

民用飞机外翼中央翼对接面位置的研究

Analysis of Joint Plane Between Outer Wing Box and Center Wing Box for Civil Aircraft

汤平 / Tang Ping

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘要:

机翼对接设计是飞机结构设计的一个重要环节,而机翼对接面位置的选择对对接结构的设计有重要影响。基于客机外翼与中央翼的对接面,分析各种对接面位置对对接结构设计的影响,比较其中的优缺点;分析了修形面和其相对于机身等直段的变形量;并提出一种新型对接面位置,为民用飞机外翼中央翼对接的对接面设计提供一种选择。

关键词:对接面;对接肋;修形面;变形量

中图分类号: V224

文献标识码: A

[Abstract] Wing root joint is essential in aircraft structure design, and the joint rib design is greatly influenced by joint plane position. Based on the joint plane between wing and center wing, the joint rib design affected by different joint plane positions is analyzed and compared their advantages and disadvantages. The fuselage deformation from modified contour is analyzed. One new joint plane position is raised and the option of joint plane design between wing and center wing is obtained.

[Key words] Joint Plane; Joint Rib; Modified Contour; Deformation

0 引言

机翼对接设计是飞机结构设计的一个重要环节,其设计的好坏关系到飞机的飞行性能和使用安全^[1]。而机翼对接面位置的选择对对接结构的设计有着重要影响。

民用飞机的中央翼通常分为通用形式和特殊形式两种。

通用形式的特点是分离面清晰,有等直段,独成一部件,如 B 系列, A 系列;除此还有特殊形式的中央翼,如图 1 中的 MD 系列、CRJ、ERJ 等机型。

典型的民用飞机中央翼是左右对接肋、前后梁、上下壁板围成的具有等直段的盒段,盒段内部有展向梁或肋,即图 1 中的通用形式。

飞机结构设计中,须在对接面位置布置对接结构,就外翼中央翼的对接面来说,这里会布置一个

对接肋,其作用是将外翼的载荷合理有效地传递到中央翼和中机身^[1]。对接面位置的选择影响到对接的结构设计,尤其对对接肋的上缘板和中机身的侧蒙皮连接部位的形状和疲劳特性有非常大的影响。

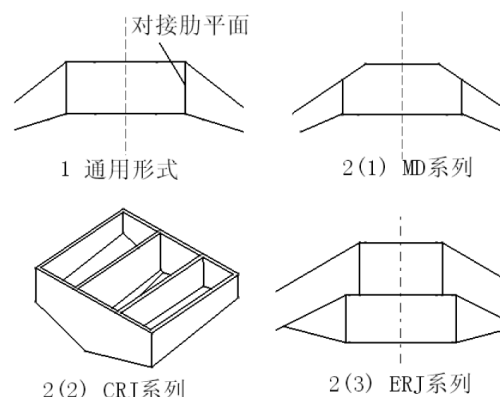


图 1 民用飞机中央翼类型示意图

1 对接面位置的类型

通常民用飞机外翼中央翼的对接位置在飞机的中机身等直段。在早期,机身等直段的外形一般由上下两段圆弧组成,即双叶型或倒“8”字机身剖面,如图2所示。

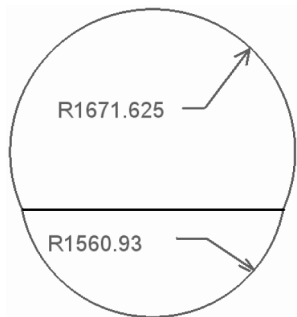


图2 MD82 机身等直段剖面图

这种机身剖面在解决客舱高度问题的同时也增加了机身纵向弯曲刚度,提高了机身的承载能力;但在上下圆弧交接部位的蒙皮疲劳问题突出。为改善此连接部位的疲劳特性、机身外形的光滑度及旅客的舒适性,民机的机身等直段设计成三段圆弧,如图3所示。

