

民用飞机外翼与中央翼上壁板连接形式的研究

Research on the Upper Panel Joint of Outer Wing and Center Wing for Civil Aircraft

方采文 张树军 贾大伟 李 同 / Fang Caiwen Zhang Shujun Jia Dawei Li Tong

(中航沈飞民用飞机有限责任公司, 沈阳 110013)

(AVIC SAC Commercial Aircraft Company Ltd., Shenyang 110013, China)

摘要:

在现代民用飞机的设计研发中,外翼与中央翼连接处的设计和装配是重中之重。通过对 5 种外翼与中央翼上壁板连接形式进行研究,建立 CATIA 模型,通过有限元计算,得出相同载荷形式下的应力应变情况。并从受力、工艺和重量等方面进行分析、比较,初步给出几种外翼与中央翼连接形式的优劣。旨在为类似机型外翼与中央翼上壁板连接形式的确定提供有效思路和技术支持。

关键词:上壁板;外翼;中央翼;连接

中图分类号:V224

文献标识码:A

[Abstract] The design and assembly of joint between outer wing and center wing is essential for the developing commercial aircraft. Five kinds of joints for upper panel between outer wing and center wing were researched in this article. CATIA models were established. Using the finite element calculation, the stress and strain condition of the same load was obtained. Comparison and analysis were given from loading, manufacturing and weight, in order to get the advantages and disadvantages of the different joints. The research could provide a technology support for civil aircraft structure design.

[Key words] upper panel; outer wing; center wing; joint

0 引言

机翼的连接是飞机结构设计最重要的环节之一^[1]。飞机机翼在受到升力作用下产生的弯矩、扭矩及剪力,都要通过外翼与中央翼连接,传递至中机身,再在中机身处与机身传来的力和力矩平衡掉。因此机翼与机身连接结构必须连续地把左右机翼传来的载荷传给中央翼和中机身,根据连接结构形式,合理设置构件传递和承受剪力、扭矩和弯矩^[2]。机翼上壁板处主要承受压力,复合材料构件对受压载荷比较敏感,且翼根又是疲劳敏感区,因此翼根上壁板的连接形式就显得尤为重要。

1 方案确定

本文针对外翼和中央翼均采用 T 形长桁的对

接形式进行研究,确定以下 5 种连接方案。

方案一:采用冠状接头与长桁立边相连,同时与蒙皮、长桁底边、十字接头和根肋相连。如图 1 所示。

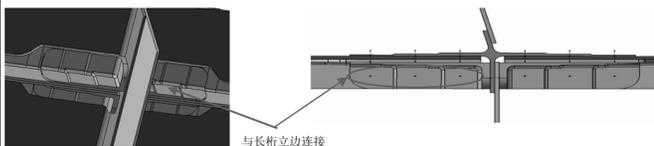


图 1 方案一

方案二:采用冠状接头,但冠状接头不与长桁立边相连,只与蒙皮、长桁底边、十字接头和根肋相连;且冠状接头与长桁立边搭接量取 5mm ($d < 50$),如图 2 所示。

方案三:采用冠状接头,但冠状接头不与长桁立边相连,只与蒙皮、长桁底边、十字接头和根肋相

连;且冠状接头与长桁立边搭接量取 60mm ($d>50$), 如图 2 所示。

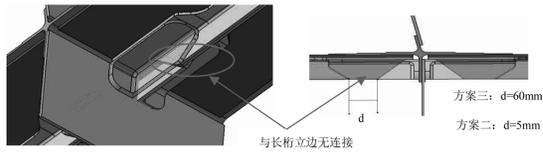


图 2 方案二和方案三

方案四:不采用冠状接头,而采用下伸接头和角材与长桁立边相连,冠状接头不与十字接头及长桁底边相连,只与根肋相连。如图 3 所示。

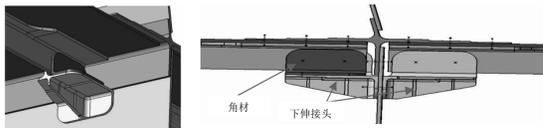


图 3 方案四

方案五:让长桁立边提前削减,用一个角盒代替 2 个冠状接头与蒙皮、长桁底边、十字接头及根肋相连。如图 4 所示。

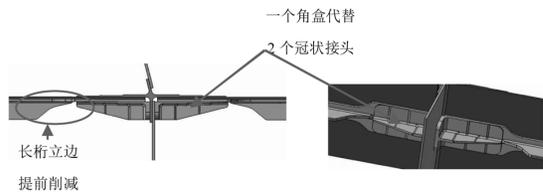


图 4 方案五

2 CATIA 模型简化说明

由于只做长桁连接处的分析,故对 CATIA 模型做了如下简化:

(1)忽略了翼型的变化。外翼及中央翼的翼型都按照平面简化,不影响有限元模型的加载和分析。

(2)只建出局部模型。将十字接头与中机身蒙皮连接的部分简化掉。除了方案四,其他 4 个方案把根肋简化掉,有限元模型中通过增加十字接头立边的厚度来代替根肋。

3 材料说明

各方案的材料如图 5 所示。图 5 是以方案一为例进行说明,其他方案的材料与方案一相同,如方案四中的下伸接头和角材及方案五中的角盒材料与方案一中的冠状接头一致。

4 力学分析

4.1 有限元模型简化与加载

根据给出的 5 种方案的 CATIA 模型分别建立

有限元模型。

为了准确分析结构受载结果,建立细节有限元模型进行分析,其中长桁、蒙皮、十字接头以及冠状接头简化为 QUAD 单元,紧固件采用 BUSH 单元进行模拟。壁板为复合材料,其他结构为金属材料。

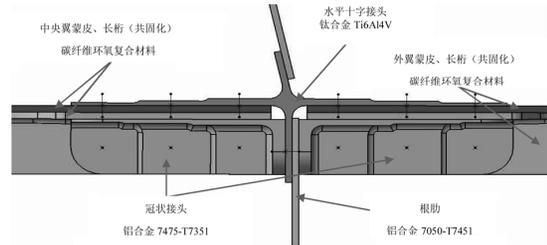


图 5 材料说明

依据以往试验经验将模型一端约束 X、Y、Z 三个方向自由度,且对十字接头两端约束 Y 方向的自由度,在模型的另一端施加 Y 方向的轴向 10 000N 的均布载荷(如图 6 所示),然后对 5 个不同的方案分别进行建模和分析计算。



图 6 模型的加载

4.2 应力、应变分析

经过细节有限元模型的计算分析可以得到以下结果:

首先是 5 个方案对应的应力结果,如图 7 所示。

然后列出 5 个方案对应的应变结果,如图 8 所示。

由以上结果得出表 1。

表 1 5 种方案应力、应变分析

	方案一	方案二	方案三	方案四	方案五
最大应力 /Mpa	7 540	8 140	7 950	12 900	15 900
最大应变 / μm	36.6	40.6	41.4	63.5	127

4.3 疲劳分析

在翼根连接结构设计中,接头和带板的钉孔位置疲劳应进行重点考虑。上述 5 个细节模型施加的外载荷相同,可以分别读取各模型中对应紧固件位置的载荷,通过比较紧固件的载荷及其分布趋势,即可对结构概念的设计好坏给出初步评定。表 2 列

