

文章编号: 1674-8190(XXXX)XX-001-08

考虑连接的一体化机翼传力分析方法与结构设计

隋国祥, 金海波

(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: 一体化机翼体现了功能部件与机翼承载结构相融合的一体化设计思想,但是在结构中会出现蒙皮传力不连续、分离面连接难度大等问题。为结构设计增加难度,结合一体化机翼的结构特点,提出一种考虑连接的一体化机翼传力分析方法,对功能蒙皮设计分离面处进行连接特性分析,完成连接设计与结构设计,并通过有限元分析与优化分析进行验证。结果表明:该传力分析方法计算出的盒段截面弯矩分配与有限元结果具有较好的一致性;盒段结构截面尺寸分布的分析结果与优化结果相近,可以满足连接强度与稳定性要求;盒段结构中有效高度越大的翼梁,承担的载荷越大,其优化结果也与传力分析结果越吻合。

关键词: 一体化机翼;功能蒙皮;传力分析;结构分离面;有限元分析

中图分类号: V224

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.XXXX.XX.01

Integrated wing force transfer analysis method and structural design considering connection design

SUI Guoxiang, JIN Haibo

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

Abstract: The integrated wing embodies the integrated design concept of integrating functional components and load-bearing structures. However, there may be problems in the structure such as discontinuous skin force transmission and difficulty in connecting separation surfaces, which can increase the difficulty of structural design. Therefore, based on the structural characteristics of the integrated wing, an integrated wing force transmission analysis method considering connections is proposed. The connection characteristics at the separation surface of the functional skin design is analyzed, the connection design and dimensional design are completed, which is verified by finite element analysis and optimization analysis. The results show that the bending moment distribution of the box section calculated by the force transfer analysis method is consistent with the finite element results. The analysis results of the cross-sectional size distribution of the box section structure are similar to the optimization results, which can meet the requirements of connection strength and stability. The larger the effective height of the wing beam in the box section structure, the greater the load it bears, and the more consistent the optimization results with the force transfer analysis results.

Key words: integrated wing; functional skin; force transmission analysis; structural separation surface; finite element analysis

收稿日期: 2023-05-26; 修回日期: 2023-08-12

通信作者: 金海波, jinhb@nuaa.edu.cn

引用格式: 隋国祥, 金海波. 考虑连接的一体化机翼传力分析方法与结构设计[J]. 航空工程进展, XXXX, XX(XX): 1-8.

SUI Guoxiang, JIN Haibo. Integrated wing force transfer analysis method and structural design considering connection design[J].

Advances in Aeronautical Science and Engineering, XXXX, XX(XX): 1-8. (in Chinese)

0 引言

在如今各种高科技条件下的“陆、海、空、天、电”五维一体的战争中^[1],无人机的应用场合越来越多,功能被极大的发挥出来,并逐渐朝着智能化、一体化方向发展。为此,美国空军实验室(AFRL)提出了传感器无人机(Sensor Craft)^[2]这一概念,将功能设备与飞机结构相融合,通过一体化设计来实现整体性能的最优化,体现了“传感器即飞机”(Sensor is Craft)的一体化设计思想^[3],具有不可估量的战略价值。

美国国家航空航天局(NASA)曾研发出长航时大展弦比“Helios”飞行器原型机^[4],将蒙皮中的天线集成于前缘与蒙皮下方,进行前方与地面方向的信号收集与传递。美国海军设计了一种联翼布局的传感器飞机^[5],机翼采用了三梁式结构布局,将低频天线安装于前梁与中梁间的蒙皮中,并在前缘采用了透波性良好的玻璃纤维材料。

国内也对一体化机翼进行了大量研究,何庆强等^[6]对智能天线蒙皮的总体结构设计方案进行研究,提供了一体化机翼的设计框架;张平等^[7]针对传感器飞机的结构特点,采用了分段式的梁结构,并通过机翼结构尺寸和传力路径的优化设计来满足静强度与稳定性要求,但是该机翼中的功能天线布置于内翼段,导致机翼结构刚度损失较大,需要进一步用斜拉梁及加强翼肋来改善刚度,增加了机翼的结构质量;周颖^[8]设计了一种内外翼分块式的机翼结构,在外翼段布置了与蒙皮共形设计的共形天线,两段机翼通过插接的形式进行固定连接,但是该方案在盒段分离面处无连续构件,不利于大载荷的传递,仅适用于小型无人机;陈亮等^[9]通过一体化结构技术,将传感器与机翼前缘相融合,前缘材料由外板、泡沫夹层和承力板叠加而成,在满足结构完整性的同时,保证了前缘的透波要求。何程等^[10]针对联翼布局的传感器飞机,搭建出一种多目标优化模型,综合考虑了气动、结构与雷达性能,获得了更均衡优异的性能。

