

目 次

前言	2
1 范围	3
2 引用文件	3
3 术语和定义	3
4 符号、代号和缩略语	4
5 结构简介	4
6 适航条款	5
7 通用结构设计要求	6
7.1 结构布置设计要求	6
7.2 材料与标准件选用设计要求	6
7.3 维修性设计要求	7
7.4 可靠性设计要求	9
7.5 经济性设计要求	9
7.6 结构保护设计要求	9
7.7 排液设计要求	11
7.8 防火设计要求	13
7.9 电搭接和防静电保护设计要求	14
7.10 闪电防护设计要求	16
7.11 鸟撞设计要求	16
7.12 非包容性碎片撞击设计要求	17
7.13 油箱密封设计要求	17
7.14 间隙设计要求	17
7.15 气动密封设计要求	18
7.16 容差设计要求	19

前 言

本文件由中国商用飞机有限责任公司上海飞机设计研究院提出。

本文件由中国商用飞机有限责任公司科技管理部归口。

本文件起草单位：中国商用飞机有限责任公司上海飞机设计研究院。

本文件主要起草人：柯志强、万龙、周颖、李小军、葛建彪、何志全。

1 范围

本文件规定了民用飞机机翼结构设计通用要求。

本文件适用于民用飞机机翼结构集成设计。

2 引用文件

下列文件对于本文件的应用是必不可少的。凡是注日期或（和）版次的引用文件，仅注日期或（和）版次的版本适用于本文件。凡是不注日期或（和）版次的引用文件，其最新版本（包括所有的修改单）适用于本文件。

CCAR-25	运输类飞机适航标准
CDS0175	民用飞机表面处理和表面保护技术规定
CDS0505	运输类飞机全机易燃液体防火区域划分方法
CDS1111	民用飞机外形容差要求
CDS2178	民用飞机电搭接规范
CDS2187	民用飞机静电防护设计要求
CDS5049	民用飞机结构设计材料选用准则
CDS5155	民用飞机油箱密封设计指南
CDS5156	民用飞机机体结构密封件设计指南
CDS5304	民用飞机结构紧固件选用准则
CDS5646	民用飞机机体容差设计流程（试行稿）
CDS5712	民用飞机机翼主结构布置方法
CDS5720	民用飞机机翼销轴防松设计方法
CDS7001	飞机装配容差分析方法
CDS01025	民用飞机金属材料选用要求
CDS01367	民用飞机标准件成本设计要求
CDS01371	民用飞机腐蚀分区划分方法
CDS01410	民用飞机机翼结构成本设计要求
CDS11185	民用飞机气动密封设计原则（试行稿）
CDS11507	民用飞机全机区域防火顶层技术要求
CDS11587	民用飞机内部间隙控制要求细则
CDS11742	民用飞机活动面间隙公差设计方法（试行稿）
CDS21751	民用飞机机翼电搭接设计规范

3 术语和定义

下列术语和定义适用于本文件。

3.1 维修性 maintainability

产品在规定的条件下和规定的时间内，按规定的程序和方法进行维修时，保持或恢复到规定状态的能力。

3.2 可达性 accessibility

产品维修或使用，接近各个部位相对难易程度的度量。

3.3 互换性 interchangeability

在功能和物理特性上相同的产品在使用或维修过程中能够彼此互相替换的能力。

3.4 防差错设计 anti-error design

使产品能够防止人员误操作，从而避免故障或事故发生的一种设计方法。

3.5 电搭接 electrical bonding

是使飞机金属结构部件之间以及结构部件、设备、附件与基本结构之间有低阻抗通路的可靠的电连接。

4 符号、代号和缩略语

本章节不适用。

5 结构简介

机翼结构包括外翼盒段、中央翼、前缘、后缘和翼梢小翼。前缘结构包括固定前缘和前缘缝翼，后缘结构包括固定后缘、后缘襟翼、副翼和扰流板。机翼结构各部件的典型布置如图 1 所示，机翼结构示意图如图 2 所示。机翼为飞机的主升力面，为飞机提供升力。机翼盒段为机翼主要承力结构，承担和传递机翼的各项载荷。同时，机翼盒段结构组成了封闭的油箱，为飞机存储燃油。缝翼、后缘襟翼作为机翼的高升力面，为飞机起飞降落时提供高升力。副翼作为飞机主控制翼面，控制飞机滚转运动。

