布式涵道风扇气动力对推力影响。

由表 5 可知:尾锥壁面(tail cone wall)、外流机匣壁面(external shroud)在三种 C_{mfr} 中对推力为正贡献。而转子叶片(rotor blade)、静子叶片(stator blade)则在 $C_{mfr} > 1$ (爬升)、 $C_{mfr} \approx 1$ (巡航) 中对推力为正贡献,分别对应表 3 中的飞行速度为 40 m/s、巡航速度为 60 m/s。内流机匣(internal shroud)、轮毂壁面(internal hub)、进口导叶(vane blade)在三种 C_{mfr} 中对推力为负贡献。随着 C_{mfr} 的降低,飞行状态从爬升到巡航状态的改变,分布式涵道风扇部件的正贡献推力减小,负贡献阻力增加。

图 14 给出了不同 C_{mfr} 内外流耦合效应中各个部件气动力分布柱状图。由图 14 可知,外流机匣壁面、进气锥壁面(inlet cone wall)、尾锥壁面和转子叶片以及显示内外流耦合效应的唇口壁面(lip)对推力的正或负贡献影响占据主要地位,内流轮毂壁面、进口导叶、静子叶片对推力为次要贡献的部件在下文将不再讨论。外流机匣壁面、进气锥壁面、尾锥壁面和转子叶片以及显示内外流耦合效应的唇口壁面对推力的正或负贡献影响占据主要地位中,唇口壁面和转子叶片气动力随着 C_{mfr} 变化明显。进气锥、尾锥和外流机匣壁面随着 C_{mfr} 变化不明显,因此在下文也不在详细讨论。下文将结合表 5 在不同 C_{mfr} 时内外流耦合部件气动力对推力贡献的主要影响,研究不同飞行状态中变化剧烈的唇口和转子叶片部件气动力对推力正负贡献展开详细分析。

表 5 不同 C_{mfr} 时内外流耦合部件气动力对推力贡献
Table 5 Contribution of component aerodynamics to thrust in different C_{mfr} internal/external flow coupling effects

部件推力 贡献	气动力/N		
	$C_{mfr} > 1$	$C_{mfr} \approx 1$	$C_{mfr} < 1$
外流机匣壁面	346. 923	345. 258	344. 209
进气锥壁面	-282. 606	-283. 945	-284. 807
尾锥壁面	320. 152	319. 775	319. 478
唇口壁面	-342. 014	-348. 187	-349. 217
内流机匣	-1. 557	-1. 849	-2. 069
内流轮毂	-36. 529	-36. 951	-37. 215
导叶	-0. 276	-0. 257	-0. 253
转子叶片	43. 356	28. 848	19. 327
静子叶片	3. 901	1. 194	-0. 113

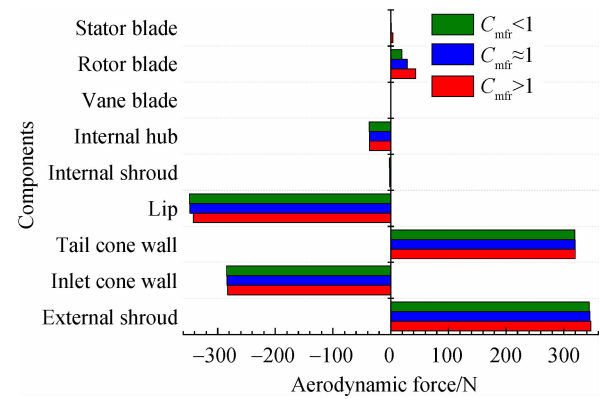


图 14 不同 C_{mfr} 下内外流耦合效应中部件气动力分布柱状图

Fig. 14 Bar chart of component aerodynamics distribution in different C_{mfr} internal/external flow coupling effects

图 15 为不同 C_{mfr} 时内外流耦合效应对风扇转子部件气动力影响。从图中可知,随着 C_{mfr} 的减小,转子叶片的气动力正贡献逐渐减小。图 16 为内外流耦合效应对涵道风扇唇口推力影响,从图 16 可知:随着 C_{mfr} 减小,唇口壁面负贡献气动力增加。

综合表 5、图 14~图 16 总结内外流耦合对转子叶片和唇口推力贡献,解释三种 C_{mfr} 下推力变化的原因。由前文分析可知,转子和唇口壁面的气动力对推力贡献起着主要影响。随着 C_{mfr} 的增大,转子气动力正贡献增加,唇口整体负贡献阻力减小,因此推力随着 C_{mfr} 的增加而增加。

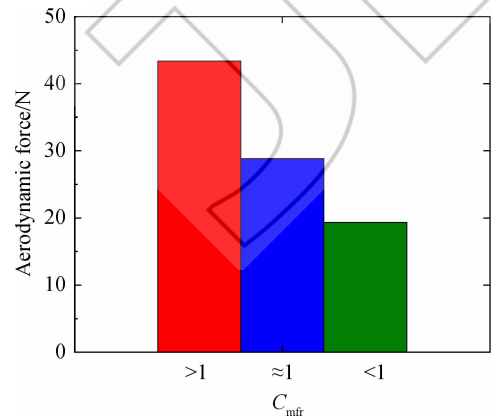


图 15 内外流耦合效应对涵道风扇转子影响

Fig. 15 Interaction effect of internal/external flow coupling on rotor of ducted fan