针对机翼盒段的载荷传递问题,乔冰等^[11]基于HyperMesh建立了飞机机翼的整体模型,对于内外翼连接区的危险部位进行了典型工况载荷下的结构强度分析,得到主承力部件的应力分布;王启明^[12]在机翼盒段分离面的连接处采用了围框对接接头来实现载荷的传递;黄立伟等^[13]基于大型运输机通过将机翼简化为材料力学中的工程悬臂

梁,完成了机翼弯曲载荷计算公式的推导过程,并证明该方法同样也可以适用于其他机翼。

综上所述,目前的研究大多是对一体化机翼结构与功能部件的布置进行讨论,对于分离面连接特性分析与连接设计的研究较少。因此本文根据一体化机翼的结构特点,设计一种梁式布局的一体化机翼结构布置形式,并提出考虑连接的一体化机翼传力分析方法,用于快速完成蒙皮分离面的连接设计和盒段刚度设计,以期为一体化机翼结构打样设计提供参考。

1 一体化机翼传力分析方法

1.1 一体化机翼结构特点

一体化机翼在传统机翼的基础上加装了一体化的功能部件,提高了飞机的多用途性能,但同时也对一体化机翼的结构设计提出了新要求,一体化机翼具有以下特点。

1) 一体化机翼功能蒙皮有多处设计分离面:为了满足机翼蒙皮中功能部件的使用维护要求,需要在功能蒙皮上添加多处设计分离面,使蒙皮分块并便于拆卸,这降低了蒙皮的承载效率,破坏了蒙皮载荷传递的连续性。

2) 功能蒙皮使机翼刚度发生折损:功能蒙皮中布置的功能部件会占据一定的盒段有效高度,降低承载部件的结构高度,使机翼的刚度发生折损。

3) 设计分离面处连接难度大:蒙皮设计分离面数量变多,机翼结构布置的设计难度与分离面处的连接难度显著增加,连接强度成为影响一体化机翼结构布置的重要因素。

4) 一体化机翼具有较高的刚度要求:功能部件会随着承载结构发生变形,并逐渐对精度造成影响^[14],因此一体化机翼对变形刚度有更高要求。

综上所述,一体化机翼的结构设计要重点考虑设计分离面处的连接强度问题,因此在一体化机翼的结构设计过程中,需要在传统设计方法的基础上运用新的理论和方法来进行连接强度分析,完成连接设计与刚度设计,并确定盒段结构布置形式。

1.2 考虑连接设计的机翼传力分析方法

传统机翼的盒段蒙皮多数为整体形式,蒙皮上没有或仅设有数量较少的设计分离面,因此传

统机翼在结构设计的过程中主要是从结构许用应力与材料许用应力等方面进行考虑,并进行盒段布局与尺寸设计^[15]。而对于一体化机翼来说,功能蒙皮上存在的多处设计分离面使得连接强度成为设计过程中的一个控制要素。若将连接强度给的较低,会导致功能蒙皮所能承担的载荷变小,变相的增加了翼梁的载荷与机翼结构质量。若连接强度给的较高,会使蒙皮的载荷过大,导致蒙皮因连接强度不足而发生结构破坏,因此满足连接强度要求的本质是对连接载荷进行控制,其中主要考虑沿机翼展向分布的弯曲载荷。

针对一体化机翼连接数量大的特点,本文采用简化的连接计算方式,对一体化机翼功能蒙皮设计分离面处进行连接特性分析,得出满足连接强度要求与稳定性要求的最大蒙皮许用载荷,完成盒段结构的刚度与尺寸设计,其流程如图 1 所示。

