

DOI:10.16356/j.1005-2615.2024.05.013

边缘电磁驱动碟形涵道飞行器设计与性能分析

邹文炆¹, 李嘉仪¹, 刘凯¹, 张恒琿¹, 王亦凡²,
王新林², 刘铁让², 陈吉昌¹, 童明波¹

(1. 南京航空航天大学航空学院, 南京 210016;

2. 中国商用飞机有限责任公司北京民用飞机技术研究中心, 北京 102211)

摘要: 针对传统转轴转子电机难以为大尺寸桨叶提供大输出转矩的问题, 设计了一种采用“边缘电磁驱动”的中型碟形涵道式飞行器。为验证设计合理性, 并评估飞行器性能参数, 对飞行器典型过载工况进行了结构强度仿真计算, 对悬停和平飞姿态分别进行了气动数值模拟, 并对优选电磁线圈构型进行了电磁力仿真计算。研究表明: 飞行器边缘电磁驱动系统能输出 3 700 N·m 的转矩, 转矩密度 33.76 N·m/kg, 满足运行动力需求; 计算出该飞行器设计具备一吨级最大起飞质量的气动能力, 结构强度满足典型过载工况下的强度要求, 为中大型碟形飞行器的构型设计和驱动方案设计提供参考。

关键词: 飞行器设计; 碟形涵道飞行器; 共轴双旋翼; 数值模拟; 边缘电磁驱动

中图分类号: V275.3

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2024)05-0900-09

Design and Performance Analysis of an Edge Electromagnetic Driven Saucer-Shaped Ducted Aircraft

ZOU Wenyang¹, LI Jiayi¹, LIU Kai¹, ZHANG Henghui¹, WANG Yifan²,
WANG Xinlin², LIU Tierang², CHEN Jichang¹, TONG Mingbo¹

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. COMAC Beijing Aircraft Technology Research Institute, Beijing 102211, China)

Abstract: A medium-sized saucer-shaped ducted aircraft, which utilizes “edge electromagnetic driving”, was designed to address the issue of traditional rotary rotor motors being unable to provide sufficient output torque for large-sized blades. To verify the rationality of the design and evaluate the performance parameters of aircraft, structural strength simulation calculations were conducted for typical overload conditions of the aircraft. Furthermore, aerodynamic numerical simulations were performed for hovering and flying attitudes, and electromagnetic force simulation calculations were conducted for the selected electromagnetic coil configuration. The research results show that the edge electromagnetic drive system of the aircraft can output a torque of 3 700 N·m with a torque density of 33.76 N·m/kg, meeting the operational power requirements. Additionally, the aerodynamic capacity of the aircraft design, with a maximum takeoff weight at the one-ton level, was calculated, and the structural strength met the requirements under typical overload conditions, providing reference for the configuration design and driving scheme of medium and large saucer-shaped aircraft.

Key words: aircraft design; saucer-shaped ducted aircraft; coaxial twin rotors; numerical simulation; edge electromagnetic drive

基金项目: 航空科学基金(20230023052001)。

收稿日期: 2024-06-03; 修订日期: 2024-09-06

通信作者: 童明波, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: tongw@nuaa.edu.cn。

引用格式: 邹文炆, 李嘉仪, 刘凯, 等. 边缘电磁驱动碟形涵道飞行器设计与性能分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2024, 56(5): 900-908. ZOU Wenyang, LI Jiayi, LIU Kai, et al. Design and performance analysis of an edge electromagnetic driven saucer-shaped ducted aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2024, 56(5): 900-908.

自碟形飞行器的概念诞生以来,就始终吸引着大众的想象力。该飞行器普遍具备垂直起降能力,使飞行器不受起降场地限制;同时,其所蕴含的潜在优势,如高隐身性能、高速、高机动性,以及多功能性^[1-2],使碟形飞行器多年以来持续吸引着众多科学家和工程师的关注与探索。

为实现碟形飞行器从概念到应用的转化,设计人员进行了不少有益尝试。现有飞行器设计方案或实物原型机根据其升力来源的差异,大致可分为固定翼和旋翼两大类。其中,固定翼飞机由于其自身结构特性,难以实现飞行器的垂直起降^[3-4],因此,针对碟形飞行器的研究主要聚焦于旋翼飞行器方向。1960年,加拿大Avro公司制造了碟形飞行器VZ-9 Avrocar原型机^[5]。该飞行器直径5.5 m,高1.07 m,最大起飞质量2 522 kg,位于飞行器中央的涡轮风扇由3台涡喷发动机驱动,产生升力。

部分设计人员为提升旋翼的升力性能,延长了旋翼涵道长度,并在不同程度上弱化“碟形”的外形限制,将碟形飞行器变形为涵道飞行器。1987年,美国Sikrosky公司研发的Cyber无人共轴式碟形飞行器^[6],其外径1.88 m,高0.61 m,最大起飞质量136~154 kg,该飞行器的一对旋翼由一台37 kW功率的三角转子发动机带动;2014年,由哈尔滨工业大学与哈尔滨盛世特种飞行器有限公司共同合作,研发了一款涵道无人机^[7],其最大直径0.9 m,位于机身中轴的一对旋翼由一台18.4 kW的燃油发动机驱动。

总结上述较早设计的碟形飞行器方案可以发现,早期飞行器主要依靠燃油提供动力,但随着新能源技术的不断发展和应用,以及环保理念日益深入人心,电推进已逐渐成为航空工业的主流发展趋势。空客、NASA、波音等飞机设计公司都已开始尝试进行多电与全电飞机的研发和技术储备^[8],碟形飞行器设计也紧随这股发展潮流:2016年,比利时Fleye公司设计了一款直径为23 cm的Fleye涵道风扇无人机,总质量约450 g^[9-10],升力旋翼通过一台小型电机驱动;2020年,安徽工业大学研究生团队设计了一款双旋翼碟形飞行器^[11],该飞行器采用外置的双旋翼结构,其最大尺寸约55 cm,动力系统是一台450 W三相无刷电机;2021年,麻省理工学院团队研发了一款六边形环状碟形飞行器^[12],其直径仅有15 cm,总质量60 g,该飞行器创新地使用静电力实现飞行器的悬浮。

