航 空 学 报
Acta Aeronautica et Astronautica Sinica

Jul. 25 2026 Vol. 47 No. 14
ISSN 1000-6893 CN 11-1929/V

http://hkxb.buaa.edu.cn hkxb@buaa.edu.cn

引用格式：李白杨，祝小平，周洲，等. 串列翼布局分布式推进/气动耦合特性车载试验[J]. 航空学报，2026，47(14)：132807.
LI B Y，ZHU X P，ZHOU Z，et al. Vehicle-mounted test of propulsion/aerodynamic coupling in a distributed-electric-propulsion tandem-wing layout[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2026，47(14)：132807 (in Chinese).
doi:10.7527/S1000-6893.2026.32807

串列翼布局分布式推进/气动耦合特性车载试验

李白杨[1]，祝小平[1]，周洲[2,3]，李明浩[2,3]，王贵晨[2,3]，王睿[2,3,*]

1．西北工业大学 航天学院，西安 710072
2．西北工业大学 航空学院，西安 710072
3．飞行器基础布局全国重点实验室，西安 710072

摘 要：针对分布式动力串列翼飞行器在大迎角下的推进/气动耦合特性，开展系统性的地面车载试验研究。通过自主研发的高精度车载测试平台，对分布式动力翼段及全机串列翼布局模型进行多转速、多迎角状态下的气动性能测试，获取了详实的耦合升力、耦合阻力和俯仰力矩数据。揭示了涵道风扇转速对失速迎角、最大耦合升力及纵向静稳定性的显著影响，并发现串列翼布局中存在明显的前后翼气动干扰现象。进一步提出通过前后涵道风扇转速差动调节静稳定性的方法，有效扩展了飞行器的稳定迎角范围，为分布式动力垂直/短距起降飞行器的气动设计与控制提供了重要的试验依据和数据支持。

关键词：分布式动力；串列翼布局；推进/气动耦合；车载试验；动力翼飞行器

中图分类号：V216.7 **文献标识码**：A **文章编号**：1000-6893(2026)14-132807-15

分布式电推进(Distributed Electronic Propulsion，DEP)飞机是随着电动飞机发展而产生的新概念航空器，由电机驱动分布在机翼或机身上的多个螺旋桨或风扇构成推进系统为飞机提供主要推力[1-3]。DEP飞机利用气动/推进耦合效应大幅改善飞机空气动力特性，减小机翼面积从而降低飞机结构质量。在环保性需求的牵引下，电推进系统及其电机、电控、电池等关键部件技术的进步以及数十年来飞机综合设计技术成果推动了DEP飞机的发展[4]。

基于DEP飞机设计思想，美国国家航空航天局(NASA)的X-57采用气动常规布局[5-7]，令机翼完全处于动力喷流管中，通过分布式安装升力螺旋桨使得维持飞机升力的机翼缩小至原来的1/3，同时还能够降低飞行中的空气阻力。NASA对Tecnam P2006T机型进行改造[8]，采用大展弦比的上单翼设计，并将原有的2台活塞发动机替换为14台沿机翼前缘均匀分布的电动推进器。然而，正常式布局分布式动力一般只布置在主翼上，俯仰力矩系数随螺旋桨转速有显著变化，且非线性特性明显，导致飞行器配平困难[9]。

为解决正常式布局配平能力不足的问题，研究者将分布式动力同时布置在前后翼面上，采用串列翼分布式动力布局。美国国防部高级研究计划局成立VTOL X-Plane项目用于设计并制造一种高度灵活的垂直起降飞机，即XV-24A概念机[10]。该项目将分布式动力与机翼高度融合，

收稿日期：2025-09-22；退修日期：2025-11-24；录用日期：2026-01-04；网络出版时间：2026-01-16 12:02
网络出版地址：https://hkxb.buaa.edu.cn/CN/Y2026/V47/I14/132807
基金项目：国家自然科学基金(12502386)
* 通信作者. E-mail：wangrui@nwpu.edu.cn

前翼布置18个动力单元,后翼布置6个动力单元。该技术的发展突破了传统飞发匹配设计理念,为飞行器设计带来了极大的设计空间[11]。De Wagter等[12]设计了一种氢电混合的无人机,使用12个螺旋桨形成串列翼布局,利用分布式动力增升实现了船上环境短距起降。Simmons等[13-14]设计了具有8个分布式螺旋桨的Langley Aerodrome No. 8(LA-8),采用串列翼布局,并通过大量风洞试验发现螺旋桨与机翼之间的耦合特性,通过系统辨识实现了对耦合关系的良好拟合。Zhao等[15]通过直接数值模拟,研究了2个静止机翼在低雷诺数下串联时的相互作用,发现了前翼对后翼的复杂影响,为串联布局气动性能的提升提供了新的视角。

然而,为充分利用分布式动力的增升潜力以实现高效垂直/短距起降,该类飞行器起降阶段普遍工作于大迎角状态。该状态下,流动分离加剧,前后翼之间的气动干扰也更加复杂[16-18],这导致分布式电推进系统的推进/气动耦合特性呈现出强烈的非线性和复杂性。但是,现有研究主要聚焦于常规巡航或小迎角范围,针对串列翼布局分布式动力飞行器在大迎角状态下的气动特性、推进耦合机制及其对静稳定性的影响,仍缺乏深入的系统性研究,成为制约此类飞行器安全高效运行的关键瓶颈。

针对分布式动力推进/气动耦合特性研究,数值模拟方法面临计算状态点几何级数增长和动力转子高精度模拟的挑战[10,19],耗时巨大;通过全尺寸风洞试验可获得高精度的气动力数据,在可控来流、精确测量与机理分析方面具有不可替代的优势[20]。然而在设计阶段分布式动力翼测试需对风扇转速、襟翼偏角等自变量大量调试,测试状态均进行全尺寸风洞试验成本较高。相比之下,地面车载试验利用移动平台模拟真实飞行速度,能够在接近真实飞行雷诺数条件下,相对高效、低成本地获取全尺寸或大尺度模型的气动性能数据,从而为总体设计和稳定性估计提供定性参考,为设计方案迭代和研究复杂耦合问题提供有效途径,显著缩短研发迭代周期。Papathakis等[21]和张星雨等[22]已成功利用车载试验平台研究了分布式动力翼在小迎角下的增升特性及俯仰力矩变化,其研究均使用固定式支撑连接试件和测量装置,试验迎角范围有限。针对更具挑战性的大迎角状态的相关车载试验研究,目前尚未见到公开的学术成果。

选取串列翼分布式电推进布局飞行器作为研究对象,在其基础上集成增升襟翼设计,以探索动力增升与襟翼增升的协同效应。通过搭建地面车载试验平台,分别针对分布式动力翼翼段和全机串列翼布局模型开展系统性试验研究。

1 分布式动力翼总体参数与气动外形

根据分布式推进飞行器总体布局设计要求,构建的分布式动力翼模型如图1所示,分布式动力翼翼段动力系统由6个涵道动力单元组成,翼展1.62 m,弦长0.25 m。其外翼截面翼型轮廓接近NACA2412翼型,各动力单元内壁面参考同尺寸圆形涵道风扇简单放样得到,各涵道采用方形进出口。

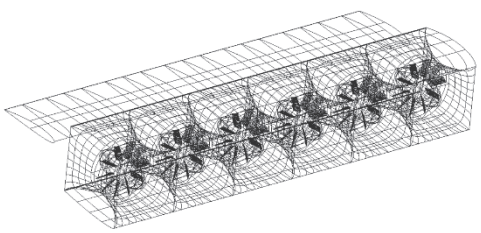


图1 分布式动力翼几何外形

Fig. 1 Geometry of distributed-propulsion-wing

动力翼具体几何参数如表1所示,需要说明的是,由于研究对象的特殊性,在开展试验测量时分布式动力翼气动升力、气动阻力与涵道风扇推力无法分离解耦。因此数据处理时,升力测量结果表示为气动升力和涵道风扇推力在升力方向分力的合力,称为耦合升力;阻力测量结果表示为气动阻力和涵道风扇推力在阻力方向分力的合力,称为耦合阻力。