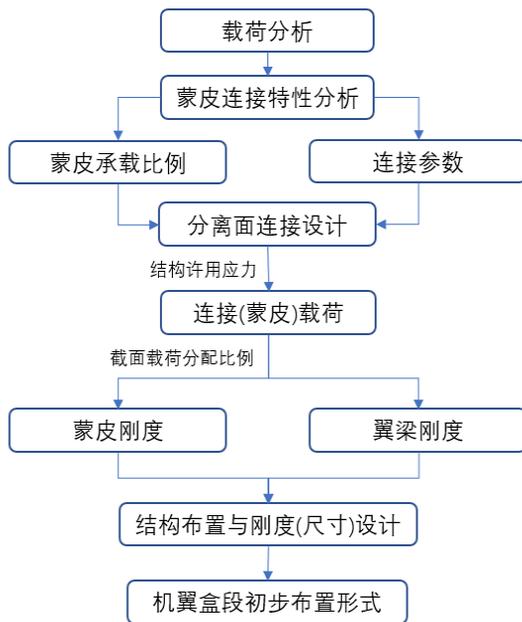


图 1 一体化机翼传力分析流程

Fig. 1 Flow chart of integrated wing force transfer analysis

2 一体化机翼传力分析方法的应用

根据功能需求本文设计了一体化机翼结构,如图 2 所示,其中功能蒙皮在结构上从外表面至内表面分别是玻璃纤维蒙皮、泡沫夹层与碳纤维蒙皮,其中碳蒙皮起到主要的承载作用,盒段中间两根主梁选用钛合金材料,且翼梁在分离面处为连续构件。为满足使用维护要求,功能蒙皮在结构

上进行分段,共设置了 5 个设计分离面,如图中 4#~8#截面所示,连接载荷主要通过翼梁和功能蒙皮下表面的碳纤维层来传递,分离面处的连接数量最好不超过两排。

2.1 机翼蒙皮设计分离面连接设计

为了对一体化机翼功能蒙皮设计分离面处进行连接特性分析,本文将各截面处蒙皮不同承载比例下的面内载荷大小,除以螺栓的单排最大连接数量,得到每列螺栓的总传力设计载荷,再将该总传力设计载荷除以螺栓许用载荷,可以初步得到出各分离面处所需的连接排数,并以此来衡量不同载荷条件下功能蒙皮的连接特性。

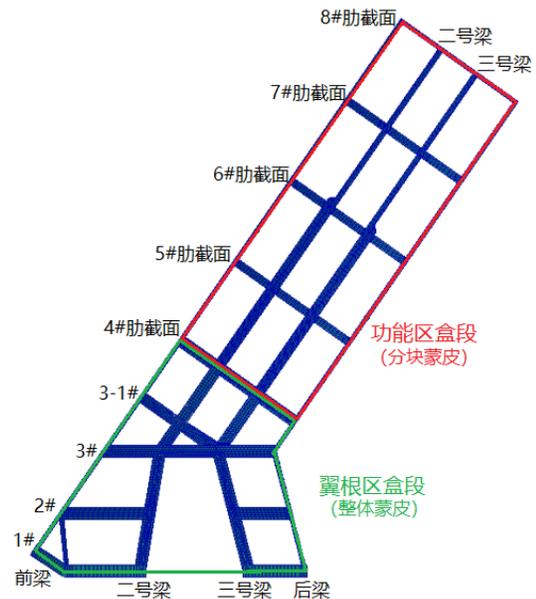


图 2 蒙皮设计分离面位置示意图

Fig. 2 Schematic diagram of skin design separation surface location

功能蒙皮的连接处需要考虑两种失效情况,分别是连接螺栓被剪断和钉孔被挤压破坏,因此螺栓许用载荷需要从螺栓许用剪力与钉孔许用挤压载荷中取较小值。钉孔挤压许用载荷由钉孔直径、连接区蒙皮厚度和蒙皮挤压强度计算得到,蒙皮的结构许用应力可以根据蒙皮载荷^[16]由式(1)计算得到。

$$f = a \sqrt{\frac{FE_t}{bL}} \geq \frac{F}{bd} \quad (1)$$

式中: f 为结构屈曲破坏时的平均应力; F 为蒙皮结构的面内压缩载荷; b 为盒段有效宽度; L 为翼肋间距; a 为法勒效率系数; E_t 为材料的正切模量。

