

文章编号:1674-8190(2015)04-442-05

翼身融合无人机外形优化设计研究

王健,郑祥明

(南京航空航天大学 飞行器先进设计技术国防重点学科实验室,南京 210016)

摘要:翼身融合布局无人机具有较好的升阻特性和隐身特性,拥有广泛的应用前景。为了提高无人机的续航能力,兼顾翼身融合无人机的气动特性和结构重量要求,选择无人机升阻比与全机面积作为优化目标,应用多目标优化方法研究翼身融合无人机的外形设计,提出一种针对翼身融合无人机的外形参数化优化设计方法,并进行实例验证。结果表明:外形优化可以提高无人机升阻比、减轻结构重量,从而获得合理的翼身融合无人机设计方案。

关键词:翼身融合;无人机;优化;全机面积;升阻比

中图分类号: V221

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2015.04.007

Configuration Optimization Design of Blended Wing Body Unmanned Aerial Vehicle

Wang Jian, Zheng Xiangming

(Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Blended wing body(BWB) unmanned aerial vehicle(UAV) has good lift to drag ratio and stealth characteristics, and is of broad application prospects. In order to improve the endurance of the UAV, considering aerodynamic characteristic and structure weight requirement of blended wing body UAV, lift to drag ratio and aircraft area are taken as optimization objectives, using multi-objective optimization method to study configuration design of blended wing body UAV. A parametrized configuration optimization design method of UAV is provided, and a practical example is given. The analysis results indicate that configuration optimization can increase lift to drag ratio of UAV, reduce structure weight, and get an excellent design scheme of blended wing body UAV.

Key words: blended wing body; unmanned aerial vehicle; optimization; aircraft area; lift to drag ratio

0 引言

翼身融合布局飞机将传统的机身和机翼结构融合在一起,大幅减小了全机的浸湿面积,降低了摩擦阻力和干扰阻力。由于这种气动布局形式具有优良的升阻特性,以及低雷达散射截面带来的优良隐身特性^[1],现代技术的发展又弥补了其本身控

制方面的不足,翼身融合布局已经成为各国重点研究的气动布局之一。

20世纪40年代,诺斯罗普公司设计了世界上第一架翼身融合飞行器N1-M,并进行了200多次飞行试验,之后该公司又相继设计研制了N9-M、XB-45、YB-49等多种翼身融合飞行器。虽然上述早期的翼身融合飞行器存在诸多问题,但却为翼身融合布局飞机的发展提供了技术储备支持。20世纪80年代,美国B-2隐形轰炸机(如图1所示)的问世对于翼身融合飞行器的发展来说是一个里程碑,具有承前启后的作用。翼身融合形式不仅成功

收稿日期:2015-09-18; 修回日期:2015-11-09

基金项目:江苏高校优势学科建设工程资助项目

通信作者:王健,461579507@qq.com

应用于战斗机和轰炸机,还可能成为未来大型客机所采用的布局形式^[2-3],更是一种较为理想的无人机布局形式,已成功应用于 X-47A、X-47B(如图 2 所示)以及“神经元”等无人机机型。



图1 美国 B-2 轰炸机

Fig. 1 American B-2 bomber



图2 X-47B 无人机

Fig. 2 X-47B UAV

20 世纪 60 年代中期,计算机技术和优化方法开始应用于飞机总体设计,形成了飞机总体参数优化研究方向^[4-5]。该研究方向一直备受关注,已有大量文献对其进行了研究,并且开发出了许多飞机总体参数优化程序^[6-7]。实现飞机外形参数化设计主要有两个要点:①飞机外形的参数化描述,②根据飞机外形参数自动生成飞机三维外形图^[8]。为了能够准确地描述出飞机的三维外形,需要大量飞机外形参数以及复杂的代理模型,而这就增加了计算的复杂度,降低了优化效率。

本文针对翼身融合无人机初始外形设计,在翼型选择和设计的基础上,将无人机三维外形简化成平面外形和翼型组合的形式,研究一种多目标(升阻比大、结构重量轻)优化方法,以期在初步设计阶段,为翼身融合无人机确定更加合理的外形参数。