分布式动力翼几何参数示意如图2所示,其中升力用L表示,阻力用D表示,俯仰力矩用M表示,推力用T表示,自由来流速度和迎角分别用V_∞和α表示。在巡航飞行阶段,增升襟翼偏角φ

表 1 分布式动力翼几何参数

Table 1 Geometric parameters of distributed-propulsion-wing

参数	数值
机翼面积 S/m^2	0.72
弦长 c/m	0.45
翼展 B/m	1.60
展弦比 A_R	3.55
增升襟翼弦长 c_{flap}/m	0.20
涵道风扇数目 N_{df}	6
涵道风扇直径 D_{df}/m	0.25
涵道风扇长度 l_d/m	0.25

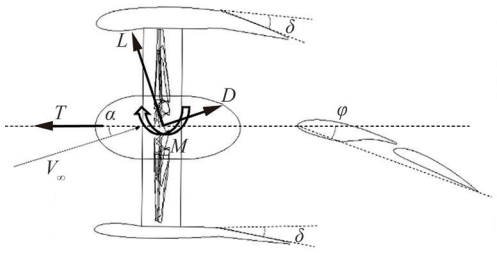


图 2 分布式动力翼几何参数示意图

Fig. 2 Schematic diagram of geometric parameters of distributed-propulsion-wing

取0°,在短距起降阶段偏角 φ 取20°,以获得更大升力,减小滑跑距离。同时上下舵面偏角随着襟翼偏角改变而对应调整。在巡航飞行阶段舵偏角 δ 取0°,在短距起降阶段 δ 取10°。

通过将4组分布式动力翼按全机要求布置形成串列翼形式的飞行器构型,总体构型形式如图3所示。分布式动力翼前后翼后掠角与上反角均为0°。为方便分布式动力翼布置,飞行器前后翼使用的分布式动力翼完全相同,具体参数如表2所示。

2 分布式动力翼车载试验

依据以往研究,分布式动力翼通常具备较为复杂的推进/气动耦合效应,转速变化对分布式动力翼的耦合升阻力特性影响极大。为了分析分布式动力翼推进/气动耦合特性,通过搭建车载试验平台进行试验研究。

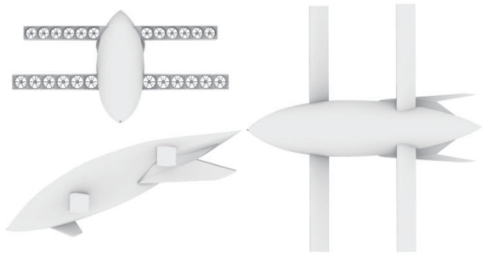


图 3 飞行器构型示意图

Fig. 3 Schematic diagram of overall aircraft configuration

表 2 总体构型参数

Table 2 Overall configuration parameters

参数	数值
机身长度/mm	2 500
前后翼高度差/mm	1 000
前后翼间距/mm	1 600
前翼安装角/(°)	0
后翼安装角/(°)	0
设计质量/kg	120

2.1 车载试验平台设计

车载试验平台由6个核心模块组成:分布式动力翼试验样段、三轴测试转台、阵列式高速压力扫描阀、六分量天平、自动驾驶仪加速度计和运载车辆。车载测试系统集成推进/气动耦合载荷测量、流量诊断和惯性力监测能力,能够在动态条件下测量试验样段气动特性。设计的车载测试系统组成如图4所示,描述的短距起降分布式动力翼的现场测试场景如图5所示。

通过六分量天平可以采集得到分布式动力翼样段受到的各方向合力和力矩。为了方便测试数据分析,引入五孔探针设备用于测量来流状态和用于测量车辆加减速惯性力的自动驾驶仪。

将三自由度转台固接于汽车上,天平、动力翼和飞行自动驾驶仪分别架于转台平台上,其中自动驾驶仪用于遥测动力翼状态,给出油门信号并记录汽车在行驶过程中的加速度,而来流迎角和侧滑角则可以通过改变转台角度实现,来流速度则通过车速控制;在车头上方和动力翼前方都布置有五孔探针,分别测量车头处的流场状态和

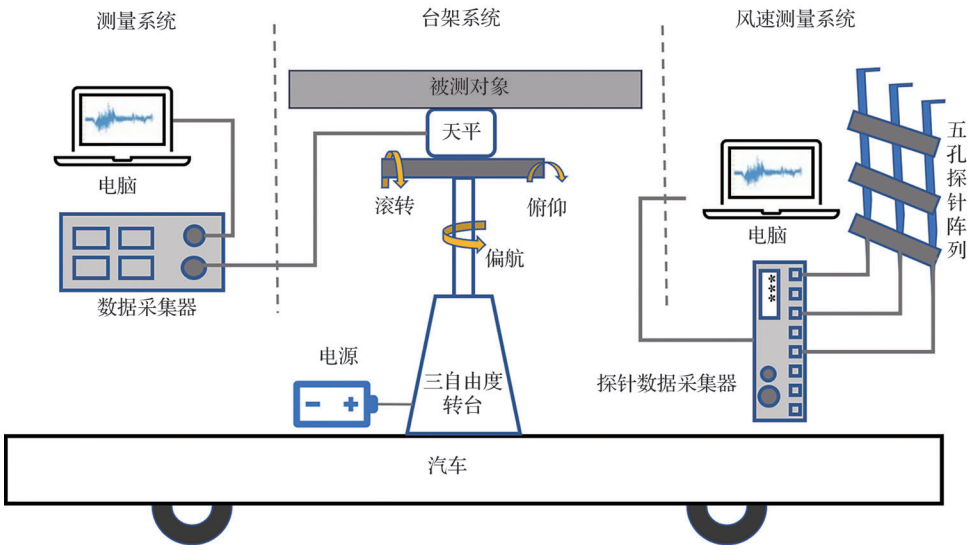


图 4 车载测试系统组成

Fig. 4 Composition of vehicle-mounted test system

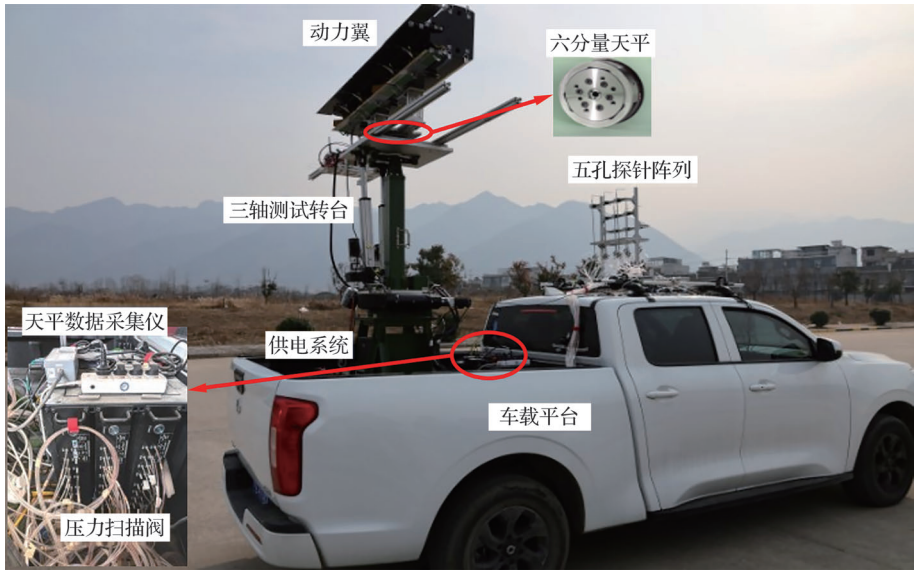


图 5 分布式动力翼测试场景

Fig. 5 Distributed-propulsion-wing test scenario

诱导翼前方自由来流状态,从测量结果中选取自由来流条件与目标一致的数据作为有效数据以剔除风场扰动的影响;通过搭载砝码进行车载试验以消除车辆震动等对测试结果的影响。为消除车头上洗影响,在车头上方加装了平板,经测量发现遮蔽后的上洗范围大幅减小,架高后试验区域几乎不受上洗影响。