螺栓剪力的许用值可以用其最小单侧破坏剪力除以 1.50 倍的安全系数来得到,对于关键部位的连接设计,还要再除以 1.25 倍的附加安全系数及 1.15 的载荷不均匀系数^[17],如式(2)所示,得到 M4、M6 与 M8 螺栓的许用剪力分别为 3.960、8.955 和 15.90 kN。

$$P_1 = \frac{P}{\eta_1 \times \eta_2 \times \eta_3} \quad (2)$$

式中: P 为螺栓单侧最小破坏剪力; η_1 为安全系数,取 1.5; η_2 为附加安全系数,取 1.25; η_3 为载荷不均匀系数,取 1.15。

以 4#与 5#截面为对象,对不同承载比例条件下的功能蒙皮进行连接特性分析,如表 1 所示,可以看出:蒙皮承载较大时,采用承载能力较强的螺

栓可以有效减少连接数量,但是当蒙皮承载比例大于 66%时,对于 4#截面,即使采用 M8 螺栓也仍需要三排以上才能保证载荷传递,所需连接数量过多。当蒙皮承载 33%时,虽然总体的连接数量有所减少,但是连接效率大大降低,蒙皮与螺栓的承载能力没有得到充分发挥,使得翼梁的载荷与重量增加,不利于机翼结构的轻量化设计。

因此通过连接特性分析可得,分离面处螺栓的连接效率受到钉孔许用载荷与螺栓许用剪力的共同影响,螺栓的承载能力越强并不代表其效率越高,为了同时满足使用维护要求与强度要求,在 4#截面选用双排 M6 螺栓连接、5#截面处选用单排 M6 螺栓连接,承载比例均为 50%左右是较为合理的。

表 1 截面连接特性分析
Table.1 Analysis of cross-sectional connection characteristics

截面位置		4#			5#		
截面总载荷/kN		1252.5			771		
蒙皮设计尺寸/mm		2.5			2.5		
螺栓参数		M4	M6	M8	M4	M6	M8
单排可布置螺栓数量		65	45	35	65	45	35
单个螺栓剪力/kN		3.96	8.96	15.9	3.96	8.96	15.9
单个钉孔载荷/kN		6	9	12	6	9	12
蒙皮 承载 33%	蒙皮传递载荷/kN	417.46			256.97		
	蒙皮许用应力/MPa	130			105		
	每列螺栓总载荷/kN	6.42	9.28	11.93	3.95	5.71	7.34
	所需排数	2	2	1	1	1	1
蒙皮 承载 50%	蒙皮传递载荷/kN	626.25			385.5		
	蒙皮许用应力/MPa	165			130		
	每列螺栓总载荷/kN	9.63	13.92	17.89	5.93	8.57	11.01
	所需排数	3	2	2	2	1	1
蒙皮 承载 66%	蒙皮传递载荷/kN	826.65			508.86		
	蒙皮许用应力/MPa	190			150		
	每列螺栓总载荷/kN	12.72	18.37	23.62	7.83	11.31	14.54
	所需排数	4	3	3	3	2	2

注:复材的多排连接会出现载荷分布的不均匀性,各排螺栓之间的载荷分布呈浴盆状^[18],因此双排螺栓的载荷比依次取 1:0.6、三排螺栓取 1:0.6:1、四排螺栓取 1:0.6:0.6:1。

初步确定的连接设计如表 2 所示,由于 4#分离面采用双排连接,其中靠近加强翼肋腹板侧的螺栓具有较大的连接刚度,因此在初步计算中,取外侧螺栓的载荷为内侧螺栓载荷的 60%。功能区各截面处的载荷主要由翼梁和功能蒙皮下表面的碳纤维层传递,根据蒙皮的截面刚度,即可得出功能盒段翼梁所需的刚度。为了保证功能蒙皮所传

递的载荷不超过许用的最大值,翼梁的总刚度不能小于表 2 中的最小值。

综上,一体化机翼功能蒙皮设计分离面处的连接强度问题,实则是所传递连接载荷大小的问题,单块式布局利用蒙皮承担绝大部分载荷,虽然更有利于降低机翼的结构质量,但是分离面处连接难度大。相比之下,梁式布局可以有效降低功