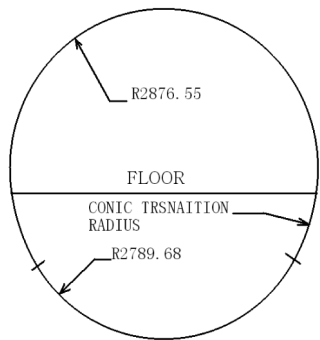


图3 波音787飞机机身等直段剖面图

1.1 波音系列飞机对接面的选择

波音系列飞机通常在地板平面和机身外形的交线处垂直下拉一平面作为外翼中央翼的对接面,如图4所示。

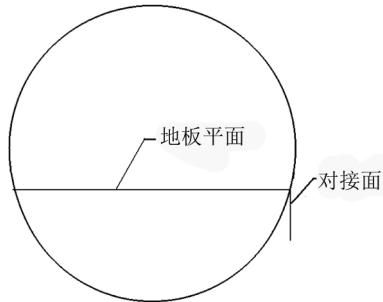


图4 波音飞机的翼身对接面

采用这种对接面的还有C系列等飞机。此对接面的优点是对接肋的上缘条和中机身侧壁板的配合面是平面,肋缘条受力好,有利于肋缘条的加工和翼身对接的装配。但对接面外移,使外翼的有效气动面积有所减少;在中机身前后梁框上会形成较大的三角区,对中机身侧壁板的传力有不利影响,有的机型还会因此增加传力件,如图5所示。

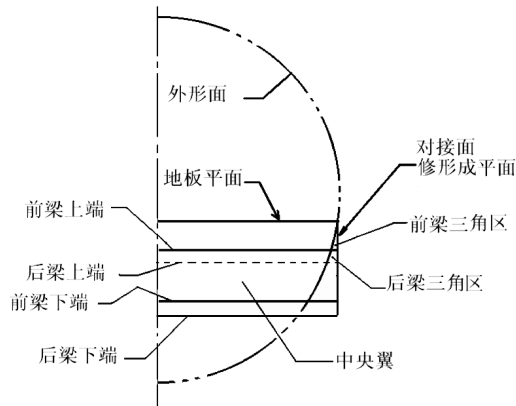


图5 对接面和外表面形成三角区示意图

1.2 空客系列飞机对接面的选择

空客系列飞机的外翼中央翼对接面比波音系列飞机要内收,其前后梁处的三角区也大大缩小。中机身和前机身的对接分离面在前梁框之前的1框或数框,蒙皮可以很容易地从三角区过渡到等直段,如图6所示。

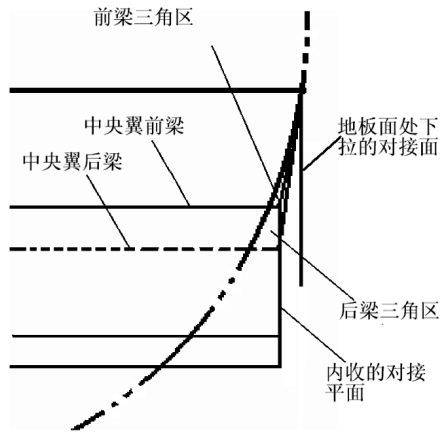


图6 内收的对接面形成的三角区示意图

其装配方案是中机身侧蒙皮的内侧贴在对接肋的上缘条上缘板的外侧,因此定义对接面需要中机身外形面向内偏置一个蒙皮厚度即偏置面A,如图7所示。

图中最远点D的确认是为了交线M能全部落在偏置面A以外,以免修形面在配合区的局部扭曲过大。

这种对接面的优点是减小了前后三角区,使得蒙皮容易过渡而连续,有利于中机身侧壁板的传力^[2],为提高外翼气动效率提供了支持;缺点是对接肋上缘条和中机身侧蒙皮的配合面变成曲面,使得上缘条的加工难度增大,装配难度变大。