1) 三自由度转台

三轴转台设备由4个主要部件组成:机械平台、电气控制子系统、试验软件子系统和电源单元。三自由度转台三维模型如图6所示,可实现被测件滚转、俯仰、偏航共3个自由度的任意单自由度运动和多个自由度的组合运动,为负载提供一定范围内位姿变化的运动能力。试验过程中通过二自由度转台调整迎角,通过方位旋转台调整侧滑角。

电气控制系统集成了嵌入式控制器、信号处理单元、伺服驱动器、电机、连接电缆、设备柜和

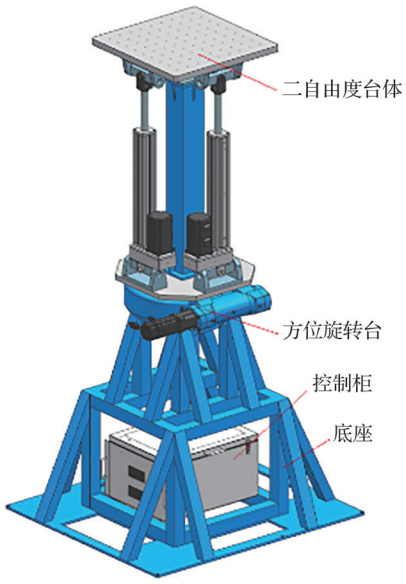


图 6 三自由度转台三维模型

Fig. 6 3-DOF gimbal 3D model

各种电气元件，所有控制硬件都安装在控制柜内。软件系统采用基于LabWindows/CVI和Visual Studio独立开发的控制软件，电源单元使用高容量磷酸铁锂电池组来满足车辆操作要求。转台设备的主要技术指标如表3所示。

表 3 三自由度转台技术指标

Table 3 3-DOF gimbal technical specifications

技术指标	数值
最大负载/kg	≥200
角度精度/(°)	0.2
最大角加速度/((°)·s^{-2})	≥5
俯仰运动范围/(°)	−50～50
滚转运动范围/(°)	−20～20
偏航运动范围/(°)	−20～20

2）测压设备

五孔探针通过测量其5个孔位的压力值，结合标定校准系数，计算气流空速、迎角、侧滑角等来流条件。采用的压力扫描阀设备如图7所示，其技术参数如表4所示。

3）测力设备

力和力矩测量采用ATI的THETA型号六分量天平，如图8所示，技术参数如表5所示，其中F_x、F_y、F_z分别表示x、y、z方向测量的力；M_x、M_y、M_z分别表示x、y、z方向测量的力矩，符合全机车载试验的测试条件需求。



图 7 压力扫描阀

Fig. 7 Pressure scanning valve

表 4 压力扫描阀技术参数

Table 4 Technical specifications of pressure scanning valve

技术指标	数值
采样频率/Hz	30
测量精度/kPa	0.1
大气压力测量范围/kPa	0～110
大气温度测量范围/°C	±50



图 8 六自由度天平

Fig. 8 6-DOF force/torque balance

表 5 六自由度天平技术参数

Table 5 Technical specifications of 6-DOF balance

技术指标	数值
质量/kg	5
直径/mm	150
高度/mm	61
F_x,F_y测量范围/N	±1 500
F_z测量范围/N	±3 750
M_x,M_y,M_z测量范围/(N·m)	±240
F_x,F_y,F_z测量精度/N	0.5
M_x,M_y测量精度/(N·m)	0.05
M_z测量精度/(N·m)	0.025
传感器频率/Hz	7 000
数据采集频率/Hz	200

4）自动驾驶仪加速度计设备

加速度修正信息通过XYFC-806P自动驾驶仪获取，如图9所示，其主要技术参数如表6所示。试验过程中全机动力电调和舵机信号由自动驾驶仪统一给定，单次试验过程自动驾驶仪控制参数维持不变，并高频采集记录自动驾驶仪加速度计信息用于后处理。



图 9 自动驾驶仪硬件

Fig. 9 Autopilot hardware

表 6 自动驾驶仪技术参数

Table 6 Technical specifications of autopilot

技术指标	数值
三轴陀螺仪角速度量程/((°)·s^{-1})	±300
三轴加速度计加速度量程	±18g
加速度计精度(1σ)/%	±0.1
交轴误差/(°)	±0.05
姿态精度(1σ)/(°)	±0.1
航向精度(1σ)/(°)	±0.1
速度精度(1σ)/(m·s^{-1})	±0.03
位置精度(1σ)/m	±0.05
更新速率/Hz	400

注："1σ"表示该传感器误差以标准差形式给出，在误差服从高斯分布假设下，约有68.3%的测量结果位于标称误差范围内。

2.2 数据处理方法

数据处理过程需要将天平轴系下测量得到的力和力矩通过物理几何关系转换到风轴系和体轴系下，并同步进行数据滤波，最终得到可信的试验结果。试验过程可以描述为：试验开始前设置好动力翼的诱导翼和舵面偏转角度，并给定测试状态的油门，待汽车加速至指定速度之后开启动力翼油门，在车速到达指定速度后保持5 s左右，模拟飞行器在空中的飞行状态，并获得稳定的力和力矩，之后降低动力翼油门。为避免试验过程中的偶然性，每组实验条件均重复2次，对2次试验结果取差，误差较大时补充一次实验并将更为靠近的2组试验结果取均值作为最终数据。

试验数据主要包括六分量天平测量数据、五孔探针测量数据和自动驾驶仪加速度计修正数据。3种测试数据的采样频率和数据特性并不相同，因此对数据不能简单地取均值进行统计分析。设计的车载试验平台中天平记录数据的采样频率为200 Hz，五孔探针记录数据采样频率为10 Hz，自动驾驶仪加速度计采样频率为50 Hz。因此设计的数据融合过程包含用于去噪的滤波预处理过程、用于匹配数据频率的插值过程和用于消除测量延迟的相关性寻优过程，数据处理流程如图10所示。

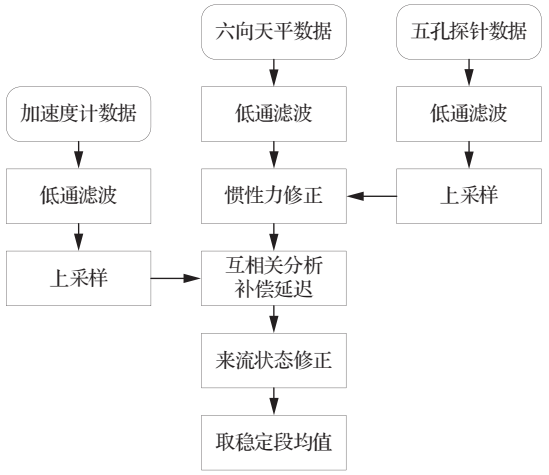


图 10 试验数据处理流程

Fig. 10 Test data processing workflow

六分量天平采集的原始数据频率较高，噪声较大，通过设计低通滤波器对数据进行预处理，消去传感器的高频噪声。对于采样频率较低的加速度计数据和五孔探针数据则先进行低通滤波，消去噪声后通过上采样至六分量天平数据时间戳。

对某一次试验采集得到的原始数据做快速傅里叶变换，得到时域信号对应的单边振幅频谱结果如图11所示，可以看出：原始数据中除了要测量的常值偏移，还有43 Hz左右的天平固有测量噪声和1.8 Hz左右的试验噪声。因此选择巴

