分布式电推进系统中涵道风扇耦合效应的 试验与数值研究^{*}

周 芳1, 王掩刚1, 王思维1, 陈延俊1, 邱亚松2

(1. 西北工业大学 动力与能源学院,陕西西安 710129;
2. 西北工业大学 航空学院,陕西西安 710072)

摘 要:基于分布式电驱动涵道风扇推进系统在气动性能、推进效率和鲁棒性方面具有极大应用潜 力,系统中复杂的耦合效应缺乏深入研究和理解。本文应用试验与数值模拟相结合的方式研究了某分布 式涵道风扇系统中推进器之间的耦合效应,分析了推进器之间耦合干涉作用的规律与机理,为推动分布 式电驱动涵道风扇的飞行器工程应用提供理论基础。研究结果表明:相较于风扇的孤立型布局,分布式 布局风扇进口存在速度畸变影响涵道风扇性能,导致推力降低4%;分布式布局中风扇之间的耦合效应 等效于风扇两侧存在虚拟且无黏的壁面结构,该虚拟壁面结构会诱发风扇两侧的两对流向涡;机翼-风 扇之间的耦合效应表现为机翼的有黏壁面结构,会诱发风扇唇口上方的流动分离以及近机翼侧的一对流 向涡;在分布式布局中涵道风扇出现转速下降或失效时,仅会对邻近风扇的性能造成影响,由于边缘风 扇失效只有一个邻近风扇摄取失效风扇上游的流量,而中间风扇失效有两个邻近风扇用于摄取流量,边 缘风扇失效对流动的影响高于中间风扇。

关键词:分布式布局;孤立型布局;涵道风扇;耦合效应;风扇失效 中图分类号:V231.1 文献标识码:A 文章编号:1001-4055 (2024) 03-2208036-11 DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2208036

1 引 言

为了提高飞机性能、降低飞机油耗,分布式电推 进技术作为提高飞行器效率和性能的关键技术而被 研究人员广泛关注^[1]。分布式电推进系统的特点是 将传统推进飞机的大功率推进器分解为总功率相等 的多个小功率推进器,这些推进器分布在机身的不 同位置,提高系统控制的灵活性^[2-3]。一方面,可以通 过推进器的合理布局使得推进器与推进器、机身/机 翼之间产生正向耦合作用,提高飞机的推进效率。 另一方面,推进器的数量增加以及灵活布置使得飞 机可以利用推进器之间的推力差实现推进控制,同 时利用推进控制可以减少传统舵面等作动机构的使 用,降低了飞机的质量。因此,研究学者的主要研究 集中在分布式推进系统的耦合作用以及推进控制 方面。

在分布式电推进系统的耦合作用方面,研究学 者首先研究了推进器对飞机机翼表面流动的影响, 研究发现:安装在合适位置的推进器可以吸入飞机 表面低动量空气,将这些低动量空气加速并注入尾 流,减少了尾流的速度损失和湍流掺混损失,进而 提高了飞机的推进效率[4-5]。在推进器在机身/机翼 的集成位置研究方面, Perry 等^[6], Miranda 等^[7], 崔容 等[8]等对推进器在机翼前缘/尾缘、内翼/外翼上所 产生的不同收益进行了研究。Perry等的试验工作 发现,风扇的进气流道受到相邻风扇的进气流道和 飞机几何结构的限制,相邻风扇运行状态的改变 使得其无法提供理想的入口捕捉区域,使得风扇 运行在非设计状态^[6]。Aaron 等^[9]进一步的试验 工作研究了推进器的转速对飞机机翼的升力系 数、阻力系数、俯仰力矩、侧向力、滚转力矩、偏航力 矩、表面压力分布等参数的影响。在分布式电推进

* 收稿日期: 2022-08-12;修订日期: 2023-01-08。

作者简介:周 芳,博士生,研究领域为分布式电推进系统气动耦合作用。

通讯作者:王掩刚,博士,教授,博士生导师,研究领域为叶轮机械气动热力学。E-mail: wyg704@nwpu.edu.cn

引用格式:周 芳,王掩刚,王思维,等.分布式电推进系统中涵道风扇耦合效应的试验与数值研究[J].推进技术,2024,45(3):2208036. (ZHOU F, WANG Y G, WANG S W, et al. Experimental and numerical study on coupling effect of ducted fan in distributed electric propulsion system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(3):2208036.)

