

# 民用航空器研制中制造 符合性声明的使用

## Use of Manufacturing Conformity Statement in the Design of Civil Aircraft

史彬彬 / Shi Binbin

(上海飞机制造有限公司, 上海 200436)

(Shanghai Aircraft Manufacturing Co., Ltd., Shanghai 200436, China)

### 摘要:

制造符合性声明是申请人签署后,提交局方进行制造符合性检查的重要文件。在型号研制阶段,申请人签署制造符合性声明,向局方表明符合设计资料,局方进行检查并确定是否安全可用;在依据型号合格证进行生产阶段,申请人签署制造符合性声明,向局方表明符合设计资料并处于安全可用状态,局方进行检查得到确认后签发适航批准证书;在获得生产批准后,申请人无需提交制造符合性声明,即可获得局方签发的适航批准证书。通过对中国民用航空局、美国联邦航空局和欧洲航空安全局适航规章的要求进行比较,对制造符合性声明在不同阶段的作用进行研究和探讨。

**关键词:** 适航;制造符合性声明;符合;安全可用

**中图分类号:** V216

**文献标识码:** A

[Abstract] Manufacturing conformity statement is an important document that signed by applicant and submitted to administration for conformity inspection. In the stage of type certification, the applicant signed the conformity statement to show conform to the design date for the administration. The administration determines whether the product is in a condition for safe operation after conformity inspection. In the stage of production under type certificate, the applicant signed the conformity statement to show conform to the design date and is in a condition for safe operation for the administration. The administration issue the airworthiness approval certificates after conducts the inspection and determine that. In the stage of obtaining the production approval, the applicant will obtain the airworthiness approval certificate without submit conformity statement. In this paper, compared with the requirements of airworthiness regulations among CAAC, FAA and EASA, the conformity statements in different stages are researched and discussed.

[Key words] Airworthiness; Manufacturing Conformity Statement; Conform; Safe operation

## 0 引言

航空器的研制一般都要经过型号合格审定、仅依据型号合格证(TC)进行生产和获得生产批准三个阶段。无论哪个阶段,为了确认航空器符合经批准的设计资料并处于安全可用状态,局方制造检查代表将开展制造符合性检查工作。检查前,局方要求申请人依靠自身质量系统开展100%的制造符合性检查,确认符合性后,签署并向局方提交制造符合性声明(SOC)。收到SOC后,局方制造检查代表

开始局方的制造符合性检查工作。

SOC是航空器研制各个阶段的重要文件,但是在不同阶段,SOC的使用及其负有的涵义是有区别的。本文将从中国民用航空局(CAAC)、美国联邦航空局(FAA)和欧洲航空安全局(EASA)的适航要求出发,对SOC在航空器研制各个阶段的使用和负有的涵义进行研究和探讨。

## 1 SOC 简述

FAA和EASA的适航规章中,并未查找到SOC

的定义。CAAC 的适航管理程序对 SOC 进行了定义：“SOC 是按 CCAR-21-R3《民用航空产品和零部件合格审定规定》第 21.33 条和第 21.53 条的要求，申请人对试验产品和试验装置进行了制造符合性检查、认为试验产品和试验装置满足制造符合性要求、在提交型号合格审定审查组进行验证试验时和型号合格审定审查组进行制造符合性检查前向型号合格审定审查组提交的书面声明。”<sup>[1]</sup> 鉴于此篇适航管理程序仅适用于航空器型号合格审定阶段的局限性，笔者认为该定义也有一定的局限性，并未完全反应 SOC 的含义。

CAAC 的适航规章 CCAR-21-R3 虽然也未给出 SOC 的定义，但是明确了制造符合性的定义：“指民用航空产品和零部件的制造、试验、安装等符合经批准的设计”<sup>[2]</sup>。此定义适用于航空器的全生命周期，无上述局限性。因此，可以理解为：SOC 即申请人在局方进行制造符合性检查前提交的对民用航空产品和零部件的制造、试验、安装等符合经批准的设计的书面声明。