1 翼身融合无人机外形优化设计问题描述

以某型翼身融合无人机为例,对其进行外形优化,该机初始三维模型主要由机身、机翼和翼梢小翼组成,如图 3 所示。

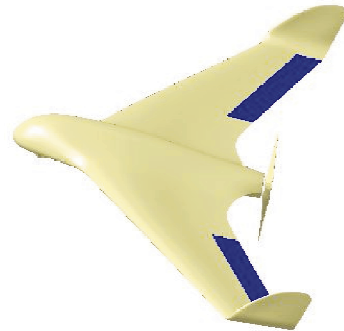


图3 某型翼身融合无人机

Fig. 3 A blended wing body UAV

翼身融合无人机外形参数优化设计是一个比较复杂的过程,包括翼型优化、平面外形优化等^[9]。由于篇幅限制,本文只对无人机平面外形进行优化,优化过程中,使用初始翼型数据并且不作为设计变量。由于该无人机三维模型是对称的,为了缩短优化周期,选取一半机身作为研究对象。翼身融合无人机外形优化问题定义如下:

1.1 平面外形优化目标函数

翼身融合与常规气动布局相比,最大的优势在于空气动力效率较高,原因是所有机身结构都是机翼,都用于产生升力,而且最大程度地降低了阻力,但与此同时,会带来飞行器稳定性的问题,因此在翼型设计时必须考虑力矩的影响,所选的翼型在满足升阻要求的情况下,零升力矩值应尽量逼近巡航时升力引起的力矩,一般考虑选取反弯翼型,即“S”型翼型。此外,应用在翼身融合飞行器上的飞行控制系统也可保证飞行器的稳定性。由于“S”型翼型与常规翼型相比升阻比较小,本文选择将无人机升阻比作为优化目标之一。无人机结构重量主要受全机面积的影响^[10],故将无人机全机面积作为另一个优化目标。采用多目标归一法进行优化,并将优化目标函数定义为

$$OBJ = (C_L/C_D)/S \quad (1)$$

式中： C_L 、 C_D 分别为无人机的升力系数和阻力系数； C_L/C_D 为无人机升阻比； S 为无人机全机面积。

1.2 无人机三维参数化模型

在翼身融合无人机平面外形优化前,首先要建立无人机参数化模型,如图 4 所示^[11]。参数主要包括:机翼展长 b ,半机身宽 y_1 ,机身长度 c_1 ,机翼翼根弦长 c_2 ,机翼翼梢弦长 c_3 ,翼梢小翼弦长 c_4 ,机身前缘后掠角 a_1 ,机翼前缘后掠角 a_2 ,机翼后缘角度 a_3 ,机身后缘角度 a_4 ,机翼上反角 b_1 ,翼梢小翼上反角 b_2 。无人机平面外形中,翼梢小翼前缘后掠角度与机身前缘后掠角度相同,后缘角度与机翼后缘角度相同。

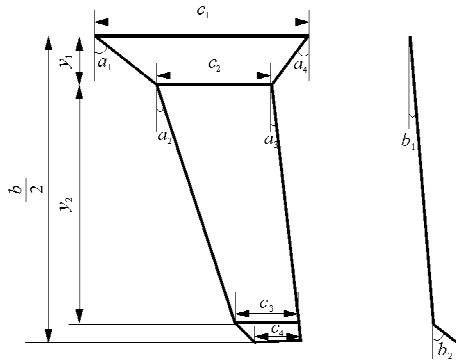


图 4 翼身融合无人机参数化模型

Fig. 4 Parametric model of blended wing body UAV

1.3 平面外形优化设计变量

在翼身融合无人机总体设计过程中,机身、机翼及翼梢小翼处的翼型已经设计选定,不作为设计变量。通常将翼展作为设计要求^[10],也不作为设计变量,因此将机翼展长设为定值, $b=2$ m。考虑到翼身融合无人机机身部分需要布置机载设备等,将无人机机身宽度亦设为定值,半机身宽 $y_1=0.15$ m。本文的主要研究内容为翼身融合无人机平面外形优化设计。