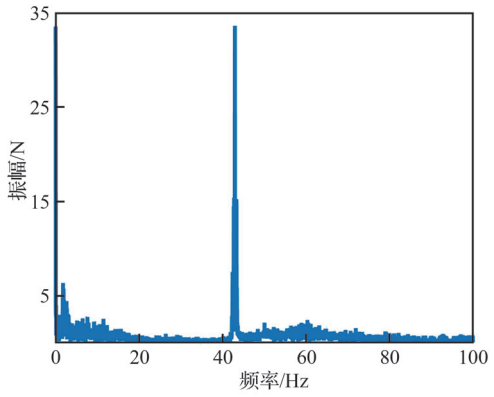


图 11 天平原始数据单边振幅频谱图

Fig. 11 Single-sided amplitude spectrum of raw balance data

特沃斯低通滤波器消去高频噪声。

巴特沃斯滤波器是一种常用的低通滤波器，阶次越高其幅频特性越好，低频检测信号保真度越高；过渡带下降越快，滤波器的边带特性越接近理想滤波器，但同时也会导致运算时长增加，相位延迟增大。为避免延迟过大，同时能够提取到低频测量数据，选择截止频率为 1 Hz 的 4 阶低通巴特沃斯滤波器。

某次试验天平测量结果滤波过程如图 12 和图 13 所示，可以看出：在 10～25 s 区间内，天平测量结果有明显变化，但无明显稳定段，这是由于车载试验平台在运行过程中受车辆加减速影响导致了额外惯性力。因此采用自动驾驶仪加速度计测量试验过程中加速度数据以修正测量结果。加速度修正数据如图 14 所示。

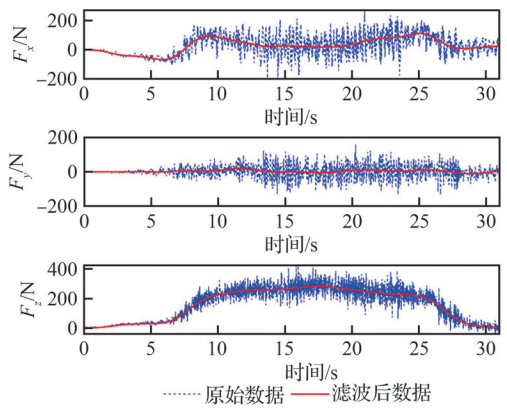


图 12 天平三自由度测力数据

Fig. 12 3-DOF force measurement data from balance

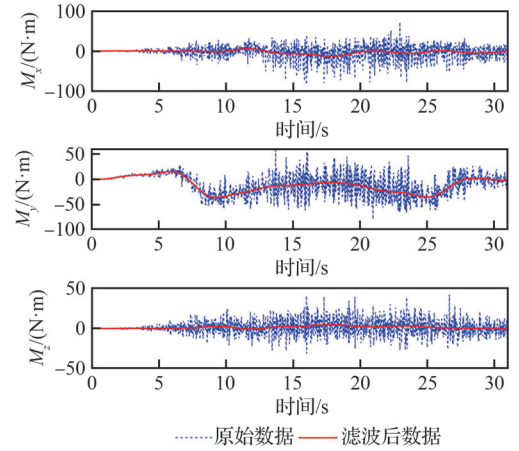


图 13 天平三自由度测力矩数据

Fig. 13 3-DOF moment measurement data from balance

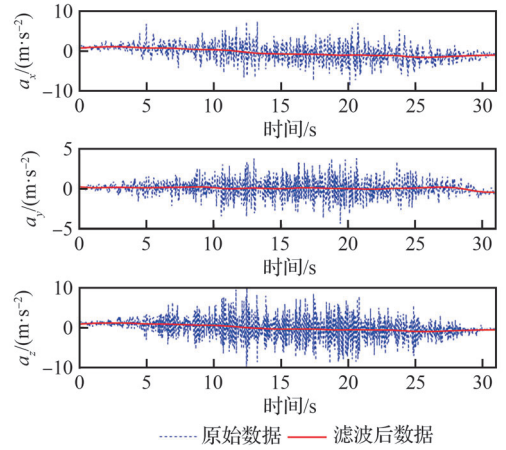


图 14 加速度修正数据

Fig. 14 Corrected acceleration data

为进一步得到风轴系下耦合升阻力数据，还需配合五孔探针数据测量得到空速、迎角和侧滑角等来流信息。但是五孔探针测量数据采样频率较低，且有一定延迟时间，因此通过上采样将该数据与高频数据时间戳匹配。具体方法是通过计算车载试验过程中天平测量得到的耦合升力序列与五孔探针测量得到的空速平方之间的皮尔逊线性相关系数，取极大值位置得到延迟时间[23-24]。皮尔逊相关系数的表达式为

$$r(a,b)=\frac{\sum_{i=1}^{n}(X_{a,i}-\bar{X}_a)(Y_{b,i}-\bar{Y}_b)}{\left[\sum_{i=1}^{n}(X_{a,i}-\bar{X}_a)^2\sum_{j=1}^{n}(Y_{b,j}-\bar{Y}_b)^2\right]^{1/2}}$$

式中：n 为列长度；$X_{a,i}$ 和 $Y_{b,j}$ 分别为耦合升力序列

和空速平方序列中的第 a 项和第 b 项；$\bar{X}_a$ 为耦合升力均值，$\bar{X}_a=\sum_{i=1}^{n}(X_{a,i})/n$；$\bar{Y}_b$ 为空速平方序列均值，$\bar{Y}_b=\sum_{j=1}^{n}(Y_{b,j})/n$。

相关系数的范围为－1～1，数值越大相关性越强。以某次试验结果处理过程中的相关性系数计算结果为例，通过滑动窗口平移计算－5～5 s之间的相关性系数，结果如图15所示，图15(a)表达了空速与预处理耦合升力之间的匹配关系，图15(b)表达了－5～5 s之间的相关性系数，极大值点出现在－2.515 s位置。因此对该组试验将五孔探针测量得到的来流数据前移2.515 s作为来流状态。

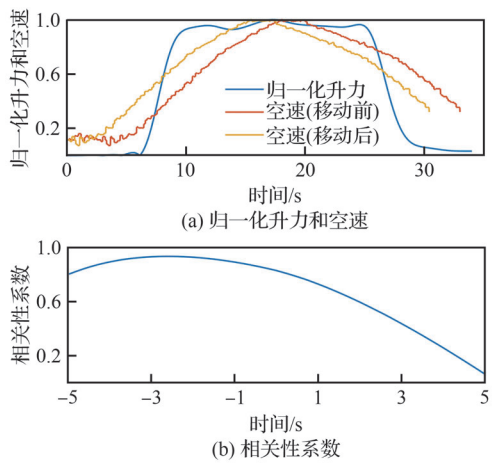


图 15 数据相关性修正

Fig. 15 Correction for data correlation

经过移动后的来流信息数据如图16所示，可以看出：在14～18 s区间内，空速接近20 m/s，与测力数据对应良好，说明通过相关性系数计算消除迟滞时间的方法可行。需要说明的是，测压模块在小来流速度时误差相对较大，此时迎角和侧滑角测量不准确，但该区间一般不在试验关注段内，不影响后续测量的准确性。

结合天平数据、五孔探针数据和加速度修正数据得到最终处理后的耦合升力、耦合阻力和俯仰力矩时域数据，如图17所示，可以看出：动力翼涵道风扇在7 s左右开始工作，9 s左右到达最大转速后保持不变；在14～18 s区间内耦合升力有较明显稳定段，耦合阻力和俯仰力矩受到车辆支撑等晃动影响并未完全稳定。在数据处理时分别取耦合升力、耦合阻力和俯仰力矩在该时间段内的平均值，下述数据分析都基于此处描述的数据处理过程。