系统的推进控制方面,推进控制的概念较早被提出, 但受限于燃气轮机效应时间的限制^[10],未在传统飞 机控制中普遍使用。Winborn^[11],Ko等^[12],Saunders 等^[13],以及Kim等^[14]介绍了使用推进实现飞行器 控制的优势。这些作者指出,与燃气轮机相比电 驱动的推进器反应时间更快,可以使用推进控制来 减小尾部尺寸,减少或消除传统控制面,减轻飞机 质量。

为了深入理解分布式系统中的耦合作用以及使 分布式推进控制可行,必须更好地理解复杂的推进 器-推进器、推进器-机翼/机身之间的交互作用。当 多个推进器彼此以及机翼和机身表面非常接近时, 会出现复杂的交互作用。在分布式推进系统中,每 个推进器的进气管受到相邻推进器和飞机几何形状 的限制,当一台推进器转速高于其相邻推进器时,则 转速高的推进器可能会捕获其他推进器所需的工 质,并使转速低的推进器缺乏所需工质[15]。这些现 象导致相邻推进器之间的非线性相互作用,在理解 分布式系统中的耦合作用以及实现推进控制之前, 必须对其进行表征。此外,分布式电推进飞行器目 前被广泛研究的另一个原因是城市空中交通概念的 提出[16]。为缓解地面交通拥堵等问题,利用垂直起 降航空器及相关系统设施在城市低空空域实现载人 载货的空中运输活动,悬停工况是该类飞行器的典 型工况。

为理清复杂的推进器之间的交互作用以及建立 起对垂直起降类飞行器的典型工况的认识,本文对 某型分布式电推进系统进行了试验与数值模拟两方 面的研究。对分布式电推进模型进行了测试,该模 型中推进器为五个阵列的涵道风扇,获得了分布式 系统的力学性能以及推进器的沿程压力随着转速变 化的试验数据。为更好地理解推进器之间的交互耦 合效应,对推进器之间出现转速差后推进器力学性 能与流场的变化进行了深入分析,为利用分布式推 进控制提供理论支撑。

2 方 法

2.1 研究对象

本文研究在自主开发的分布式电推进试验台中 进行,推进器采用文献[17]设计的涵道风扇,如图1 所示。为了提高空间利用率,分布式布局中本文采 用主流的涵道风扇紧密排布方式^[6,16]。考虑到试验 过程中的安装问题,相邻涵道风扇的轴线之间的最 小距离为187 mm。

涵道风扇由唇口、风扇叶片、机匣与轮毂四部分 构成,该涵道风扇的参数如表1所示。

2.2 试验研究

为研究分布式布局中的耦合作用,本文首先进 行了孤立型涵道风扇布局与分布式涵道风扇布局的 气动特性与沿程流场进行对比试验,并为后续数值 模拟方法研究提供数据结果验证。

涵道风扇的力学特性通过 ATI-mini45 六分量天 平测量,如图1试验布局,图中六分量天平通过支架 与涵道单元相连接并固定在试验台架上。

压力测量采用 PSI 9116 压力扫描阀,压力测量集 中在唇口和涵道壁面上。唇口部分沿轴向布置 5 个 测压孔,涵道壁面上沿轴向等间距布置 13 个壁面静 压孔,分别如图 2,3 所示。

尾迹流场测量采用五孔探针以及集成传感器系统的实时后处理模块及坐标位移机构搭建,基于 Simulink软件开发了上位机程序,可对空间二维平面的 气流总压、静压等多参数进行自动扫描,如图4所示。



Fig. 1 Overall layout of experimental bench

Table 1 Parameters of ducted fan					
Parameter	Value				
Duct diameter/mm	150 60				
Hub diameter/mm					
Number of rotor	10				
Number of stator	6				
Design speed/(r/min)	11 000				
Design thrust/N	40				



Fig. 2 Layout of lip static pressure hole



Fig. 3 Layout of casing static pressure hole



Fig. 4 Scanning of wake flow field

流场显示采用丝线法。本文采用直径约为 0.1 mm,长度约为25 mm,熔点约为538 K 的402 号涤 纶作为丝线材料。为了在静态的图片中显示丝线抖 动的效果,使用 Canon 60D 相机拍摄,主要设置参数 为:ISO 250;快门 1/25 s;F4.5,使用局部对焦保证能 清晰拍到丝线。