纵观已有的电动式碟形飞行器设计可以发现,当前依靠电磁驱动的碟形飞行器旋翼直径普遍难以超过1 m。理论计算结果表明,涵道风扇或螺旋桨的负载转矩 T 与转速 n 的平方以及桨叶直径 D

的四次方呈线性正相关^[13],因此随着桨叶转速和半径的提高,维持桨叶旋转所需的转矩会以指数级趋势上升,而受限于散热、材料等因素,电机转子存在磁饱和,因此即使电机功率足够,传统转轴转子电机也难以输出足够的转矩,最终制约了电动桨叶向大尺寸方向的发展。当前整机尺寸稍大的碟形飞行器,基本采用多旋翼的布局方式^[14-15],通过在飞行器的水平面对称布置多个小直径旋翼,带动整个机身实现飞行,但由于其结构复杂、机身空间利用率低,该布局并不是中大型碟形飞行器动力的理想解决方案。

为能解决传统转轴电机难以输出大转矩,使电动式碟形飞行器旋翼尺寸受限的问题,提出一种以边缘驱动方式带动大尺寸旋翼的动力方案,设计出一款“边缘电磁驱动”的双旋翼碟形涵道飞行器。首先提出新型涵道飞行器的设计方案,随后对飞行器的典型过载工况进行静强度仿真,证明该飞行器结构设计和材料选取的合理性,并计算出整机结构质量和各关键部件质量;再针对飞行器悬停和平飞两种姿态进行气动仿真,验证该飞行器的气动性能,并计算维持运行所需的动力转矩需求;最后通过对优选出的电磁铁排布方案进行电磁力分析,验证该电磁驱动方案的可行性。

1 碟形涵道式飞行器设计

所提出的飞行器是一种由边缘电磁驱动的双旋翼碟形涵道飞行器,其机体的主要结构包括静止机身、上旋转机身和下旋转机身,如图1所示。飞行器的相关参数如表1所示。

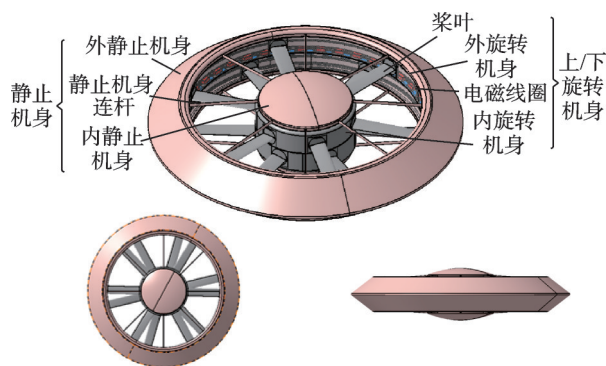


图1 飞行器总体结构

Fig.1 Overall structure of aircraft

静止机身结构包括内静止机身、外静止机身以及连接两者的连杆。静止机身采用了半硬壳式结构,这种结构不仅能够确保机身具备足够的结构强度,而且也能为载荷存储提供充足空间。为优化飞行器的气动性能,特别为改善涵道进口处的气流引导性能,将内静止机身的上侧进气面设计成微凸的

表1 飞行器参数

Table 1 Parameters of aircraft

参数	数值
总直径/m	3.4
总高度/m	0.8
叶片展长/m	0.71
叶片弦长/m	0.2
结构质量(不包含电磁线圈)/kg	366
电磁线圈质量/kg	80
最小起飞质量/kg	446
最大起飞质量/kg	1 127
设计巡航高度/m	1 000
计算巡航速度/($\text{km}\cdot\text{h}^{-1}$)	175.5
计算最大平飞速度/($\text{km}\cdot\text{h}^{-1}$)	234

整流罩。整流罩与上旋转机身进气口的过渡圆角配合,实现了气流的平稳引入,确保气流在涵道中顺畅流动。

旋转机身结构分为上旋转机身与下旋转机身,内嵌在内外静止机身之间,通过轴承与滚珠实现动静结构之间的过渡和载荷传递。旋转结构包含内旋转机身、叶片、叶片作动器、外旋转机身和电磁线圈,如图2所示。其中叶片展长0.71 m,上下旋转机身各安装6个叶片,叶型采用ONERA OA209。叶片扭转角为 9° ,以适应叶根与叶尖因旋转半径不同而造成的进气迎角差异。叶片通过叶根与叶尖处的安装盘固定在内旋转机身和外旋转机身之间,同动机身一同进行旋转,每一个叶片叶根处安装有一个变距作动器,作动器推动叶片进行变距,从而实现飞行器的升力调节和姿态操纵。

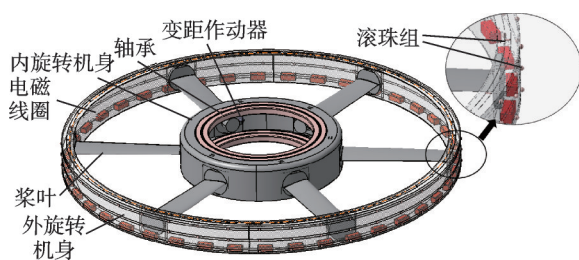


图2 飞行器上旋转机身结构

Fig.2 Upper rotating fuselage structure of aircraft

驱动叶片旋转的两组电磁线圈分别安装在两个外旋转机身中,电池则安装在外静止机身中。飞行器运行时,电池通过电刷向旋转机身中的电磁线

圈持续供电,上下两层旋转机身在互斥的电磁力作用下朝相反方向旋转,这既能带动叶片产生升力,又能使驱动旋转所产生的反力矩相互抵消。

2 结构静强度分析

为验证该飞行器结构设计和材料选取的合理性,针对飞行器在典型过载工况下的整机强度性能进行了仿真计算。在模型前处理阶段,为减少仿真模拟的运算量,加快计算的收敛速度,对模型进行了必要的结构简化:使用壳单元模拟蒙皮等薄壁结构,使用梁单元模拟连杆结构,另外,将静止机身的铆接连接部位简化为共节点的连接方式。