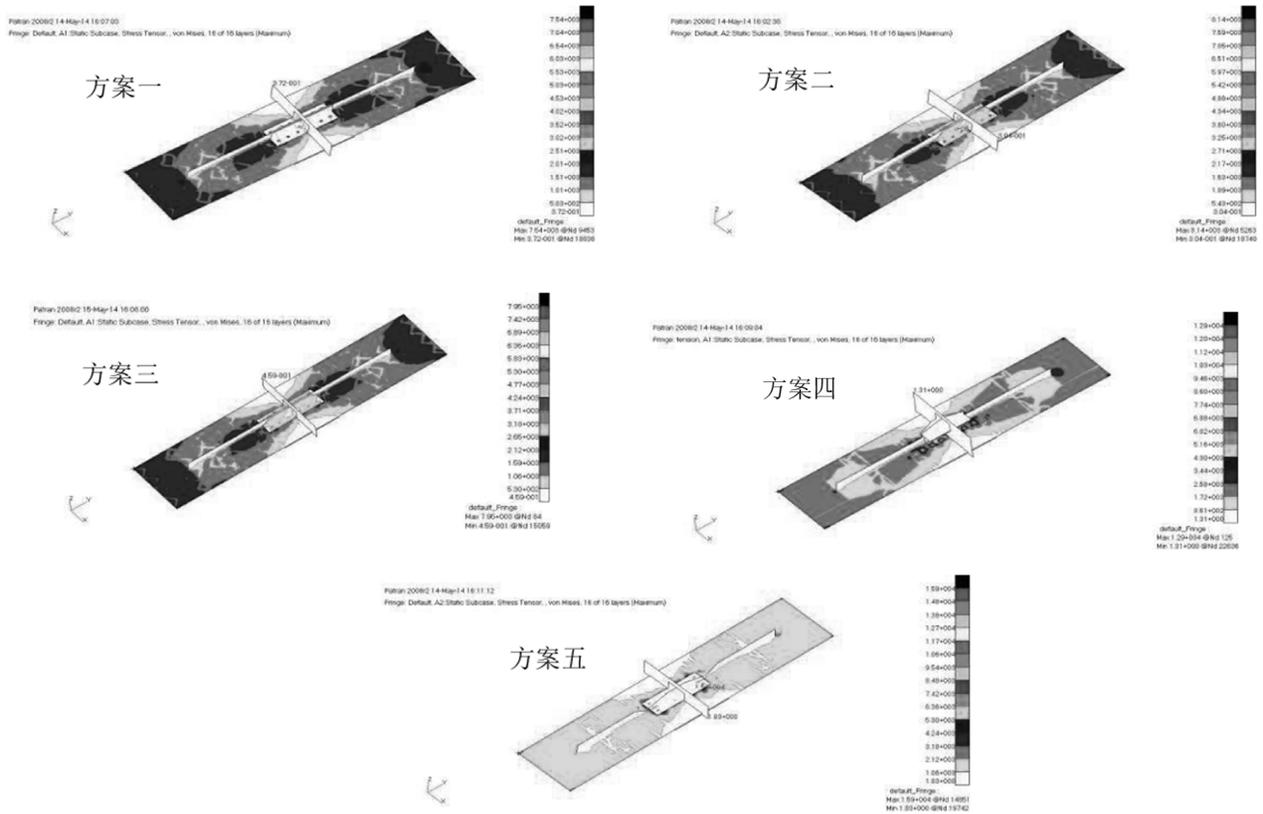


图7 5个方案对应的应力结果

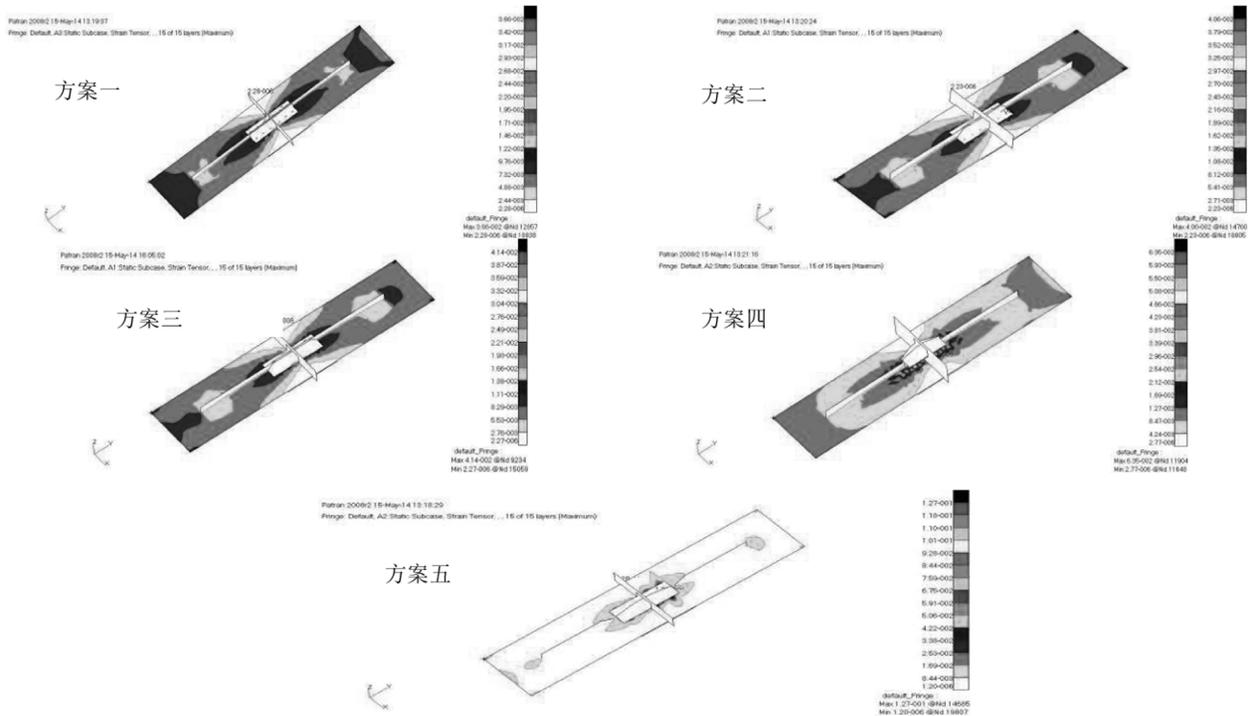


图8 5个方案的应变结果

举了5种方案对应接头及带板结构钉孔位置的最大载荷。

由表2列举的连接位置的最大钉载可以得出，

前三个方案在翼根连接区域的钉载在接头和带板位置分配更加均匀合理,同时钉载最大数值也较后两个方案有明显降低。综上所述,前三个方案连接

表 2 5 种方案接头及带板位置钉孔位置最大载荷

	方案一	方案二	方案三	方案四	方案五
接头位置 最大钉载/N	19 636	14 588	14 082	2 490	23 168
带板位置 最大钉载/N	64 100	65 900	66 200	74 800	61 800

的疲劳性能更好。

5 工艺分析

方案一:零件制造工艺简单,装配时冠状接头要同时与长桁底边、立边及十字接头相连,会受到中央翼和外翼长桁位置度的影响,故装配困难。

方案二:零件制造工艺较方案一简单,装配时冠状接头与长桁立边不连接,中央翼和外翼长桁位置度的影响不大,其它与方案一相同;故总体上较方案一简单。

方案三:工艺上与方案二完全相同。

方案四:零件制造工艺略复杂,装配时下伸接头与角材均不与长桁底边相连,故装配难度较方案二有所下降。

方案五:零件制造工艺较方案四简单,1 个角盒代替 2 个冠状接头,装配时不受中央翼和外翼长桁位置度的影响,装配最简单。

6 重量比较

取相同厚度和固定长度的中央翼和外翼蒙皮、长桁,水平十字接头和根肋,对不同方案的 CATIA 数模进行重量测量,结果如表 3 所示。

表 3 各方案重量比较

	方案一	方案二	方案三	方案四	方案五