2.3 数值模拟研究

2.3.1 数值模拟方法

数值模拟方法采用激励盘模型与计算流体力学 协同计算的方法,数值计算工况设置与上文试验测 量中相同,对试验中无法获得的流动细节进行补充。 孤立性布局采用基于叶素理论的激励盘模型,如图5 所示,采用非结构化多面体网格划分,进口采用总压 进口边界条件,总温300 K,参考压力101325 Pa。计 算采用SST *k*-ω湍流模型,Low Y*壁面模型。



Fig. 5 Calculation grid and boundary conditions of inner and outer domain

2.3.2 数值模拟方法的验证

为验证试验手段与数值模拟手段的一致性,孤 立型布局的涵道风扇试验结果与数值模拟结果进行 了校验。无量纲化处理是将所得的不同转速下的试 验测量值与数值结果值以试验测量获得的设计转速 下的推力值(37.3 N)作为基准进行归一化处理。根 据图6显示,在5000,7000,9000以及11000 r/min 转速下,两者之间的差异分别为1.5%,1.6%,1.6%, 0.1%,对应的推力实际差异分别为:0.56 N,0.60 N, 0.60 N,0.04 N,差异较小。产生误差的原因如下,试 验过程中使用的ATI-mini45六分量天平的不确定度 为0.25 N,因此误差可能是由于测量天平的不确定度 造成。其次,激励盘模型方法是将涵道风扇的叶片 用具有无限叶片的无厚度盘来替代,模型本身是基 于周向均匀的假设,该假设条件也是误差的来源 之一。



Fig. 6 Calculation and test characteristic curve of isolated ducted fan

为进一步校验结果的一致性,对比了两种方法 在设计转速下的唇口部分压力,如图7所示。从图中 可以看出,两种方法获得的唇口处压力吻合良好。 从此可以说明,对于本文所用的研究对象,两种方法 所得结果一致。



Fig. 7 Pressure distribution of the ducted fan lip

由于分布式布局中推进单元数量较多,五个推 进单元采用基于叶素理论的二维激励盘模型,仍耗 费较大计算资源。因此为简化计算,分布式布局中 激励盘模型采用一维压力降方法^[18],该方法已经过 验证,且该种方法也被广泛应用到分布式布局的数 值模拟中^[19]。激励盘模型的输入项应用相应试验工 况下不同位置处的转子进口与静子出口压力差,压 力降方法本质上为根据试验结果给定流场中转静子 的动量变化,因此其结果与试验测量涵道风扇性能 结果基本一致,本文在此不做验证。

3 结果与讨论

3.1 分布式布局与孤立布局的试验结果对比

分布式布局与孤立型布局如图 8 和图 9 所示,其 中分布式布局中用下方平板模拟机翼。试验对分布 式布局中的风扇 3 以及孤立型布局中涵道风扇的推 力、功率以及沿程压力结果进行了测量,其中压力的 测量结果为周向静压孔的平均值。

两种布局不同转速下涵道风扇的推力分布与功



Fig. 8 Distributed layout



Fig. 9 Isolated layout

率分布如图 10 所示。从图中可以看出,两种布局中 涵道风扇的推力与功率均随着转子转速的增加而增 加。分布式布局中涵道风扇的推力低于孤立型布 局,相比于孤立型布局中涵道风扇的推力,分布式布 局中约降低了4%。两种布局中涵道风扇的功率基本 一致。



图 11 为两种布局在转速 8 000 与 11 000 r/min 下的沿程压力分布结果。从图中可以看出,两种布局 方式的沿程压力差异主要集中在唇口位置,转子(动 叶)前后方两种布局方式压力基本一致,分布式布局 的压力高于孤立型布局。

出口1倍涵道风扇直径(1D)位置处两种布局处 于设计转速下的速度云图如图12所示,其中左侧为 孤立型布局,右侧为分布式布局。在图中可以看出, 气流在尾流场1D位置有少量收缩。受扫描分辨率以 及流动结构共同影响,速度流场呈现六边形,且主流 区存在6个速度亏损区,与6个静子叶片的尾迹相对 应。两种不同布局方式下,涵道风扇出口下半部分 速度分布较为一致,但分布式上半部分尾流速度略 低于孤立型。孤立型布局速度周向分布均匀,分布 式布局速度周向分布不均匀,尾迹分布不均匀说明