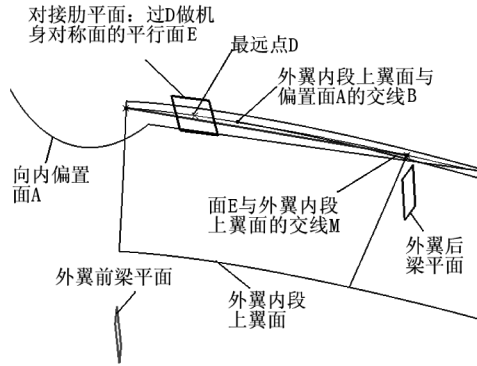


图7 对接面平面定义示意图

1.3 一种新型的对接面

分析前两种对接面位置,在后梁处的三角区仍然偏大,为解决这个问题,本文提出一种新型的对接面位置,如图8所示。

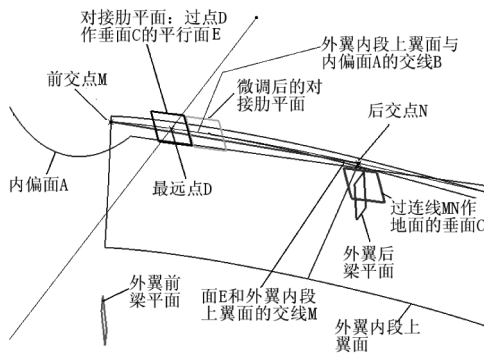


图8 新型对接面位置的确定示意图

确定过程:首先做外翼前/后梁、机翼内段上翼面、等直段外形面偏置面 A 的交点 M/N;连直线 MN;再过直线 MN 做地面的垂面 C;然后做外翼内段上翼面和偏置面 A 的交线 B,找出交线 B 上距离机身对称面最远的点 D,最后过 D 点做垂面 C 的平行面,该面即为理论上的新型的对接面 E。

做对接面和外翼内段上翼面的交线 M, M 即是修形面的边界线。分析边界线到偏置面 A 的距离,可对对接面做调整,以均衡前/后梁处的修形面变形量和过渡区范围。

新型对接面 E 使得前/后梁处的三角区更小,如图9所示。

因为图8中的最远点 D 低于地板平面,其确定的对接面,相对从地板面下拉确定的对接面内收。

修形面以图8中交线 M 为边界修形,在前后过渡区内从三角区过渡成等直段,上缘条和中机身侧蒙皮的配合面区域依照修形面而定,不刻意修成平面。

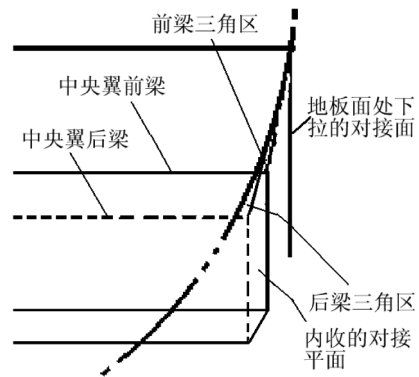


图9 新型对接面的前后三角区示意图

此对接面位置内收,并和机身对称面有一定的偏转,均衡了前/后梁处的变形量和过渡区;这样修形面变形量更小,过渡更顺滑,从而更有利于中机身侧壁板的传力,使配合区的加强和传力的构件尺寸变小,达到减重的效果;同时新型对接面的内收也可以提高外翼上翼面气动面积。

2 外翼制孔空间分析

2.1 制孔空间的形成

选用内收的机翼对接面必须要考虑的一个限制因素是其对外翼上壁板制孔空间的影响,如图10所示。

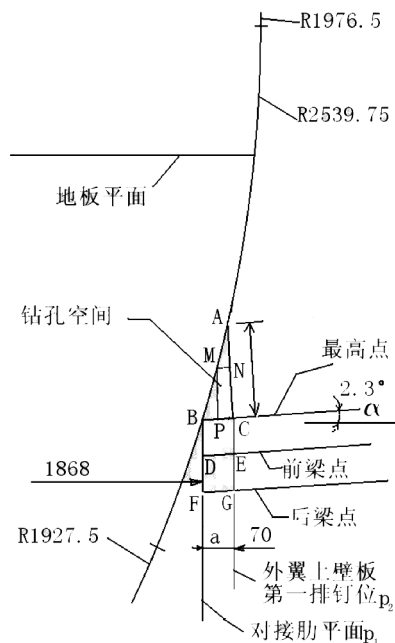


图10 某型飞机外翼上壁板制孔空间示意图

图中 DBF 是对接面内收的极限位置 p_1 , ECG 是外翼上壁板第一排钉满足制孔空间下内收的极限位置 p_2 , 直线 BC 是外翼内段上翼面在钉位 C 点位置的剖面线; C 点是钉位 p_2 面上的点; A 是过 C 点作外翼上翼面的垂线交中机身外形线的点。图中可知, C 点的制孔空间为图中的近似三角形 ABC。一般情况下, 由前梁向后梁延伸, 制孔空间逐渐变小; 后梁处的制孔空间最小, 因为后梁位置最低且如图 10 中的 a 角偏大。