对简化后的模型结构使用Hypermesh进行网格划分。其中,内机身蒙皮、外机身蒙皮、隔框等结构使用 $20\text{ mm}\times 20\text{ mm}$ 的壳单元网格,连接杆采用梁单元进行模拟。模型网格主要采用四边形壳单元网格,在过渡区域使用少量三角形网格。最终网格划分结果如图3所示。

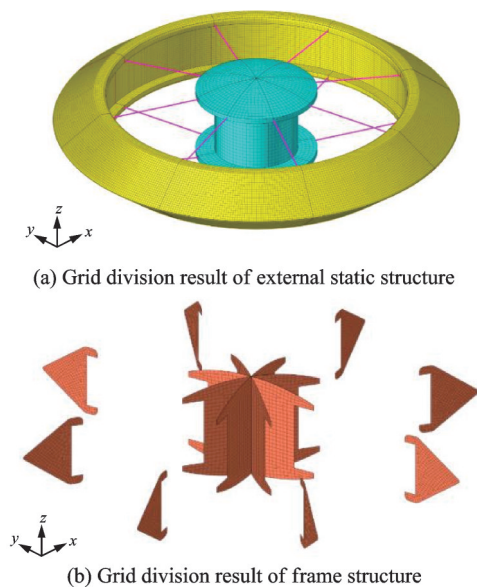


图3 飞行器静止结构网格划分结果

Fig.3 Grid division result diagram of aircraft stationary structure

在材料属性定义环节,定义机身蒙皮使用AC531/CCF800H碳纤维复合材料,该材料比强度、比刚度高且可设计性强;隔框和连杆选用7系高强度合金;其各自的材料物理属性如表2所示^[16-17]。

表2 机身结构材料物理属性

Table 2 Physical property of airframe structural materials

材料牌号	弹性模量/MPa			泊松比	密度/($\text{t}\cdot\text{m}^{-3}$)	屈服极限/MPa	使用部位
	E_1	E_2	E_3				
Al7075		71 700		0.33	2.7	520	隔框、连杆
AC531/CCF800H	159 700	8 697	4 336	0.33	1.6	255	机身蒙皮

参照无人机飞行相关的过载情况经验,对两种典型的过载工况进行验证计算,分别为工况 1:垂向

2.5g 过载;工况 2:垂向 2.34g 过载和航向 0.855g 过载。部分计算结果的应变云图如图 4 所示。

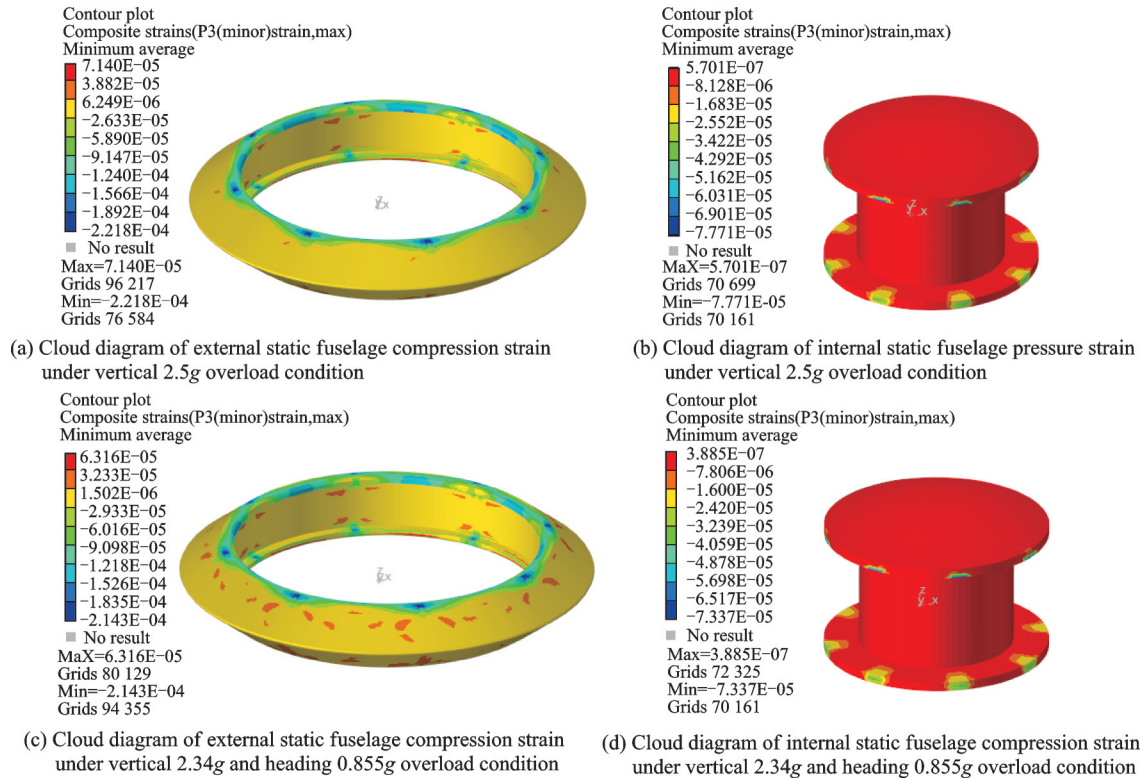


图 4 两种典型过载工况下的机身结构应变云图

Fig.4 Strain cloud maps of aircraft fuselage structure under two typical overload conditions