重量/kg	16.837	14.889	15.687	17.767	15.694

从表 3 中可知,方案四最重,方案二最轻。

7 方案对比分析

结合力学、工艺和重量三方面,总结分析如下:

(1)力学上 5 种方案中方案一的应力应变水平最低,方案五则最高。其中方案二、方案三之间变化不大,但是相对方案一来说应力应变水平有所上升,进而导致缘条连接部位结构相应的载荷更高,是否会引引起翼盒整体结构的重量增加以及载荷增大还有待进一步的研究验证;方案四和方案五载荷则有较明显的提高,即在相同的轴向载荷条件下方案四和方案五更加危险;方案一、方案二和方案三

疲劳性能较好。

(2)方案一和方案二、方案三相比工艺性差,装配难度明显高于方案二、方案三。方案五的工艺性优于方案四,方案四优于方案二、方案三。

(3)从重量上来看,方案四最重,方案二最轻。方案二和方案三从力学分析结果来看接头与长桁腹板搭接区域大的相对的载荷水平差别不大,大概是 5% 左右,但由于长桁根数多,搭接范围的增加对于对载荷水平的贡献低于重量的增加,因此看出方案二优于方案三。

(4)方案四从结果来看虽然装配上更加简单,但是其下伸接头和角材在实际结构中传载很小(如图 9 中白色区域所示),说明这种设计方案中接头起到的承载作用很小,虽然受拉螺栓处的载荷小,但连接壁板的载荷却增大很多,达不到预想的目标,且重量较大,故不建议考虑此方案。

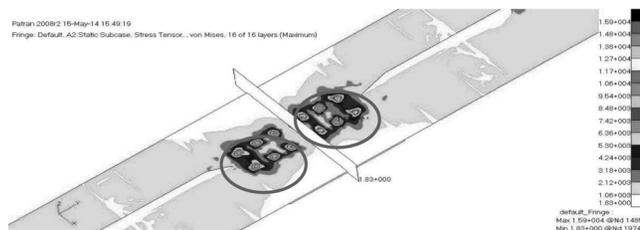


图 9 下伸接头传载较小

(5)方案五载荷水平最高,原因是由于长桁斜削较多,且与接头无连接,刚度下降较大载荷传递不连续。另外由于长桁斜削根部壁板横截面积减小较多,刚度不连续,导致与接头连接的紧固件载荷较大(如图 10 所示),又因为上壁板主要承受压缩载荷,所以此处容易出现稳定性问题,此方案也不推荐使用。