能蒙皮的连接载荷,大大减少连接数量,提高连接的可行性,保证蒙皮的连接强度要求和使用维护要求,因此梁式布局更适用于一体化机翼。

表2 盒段各截面连接设计

Table.2 Connection design of each section of the box section

截面位置	4#	5#	6#	7#
机翼截面总载荷/kN	1252.5	771	416	171.5
蒙皮尺寸/mm	2.5	2.5	2	2
连接螺栓规格	M6	M6	M6	M4
分离面连接数量	45	45	45	45
螺栓排数	2	1	1	1
螺栓许用载荷/kN	8.95	8.95	7.2	3.96
蒙皮最大连接载荷/kN	618.75	402.75	324.0	171.5
蒙皮结构许用应力/MPa	165	130	115	90
蒙皮最大承载占比/%	49.4	52.23	77.88	100
翼梁最小承载占比/%	50.6	47.77	22.12	0
蒙皮等效刚度/(kN·m ²)	4.84×10 ³	4.84×10 ³	3.90×10 ³	3.90×10 ³
翼梁最小刚度/(kN·m ²)	4.96×10 ³	4.427×10 ³	1.108×10 ³	

2.2 机翼盒段结构刚度设计

根据表2中的结果,本文采用等效结构对功能蒙皮和翼梁的截面弯曲刚度和尺寸进行计算。其中机翼盒段的蒙皮以上蒙皮受压、下蒙皮受拉的形式来抵抗机翼的弯曲载荷,与翼梁缘条的受力状态相似,因此本文在传力分析时根据盒段有效面积与盒段宽度,将上下蒙皮等效为工字梁,以此来计算其抗弯刚度,并根据静不定结构载荷按刚度分配的原理计算翼梁与蒙皮各自的载荷大小,

如图3所示,其中 $A_1=A_2$ 、 $b_1=b_2$ 。

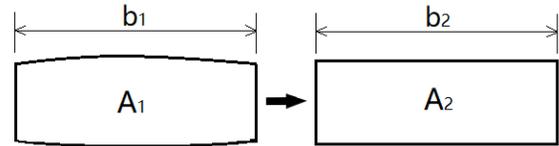


图3 盒段等效截面示意图

Fig. 3 Equivalent cross-section of box section

初步计算得到翼梁在各截面处所需要的刚度与截面尺寸,如表3所示。

表3 盒段各截面刚度计算结果

Table.3 Calculation results of stiffness of each section of the box section

截面位置	4#	5#	6#	7#
截面总弯矩	250.5	154.2	83.2	34.3
截面载荷/kN	1252.5	771	416	171.5
蒙皮厚度/mm	2.5	2.5	2.0	2.0
蒙皮等效面积/mm ²	3750	3750	3000	3000
蒙皮等效刚度/(kN·m ²)	4.84×10 ³	4.84×10 ³	3.90×10 ³	3.90×10 ³
蒙皮弯矩/(kN·m)	107.88	69.77	61.65	28.86
蒙皮载荷/kN	539.4	348.85	308.25	144.3
翼梁缘条面积/mm ²	2400	2160	360	120
2#梁等效刚度/(kN·m ²)	3.623×10 ³	3.310×10 ³	7.755×10 ³	4.268×10 ³
3#梁等效刚度/(kN·m ²)	2.767×10 ³	2.530×10 ³	5.797×10 ³	3.092×10 ³
翼梁总刚度/(kN·m ²)	6.390×10 ³	5.840×10 ³	1.355×10 ³	7.360×10 ³
翼梁总弯矩/(kN·m)	142.62	84.43	21.55	5.44
翼梁总载荷/kN	633.83	375.23	95.71	24.14

3 有限元分析与验证

3.1 一体化机翼有限元模型建立

根据一体化机翼尺寸设计结果,构建一体化机翼结构的有限元模型。为了提高有限元建模效率,一体化机翼的大部分结构(包括翼梁和翼肋缘条)都用二维单元建立,但为了模拟功能部件占据的结构高度对机翼结构刚度的影响,本文对功能蒙皮采用三维实体单元建模,如图4所示。