金属材料结构采用畸变能密度理论作为失效判定准则,而碳纤维复合材料选择最大应变作为失效判定准则。其中,AC531/CCF800H 碳纤维复合材料的最大拉应变、最大压应变和最大剪切应变分别为 $5\ 600\ \mu\epsilon$ 、 $-3\ 900\ \mu\epsilon$ 和 $\pm 7\ 800\ \mu\epsilon$,安全系数取 1.5,计算得到碳纤维复合材料许用应变如表 3 所示。

表 3 AC531/CCF800H 碳纤维复合材料许用应变值
Table 3 Allowable strain values of AC531/CCF800H carbon fiber composite material $\mu\epsilon$

许用拉应变	许用压应变	许用剪应变
3 733	-2 600	$\pm 5\ 600$

最终结合仿真计算结果和各材料的失效判定准则,飞行器静止机身结构在设定的两种典型工况下,各部件的强度校核情况如表 4 所示。

通过表 4 可以发现,在计算的两种工况下,各部件均满足结构设计强度校核准则,结构强度符合要求。同时,强度存在较大裕度,该飞行器结构存在较大轻量化的优化空间。根据选定的各部件材料,可以计算出该飞行器的结构质量约为 366 kg,单个电磁线圈质量约 1.26 kg,电驱动系统的辅助部件质量约 25 kg,这些质量估算为后续气动分析与电磁性能计算建立了基础。

表 4 机身各部件静强度校核结果

Table 4 Static strength verification results for various components of airframe

工况	隔框/MPa	连杆/MPa	外机身最大拉应变/ $\mu\epsilon$	外机身最大压应变/ $\mu\epsilon$	外机身最大剪应变/ $\mu\epsilon$	内机身最大拉应变/ $\mu\epsilon$	内机身最大压应变/ $\mu\epsilon$	内机身最大剪应变/ $\mu\epsilon$
1	171	3.5	336.1	-220.7	248.8	137.9	-74.9	80.7
2	154.7	3.36	314.8	-207.5	218.2	130.6	-71.13	76.06
许用值	303	303	3 733	-2 600	$\pm 5\ 200$	3 733	-2 600	$\pm 5\ 200$

3 飞行器气动性能分析

3.1 计算模型的建立

为计算飞行器运行时对驱动转矩的需求,同

时,为验证该飞行器桨叶与气动外形设计的合理性,并估算其载质量与飞行速度等性能参数,对飞行器进行了气动仿真计算。在流场域建立阶段,因为飞行器整体为轴对称式碟形结构,流场域选用圆

柱体,并结合飞行器尺寸,设定计算区域为:高 $h = 30\text{ m}$,半径 $r = 15\text{ m}$ 。随后,使用切割体网格进行整体网格划分,流场域网格基本尺寸为 0.5 m ,机体外旋转区域基本尺寸为 0.1 m ,棱柱层总厚度 0.01 m 。另外,对机体外旋转区域网格、机体表面网格、旋翼前后缘,以及与机体结合位置的网格进行加密。最终,得到的网格场景如图5所示,外流场总网格量为440万个,上下旋转区域网格量为100万个。

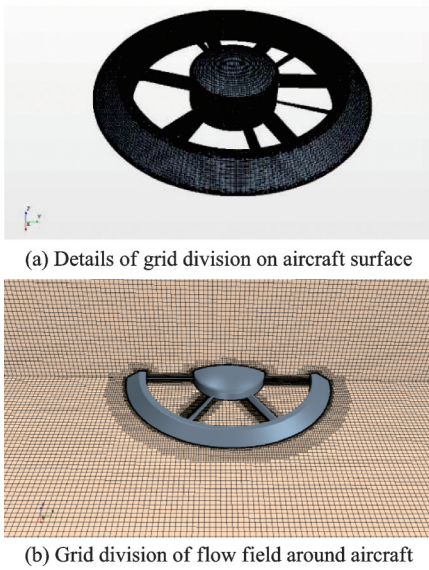


图5 网格场景图
Fig.5 Scene of grid

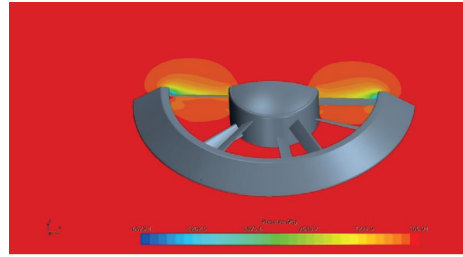
设定圆柱形外流场上边界及侧面为速度入口边界,下底面为压力出口。在旋转域与外流场之间创建交界面用于传递速度、压力等计算信息。另外,根据不同飞行工况调整速度入口参数:悬停情况下设定来流速度为0,在加速前飞及起飞上升时则另给定不同大小的来流速度。物理流场采用S-A湍流模型,求解三维恒密度耦合流体。气体密度设定为 1.184 kg/m^3 ,参考压强为 $101\ 325\text{ Pa}$ 。

3.2 不同飞行状态下的气动性能分析

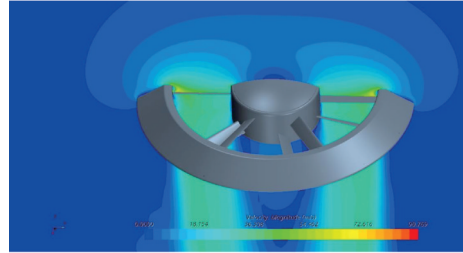
3.2.1 悬停状态气动性能分析

为准确评估飞行器旋翼所能产生的升力,并据此预估飞行器的最大起飞质量,系统地计算了在不同旋翼转速条件下全机及桨叶所能产生的升力。鉴于翼尖声速的限制,分别选取700、800、900、1000、1100和1200 r/min作为计算转速。设定叶根安装角 ϕ 为 30° ,最终计算得到各转速下飞行器的仿真结果。以700 r/min转速为例,仿真所得的飞行器悬停时周围气流的压力及速度云图如图6所示。