根据制孔工具的尺寸, 可以确定制孔所需最小空间截面(图 10 中以矩形示意) MNCP, 截面 MNCP 沿着第一排钉的位置线 ECG 由前梁点到最高点直至后梁点扫掠, 形成外翼上壁板制孔所需的立体空间。

影响近似三角形 ABC 大小的几何因素有: 1) 弧线 AB 的曲率半径(图中为 $R_2 539.75$); 2) 外翼内段上翼面与水平面的角度(图中 C 点处为 2.3°); 在这两个因素确定后, 必须的有效制孔空间 MNCP 就决定了 C 点位置即 p_2 。对接面和 p_2 的距离 a 会影响对接结构设计, 如果过大, 可能使得对接结构难以实现, 或者利害失当。

2.2 制孔空间对结构设计的影响

图 11 是图 10 中机型的外翼上壁板和对接肋上缘条的对接结构, 可以看到, 该对接结构明显受到第一排钉位置 p_2 到对接面的距离 a 的影响。

D 是钉径, 上壁板的钉端距取 $2D+2$; L 是上缘条内倒圆边线到上壁板端头的距离。

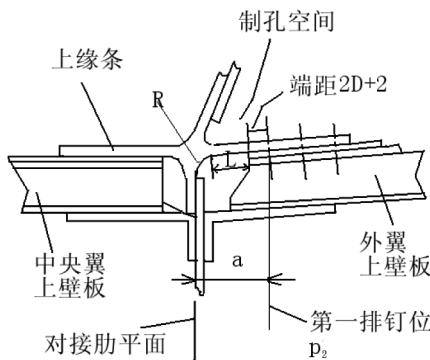


图 11 某机型外翼上壁板对接示意图

因为要保证制孔空间需要, 图 11 中 a 为 70, 这个距离造成长桁端头的斜切方向只能如图中所示, 也是造成外翼、中央翼两侧对接结构不对称的原因之一。

图 12 是另一种采取内收对接平面的机型, 其对接结构同样受到制孔空间的影响, 图中的距离 a 很明显。

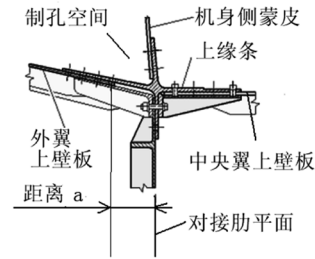


图 12 某机型外翼上壁板对接示意图

2.3 对接面的选择范围

如图 13 所示, 对接面总的选择范围 c 是从如图 4 中的下拉平面 p_3 到最内收平面 p_1 。因为 p_3 再向外将使中央翼伸出机身外, 造成很大的前/后梁三角区和配合面难以修形等问题; 而 p_1 再向内收会造成配合面扭曲。

2.4 制孔空间对 p_2 的影响

如图 11 所示, 对接面和 p_2 之间的距离为 a :

$$a = R + L + (2D + 2);$$

$L=2$ 时, 是结构设计要求的对接肋平面距离第一排钉的最小距离:

$$b = R + 2 + (2D + 2);$$

机翼对接面内收的优点是可以使外翼第一排钉位 p_2 内收, 从而使外翼气动面积增加。但从上文可知, 制孔空间会限制 p_2 内收; 当 p_2 和对接面保持最小距离 b , 跟随对接面内收到极限位置 C 点时, 对接面到达 U 点; 对接面从 U 点继续内收并不能带动 p_2 内收, 而只会增加距离 a 。如图 13 所示。

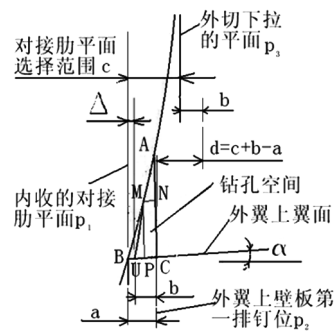


图 13 对接肋平面及钉位变动示意图

对接面继续内收从 U 点到极限位置 p_1 的距离 Δ 作为制孔空间对 p_2 的限制量:

$$\Delta = a - b = L - 2;$$

图 13 中 d 是第一排钉位 p_2 从最外侧内收的量:

$$d = c + b - a = c - \Delta;$$

当 $\Delta=0$ 时, 表示制孔空间对 p_2 没有限制, p_2 可在对接面变动范围 c 内全程跟随对接面内收, 内收

的对接面在增加外翼气动面积上有最高的效率,此时 $d = c - \Delta = c$;

