

<http://bhxb.buaa.edu.cn> jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0397

飞机可动翼面缝隙封严结构研究进展

程小全^{1,*}, 蔡墨泉¹, 王松伟²

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191; 2. 空装驻石家庄地区军事代表室, 石家庄 050081)

摘 要: 主翼面与可动翼面之间的缝隙会对飞机飞行性能造成一定影响, 缝隙封严结构的应用会改善机翼的表面光滑性, 同时达到增升减阻、优化操纵等效果。基于此, 对 5 种封严结构设计形式进行对比, 并将封严结构的设计分为依靠机构和依靠材料 2 类, 分析了其优缺点。比较了 4 家航空配件公司的封严结构产品, 分析了耐磨自由端细节设计。给出了快速拆装修理、限制结构刚度范围、设计时仿真与试验相结合等设计建议。

关键词: 飞机封严结构; 缝隙密封; 飞行性能提升; 弹性大变形; 疲劳性能

中图分类号: V224+.4

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2025)06-1816-08

气动性能和飞行控制性能是飞机设计关注的重点。机翼前后缘的襟翼、缝翼等增升装置, 可提高起飞重量, 降低巡航油耗, 缩短起降距离, 增强该机型的市场竞争力^[1]。军机中, 机动性能高的战斗机在空战中能够占据主动, 改进方向舵、升降舵等控制面的设计, 提高战斗机的机动性能, F-22 和 J-20 等先进战机已采用了全动 V 尾设计^[2]。

增升装置和控制面都属于可动翼面, 在操纵偏转的过程中, 其与机身、机翼等固定部件之间会产生缝隙。上下翼面压强差会使气流穿过缝隙到达另一侧表面, 导致气流分离, 提前由层流转捩为湍流。气流转捩会增加飞行阻力, 增大油耗; 严重时降低机翼升力系数, 造成失速, 威胁机组人员的生命财产安全^[3]。此外, 水分、杂质等进入缝隙, 会对机翼内的连接、传动结构造成腐蚀^[4]; 缝隙也会削减飞机表面的光滑性, 降低整机隐身性能^[5]。

因此, 对于机翼可动翼面与主翼面之间的缝隙, 需要使用封严结构来进行气动密封, 以改善机翼表面的连续性和光滑性。由于翼面存在偏转和弯曲, 这种缝隙密封属于动态密封, 其技术难度较大^[6]。航模爱好者将弹性胶带粘贴在缝隙处, 以提

高航模的操纵性能, 胶带起到气动密封作用, 在原理上与封严结构相似。

国内外对飞机翼面封严结构相关研究成果的公开报道较少, 波音、空客等公司官网上可查到的具体应用也不多。本文对国内外已发表的相关专利和应用情况进行总结, 分析这些封严结构设计特点及可能存在的问题, 归纳出封严结构设计时的注意事项, 旨在为设计人员提供一定的思路和参考依据。

1 封严结构的应用情况

1.1 封严结构工作原理

如图 1 所示^[1], 可动翼面与主翼面之间存在缝隙, 易导致上翼面气流分离, 需要加装封严结构进行气流密封。

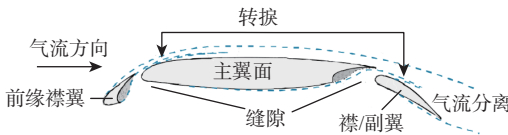


图 1 机翼可动翼面与主翼面间的缝隙^[1]

Fig. 1 Gap between movable wing surface and main wing surface^[1]

收稿日期: 2023-06-19; 录用日期: 2023-09-08; 网络出版时间: 2023-09-15 16:24

网络出版地址: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230915.0957.001

* 通信作者. E-mail: xiaoquan_cheng@buaa.edu.cn

引用格式: 程小全, 蔡墨泉, 王松伟. 飞机可动翼面缝隙封严结构研究进展 [J]. 北京航空航天大学学报, 2025, 51 (6): 1816-1823.

CHENG X Q, CAI M Q, WANG S W. Study progress of gap sealing structure for aircraft movable wing [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2025, 51 (6): 1816-1823 (in Chinese).

