

DOI:10.16356/j.2097-6771.2026.02.004

半倾转 eVTOL 总体设计与过渡特性分析

王子琪, 徐明, 孙东红, 张威, 邱良军

(中国直升机设计研究所, 天津 333001)

摘要: 半倾转构型是电驱动垂直起降飞行器(Electric vertical take-off and landing, eVTOL)的一种常用构型,因此需要对其总体参数设计规律、总体参数优化方法以及过渡飞行功率特性进行研究。首先,提出了一种使用纵向配平框架的半倾转构型性能算法,采用升力旋翼和平尾融合算法解决操纵冗余问题。然后,通过试验数据对比,验证了算法的精度。接下来,使用该性能算法并结合重量模型,分析了各项总体参数、电池能量密度的变化对空机重量、重量效率的影响,并针对特定需求得到了一套满足要求的总体参数。最后,使用半倾转构型性能算法对过渡状态下的功率、迎角、加速度进行扫描,通过分析计算结果,定性选择过渡路径,并通过优化加速度降低过渡过程的能量消耗,得到了过渡过程中剩余功率的变化趋势,为半倾转构型 eVTOL 的设计与工程研制提供了可参考的研究思路。

关键词: 半倾转构型;电驱动垂直起降飞行器;性能算法;总体参数设计;特性分析

中图分类号:V212.4 文献标志码:A 文章编号:1005-2615(2026)02-0285-10

Overall Parameter Design and Transition Characteristics Analysis of Lift-Tilt eVTOL

WANG Ziqi, XU Ming, SUN Donghong, ZHANG Wei, QIU Liangjun

(China Helicopter Research and Development Institute, Tianjin 333001, China)

Abstract: The lift-tilt configuration represents a prevalent architectural solution for electric vertical take-off and landing (eVTOL) aircraft. Consequently, systematic investigations into its general parameter design principles, optimization methodologies, and transition flight power characteristics are imperative to inform the design process. This paper proposes a performance analysis algorithm for lift-tilt configurations based on a longitudinal trim framework, wherein a lift rotor-horizontal tail fusion algorithm is developed to address the control redundancy issue. The predictive accuracy of the proposed algorithm is validated through comparison with experimental data. Subsequently, by integrating this performance algorithm with a weight estimation model, the influences of general parameter variations and battery energy density on empty weight and weight efficiency are quantitatively analyzed, yielding a set of general parameters that satisfy specific mission requirements. Furthermore, comprehensive parametric sweeps of power, angle of attack, and acceleration during the transition regime are conducted utilizing the proposed algorithm. Through detailed analysis of the computational results, the transition trajectory is qualitatively determined, and the energy consumption during the transition phase is minimized via acceleration optimization. Additionally, the variation trend of excess power throughout the transition process is characterized, thereby providing a systematic research framework and technical reference for the conceptual design and engineering development of lift-tilt eVTOL aircraft.

收稿日期:2025-08-01;修订日期:2026-01-15

通信作者:徐明,男,高级工程师,E-mail:1033257067@qq.com。

引用格式:王子琪,徐明,孙东红,等.半倾转 eVTOL 总体设计与过渡特性分析[J].南京航空航天大学学报(自然科学版),2026,58(2):285-294. WANG Ziqi, XU Ming, SUN Donghong, et al. Overall parameter design and transition characteristics analysis of lift-tilt eVTOL[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics (Natural Science Edition), 2026, 58(2):285-294.

Key words: lift-tilt configuration; electric vertical take-off and landing (eVTOL) aircraft; performance algorithm; overall parameter design; characteristics analysis

随着新能源产业的飞速发展和“低空经济”的兴起,电驱动垂直起降飞行器(Electric vertical take-off and landing, eVTOL)逐渐具备军、民用价值和广阔的市场前景。目前 eVTOL 的总体构型主要分为多旋翼、复合翼、半倾转(倾转旋翼+升力旋翼)、全倾转等^[1-4]。其中半倾转构型结合了倾转旋翼与升力旋翼的特点,诸多 eVTOL 设计研发机构选择将半倾转构型作为其重点发展的构型,研发了如 Archer midnight, Archer Maker, Vertical VX4, 沃飞 AE200 等型号。

国内外学者对 eVTOL 的理论与工程实践均取得了显著进展。中国直升机设计研究所邓景辉指出,通过分布式电推进降低气动干扰噪声约 15 dB,但旋翼-机翼干扰仍是难点^[5]。文献[6]研究显示,矢量推力构型需解决气动稳定性问题,多依赖高精度 CFD 模拟与风洞试验。文献[7]对不同构型进行了分类,并给出了一种在概念设计阶段初步设计 eVTOL 总体参数的方法。

国内外学者针对半倾转构型 eVTOL 的研究成果相对较少,韩国宇航研究机构 KARI 在其研制的单座半倾转构型 eVTOL 中应用了 CFD 与 BEMT 法相结合的旋翼性能评估与设计方法,提高了倾转螺旋桨在下降、轴流状态性能计算的数值稳定性^[8]。同时 KARI 基于其半倾转飞行器项目 OPPAV,利用开源软件 SUAVE 开发了一种低复杂度的半倾转 eVTOL 性能分析工具,并将分析结果与试验结果进行了对比,同时该工具建立了半倾转构型的能量网络,具备了任务性能分析能力^[9]。文献[10]针对半倾转构型的总体参数进行了敏感性分析,认为电池重量、翼展以及弦长对最大起飞重量有着显著的影响,其中电池重量的影响最为显著。在续航能力方面,电池的能量密度越高,航程越大;然而,机翼安装角的增加、更大的翼尖弦长以及更重的电池组可能会对整体续航性能产生不利影响。但是其使用的飞行性能计算程序较为简单,且起降阶段的能量消耗比例为固定值。

国内学者田洪源等^[11]针对半倾转 eVTOL 多舵面带来的操作冗余与倾转过渡轨迹相耦合问题,开展了基于最优控制理论的舵面分配与动态倾转过渡轨迹优化研究。将飞行器过渡倾转过程的轨迹优化问题转化为非线性动态最优控制问题,并开展了多次优化过程,优化结果显示,相比于先确定