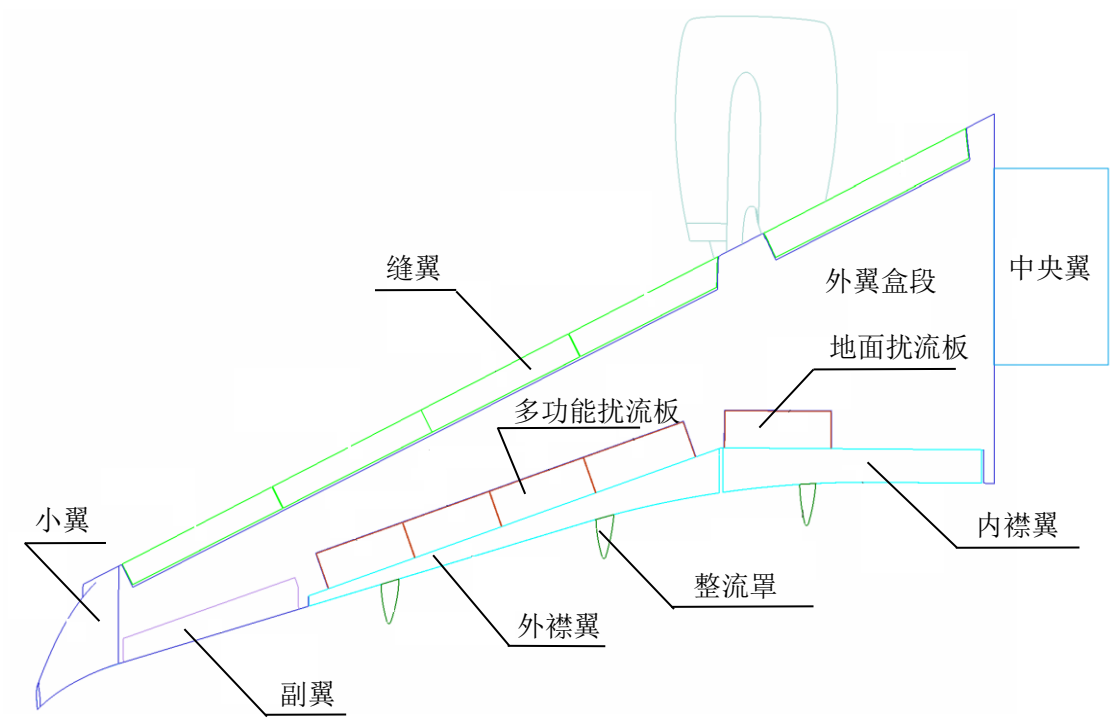


图 1 机翼布置

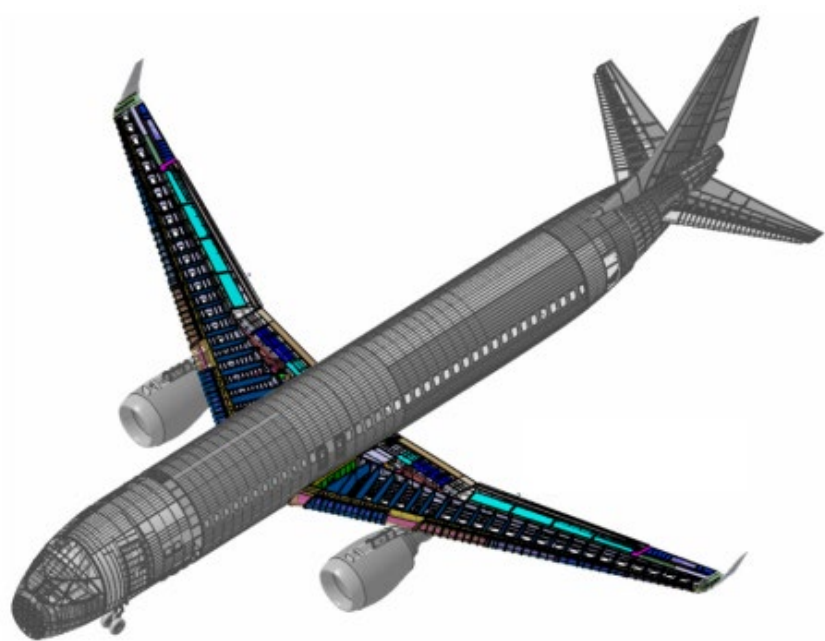


图 2 机翼结构示意图

6 适航条款

民用飞机机翼结构需要满足的适航条款应按型号适航审定基础和型号适航审定计划确定，一般情况下机翼结构需满足 CCAR-25 R4《运输类飞机适航标准》中的主要适航条款见表 1。

表 1 民用飞机机翼结构设计主要适航条款

序号	条款	标题	备注
1	CCAR25.307	结构符合性的证明	
2	CCAR25.571	结构的损伤容限和疲劳评定	
3	CCAR25.581	闪电防护	
4	CCAR25.603	材料	
5	CCAR25.607	紧固件	
6	CCAR25.609	结构防护	
7	CCAR25.611	可达性措施	
8	CCAR25.863	可燃液体的防火	
9	CCAR25.867	其他部件的防火	
10	CCAR25.899	电搭接和防静电保护	
11	CCAR25.903	发动机	
12	CCAR25.954	燃油系统的闪电防护	
13	CCAR25.963	燃油箱：总则	
14	CCAR25.965	燃油箱试验	
15	CCAR25.967	燃油箱安装	
16	CCAR25.971	燃油箱沉淀槽	
17	CCAR25.981	燃油箱燃烧防护	
18	CCAR25.1091	进气	
19	CCAR25.1121	排气系统：总则	
20	CCAR25.1185	可燃液体的防火	
21	CCAR25.1187	火区的排液和通风	