传统翼面封严结构(见图 2^[7])是一块随动板,一端连接到主翼面上,另一端搭接在可动翼面上的自由端,自由端与可动翼面表面相对滑动。随着可动翼面的偏转,封严结构会转动或弯曲变形,在飞行过程中实现缝隙密封^[7]。

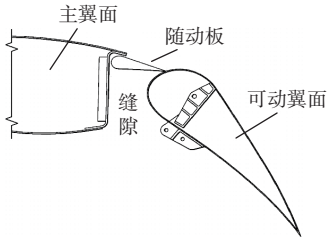


图 2 传统翼面封严结构^[7]

Fig. 2 Traditional wing sealing structure^[7]

1937 年, NACA 在其技术笔记中提到使用封严结构来提高飞机的操纵性能。如图 3 所示, 美国海军舰载机 F-18 使用了封严结构来密封副翼与主翼面之间的缝隙, 而中国舰载机 J-15 则未进行密封, 这对 J-15 在航母上的起降是极为不利的。

经过长期试验研究, 关于封严结构对飞行性能产生的有利影响, 技术人员总结出了一些规律: 封严结构对飞机巡航速度及爬升率的提升有限, 至多在原有基础上增加约 2%, 起降时的失速速度会降低 2~3 km/h; 封严结构对飞机的滚转特性有很大



(a) F-18



(b) J-15

图 3 舰载机 F-18 与 J-15 对比

Fig. 3 Comparison between shipboard aircraft F-18 and J-15

改善, 可以提高滚转速率, 同时优化飞机驾驶员的操纵体验。

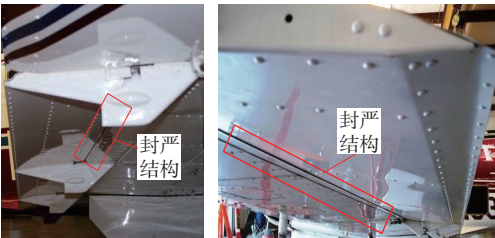
1.2 封严结构在飞机上的应用情况

产品化封严结构的应用, 目前只出现在小型飞机上。美国的 Lasar Aero Styling & Repair 公司、Whelen 航空航天技术公司(WAT)、Knots 2U 公司、Horton 工业公司为不同型号的通用飞机提供封严结构产品。这 4 家公司的相关产品信息如表 1 所示。Lasar Aero Styling & Repair 公司的产品如图 4 所示。

表 1 4 家公司封严结构产品信息对比

Table 1 Comparison of product information for four companies with strict sealing structures

公司名称	适用机型	性能提升	选材和安装	产品价格/美元
Lasar Aero Styling & Repair	Mooney M20系列	巡航速度增加2~4 km/h, 爬升速度显著增加, 操纵性能改善	铝制板材, 抽芯铆钉安装, 襟翼部位安装需12 h, 副翼部位为4 h	180~325
Whelen	Comanche PA-24, PA-28, PA-32, PA-34, PA-39, PA-44系列	巡航速度提升4~5 km/h, 着陆速度更低	高性能环氧树脂层合板, 3~4 h 安装时间	999~1 799
Knots 2U	Piper, Beech, Cessna 等系列	将Piper Twin Comanche型号的巡航速度提升32 km/h, 其余型号提升6~8 km/h	铝制板材、超高分子量塑料防摩擦条, 用螺钉安装于可动翼面内部, 安装时间4 h	250~900
Horton	Cessna 182 Skylane	巡航速度提升3 km/h, 着陆时的滚转速率和低速状态下的操纵性能明显改善	铝制板材或玻璃纤维层合板, 带有硅树脂黏合剂, 使用空心铆钉固定, 安装时间为8~12 h	350



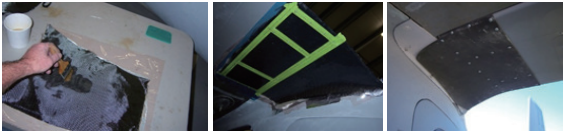
(a) 襟翼封严结构 (适用于M20B~M20G) (b) 副翼下翼面封严结构 (适用于M20B~M20K)

图 4 Lasar Aero Styling & Repair 公司的封严结构产品安装示意图

Fig. 4 Installation diagram of Lasar Aero Styling & Repair

Company's sealing structure products

飞行爱好者 Setzer 将 6 层碳纤维织物和 2 层玻璃纤维织物剪裁成所需封严结构的形状, 刷涂树脂, 用自攻螺钉将这 8 层铺层固定在机翼根部, 再用真空袋加热固化, 用拉铆钉永久安装, 流程如图 5



(a) 手工刷涂树脂 (b) 自攻螺钉固定, (c) 拉铆钉永久固定加热固化

图 5 自制层合板封严结构

Fig. 5 Self-made laminated plate sealing structure

所示。该封严结构用于密封机翼根部和机身之间的缝隙,可以使起降失速速度降低 5 km/h。

2 翼面封严结构形式现状

缝隙内气动力较大时,传统翼面封严结构的随动板易被气流冲开(见图 6^[7]),密封效果不好。为满足现代飞机的高速、大机动等性能需求,需设计新的结构形式。目前,封严结构设计还没有形成相应的规范,现有的每种设计都有其优缺点。本文对已有的结构设计进行总结分析,发现主要有依靠机构和依靠材料 2 类设计形式。