配平结果,再选择过渡路径的传统方法,最优控制优化结果的姿态稳定性与操纵负荷得到了显著的提升。但国内针对半倾转构型 eVTOL 总体参数和功率特性的研究成果较少。

由于半倾转 eVTOL 同时引入了倾转旋翼与升力旋翼,所以在操纵分配、总体设计、功率特性方面与其他 eVTOL 构型有较大的区别。倾转旋翼与升力旋翼的参数设计对空机重量、飞行性能有着不同的影响,需要开展敏感性分析。另一方面,在过渡飞行过程中,半倾转 eVTOL 的功率特性与其他构型存在差别,由于升力旋翼与机身固连,其桨盘迎角与机身迎角直接相关,同时机身迎角还受到倾转旋翼的影响,关系较为复杂,需要开展过渡走廊内倾转旋翼、升力旋翼、整机功率特性分析。

本文基于纵向配平算法架构发展了一种适用于半倾转构型 eVTOL 的性能算法。该纵向配平算法架构计算速度快,初值依赖性低,计算值与试飞值吻合较好。本文在该架构基础上,增加了半倾转 eVTOL 构型的倾转旋翼和升力旋翼,采用升力旋翼、平尾融合算法解决操纵冗余问题,最终得到了半倾转构型 eVTOL 性能算法,并将该算法计算值与试飞值进行了对比,对比结果显示误差较小。然后,使用该半倾转构型 eVTOL 性能算法,对半倾转 eVTOL 进行了总体参数设计方法分析,给出重量模型后,分析了设计参数对空机重量的影响,以及能量密度对整机的影响。最后设定指标约束,以重量风险最小、距原准数据最近为目标,求得总体参数。最后,使用半倾转构型 eVTOL 性能算法,对半倾转构型 eVTOL 过渡状态下的功率、迎角、加速度进行了扫描,分析了在过渡状态下半倾转构型具有的特性,并对过渡路径的选择进行了定性讨论。

1 半倾转构型 eVTOL 总体布局

通常半倾转构型电驱动垂直起降飞行器总体构型主要采用倾转旋翼、升力旋翼、上单翼和尾翼的气动布局,机翼设置有襟、副翼,尾翼设置有操纵舵面,一般升力旋翼采用变转速控制,倾转旋翼采用变总距控制。图 1 以 Midnight 为例给出了半倾转 eVTOL 的典型气动面布局,图 2 给出了半倾转 eVTOL 在不同模式下的形态。

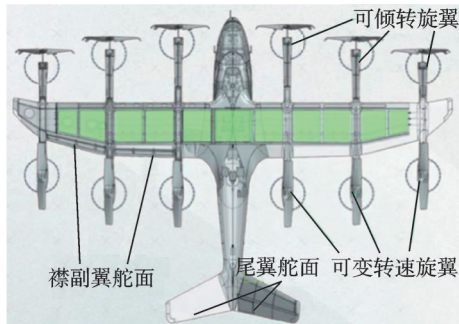


图 1 半倾转 eVTOL 基本构型示意图

Fig.1 Aerodynamic configuration of lift-tilt eVTOL

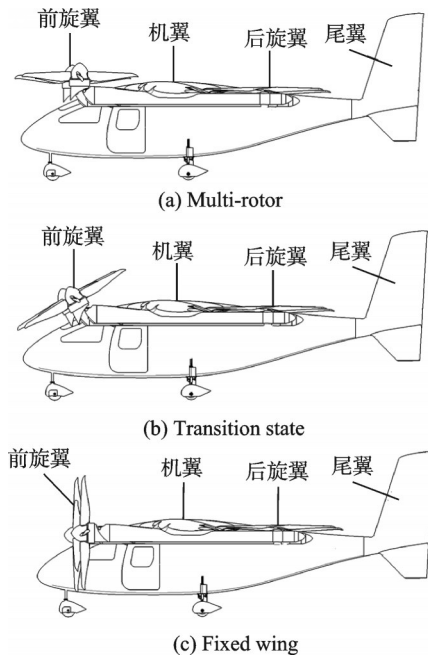


图 2 不同模式下纵向配平操纵方式

Fig.2 Longitudinal trim control methods under different modes

2 半倾转构型 eVTOL 性能算法与验证

2.1 纵向配平算法架构

纵向配平算法的实质是求解某一飞行状态机身坐标系下航向力 F_x 、垂向力 F_z 、俯仰力矩 M_y 关于 3 个未知量的非线性方程组^[12]

$$\begin{bmatrix} F_x(X_1, X_2, X_3) \\ F_z(X_1, X_2, X_3) \\ M_y(X_1, X_2, X_3) \end{bmatrix} = 0 \quad (1)$$

本文提出一种基于修正牛顿法的纵向配平算法架构。该算法使用叶素法对旋翼进行建模,通过旋翼塔试验与旋翼风洞试验修正旋翼模型,得到旋翼力、轴功率等旋翼信息。使用机翼气动系数解析模型对机翼、平尾进行建模,通过风洞试验数据修正机翼模型、平尾模型,得到机翼、平尾的升阻力、力矩特性。结合风洞试验得到的机身升阻力特性建立式(1)非线性方程组,使用修正牛顿法对该方程组进行

求解配平,得到不同飞行状态下的迎角、功率、操纵量等收敛的配平结果。并最终根据功率限制、能量限制给出飞行性能计算结果,其配平计算流程见图 3。该配平算法架构的主要创新点如下:

(1)采用线性化代理模型将强非线性模型(如诱导速度、尾桨力、推力桨力、上/下旋翼功率、总距等)在修正牛顿法的一个迭代周期内替换,将收敛性差和计算成本大的旋翼模型完全排除,提高算法在全飞行包线内的收敛性。