7 通用结构设计要求

7.1 结构布置设计要求

机翼结构布置设计按 CDS5712 《民用飞机机翼主结构布置方法》。

7.2 材料与标准件选用设计要求

7.2.1 材料选用设计要求

机翼结构材料选用设计要求如下：

- a) 结构材料的选用应满足 CCAR 25.603 条款的要求；
- b) 机翼结构材料选用应基于成功的型号研制经验、最佳航空实践经验或充分的试验验证；
- c) 机翼结构选用的材料应满足适用性要求，与预期的性能和功能相适应。预期的性能和功能包括材料力学性能、材料的功能（如导电、隔热、透波等）和材料的制造工艺性（如钢的淬透性、密封胶的施工期等）等；
- d) 机翼结构选用的材料应满足耐久性要求，与预期的服役环境条件相适应。预期的服役环境条件包括应力、温度、湿度、光照、磨损、腐蚀、氧化等；例如，缝翼结构和固定前缘结构设计需要评估环控系统温度环境的影响；
- e) 机翼结构材料应从经批准发布的型号材料选用目录中选用；
- f) 飞机结构设计材料选用原则按 CDS5049 《民用飞机结构设计材料选用准则》；

g) 飞机金属材料选用要求按 CDS01025 《民用飞机金属材料选用要求》。

7.2.2 标准件选用设计要求

机翼结构标准件选用设计要求如下：

- a) 标准件选用应满足 CCAR 25.603 条款和 CCAR 25.607 条款的要求；
- b) 结构标准件选用应基于成功的型号研制经验、最佳航空实践经验或充分的试验验证；
- c) 机翼结构选用的标准件应满足适用性要求，与预期的性能和功能相适应。预期的性能和功能包括标准件力学性能、标准件的功能（如密封、导电、锁紧等）和标准件的安装工艺性（如紧固件的安装空间、螺栓的拧紧操作等）等；
- d) 机翼结构选用的标准件应满足耐久性要求，与预期的服役环境条件相适应。预期的服役环境条件包括应力、温度、振动、腐蚀等；
- e) 机翼结构标准件应从经批准发布的型号标准件选用目录中选用；
- f) 机翼结构可卸紧固件的防松设计按 CDS5720 《民用飞机机翼销轴防松设计方法》；
- g) 结构标准件选用通用准则按 CDS5304 《民用飞机结构紧固件选用准则》；
- h) 结构标准件选用应考虑经济性，在满足设计要求的情况下优先选择低成本的标准件，标准件低成本设计按 CDS01367 《民用飞机标准件成本设计要求》。

7.3 维修性设计要求

7.3.1 可达性设计要求

机翼结构可达性设计要求如下：

- a) 机翼结构设计可达性应满足 CCAR 25.611 条款要求；
- b) 机翼结构中任何需要勤务的区域，例如检查、润滑和正常更换零件等，都应该可达；
- c) 机翼结构中任何存在腐蚀或者疲劳损伤的区域都应该设计合适的检查通路和方法。如果不能直接目视检查，则应能保证采用诸如 X 射线、涡流、超声等有效的无损检查手段检查出损伤，同时将检查程序加入维护手册中；
- d) 机翼下表面应设置维护口盖，确保从维护口盖可以对机翼油箱内部结构和系统进行检查、勤务和维修；
- e) 机翼油箱内部结构和系统布置时，应避免结构件或系统件遮挡维护通路，保证油箱内部所有结构（含紧固件）和系统的维修可达性；
- f) 维修通道设计应满足维修人员和工具的操作空间要求，同时还应留有必要的间隙以供操作观察；
- g) 固定前缘和固定后缘下壁板应设计成便于快速拆卸的维护口盖，以便对固定前后缘的结构和系统进行检查、勤务和维修；

- h) 机翼结构和系统的所有润滑点应易于识别和易于接近，尤其要注意固定前缘和固定后缘润滑点的接近通路的设计。

7.3.2 标准化设计要求

机翼结构标准化设计要求如下：

- a) 机翼结构设计时应尽量标准化设计，选用标准件、避免定制件，如在满足设计要求的情况下选用标准轴承、避免定制轴承，选用标准螺栓、避免定制螺栓等；
- b) 相同功能的零件应尽量标准化设计，满足互换性要求，例如标准化的角片等；
- c) 结构件与外部工具工装配合时，应设计同种类型的标准工具接口，例如设计同种类型的吊点，设计同种类型的顶起点等等；
- d) 相同功能区域的相同功能设计应规则统一并尽量实现标准化，例如机翼油箱内部采用统一的油箱密封规则，固定后缘舱采用统一的防腐蚀规则等。

7.3.3 互换性设计要求

机翼结构互换性设计要求如下：

- a) 机翼结构的维护口盖应具有互换性，包括机翼油箱维护口盖、固定前缘下壁板口盖、固定后缘下壁板口盖、襟翼维护口盖等；
- b) 活动翼面应具有互换性，包括副翼、襟翼、襟翼子翼、扰流板、缝翼等；
- c) 小翼应具有互换性；
- d) 整流罩结构应具有互换性，包括襟翼机构整流罩、固定前缘可拆卸整流罩等。

7.3.4 模块化设计要求

机翼结构模块化设计要求如下：

- a) 按模块化设计的结构组件应该将组成某项功能的所有零件归于同一模块中，以便于按照模块来生产和更换；
- b) 具有互换要求的组件或需要经常更换的组件应尽可能模块化设计，例如口盖组件。

7.3.5 防差错设计要求

机翼结构零部件在设计时应并采取措施，防止在连接、安装时发生差错，做到即使发生操作差错也能立即发现并予以改正。防差错设计要求如下：

- a) 外形相似、位置相近、但是功能不同、不允许完全互换的零部件，应从结构上作出明显的区别和限制，防止安装差错；
- a) 对称布置的零部件，如果功能上不能互换，应在结构上采取措施，防止安装差错；
- b) 外形轴对称的零部件，应设计成可以绕对称轴旋转对称安装的形式，如果不允许绕对称轴旋转对称安装，则应在结构上做出明显的区别和限制，防止零部件绕对称轴安装差错；