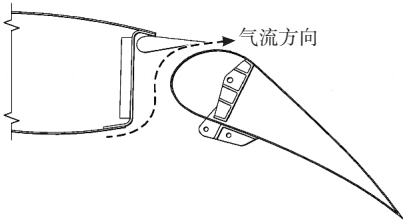


图 6 传统翼面封严结构^[7]
Fig. 6 Traditional wing sealing structures^[7]

2.1 依靠机构的设计形式

2.1.1 铰链连杆传动式封严结构

潘立新等^[8]设计了一种使用铰链安装、连杆传动的封严结构。如图 7(a) 所示,使用特殊的 L 型连杆(见图 7(b)),将封严结构面板(简称封严板)内壁与飞机主翼面后缘上的铰链支座连接。L 型连杆的中空设计可使舵面操纵机构从其内部通过,各部件转动时不会互相干扰。舵面偏转时,L 型连杆能给封严板提供指向翼面内部的拉力,确保自由端能紧密贴合在舵面前缘蒙皮上,实现缝隙封严。

铰链连杆传动式封严结构无需额外驱动,仅靠舵面操纵机构带动 L 型连杆就可实现翼面封严,且适用于复杂翼型。舵面偏转不会造成封严板大幅度弯曲变形,降低了对封严板材料疲劳、弹性大变形等性能的要求。此外,该结构还可以采用热防护材料来对空天往返飞行器进行隔热密封。

铰链连杆传动式封严结构传动零件数量较多,用于大展长机翼时,需分块设计不同翼段的封严结构,会大幅度增加机翼后缘的结构质量,这与飞机设计的减重要求相悖,且大量零件给狭窄缝隙内的空间布局设计带来了挑战。

2.1.2 扭簧预加载式封严结构

胡利等^[9]为某型先进战斗机设计了一种用于前缘襟翼的封严结构,如图 8(a) 所示。该结构分为扭簧、转轴、固定板组件、转动板组件,安装时需先将 4 个部分组装完成(见图 8(b)),再将固定板固支连接在前缘襟翼内壁,转动板旋转一定角度后压在

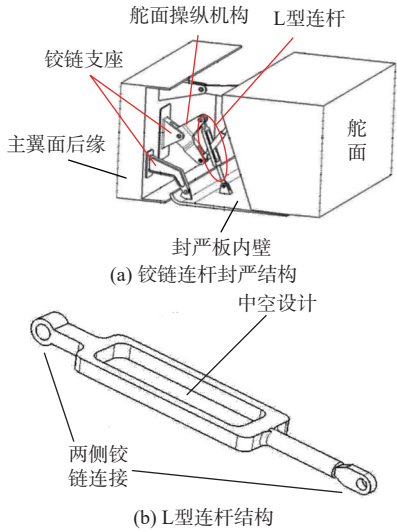


图 7 飞行舵面前缘随动封严结构^[8]

Fig. 7 A kind of Follow-up sealing structure for leading edge of aircraft rudder surface^[8]

主翼面伸出的弧形导流片上(见图 8(c))。扭簧扭矩随着襟翼偏转角度的增大而增大,可以保证转动板迅速回弹,避免气动力较强时贴合不紧密,出现无法封严甚至振动发散的现象。整个结构在机翼内部占据了较大空间,可能会与襟翼操纵机构及导流片发生干涉。

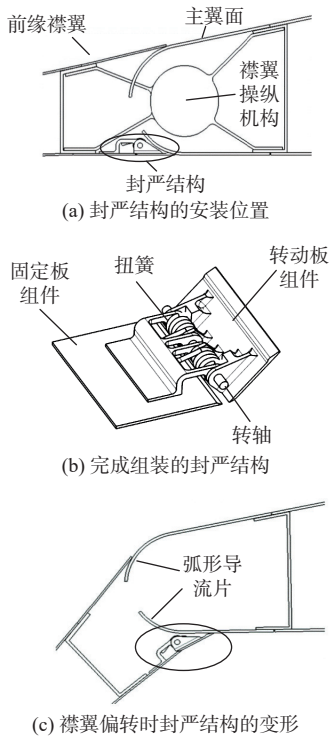


图 8 前缘襟翼缝隙封严结构^[9]