3. 2. 2 不同状态下涵道风扇内外流耦合效应的机理分析

为了进一步分析不同 C_{mfr} 下内部流场对分布

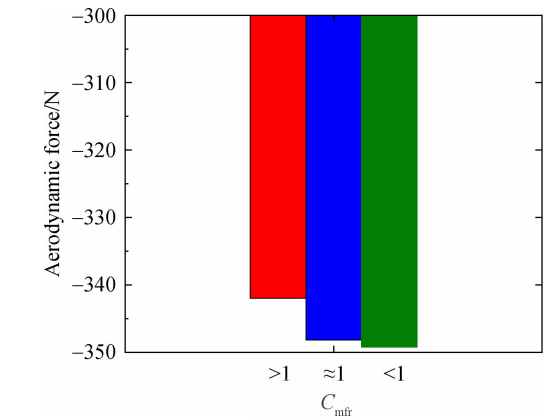


图 16 内外流耦合效应对涵道风扇唇口耦合推力影响

Fig. 16 Interaction effect of internal/external flow coupling on thrust of lip of ducted fan

式涵道风扇推力贡献影响,将从流体流动云图和速度三角形来详细分析不同 C_{mfr} 与流动影响推力的原因。

图 17 分别为不同 C_{mfr} 涵道风扇子午流面马

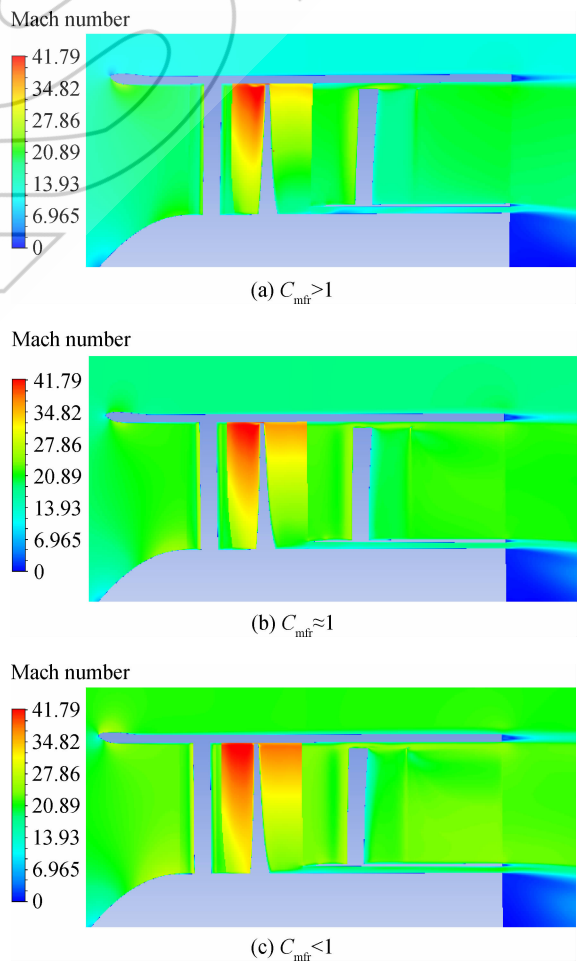


图 17 不同 C_{mfr} 下子午流面马赫数分布

Fig. 17 Mach number distribution on the meridional surface with different C_{mfr}

赫数云图。由云图整体来看, $C_{mfr} > 1$ (爬升状态) 马赫数比 $C_{mfr} \approx 1$ (巡航状态)、 $C_{mfr} < 1$ 马赫数小。气流经过转子叶片时转子叶片对气流做功。

图 18 分别为不同 C_{mfr} 下涵道风扇子午流面静压分布云图。图 18(a) ($C_{mfr} > 1$) 中, 流道中转子叶片的静压比图 18(b) ($C_{mfr} \approx 1$) 和图 18(c) ($C_{mfr} < 1$) 低。

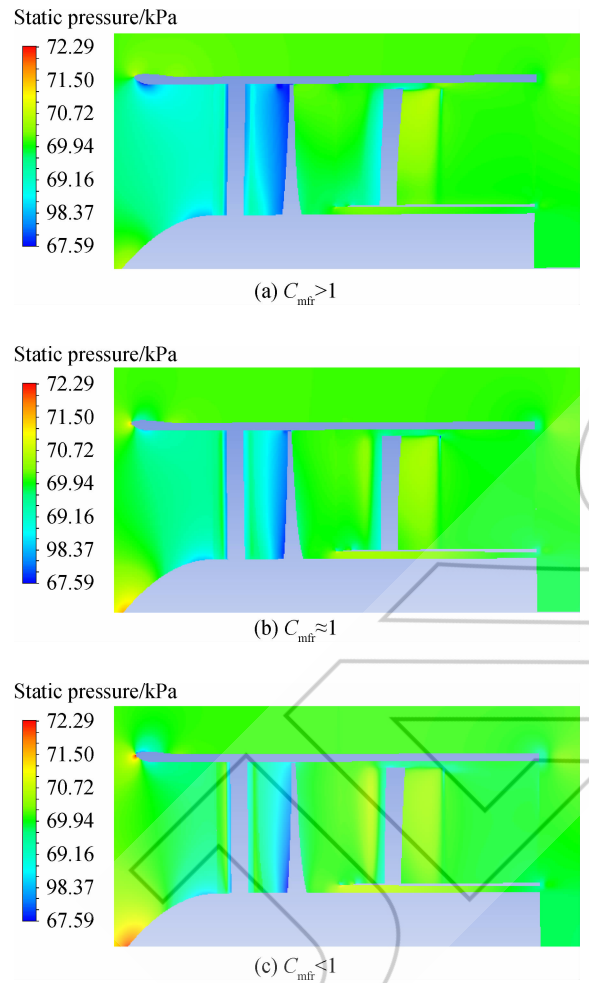


图 18 三种不同 C_{mfr} 下涵道风扇子午流面静压分布
Fig. 18 Static pressure distribution on the meridional surface of ducted fan with three different C_{mfr}