Fig. 11 Pressure at different speeds



Fig. 12 Velocity map of wake flow field

分布式中涵道风扇进口存在速度畸变。由此可以猜测,分布式的推力低于孤立型4%的损失源来自于进口存在的速度畸变导致的涵道风扇性能下降,下文将进行验证。

3.2 设计状态下分布式布局中的耦合作用

3.2.1 分布式布局中的进气畸变

上文分布式布局与孤立布局的尾迹测量结果对 比发现,分布式的推力低于孤立型4%的损失源来自 于进口存在的速度畸变,图13为分布式布局涵道风 扇进口的速度分布。从图中可以看出,分布式布局 中涵道风扇入口上方出现了明显的速度分离区,而 下方未出现明显的流动分离区域。由此可以得出, 分布式布局损失来自进口存在的速度畸变。

下面应用丝线法对分布式布局中涵道风扇进口 出现的速度畸变进行流动显示,如图14所示。在图 中可以看出,在分布式布局中5个涵道风扇均处于设





Fig. 14 Flow visualization by silk method

计转速下时,唇口靠近机翼一侧的进气相对均匀,存 在2处明显的小尺度丝线摆动区,而远离机翼侧的进 气存在明显的二次流动,唇口丝线剧烈摆动且明显 向远离机翼侧的方向偏移。这说明进口流场存在畸 变且未能为叶片提供均匀的进气条件,从而导致涵 道风扇性能下降。

应用数值模拟方法,使用相同的几何及布局进 行建模以进一步分析,结果如图15所示。对比两图 可见,唇口存在明显的漩涡结构且与丝线法结果具 有较强的一致性。图14中的区域1和2分别和图15 中的漩涡1和2相对应,区域3则包含有漩涡3和4, 且涡结构存在差异,与试验中丝线抖动和逆流这两 种运动状态相对应。从数值结果看,漩涡1,2和3从 结构上可以明显看出是有序且沿流向的漩涡,与航 空发动机进气道的地面涡具有类似的拓扑结构^[20]。 漩涡4从结构上可以看出为展向漩涡结构且较为无 序,与唇口分离涡结构具有较高的相似性。



Fig. 15 Lip vortex structure of distributed layout

为明确上述分布式布局中漩涡结构的成因,下 文做出几组基于数值手段的对比,通过流动结构的 相对变化判断漩涡结构的形成机理,明确分布式布 局中涵道风扇唇口进口处漩涡结构的产生与机翼-风扇、风扇-风扇之间的耦合作用之间的关系。

3.2.2 机翼-风扇、风扇-风扇之间的耦合作用

以分布式布局中涵道风扇下方是否存在机翼耦 合为变量,下面首先针对机翼-风扇之间的耦合作用 进行研究。图 16为分布式布局中涵道风扇下方存在 机翼/不存在机翼时的流线结构。分布式布局中,当 存在机翼耦合作用时,涵道风扇捕获的来流更多地 源自于上方空间,进而增加了远离机翼一侧的唇口 气动载荷,涵道风扇唇口上下方载荷的不平衡诱导 了流动分离。相比之下靠近机翼一侧的唇口气动载 荷降低,且气流受到机翼上表面的梳理,得以更为平 顺地流入涵道风扇,未出现明显的流动分离现象。 与之对应的是,分布式布局中当涵道风扇下方不存 在机翼时,唇口上下流动相对对称,上下唇口载荷相 同,出现较小尺寸的唇口流动分离现象。

在研究过程中注意到,分布式布局中有无机翼 耦合作用同步引起了流向漩涡结构的变化。如图17 所示,当存在机翼耦合时,唇口上方出现明显的流动 分离现象,唇口处存在三对有序且沿流向的漩涡(以 下简称流向涡)。当机翼不存在时,流向涡从三对转 变为仅剩左右两对。由此可以说明,分布式布局中 机翼的耦合作用诱发了涵道风扇唇口下方的一处流 向涡以及唇口上方的流动分离,另外两处流向涡则 可能是相邻涵道风扇之间的耦合作用所产生的,下 面将进行研究。

下面将针对分布式布局中另外两对流向涡的来 源进行分析。从上文分析中可以看出,这两对流向 涡的结构与机翼诱发的流向涡结构相似,因此可以 进行两个推测,第一是分布式布局中邻近涵道风扇 的作用与机翼相似,存在有黏的壁面边界条件;第二 是这两对流向涡的涡量来源与有黏壁面边界条件 有关。