Fig. 8 A kind of gap sealing structure for leading edge of flap^[9]

2.1.3 弹簧预加载式封严结构

Wildman^[10]提出了使用预加载弹簧来实现封严的结构,如图 9(a) 所示,结构包含橡胶密封垫圈、

导杆、封严板 3 部分粘接成的整体和弹簧零件。控制面偏转时, 其前缘会给橡胶密封垫圈施加驱动力 (见图 9(b)), 使导杆沿着固定轨道滑动。封严板的宽度始终大于缝隙宽度, 弹簧一直处于受压状态, 保持橡胶密封垫圈与控制面前缘贴合。

弹簧预加载式封严结构分组安装在机翼上, 相邻 2 组间通过卡槽相互搭接 (见图 10(a))。现代客机机翼的弯曲幅度较大, 单组封严结构不能过宽, 整个机翼需要多组, 如图 10(b) 所示。机翼弯曲时, 搭接部位在卡槽内滑动 (见图 10(c))。如果封严板使用全金属材质, 可能会导致机翼质量大幅增加, 严重影响控制面的偏转。

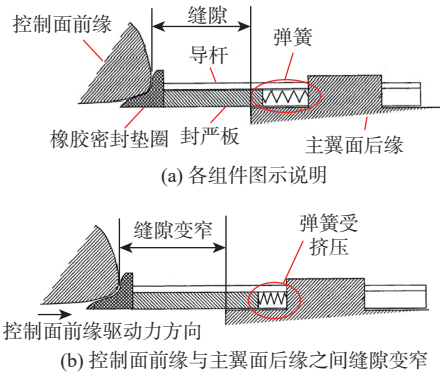


图 9 弹簧预加载式封严结构^[10]

Fig. 9 Spring preloaded sealing structure^[10]

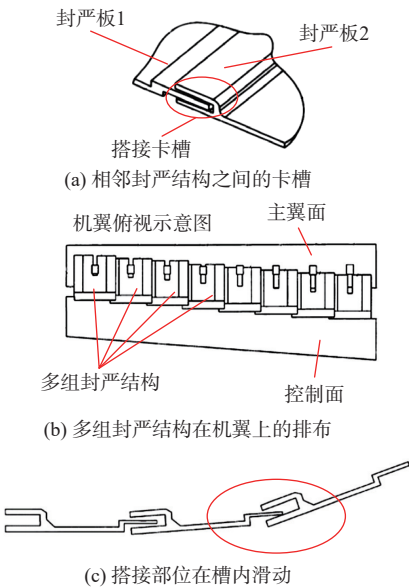


图 10 长机翼上的多组封严结构^[10]

Fig. 10 Multiple sealing structures on long wings^[10]

2.2 依靠材料的设计形式

2.2.1 高弹性密封板式封严结构

Johnson^[11] 设计了一种控制面整流罩封严结构, 如图 11(a) 所示。结构主体是一块纤维增强复合材料层合板, 安装之前具有较大的弯曲弧度 (见图 11(b))。图 11(c) 为安装后示意图, 封严板的一端使用螺栓

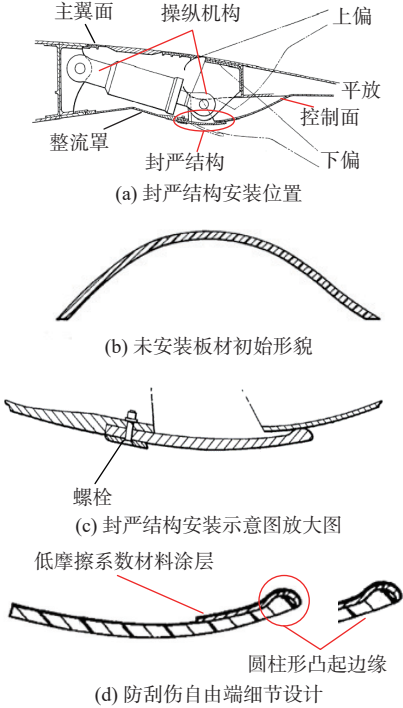


图 11 整流罩封严结构^[11]

Fig. 11 A kind of fairing sealing structure^[11]

固定在主翼面整流罩的外表面, 另一端通过板材的变形回弹紧密贴合在控制面外表面, 实现控制面与机翼之间的缝隙封严。图 11(d) 为自由端剖视图, 圆柱形凸起边缘可以减小自由端与可动翼面蒙皮的接触面积, 低摩擦系数材料涂层可以降低滑动摩擦力, 减缓蒙皮的磨损。