(2)为使该算法可应用于多种构型的配平计算,将全机配平方程抽象、分解为各部件力和力矩,增强算法的模块化,为多构型分析论证和算法的进一步发展提供了便利。

(3)将求解焦点由传统的旋翼操纵量改为部件状态量(如旋翼拉力、旋翼纵向挥舞角、机身迎角等),使模型求解更加直接,收敛性进一步加强。

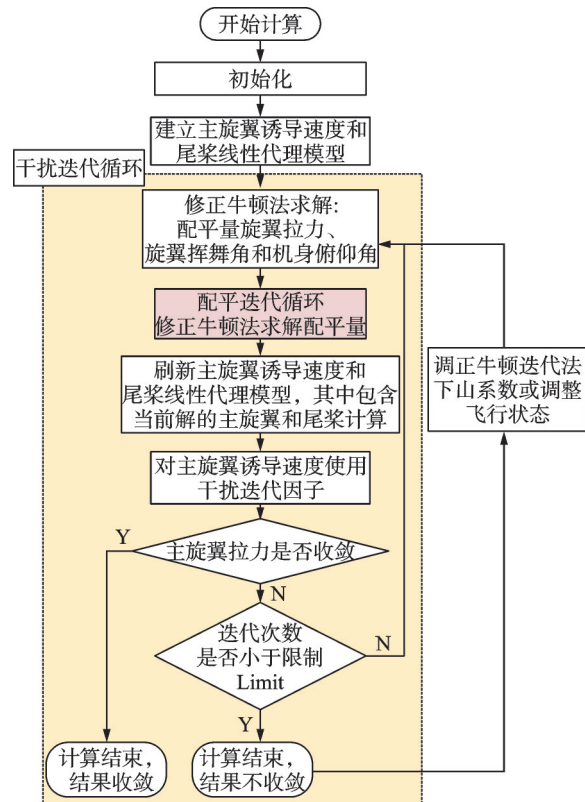


图 3 纵向配平算法计算流程

Fig.3 Computational process of the longitudinal trim algorithm

本文基于纵向配平算法架构,得出了半倾转构型配平算法,该算法将倾转旋翼、升力旋翼拉力状态替代总距、转速操纵进行配平,整机气动力迭代收敛后再反向求出总距与转速。该算法自变量为倾转旋翼拉力、升力旋翼拉力、迎角、尾翼舵面偏角,通过全机纵向 F_x 、 F_z 、 M_y 迭代收敛后,给出全机各状态值。

对于半倾转构型,在过渡阶段其俯仰操纵存在

冗余,俯仰角由升力旋翼总距(或转速)与平尾舵偏角共同控制,二者的操纵权限比例由操纵策略确定。本文将求解目标由操纵量变为升力旋翼拉力和平尾舵偏角加权值,设计操纵权限参数,将升力旋翼转速和平尾舵偏量通过加权方式整合为纵向加权操纵量 α 加权,从而减少1个未知量,将配平主方程的未知量恢复为3个,即式(1)中的自变量 X_1 、 X_2 、 X_3 分别为倾转旋翼拉力、迎角、升力旋翼拉力尾翼舵面偏角加权值。

2.2 性能算法悬停功率试飞验证

根据上述半倾转eVTOL垂直起降飞行器性能算法,对一款电动半倾转eVTOL垂直起降飞行器开展飞行性能计算,计算值与试飞值的对比如表1所示,结果使用统一的额定功率、额定转速进行无量纲化处理。通过对比实际试飞值与计算值可以看出,该算法性能计算误差较小,试飞数据与计算数据较吻合,可以基于此算法进行相关分析工作。

表1 试飞值与计算值对比

Table 1 Comparison of flight test values and calculated values

| 状态 | 参数 | 倾转旋翼功率/% | 升力旋翼功率/% | 升力旋翼转速/% | 总功率/% |
|------------|-----|----------|----------|----------|-------|
| 悬停 | 试飞值 | 82.4 | 69.9 | 109.2 | 76.1 |
| | 计算值 | 77.1 | 70.0 | 112.3 | 73.6 |
| | 误差 | 5.3 | -0.1% | -3.1 | 2.5 |
| 2 m/s多旋翼飞行 | 试飞值 | 71.7 | 73.1 | 100.0 | 72.4 |
| | 计算值 | 75.7 | 70.3 | 101.5 | 73.0 |
| | 误差 | -4.0 | 2.8 | -1.5 | -0.6 |
| 4 m/s多旋翼飞行 | 试飞值 | 75.7 | 70.3 | 101.5 | 73.0 |
| | 计算值 | 77.7 | 70.8 | 99.2 | 74.2 |
| | 误差 | 4.3 | 0.8 | -2.0 | 2.5 |

3 总体参数设计

3.1 总体参数设计方法

总体参数设计是一种通过扫描设计变量域从而得到满足性能要求的一组可行解的飞机初步设计方法。迭代过程中使用部件重量估计模型,估算在不同设计变量下的空机重量,以降低最终总体参数设计结果的重量风险^[13]。

电驱动垂直起降飞行器的总体参数设计与传统直升机有较大区别。首先,电驱动垂直起降飞行器的航程是总体参数设计需要重点考虑的指标,指标约束较为单一。其次,新构型、新能源、新技术的引入使得部件重量模型与传统直升机有较大区别。

并且,当前高压电池成组能量密度约为0.72 MJ/kg,相比航空煤油的热值(约42 MJ/kg)来说,存在数量级的差异。因为如此巨大的能量密度差异,导致电驱动垂直起降飞行器在进行总体参

数设计时极易陷入“重量雪球效应”。所以需要进行更为精细的总体参数设计降低重量风险。

本文利用上一节描述的性能算法,并使用Isight完成重量模型耦合分析工作。设计变量包括桨盘载荷(RotorLoad)、倾转旋翼过载系数(g_f)、升力旋翼过载系数(g_b)、机翼翼载荷(WingLoad)、机翼翼展弦比(AR)。

旋翼桨尖速度(V_{tip})为预设值,主要考虑电驱动垂直起降飞行器需要具有低噪声的特性,桨尖速度为硬限制。

构建的Isight模型本质上是构建最大起飞重量与设计变量的函数

$$GW_{k+1} = f(GW_k, \text{RotorLoad}, g_f, g_b, \text{WingLoad}, \text{AR}) \quad (2)$$

可以采用不动点迭代法,对最大起飞重量进行迭代求解。

3.2 重量模型

对于电驱动垂直起降飞行器,其主要空机重量组成为

$$EW = W_{\text{结构}} + W_{\text{电力}} + W_{\text{电推进}} + W_{\text{电气}} + W_{\text{机载设备}} \quad (3)$$

式中: $W_{\text{结构}}$ 为机体结构重量; $W_{\text{电力}}$ 为电力系统重量; $W_{\text{电推进}}$ 为电推进系统重量; $W_{\text{电气}}$ 为电气系统重量; $W_{\text{机载设备}}$ 为飞控、航电、测控数据链系统的总重量。下面重点说明电驱动垂直起降飞行器机体结构、电力系统、电推进系统的重量估算方法。