根据仿真结果,提取升力数据,最终可得到不



(a) Pressure cloud map in hovering state at 700 r/min



(b) Speed cloud map in hovering state at 700 r/min

图6 飞行器悬停姿态下的典型压力及速度云图

Fig.6 Typical pressure and velocity cloud maps of aircraft in hovering attitude

同转速下飞行器的总升力变化曲线和旋翼升力变化曲线。计算结果如图7所示。

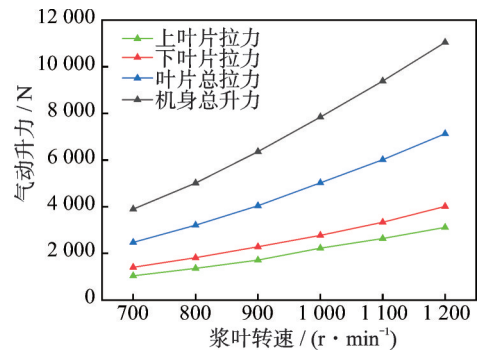


图7 不同转速下的气动升力变化曲线

Fig.7 Aerodynamic lift variation curves at different rotational speeds

由图7可知,随着转速的提高,飞行器的总升力大致呈线性增加。在1200 r/min的转速下,飞行器悬停时的机身总升力为11046.5 N,根据整机净质量及一般涵道无人机设计载重准则,需保证净质量与有效载荷比小于0.7,由此计算可得在不考虑飞行器机动性的情况下,该飞行器的最大起飞质量约为1127 kg,最大有效载荷可达663 kg。

另外可观察到,飞行器的全部升力并非仅限于旋翼升力。以1200 r/min转速为例,悬停状态下双旋翼仅贡献了65%的飞行器总升力,剩余升力则由飞行器机身所贡献。观察图6(b)的气流速度云图可以发现,在悬停状态下,飞行器外机身上侧进气面的空气流速显著高于下侧排气面空气流速,这种流速差异导致机身上下表面产生压差,从而为

飞行器提供了除旋翼升力之外的附加升力。此外,可观察到下旋翼叶片所产生的升力略高于上旋翼的叶片升力,这一现象可解释为:空气经过上旋翼叶片的加速作用后,其垂直方向的流速得以提高,进而提高了下旋翼叶片的进气迎角 α_d ,最终导致下旋翼叶片产生更大的升力。

3.2.2 前飞加速状态气动性能分析

实现飞行器操纵的方式与直升机类似:通过倾斜碟形飞行器,使飞行器的旋翼拉力产生水平方向的分力,从而实现飞行器的水平机动。为预估飞行器的水平机动速度,对平飞状态下的飞行器进行了气动仿真计算。

定义飞行器的机动方向与水平结构对称线的夹角为前飞偏转角 α ,如图8所示。仿真计算结果表明,如图9所示,当飞行器的前飞偏转角 α 大于 20° 时,整机所受气动阻力的绝对值开始逐渐增大,且阻力的方向也逐渐偏移。这一现象说明,在机身偏转角过大的情况下,外流场气流发生紊乱,机身稳定性快速下降,此时飞行器将难以保持稳定的前飞姿态。因此,规定前飞机动时机身的最大前飞偏转角 α 为 20° ,并以此偏转角为仿真飞行姿态角,计算前飞加速过程中整机的主要气动性能。

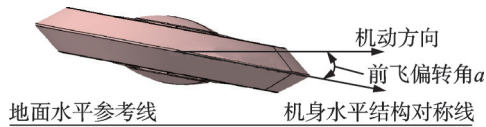


图8 飞行器水平机动姿态示意图

Fig.8 Schematic diagram of horizontal maneuvering attitude of aircraft

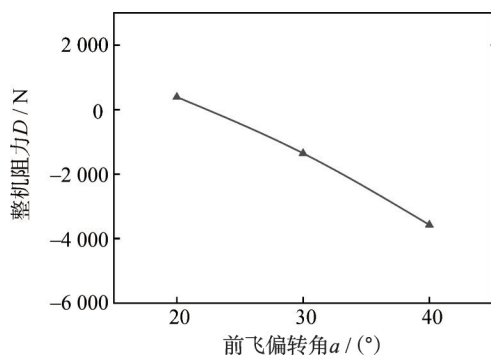


图9 不同机身偏转角时气动阻力变化

Fig.9 Aerodynamic drag variation diagram under different fuselage deflection angles

前飞加速状态下,定义旋翼转速为 $1\ 200\ \text{r/min}$,叶根安装角 ϕ 为 10° 。设定前飞速度由 $20\ \text{m/s}$ 逐渐增加到 $70\ \text{m/s}$, $20\sim 60\ \text{m/s}$ 区间以 $10\ \text{m/s}$ 为间隔、 $60\sim 70\ \text{m/s}$ 区间以 $5\ \text{m/s}$ 为间隔进行计算,最终得到了总升力与叶片拉力随前飞速度的变化曲线,如图10所示。