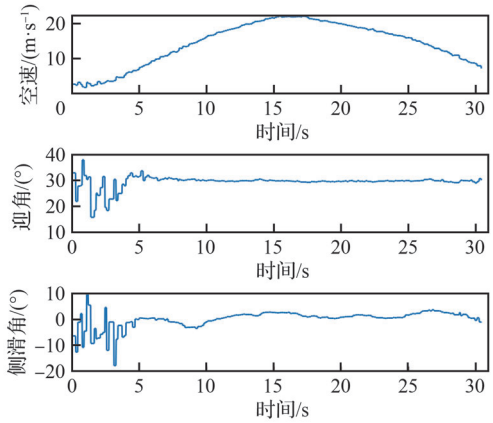


图 16 五孔探针数据

Fig. 16 Five-hole probe data

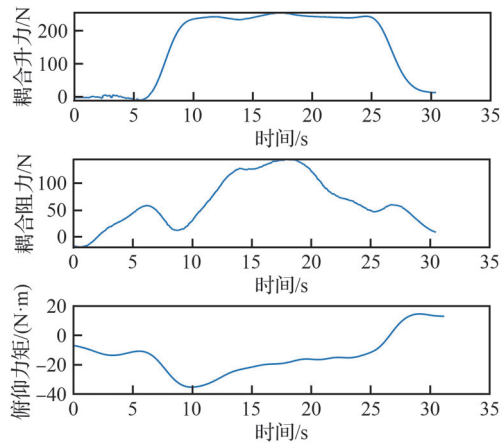


图 17 经过数据处理后的时域结果

Fig. 17 Processed time-domain results

2.3 试验结果校验

为了说明试验结果可信，在涵道风扇转速为8 000 r/min条件下进行试验，并与计算流体力学(Computational Fluid Dynamics，CFD)计算的数据进行对比[19,25-26]，结果如图18所示，可以看出：耦合升力、耦合阻力和俯仰力矩的车载试验数据与CFD数据结果趋势一致，耦合升力相对误差约为3.94%，耦合阻力由于数据过0点，相对误差较大约为27.25%，但耦合阻力与俯仰力矩试验数据与CFD数据极性基本一致。

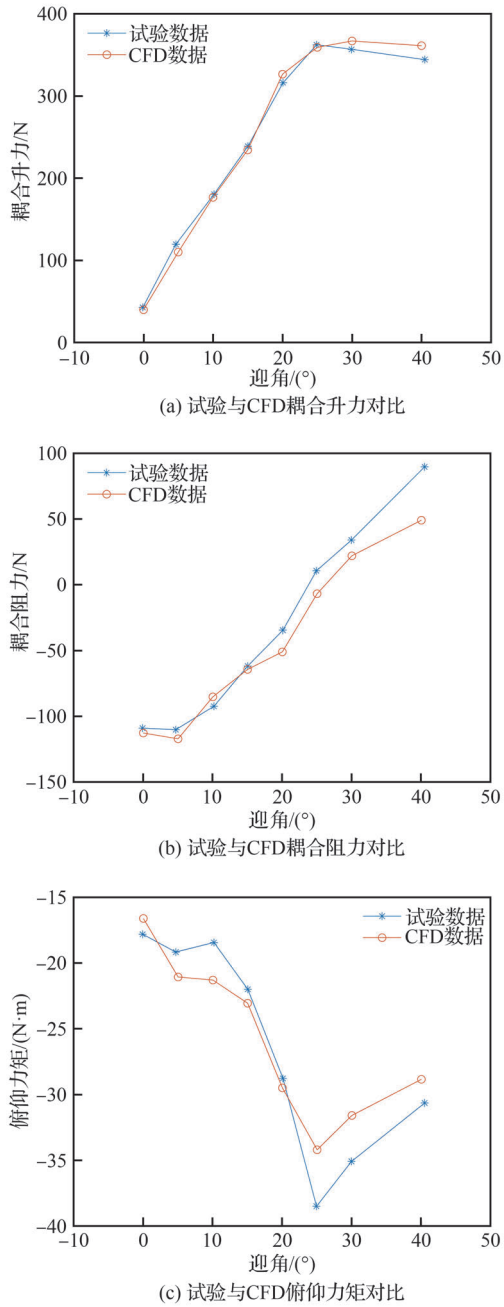


图 18 试验数据与CFD计算结果对比

Fig. 18 Comparison of test data and CFD results

CFD计算结果与分布式动力翼样段试验结果相比,耦合升力数据差距较小,耦合阻力和俯仰力矩数据有一定差距。其中,由于车载试验中额外支撑部件等对测试结果的影响,耦合阻力测试数据相对偏大。因此,认为试验数据能够在一定程度上说明分布式动力翼气动特性,数据处理方法可行。

3 分布式动力翼推进/气动耦合特性分析

受分布式动力翼的推进/气动耦合特性影响,测试过程必须在涵道风扇工作的情况下开展。而引入动力系统后,相对于传统的固定翼飞行器,力和力矩无量纲化系数难以分析。因此,动力翼测试过程按照全量力和力矩进行分析,所有试验均在车辆速度为20 m/s的条件下开展。

3.1 巡航构型耦合特性

在巡航飞行构型即襟翼偏角为0°的条件下,分别测试了涵道风扇转速为4 100、6 700、8 000、9 300 r/min耦合升阻力数据,升阻力特性如图19所示。从图19(a)可以看出:随转速提高,分布式动力翼最大耦合升力、升力线斜率和失速迎角都增加;在转速为4 100 r/min时失速迎角最小,为10°左右,随转速增加失速迎角也逐渐增加;在转

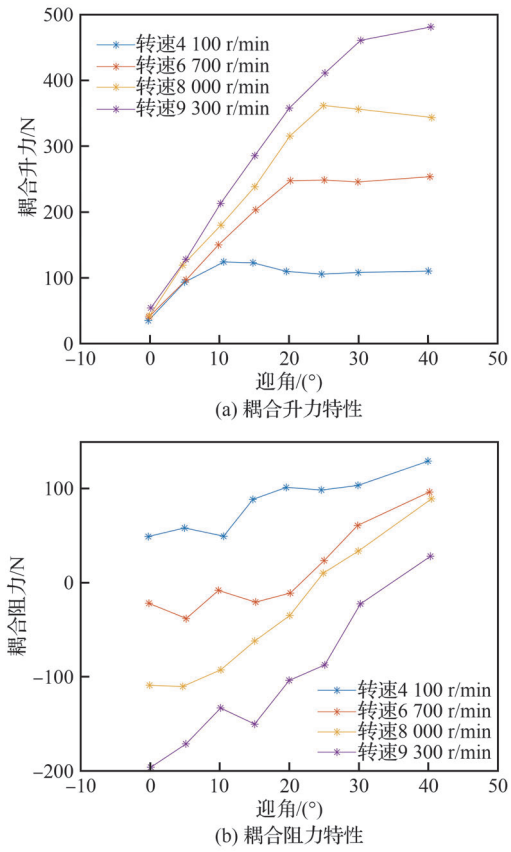


图 19 巡航构型耦合升阻力特性

Fig. 19 Aerodynamic characteristics of coupled lift and drag of cruise configuration

速达到9 300 r/min时，分布式动力翼在30°时未出现明显失速特性，且耦合升力随迎角变化为线性趋势。从图19(b)可以看出：涵道风扇转速越小，耦合阻力随迎角变化越小；随涵道风扇转速提高，分布式动力翼推力增加，耦合阻力减小，耦合阻力变化斜率也增加，与耦合升力变化规律一致。

根据上述分析，分布式动力翼在速度不变的情况下，涵道风扇转速不仅影响了推阻特性，也对耦合升力特性有显著影响。尤其是涵道风扇转速会显著改变失速迎角和最大耦合升力，相较于传统固定翼飞行器，失速迎角提升至30°以上，使得飞行器在飞行过程中可以在不改变飞行速度的情况下动态调整耦合升力，提升飞行器低速性能。

3.2 短距起降构型耦合特性

通过下偏增升襟翼进一步利用分布式动力翼增升效应，偏角为20°，将之定义为短距起降构型。在短距起降构型下，分别测试涵道风扇转速为4 100、6 700、8 000、9 300 r/min耦合升阻力数据，如图20所示。从图20(a)可以看出：数据规律与巡航构型基本一致，但在每个转速状态下耦合升力进一步提高。最大耦合升力提升数据如表7所示，可见最大耦合升力相对于巡航构型至少提升了15%；在6 700 r/min转速涵道风扇工作状态下最大耦合升力提升最大，相较于巡航构型最大耦合升力提升了27.81%。失速迎角相较于巡航构型提前了5°左右，这是由于增升襟翼偏转增加了翼型弯度，更容易分离。然而，这样的耦合升力特性也带来了更大的耦合阻力，从图20(b)可以看出：所有转速下的最大耦合阻力和耦合阻力随迎角变化斜率都大于巡航飞行构型；在30°迎角后，即便涵道风扇转速提升至9 300 r/min，耦合阻力也仍为正值。