$W_{\text{结构}}$ 为机体结构重量,其中主要包括机翼、机身、尾翼、动力短舱、内饰、抗坠毁座椅和起落架。本文使用飞机设计手册中适用CCAR-23部的轻型民用飞机Torenbeek法机翼、机身、尾翼重量估算模型^[14],起落架与内饰重量估算模型使用Cessna方法。抗坠毁座椅采用以往成熟的产品重量。动力短舱是半倾转构型特有的结构,暂无统计数据,所以采用原准法估算。

$W_{\text{电力}}$ 为电力系统重量,其中主要包括高压电池组、高压配电盒、电池热管理系统。高压电池组重量可用能量密度计算,同时需要校核最大放电倍率是否能满足最大悬停高度的需用功率。

$W_{\text{电推进}}$ 为电推进系统重量,其中主要包括旋翼系统、旋翼驱动电机、电控、倾转机构。旋翼系统重量使用下式估算

$$W_{\text{旋翼}} = W_{\text{旋翼-原准}} \left(\frac{R}{R_{\text{原准}}} \right)^{2.7} \left(\frac{c}{c_{\text{原准}}} \right) \left(\frac{\omega}{\omega_{\text{原准}}} \right)^{1.2} \quad (4)$$

式中: $W_{\text{旋翼-原准}}$ 为原准机型的旋翼重量; R 为旋翼半径; $R_{\text{原准}}$ 为原准机型旋翼半径; c 为旋翼弦长; $c_{\text{原准}}$ 为原准机型旋翼弦长; ω 为旋翼转速; $\omega_{\text{原准}}$ 为原准机型旋翼转速。

旋翼驱动电机一般为低转速直驱电机,该类电

机主要受扭矩限制,所以使用扭矩密度估算电机重量。电控重量与电机重量成一定比例,可根据电机重量估计。

3.3 总体参数对空机重量的影响

电驱动垂直起降飞行器一般是民用飞行器,设计时需要考虑制造成本,空机重量一般是衡量成本的重要参数^[15]。本文使用以上总体参数设计模型与重量估算模型,探究桨盘载荷(RotorLoad)、倾转旋翼过载系数(g_f)、升力旋翼过载系数(g_b)、机翼翼载荷(WingLoad)、机翼展弦比(AR)对空机重量的影响,图 4~6 为随不同参数变化空机重量的变化趋势,可以看出其存在以下特征:

(1)随机翼展弦比(AR)、机翼翼载荷(WingLoad)、桨盘载荷(RotorLoad)的增加,空机重量存在最小值,取得最小值的设计参数与重量模型原准值相关,所以需要谨慎选取原准值重量。

(2)随倾转旋翼过载系数(g_f)、升力旋翼过载系数(g_b)的增加,空机重量单调增加。

(3)通过组合机翼展弦比(AR)、机翼翼载荷(WingLoad)、桨盘载荷(RotorLoad)能够取得最小空机重量。

综上,若想取得最小空机重量,需要合理设计机翼展弦比(AR)、机翼翼载荷(WingLoad)、桨盘载荷(RotorLoad),且倾转旋翼过载系数(g_f)、升力旋翼过载系数(g_b)在满足最大起飞高度指标的情况下尽可能取小值。

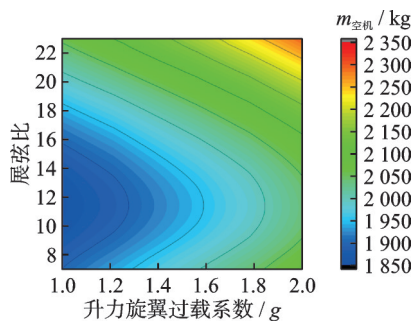


图 4 空机重量随升力旋翼过载系数与展弦比变化的等高线图
Fig.4 Contour map of empty weight varying with lift rotor overload factor and aspect ratio

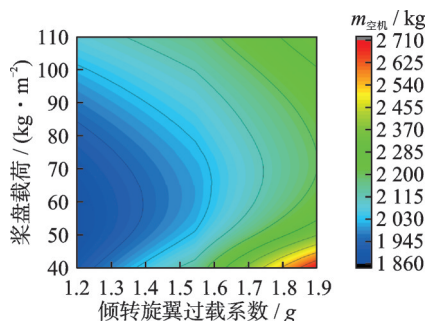


图 5 空机重量随倾转旋翼过载系数与桨盘载荷变化的等高线图
Fig.5 Contour map of empty weight varying with tilt rotor overload factor and disk load

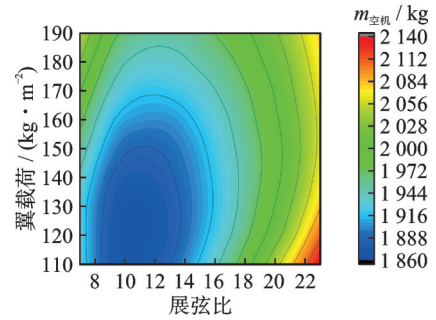


图 6 空机重量随翼载荷与展弦比变化的等高线图
Fig.6 Contour map of empty weight varying with wing load and aspect ratio

3.4 高压电池组能量密度对重量风险、重量效率的影响

由于前述高压电池组能量密度过低问题造成的“重量雪球效应”,使得总体参数设计时可行域过窄,甚至无可行域。针对本文给出的指标要求,能量密度需达到 0.23 kWh/kg 时才存在重量风险($m_{风险}$)较低的总体参数。图 7 显示了本文提出的指标不同高压电池组能量密度带来的重量风险。

为了分析高压电池能量密度对整机运载能力的影响,本文计算了不同能量密度、展弦比、倾转旋翼过载系数、翼载荷下的重量效率变化趋势。图 7 中显示了其他总体参数不变的情况下半倾转 eVTOL 重量效率随能量密度的变化曲线,可以看出,当前的能量密度(0.23 kWh/kg)处在重量效率较快速上升阶段,超过约 0.3 kWh/kg 后,重量效率上升变缓。