2.2.2 随动搭接式封严结构

王东等^[12] 设计了一种搭接式的封严结构 (见图 12)。该结构分为前封严板和后封严板, 用铆钉固支连接在主翼面和操纵面上。前后封严板的圆弧面互相贴合且过盈配合, 圆弧尺寸可适应操纵面偏转时的运动轨迹。这种设计减少了 2 个子部件之间的连接结构, 不会对操纵面转轴的运动造成干扰。但是, 前后封严板之间相对滑动距离较长, 贴合面极易磨损, 气密性降低。王东等^[12] 用导电纳米材料对封严板进行了表面处理, 提高其表面粗糙度和耐磨性。该结构在圆弧面贴合处会出现鼓包 (见图 12(c)), 可能导致气流在鼓包处提前转捩, 降低操纵效果。

2.3 2 种设计形式特点

依靠机构和依靠材料的设计形式各有优缺点, 总结如下:

1) 依靠机构的设计。结构较为复杂, 零部件数量较多, 部件一般分为传动机构和封严板 2 部分。可动翼面偏转过程中, 使用机械传动带动封严板迅速回弹来实现缝隙封严, 对材料的弹性变形性能及

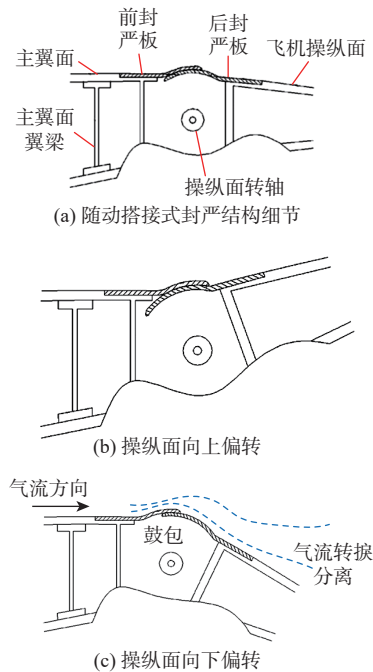


图 12 随动搭接式封严结构及偏转姿态^[12]
Fig. 12 Follow-up overlapping sealing structure and deflection attitudes^[12]

疲劳性能要求较低,抵抗气动载荷的能力较强,不会出现密封不严、板面振动等现象。但此类封严结构会导致机翼质量大幅增加,且拆装困难,不利于后期检修维护。如果传动机构布置不合理,会干涉其他操纵机构的运动。

2) 依靠材料的设计。结构较为简单,零部件数量较少,部件一般仅为一块高弹性的板材,一端固支连接在主翼面上,另一端为自由端。高弹性板材在安装时便施加一个预变形,以保证在可动翼面的整个偏转角范围内,板材的回弹变形都可以使自由端紧密贴合在可动翼面表面。此类结构安装较为方便,不会给机翼增加较多质量,不会影响机翼内操纵机构的运动,但对材料的弹性大变形及疲劳性能要求较高,且易出现老化损坏,需要经常更换。

3 封严结构设计技术现状

3.1 选材制造技术

封严结构设计选材一般遵循经济性、可靠性、减重等原则,制造工艺因选材而异。

如果材料不发生大变形,可使用较为常见的不锈钢、铝合金等金属材料^[9]。成骏等^[13]对某型飞机封严板的制造工艺进行改进,发明了一种加工连接件安装孔的气动压窝器,孔周围没有出现大面积的起皱变形,表面质量大幅提升。对于发生材料大变形的结构,一般选用纤维增强复合材料层合板或橡胶。Blades^[14]使用聚氨酯作为树脂基体。Johnson^[11]

使用液态橡胶材料浸润二维编织碳纤维,生成单个铺层,再将多个铺层铺叠加压固化。许腾飞等^[15]设计了一种夹层封严结构,使用碳布和石英布铺层作为外层铺层,高弹性橡胶作为内部夹层。

需要在热带海域服役的舰载机^[16]的封严结构对材料的湿热疲劳性能要求较高。新兴的竹纤维增强复合材料具有原料来源广、制备简单、耐湿热^[17]等优点。竹纤维能提高复合材料断裂伸长率,甚至能提高树脂的结晶速率和结晶度^[18],可纳入选材范围。

NASA 格林研究中心^[19]研发出了以耐高温材料编织物和陶瓷层叠薄片为基础的密封结构,这些耐高温结构在航天飞机和 X-38 空天往返飞行器上经受了考验。

3.2 自由端耐磨设计

如果自由端较为尖锐,易将可动翼面接触位置的蒙皮磨损划伤,设计时需重点考虑。

Lasar Aero Styling & Repair 公司的副翼封严结构表面涂覆了聚酯薄膜,可以减轻摩擦损伤,同时也可以降低滑动摩擦力,不会使副翼偏转受到阻滞。