下面将分析图 19, 探究不同飞行速度对内部转子叶片气动力影响的机理。图 19 中的 C_{1i} 和 W_{1i} ($i = 1, 2, 3$) 分别表示 $C_{mfr} > 1$ 、 $C_{mfr} \approx 1$ 和 $C_{mfr} < 1$ 三种不同飞行速度下转子叶片进口的绝对速度和相对速度, C_{2i} 和 W_{2i} ($i = 1, 2, 3$) 分别表示 $C_{mfr} > 1$ 、 $C_{mfr} \approx 1$ 和 $C_{mfr} < 1$ 三种不同飞行速度下转子叶片出口的绝对速度和相对速度, 由于三种飞行状态的转子转速相同, 因此, 三种不同飞行状态的切线速度 U 大小相等。规定: C_{2i} 与 U 夹角为 α , W_{2i} 与 U 夹角为 β 。

进口导叶无预旋, 气流的绝对速度方向为轴向进气, 其次本文研究对象工作于高空大气背压, 转子叶片出口气流角近似相同。气流以相对速度 W_{1i} 流进转子叶片, 气流以相对速度 W_{2i} 流出转子叶片, 如图 19 所示: 飞行速度越大, 进口轴向绝对速度越大, 则根据几何关系和之前定义的假设可知, ΔW_{U1} 要比 ΔW_{U2} 大, ΔW_{U2} 要比 ΔW_{U3} 大。增加动叶对气体做功的途径主要有两方面: 途径一是改变转子圆周速度; 途径二是改变扭速来改变轮缘功。对于本文讨论的不同的飞行速度下, 涵道风扇转速相同, 则对转子叶片加工的主要因素为扭速的大小。根据表 5 和图 18 的分析, $C_{mfr} > 1$ (爬升) 时转子叶片产生的轮缘功比 $C_{mfr} \approx 1$ (巡航) 和 $C_{mfr} < 1$ 高, 即爬升时转子叶片的气动力大, 对推力的贡献大。

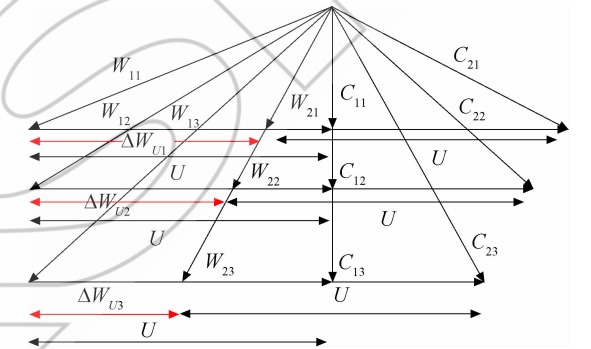
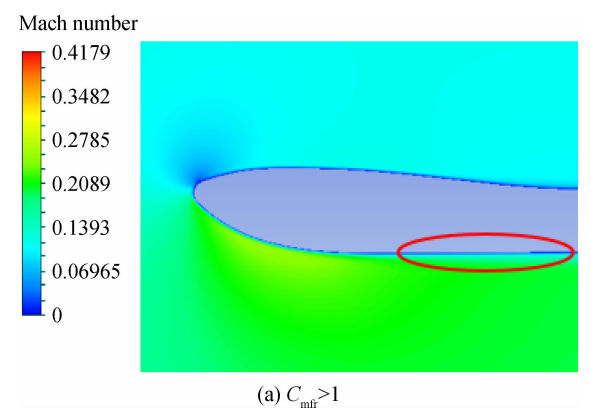


图 19 速度三角形分布
Fig. 19 Velocity triangle distribution

下面通过流场讨论唇口阻力产生原因以及唇口阻力影响规律。图 20 为三种不同工作状态唇口相对马赫数云图分布。

由图 20 可知, 随着 C_{mfr} 的减小, 上下壁面的马赫数分界点沿径向往涵道风扇下游移动。

图 21 为三种不同工作状态下的唇口流线分布。图 21(a) 为 $C_{mfr} > 1$ (爬升) 时的流线图, 流线



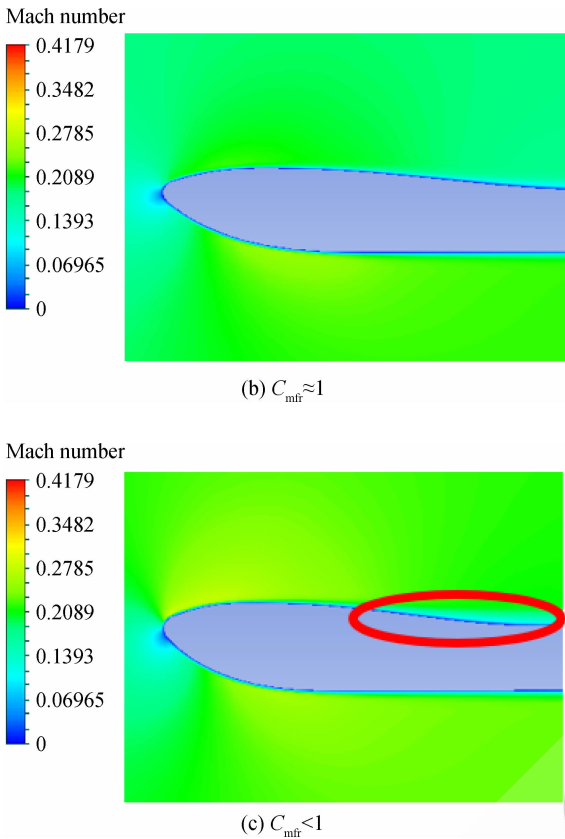
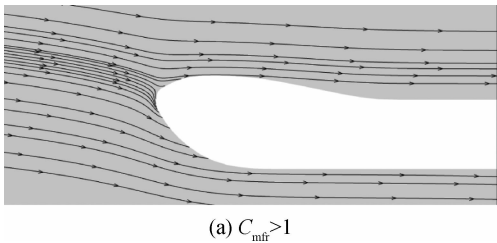
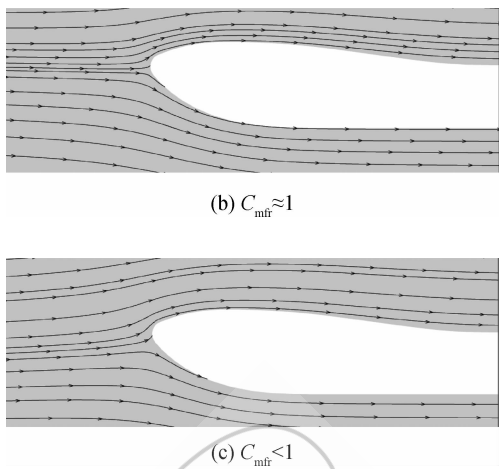