针对第一个猜想进行验证,进行了如下所示的 试验工作,如图18所示。将涵道风扇两侧加入平板 结构来模拟有黏的壁面边界条件,并应用数值模拟 方法,使用相同的几何及布局进行建模以进一步分 析,结果如图19所示。当涵道风扇两侧存在壁面结 构时,两侧出现了流向涡结构,与第一个猜想一致。 针对第二个猜想,若进一步取消壁面黏性,则涵道风 扇两侧的流向涡消失。但经过数值结果验证取消壁 面黏性时流向涡仍然存在,如图20所示。有论文同 样指出,无论壁面时有黏或是无黏的,一旦壁面与涵 道风扇的捕获流管存在交互则极易诱发流向涡^[21]。

基于上述分析,若进一步取消壁面黏性,可以推 测唇口流动结构应当仅存在有两对流向。计算结果 如图 20 所示,符合推测预期,但对于涵道风扇的流向 涡涡量来源仍存在疑问。由于流向涡结构与航空发 动机进气道的地面涡有着类似的结构,因此参考了 地面涡的研究。在地面涡的相关研究中,国内外学 者对地面涡的形成机制和涡来源仍存在不同看法, 有观点认为地面边界层引发的环境涡量是地面涡形 成的重要原因^[22-23],也有观点认为边界层不是形成漩 涡的必要条件^[24]。以本文的数值结果来看,由于没 有壁面黏性所以边界层无法产生,因此更加倾向于







Fig. 17 Vortex structure difference of with/without wing flow



Fig. 18 Ducted fan joined plates



Fig. 19 Vortex structure under virtual wall conditions on both sides of ducted fan

地面涡的形成无需边界层产生的环境涡量这一观 点。对于分布式布局所产生的对称地面涡结构,本 文认为,地面涡的涡量来源于不同来流方向的流体 在唇口前由于具有相对速度差异而受黏性作用掺混 形成的结果,如图20中黑色流线簇1所示。从图中 可以看出,存在地面涡的流线簇1,来流来自于涵道 风扇前和后两个方向;而当涵道风扇来流仅单纯来 源于某一方向时,则不会形成地面涡结构。

由此说明,在分布式布局中邻近涵道风扇等效 于涵道风扇两侧存在虚拟且无黏的壁面结构,该虚 拟壁面结构会诱发涵道风扇两侧的两对流向涡。机 翼等效于在涵道风扇下方存在实际且有黏的壁面结构,该壁面结构会诱发涵道风扇唇口上方的流动分 离以及近机翼一侧的一对流向涡。其中由于机翼侧 唇口距离机翼壁面稍远于两侧唇口距离虚拟壁面的 距离,所以机翼侧流向涡尺寸略有差异^[25]。当机翼 平面不存在时,流向涡从三对转变为仅剩左右两对, 这一现象确认了地面涡与相邻壁面之间的对应关 系、明确了流向涡与地面涡具有相同的产生机理。

3.3 涵道转速降低/失效的非设计状态

除获取分布式布局中涵道风扇处于相同转速水 平下运行的数据外,还获取了风扇出现转速降低状 态下的数据,并对相应的工况进行了数值计算。非 设计状态的研究是为了深入了解涵道风扇的性能变 化对其他风扇的性能以及对下方机翼流动的影响。 分布式布局中由于涵道风扇转速变化所引起的交互 作用分析,对于理解此类系统中的推进装置是否用 作矢量控制器具有重要意义。表2列出了涵道转速 降低/失效的非设计状态的研究工况。

3.3.1 转速变化的影响范围

以分布式布局涵道风扇为研究对象,探索单风 扇失效对相邻以及间隔位置处的推力影响,判断风 扇失效对分布式布局的影响范围。将设置五个涵道 风扇均处于设计转速,并开始逐步降低图 8 中的风扇 1 的转速,如表 2 中的工况 2~5 所示。图 21 为工况 2~5 过程中,风扇 1,2,3 的推力值随着风扇 1 转速的 变化曲线,其中根据孤立型布局下设计转速下的推 力值对试验测量结果进行了归一化处理,图中的参 考状态为分布式布局中设计状态下(所有涵道风扇 均处于设计转速)风扇 1 的推力随转速变化情况。