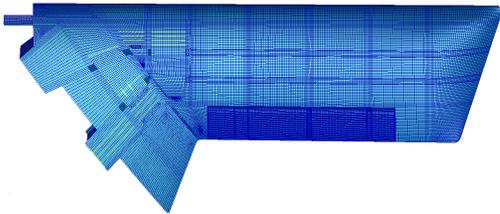


图4 一体化机翼整体有限元模型

Fig. 4 Finite element model of integrated wing

一体化机翼的外载荷来源于CFD的计算结果,首先将CFD的点云结果通过数字插值的形式转换成正交网格上的二维函数,然后以Pressure场函数的形式施加在上下翼面的网格上,并在翼梁根部施加对应的约束。

3.2 有限元分析

一体化机翼在气动载荷作用下翼尖的最大位移为420 mm。翼梁的最大应力为533 MPa,位于翼根处,如图5所示。翼梁载荷主要由两根主梁承担,前后梁承载比例与应力水平较低。

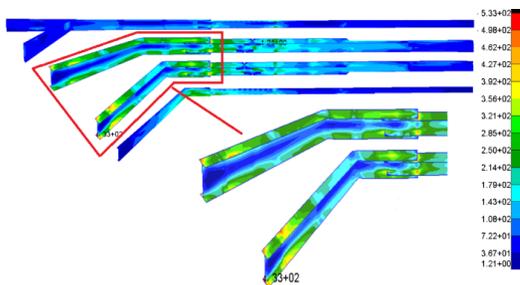


图5 翼梁应力云图

Fig. 5 Stress nephogram of wing beam

盒段结构中的二号梁具有更大的结构高度和刚度,其应力水平大与承载比例也大于三号梁。功能区盒段4#翼肋截面处的翼梁应力水平较高,从4#翼肋至翼尖位置,翼梁应力水平逐渐降低,但是在分离面处的局部应力有所增加。

功能盒段上蒙皮应变分布如图6所示,碳纤维蒙皮应变从4#翼肋截面至翼尖逐渐降低,上蒙皮最大压应变为 $-3.030 \mu\epsilon$,位于4#截面连接处。功能蒙皮盒段中间部分的应变较大,越靠近前后缘,应变水平越低,更多的载荷由盒段中间部分传递,蒙皮在分离面处连接区的应变有所增加。

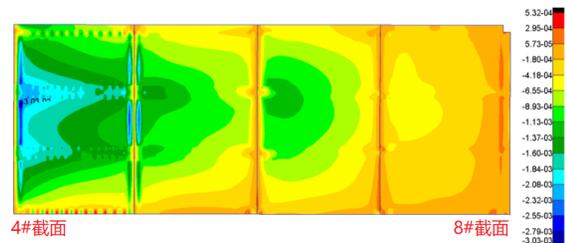


图6 功能区碳纤维蒙皮应变

Fig. 6 Carbon fiber skin strain

3.3 传力分析结果验证

为了验证传力分析中弯曲载荷分配结果的有效性,本文将有限元结果中的载荷数据进行提取,并与表3中的载荷进行对比,结果如表4所示。

表4 载荷分配验证

Table 4 Load distribution verification

分离面位置	4#	5#	6#	7#
截面总弯矩/(kN·m)	250.5	154.2	83.2	34.3
前后缘传弯/(kN·m)	21.0	12.3	14.24	8.3
盒段传弯/(kN·m)	229.50	141.90	68.96	26.00
碳纤维蒙皮弯矩/(kN·m)	97.06	59.56	48.89	21.15
梁弯矩/(kN·m)	132.44	82.34	20.07	4.85
碳蒙皮载荷有限元分析占比/%	42.29	41.97	70.89	81.33
碳蒙皮载荷传力分析占比/%	43.06	45.24	74.10	84.14
误差/%	-0.77	-3.27	-3.21	-2.81

由于前后缘在机翼中也能承担一定比例的载荷,因此翼梁和蒙皮的总载荷有所降低。在分离面处等效刚度的计算过程中,利用等效面积将盒段蒙皮视作等高度的工字梁,忽略了弦向的高度变化,故各截面处的蒙皮载荷占比略小于理论分析的载荷占比,但是误差较小,因此在初步设计时,可以利用该传力分析方法来估算各构件的弯曲载荷比例,并进行初步的尺寸设计。