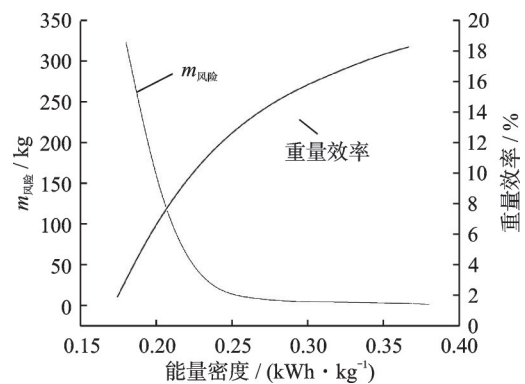


图 7 不同电池能量密度的重量风险变化
Fig.7 Curve of weight risk varying with battery energy density

图 8 为重量效率随展弦比、能量密度变化的等高线图,可以看出在能量密度一致的情况下,展弦比对重量效率的影响继承了对空机重量的影响,但由凹曲线形式转换为凸曲线形式,也即商载一致的情况下,空机重量与重量效率成反比。并且最优展弦比随着能量密度的升高而逐渐降低。

图 9 为重量效率随倾转旋翼过载系数、能量密度变化的等高线图,与前述规律相似,倾转旋翼过

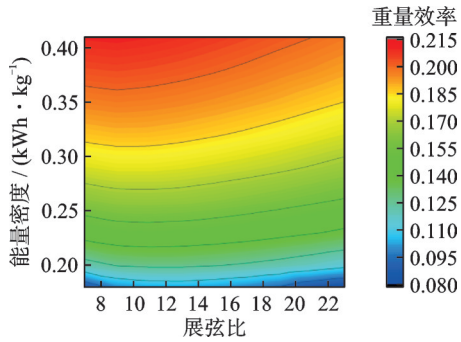


图 8 重量效率随展弦比、能量密度变化的等高线图

Fig.8 Contour map of weight efficiency varying with aspect ratio and battery energy density

载系数增加空机重量增加且重量效率降低。且等高线图中随着能量密度的上升等高线逐渐稀疏,也即倾转旋翼过载系数在重量效率上带来的优势随着能量密度的提升而逐渐不明显。

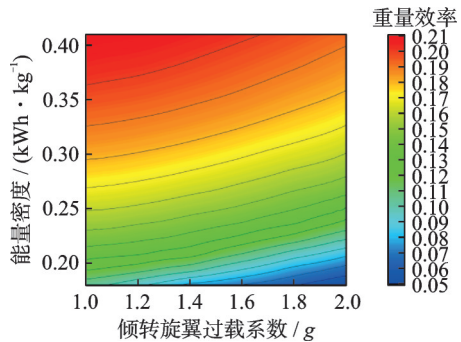


图 9 重量效率随倾转旋翼过载系数、能量密度变化的等高线图

Fig.9 Contour map of weight efficiency varying with tilt rotor overload factor and battery energy density

图 10 为重量效率随倾转旋翼过载系数、能量密度变化的等高线图,与前述规律相似,翼载荷与重量效率呈现凸函数关系,且在等高线图中,随着能量密度的上升等高线逐渐稀疏,也即翼载荷对重量效率的影响随着能量密度的提升而逐渐不明显。此类影响代表了参数敏感度的下降,设计可行域增加,设计自由度上升,这也是高压电池组能量

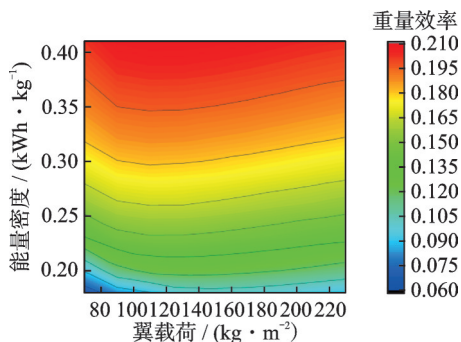


图 10 重量效率随翼载荷、能量密度变化的等高线图

Fig.10 Contour map of weight efficiency varying with wing load and battery energy density

密度上升带来的重要影响之一。

3.5 总体参数设计结果

使用上述总体参数设计方法,以重量风险最低、距离原准值最近为目标,对以下指标要求进行总体参数设计:乘客 4 位(按 80 kg/人计算),无行李,无驾驶员,航程 120 km。图 11 为各系统占空机重量的比值。表 2 为每个系统下各部件重量占空机重量的比例。表 3 为总体参数设计结果。

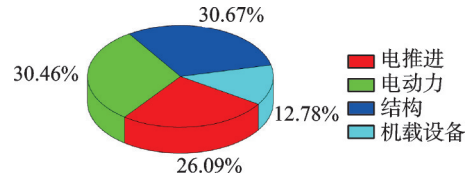


图 11 各系统占空机重量比例

Fig.11 Proportion of empty weight occupied by each system

表 2 各部件占空机重量比例

Table 2 Proportion of empty weight occupied by each equipment

| 部件 | 占空机重量比例/% |
|----------------|-----------|
| 机体结构 | |
| 短舱 | 4.06 |
| 尾翼 | 3.16 |
| 机身 | 6.40 |
| 尾翼 | 7.71 |
| 抗坠毁座椅 | 2.16 |
| 起落架 | 2.92 |
| 内饰、舱门、玻璃 | 2.85 |
| 面漆 | 1.41 |
| 电动力系统 | |
| 高压电池组 | 27.36 |
| 高压直流配电箱 | 1.41 |
| 电池热管理系统 | 1.69 |
| 电推进系统 | |
| 电机 | 15.08 |
| 电控 | 2.41 |
| 倾转机构 | 1.47 |
| 前旋翼桨叶、桨毂 | 4.62 |
| 后旋翼桨叶、桨毂 | 2.51 |
| 机载设备 | |
| 低压电气设备 | 8.73 |
| 襟副翼、尾翼舵机与伺服控制器 | 1.70 |
| 旋翼舵机 | 0.89 |
| 飞控计算机 | 0.21 |
| 测控设备 | 1.35 |
| 航电设备 | 1.14 |