当 $0 < \Delta < c$ 时,表示制孔空间对 p_2 有部分限制, p_2 可在部分范围内跟随对接面内收,内收的对接面在增加外翼气动面积上有部分的效率,此时 $c > d = c - \Delta > 0$;

当 $\Delta = c$ 时,表示制孔空间对 p_2 有最大限制, p_2 不能跟随对接面内收,内收的对接面在增加外翼气动面积上没有作用,此时 $d = c - \Delta = 0$;

当 $\Delta > c$ 时,表示对接面的可变动范围超过了其通常的选择范围,即当对接面选在 p_3 时,距离 b 仍不能满足制孔空间的需要, p_2 需要继续外移,此时 $d = c - \Delta < 0$,总体布置和制孔空间的需要使这种情况不会发生。

2.5 制孔空间对 p_2 影响的实例

图 10 中的机型是手工制孔,制孔空间较小。如图 14 所示,距离数据计算如下:

$$\begin{aligned} c &= 62.5 \text{ (总体布置);} \\ a &= 44 + 2 \times 12.01 + 2 = 70 \text{ (图纸,16号钉);} \\ b &= R + 2D + 4 = 44; \text{ (16号钉)。} \end{aligned}$$

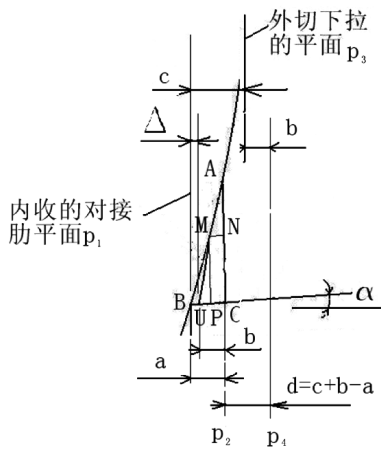


图 14 p_2 对外翼气动面积影响示意图

制孔空间小使得 C 点在 p_3 以内,第一排钉位内收的量为:

$$d = c + b - a = 62.5 + 44 - 70 = 36.5;$$

p_2 内收距离 d 为对接面内收距离 c 的 60%,表示该机型内收的对接面在增加外翼气动面积上有较高的效率。

图 15 中的机型是自动制孔,制孔空间较大。

该机型采用新型对接肋平面,与飞机对称面有一个 0.771° 的夹角,因此外翼上壁板第一排钉在不同钉位置有不同的 a 和 c ;分别计算在最靠近前梁和后梁的第一颗钉处的情况;

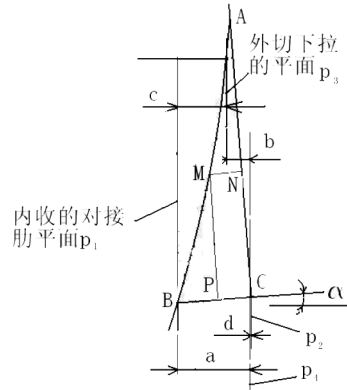


图 15 p_2 对外翼气动面积影响示意图

$$b = 44 \text{ (16号钉);}$$

$$d = c + b - a;$$

计算结果如表 1 所示。

表 1 前后梁处钉位与气动面积影响计算

	前梁第一颗钉处	后梁第一颗钉处
a	99.1	105.5
b	44	44
c	51.5	83.3
d	-3.6	21.8

由表 1 计算得出,虽然该机型选取的新型对接面内收明显,在前梁、后梁处分别达到了 51.5 和 83.3,但对应的尺寸 d 却较小,甚至在前梁处为负值;负值是由对接面 p_1 与飞机对称面有一个 0.771° 的夹角造成的,并不表示对接面内收反而会使第一排钉位 p_2 外移,而是 p_2 停在与 p_4 重合的极限位置。这都是由于自动制孔对制孔空间要求较大而造成的。

该机型的对接面选取对增加外翼上翼面的气动面积基本没有效果,但使得中央翼前后梁处的三角区非常小,在航向的过渡范围内,蒙皮可以顺利地过渡,有利于中机身侧壁板传力;对接肋上缘条的上缘板和中机身侧蒙皮的配合面即修形面的变形量也非常小,使得上缘条加工难度增加很小,对局部疲劳也没有不利影响。综合来看,该机型选用新型对接肋平面是可行的。