当涵道风扇处于低转速时，襟翼偏转增升对自由来流起主导作用；而当涵道风扇处于高转速时，襟翼偏转增升对喷流方向偏转起主要作用。以4 100 r/min工况为例，此时巡航构型耦合升力最大值仅有124.66 N，襟翼偏转后耦合升力增加了约34 N，同时9 300 r/min工况巡航构型耦合升力最大值为481.46 N，襟翼偏转后耦合升力增加了约73 N。因此，虽然低转速时襟翼偏转后耦合升力增加量不大，但增升比例较高；高转速时襟翼偏转耦合升力增加量较大，但增升比例不高。

根据上述分析，短距起降构型下动力翼通过偏转增升襟翼获得了更强的动力诱导增升特性，即随着涵道风扇转速增加，增升襟翼偏

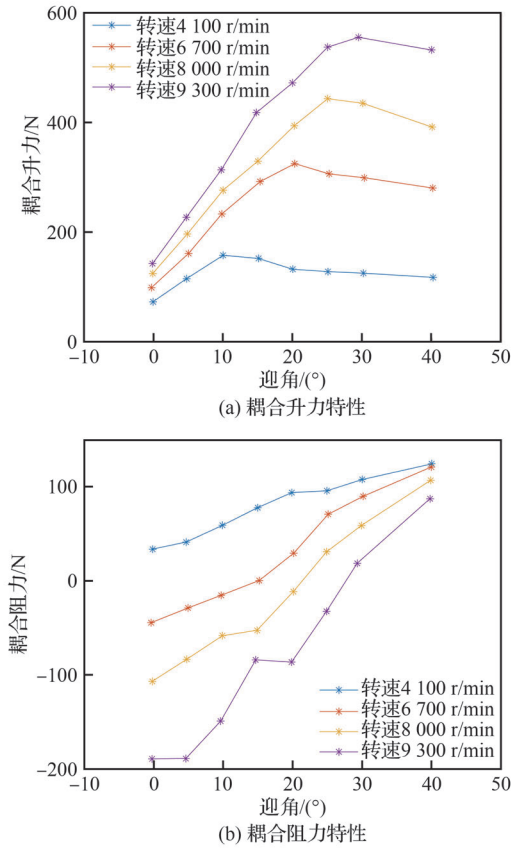


图20 短距起降构型耦合升阻力特性

Fig. 20 Aerodynamic characteristics of coupled lift and drag of short-distance take-off and landing configuration

表7 襟翼偏转增升能力

Table 7 Lift increment due to flap deflection

转速/(r·min^{-1})	巡航构型最大耦合升力/N	短距起降构型最大耦合升力/N	增升量/%
4 100	124.66	158.36	27.03
6 700	254.12	324.79	27.81
8 000	362.18	442.67	22.22
9 300	481.46	554.28	15.12

转后耦合升力增加量也增加，同时耦合阻力也增加。

因此，通过偏转增升襟翼可以有效提高飞行器短距起降飞行能力：通过动力增升和襟翼增升，实现更短的滑跑距离；通过增加耦合阻力，在降落阶段大迎角阶段快速减速。通过调节动力翼涵道风扇转速和襟翼偏角，可调节推进/气动耦合特性，以适配不同的飞行任务要求。

4 串列翼布局气动耦合特性分析

为了进一步分析串列翼布局下的分布式动力翼气动特性，综合考虑串列翼前后影响和推进/气动耦合效应，通过将多个分布式动力翼组合进行试验。对比分析巡航构型下耦合升力、耦合阻力和俯仰力矩变化规律，试验条件选择涵道风扇转速为4 100、6 700、8 000 r/min。试验设备与动力翼试验一致，通过调整六分量天平设置更大的量程范围进行车载试验。试验过程如图21所示，动力翼布置位置与总体设计参数完全相同，天平布置位置如图22所示。



图 21 串列翼布局分布式动力翼试验场景

Fig. 21 Distributed-propulsion-wing test scenario with tandem-wing

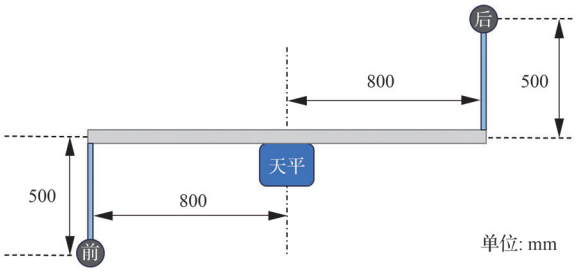


图 22 天平安装位置示意图

Fig. 22 Schematic diagram of balance installation positions

4.1 升阻特性分析

串列翼布局前后翼之间一般存在复杂的耦合影响，结合研究对象的推进/气动耦合效应，直接分析升阻特性变化非常复杂。尽管研究对象的飞行器前后4组动力翼都采用了完全相同的布局形式，但动力翼部件试验不能直接说明串列翼布局的全机性能。为方便后续分析串列翼布局前后翼干扰影响，将分布式动力翼试验耦合升力和耦合阻力结果平移至全机设计重心位置，得到无前后翼耦合条件下的耦合升阻力特性。

在同样测试条件下，考虑串列翼布局前后翼干扰影响，通过试验得到飞行器升阻特性，耦合升阻力对比结果如图23所示。

在涵道风扇转速为8 000 r/min工况下，未受干

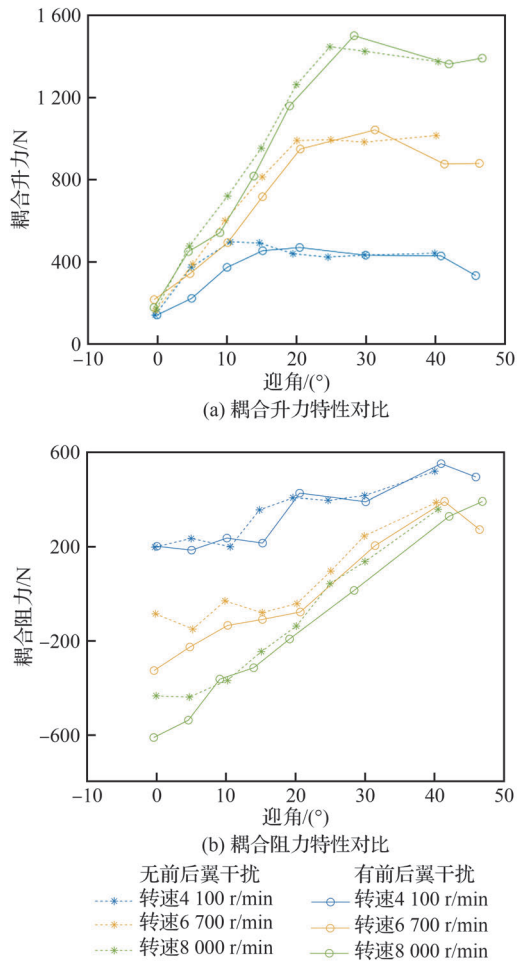


图 23 前后翼干扰下的动力翼耦合升阻力特性

Fig. 23 Coupled lift and drag characteristics of propulsion wing under tandem-wing interference

扰时线性段耦合升力随迎角变化斜率为51 N/(°)，受干扰后降低至46 N/(°)，下降了14.81%；在涵道风扇转速为6 700 r/min工况下，未受干扰时线性段耦合升力随迎角变化斜率为41 N/(°)，受干扰后降低至36 N/(°)，下降了12.2%；在涵道风扇转速为4 100 r/min工况下，未受干扰时线性段耦合升力随迎角变化斜率为33 N/(°)，受干扰后降低至21 N/(°)，下降了36.36%。可见在线性段内串列翼布局前后干扰普遍存在，显著降低了耦合升力；而超出线性段后，受干扰条件的前后动力翼耦合升力进一步增加，逐渐增加到无干扰条件的总耦合升力。