- c) 外形轴对称的零部件，如果不允许绕对称轴旋转对称安装，其安装紧固件应采用非对称布置，以防止安装方向差错，例如机翼油箱口盖紧固件应非对称布置；
- d) 当口盖上安装有其他设备时，应在口盖与机体表面设置明显的方向性标识。同时，口盖紧固件采用非对称布置，以防止安装方向差错，例如通气油箱中的通气油箱口盖；
- e) 同一口盖上的紧固件，应选用同一类型的紧固件，并设计成相同的直径规格和长度规格，当不能设计成同一长度规格时，应设计不同的直径规格，以防止紧固件安装差错。

7.3.6 人为因素设计要求

机翼结构维修人为因素设计要求如下：

- a) 压力加油口盖应设计为徒手打开的快卸锁扣形式；
- b) 压力加油口盖应设计支撑结构，在口盖打开以后能够在合适的角度固定支撑口盖，防止口盖晃动，以方便人员操作，避免磕碰划伤人员；
- c) 加油口盖应设置明显的标志或听觉、触觉指示用以表明口盖是否盖好；
- d) 维修口盖的开口及口盖的棱边必须倒角倒圆，口盖的周边不应有锐边或尖锐凸出物，以防维修工作中划伤维修人员；
- e) 外部结构零部件边缘应倒圆角，避免设计成尖角和锐边，防止划伤刺伤维修人员。

7.3.7 结构修理设计要求

机翼结构设计时应考虑结构修理经济性，对于容易产生意外损伤的部位，应设计合理的裕度，以保证合适的允许损伤，避免频繁的超手册修理。

7.4 可靠性设计要求

机翼结构结构设计必须保证结构完整性的要求，使飞机在规定的寿命期内安全可靠，机翼结构可靠性设计要求如下：

- a) 简化设计，在满足设计要求的情况下，尽可能采用简单的设计方案；
- b) 多路传力设计，结构应尽可能设计为多路传力结构，局部损伤不致使整个构件失效，不影响结构完整性；
- c) 采用成熟技术，在满足设计要求的情况下，采用成熟的经过验证的成熟技术。设计中若采用新技术、新工艺、新材料时，应进行可靠性分析并进行充分的验证。

7.5 经济性设计要求

机翼结构经济性设计要求按 CDS01410《民用飞机机翼结构成本设计要求》。

7.6 结构保护设计要求

7.6.1 适航条款

机翼结构保护应满足 CCAR25.609 条款的要求。对使用中由于某种原因引起强度降低或丧

失的零件采取适当保护措施，保证结构保护下发生强度衰退后，结构强度仍然能够满足设计要求。结构保护设计包括防腐蚀设计、防磨损设计、通风和排液设计等措施。

7.6.2 防腐蚀设计要求

结构防腐蚀设计要求如下：

- a) 由于腐蚀环境、可接近程度和结构重要性等因素的不同，机体结构的腐蚀程度可以划分为轻度腐蚀区、中度腐蚀区和重度腐蚀区，机体结构应采取与腐蚀等级分区相适用的防腐蚀保护措施；
- b) 根据 CDS01371 《民用飞机腐蚀分区划分方法》，机翼结构腐蚀分区如下：
 - 1) 重度腐蚀区：机翼盒段（机翼油箱）、翼身整流罩区域；
 - 2) 中度腐蚀区：机翼前缘舱、后缘舱、主起连接区和主起落架舱以及活动翼面机构；
 - 3) 轻度腐蚀区：活动翼面本体，包括缝翼、襟翼、副翼和扰流板等；
 - 4) 其他功能区：缝翼前缘、小翼前缘。
- c) 所有零件表面都应实施表面处理和表面保护（缝翼前缘表面和小翼前缘表面除外），技术要求按 CDS0175 《民用飞机表面处理和表面保护技术规定》；
- d) 所有组件（含紧固件）都应按接触材料的异电位分组情况实施异电位保护，技术要求按 CDS0175 《民用飞机表面处理和表面保护技术规定》；
- e) 所有中度腐蚀区和重度腐蚀区的紧固件，其紧固件端头需实施至少一种表面保护措施，例如紧固件端头封包或者紧固件端头刷涂防护漆等；
- f) 机翼缝翼前缘、小翼前缘等曲率较大的前缘迎风面，受风蚀影响严重，表面漆层容易脱落，进而影响结构防腐蚀性能和飞机外观。因此缝翼前缘、小翼前缘一般不宜采用底漆和面漆的表面保护方案，推荐的表面保护方案如下：
 - 1) 镜面蒙皮方案：前缘蒙皮采用镜面蒙皮，光滑致密的材料表面提供腐蚀保护；
 - 2) 底胶方案：表面阳极化以后涂覆一层透明底胶（BR127）。

7.6.3 防磨损设计要求

机翼结构防磨损设计要求如下：

- a) 相对运动的零部件之间应控制合理间隙避免结构磨损或采取防磨措施降低磨损对结构的影响至可接受的程度；
- b) 潜在磨损区域应通过运动仿真、变形分析和公差分析确定，机翼活动面和固定结构之间的潜在的磨损区域主要包括：
 - 1) 缝翼和固定前缘表面；
 - 2) 襟翼和襟翼舱内表面；