图 20 三种不同 C_{mfr} 下涵道风扇唇口马赫数分布
Fig. 20 Mach number distribution of ducted fans lips with three different C_{mfr}

分界点在图 13 定义的几何点 A_1 附近。流体流过唇口表面,实际流入涵道风扇的流体质量流量比理想定义的流体质量流量多,流动更加顺畅,流体流动阻力更小。图 21(c)为 $C_{mfr} < 1$ 时流线图,流线分界点约在图 13 定义的几何点 A_2 ,流体流过唇口表面,实际流入涵道风扇的流体质量流量比理想流体质量流量少,流动堵塞更加严重,流动不通畅,流体流动阻力更大,在逆压梯度下,这部分并未完全被吸入涵道风扇内的低速气流溢出唇口外,使得此时的阻力更大,对推力整体的负贡献增加。图 21(b)为 $C_{mfr} \approx 1$ (巡航)时的流线图,流线分界点约在图 13 定义的点 A ,流体流过唇口表面,实际流入涵道风扇的流体质量流量与理想流入流体质量流量相当,因此的流动没有图 21(a)通畅,堵塞程度没有图 21(c)严重,此时的涵道风



(a) $C_{mfr} > 1$



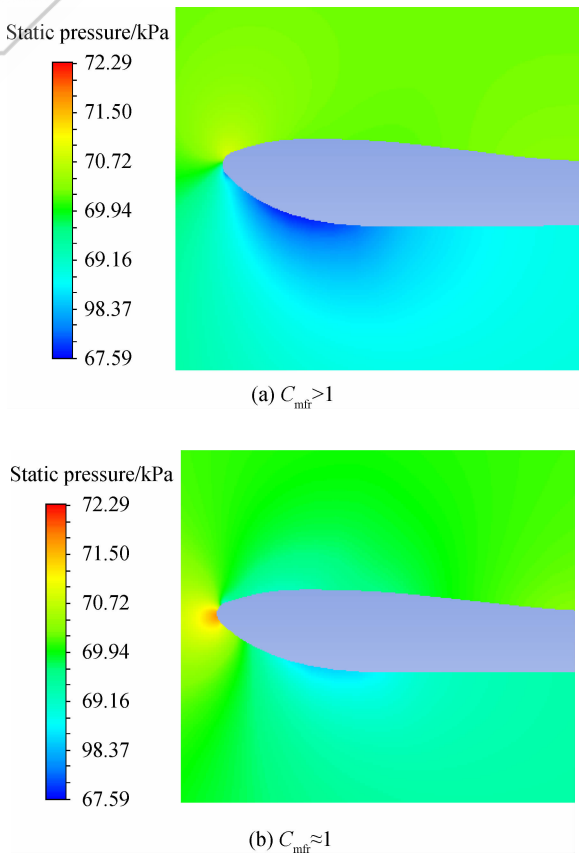
(b) $C_{mfr} \approx 1$

(c) $C_{mfr} < 1$

图 21 不同 C_{mfr} 涵道风扇唇口流线分布
Fig. 21 Streamline distribution of ducted fan lips with different C_{mfr}

扇唇口阻力处于中间。

图 22 为三种不同工作状态下涵道风扇唇口静压分布云图。通过对图 22(a)~图 22(c)的对比,气流在唇口表面加速,静压也随之降低。 $C_{mfr} \approx 1$ (巡航)比 $C_{mfr} < 1$ 唇口前半部分静压低,且在 $C_{mfr} < 1$ 产生了半圆形高静压区,对唇口前部有比 $C_{mfr} \approx 1$ (巡航)更大的阻力,因此 $C_{mfr} < 1$ 对推力负贡献比 $C_{mfr} \approx 1$ (巡航)大。



(a) $C_{mfr} > 1$

(b) $C_{mfr} \approx 1$

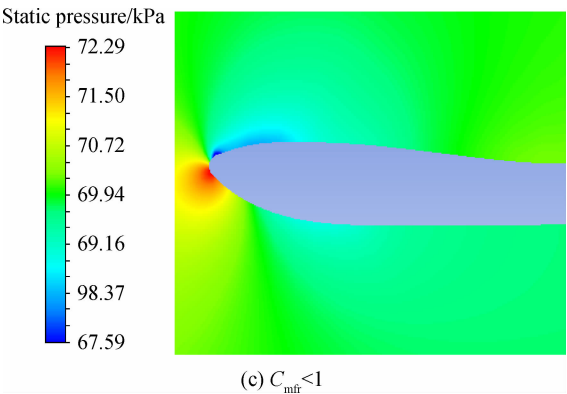


图 22 三种不同 C_{mfr} 涵道风扇唇口静压分布

Fig. 22 Static pressure distribution of ducted fans lips with three different C_{mfr}