在有限元分析的基础上进一步通过优化分来析验证传力分析中尺寸设计结果的有效性,根据翼肋所在截面对翼梁缘条以及翼根区蒙皮划分设计变量,以螺栓载荷与结构应力应变为约束,机翼

质量为目标函数进行优化分析,结果中2#、3#梁各截面处缘条厚度分布如图7所示。

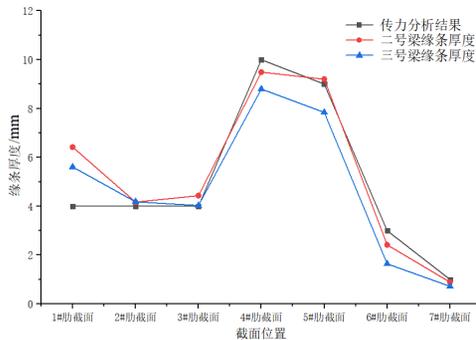


图7 翼梁缘条厚度分布对比

Fig. 7 Comparison of flange thickness distribution

从图7可以看出:两根主梁的缘条厚度与传力分析结果中的厚度变趋势基本一致,由于两根主梁根部为固支接头处,因此根部两根翼梁的缘条厚度有所增加,而靠近翼尖处缘条厚度逐渐接近变量下限。

盒段结构中的二号梁具有更大的有效高度,可以提供更大的刚度,因此其缘条厚度大于3#梁,与传力分析结果的吻合度也更好,功能区4#翼肋截面处的缘条厚度最大。三号梁的位置靠近后缘部分,结构高度较低,各截面处的缘条厚度略低于传力分析的结果。

优化后的重量变化如表5所示,其中翼梁质量有所降低,结合图7可得,翼梁质量降低的原因主要为功能区缘条厚度的降低。翼根区蒙皮厚度增加,机翼结构总质量降低了17.81 kg,翼尖位移也降低了10 mm,因此相对于功能区,翼根区盒段对一体化机翼的刚度起到更大的作用。

表5 机翼结构质量对比

Table 5 Comparison of wing structure quality

参数	传力分析结果	优化结果
翼梁质量/kg	144.80	117.28
翼根区蒙皮质量/kg	108.10	117.99
总质量/kg	460.22	442.41
翼尖位移/mm	420	410

传力分析得出的一体化机翼结构质量与优化结果的质量相差不大,仅降低了3.87%。根据优化结果可得除翼梁根部外,翼梁各截面处的厚度均略大于优化结果,因此由传力分析得出结构尺寸分布基本可以满足强度要求,在刚度方面则可

以得到进一步的优化,将质量更多的集中在机翼内翼段结构效率更高的位置。

4 结论

1) 梁式布局更适用于一体化机翼,通过翼梁承载可以有效的降低功能蒙皮各分离面处的连接载荷,有利于保证连接强度、改善连接特性。

2) 一体化机翼传力分析方法计算得到的盒段截面弯矩分配与有限元计算结果误差较小,可以利用等效结构的方法估算截面处各构件的弯曲载荷

3) 通过本文传力分析方法得到的翼梁各截面处的尺寸分布与优化结果具有较好的一致性,且有效高度越大的翼梁,其优化结果与传力分析结果越吻合,可以满足连接强度要求与稳定性要求。

4) 机翼靠近根部位置的盒段对刚度的贡献更大,具有更高的结构效率。盒段截面处的载荷分布与构件的结构高度成正比。

参考文献

- [1] 徐振华, 杨江洪, 牛利民, 等. 传感器飞机国内外研究进展和作战使用模式分析[J]. 传感器世界, 2020, 26(9): 7-11.
XU Zhenghua, YANG Jianghong, NIU Limin, et al. Research progress and operational usage mode analysis of sensor aircraft at home and abroad[J]. Sensor World, 2020, 26(9): 7-11. (in Chinese)
- [2] CORD T J, NEWBERN S. Unmanned air vehicles: new challenges in design[C]// 2001 Aerospace Conference. Big Sky: IEEE, 2001: 2699-2704.
- [3] 郝帅, 马铁林, 王一, 等. 传感器飞机核心技术进展与应用[J]. 航空学报, 2022, 44(6): 6-39.
HAO Shuai, MA Tielin, WANG Yi, et al. Progress and application analysis of key technologies in sensor aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 44(6): 6-39. (in Chinese)
- [4] CRAVEY R L, VEDELER E, GOINS L Y, et al. Structurally integrated antenna concepts for HALE UAVs[R]. Hampton: National Aeronautics and Space Administration Langley Research Center, 2006
- [5] ADAMS B J. Structural stability of a joined-wing sensorcraft[D]. Ohio: Air Force Institute of Technology, 2007.
- [6] 何庆强, 王秉中. 智能蒙皮天线的体系构架与关键技术[J]. 电讯技术, 2014, 54(8): 1039-1045.
HE Qingqiang, WANG Bingzhong. System structure and key techniques of smart skin antennas[J]. Telecommunication Engineering, 2014, 54(8): 1039-1045. (in Chinese)