Blades^[14,20]在封严板自由端粘接了一块硅树脂橡胶(见图 13(a)),不同偏转状态下,橡胶变形后的轮廓不同,以贴合与其接触的可动翼面表面。考虑到胶粘的橡胶易脱落,Blades^[14,20]设计了一种中空结构的自由端,内部填充硅树脂橡胶,如图 13(b)所示,但硬质复合材料外壳使接触位置的弹性变差,一定程度上影响了气密性。

Northrop Grumman^[21]公司提出可在蒙皮表面接触区域安装耐磨铁磁条(见图 14),既可以减少摩擦损伤,又可以给金属封严板提供一定的磁吸力,提高封严板的回弹速度。

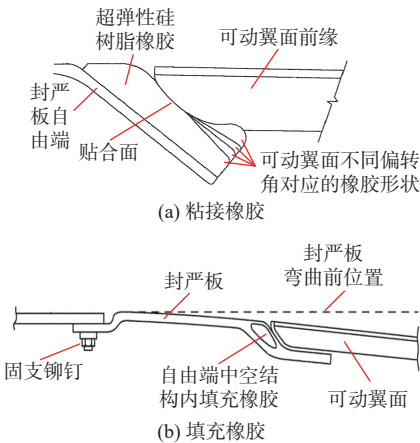


图 13 粘接或填充在封严板自由端的硅树脂橡胶^[14,20]
Fig. 13 Silicone rubber bonded or filled at free end of sealing plate^[14,20]

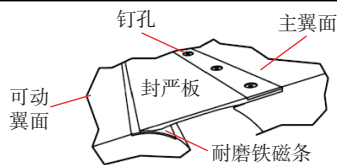
图 14 封严板自由端与可动翼面接触位置的耐磨铁磁条^[21]

Fig. 14 Wear resistant ferromagnetic strip at contact position between free end of sealing plate and movable wing surface^[21]

3.3 封严结构验证方法

封严结构的密封效果需要使用不同方法进行验证。

许腾飞等^[15]通过静力试验测量了封严结构所用橡胶材料的实际力学性能,用试验结果拟合出了该种橡胶材料的力学本构模型,并在 ABAQUS 仿真软件中将模型用于橡胶夹层结构,仿真结果显示,该种橡胶材料具有良好的回弹特性,满足封严板的设计要求。

除了仿真计算和力学试验,风洞试验也是评估密封效果的重要方法,空客公司设计增压装置时就使用了多个风洞进行试验验证。雷诺数对封严结构附近的气流流动,包括附着边界层转捩、黏性尾迹的相互干扰、机翼尾部复杂流动等都有较大影响^[22],试验一般在高雷诺数风洞中进行。目前,常见的高雷诺数风洞分为大气边界层风洞、压力风洞、低温风洞 3 种。大气边界层风洞通过提高马赫数来提高雷诺数,适用于大尺寸全机模型的高雷诺数试验,能对机翼尾部大片区域的气流特性进行监测,观察封严结构对机翼表面气流的影响^[23]。压力风洞靠增压来提高雷诺数,但较大的压力会改变可动翼面与主翼面之间的缝道参数,引起封严结构气动性能的变化^[24]。低温风洞是近年来最常见的高雷诺数风洞,不需要提高压力和马赫数,适用于小型模型的气动验证,虽然建造成本较高,但收益很大^[25]。

现阶段,使用单一方法难以完成验证,需要仿真计算、力学试验、风洞试验三者相结合。仿真主要进行前期气动载荷计算和后期力学结构优化;力学试验可以对材料和结构的力学性能进行检测,初步判断能否承受相应气动载荷;风洞试验可对前 2 个方法的准确性进行验证,每种设计方案都应经过风洞试验来最终定型。合理利用这 3 种方法可以节约研发成本,缩短研发周期。

4 结束语

飞机在机翼安装封严结构后,巡航速率、爬升速率、起降特性、操纵特性等都有所提升。本文罗列的封严结构产品均只适用于小型通用飞机,大型

飞机上的应用并不多见。对比分析几种封严结构的设计特点,发现很难同时兼顾结构简单和材料易得 2 个方面。金属、橡胶、纤维增强树脂基复合材料是封严结构较为常见的材料,就目前的技术而言,在简化结构设计的同时,材料的许多关键性能仍有待提升。