3. 2. 3 内外流耦合效应对涵道风扇的气动效率和推进效率影响

图 23、图 24 将分析相同风扇转速,不同飞行速度中内外流耦合效应对分布式涵道风扇的气动效率(η_a)和推进效率(η_p)影响。本节首先将分析图 23 气动效率与飞行状态(不同 C_{mfr})的关系,如图 23 所示,随着 C_{mfr} 的提高,气动效率先增加后减少。本节其次将详细分析图 24 推进效率与飞行状态(不同 C_{mfr})的关系。

如图 24 所示,随着 C_{mfr} 的减小,飞行速度的增加,飞行状态从爬升到巡航的改变,推进效率先增加后减少,针对本文研究对象,巡航状态存在最佳的 C_{mfr} 对应最佳的推进效率。综合图 23 和图 24 最佳的推进效率所对应的飞行状态的气动效

率并不是最大。

图 25 为转子叶尖 95% 叶高的相对马赫数云

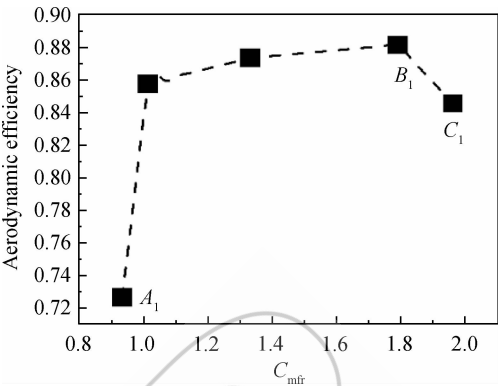


图 23 C_{mfr} - η_a 的关系

Fig. 23 Relationship of C_{mfr} - η_a

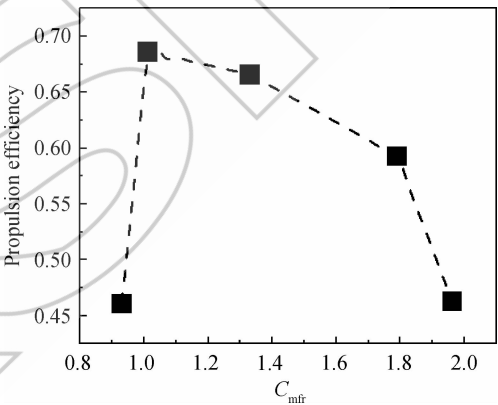


图 24 C_{mfr} - η_p 的关系

Fig. 24 Relationship of C_{mfr} - η_p

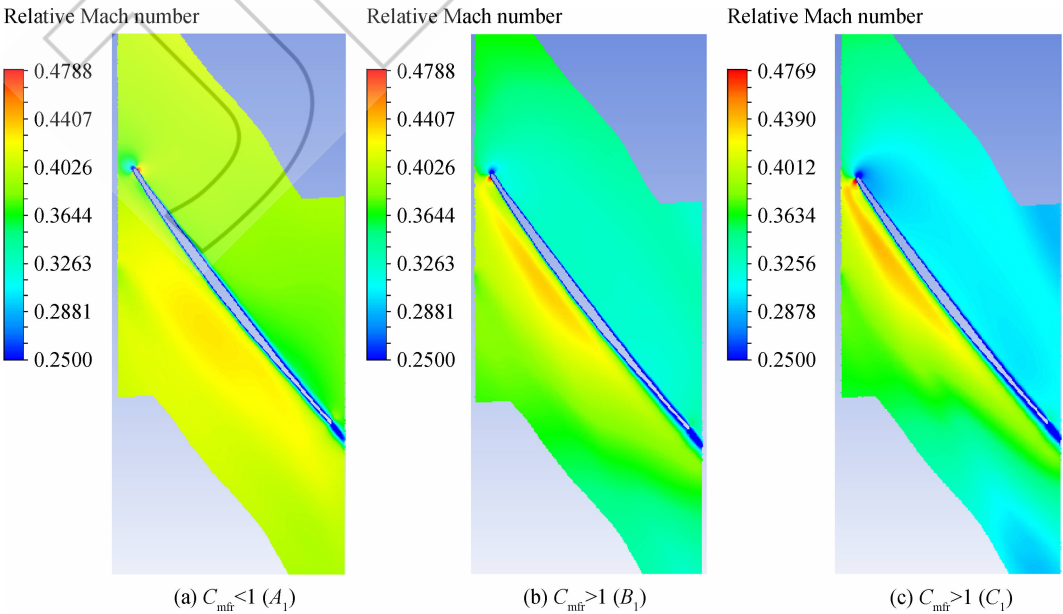


图 25 转子叶尖相对马赫数

Fig. 25 Rotor blade tip relative Mach number

图,如图 25 所示,不同飞行状态(不同 C_{mfr})对应的转子叶尖相对马赫数云图整体上并没有显著差异。气流在尾缘附近产生尾迹低能流体,在转子叶片吸力面表面发生微弱的边界层分离流动现象。