申请人签署 SOC，这是局方对申请人的一种要求，同时也是申请人态度和职责的体现。对局方而言，要求申请人进行全面的检查，确认符合性后，再签署 SOC，这是局方对航空器制造商实施管理和监控的一种手段。决定航空器是否安全的根源取决于航空器制造商的设计和制造，局方的监督检查可以认为是事后管控的手段，只有将事后管控变成过程控制才能最大限度地提高航空器的安全性，进而保障公众利益。因此，局方要求申请人进行全面的检查和控制，确保航空器的符合性，并以签署 SOC 的形式进行书面保证后，再提交局方进行检查。对申请人而言，签署 SOC，是申请人的责任，也是申请人在向局方表明一种态度：申请人对航空器的制造过程有能力进行全面的检查和控制，能够确保符合性，并且做了书面保证，请局方放心，并请局方进行制造符合性检查。同时，作为民用航空器制造人，能够并且勇于对自己设计制造的产品制造符合性负责，也是一个合格制造人应有的担当。

CAAC 的适航审定体系基本是参照 FAA 的管理模式建立的，因此 CAAC 和 FAA 的 SOC 样张基本相同。EASA 关于航空器和零部件的 SOC 表格样张是不同的，并且差异很大。以下为不同适航当局的 SOC 表格样张。

CAAC 的 SOC 如图 1 所示。

制造符合性声明	
表格编号: (a)	版次: (b)
项目编号: (c)	请求单/TIA 编号: (d)
第一部分航空器	
1. 制造人: (1)	2. 型号: (2)
3. 序列号: (3)	4. 注册号: (4)
第二部分发动机	
1. 制造人: (5)	2. 型号: (6)
3. 序列号: (7)	
第三部分螺旋桨	
1. 制造人: (8)	2. 桨型: (9)
3. 桨叶型号: (10)	4. 桨叶序列号: (11)
5. 桨叶序列号: (12)	
第四部分其他	
1. 制造人: (13)	2. 型号: (14)
3. 试验设施: (15)	
4. 序列号: (16)	
第五部分保证	
我在此保证: (适用部分划圈) (17)	
A. 已经符合了 CCAR-21 第 21.33 条(-)的要求。 B. 上述仪器型号合格证生产(CCAR-21 第四章)的航空器符合型号合格证、型号设计批准书的要求，并处于安全可用状态，已于 年 月 日进行了飞行试验。 C. 上述用于进行型号合格审定的发动机或螺旋桨符合型号设计。 D. 上述仪器型号合格证生产(CCAR-21 第四章)的发动机或螺旋桨符合型号合格证的要求，并处于安全可用状态，制造人已于 年 月 日对发动机或螺旋桨(如适用)进行了最终使用检查。 E. 上述试验设施或设备符合批准的设计要求。 偏差: (18)	
保证人签名: (19)	职务: (20)
部门: (21)	日期: (22)

CAAC 表 AAC-037(03/2011) 共 页第 页 (23)

图 1 CAAC 表格 AAC-037

FAA 的 SOC 如图 2 所示。

STATEMENT OF CONFORMITY	
Section I - Aircraft, N/A (Parts)	
1. Make	2. Model
3. Serial No.	4. Registration No.
Section II - Engine	
1. Make	2. Model
3. Serial No.	
Section III - Propeller	
1. Make	2. Model
3. Blade Model	4. Hub Serial No.
5. Blade Serial No.	
Section IV - Certification	
I hereby certify that: Parts are in conformity with Air Medical Inc. Master Drawing List 2001.	
<input checked="" type="checkbox"/> A. I have complied with Section 21.33(a). Rev. V, dated 4/6/87 <input type="checkbox"/> B. The aircraft described above, produced under type certificate only (FAI 21 Subpart F), conforms to its type certificate, is in a condition for safe operation, and was flight checked on: (Date)	
<input type="checkbox"/> C. The engine or propeller described above, presented herewith for type certification, conforms to the type design therefore: <input type="checkbox"/> D. The engine or propeller described above, produced under type certificate only (FAI 21 Subpart F), conforms to its type certificate and is in a condition for safe operation. The engine or, if applicable, the variable pitch propeller was subjected by the manufacturer to a final operation check on: (Date)	
Deviations: None	
Signature of Certifier W. A. Smith	Title Quality Control Manager
Organization Aircraft Company	Date 10/27/87