从图中可以看出,在分布式布局中,涵道风扇的 转速降低甚至空转后的性能(如图中风扇1所示的黑 色线)与低转速的参考状态下性能基本一致(如图中 绿色线),对于邻近的风扇2表现为推力略有提高,且 随着两个涵道风扇之间的转速差异越大则对于风扇



Fig. 20 Slip wall condition, vortex system and streamline structure without wing condition

Table 2 Fans speed settings in on-design condition						
Case	Speed of Fan 1/(r/min)	Speed of Fan 2/(r/min)	Speed of Fan 3/(r/min)	Speed of Fan 4/(r/min)	Speed of Fan 5/(r/min)	
1	11 000	11 000	11 000	11 000	11 000	
2	9 000	11 000	11 000	11 000	11 000	
3	7 000	11 000	11 000	11 000	11 000	
4	5 000	11 000	11 000	11 000	11 000	
5	0	11 000	11 000	11 000	11 000	
6	11 000	11 000	0	11 000	11 000	

2的性能影响越明显,即从推力上看,虽然分布式电 推进系统的总推力因为个别涵道风扇转速下降而下 降,但相比于分布式布局中设计状态下的涵道性能 均略微表现为正效应。对于间隔位置处的风扇3,始 终保持为96%左右的孤立型布局涵道风扇的推力而 无明显变化。



对上述工况进行了数值模拟方法的补充,如 图 22 所示为工况 1~5下风扇 2 的唇口出口截面的速 度分布。其中,r为与涵道风扇中轴线之间的距离,R 为涵道风扇的半径。从图中可以看出,相比于工况 1,风扇 2 的唇口出口处轴向速度明显变高,且随着风 扇 1 转速的降低而越来越高。唇口出口轴向速度的 增加会带来涵道风扇唇口部分推力的增加,与试验 测量结果一致。



Fig. 22 Axial velocity distribution of Fan 2

3.3.2 风扇-风扇之间的交互作用

为了实现基于分布式推进的控制,必须更好地 理解推进器与机身以及不同推进器的交互作用。当 多个风扇彼此非常接近并且靠近机翼表面时,会出 现复杂的交互作用。图23为出现转速差的非设计工 况3(如表2所示)的数值模拟结果,从图中可以看出 风扇1转速降低至7000r/min时,与设计状态相比, 风扇1与风扇2之间的流向涡强度减弱、风扇1上方 仍出现流动分离现象、机翼一侧所诱导出的流向涡 消失。通过上文分析可知,由于机翼侧唇口到机翼 壁面的距离稍远于两侧唇口到虚拟壁面的距离,机 翼诱导出的流向涡强度低于邻近涵道风扇所诱导出 的流向涡。当处于工况3时,机翼侧所诱导出的流向 涡消失、两风扇之间的流向涡强度减弱。



Fig. 23 Vortex structure in Case 3

当风扇1的转速进一步下降至0转时,如表2中 的工况5,图24为对应的数值模拟结果。从图中可以 看出,风扇1与风扇2之间的流向涡基本消失、机翼 与风扇之间的流向涡消失、风扇2上方的展向涡强度 明显减弱。结合上文对流向涡产生的机理,即捕获 流管存在交互则易诱发流向涡。当处于设计状态 时,两风扇之间的流量捕获能力趋于一致,因此诱发 的流向涡强度较高,但当其中的一个风扇转速下降 时,其流量捕获能力低于另一个,从而流向涡强度降 低甚至完全消失。

在风扇-风扇之间的交互作用研究可以得出,当 分布式布局中某个涵道风扇转速下降时,仅会对邻



Fig. 24 Vortex structure in Case 5

近风扇的性能造成影响,其表现为:设计状态下的流向涡强度减弱、风扇唇口上方的流动分离现象减弱。 3.3.3 机翼-风扇之间的交互作用

由于本文所研究的工况是分布式电推进飞行器 典型工况之一的悬停工况且机翼用平板代替,未能 结合机翼的升阻力、俯仰力矩、偏航力矩等特性进行 分析,仅以非设计状态下工况5和工况6的机翼附近 的流动做简要分析,机翼-风扇之间交互作用对机翼 性能与流动影响的深入研究将在未来进行。其次受 试验测量手段的限制,本文的试验测量未能实现机 翼附近的流动显示,因此下文仅以工况5与工况6的 数值模拟结果用于分析。