结合图 19 速度三角形简图分析不同飞行状态(不同 C_{mfr})对气动效率影响的机理。针对本文的研究对象而言,当涵道风扇在相同转速,不同飞行速度状态下工作时,根据图 19 可得,飞行速度增加时,进气迎角减小。图 26 为转子叶尖 95% 叶高的相对马赫数局部放大云图。图 26(b)的 $C_{mfr} > 1$ 时气流分离驻点约在叶片前缘中部,图 26(a)的 $C_{mfr} < 1$ 时气流分离驻点约在叶片前缘中部靠右。结合图 19 分析,图 26(c)的 $C_{mfr} > 1$ 时气流分离驻点与图 26(b)相比更偏向前缘中心左点。

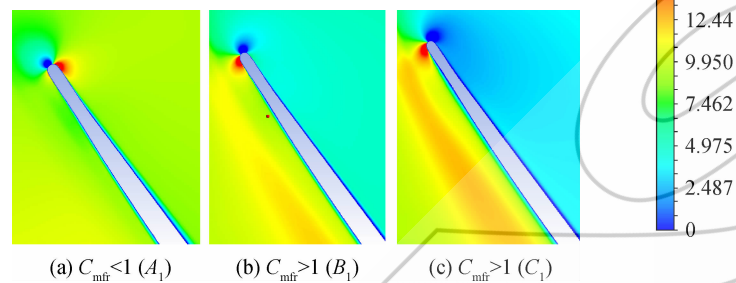


图 26 转子叶尖相对马赫数局部示意图
Fig. 26 Partial schematic diagram of rotor blade tip relative Mach number

图 27 为转子叶尖 95% 叶高的单位质量静熵云图,如图所示,不同飞行状态(不同 C_{mfr})对应的转子叶尖熵损失云图整体上并没有显著差异。结合式(4)、图 19、图 23、图 25、图 26、图 27 分析:图 27(b)的 $C_{mfr} > 1$ 时的气动效率最高,此时在转子叶片高熵区范围最小,图 27(a)和图 27(c)的 C_{mfr} 的气动效率比图 27(b)对应的 $C_{mfr} > 1$ 的气动效率低,从图 27 可知,图 27(c)对比图 27(b)对应的 C_{mfr} 时,在转子叶片吸力面壁面有红色高熵损失区域,吸力面的损失范围比图 27(b)大。除了在转子叶片吸力面附近有红色高熵损失区域外,图 27(a)比图 27(b)对应的 C_{mfr} 时在转子叶片的压力面也同时有红色高熵损失区。因此对于本文的研究对象而言,气流分离驻点偏向前缘中心点左侧、右侧时都会产生气动损失,使气动效率降低。存在一个最佳的气流分离驻点,此时的气动效率最高。

$$s = c_p \ln(T/T_{ref}) - R \ln(p/p_{ref}) \tag{4}$$

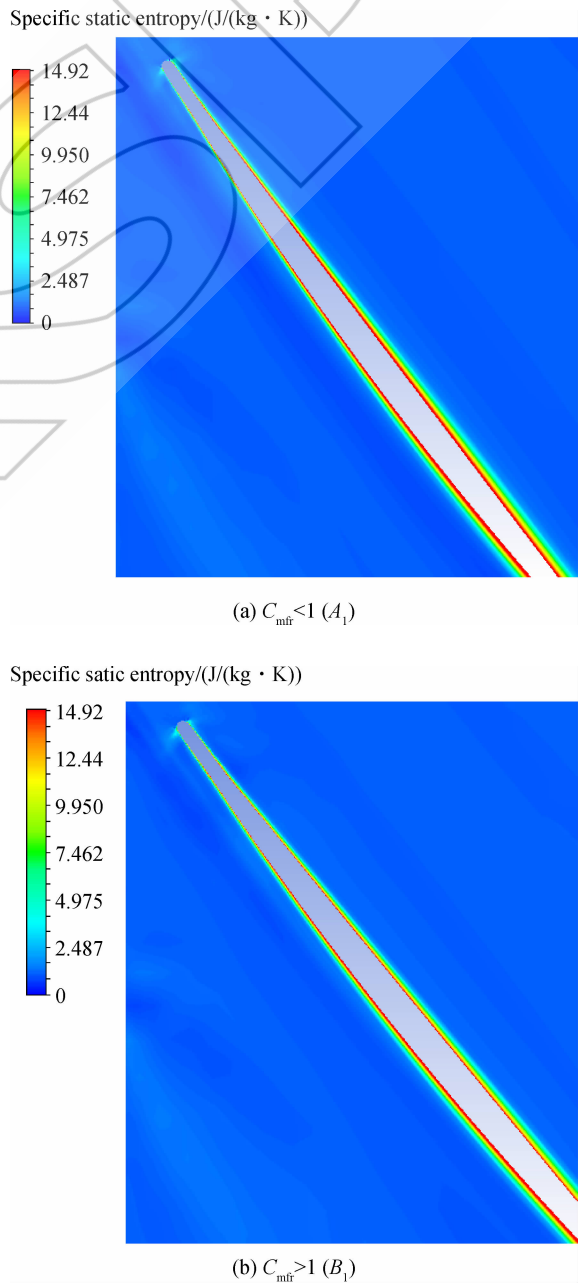
式中 s 为单位质量静熵, c_p 为比定压热容, T 为温度, p 为压力, R 为气体常数,下标 ref 表示参考值。

应用式(4)进行推进效率的计算。

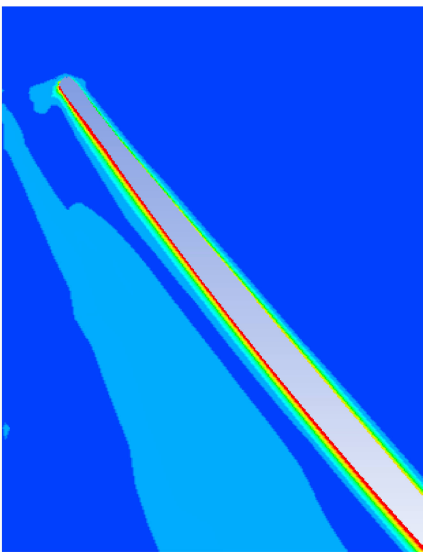
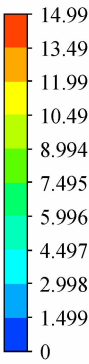
$$\eta_p = \frac{F_t V_\infty}{P_{eff}} \tag{5}$$