最后,即使内收的对接肋平面增加了影响外翼气动面积的尺寸,也要看该处的整流罩能否实现此有利点。

3 机身对接分离面的影响

中机身前部的对接分离面位置选在中央翼前

梁之前,会给蒙皮过渡留有空间,宜选择内收的机翼对接面,以实现其有利点:改善中机身侧壁的传力。

中机身前部的对接分离面位置选在中央翼前梁处,则机翼对接面通常选择图4中的下拉平面,在前梁处留有三角区。如图16中的波音787飞机。

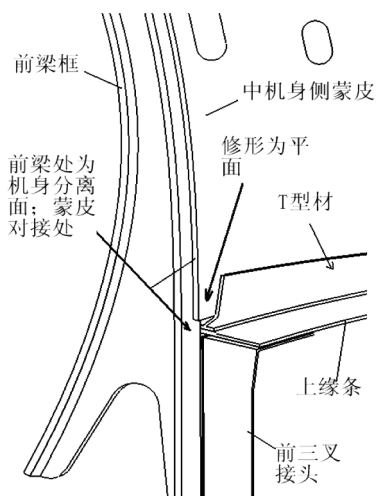


图16 波音787飞机中机身分离面位置示意图

有机型机翼对接面选择在中央翼前梁之前时,翼身对接面也选择图4的对接面,此时三角区前移到机身对接框处,如图17所示。

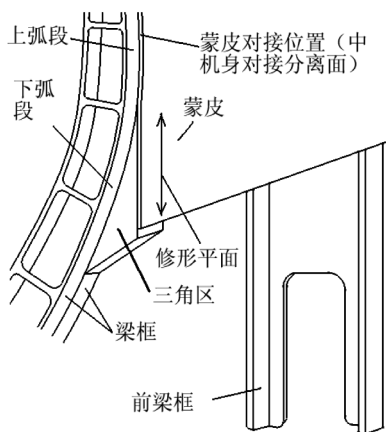


图17 某型飞机前梁及机身对接面示意图

表2是8种机型的中机身前部分离面位置与翼身对接面形式之间的关系。

表2中,中机身前部的对接分离面位置和机翼对接面的形式有对应关系。

中机身后部的对接分离面在起落架舱的后部,无论内收的还是外切的机翼对接面方案,都有充裕的空间让蒙皮从对接段过渡到等直段。因此,中机身后部对接分离面对翼身对接面的选择不产生限制。

表2 机身对接分离面与翼身对接面关系

机型	机身对接面	翼身对接面
某机型	中央翼前梁处	外切平面
B737	中央翼前梁处	外切平面
B787	中央翼前梁处	外切平面
C系列	中央翼前梁前	外切平面
MD82	中央翼前梁前	内收平面
某机型	中央翼前梁前	内收平面
A320	中央翼前梁前	内收平面
A380	中央翼前梁前	内收平面

图18是某机型中机身侧蒙皮在起落架舱部位过渡。

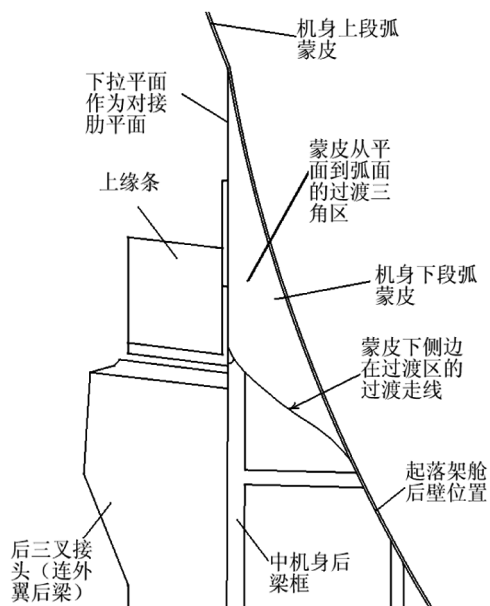


图18 起落架舱部位蒙皮过渡示意图

也有机型不选择蒙皮过渡,而将三角区留在后部对接框处,并增加过渡传力件。

4 结论

在工程设计软件的支持下,可以更精确和细致地分析对接面位置的影响要素,对做出的修形面进行曲面分析;并在精密制造技术的支持下实现曲面对接结构,使得气动、传力、密封、装配等要素都得到满足。

