

兼顾垂直起降及平飞的复合翼无人机总体气动设计

赵新新

(中电科芜湖钻石飞机制造有限公司,安徽 芜湖 241000)

摘要:针对某中型垂直起降无人机,本文一方面优选了大升力低雷诺数翼型,减小机翼面积,提升巡航点升阻比和整体性能。采用了基于求解 RANS 方程的方法获得了无人机的升力失速特性、阻力特性和操稳特性,为精准优化机翼、尾翼外形提供了基础。另一方面提出了四旋翼中心-无人机重心-无人机气动焦点的综合匹配设计方法及具体实现措施,通过预留长度可裁剪四旋翼撑杆实现四旋翼中心、尾翼力臂的局部调整,使上述三个参数达到预定的匹配目标。

关键词:复合翼、升阻比、操稳特性

【DOI】10.12231/j.issn.1000-8772.2021.11.235

1 引言

垂直起降飞行器是指兼具直升机方式垂直起降,并能以固定翼飞机方式前飞的飞行器。垂直起降飞机按技术方案可分为推力定向、推力换向两个类型。推力换向式飞机最为著名的是美国的 V-22 鱼鹰飞机,但也存在旋翼气动效率偏低、过渡过程中飞行稳定性差等问题。推力固定类垂直起降飞机安装了垂向的独立动力系统提供起飞阶段升力,结构简单,但废重较大,适合于速度低、重量小的无人机系统。

公开文献中对复合翼垂直起降无人机的总体方案研究较多,如文献[1]提出了一种固定翼和单旋翼的新型复合构型。文献[2]对复合翼布局中旋翼与机翼的气动干扰影响进行了计算与试验研究。对于面向工程实际性能优化和操稳特性设计尚不多见。

2 总体设计及性能优化

某中型垂直起降无人机采用了上单翼、双尾撑倒 V 字形尾翼的复合翼布局,无人机平飞时的飞行性能主要考虑续航性能和最大飞行速度。续航性能的理论计算公式为 Breguet 公式,对螺旋桨飞机而言其形式如下:

$$\text{Range} = \eta_p / C \cdot L/D \cdot \ln(W_0/W_1) \quad (1)$$

其中 η_p 为螺旋桨效率, C 为耗油率, L/D 为升阻比, W_0 为巡航初始重量, W_1 为巡航结束重量。

同时飞机平飞还应满足升力与重力平衡的约束条件,即:

$$W = L = 0.5 \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_L \quad (2)$$

从公式可见总体气动角度,续航性能提升主要需优化的方向是提升巡航时的 L/D 。 L/D 提升一方面可通过气动减阻实现,例如光滑的外形、减小外露机体浸润面积、增大机翼展弦比、加装翼梢等;另一方面往往被忽视的是提升飞机最大升力系数,降低机翼面积,使得飞机在设计巡航点的迎角(升力系数)更加接近优化点,而这个优化点往往对应着低速、较大迎角的状态,与较高速度的设计巡航点存在冲突。

总体气动设计首先需要确定翼载荷 W/S 。从公式(2)可见,对于确定的失速速度目标值,最大升力系数 $C_{L_{\max}}$ 越大,则所需的机翼面积越小。选取大升力的机翼翼型还需结合飞行的雷诺数范围。本文中无人机其飞行包线内雷诺数范围为 50 万-100 万,明显小于常规有人飞行器,因此其翼型选择也有所不同。基于翼型风洞试验数据资料,选择了适用于该雷诺数范围内的 DAE-11 翼型作为主翼型,数值计算结果表明无人机的最大升力系数达到了 1.5。无人机的展弦比一般应选择 10 以上,同时结合梢根比、后掠角等参数进行多种方案综合寻优。

无人机外形方案需要进行气动力评估,获得可信的升阻力特性、力矩稳定性等参数,并进行优化迭代。本文采用基于求解雷诺平均 Navier-Stokes 方程(RANS)的方法进行了无人机气动特性评估,网格数量约为 1200 万。数值迭代采用基于压力的耦合式解法,对流项采用二阶迎风格式离散,湍流模型为一方程 SA 模型。

无人机升阻力特性的计算结果见图 1。从升力特性计算结果可

见由于采用了大弯度翼型,全机 $C_{L_{\max}}$ 达到了 1.5,较大的 $C_{L_{\max}}$ 尽量地减小了对机翼面积的需求。无人机的 L/D 最大值为 12.8,但出现在 $C_L=1.0$ 的较大迎角状态,而设计巡航点 $V=120\text{km/h}$ ($C_L=0.45$) L/D 量值降低为 8.8。无人机飞行速度越大则 C_L 越小,因此通过减小机翼面积可使得大速度时无人机 L/D 增加,大速度性能得到提升。若所选的翼型 $C_{L_{\max}}$ 降低,按照公式(2)无人机将采用更大的机翼面积 S 来满足低速飞行的需求,则巡航飞行时 C_L 进一步降低,巡航 L/D 也随之降低。

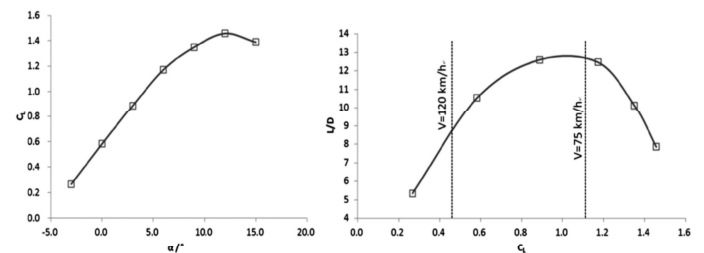


图 1 无人机升力及升阻比特性

3 垂直起降操稳设计

复合翼垂直起降无人机相对传统固定翼无人机增加了四旋翼系统,除了需要考虑该系统对重量和气动特性的影响,还需要将四旋翼几何中心与无人机重心设计为基本重合,一般要求偏差在 $\pm 10\text{mm}$ 。传统的固定翼飞机则要求飞机的气动焦点在重心之后,量值一般应大于约 10%机翼平均气动弦长,要求相对较为宽松。

本文对全机进行了结构及系统的全三维设计,通过布置调整及基于数模的重心计算,将重心调整至基本合理的位置。全机气动焦点的位置主要由飞机尾翼和尾翼相对重心的力臂决定,可以通过这两个参数来进行调整,在设计阶段可通过 CFD 方法进行评估。考虑到实际制造的无人机重心可能出现偏离,将四旋翼撑杆设计为分段可拆结构,保留了适当的等直段可用于裁剪。若实测重心与四旋翼中心、气动焦点匹配关系没有达到预期,可以通过对撑杆的裁剪实现对四旋翼中心、尾力臂的调整,实现四旋翼中心-重心-气动焦点的匹配。

4 结束语

本文对复合翼垂直起降无人机布局进行了飞行性能、操稳特性匹配设计两方面的优化设计工作。对飞行性能方面分析了影响续航的总体气动参数,并提出了优化措施。对复合翼飞行器特殊的四旋翼中心-重心-气动焦点三参数匹配要求提出了可行的解决方案。

参考文献

- [1]张啸迟,万志强,章异赢,等.旋翼固定翼复合式垂直起降飞行器概念设计研究[J].航空学报,2016,37(1):179-192.
- [2]张飞,王云,谭焜.复合式垂直起降固定翼无人机旋翼和机翼的干扰分析[J].航空工程进展,2019,10(6):810-816.

作者简介:赵新新(1989-)女,汉族,本科,工程师,主要研究方向:飞机设计与验证。