- 3) 副翼和副翼舱内表面;
- 4) 扰流板和襟翼外表面。
- c) 潜在磨损区域的结构表面防磨损措施包括但不限于:
 - 1) 在结构表面实施抗磨损涂料, 例如抗磨损涂料 CMS-CT-121;
 - 2) 在结构表面设计防磨板或者防磨片, 例如 321 不锈钢防磨片、尼龙板。
- d) 固定前缘和固定后缘的快卸维护口盖安装, 应采取措施降低振动导致的微动磨损, 例如在口盖安装贴合面上粘贴膨化聚四氟乙烯密封带;
- e) 油箱口盖的螺栓安装与下壁板口框之间应设计足够的间隙, 避免口盖安装公差导致螺栓与下壁板口框干涉磨损。

7.7 排液设计要求

7.7.1 排液的通用设计要求

排液分为非易燃液体的排放、易燃液体的排放和燃油箱排液和放沉淀等。排液的通用设计要求如下:

- a) 机翼结构中可能存在的液体类型如下:
 - 1) 在各种冷表面上的凝聚水;
 - 2) 因可能的冲刷、或溅落、或渗入到飞机内部的雨水/冲洗液;
 - 3) 从系统内可能渗漏出的燃油、液压油和其他液体;
 - 4) 油箱内的燃油、水和杂质。
- b) 机翼结构中每一个相对独立、不联通的潜在积液区域都需要做排液设计;
- c) 排液孔的布置应有利于飞机在停机状态时将水或液体排出飞机外部, 因此应尽可能将排液孔布置在飞机停机状态时每个排液区域的最低点附近;
- d) 排液孔应尽可能布置在排液路径上;
- e) 设计排液通路时, 应避免大量使用密封剂, 以保持排液通畅;
- f) 在设计过程中, 应当避免空隙处积液, 如不能避免, 需用密封剂填充空隙;
- g) 排液孔截面积应不小于 65 mm^2 , 当单个孔不能满足时, 可设置多个小孔, 每个小孔直径不小于 6 mm ;
- h) 排液通路的横截面积应不小于 70 mm^2 。

7.7.2 非易燃液体排放

非易燃液体的排放要求如下:

- a) 机翼结构非易燃液体排放应满足 CCAR25.609(b)条款要求;
- b) 机翼结构上存凝聚水或者其他来源雨水和冲洗液的区域包括但不限于:

- 1) 缝翼;
- 2) 襟翼;
- 3) 副翼;
- 4) 缝翼滑轨套筒。

c) 长桁、肋、隔板等结构可能将积液空间分隔成不能联通的独立积液区，每一个独立的积液区都应在最低点处设置排液孔，除非设计排液通路可以将独立积液区联通并排除所有积液区的积液。

7.7.3 易燃液体的排放

易燃液体的排放设计要求如下：

- a) 易燃液体的排放应符合 CCAR25.863、25.1185(c)、CCAR25.1187、CCAR 25.1091(d)(1) 和 CCAR 25.1121(b)适航条款的要求；
- b) 机翼结构中存在易燃液体泄漏和排放要求的区域包括：
 - 1) 固定前缘舱；
 - 2) 固定后缘舱；
 - 3) 襟翼滑轨整流罩。
- c) 易燃液体的排放应该根据泄漏源和点火源的位置合理设计内部排液路径、排液孔和外部排液路径，避免将易燃液体排入点火源附近；
- d) 结构专业应评估并协调系统潜在泄漏源的布置，已满足易燃液体排放路径的要求；
- e) 应尽量避免排液路径上的部分结构存在缝隙或凹槽等导致的局部液体聚集，如不能避免，需用密封剂填充，确保单个积液槽的积液量小于 44 ml；
- f) 泄漏源泄漏的易燃液体应就近排出机外，排放路径越短越好。由于机翼存在上反角，翼尖高于翼根，因此液体从翼尖方向流向翼根方向。在排液路径的下游若无泄漏源，应隔断排液路径，并就近开设排液孔；
- g) 机翼后缘内部排液路径的设计应避免易燃液体流向火区、邻近火区，如吊挂区域、发动机区域、APU 区域、起落架舱等；
- h) 机翼后缘外部排液路径的设计应避免排液孔排出的易燃液体沿着机翼外表面流向吊挂、发动机等高温区域，排液孔安装高出外表面的衬套可以避免液体沿机翼下表面流动；
- i) 内襟翼舱靠近机身区域一定范围内应尽量避免布置泄漏源，或者避免排出易燃液体，避免排出的易燃液体进入飞机机身上的开口（APU 进气口、APU 排气口、货舱等）导致潜在着火危害。

7.7.4 燃油箱的排液

由于加油、燃油通气和凝结过程等，燃油箱下部会沉积有水分和杂质。燃油箱结构内部应该进行合理的串通设计，以便使沉积在下部的燃油及水分和杂质能够流到燃油箱的最低点，并通过放沉淀阀排出机外。燃油箱的排液设计要求如下：