适合选用新型翼身对接面的情况如下:

(1)飞机中机身和对接肋上缘条配合部分的一段外形弧线曲率半径较大;

(2) 选取的装配工艺对制孔空间的要求不宜偏大。

本文分析了对接面位置的选取范围,并为一种新型对接面的设计提供了具体思路。

(上接第2页)

翼型后缘:孔直径要求等于 $0.1\text{mm} \sim 0.2\text{mm}$;

测压孔(管)的具体技术要求:

(1) 物面必须保持平整,打磨毛刺时不得倒角;

(2) 打孔之前必须完成气动表面的加工,测压孔轴线须与模型表面法线一致;

(3) 测压孔必须保持表面质量很好,为保证很好的表面质量,建议采用高速钻头加工孔(电火花加工方法表面质量稍差);

(4) 由于孔径太小,无法加工太深,最大深度为10倍孔径,若需要打更深的孔,剩下的部分可以用电火花加工;

(5) 必须保证测压管的密封性;

(6) 必须保证粘接或焊接的测压管牢固(ETW的做法是在金属管和塑料管之间加上固定带)。

此外,对于不同位置的测压孔的制作方法,ETW也有不同的建议。比如,测压孔离开走线槽很近的情况下(如翼型中部),可以采用直接打孔法,而对于空间有限而且远离走线槽位置的测压孔(如机翼前缘)则可采用带套筒方法加工测压孔法等。

从国外先进的风洞单位的做法来看,无不体现出要求越来越“精益求精”的设计理念。

1.3 精确研究平尾处的流场特性的新尝试

飞机的俯仰力矩特性与飞行性能以及安全性息息相关,是飞机设计中重点关注的方面,而平尾是控制俯仰力矩的主要部件,其周边流场特性会对平尾的气动特性产生至关重要的影响,翼身组合体对平尾的干扰以及平尾在干扰流场下自身特性的变化,都会影响到全机的失速特性以及纵向稳定性,因此,对于平尾处的流场特性研究具有重要的意义。

国内目前对于机翼对平尾下洗特性的影响进行研究的经典方法是通过部件组拆测力法来计算,该方法能反映宏观气动结果,但无法确切知道平尾处的速度阻滞以及平尾当地迎角随机身迎角的变化;常规还可以通过丝线等流场显示的方法来观

参考文献:

- [1]《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第9册:载荷、强度和刚度[M]. 北京:航空工业出版社,2000.
- [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.

察平尾本身的流场特性,但观测结果也只能定性分析,无法量化。在工程实践中,民机设计的技术人员已经开始采用较为精密的传感器——七孔探针来精确研究平尾处的流场特性。通过七孔探针可以较为准确地测量平尾当地流场的速度、方向、总压以及静压等,获得平尾处的流场方向以及当地速压随机身迎角的变化,从而可以更为合理地为平尾布局设计以及研究全机失速相关特性提供更为可靠的参考和依据。图3为某型飞机利用七孔探针进行平尾处流场测量研究的试验照片,研究获得较好的结果。

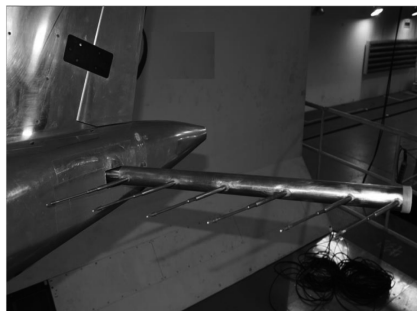


图3 七孔探针测量平尾处的流场特性

2 结论

总结以上民机型号验证风洞试验技术中的几点新发展和新要求,体现了一个共同的特点,那就是“精益求精地精细化”。现代民机设计验证领域必然会要求越来越精细和规范的风洞试验技术,从而获得越来越可靠的飞机气动特性预测结果。可以预见,这将是飞机设计验证风洞试验技术发展的必然方向。

参考文献:

- [1] 华成贤,李实伟. GJB180-86 低速风洞模型设计规范[S]. 北京:国防科学技术工业委员会,1987.
- [2] 王发祥. GJB569-88 高速风洞模型设计规范[S]. 北京:国防科学技术工业委员会,1989.