根据翼身融合无人机三维参数化模型,选择:机身长度 c_1 、展弦比 λ 、翼梢小翼侧向投影面积与机翼面积之比 r 、机身前缘后掠角 a_1 、机翼前缘后掠角 a_2 、机翼后缘角度 a_3 、机身后缘角度 a_4 、机翼上反角 b_1 、翼梢小翼上反角 b_2 ,作为设计变量,其基准值和取值范围如表 1 所示。其他平面参数(机翼翼根弦长 c_2 ,机翼翼梢弦长 c_3 ,翼梢小翼弦长 c_4)可通过计算得到。

表 1 设计变量的基准值及变化范围

Table 2 Initial values and range of design variables

外形参数	下限	初值	上限
机身长度 c_1/mm	800	900	1 000
机身前缘后掠角 $a_1/(\text{°})$	45	50	55
机翼前缘后掠角 $a_2/(\text{°})$	25	30	40
机翼后缘角度 $a_3/(\text{°})$	15	18	25
机身后缘角度 $a_4/(\text{°})$	45	50	55
机翼上反角 $b_1/(\text{°})$	0	2	4
翼梢小翼上反角 $b_2/(\text{°})$	65	75	80
展弦比 λ	4.0	5.5	7.0
翼梢小翼侧向投影面积与机翼面积之比 r	0.025	0.030	0.035

2 翼身融合无人机外形优化设计流程

2.1 总体优化流程

考虑到优化计算复杂度的影响,提出一种分步循环式的翼身融合无人机总体优化方法,即总体外形优化分解为平面外形优化和翼型优化,两者分步进行,可大大减少优化中的计算变量,提高优化效率。翼身融合无人机总体优化流程如图 5 所示。

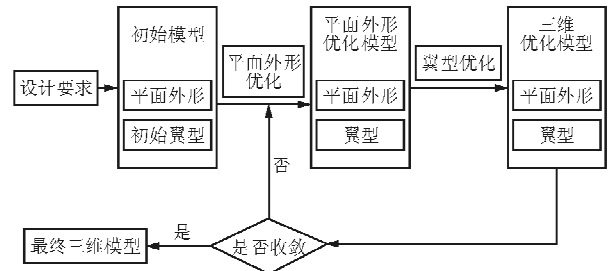


图 5 翼身融合无人机总体优化流程

Fig. 5 Overall optimization process of blended wing body UAV

首先,依据设计要求初步确定无人机初始模型,包括平面外形和初始翼型;然后,对初始模型进行平面外形优化,得到平面外形优化模型,包括上一步的翼型和优化后的平面外形;最后,对平面外形优化模型进行翼型优化,得到三维优化模型,包括上一步的平面外形和翼型。将三维优化模型是否最优作为判据来决定是否继续进行优化,整个优化是反复迭代的过程。

2.2 平面外形优化流程

采用 Isight 软件进行翼身融合无人机平面外

形优化^[12],优化流程如图 6 所示。

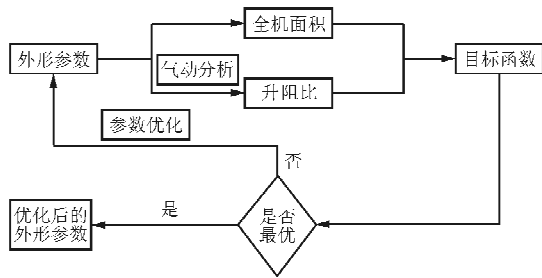


图 6 翼身融合无人机平面外形优化流程

Fig. 6 Plan configuration optimization process of blended wing body UAV

首先,依据外形参数进行相应计算,得到无人机的全机面积和升阻比;然后,计算目标函数;最后,判断计算得到的目标函数值是否为最优值,如果是最优值,则得到翼身融合无人机的平面外形参数,进而得到最优的无人机平面外形,如果不是最优值,则改变外形参数,进行迭代优化。