- [7] 张平, 吴文志, 吴斌. 传感器飞机机翼结构优化与性能分析[J]. 电子机械工程, 2015, 31(4): 28-31.
ZHANG Ping, WU Zhiwen, WU Bin. Structural optimization and property analysis of a sensorcraft wing[J]. Electro-Mechanical Engineering, 2015, 31(4): 28-31. (in Chinese)
- [8] 西安科为实业发展有限责任公司. 一种带有翼尖共形天线的分块式机翼结构: CN202121554550. X[P]. 2022-04-01.
Xi'an Kewei Industrial Development Co. A block wing structure with wing tip conformal antenna: CN20212155-4550. X[P]. 2022-04-01. (in Chinese)
- [9] 航天彩虹无人机股份有限公司. 用于传感器无人机机翼的蒙皮及其制作方法: CN202011306891. 5[P]. 2022-10-25.
Caihong UAV CoAerospace. Skin for sensor UAV wings and its fabrication method: CN202011306891. 5[P]. 2022-10-25. (in Chinese)
- [10] 何程, 马东立, 贾玉红, 等. 联翼布局传感器飞机多目标优化设计[J]. 航空学报, 2021, 42(12): 237-252.
HE Cheng, MA Dongli, JIA Yuhong, et al. Multi-objective optimization design for joined-wing sensor craft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(12): 237-252. (in Chinese)
- [11] 乔冰, 王帅培. 机翼内外翼连接区域强度分析[J]. 机械研究与应用, 2020, 33(3): 67-70.
QIAO Bing, WANG Shuaipei. Strength analysis on the connecting area of the inner and outer wing[J]. Mechanical Research & Application, 2020, 33(3): 67-70. (in Chinese)
- [12] 王启明. 复合材料机翼分离面的连接设计及优化方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
WANG Qimin. Joints design and optimization on the composite wing separating surface[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [13] 黄立伟, 范颖. 大型运输机机翼弯曲载荷计算[J]. 飞行力学, 2003(4): 62-64.
HUANG Liwei, FAN Ying. Estimation of wing bending loads for a large transport[J]. Flight Dynamics, 2003(4): 62-64. (in Chinese)
- [14] 张新苗. 传感器飞机机翼形变对共形雷达系统性能的影响研究[J]. 兵器装备工程学报, 2019, 40(7): 1-4.
ZHANG Xinmiao. Research of influence of airfoil deformation on performance of conformal radar system on sensor aircraft[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2019, 40(7): 1-4. (in Chinese)
- [15] 王宝忠. 飞机设计手册(结构设计)[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.
WANG Baozhong. Aircraft design manual (structure design)[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2000. (in Chinese)
- [16] 牛春匀. 实用飞机结构工程设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2008.
NIU Chunyun. Airframe structural design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2008. (in Chinese)
- [17] 罗琳胤. 机翼机身对接接头设计分析[D]. 西安: 西北工业大学, 2001.
LUO Linyin. Joints design and optimization on the composite wing separating surface[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2001. (in Chinese)
- [18] 陈龙, 陈普会. 复合材料-钛合金混合结构多钉连接钉载分布及有限元计算[J]. 航空工程进展, 2020, 11(5): 679-685.
CHEN Long, CHEN Puhui. Load distribution and finite element analysis of composite-to-titanium hybrid structure with multiple-bolted joints[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(5): 679-685. (in Chinese)

作者简介:

隋国祥(2001—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器结构设计。

金海波(1974—),男,博士,副教授。主要研究方向:飞行器结构设计。

(编辑:丛艳娟)