4 过渡状态功率特性

4.1 过渡走廊功率、迎角特性

本文使用第 1 节所述半倾转 eVTOL 算法,使用上述总体参数,对过渡走廊附近的倾转旋翼功率、升力旋翼功率、总功率、迎角进行扫描。过渡走

表 3 总体参数设计结果

Table 3 Overall parameter result

| 参数 | 数值 |
|--|---------|
| 重量参数 | |
| $m_{\text{最大起飞}}/\text{kg}$ | 3 146 |
| $m_{\text{空机}}/\text{kg}$ | 2 826 |
| 倾转旋翼参数 | |
| 倾转旋翼数量/个 | 4 |
| 倾转旋翼桨叶片数/片 | 5 |
| 倾转旋翼半径/m | 1.445 |
| 倾转旋翼桨尖速度/ $(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$ | 140 |
| 倾转旋翼弦长/m | 0.142 3 |
| 升力旋翼参数 | |
| 升力旋翼数量/个 | 4 |
| 倾转旋翼桨叶片数/片 | 5 |
| 升力旋翼半径/m | 1.445 |
| 升力旋翼桨尖速度/ $(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$ | 140 |
| 升力旋翼弦长/m | 0.164 2 |
| 机翼参数 | |
| 机翼面积/ m^2 | 19.66 |
| 机翼展长/m | 14.02 |
| 电池参数 | |
| 电池能量密度/ $(\text{kWh}\cdot\text{kg}^{-1})$ | 0.24 |
| 电池电量/(kWh) | 184 |
| 电机参数 | |
| 旋翼电机额定功率/kW | 102 |
| 电机额定功率密度/ $(\text{kW}\cdot\text{kg}^{-1})$ | 1.8 |
| 全机尺寸 | |
| 全机长(机身长)/m | 8.9 |
| 全机宽(机翼展长)/m | 14.02 |
| 全机高/m | 3.7 |

廊下限由机翼失速迎角决定,过渡走廊上限由旋翼载荷决定。定义多旋翼模式为 90° 倾转角,固定翼模式为 0° 倾转角,计算结果如图 12~15 所示。

图中的旋翼功率比例为旋翼轴功率与电机额定功率的比例,超过 1 的比例代表该状态使用的功率处在电机额定功率到峰值功率之间。对于电机来说,该功率状态可使用的时间存在限制,该时间主要受限于电机温度。整机功率比例为倾转、升力旋翼功率加和后与两倍的电机额定功率的比值。

从图 12~14 可以看出,半倾转构型在过渡状态下,每一个倾转角均存在明显的功率低值。沿功率低值连线向前过渡可以保证有足够的功率裕度,以应对诸如单旋翼失效、突风等紧急情况,提高安全性。过渡路径示意线如图 14 中红色箭头所示。

从图 15 中可以看出,在倾转角 $50^\circ\sim 10^\circ$ 、小速度范围内,存在迎角峰值。迎角过大可能会导致飞机失速,虽然此时升力旋翼仍在工作,但失速带来的机身非线性气动力会影响飞控控制,带来较大的姿态变化,影响飞行安全和乘员舒适性。所以选择过渡路径(图 15 中黑色箭头)时应尽量避开此区域,且

过渡路径与图 14 中所示基本一致,图 15 中红色虚线为图 14 中的过渡路径。但若需要尽可能减少过渡飞行所消耗的能量,例如在电量不足、电机功率降级等险情导致的应急着陆下,可以选择红色虚线所示的过渡路径,从而减小过渡飞行的功率需求。

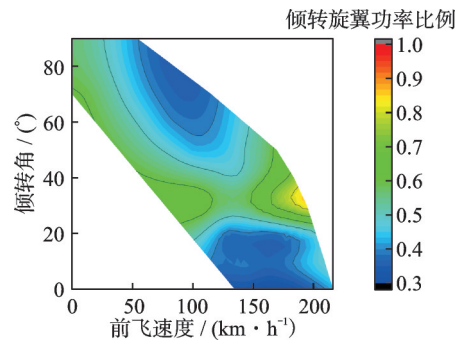


图 12 过渡状态倾转旋翼功率

Fig.12 Power of tilt rotor in transition state

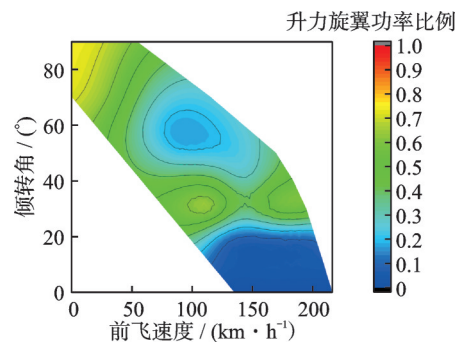


图 13 过渡状态升力旋翼功率

Fig.13 Power of lift rotor in transition state

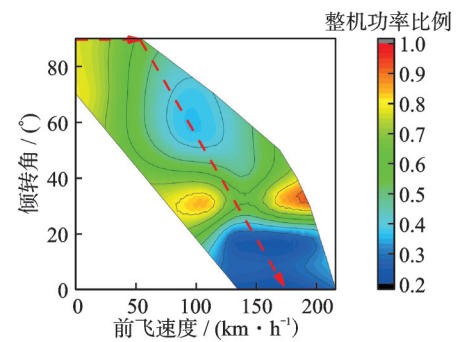


图 14 过渡状态整机功率

Fig.14 Power of whole aircraft in transition state

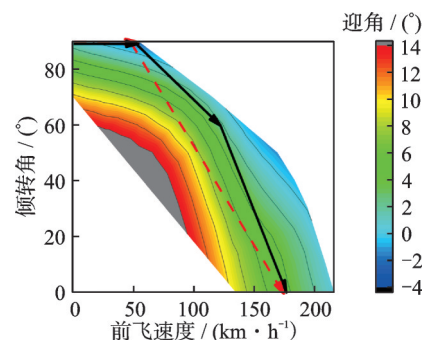


图 15 过渡状态迎角变化

Fig.15 Attack angle in transition state

4.2 过渡状态下稳定加、减速度特性

图 16 为倾转角 90° (多旋翼模式) 下, $0g$ 、 $0.05g$ 、 $0.1g$ 、 $0.15g$ 加速度对应的整机需用功率。可以看出, 同样的加速度增量, 带来的功率增量随着前飞速度的增加而增加。所以, 在多旋翼模式下, 使用相同时间加速至某一目标速度时, 低速飞行时使用较大加速度, 高速飞行时使用较小加速度, 可以降低能量消耗。图 18 给出了使用恒定加速度与使用优化加速度所消耗的能量对比图, 优化后约减少 7% 的加速能量消耗。