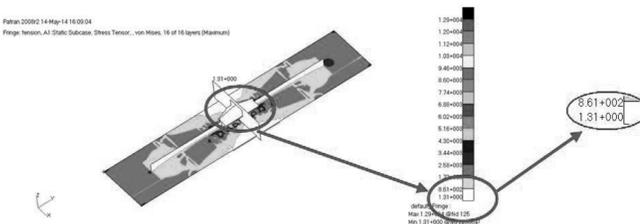


图 10 方案五与壁板连接处载荷较大

8 结论

通过对以上 5 种方案的分析发现,方案一、方案二和方案三优于其他 2 个方案,且方案二优于方案 (下转第 26 页)

由计算与试验数据对比分析可以看出,在常温吸力供油爬升中,发动机燃油泵入口油压较低并缓慢下降,发动机燃油泵入口处气液比逐渐上升。在气液比大于0.1之后(图6中 P_1 点、图7中 P_2 点),发动机燃油泵下游油压快速下降,表明发动机燃油泵吸油及增压能力在下降,直至不能增压,相应燃油流量下降为0,发动机停车。在高温吸力供油爬升中出现相同趋势,虽然温度增大,空气在燃油中总体溶解度略有增大,但因为高温燃油蒸气压较高而压力下降,致使在相对于常温试飞中略高的燃油泵入口油压下(飞行高度则略低)即因气液比增大而降转停车。

需要说明的是,航空工业标准、SAE标准和此处采用的计算方法都基于部分假设。真实条件下,因燃油种类的区别、初始气液状态、燃油中溶解气的不同等各种因素,真实气液比与工程计算相比具有一定的差异。

4 研究气液比的意义

使用常规燃油在常规航线飞行高度运行的飞机,油箱内的燃油泵不易受到气液变化的影响。但对于使用宽馏分燃油或飞行高度更高的飞机,气液比对供油的影响相对更为显著,燃油箱中燃油泵的选型亦须考虑气蚀的影响,需要对供油系统的高空性即燃油气液比的影响进行研究。

民用飞机燃油箱一般为与大气环境相通的开式油箱,油箱内气压随大气压变化,在高空时往往压力较低。较低的油箱内气压,引起油箱内燃油中空气更易释出、燃油更易挥发,在气液比增大后,会造成燃油泵产生气蚀,影响系统供油能力的下降,尤其是吸力供油状态,发动机燃油泵入口油压极低,影响更为显著。通过试验与分析,获得气液比

(上接第22页)

三。比较方案一与方案二,方案一的应力、应变水平比方案二优化4%,但装配复杂,重量也增加很多,高于方案二约11%,不过此种形式可能会使周边结构的重量有所降低;方案二(搭接量5mm)装配简单,减重效果好,疲劳性能也较好,只有应力应变水平略低于方案一。因此方案二是建议首选方案。

的影响,在此基础上可以由获得的数据对系统供油进行优化,提高供油性能。

针对文中的试验和计算,基于前文分析的影响因素,此处给出以下几种提高吸力供油性能的方法。

- (1)降低油温,从而降低燃油真实蒸气压,降低燃油挥发性;
- (2)燃油在使用前放置于大气环境中较长时间;
- (3)在飞行中若确认因气液比较大导致供油能力不足,则降低高度长时间巡航,尽量释出燃油中的空气;
- (4)增加油箱内的气压和吸油口处的油压;
- (5)增大燃油泵的汽蚀余量。

5 结论

本文通过对吸力供油试飞方法和试飞结果的分析,以及在试验数据基础上的气液比计算分析,研究吸力供油过程中燃油气液变化及其对发动机供油的影响。研究表明,环境压力的快速降低和燃油温度的升高,都会促使燃油中气相的形成与增加,使燃油泵工作条件恶化,影响发动机工作。同时,本文也从气液影响的角度给出了可以提高发动机吸力供油性能的方法。相关研究可用于指导飞机燃油系统设计和发动机工作性能评定。

参考文献:

- [1] Handbook of Aviation fuel Properties [R]. Third Edition. CRC Report No. 635, 2004.
- [2] 叶宁武. 燃油系统气液比计算方法 [J]. 直升机技术, 2009, 1: 27-30.

参考文献:

- [1] 牛春匀. 实用飞机结构工程设计 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2008.
- [2] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第10册: 结构设计 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.