封严结构的设计建议如下:

1) 在实现缝隙密封的同时,应保证从主翼面到可动翼面具有连续光滑的气动外形,尽量减少台阶、鼓包的出现。

2) 依靠机构的设计方法,应尽量减少零件数量,减轻结构质量,同时简化安装工艺,便于后期检修。安装时,尽量避免对蒙皮等原始结构造成损伤,对使用的铆钉或沉头螺栓,应严格把控拧紧力矩等工艺参数。

3) 依靠材料的设计方法,材料应具有良好的弹性变形能力和优良的疲劳性能,在经受气动载荷和可动翼面驱动力循环作用后,仍能保持良好的回弹特性,结构产生的永久变形应尽量小。同时,应当考虑材料性能在湿热等特殊环境中的变化。

4) 将封严结构的整体刚度限制在一定范围内。刚度太小,无法承受气动载荷,会出现回弹滞后的现象,影响密封效果;刚度太大,会给可动翼面施加较大的反作用力,影响操纵效果。同时,应考虑大板面的气动弹性效应,如果出现振动,要尽量避免发散导致的结构快速破坏。

5) 自由端需要进行特殊的表面处理,使其具有良好的耐磨损性能,可减少对翼面蒙皮的摩擦损伤。

6) 设计需要仿真计算、力学试验、风洞试验 3 种方法结合。

7) 严苛的受力状态和服役环境使封严结构成为机翼上最易损坏的结构之一,需要经常检修,可能需要进行场外临时更换。维护人员的工具包中应配备快速拆装设备,如果是分块式设计,应携带至少一组封严结构零部件以备更换使用。

参考文献 (References)

- [1] 李丽雅. 大型飞机增压装置技术发展综述[J]. 航空科学技术, 2015, 26(5): 1-10.
LI L Y. Review of high-lift device technology development on large aircrafts[J]. Aeronautical Science & Technology, 2015, 26(5): 1-10 (in Chinese).
- [2] 金伟, 杨智春, 孟德虹, 等. 先进战斗机全动 V 尾抖振强度设计与验证[J]. 航空学报, 2020, 41(6): 523473.
JIN W, YANG Z C, MENG D H, et al. Strength design and test of advanced fighter all-moving twin V-tail buffet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(6): 523473(in Chinese).
- [3] 聂春生, 阎君, 曹占伟, 等. 头部外形对升力体转捩影响的试验研

究[J]. 导弹与航天运载技术, 2022(4): 104-108.

NIE C S, YAN J, CAO Z W, et al. Study on the influence of head shape on transition of lifting body[J]. Missiles and Space Vehicles, 2022(4): 104-108(in Chinese).

[4] HERNANDEZ J, FOULIARD Q P, VO K, et al. Characterization of corrosive defects through pulsed eddy current thermography for aircraft panels: AIAA 2021-0433[R]. Reston: AIAA, 2021.

[5] 桑建华, 张宗斌, 王烁. 低 RCS 飞行器表面弱散射源研究[J]. 航空工程进展, 2012, 3(3): 257-262.

SANG J H, ZHANG Z B, WANG S. Research on the radar cross section of weak scatterers on stealth vehicle[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2012, 3(3): 257-262(in Chinese).

[6] 王立研, 王菁华, 杨炳尉. 高超声速飞行器控制面动密封技术[J]. 宇航材料工艺, 2016, 46(3): 1-6.

WANG L Y, WANG J H, YANG B W. Dynamic seal technology for control surface of hypersonic vehicles[J]. Aerospace Materials & Technology, 2016, 46(3): 1-6(in Chinese).

[7] DECKER G R, ROBEDEAU S A. Slotted flaperon seal mechanism for aircraft devices: US11046421[P]. 2021-06-29.

[8] 潘立新, 孔斌, 何娅梅, 等. 一种飞行器舵面前缘随动封严结构: CN204433037U[P]. 2015-07-01.

PAN L X, KONG B, HE Y M, et al. A kind of follow-up sealing structure for the leading edge of aircraft rudder surface: CN 204433037U[P]. 2015-07-01(in Chinese).

[9] 胡利, 禹建军, 刘衍腾, 等. 一种前缘襟翼缝隙封严机构: CN108609160A[P]. 2021-05-07.

HU L, YU J J, LIU Y T, et al. A kind of gap sealing mechanism for the leading edge of flap: CN108609160A[P]. 2021-05-07(in Chinese).

[10] WILDMAN E. Flight surface seal: US8292236[P]. 2012-10-23.

[11] JOHNSON B D. Fairing arrangements for aircraft: US7051982[P]. 2006-05-30.