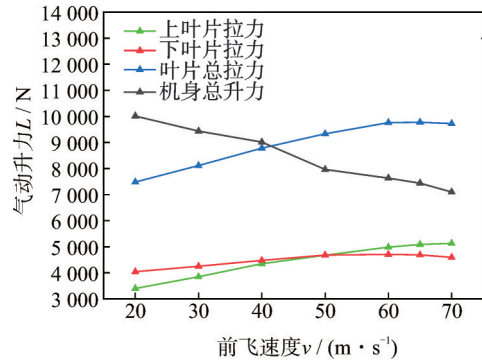


图10 前飞加速工况下的气动力变化曲线

Fig.10 Aerodynamic force variation curves under forward acceleration conditions

观察图10可以发现,随着前飞速度的提高,旋翼叶片产生的拉力逐渐提高。然而,由于流场的改变使飞行器上下表面压差减小,机身附加升力以更快的趋势下降,最终导致整机在垂直方向的总升力随着前飞速度的升高逐渐减小。这一规律表明,追求更高的机动速度将限制飞行器所能携带的有效载荷;另外可以观察到,当飞行器以 $443\ \text{kg}$ 的最小起飞质量并以 $65\ \text{m/s}$ 的速度前飞时,其在垂直方向仍能提供 $7\ 438\ \text{N}$ 的总升力,足以保证飞行器的整机稳定性,升力裕度为 41% ;而在 $70\ \text{m/s}$ 的速度下,升力裕度约为 35% 。综合考虑飞行器的额外任务载荷需求,以及需要为操控留出升力裕度,设定该飞行器的最大前飞速度为 $65\ \text{m/s}$,即 $234\ \text{km/h}$ 。

综上所述,该飞行器的旋翼设计工作转速为 $1\ 200\ \text{r/min}$,根据有效载荷质量大小,前飞速度可维持 $144\sim 234\ \text{km/h}$,能根据任务目标灵活调整飞行器的工作载荷。例如在军用领域,飞行器既可搭载较轻的侦查设备或攻击武器执行突击侦查或攻击任务,也可装载物资执行中短程空中物资运输任务。

4 电磁驱动性能分析

通过气动仿真,可以计算得到维持飞行器在典型运行状态下所需的输出转矩。本文所研究的飞行器,其驱动原理是通过向均布在外旋转机身中的两组电磁线圈组通以受控交流电,使其产生或吸引或相斥的电磁力,进而驱动飞行器的上下旋转机身向相反方向旋转。为验证该驱动方案是否具备提供足够输出转矩的能力,并探索最优的线圈组参数配置,基于Ansoft maxwell软件,针对不同电磁线圈数量和磁通密度条件,对线圈组所能产生的转动转矩进行仿真计算。

为寻找性能最优的线圈数量,采用参数扫略寻优法进行仿真测试。首先选择4种数量不同的电磁线圈排布方案,分别设定每组电磁线圈的数量 n 为 $16, 24, 32$ 和 40 个,上下外旋转机身的内部各布

置一组电磁线圈;随后根据仿真计算结果,对性能表现较好的32~40数量区间进行加密抽样仿真,设定每组电磁线圈数量 n 分别为30、34、36和38个,再次进行仿真计算。以每组32个电磁线圈的方案为例,其排列方式如图11所示。

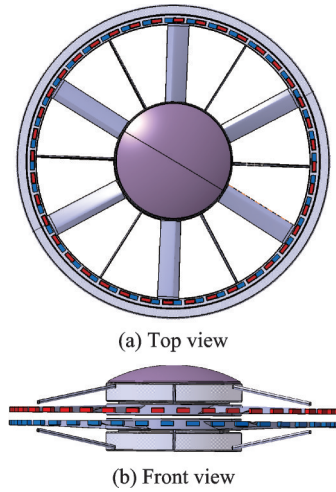


图11 飞行器电磁线圈布置方式
Fig.11 Layout of aircraft electromagnetic coils

工程经验表明^[18],电磁线圈的磁通密度在1~1.5 T之间。因此,分别针对1 T和1.5 T两种磁通密度环境,仿真计算得到不同电磁线圈数量排布方案下的电磁线圈组的磁感线分布矢量图、磁场强度分布云图,以及产生的驱动力矩。以每组32个电磁线圈的方案为例,在1.5 T磁通密度条件下,磁感线分布矢量图和磁场强度分布云图如图12所示。计算所得的转动力矩如表5所示。

由表5可知,电磁线圈组所产生的扭转力矩与电磁铁的磁通密度大小呈现出非线性的正相关;同时,随着单组电磁线圈数量的增加,其所能产生的静态转动力矩呈现出先上升后缓慢下降的趋势。根据第2节的计算,单个电磁线圈质量为1.26 kg,其余辅助设备质量为25 kg。由此可计算出不同电磁线圈数量下,动力系统的转矩密度,计算结果如图13所示。

由图13可知,随着电磁线圈数量的增加,转矩密度呈现先上升后下降的趋势。在测算的8个参数点位中,当单组电磁线圈数为34时,转矩密度达到峰值,此时电磁铁的输出效率最佳,故选定单组电磁线圈的数量为34个。

气动仿真结果表明,飞行器在固定转速和航速下平飞时,上下旋翼所承受的气动转矩并非恒定,而会在一定区间内发生波动。表6展示了飞行器在不同转速下悬停时,上下旋翼所承受的最大气动转矩;表7展示了在1 200 r/min转速下,不同平飞速度下,上下旋翼所承受的最大气动转矩。