- a) 燃油箱排液应满足“CCAR25.971 燃油箱沉淀槽”条款的要求；
- b) 展向串通：外翼所有肋（半密封肋和油箱分界肋除外）的最低部位，每个长桁隔断间（包含长桁与前后梁之间）均应提供有效面积不低于 $\phi 10 \text{ mm}$ 孔面积的展向串油过水通道，以使油箱内每个长桁间的燃油、水分及其它沉淀物能流到展向最低部位。半密封肋底部也应开过水孔，但过水通道总当量面积应小于 $\phi 35 \text{ mm}$ 孔面积。开孔可结合长桁穿肋孔实施；
- c) 弦向串通：在每个油箱的密封肋外侧，在长桁结构上尽可能低的位置应提供有效面积不低于 $\phi 10 \text{ mm}$ 孔面积的前后串油过水通道，以使机翼油箱内每个长桁间的燃油、水分及其它沉淀物能流到弦向的相对最低部位；
- d) 放沉淀阀：放沉淀阀位置应当尽可能布置在飞机正常地面姿态时每个油箱的最低点，保证油箱中的燃油、水分和沉淀杂质可以通过放沉淀阀排出，放沉淀阀的布置与燃油系统共同确定。

7.8 防火设计要求

机翼结构防火设计要求如下：

- a) 机翼结构的防火设计应满足“CCAR25.863 可燃液体的防火”条款要求和“CCAR25.867 其他部件的防火”条款要求；
- b) 机翼结构区域防火设计要求按 CDS11507《民用飞机全机区域防火顶层技术要求》；
- c) 根据 CDS0505《运输类飞机全机易燃液体防火区域划分方法》，机翼易燃液体防火区域划分见表 2。

表 2 机翼易燃液体防火区域划分判别表

序号	舱位名称	是否包含易燃液体/蒸气	是否存在易燃液体泄漏源	易燃液体类别	点火源	所属防火区域
1	外翼盒段(非油箱区域)	否	否	无	无名义点火源	非危险区、包含电子电气设备的区域
2	中央翼和外翼盒段(油箱区域)	是	是	燃油	无名义点火源	易燃区
3	机翼固定前/后缘舱	是	是	液压油、燃油	无名义点火源	易燃液体泄漏区、包含液压部件的区域

序号	舱位名称	是否包含易燃液体/蒸气	是否存在易燃液体泄漏源	易燃液体类别	点火源	所属防火区域
4	主起落架舱	是	是	液压油、燃油	有名义点火源	易燃液体泄漏区、火区、轮舱、包含电子电气设备的区域、包含液压部件的区域
5	翼身整流罩	是	是	液压油	无名义点火源	易燃液体泄漏区、包含电子电气设备的区域、包含液压部件的区域
6	翼梢小翼	是	否	燃油	无名义点火源	易燃液体泄漏区、包含电子电气设备的区域

- d) 民用飞机防火设计措施主要包括分离、隔离、通风、排液、着火探测、灭火设计和耐火设计，机翼结构防火设计措施主要包括隔离、通风、排液和耐火设计；
- e) 隔离是通过物理手段对点火源与易燃物进行隔绝，防止二者接触的设计方法。机翼油箱结构应采取合理的密封隔离措施避免燃油泄漏；
- f) 通风是利用气流来阻止易燃物、腐蚀性气体及易爆气体等空气混合物在舱内聚集。中央翼下部和翼身整流罩应进行合理的通风设计，防止易燃气体的聚集；
- g) 排液用于消除易燃或腐蚀性油液的泄漏物在飞机各区域积聚。机翼结构可燃液体的排液设计要求见“排液设计要求”章节；
- h) 根据 CCAR25.867 条款，发动机短舱后面距短舱中心线一个短舱直径范围内的机体表面至少必须是耐火的。对于翼吊飞机，短舱中心线一个短舱直径范围内的机翼表面结构必须是耐火的，同时能够耐受发动机尾喷管及延伸管所喷出的废气的最高温度；
- i) 根据 CCAR25.963(e)(2)条，所有油箱口盖必须耐火。

7.9 电搭接和防静电保护设计要求

7.9.1 静电保护要求

机翼结构静电保护要求如下：

- a) 机翼结构静电保护应满足 CCAR25.899 条款要求；
- b) 飞机外表面的静电积累会导致电弧、电晕和流光，从而可能造成人员电击受伤、点燃可燃蒸汽或者干扰电子电器设备等危害，因此应采取合适的静电保护措施；
- c) 机翼结构静电保护措施主要包括：表面导电层、电搭接和静电放电器；
- d) 通用静电防护设计要求可参考 CDS2187《民用飞机静电防护设计要求》。

7.9.2 表面导电层设计要求

表面导电层设计要求如下：

- a) 非导电材料部件表面应设计导电层，表面导电层包括金属喷涂层、金属网、低阻抗涂层和油漆等。非导电部件的表面电阻率应该满足每方格不大于 $300\text{ k}\Omega$ （方格尺寸为 $101.6\text{ mm}\times 101.6\text{ mm}$ ）；
- b) 导电层被一层很薄的绝缘油漆所覆盖时，表面导电层仍可以充分的将电荷泄放到邻近的结构上。当绝缘漆层厚度大于 $100\text{ }\mu\text{m}$ 时，应予以重新评估和验证，以确保漆层下面的导电层的有效性；
- c) 非导电部件的导电层应该和邻近的部件电搭接，以避免部件之间的产生电弧或跳火。