耦合阻力特性与耦合升力特性类似，大部分工况下考虑前后翼干扰后耦合阻力小于未受干扰的情况。随着转速增加耦合阻力斜率也逐渐增加，但整体趋势受干扰情况和未受干扰情况基本一致。

根据上述分析，可见分布式动力翼按照全机总体布局布置后测量的耦合升阻力特性与单独动力翼的耦合升阻力特性基本一致。但由于前后动力翼之间相互干扰，耦合升阻力均降低。

4.2 俯仰力矩特性分析

通常串列翼布局后翼会有一定的耦合升力损失，进而影响全机静稳定性。在推进/气动耦合效应作用下，该影响更为复杂。因此分析分布式动力翼布局纵向静稳定特性对飞行器前期设计有重要意义。为具体分析该分布式动力飞行器的纵向静稳定性，尤其是在大迎角状态下的静稳定性，引入测量得到的全机力矩进行分析。

巡航飞行构型俯仰力矩随迎角变化结果如图24所示，涵道风扇转速对飞行器全机稳定性有较大影响。飞行器在10°迎角以内基本能保持静稳定；而在10°～20°迎角区间内飞行器趋向于中立稳定，俯仰力矩在小范围内波动；在超出20°迎角后，俯仰力矩变化规律复杂。涵道风扇转速对俯仰力矩的影响复杂多变，难以保证不同转速条件下的纵向静稳定性。因此探索对该布局静稳定特性的调整方法具有重要意义。

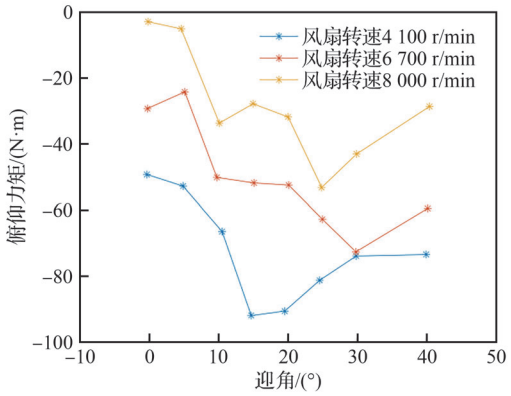


图24 串列翼布局俯仰力矩特性

Fig. 24 Pitching moment characteristics of tandem-wing layout

4.3 利用推进/气动耦合效应的稳定性调整方法

为了解决以上静稳定性突变，杨芃芊等[16]通过全动后翼，在大迎角时降低后翼迎角以延缓失速，从而提供低头力矩，将焦点后移。从图19数据可以发现，通过降低前翼涵道风扇转速可以降低前翼耦合升力并前移失速点。依据该原理提出一种利用分布式动力翼推进/气动耦合效应调节飞行器纵向静稳定性的方法，并通过车载试验说明该方法的可行性。

试验分别调整为前后动力翼涵道风扇转速不同的条件，前动力转速比后动力转速低1 300 r/min。选取试验条件分别为前涵道风扇转速为4 100、5 400、6 700 r/min，后涵道风扇转速为5 400、6 700、8 000 r/min。试验测量得到的俯仰力矩结果如图25所示。

根据以上数据，相对于前后涵道风扇转速一致的情况，转速变化后力矩特性发生显著变化。经过调整后，飞行器在10°迎角以内为小幅静不稳定，在10°迎角后不同转速条件下的稳定性变化区间不同。由于推力随着转速呈非线性关系变化，因此随着转速增加低头力矩逐渐增加。在3种测试工况中，随着转速增加，纵向静稳定边界逐渐增加。对于涵道风扇转速为4 100 r/min的工况，增加后侧涵道风扇转速1 300 r/min后静稳定性区域边界最大值从15°迎角扩展到20°迎角。对于涵道风扇转速为5 400 r/min的工况，增加后侧涵道风扇转速1 300 r/min后，10°～20°迎角间

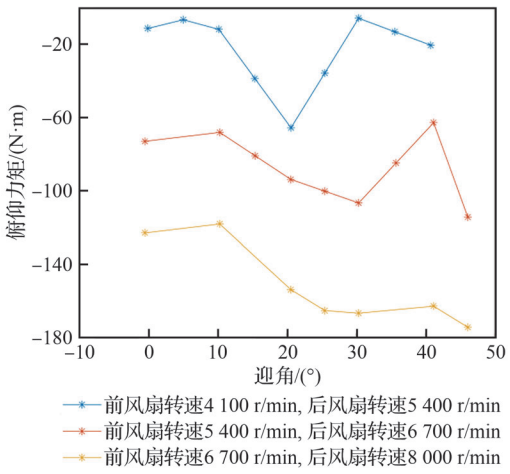


图 25 动力翼涵道风扇前后差动后俯仰力矩特性

Fig. 25 Pitching moment characteristics of ducted fan with distributed propulsion wing under fore-aft differential motion

的中立静稳定性区域消除，飞行器在10°～30°迎角内均保持静稳定。对于涵道风扇转速为6 700 r/min的工况，增加后侧涵道风扇转速1 300 r/min后，10°～15°迎角和20°～30°迎角间的纵向不稳定区域被消除，飞行器在10°～30°迎角内均保持静稳定。

根据以上分析，通过降低前动力翼涵道风扇转速，减小前翼失速迎角，同时降低对后翼面的干扰，显著改变了飞行器全机静稳定性，将纵向静稳定区域扩张至30°迎角，为飞行器短距起降大迎角飞行创造了有利条件。

5 结 论

1）搭建的地面车载试验平台在接近真实飞行雷诺数条件下实现了分布式推进/气动耦合特性的测量，验证了车载试验与数据处理方法的可行性，为该类飞行器推进/气动耦合特性评估分析和设计提供了有价值的参考。后续还将进行全尺寸风洞试验与车载试验数据对比，进一步验证车载试验数据的有效性。

2）分布式动力翼在涵道风扇开启后表现出良好的失速特性，全机失速迎角可延至30°，远高于传统固定翼。但由于动力翼的推进/气动耦合效应，耦合升力试验测量结果中包含了涵道风扇推力，后续将对该问题进一步进行数值模拟计算以得到气动升力特性的变化规律。

3）涵道风扇转速对全机气动特性具有决定性影响，通过调节转速可有效改变耦合升阻力特性及俯仰力矩特性，进而调控全机焦点位置和纵向静稳定性，为飞行控制提供了新的视角。

4）串列翼布局中前后翼之间存在复杂的气动干扰，尤其在大迎角下易引起后翼提前失速，导致力矩特性恶化。通过前后涵道风扇转速差动控制，可显著改善全机静稳定性，为飞行器短距起降和大迎角机动任务提供了技术支撑。

参 考 文 献

[1] 黄俊. 分布式电推进飞机设计技术综述[J]. 航空学报, 2021, 42(3): 624037.
HUANG J. Survey on design technology of distributed electric propulsion aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(3): 624037 (in Chinese).

[2] 朱炳杰, 杨希祥, 宗建安, 等. 分布式混合电推进飞行器技术[J]. 航空学报, 2022, 43(7): 025556.
ZHU B J, YANG X X, ZONG J A, et al. Review of distributed hybrid electric propulsion aircraft technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(7): 025556 (in Chinese).

[3] 罗彧. 2024年航空电推进系统进展[J]. 航空动力, 2025(1): 39-43.
LUO Y. Progress of aviation electric propulsion system in 2024 [J]. Aerospace Power, 2025(1): 39-43 (in Chinese).

[4] KIM H D, PERRY A T, ANSELL P J. A review of distributed electric propulsion concepts for air vehicle technology[C]// 2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS). Piscataway: IEEE Press, 2018: 1-21.

[5] HOOVER C B, SHEN J W, KRESHOCK A R. Propeller whirl flutter stability and its influence on X-57 aircraft design[J]. Journal of Aircraft, 2018, 55(5): 2169-2175.