图 25 和图 26 为工况 5 和工况 6(见表 2)下机翼 表面附近的速度矢量分布。工况 5 与工况 6 的差异 在于风扇失效位置的不同,风扇 1 位于分布式布局的 边缘,风扇 3 位于分布式布局的中间位置。从图中可 以看出,当风扇 1 完全失效时,只有邻近的风扇 2 吸 收了来自风扇 1 上游的流量;当风扇 3 完全失效时, 邻近的风扇 2 和风扇 4 用于吸收风扇 1 上游的流量。 由此可以说明,分布式布局中位于边缘的涵道风扇 的失效对流动的影响高于位于中间的涵道风扇。



Fig. 25 Velocity flow on wing surface in Case 5

在机翼风扇之间的交互作用研究可以得出,风 扇失效位置不同对流动与性能的影响不同,这使得 在未来飞行器利用分布式控制下的推进-控制一体



Fig. 26 Velocity flow on wing surface in Case 6

化设计中,需要考虑控制推进器的位置不同会产生 不同的气动效应。

4 结 论

本文对分布式涵道风扇推进系统处于设计状态 与非设计状态下涵道风扇之间以及风扇与机翼之间 的耦合作用进行了研究,可以得到如下结论:

(1)相比于孤立型布局,分布式布局中风扇出现 了4%左右的亏损。试验与数值手段结合发现唇口 远离机翼侧的进气存在明显的二次流动,对应位置 丝线剧烈摆动并伴随明显的流动分离现象、两相邻 风扇之间出现了两对流向涡、风扇与机翼之间出现 一对流向涡。从而可以得到,分布式布局进口流场 存在畸变且未能为叶片提供均匀的进气条件,从而 导致涵道风扇性能下降。

(2)对流动分离与流向涡的形成机理以及分布 式布局中机翼-风扇、风扇-风扇耦合作用进行了探 索。本文出现流动分离的原因是存在机翼耦合作 用,造成风扇唇口上下方载荷的不平衡。流向涡的 产生机理是不同来流方向的流体在唇口前由于具有 相对速度差异而受黏性作用掺混形成。分布式布局 中邻近涵道风扇等效于涵道风扇两侧存在虚拟且无 黏的壁面结构,该虚拟壁面结构会诱发涵道风扇两 侧的两对流向涡。机翼等效于在涵道风扇下方存在 实际且有黏的壁面结构,该壁面结构会诱发涵道风扇 唇口上方的流动分离以及近机翼一侧的一对流向涡。

(3)对转速下降的非设计状态进行了研究。当 分布式布局中某个涵道风扇转速下降时,仅会对邻 近风扇的性能造成影响,其表现为:相比于设计状态 下流向涡强度减弱、风扇唇口上方的流动分离现象 减弱,不影响间隔位置处涵道风扇。不同位置处涵 道风扇失效所造成的影响不用,具体表现为:位于边 缘的涵道风扇的失效对流动的影响高于位于中间的 涵道风扇。

参考文献

- [1] WADEL M, FERNANDEZ H, ANDERS S. Advanced air transport technology (AATT) project [R]. NASA GRC-E-DAA-TN 72727, 2016.
- [2] SCHMOLLGRUBER P, DOLL C, LIABOEUF H R. Multidisciplinary exploration of DRAGON: an ONERA hybrid electric distributed propulsion concept [C]. San Diego: 2019 AIAA SciTech Forum, 2019.
- [3] GIBSON A R, HALL D, WATERS M. Superconducting electric distributed propulsion structural integration and design in a split-wing regional airliner [C]. Orlando: 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2011.
- [4] SMITH L. Wake ingestion propulsion benefit [J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9(1): 74-82.
- [5] ROLT A, WHURR J. Optimizing propulsive efficiency in aircraft with boundary layer ingesting distributed propulsion[R]. ISABE-2015-20201.
- [6] PERRY A T, ANSELL P J, KERHO M. Aero-propulsive and propulsor cross-coupling effects on a distributed propulsion system [C]. Kissimmee: 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2018.
- [7] MIRANDA L R, BRENNAN J E. Aerodynamic effects of wingtip-mounted propellers and turbines [C]. San Diego: 4th Applied Aerodynamics Conference, 1986.
- [8] 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 报,2018,33(5):1076-1083.
- [9] AARON T P, TIMOTHY B, PHILLIP J A. Aeropropulsive coupling effects on a general-aviation aircraft with distributed electric propulsion [J]. Journal of Aircraft, 2021, 58(6): 1351-1363.
- [10] NHAN N, VAHRAM S. Flight-propulsion response requirements for directional stability and control [C]. Atlanta: AIAA Infotech, 2010.
- [11] WINBORN J B. The ADAM III V/STOL concept [J]. Journal of Aircraft, 2013, 7(2): 175-181.
- [12] KO A, SCHETZ J A, MASON W H. Assessment of the