7.9.3 电搭接设计要求

电搭接设计要求如下：

- a) 电搭接方式主要包括：面面接触搭接、紧固件搭接和搭接线搭接；
- b) 机翼结构部件内部应搭接良好，形成完整良好的导电通路：
 - 1) 机翼油箱结构内部一般采用面面接触搭接和紧固件搭接，搭接阻值分别不大于 $2.5\text{ m}\Omega$ 和 $10\text{ m}\Omega$ ；
 - 2) 金属部件内部一般采用面面接触搭接和紧固件搭接，阻值不大于 $2.5\text{ m}\Omega$ 和 $10\text{ m}\Omega$ ；
 - 3) 复合材料部件表面应进行表面导电层设计，形成导电通路，表面导电层与导电紧固件之间的搭接电阻不大于 $50\text{ m}\Omega$ 。
- c) 飞机外部线性尺寸大于 80 mm 的导体，应搭接到飞机基本结构，搭接电阻不大于 $10\text{ m}\Omega$ ；
- d) 机翼结构部件之间电搭接对象及方案根据不同型号而变化，需经 E3 专业确认。机翼结构典型电搭接部件和要求如下：
 - 1) 襟翼：襟翼电搭接类型为闪电防护搭接，襟翼应通过搭接线连接至襟翼滑轨结构，搭接阻值不大于 $10\text{ m}\Omega$ ；
 - 2) 副翼：副翼电搭接类型为闪电防护搭接，副翼应通过搭接线搭接至副翼舱结构，搭接阻值不大于 $10\text{ m}\Omega$ ；
 - 3) 扰流板：扰流板搭接类型为闪电防护，扰流板应通过搭接线搭接至固定后缘结构，搭接阻值不大于 $10\text{ m}\Omega$ ；
 - 4) 缝翼：缝翼搭接类型为闪电防护搭接，缝翼本体与固定前缘结构之间均应用搭接线搭接，搭接阻值不大于 $10\text{ m}\Omega$ ；
 - 5) 小翼：翼梢小翼处于闪电分区 I-A 区和 I-B 区，属于直接雷击及持续放电区，需要进行良好地闪电防护设计以满足结构安全。其搭接类型为闪电防护搭接，搭接方式为搭接线搭接，搭接阻值不大于 $10\text{ m}\Omega$ ；
 - 6) 铰链安装的维护口盖，应通过搭接线搭接到主结构，除非本身搭接电阻小于 $10\text{ m}\Omega$ 。

- e) 民用飞机通用电搭接规范可参考 CDS2178《民用飞机电搭接规范》，机翼结构电搭接设计规范可参考 CDS21751《民用飞机机翼电搭接设计规范》。

7.9.4 静电放电器要求

静电放电器设计要求如下：

- a) 在机翼后缘布置静电放电器，第一个静电放电器应尽量布置在机翼最外侧尖端处，第二个静电放电器距第一个放电器不大于 0.5 m，其他放电器布置间距在 0.5 m 到 1 m 之间。一般布置静电放电器的机翼部件包括：
- 1) 小翼；
 - 2) 副翼；
 - 3) 襟翼。
- b) 布置在机翼后缘的静电放电器应尽量避免正常情況下燃油排放时所覆盖的区域，以防止放电火花引起燃油点燃；
- c) 静电放电器金属底座到飞机基本结构的搭接电阻值应不大于 100 m Ω 。

7.10 闪电防护设计要求

机翼结构闪电防护设计要求如下：

- a) 机翼结构闪电防护应满足 CCAR25.581、CCAR25.954 和 CCAR25.981 条款要求；
- b) 机翼各部件闪电防护应满足电搭接设计要求；
- c) 金属机翼油箱结构的闪电防护设计要求如下：
- 1) 如果没有合适的表面防护绝缘措施，没有电搭接关系的两个相邻结构之间的间隙应不小于 10 mm；
 - 2) 燃油箱内系统管路与结构（自身支架除外）的最小间隙原则上应不小于 10 mm，若达不到上述要求，则应经过燃油箱防爆及电磁防护分析表明安全性；
 - 3) 可能会被雷电击中的油箱外表面金属蒙皮，为防止结构被闪电击穿，铝合金厚度应不小于 2 mm，钛合金厚度应不小于 1.6 mm；
 - 4) 为防止紧固件端头放电，油箱内的高锁螺母和螺母端头均应封包密封；
 - 5) 油箱口盖应与油箱结构良好电搭接，搭接阻值不大于 10 m Ω 。

7.11 鸟撞设计要求

机翼结构鸟撞设计要求如下：

- a) 机翼结构抗鸟撞设计应满足 CCAR25.571(e)(1)条款要求。在受到 1.80 公斤(4 磅)重的鸟的撞击（飞机与鸟沿着飞机飞行航迹的相对速度取海平面 VC 或 2,450 米 0.85VC，两

者中的较严重者)，很可能造成结构损伤的情况下，飞机必须能够承受飞行中可合理预期出现的静载荷，能够成功地完成该次飞行；

b) 机翼结构承受鸟的撞击的部件包括：

1) 机翼前缘结构，包括缝翼和固定前缘；

2) 襟翼结构在某些放下状态也可能受到鸟的撞击，需要根据型号方案具体分析后确定。

7.12 非包容性碎片撞击设计要求

非包容性碎片撞击设计要求如下：

a) 根据 CCAR25.571(e)(2)(3)(4)条款，在受到非包容性转子碎片撞击的情况下，损伤后的结构必须能够承受飞行中可合理预期出现的静载荷，能够成功地完成该次飞行。根据 CCAR25.903(d)(1)条款，必须采取设计预防措施，能在一旦发动机转子损坏或发动机内起火烧穿发动机机匣时，对飞机的危害减至最小；