本文对于翼身融合无人机的外形优化主要在无人机设计初期完成,只计算无人机的升阻比,而将俯仰力矩、无人机表面压力分布作为后期分析。为了节约优化时间,采用计算速度较快的 AVI 气动软件进行升阻比的计算。

3 优化设计结果与分析

根据翼身融合无人机平面外形优化流程,以无人机升阻比和全机面积为优化目标,对该机进行平面外形优化。优化结果如图 7 和表 2 所示。

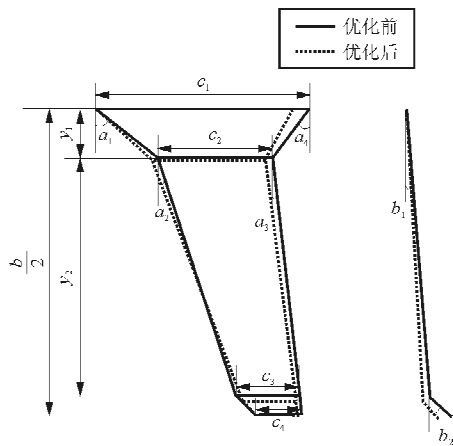


图 7 翼身融合无人机平面外形优化前后对比

Fig. 7 Comparison of blend wing body UAV configuration between the before and after optimization

表 2 优化前后的设计变量值、最大升阻比及机翼面积
Table 2 Values of design variables, maximum lift to drag ratio and wing area of the before and after optimization

外形参数	初 值	优化后的值
机身长度 c_1/mm	900.0	834.4
机身前缘后掠角 $a_1/(\text{°})$	50.0	46.3
机翼前缘后掠角 $a_2/(\text{°})$	30.0	33.6
机翼后缘角度 $a_3/(\text{°})$	18.0	19.1
机身后缘角度 $a_4/(\text{°})$	50.0	51.2
机翼上反角 $b_1/(\text{°})$	2.0	1.1
翼梢小翼上反角 $b_2/(\text{°})$	75.0	72.4
展弦比 λ	5.5	5.8
翼梢小翼侧向投影面积与机翼面积之比 r	0.030	0.029
最大升阻比	12.53	14.62
全机面积/ mm^2	7 300.0	6 913.1

从表 2 可以看出:无人机机翼面积减少了 5.3%,减轻了结构重量;机身后掠角减小,而机翼后掠角增大,使得在无人机平面外形中,机身所占总面积比重减小,机翼所占总面积比重增加,而机身处翼型厚度大于机翼处,故可以进一步减轻无人机结构重量。

翼身融合无人机平面外形优化前后升阻比的对比如图 8 所示。

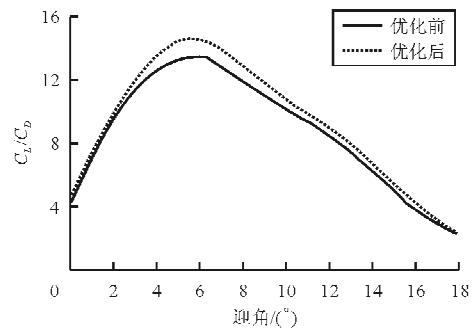


图 8 优化前后无人机升阻比对比

Fig. 8 Comparison of lift to drag ratio between the before and after optimization

从图 8 可以看出:优化后无人机的升阻比在不同的迎角下均有增加,并且在迎角为 6°左右达到最大值 14.62,相比于优化前增加了 14.3%。

4 结 论

(1) 以翼身融合无人机的升阻比和全机面积作为优化目标,采用 Isight 软件进行翼身融合无人

机的平面外形优化。优化结果表明,无人机的升阻比增加,平面面积减小,从而减少了无人机的结构重量,达到了提高无人机续航能力的目的。因此在翼身融合无人机设计过程中,对其外形进行优化可以获得较为理想的设计方案。