图 2 FAA 表格 8130-9<sup>[3]</sup>

EASA 航空器的 SOC 如图 3 所示。

L 224/76 Official Journal of the European Union 21.8.2012

Appendix VIII  
Aircraft statement of conformity — EASA Form 52

AIRCRAFT STATEMENT OF CONFORMITY		
1. State of manufacture	2. (MEMBER STATE) (*) A Member of the European Union (*)	3. Statement Ref No:
4. Organisation		
5. Aircraft Type	6. Type-certificate Ref:	
7. Aircraft Registration Or Mark	8. Manufacturers Identification No	
9. Engine/Propeller Details (*)		
10. Modifications and/or Service Bulletins (*)		
11. Airworthiness Directives		
12. Concessions		
13. Exemptions, Waivers or Derogations (*)		
14. Remarks		
15. Certificate of Airworthiness		
16. Additional Requirements		
17. Statement of Conformity It is hereby certified that this aircraft conforms fully to the type-certificated design and to the items above in boxes 9, 10, 11, 12 and 13. The aircraft is in a condition for safe operation. The aircraft has been satisfactorily tested in flight.		
18. Signed	19. Name	20. Date (dd/mm/yy)
21. Production Organisation Approval Reference		

EASA Form 52 Issue 2.

(\*) Or EASA if EASA is the competent authority.  
(\*) Dates for non-EU Member States or EASA.  
(\*) Dates as applicable.  
(\*) Dates as applicable.  
(\*) Dates as applicable.

图3 EASA 表格 52<sup>[4]</sup>

EASA 零部件的 SOC 如图 4 所示。

21.8.2012 Official Journal of the European Union L 224/65

Appendix I  
Authorised Release Certificate — EASA Form 1 referred to in Annex I (Part 21)

2. AUTHORISED RELEASE CERTIFICATE EASA FORM 1	
1. Approving Competent Authority/Country	3. Form Tracking Number
4. Organisation Name and Address:	5. Work Order/Contract/Invoice
	11. Status/Work
6. Item	8. Part No
7. Description	9. Qty:
	10. Serial No
12. Remarks	11. Status/Work
13a. Certifies that the item identified above were manufactured in conformity with: <input type="checkbox"/> approved design data and are in a condition for safe operation <input type="checkbox"/> non-approved design data specified in block 12.	14a. <input type="checkbox"/> Part 145.A.30 Release to Service <input type="checkbox"/> Other regulations specified in block 12 Certifies that unless otherwise specified in block 12, the work identified in block 11 and described in block 12, was accomplished in accordance with Part 145 and in respect to this work the items are considered ready for release to service.
13b. Authorised Signatory	14c. Certificate/Approval Ref. No
13c. Approval/Authorisation Number	14d. Authorised Signatory
13d. Name	14e. Date (dd mm yyyy)
13e. Date (dd mm yyyy)	14f. Name
USER/INSTALLER RESPONSIBILITIES This certificate does not automatically constitute authority to install the item(s). Where the signatory performs work in accordance with regulations of an airworthiness authority different than the airworthiness authority specified in block 1, it is essential that the signatory is qualified in accordance with the applicable regulatory requirements of that authority. The signatory is responsible for ensuring that the work is performed in accordance with the national regulations in block 13a and 13b, and that the certificate contains maintenance records that contain an installation certification issued in accordance with the national regulations by the signatory before the aircraft may be flown.	

EASA Form 1-21 Issue 2.