potential advantages of distributed-propulsion for aircraft [R]. ISABE-2003-1094.

- [13] KIM H D, SAUNDERS J D. Embedded wing propulsion conceptual study[R]. NASA/TM-2003-212696.
- [14] KIM H D, FELDER J L, TONG M T, et al. Revolutionary aeropropulsion concept for sustainable aviation: turboelectric distributed propulsion [R]. ISABE-2013-1719.
- [15] AARON T P, PHILLIP J A, MICHAEL F K. Aero-propulsive coupling of an embedded, distributed propulsion system [J]. Journal of Aircraft, 2018, 55(6): 2414-2426.
- [16] KIM H D, PERRY A T, ANSELL P J. A review of distributed electric propulsion concepts for air vehicle technology [C]. Cincinnati: AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium, 2018.
- [17] WANG H T, WANG Y G, WANG S W, et al. Optimization strategy for performance improvement of a lift fan cowl lip based on panel method [J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2021, 35: 2961-2970.
- [18] 朱 翀.风力机尾流流场的数值模拟[D].南京:南京 航空航天大学,2012.
- [19] MICHAEL K. Aero-propulsive coupling of an embedded, distributed propulsion system [C]. Dallas: 33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2015.
- [20] 李超东,宁方飞,贾新亮.地面涡对进发匹配的影响 [J].燃气涡轮试验与研究,2015,28(4):7-10.
- [21] 贾 惟, 孔庆国, 鞠鹏飞, 等. 侧风条件下地面涡来 源和气动特性的数值研究[J]. 航空动力学报, 2019, 34(1): 410-422.
- [22] 马申义.地面涡研究[J]. 航空学报, 1989, 10(5): 293-296.
- [23] SIERVI F D, VIGUIER H C, GREITZER E M, et al. Mechanisms of inlet-vortex formation [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2006, 124(1): 173-207.
- [24] BISSENGER N, BRAUN G. On the inlet vortex problem [R]. NASA CR-132536, 1974.
- [25] 赵光敏,胡宗安.风机地面涡的生成、危害及消除 [J].北京航空航天大学学报,1986,12(4):131-135.

(编辑:白 鹭)

Experimental and numerical study on coupling effect of ducted fan in distributed electric propulsion system

ZHOU Fang¹, WANG Yangang¹, WANG Siwei¹, CHEN Yanjun¹, QIU Yasong²

School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;
School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Distributed electric propulsion system based on ducted fans has great application potential in aerodynamic performance, propulsion efficiency and robustness, but the complex coupling effect in the system lacks in depth study and understanding. In this paper, the coupling effect between propulsors in a distributed ducted fans system is studied by combining experiment with numerical simulation, and the law and mechanism of coupling interference between propulsors are analyzed, which provides theoretical basis for promoting the application of aircrafts powered by distributed electric ducted fans in engineering. The results show that compared with the isolated layout of the fan, the inlet velocity distortion of the distributed layout affects the performance of the ducted fan, resulting in a thrust reduction of 4%. The coupling effect between the fans in the distributed layout is equivalent to the existence of a virtual and non-stick wall structure on both sides of the fan, which will induce two pairs of flow vortices on both sides of the fan. The coupling effect between the wing and the fan is that the viscous wall structure of the wing induces the flow separation above the fan lip and a pair of flow vortices near the wing side. In the distributed layout, when the speed of the ducted fan decreases or the fan fails, it will only affect the performance of the adjacent fan. Due to the failure of the edge fan, only one adjacent fan takes up the flow upstream of the failed fan, and two adjacent fans are used to take up the flow in the middle fan. The influence of the edge fan failure on the flow is higher than that of the middle fan.

Key words: Distributed layout; Isolated layout; Ducted fans; Coupling effects; Failure of fan