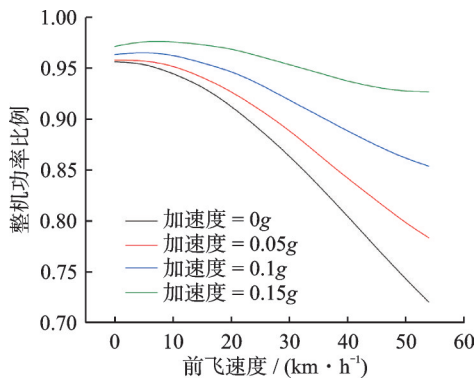


图 16 倾转角 90° (多旋翼模式) 加速特性
Fig.16 Acceleration feature with tilt angle of 90°

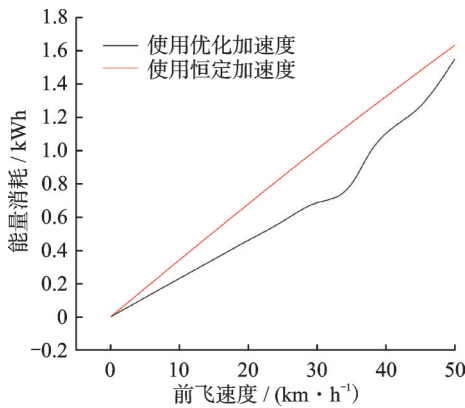


图 17 优化加速度与恒定加速度消耗能量对比
Fig.17 Comparison of energy consumption between optimized and constant acceleration

图 18~22 为倾转角 70° 、 60° 、 50° 、 40° 的加速度

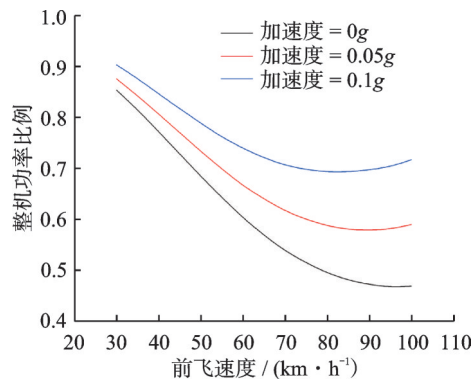


图 18 倾转角 70° 加速特性
Fig.18 Acceleration feature with tilt angle of 70°

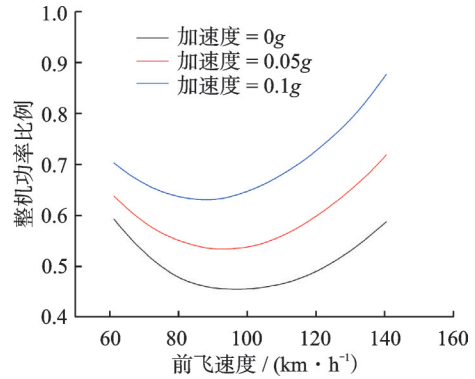


图 19 倾转角 60° 加速特性
Fig.19 Acceleration feature with tilt angle of 60°

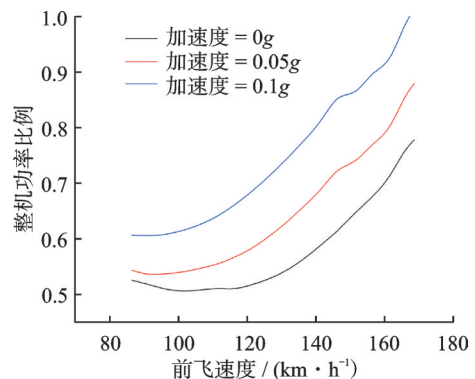


图 20 倾转角 50° 加速特性
Fig.20 Acceleration feature with tilt angle of 50°

特性。首先, 上述特性随着倾转角的减小而逐渐不明显, 等量的加速度差异, 功率差异随倾转角增加而变小, 也即使用恒定加速度不会带来明显更多的能量消耗。

其次, 注意到图 21 中倾转角 40° 时小前飞速度时 $0.05g$ 加速度功率低于 $0g$ 加速度功率。这主要是因为同一前飞速度加速时升力旋翼功率随加速度先降低后升高, 倾转旋翼功率随加速度单调增加, 小速度时倾转旋翼功率增加量小于升力旋翼功率降低量, 进而导致总功率在低速小加速度时出现一个低值, 如图 22 所示。

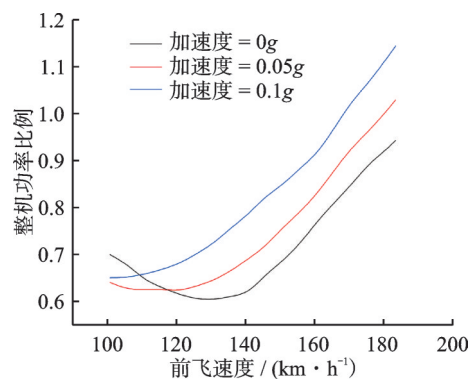


图 21 倾转角 40° 加速特性
Fig.21 Acceleration feature with tilt angle of 40°

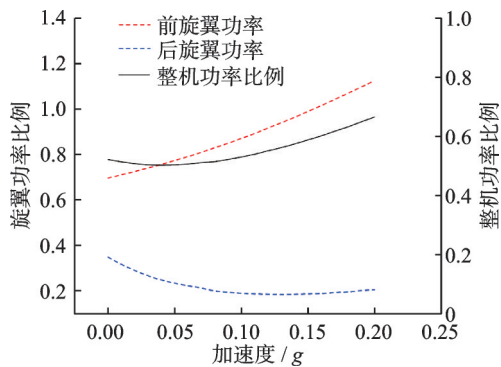


图22 倾转角 40° 低速前飞时不同加速度下的旋翼功率
Fig.22 Rotor power in different accelerations with tilt angle of 40°

综合图14与图18~21,在电机、电池功率限制下,过渡模式的剩余功率先上升后下降最后再上升,呈现“N”字型,原因分析如下:图23是将图18~21合并后的功率曲线,可以看出剩余功率先上升后下降是因为随着倾转角、前飞速度的增加,剩余功率先增加后减少。当升力旋翼停转或低转速运行时,全机基本转入固定翼模式,从图12、14中可以看出,此时总功率、倾转旋翼功率降低,剩余功率增加。