图4 EASA 表格 1

## 2 签署 SOC 的要求

CAAC 规定,型号合格审定阶段申请人将民用

航空产品或其零部件提交局方进行检查试验前或仅依据 TC 进行生产阶段为其民用航空产品申请获得适航性审定证件时,应向局方提交由制造人授权的代表签署的 SOC。SOC 必须由申请人或其授权的在制造组织内可以负责的人员签署。如果零部件由供应商制造,且该供应商在远离申请人生产设施的情况下,申请人可以派授权代表到制造现场检查试验产品并签署符合性声明或者书面委托供应商的授权代表作为其代理人签署 SOC(需将委托函件的复印件附在 SOC 后)。FAA 的规定与 CAAC 基本一致。

EASA 规定,在无生产组织批准书(POA)时进行生产的制造人,对其生产制造的产品、零部件或材料需要提交一份 SOC。对于生产制造的整架航空器,SOC 使用 EASA 表格 52,对于其他产品、零部件或材料,SOC 使用 EASA 表格 1,同时要求 SOC 必须由生产组织内具有一定权限和地位并经过授权的人员签署。

虽然 CAAC,FAA 与 EASA 对 SOC 格式和要求存在差异,但对 SOC 签署人员的要求是一致的。首先,都要求签署人员必须经过授权,这就从侧面要求生产制造组织必须重视对 SOC 签署人员的管理,确保 SOC 的签署人员具有合法的权限。其次,都要求签署人员在生产制造组织内有一定的权限和地位,可以承担一定的责任,这既维护了局方制造符合性检查代表的权威性,也能够提高 SOC 的质量。从而更有利于提高局方和申请人之间的相互信任,也为申请人获得局方更多的授权打下了基础。

## 3 型号合格审定阶段的 SOC

在型号合格审定阶段,制造的产品或者零部件是用来进行各种符合性验证试验的,最终目的是证明航空器的设计符合适航规章 and 环境保护要求,并向局方演示这种符合性。CAAC 和 FAA 的适航规章要求型号合格审定阶段,在局方制造检查代表进行制造符合性检查前,申请人按要求提交 SOC。这个阶段的 SOC 是对航空器或者零部件实际构型状态的一种描述和保证,更加强调航空器或者零部件与设计资料的符合性。

CAAC 和 FAA 对型号合格审定阶段的 SOC 及其签署要求基本一致,要求申请人将民用航空产品或其零部件提交局方进行试验时,应当向局方提交 SOC,声明申请人已经进行检验和试验,并且材料和

民用航空产品符合设计资料的技术规范、零部件符合设计资料的图纸、制造工艺、构造或装配符合设计资料的规定。

对型号合格审定阶段飞行试验件的制造符合性检查要求应始于零件加工阶段。检查前,申请人需要提交 SOC,在 SOC 中叙述的任何对型号资料的偏离或检查中发现的任何制造偏离,都应提交工程审查代表审查,以便确定这些偏离对预定飞行试验科目安全性和试验有效性没有不利的影响。试飞期间的地面检查,也要求申请人必须在制造检查代表检查前提交 SOC。但同时也规定了放行航空器用于审定飞行试验的制造检查代表应有的素质:应具备相应的知识、经验、技能和对航空器进行飞行试验前评估的能力,以便决策该试验航空器是否已经达到可以供进行审定飞行试验的状态,并且处于安全可用状态。

FAA 还对型号合格审定之前发运的产品进行了规定,要求必须使用 FAA 表格 8130-9“SOC”,列出与设计资料的所有偏离,明确产品的实际状态<sup>[5]</sup>。

通过上述叙述,申请人在型号合格审定阶段签署用于符合性验证试验的航空器和零部件的 SOC 或者在型号合格审定之前发运产品的 SOC,最重要的要求是表明产品的实际构型状态,包括存在的偏离。但是,对于飞行试验前,仅仅由申请人通过签署 SOC 保证符合经批准的设计资料是不够的,还必须确定航空器处于安全可用状态后才可以进行飞行试验。由于此时 TC 尚未颁发,申请人仅能保证航空器符合设计资料,无法保证处于安全可用状态。因此,飞行试验前的制造符合性检查中,承担放行航空器用于审定飞行试验的制造检查代表应具备一定的素质,能够根据其制造符合性检查结果和申请人的相关报告,确定航空器是否处于安全可用状态。总之,在该阶段的制造符合性检查中,申请人通过签署 SOC,保证与设计资料的符合性,局方通过制造符合性检查,确认符合性后,做出是否安全可用的结论并签发相应的证明文件。