b) 对于翼吊飞机，机翼结构设计应考虑非包容性转子碎片撞击的影响，设计措施包括但不限于：

1) 在油箱内设置干舱，保证一旦油箱被碎片击穿后，泄漏燃油的下落轨迹与发动机潜在点火源距离满足 10 in 要求；

2) 在吊挂等部位，结构及系统管路均采用合理的排液措施，保证泄漏的可燃液体不会与点火源接触；

3) 机翼结构采用多路传力设计方案，保证机翼结构被碎片撞击损伤后仍有足够的剩余强度，能够承受飞行中可合理预期出现的静载荷；

4) 发动机内侧缝翼需要考虑发动机转子爆破的影响，在转子爆破区域需要考虑滑轨功能的冗余设计，例如内缝翼采取 4 根滑轨的设计方案；

c) 根据 CCAR 25.963(e)(1)条，位于经验或分析表明很可能遭受撞击的区域内的所有油箱口盖，必须通过分析或试验表明，其遭受轮胎碎块、低能量发动机碎片或其它可能的碎片打穿或造成变形的程度已降至最低。

7.13 油箱密封设计要求

机翼油箱密封设计要求如下：

a) 机翼油箱设计应满足 CCAR25.963 和 CCAR25.965 条款要求；

b) 机翼油箱结构应进行良好的密封设计，以保证燃油箱结构能承受适航条款规定的油箱载荷而不损坏或漏油；

c) 机翼油箱结构密封设计按 CDS5155 《民用飞机油箱密封设计指南》。

7.14 间隙设计要求

机翼结构间隙设计要求如下：

- a) 在进行结构间隙设计时，必须考虑下述影响因素：
 - 1) 系统/结构部件及其安装基础的刚度；
 - 2) 系统/结构部件及其安装基础的制造及安装公差；
 - 3) 在飞机服役过程中，由于载荷、温度、振动等对间隙产生的不利影响；
 - 4) 有密封剂的地方，间隙应按涂胶后最大外轮廓尺寸确定间隙；
 - 5) 应同时评估紧固件与系统及结构之间的间隙，应考虑紧固件加长一级的影响以及紧固件封包密封的影响。
- b) 一般情况下，结构与系统管路之间间隙应不小于 5 mm；当距管路支撑处不超过 150 mm 时，间隙允许降低至 3 mm~5 mm；管路固定支撑处，间隙最小允许降低至 2 mm；当系统管路安装提出间隙需求时，以系统设计需求为准；
- c) 一般情况下，两个运动机件之间的最小运动间隙应不小于 25.4 mm，运动机件与固定件之间的最小运动间隙应不小于 12.7 mm；
- d) 机翼活动面的间隙公差参考 CDS11742《民用飞机活动面间隙公差设计方法（试行稿）》；
- e) 民用飞机通用间隙设计参考 CDS11587《民用飞机内部间隙控制要求细则》。

7.15 气动密封设计要求

为保证气动外表面的光顺性以及飞机的气动效率，需对气动外形表面的固定间隙、台阶以及相关活动零部件间隙进行气动密封，机翼结构相关的气动密封设计要求如下：

- a) 气动外形表面的固定间隙和台阶，应进行气动光顺密封，采用密封胶填平或填角过渡处理，保证气动外形表面的光顺性和连续性。机翼结构气动光顺密封包括但不限于：
 - 1) 机翼蒙皮对缝；
 - 2) 海狸尾台阶以及海狸尾紧固件镗窝。
- b) 活动翼面和固定盒段之间的间隙，应进行防窜气密封，采用密封件的形式填充间隙，防止窜气。机翼结构防串气密封的部位包括但不限于：
 - 1) 襟翼舱后缘与襟翼头部之间间隙；
 - 2) 副翼舱后缘与副翼头部之间间隙；
 - 3) 缝翼与固定前缘之间间隙。
- c) 气动外形表面边界处，应进行保形密封，采用密封件的形式维持外形。机翼结构保形密封的部件包括但不限于：
 - 1) 襟翼端面之间以及襟翼与固定后缘翼端面之间间隙；
 - 2) 缝翼端面之间以及缝翼与固定前缘端面之间间隙；

- 3) 副翼与固定后缘端面之间间隙；
- 4) 扰流板端面之间以及扰流板与固定后缘端面之间间隙；
- 5) 襟翼滑轨整流罩与外翼下翼面、襟翼下翼面之间的间隙，应进行保形密封和防窜气密封。

d) 民用飞机气动密封原则按 CDS11185《民用飞机气动密封设计原则（试行稿）》；

e) 气动密封件的设计按 CDS5156《民用飞机机体结构密封件设计指南》。

7.16 容差设计要求

机体容差设计是分析影响飞机产品配合/装配、性能、寿命的几何特征，将这些几何特征定义为关键特性；将飞机级的关键特性逐层分解至部件级、组件级、零件级制造、装配要求；通过控制各层级装配要求保证飞机级关键特性得到满足，进而保证产品装配质量。

机翼结构容差设计的主要内容是根据飞机外形容差要求和结构互换性等要求识别和捕获机翼关键特性，将其分解到部件界面，形成部件界面控制要求（ICD）；然后将部件界面关键特性分解到组件、零件的制造、定位和装配要求上，并标注在三维图纸中。机翼容差设计要求如下：

- a) 飞机外形容差要求参考 CDS1111《民用飞机外形容差要求》；
 - b) 机体容差设计流程参考 CDS5646《民用飞机机体容差设计流程（试行稿）》；
 - c) 飞机装配容差分析方法参考 CDS7001《飞机装配容差分析方法》。
-