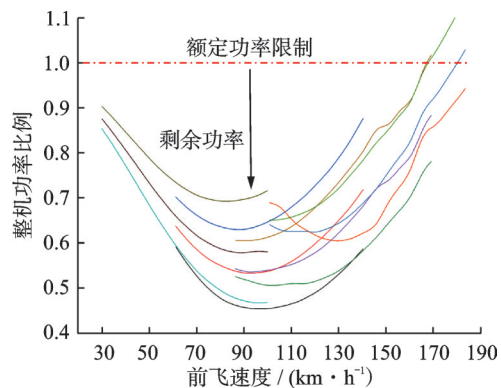


图23 不同加速度、不同倾转角合并图
Fig.23 Combined graph of different accelerations and different tilt angles

5 结 论

本文首先介绍了一种半倾转构型eVTOL性能算法,其使用了纵向配平方法,该算法计算速度快,初值依赖性低,计算值与试飞值的对比显示算法计算结果误差较小。然后使用半倾转构型eVTOL性能算法,对半倾转eVTOL进行了总体参数设计方法分析,给出了重量模型,并设定指标约束,求得最终总体参数。基于以上总体参数模型,分析了设计参数对空机重量的影响,同时分析了能量密度对总体参数的影响。最后,使用半倾转构型eVTOL性能算法,对半倾转构型eVTOL过渡状态下的功率、迎角、加速度进行了扫描,对过

渡路径的选择进行了定性论述,并分析了在过渡状态下半倾转构型具有的特性。得出了以下主要结论:

(1)若想取得最小空机重量,需要合理设计机翼展弦比、机翼翼载荷、桨盘载荷,且倾转旋翼过载系数和升力旋翼过载系数在满足最大起飞高度指标的情况下尽可能取小值。

(2)半倾转构型在过渡状态下,每一个倾转角均存在明显的功率低值。在倾转角 $60^\circ\sim 30^\circ$ 范围内,存在迎角峰值。选择过渡路径时应避开大迎角状态,且应具备足够的功率以应对突发状况。

(3)在多旋翼模式下,使用相同时间加速至某一目标速度时,低速飞行时使用较大加速度,高速飞行时使用较小加速度,可以降低能量消耗。该特性会随着倾转角的减小而逐渐不明显,也即使用恒定加速度不会带来明显的能量消耗增加。

(4)在电机、电池功率限制下,过渡模式的剩余功率先上升后下降最后再上升,呈现“N”字型。

参考文献:

- [1] YAN X, YUAN Y, CHEN R. Research on pilot control strategy and workload for tilt-rotor aircraft conversion procedure [J]. Aerospace (MDPI Publishing), 2023, 10(9):742.
- [2] MISRA A. A review on vertical take-off and landing (VTOL) tilt-rotor and tilt wing unmanned aerial vehicles (UAVs) [J]. Journal of Engineering, 2022. DOI: 10.1155/2022/1803638.
- [3] PAVAN N. Design of tiltrotor VTOL and development of simulink environment for flight simulations [D]. Madras: Indian Institute of Space Science and Technology, 2020.
- [4] BAUERSFELD L, SPANNAGL L, DUCARD G, et al. MPC flight control for a tilt-rotor VTOL aircraft [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2021, 57(4): 2395-2409.
- [5] 邓景辉. 电动垂直起降飞行器的技术现状与发展[J]. 航空学报, 2024, 45(5):47-69.
DENG Jinghui. Current technological status and development trends of electric vertical takeoff and landing aircraft [J]. Journal of Aeronautics, 2024, 45(5):47-69.
- [6] PARK D. Improvements in robustness and versatility of blade element momentum theory for UAM/AAM applications [J]. Aerospace, 2025, 12(8): 728.
- [7] UGWUEZE O, STATHEROS T, HORRI N, et al. An efficient and robust sizing method for eVTOL aircraft configurations in conceptual design [J]. Aerospace, 2023, 10(3): 311.
- [8] TAI M, LEE W, KIM D, et al. Improvements in ro-

- bustness and versatility of blade element momentum theory for UAM/AAM applications[J]. *Aerospace*, 2025, 12(8):728.
- [9] PEAK S-K, CHAE S, KANG H-J. Development of mission analysis tool for eVTOL aircrafts of lift-tilt concept[J]. *Korean Society for Aeronautical Space Science*, 2021, 49(10): 859-870.
- [10] WANG Y, MA W, CHEN Z. Sensitivity analysis for design parameters of electric tilt-rotor aircraft[J]. *Aerospace (MDPI Publishing)*, 2024. DOI: 10.3390/aerospace11040322.
- [11] 田洪源,鲁森魁,武上景.半倾转构型旋翼飞行器纵向操纵策略研究[J/OL].*北京航空航天大学学报*: 1-15[2025-11-09]. <https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2025.0514>.
TIAN Hongyuan, LU Senkui, WU Shangjing. Research on longitudinal manipulation strategy of partial tilting aircraft[J/OL]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*: 1-15[2025-11-09]. <https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2025.0514>.
- [12] 普劳蒂.直升机性能及稳定性和操纵性[M].高正,译.北京:航空工业出版社,1990.
- PROUTY K W. Helicopter performance, stability and control[M]. Translated by GAO Zheng. Beijing: Aviation Industry Press, 1990.
- [13] 朱清华,张呈林,倪先平,等.改进遗传算法的纵列式直升机总体参数优化设计[J].*南京航空航天大学学报*, 2006, 38(1):1-5.
ZHU Qinghua, ZHANG Chenglin, NI Xianping, et al. Improvement of genetic algorithm for columnar helicopter overall parameter optimization design[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2006, 38(1):1-5.
- [14] 陈俊章.飞机设计手册[M]//第8册,重量平衡与控制.北京:航空工业出版社,1999.
CHEN Junzhang. Aircraft design manual [M]//Volume 8, Weight Balance and Control. Beijing: Aviation Industry Press, 1999.
- [15] 彭名华.直升机总体多学科设计优化研究[D].南京:南京航空航天大学,2009.
PENG Minghua. Research on the overall multidisciplinary design optimization of helicopters [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2009.

(编辑:孙静)