EASA 由于其独有的设计组织批准 (DOA) 和 POA 的适航审定模式,因此其在型号合格审定阶段无申请人提交 SOC 的要求。

#### 4 仅依据 TC 进行生产的 SOC

在仅依据 TC 进行生产的阶段,制造商生产的

产品或者零部件是交付最终用户使用的。最终用户使用之前,必须确保产品或零部件的安全可用状态。

CAAC 规定制造人在为其民用航空产品申请航空器适航证或者发动机、螺旋桨的适航批准标签时,应当向局方提交由制造人授权的人员签署的 SOC,并且要确保每一民用航空产品均符合经批准的设计资料,并处于安全可用状态。与型号合格审定阶段相比,该阶段局方对制造人提交的 SOC 多了一个要求:保证“处于安全可用状态”。由于此时,局方颁发了 TC,即局方对申请人设计资料符合有关适航规章和环境保护要求进行了批准。对制造人而言,符合有关适航规章和环境保护要求的就是安全的。所以,申请人有能力对完工航空器或者零部件是否处于安全可用状态进行判断。局方要求申请人对这一阶段生产的航空器、发动机或者螺旋桨提交 SOC,保证其符合经批准的设计资料,并处于安全可用状态。局方代表检查后,确认符合经批准的设计资料并处于安全可用状态后,颁发适航批准证书<sup>[6]</sup>。

对该阶段制造的零部件,如果制造人将其所有权首次转让他人时或申请批准放行证书/适航批准标签(AAC-038)时,制造人必须提交 SOC,保证每一零部件均符合经批准的设计资料,并处于安全可用状态。局方代表进行检查并得到确认后,颁发适航批准标签。

FAA 除了上述 CAAC 的规定和要求之外,还特别强调了 FAA 制造检查人员在获得 TC 尚未获得生产许可证(PC)期间的职责。虽然 FAA 也要求制造人提交 SOC,向其保证符合设计资料并处于安全可用状态,但是 FAA 明确规定,在此期间,FAA 的制造检查人员要对该阶段制造的航空器是否符合设计资料并处于安全可用状态负全部责任。可能也正因为如此过重的负担,FAA 要求制造人必须在获得 TC 后的 6 个月内获得 PC<sup>[7]</sup>。

EASA 要求无 POA 进行生产的制造人,对其生产制造的产品、零部件或材料都要提交 SOC(航空器使用 EASA 表格 52,零部件或材料使用 EASA 表格 1)。该 SOC 必须包括对于每一个产品、零部件或者材料,符合经批准的设计资料并处于安全可用状态。对于产品所有权的转移、申请颁发适航批准文件等情况,需要主管适航当局对产品、零部件或者材料进行检查,确认其符合适用的设计资料并处

于安全可用状态后,在 SOC 上进行签字确认。

CAAC、FAA 和 EASA 在仅依据 TC 进行生产的阶段(EASA 为无 POA 时进行的生产)对 SOC 的要求基本一致。制造人为其生产的产品申请适航批准证书时,必须向其局方提交 SOC,保证符合经批准的设计资料并处于安全可用状态。局方检查代表进行检查,确认符合经批准的设计资料并处于安全可用状态后,颁发适航批准证书。

## 5 获得生产许可证件后的 SOC

CAAC 和 FAA 的航空器的生产许可证件即生产许可证(PC)。CAAC 和 FAA 都规定,在获得 PC 后,对于每一完工产品不要求提交 SOC。退一步说,即使要求制造人提交制造符合声明,但由于 SOC 表格"我在此保证"栏目中(SOC 样张如图 1~图 4 所示)所勾选的条目仅适用于型号合格审定阶段和仅依据 TC 进行生产的阶段,PC 持有人是无法勾选其所要保证的条目的。也就是说,SOC 表格在设计时就没有要求 PC 持有人签署并提交 SOC。