[6] 庞圣钊, 刘恒, 王浩宇, 等. 基于强化学习的分布式电推进飞机动力偏航控制[J]. 推进技术, 2026, 47(2): 232-239.
PANG S Z, LIU H, WANG H Y, et al. Power yaw control for distributed electric propulsion aircraft based on reinforcement learning[J]. Journal of Propulsion Technology, 2026, 47(2): 232-239 (in Chinese).

[7] DEERE K A, VIKEN J K, VIKEN S, et al. Computational analysis of a wing designed for the X-57 distributed electric propulsion aircraft[C]// 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 2017.

[8] 贺之豪，寇鹏，梁博华，等. 考虑滑流效应的分布式电推进飞机动力偏航预测控制[J]. 航空学报，2025，46(增刊1)：732305.
HE Z H，KOU P，LIANG B H，et al. Powered yaw predictive control of distributed electric propulsion aircraft considering slipstream effects[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2025，46(Sup 1)：732305 (in Chinese).

[9] 郝智渊，段辰龙，宋万强，等. 分布式电推进飞机动力学特性分析与评估[J]. 飞行力学，2023，41(6)：16-20.
HAO Z Y，DUAN C L，SONG W Q，et al. Analysis and evaluation for dynamics characteristics of distributed electric propulsion aircraft[J]. Flight Dynamics，2023，41(6)：16-20 (in Chinese).

[10] REEL J L，BALTADJIEV N D. Using computational fluid dynamics to generate complex aerodynamic database for VTOL aircraft[C]// 2018 Applied Aerodynamics Conference. Reston：AIAA，2018.

[11] 王科雷，周洲，李明浩. 动力翼单元松耦合设计方法研究及试验验证[J]. 航空学报，2025，46(9)：131150.
WANG K L，ZHOU Z，LI M H. Research and experimental validation of loose coupling design method for propulsion wing unit[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2025，46(9)：131150 (in Chinese).

[12] DE WAGTER C，REMES B，SMEUR E，et al. The NederDrone：A hybrid lift，hybrid energy hydrogen UAV[J]. International Journal of Hydrogen Energy，2021，46(29)：16003-16018.

[13] SIMMONS B M. System identification approach for eVTOL aircraft demonstrated using simulated flight data[J]. Journal of Aircraft，2023，60(4)：1078-1093.

[14] SIMMONS B M，MURPHY P C. Aero-propulsive modeling for tilt-wing，distributed propulsion aircraft using wind tunnel data[J]. Journal of Aircraft，2022，59(5)：1162-1178.

[15] ZHAO C C，WANG D，YU T，et al. Direct numerical simulation of tandem-wing aerodynamic interactions at low Reynolds number[J]. AIAA Journal，2024，62(12)：4732-4750.

[16] 杨芃芊，陈禹彤，刘俊辉，等. 串列翼货运无人机大攻角气动与操稳特性[J]. 航空学报，2025，46(9)：131056.
YANG P Q，CHEN Y T，LIU J H，et al. Aerodynamic and operational characteristics analysis for tandem wing cargo UAV at high angle of attack[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2025，46(9)：131056 (in Chinese).

[17] JONES R，CLEAVER D J，GURSUL I. Aerodynamics of biplane and tandem wings at low Reynolds numbers[J]. Experiments in Fluids，2015，56(6)：124.

[18] 张子军，赵彤，孙烨，等. 飞机大迎角飞行问题研究综述[J]. 航空工程进展，2022，13(3)：74-85.
ZHANG Z J，ZHAO T，SUN Y，et al. Review of the study on high-angle-of-attack flight problems of aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering，2022，13(3)：74-85 (in Chinese).

[19] 王科雷，周洲，郭佳豪，等. 分布式动力翼前飞状态动力/气动耦合特性[J]. 航空学报，2024，45(2)：128643.
WANG K L，ZHOU Z，GUO J H，et al. Propulsive/aerodynamic coupled characteristics of distributed-propulsion-wing during forward flight[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2024，45(2)：128643 (in Chinese).

[20] 张卫国，唐敏，武杰，等. 倾转旋翼机风洞试验综述[J]. 航空学报，2024，45(9)：530114.
ZHANG W G，TANG M，WU J，et al. Overview of wind tunnel test research on tiltrotor aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2024，45(9)：530114 (in Chinese).

[21] PAPATHAKIS K V，KLOESEL K J，LIN Y，et al. NASA turbo-electric distributed propulsion bench[C]// 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston：AIAA，2016.

[22] 张星雨，高正红，雷涛，等. 分布式电推进飞机气动-推进耦合特性地面试验[J]. 航空学报，2022，43(8)：125389.
ZHANG X Y，GAO Z H，LEI T，et al. Ground test on aerodynamic-propulsion coupling characteristics of distributed electric propulsion aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2022，43(8)：125389 (in Chinese).

[23] 李洁松，刘韬，伍星. 基于皮尔逊相关系数统计特征滚动轴承RUL预测[J]. 航空动力学报，2025，40(7)：92-101.
LI J S，LIU T，WU X. Rolling bearing RUL prediction based on Pearson correlation coefficient statistical features[J]. Journal of Aerospace Power，2025，40(7)：92-101 (in Chinese).

[24] 胡辉雯，沈聪，柳林涛，等. 皮尔逊相关系数时延估计在声学定向上的应用[J]. 测绘学报，2025，54(7)：1206-1214.
HU H W，SHEN C，LIU L T，et al. Pearson correlation coefficient time delay estimation applied in acoustic orientation[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica，2025，54(7)：1206-1214 (in Chinese).

[25] 赵清风，周洲，李明浩，等. 分布式动力翼-诱导翼面推进-气动耦合模型[J]. 航空学报，2024，45(10)：129252.
ZHAO Q F，ZHOU Z，LI M H，et al. Propulsion/aerodynamic coupling modeling for distributed-propulsion-wing with induced wing configuration[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2024，45(10)：129252 (in Chinese).

[26] 孙蓬勃，周洲，李旭，等. 目标气动特性下动力翼参数影

响分析与优化[J]. 航空学报, 2024, 45(6): 629368.
SUN P B, ZHOU Z, LI X, et al. Influence analysis and optimization of distribution-propulsion-wing parameters with target aerodynamic characteristics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(6): 629368 (in Chinese).

（责任编辑：王娇）

Vehicle-mounted test of propulsion/aerodynamic coupling in a distributed-electric-propulsion tandem-wing layout

LI Baiyang[1], ZHU Xiaoping[1], ZHOU Zhou[2,3], LI Minghao[2,3], WANG Guichen[2,3], WANG Rui[2,3,*]

1. *School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China*
2. *School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China*
3. *National Key Laboratory of Aircraft Configuration Design, Xi'an 710072, China*

Abstract: A systematic ground-based vehicle-mounted test study is conducted to investigate the propulsion/aerodynamic coupling characteristics of a distributed propulsion tandem-wing configuration aircraft at high angles of attack. Utilizing a self-developed high-precision vehicle-mounted testing platform, aerodynamic performance tests are performed on both a distributed propulsion wing section and a full tandem-wing configuration model under various rotational speeds and angles of attack. This yielded comprehensive data on coupled lift, coupled drag, and pitching moment. The research revealed the significant influence of ducted fan rotational speed on the stall angle of attack, maximum coupled lift, and longitudinal static stability. Notable aerodynamic interference effects between the front and rear wings in the tandem-wing configuration are also identified. Furthermore, a method for adjusting static stability through the differential rotational speeds of the front and rear ducted fans is proposed. This method effectively expanded the stable angle-of-attack envelope of the aircraft, providing crucial experimental evidence and data support for the aerodynamic design and control of distributed propulsion vertical/short take-off and landing aircraft.

Keywords: distributed propulsion; tandem-wing configuration; propulsion/aerodynamic coupling; vehicle-mounted test; propulsive wing aircraft

Received: 2025-09-22; **Revised**: 2025-11-24; **Accepted**: 2026-01-04; **Published online**: 2026-01-16 12:02
URL: https://hkxb.buaa.edu.cn/CN/Y2026/V47/I14/132807
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (12502386)
* **Corresponding author.** E-mail: wangrui@nwpu.edu.cn