式中 P_{eff} 是有效功率, η_p 是推进效率。

结合式(4)、式(5)分析,如图 20、图 21、图 22 所示,飞行速度增加(C_{mfr} 降低),唇口驻点下移,如图 20 唇口马赫数云图中的红圈标识所示: $C_{mfr} > 1$ 时在唇口下壁面有浅蓝色的低马赫数区域, $C_{mfr} < 1$ 时在唇口上壁面有浅蓝色低马赫数区域。唇口壁面流体发生分离,产生摩擦阻力,同



Specific static entropy/(J/(kg · K))

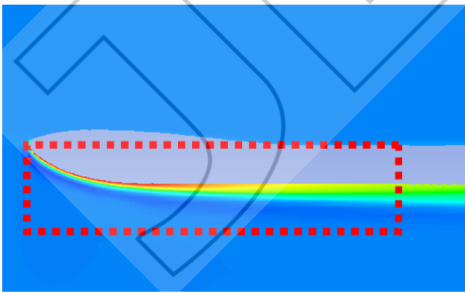
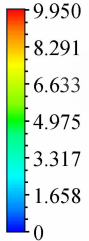


(c) $C_{mfr} > 1$ (C_1)

图 27 转子叶尖单位质量静熵局部示意图
Fig. 27 Partial schematic diagram of rotor blade tip specific static entropy

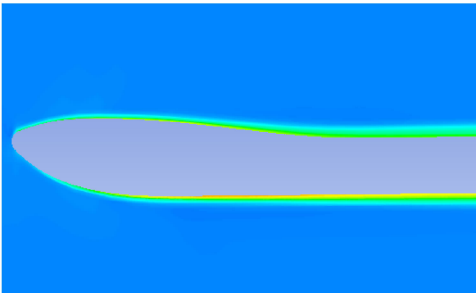
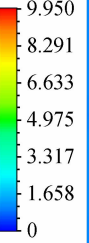
时,亚声速流体在唇口的凹表面减速增压,凸表面加速降压,产生压差阻力。压差阻力和流体摩擦阻力共同作用影响涵道风扇唇口推力。结合图 24、图 28 综合分析:图 24 中在 $C_{mfr} \approx 1$ 时的推进效率最高,在 $C_{mfr} > 1$ 时和 $C_{mfr} < 1$ 时推进效率比 $C_{mfr} \approx 1$ 时低。如图 28,在 $C_{mfr} \approx 1$ 时,气流在唇口处并没有产生明显的高单位质量静熵损失区

Specific static entropy/(J/(kg · K))



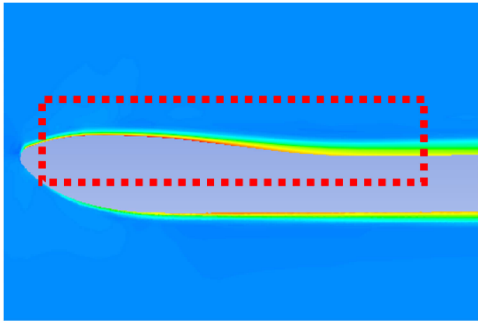
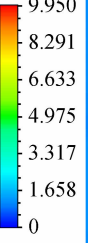
(a) $C_{mfr} > 1$

Specific static entropy/(J/(kg · K))



(b) $C_{mfr} \approx 1$

Specific static entropy/(J/(kg · K))



(c) $C_{mfr} < 1$

图 28 不同 C_{mfr} 涵道风扇唇口单位质量静熵分布
Fig. 28 Specific static entropy distribution of lips with different C_{mfr}

域,在 $C_{mfr} > 1$ 和 $C_{mfr} < 1$ 时,分别在唇口下表面和上表面产生高单位质量静熵损失红色区域。对于本文研究的涵道风扇对象而言,摩擦阻力和压差阻力的大小共同作用唇口,阻力产生损失影响推力,损失消耗更多有效功率。

4 结 论

1) 随着 C_{mfr} 的降低,飞行状态从爬升到巡航的改变,涵道风扇部件的气动力正贡献减小,负贡献阻力增加。外流机匣壁面和尾锥壁面在三种 C_{mfr} 中对推力为正贡献。转子叶片、静子叶片则在 $C_{mfr} > 1$ (爬升)、 $C_{mfr} \approx 1$ (巡航) 中对推力为正贡献。内流机匣、轮毂壁面、进气锥壁面和进口导叶在三种 C_{mfr} 中对推力为负贡献。

2) 随着来流速度 (C_{mfr}) 升高,飞行状态从爬升到巡航的改变。随着 C_{mfr} 的增加,推力系数增加。内外流耦合效应中不同 C_{mfr} 下影响推力变化的决定部件为转子叶片和进口唇口壁面。随着 C_{mfr} 的增大,转子气动力正贡献增加,唇口整体负贡献阻力减小,推力随着 C_{mfr} 的增加而增加。