此外,根据 CAAC 和 FAA 的其他规定,颁发 PC 就证明制造人已经建立并能够保持一个质量系统,这个质量系统可以确保生产的民用航空产品的每一项目均能够符合相应的设计批准证书,并处于安全可用状态。因此,在获得 PC 后,制造商生产的产品已经能够通过经局方批准的质量体系来确保其符合经批准的设计并处于安全可用状态,无需提交 SOC 进行保证。但 FAA 对 PC 持有人的职责也进行明确规定,即明文规定了 PC 持有人对航空器符合设计资料并处于安全可用状态负有全部责任,与仅依据 TC 进行生产阶段形成鲜明对比。

EASA 的生产许可证件为 POA,获得 POA 后 EASA 对于提交 SOC 的要求与 CAAC 或 FAA 的政策是有差异的。EASA 规定获得 POA 后,制造人对完工产品也要提交 SOC。对于完工航空器,制造人确认其符合设计资料并处于安全可用状态后,提交 EASA 表格 52(SOC),此时,无需其他进一步检查即可获得单机适航证和噪声合格证件。对于其他完工产品、零部件或者材料,制造人确认其符合设计资料并处于安全可用状态后,无需进一步检查即可签发 EASA 表格 1。

由于 EASA 的适航审定模式与 CAAC、FAA 有差异,从而造成对获得生产许可证件后的提交 SOC 的要求也存在差异。同样是获得生产许可证件后,

CAAC、FAA 无需制造人提交 SOC,而 EASA 则要求制造人对完整航空器或零部件提交或签发相应 EASA 表格 52 或 EASA 表格 1。

注:此时的 EASA 表格 1 包含了适航批准放行的含义,与无 POA 时进行生产的 EASA 表格 1 的含义(符合设计资料并处于安全可用状态)存在差异。

## 6 结论

CAAC 和 FAA 的适航审定模式类似,在各个阶段对申请人提交 SOC 的要求也类似:在型号合格审定阶段,要求申请人对每一提交局方进行试验的民用航空产品或其零部件都要提交 SOC,保证其符合经批准的设计资料,局方制造检查代表在申请人提交 SOC 后进行检查,判断并确认符合设计资料并处于安全可用状态;在仅依据 TC 进行生产阶段,要求制造人对每一提交局方进行适航性检查获得适航性证件、发运或者所有权转移的民用航空产品或其零部件提交 SOC,保证其符合经批准的设计资料并处于安全可用状态,局方进行检查确认其符合经批准的设计资料并处于安全可用状态后,颁发相应的适航性证件;在获得 PC 后,不要求制造人提交 SOC。

EASA 的适航审定模式,在型号合格审定阶段,不要求申请人提交 SOC;在无 POA 时进行的生产,要求制造人,对其生产制造的产品、零部件或材料都要提交一份 SOC,保证其符合经批准的设计资料并处于安全可用状态。在申请适航批准证书等情况下,则需要主管适航当局检查、确认符合设计资料并处于安全可用状态后,在 SOC 上进行签字确认;在获得 POA 后,要求制造人确认符合设计资料并处于安全可用状态后对于整架航空器提交 EASA 表格 52,对于其他完工产品、零部件或者材料,签发 EASA 表格 1。

CAAC、FAA 与 EASA 的适航审定模式和适航组织机构存在差异,因此对民用航空器研制过程中 SOC 的使用要求也有差异。但无论采取何种适航审定模式或者建立何种适航组织机构,其最终目的都是一致的:保证航空安全、维护公众利益、促进航空发展。

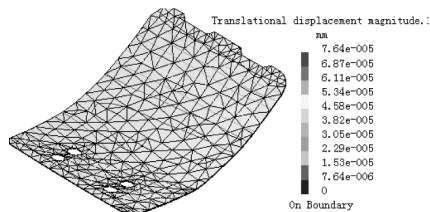
### 参考文献:

[1] AP-21-AA-2011-03-R4,航空器型号合格审定程序

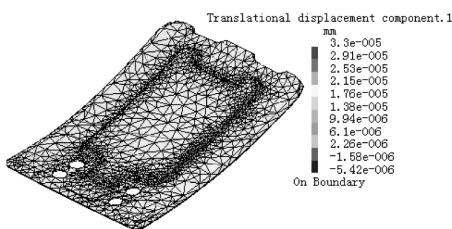
- [S]. 中国民用航空局航空器适航审定司, 2011. 3. 18.
- [2] 中国民用航空局. CCAR-21-R3 民用航空产品和零部件合格审定规定[S]. 北京: 中国民用航空局, 2007. 3. 15.
- [3] ORDER 8110.4, Type Certification. FAA AIR-100, 2011. 12. 20.
- [4] PART 21, Certification of aircraft and related products, parts and appliances, and of design and production organizations. EASA, 2012. 8. 3.

- [5] AC 21-32B, Control of Products and Parts Shipped Prior to Type Certificate Issuance. FAA AIR-200, 2010. 8. 31.
- [6] AP-21-08, 仅依据 TC 生产的审定和监督程序[S]. 中国民用航空局航空器适航审定司, 1994. 3. 1.
- [7] ORDER 8120.22, Production Approval Procedures. FAA AIR-200, 2013. 2. 25.

(上接第 65 页)



(a) 不使用加强件的结果



(b) 使用加强件的结果

图 8 关于口盖-冲压加强件的有限元计算结果

### 3 民用飞机机身中等开口结构的总体设计要求

#### 3.1 间隙及阶差设计要求

按照经验,口盖合上时口盖周边与蒙皮开口边缘的间隙不能过大,否则将不能保证气动效果,飞行中气流一旦大量从间隙进入将会产生气流扰动,进而引起口盖的振动,最终有可能对铰链造成破坏,所以本文讨论的中等开口口盖对间隙设计有一定的要求。按照经验,一般采用铰链-快卸锁式的口盖周围与蒙皮边缘留下 1mm 的间隙较为合适,这样既不影响口盖开合的灵活性,又能保证机身开口区域外表面的气动效率。另外需要注意,口盖外表面不应突出蒙皮的理论外形,口盖零件上的厚度变化及阶差应尽可能地布置在内表面。

#### 3.2 气密性及防护性设计要求

对位于机身增压区的中等开口来说,气密性和防护性是设计过程中必须要考虑的。以某型飞机废水系统服务面板开口为例,其位于增压舱后服务

区的下侧,气密线可见图 5,为保证气密性,服务面板上的各种功能开口必须严格密封,口框、加强垫板和蒙皮之间除了贴面密封之外,还有必要在零件的边缘进行填角密封,另外,开口区域所有穿过蒙皮的紧固件需要湿安装。

飞机设计中,一般认为腐蚀和疲劳具有同等的破坏力,而且很多疲劳破坏都是由腐蚀引起的,所以飞机零部件的防腐蚀处理很重要,尤其是在机身下侧那些脏物比较容易聚集的部位。某型民用飞机的废水系统服务面板开口位于后服务区,距离厨房和盥洗室很近,污物流到结构件上的可能性比较大,所以该开口区域的结构件对表面保护的要求比较高,结合成熟机型的相关经验,某型民用飞机在此区域的结构件均采用底漆加面漆的表面处理方法以防止环境腐蚀。

## 4 结论

本文以某型民用飞机的废水系统服务面板开口为例,详细分析和探讨了民用飞机机身中等开口的结构设计,从中可以发现,优秀的开口设计对飞机的重量控制、疲劳寿命等方面均有非常积极的作用,其设计过程需要综合考虑开口功能、开口区域载荷、强度、刚度、间隙、阶差、防护等设计因素。

#### 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, 2001.
- [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, 2001.
- [3]牛春匀. 实用飞机复合材料结构与制造[M]. 北京: 航空工业出版社, 2010.
- [4]牛春匀. 实用飞机结构工程设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2008.
- [5]沈真. 复合材料结构设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2011.