由表5可知,单组34个电磁线圈的布置方案在

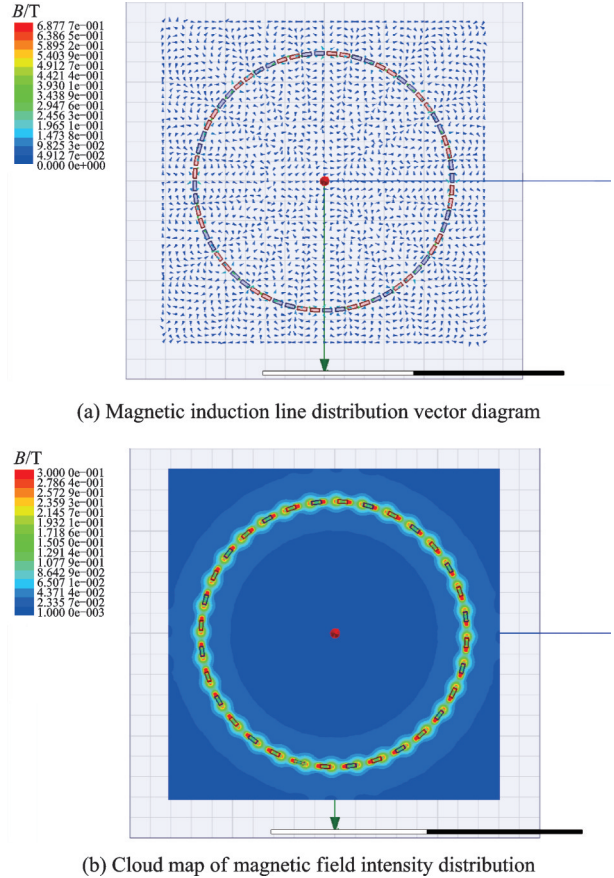


图12 电磁线圈周围磁感线和磁场强度计算结果($n=32$, 1.5 T)

Fig.12 Calculation results of magnetic induction lines and magnetic field strength around electromagnetic coils ($n=32$, 1.5 T)

表5 不同电磁线圈数量及磁通密度下产生的最大转矩
Table 5 Maximum torque generated under different numbers of electromagnetic coils and magnetic flux densities

磁通密度/T	单组电磁线圈数量 n	输出转矩/(N·m)
1	16	56.03
	24	618.82
	30	1 096.56
	32	1 494.43
	34	1 773.01
	36	1 778.62
	38	1 680.98
	40	1 586.29
1.5	16	119.32
	24	1 392.67
	30	2 599.50
	32	3 293.09
	34	3 736.56
	36	3 816.45
	38	3 716.99
	40	3 546.51

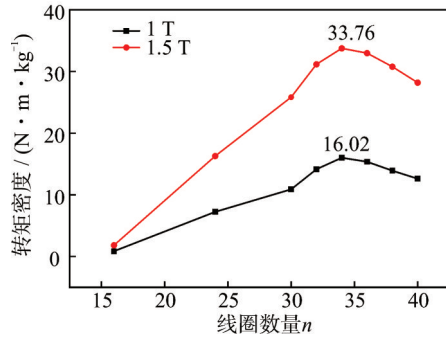


图 13 不同电磁线圈数量下的驱动系统转矩密度

Fig.13 Torque density of driving system under different numbers of electromagnetic coils

表 6 飞行器悬停状态下不同转速时旋翼最大气动转矩

Table 6 Maximum aerodynamic torque of rotor at different speeds during hovering of aircraft

悬停状态转速/ (r·min ⁻¹)	上旋翼最大气动 转矩/(N·m)	下旋翼最大气动 转矩/(N·m)
700	718.6	691.5
800	932.8	897.6
900	1 184.2	1 135.65
1 000	1 450.9	1 396.75
1 100	1 758.4	1 692.1
1 200	2 128	2 043.2

1.5 T 的磁通密度下能产生 3 736.56 N·m 的转矩,该力矩大于表 6 和表 7 中各工况下的叶片气动转

表 7 飞行器 1 200 r/min 转速下不同平飞速度时旋翼的最大气动转矩

Table 7 Maximum aerodynamic torque of rotor at different level flight speeds of aircraft at 1 200 r/min

前飞速度/ (m·s ⁻¹)	上旋翼最大气动 转矩/(N·m)	下旋翼最大气动 转矩/(N·m)
20	2145	1992.5
30	2 197.7	2 073.7
40	2 364.2	2 125.8
50	2 392.9	2 173.6
60	2 404.7	2 186.25

矩,且存在相当大的输出裕度,可以满足飞行器运行的需求。

将该飞行器驱动系统与当前正在应用或研发中的其他飞行器电推进系统电机进行比较,如表 8 所示^[13],可以发现,本飞行器所采用的边缘涵道驱动方案具备输出明显更高工作转矩的能力,同时,转矩密度达到 33.76 N·m/kg(图 13),也处于各型电机的第一梯队。在表 8 中,美国 Hinetics 公司设计的同步永磁电机数据优异,其功率预估可达 2.6 MW,最大转矩可达 8 000 N·m,转矩密度为 33 N·m/kg,这款电机采用了与本飞行器类似的“桨叶外缘驱动”设计方案^[19]。由此可见,本文所采用的驱动方案具有相当的实用和研究价值。

表 8 飞行器电推进系统电机参数^[13]

Table 8 Electric machine parameters of aircraft electric propulsion system^[13]

电机类型	制造商/研发机构	功率/kW	转速/(r·min ⁻¹)	转矩/(N·m)	转矩密度*/ (N·m·kg ⁻¹)	应用 状态
RFPMSN	Siemens	260	2 500	1 000	20	装机
RFPMSN	ENSTROJ - Slovenia	100	1 300	750	34	装机
PMSM		280	1 200~2 300	2 200~1 200	20~11	装机
PMSM	Rolls - Royce	2 500	14 500	1 650		样机
IM	The Ohio State University	1 000	4 000~5 000	2 400~1 900	24~19	样机
RFPMSM	Hinetics LLC	2 600	3 000	8 000	33	设计

注:“*”表示根据电机总质量计算的转矩密度。

5 结 论

本文提出一种碟形涵道飞行器的设计构想,该设计基于“边缘电磁驱动”方案,为中大型碟形飞行器提供了一种创新的电磁驱动策略。该驱动方案具备以下突出优势:

(1) 输出转矩明显高于传统飞行器推进电机,且飞行器尺寸越大,优势越明显。

(2) 具备较高的转矩密度,使运用该驱动方案的飞行器不但能输出大转矩,而且能将质量控制在合理范围。

本文依托该电磁驱动方案设计了一款验证飞行器,并对飞行器各项基础性能进行仿真验证,各项验证结果表明,这种边缘电磁驱动设计思路能在保证飞行器结构、气动性能的前提下,在 1.5 m 的驱动半径下为飞行器提供超过 3 700 N·m 的输出转矩,相较传统飞行器推进电机高出约 50%;同时,转矩密度达到 33.76 N·m/kg,处于现有与在研推进电机的第一梯队。综上所述,该驱动策略为中大型碟形飞行器的驱动设计提供了新的设计思路,具有重要的学术价值和实际应用前景。

参考文献:

- [1] PETER B. Current and future UAV military users and applications[J]. *Air & Space Europe*, 1999, 1(5/6): 51-58.
- [2] 严涵. 概念飞行器[J]. *航空世界*, 2003(4): 46-48.
YAN Han. Conceptual aircraft[J]. *Aviation World*, 2003(4): 46-48.
- [3] RAYMER D P, ZHANG M M, RIZZI A W, et al. Sparky flapjack: Aircraft design inspirations from the vought 173[C]//*Proceedings of the 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*. Grapevine: AIAA, 2017: 1184.
- [4] 于军力, 王林林, 高歌. 碟形升力体飞行器气动特性[J]. *北京航空航天大学学报*, 2010, 36(2): 198-201.
YU Junli, WANG Linlin, GAO Ge. Investigation of aerodynamic characteristics on saucer-shaped lifting-body[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2010, 36(2): 198-201.
- [5] FEDRIGO D F G, GOBATO R, GOBATO A. Avrocar: A real flying saucer[EB/OL]. (2015-07-24). <https://doi.org/10.48550/arXiv.1507.06916>.
- [6] MURPHY D W, CYCON J. Applications for mini VTOL UAV for law enforcement[C]//*Proceedings of Sensors, C3I, Information, and Training Technologies for Law Enforcement*. Boston, MA: SPIE, 1999: 35-43.
- [7] 任小璐. 涵道式无人飞行器建模与控制方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.
REN Xiaolu. Research on modeling and control method of ducted unmanned aerial vehicle[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014.
- [8] 雷国东, 徐悦, 陈少军, 等. 固定翼民机的新能源关键技术研发现状与展望[J]. *航空科学技术*, 2024, 35(1): 2-14.
LEI Guodong, XU Yue, CHEN Shaojun, et al. Research and development status and prospect of the alternative energy key technologies for the fixed-wing civil aircraft[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2024, 35(1): 2-14.
- [9] MANZOOR T, XIA Y, ALI Y, et al. Flight control techniques and classification of ducted fan aerial vehicles[J]. *Control Theory Applied*, 2022, 39(2): 201-221.
- [10] FLEYE. Aerobot SA: Fleye[Z]. 2017. <https://www.kickstarter.com/projects/gofleye/fleye-your-personal-flying-robot>.
- [11] 王旭泉. 双旋翼碟形飞行器的结构设计及性能研究[D]. 马鞍山: 安徽工业大学, 2020.
WANG Xuquan. Structural design and performance study of twin-rotor saucer-shaped aircraft[D]. Ma'an-shan: Anhui University of Technology, 2020.
- [12] JIA-RICHARDS O, HAMPL S K, LOZANO P C. Electrostatic levitation on atmosphere-less planetary bodies with ionic-liquid ion sources[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2021, 58(6): 1694-1703.
- [13] 张卓然, 陆嘉伟, 张伟秋, 等. 飞机电推进系统高效能电机及其驱动控制技术[J/OL]. *中国电机工程学报*, 2023: 1-22 [2024-03-07]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2107.TM.20230706.1138.002.html>.
ZHANG Zhuoran, LU Jiawei, ZHANG Weiqiu, et al. High-performance electric machine and drive technologies for aircraft electric propulsion systems[J/OL]. *Proceedings of the CSEE*, 2023: 1-22 [2024-04-07]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2107.TM.20230706.1138.002.html>.
- [14] MOLLER. M200G Volantor[Z]. 2023. https://en.wikipedia.org/wiki/Moller_M200G_Volantor
- [15] 柳蒨春, 王志强, 李传鹏, 等. 多涵道无人机设计及悬停性能数值仿真[J]. *南京航空航天大学学报*, 2023, 55(4): 658-666.
LIU Shichun, WANG Zhiqiang, LI Chuanpeng, et al. Design of multi-ducted UAV and its numerical simulation on hover performance[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2023, 55(4): 658-666.
- [16] 王学春, 刘一帆, 赵国娇. 民用飞机复合材料加筋壁板制造技术研究[J]. *化纤与纺织技术*, 2022, 51(11): 50-52.
WANG Xuechun, LIU Yifan, ZHAO Guojiao. Research on manufacturing technology of composite stiffened panel for civil aircraft[J]. *Chemical Fiber & Textile Technology*, 2022, 51(11): 50-52.
- [17] 彭公秋, 钟翔屿, 李国丽, 等. 两种规格预浸料及其复合材料性能对比研究[J]. *化工新型材料*, 2021, 49(10): 146-149.
PENG Gongqiu, ZHONG Xiangyu, LI Guoli, et al. Comparative study on property of two kinds of prepreg and composite[J]. *New Chemical Materials*, 2021, 49(10): 146-149.
- [18] 陈强. 超高速悬浮系统设计及其控制技术研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2018.
CHEN Qiang. Research on design and control technology of ultra-high speed suspension system[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2018.
- [19] YOON A K, LOHAN D, ARASTU F, et al. Direct drive electric motor for STARC-ABL tail-cone propulsor[C]//*Proceedings of AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum*. Indianapolis: AIAA, 2019: 4516.