3) 涵道风扇的气动效率与推进效率都存在峰值,但影响因素不同,峰值所对应的飞行状态 (C_{mfr}) 也不同。气动效率受风扇转子叶片气流在前缘分离驻点位置影响,不同的 C_{mfr} 使得风扇转子叶片的气流分离驻点位置发生改变。气流分离驻点偏向前缘中心点左侧、右侧时都会产生气动损失,使气动效率降低。存在一个最佳的气流分离驻点,此时的气动效率最高。而推进效率则与唇口受到的阻力密切相关,随着 C_{mfr} 的变化,实际流入涵道风扇的流体质量流量与理想流体质量流量不同,过大的 C_{mfr} 在唇口下表面产生较厚的边界层,过小的 C_{mfr} 在唇口下表面产生较厚的边界

层,都会使得出口处的摩擦阻力或压差阻力增加,导致对推力负贡献程度加深,从而影响推进效率。

参考文献:

[1] 王焕瑾,高正. 转换式高速直升机 RD15 方案[J]. 航空学报, 2005, 26(1): 36-39.
WANG Huanjin, GAO Zheng. The scheme of high-speed helicopter RD15[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(1): 36-39. (in Chinese)

[2] YAGGY P F, MORT K W. A wind-tunnel investigation of a 4-foot diameter ducted fan mounted on the tip of a semi span wing[R]. NASA TN D-776, 1961.

[3] PARLETT L P. Aerodynamic characteristics of a small-scale shrouded propeller at angles of attack from 0° to 90° [R]. NACA TN-3547, 1955.

[4] GOODSON K W, GEUNWALD K J. Aerodynamic characteristics of a powered semi span tilting-shrouded-propeller VTOL model in hovering and transition flight[R]. NASA TN D-981, 1962.

[5] GAMES B, MORT K W. A wind tunnel investigation of a 7-foot-diameter ducted propeller[R]. NASA TN-D4142, 1967.

[6] YAGGY P F, GOODSON N K. Aerodynamics of a tilting ducted fan configuration[R]. NASA TN D-785, 1961.

[7] GUERRERO I, LANDENBERG K, GELHAUSEN G, et al. A powered lift aerodynamic analysis for the design of ducted fan UAVs[R]. AIAA-2003-6567, 2003.

[8] 李建波,高正. 涵道风扇空气动力学特性分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2005, 37(6): 680-684.
LI Jianbo, GAO Zheng. Aerodynamical characteristics analysis of ducted fan[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 37(6): 680-684. (in Chinese)

[9] 张德先,陈仁良. 高速直升机涵道风扇矢量推进系统模型悬停状态的气动力测量研究[J]. 空气动力学学报, 2009, 27(3): 281-287.
ZHANG Dexian, CHEN Renliang. Measurement investigation on the aerodynamics of vectored thrust ducted propeller[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2009, 27(3): 281-287. (in Chinese)

[10] GREITZER E M, BONNEFOY P A, DELAROSABLANCO E, et al. N+3 aircraft concept designs and trade studies[R]. NASA/CR-2010-216794, 2010.

[11] AMIR S G, GEORGIOS D, RITI S. Challenges of future aircraft propulsion: a review of distributed propulsion technology and its potential application for the all-electric commercial aircraft[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2011, 47(5): 369-391.

[12] SEHRA A K, WHITLOW W. Propulsion and power for 21st century aviation[J]. Progress in Aerospace Sciences 2004, 40(4): 199-235.

[13] KO A, LEIFSSON L T, SCHETZ J A, et al. MOD of a blended wing body transport aircraft with distributed propulsion[R]. AIAA-2003-6732, 2003.

[14] 段静瑶,袁巍,李秋实. 分布式动力系统尾缘射流与边界层抽吸的数值分析[J]. 航空动力学报, 2015, 30(3): 571-579.
DUAN Jingyao, YUAN Wei, LI Qiushi. Numerical investigation on trailing edge jet and boundary layer ingestion in distributed propulsion system [J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(3): 571-579. (in Chinese)

[15] MANTIC-LUGO V, DOULGERIS G, GOHARDANI A, et al. Computational analysis of aerodynamic performance of a jet-flap airfoil in transonic flow[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2012, 226(6): 664-678.

[16] KIM H, LIOU M S. Mail-slot nacelle shape design for N3-X hybrid wing-body configuration[R]. AIAA-2015-3805, 2015.

[17] GONG Y F, GREITZER E M. A computational model for short wavelength stall inception and development in multi-stage compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(4): 726-734.

[18] CUI Rong, LI Qiushi, PAN Tianyu, et al. Streamwise-body-force-model for rapid simulation combining internal and external flow field[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2016, 29(5): 1205-1212.

[19] 崔容,潘天宇,李秋实,等. 边界层抽吸效应对分布式推进系统气动性能影响数值研究[J]. 航空动力学报, 2018, 33(5): 1076-1083.
CUI Rong, PAN Tianyu, LI Qiushi, et al. Numerical investigation on the effects of boundary layer ingestion on aerodynamic performance of distributed propulsion system[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(5): 1076-1083. (in Chinese)

[20] FELDER J L, KIM H D, BROWN G. Turboelectric distributed propulsion engine cycle analysis for hybrid-wing-body aircraft[R]. AIAA-2009-1132, 2009.

[21] PETER T, FOTTNER L. Effects of co-and counter-rotating inlet distortions on a 5-stage HP-compressor [R]. ASME Paper GT-2002-30395, 2002.

[22] 张环,胡骏,刘大响,等. 旋转总压畸变对压气机稳定性影响的二维不可压缩模型[J]. 航空动力学报, 2009, 24(8): 1773-1784.
ZHANG Huan, HU Jun, LIU Daxiang, et al. Two-dimensional incompressible model of effects of rotating inlet distortion on flow instability in compression systems [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(8): 1773-1784. (in Chinese)

(编辑:陈 越)