(2) 当翼型发生变化后,所优化的平面布局可能不是最优的,但本文所提出的翼身融合无人机平面外形优化方法,及采用该方法所得到的翼身融合无人机平面外形优化结果,主要应用于无人机外形布局初始设计阶段,可为无人机外形布局设计提供一个相对合理的外形数据。采用本文方法,得到初步的三维模型后,可进一步进行详细的外形优化设计,采用复杂但精度更高的 CDF 软件作为气动分析工具完成最后的优化。

参考文献

- [1] Roman D, Alien J B, Liebeck R H. Aerodynamic design challenges of the blended-wing-body subsonic transport[J]. AIAA-2000-4335, 2000.
- [2] 朱自强, 王晓璐, 吴宗成, 等. 民机的一种新型布局形式——翼身融合体飞机[J]. 航空学报, 2008, 29(1): 49-59.
Zhu Ziqiang, Wang Xiaolu, Wu Zongcheng, et al. A new type of transport-blended wing body aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(1): 49-59. (in Chinese)
- [3] 张曙光, 陆艳辉, 巩磊, 等. 250 座级翼身融合无尾布局客机操稳特性设计研究[J]. 航空学报, 2011, 32(10): 1761-1769.
Zhang Shuguang, Lu Yanhui, Gong Lei, et al. Research on design of stability and control of a 250-seat tailless blended-wing-body civil transport aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(10): 1761-1769. (in Chinese)
- [4] 余雄庆. 飞机总体多学科设计优化的现状与发展方向[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(4): 417-426.
Yu Xiongqing. Multidisciplinary design optimization for aircraft conceptual and preliminary design: status and directions[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 40(4): 417-426. (in Chinese)
- [5] Atherton Carty. An approach to multidisciplinary design, analysis & optimization for rapid conceptual design[C]. AIAA-2002-5438, 2002.
- [6] McCullers A. Aircraft configuration optimization including optimized flight profiles[R]. NASA CP-2327, 1984.
- [7] Liebeck R H. Design of the blended wing body subsonic transport[J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(1): 10-25.
- [8] 谢岳峰, 余雄庆. 基于 CATIA 二次开发的飞机外形参数化设计[J]. 计算机工程与设计, 2008, 29(14): 3792-3794.
Xie Yuefeng, Yu Xiongqing. Parametric design of aircraft configuration using API in CATIA[J]. Computer Engineering and Design, 2008, 29(14): 3792-3794. (in Chinese)
- [9] 余雄庆, 丁运亮. 多学科设计优化算法及其在飞行器设计中应用[J]. 航空学报, 2000, 21(1): 1-6.
Yu Xiongqing, Ding Yunliang. Multidisciplinary design optimization a survey of its algorithms and applications to aircraft design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2000, 21(1): 1-6. (in Chinese)
- [10] 余雄庆, 徐惠民, 昂海松. 飞机总体设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.
Yu Xiongqing, Xu Huimin, Ang Haisong. Aircraft conceptual design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2000. (in Chinese)
- [11] 胡添元, 余雄庆. 基于参数化 CAD 模型的飞行器气动/隐身一体化设计[J]. 宇航学报, 2009, 30(1): 123-126.
Hu Tianyuan, Yu Xiongqing. Integrated design of aerodynamic and stealthy performance based on parametric CAD model[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(1): 123-126. (in Chinese)
- [12] 谷良贤, 龚春林. 多学科设计集成环境的模式和应用[J]. 宇航学报, 2004, 25(4): 459-461, 472.
Gu Liangxian, Gong Chunlin. The mode and application of an formulation environment for multidisciplinary design[J]. Journal of Astronautics, 2004, 25(4): 459-461, 472. (in Chinese)

作者简介:

王健(1991—),男,硕士研究生。主要研究方向:微型飞行器。

郑祥明(1979—),男,博士,副教授。主要研究方向:飞行控制系统、微型飞行器等。

(编辑:马文静)