[12] 王东, 胡珺, 陈世春, 等. 一种飞机操纵面封严结构: CN207725605U[P]. 2018-08-14.

WANG D, HU J, CHEN S C, et al. Airplane control face structure of obturating: CN207725605U[P]. 2018-08-14(in Chinese).

[13] 成骏, 阚小如, 陶义建. 基于 Dynaform 的飞机封严板压窝成形工艺分析与优化设计[J]. 锻压技术, 2021, 46(1): 37-42.

CHENG J, KAN X R, TAO Y J. Analysis and optimal design on press dimple forming process for aircraft seal plate based on Dynaform[J]. Forging & Stamping Technology, 2021, 46(1): 37-42(in Chinese).

[14] BLADES P. Seal for aircraft wing: US10480653[P]. 2019-11-19.

[15] 许腾飞, 王新峰, 郭树祥. 高弹性橡胶夹层结构封严板分析方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2020, 52(3): 394-400.

XU T F, WANG X F, GUO S X. Analytical method of sealed plate with hyperelastic rubber sandwich structure[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 52(3): 394-400(in Chinese).

[16] 徐丽, 陈跃良, 武书阁, 等. 舰载机舰面停放环境及腐蚀情况研究[J]. 飞机设计, 2016, 36(6): 54-57.

XU L, CHEN Y L, WU S G, et al. The study about the deck park environment of carrier-based aircraft and corrosive state[J]. Aircraft Design, 2016, 36(6): 54-57(in Chinese).

[17] 徐海宇. PLA/竹纤维复合材料的制备及其性能研究[D]. 杭州: 浙江农林大学, 2021.

XU H Y. Preparation and properties of PLA/bamboo fiber composites[D]. Hangzhou: Zhejiang A & F University, 2021(in Chinese).

[18] 梁珊, 李杨, 吴建军, 等. 竹纤维/玻璃纤维混杂增强聚丙烯复合材料[J]. 塑料, 2012, 41(5): 86-88.

LIANG S, LI Y, WU J J, et al. Properties of bamboo fiber/glass fiber/hybrid reinforced polypropylene composite material[J]. Plastics, 2012, 41(5): 86-88(in Chinese).

[19] STEINETZ B M. Seal technology for hypersonic vehicle and propulsion: an overview[C]//Proceedings of the Short Course on Hypersonics Structures and Materials. Hampton: NTRS, 2008.

[20] BLADES P. Seal plate for an aerodynamic surface: US11299254 [P]. 2022-04-12.

[21] NEAL M A, SMITH C R. Dynamic conformal aerodynamic seal (CAS) for aircraft control surfaces: US10017239[P]. 2018-07-10.

[22] POLL D I A. Transition in the infinite swept attachment line boundary layer[J]. Aeronautical Quarterly, 1979, 30(4): 607-629.

[23] HAFTMANN B, DEBBELER F J, GIELEN H. Takeoff drag prediction for airbus A300-600 and A310 compared with flight test results[J]. Journal of Aircraft, 1988, 25(12): 1088-1096.

[24] SPAID F W. High Reynolds number, multielement airfoil flowfield-measurements[J]. Journal of Aircraft, 2000, 37(3): 499-507.

[25] 赖欢, 祝长江, 陈万华, 等. 大型低温风洞结构设计关键技术分析[J]. 实验流体力学, 2022, 36(1): 19-26.

LAI H, ZHU C J, CHEN W H, et al. Key technology for mechanical design in large-scale cryogenic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2022, 36(1): 19-26(in Chinese).

Study progress of gap sealing structure for aircraft movable wing

CHENG Xiaoquan^{1,*}, CAI Moquan¹, WANG Songwei²

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. The Military Representative Office of the Air Force Equipment Department in Shijiazhuang, Shijiazhuang 050081, China)

Abstract: The gap between the main wing surface and the movable wing surface might have a certain impact on the flight performance of the aircraft. The application of the gap-sealing structure will improve the surface smoothness of the wing while achieving effects such as increasing lift, reducing drag, and optimizing operation. This article compares various sealing structure design forms and divides them into two categories: relying on materials and relying on mechanisms. The benefits and drawbacks of each category are examined. The sealing structure products of several aviation parts companies are compared. Analysis is done on intricate designs like wear-resistant free ends. Design suggestions are provided at last, such as rapid disassembly and repair, limitation for the range of the structural stiffness, and a combination of simulation and experiment while designing.

Keywords: aircraft sealing structure; gap seal; flight performance improvement; large elastic deformation; fatigue property