

机翼盒段结构优化分析

The Structural Optimization Analysis of Wing Box

张仲桢 / Zhang Zhongzhen

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

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

摘要:

机翼在飞机飞行过程中产生升力,是飞机能够飞行的根本保障。翼盒是机翼的主要承力部件,承受机翼上产生的所有载荷。所以翼盒的结构设计,对机翼甚至整个飞机的影响有着至关重要的作用。好的结构设计不仅能够保证机翼产生正常的气动升力,以及机翼内系统的正常运作,而且能够充分发挥材料的性能优势,减轻结构重量。因此,结构优化设计技术开始广泛被使用。总结翼盒优化的工作,包括不同的结构布局形式,不同的气动压心位置,不同的发动机吊挂位置以及翼盒不同位置的结构尺寸优化,分析影响翼盒结构设计的因素,为机翼结构的初步设计打好基础。

关键词:翼盒;结构;布局;结构优化;尺寸优化

[Abstract] Wing is the basic guarantee of the plane in flight, because the aerodynamic force is produced by the wing when the plane is in flight. The wing box is the main support component of the wing, undertaking all the loads from the wing. So the structure of wing box is very important to the wing even the whole plane. A good design of wing box structure is not only ensure the aerodynamic force that the plane is needed and the systems in the wing when the plane is in flight, but also have a light structural weight by making full use of the property about the materials. So the technology of the structural optimization is used widely. This study summarizes the work of structural optimization of the wing box. The introduction including the size optimization about different layout of the wing box, different aerodynamic press center of the wing, different location of the pylon, and the different location of the wing box, make the analysis about the factors that affect the structural weight of the wing box, and make basement for the preliminary design course.

[Key words] Wing Box; Structure; Layout; Structural Optimization; Size Optimization

1 结构优化设计

结构优化设计,是指在给定结构外形和基本结构形式,各元件材料,外载荷条件,以及整个结构的强度、刚度、工艺要求的条件下,对结构进行整体和元件的优化设计。它是对结构进行综合有限元分析或解析计算,运用数学上的最优方法,在计算机上实现自动设计,产生一个满足要求的最佳方案。

1.1 结构优化的分类和内容

结构优化主要分为三大类:尺寸优化、形状优化和拓扑优化。尺寸优化主要对元件的几何尺寸,如对杆元截面参数、板元厚度进行优化,找出满足应力、应变、位移约束的最佳尺寸;形状优化主要对曲线、曲面上的控制点进行坐标位置优化,使得改

变形状后,曲面具有更好的使用性能;拓扑优化是最复杂的结构优化,主要对空间中的三维或者二维结构进行空间元件上位置的改变,找出最佳的传力路径,获得理想的设计方案。

无论哪种优化问题,都可以用一个数学表达式来进行描述:

$$\begin{cases} \text{find } \{ \min f(x) \} \\ \text{hi}(x) = 0 \end{cases} \quad \text{s. t. } g_i(x) \leq 0$$

式中: $f(x)$ 为目标函数; $g_i(x)$ 为不等式约束, $hi(x)$ 称为等式约束,不等式约束和等式约束统称为设计约束; x 为设计变量。

1.1.1 优化目标函数

目标函数的优化目的,在结构优化中通常是指结构重量最轻或制造成本最低。在结构优化过程

中,如果只考虑元件对整个结构力学性能的影响,可以选择结构重量最轻作为目标函数;如果要考虑材料成本、制造和加工工艺费用,可以选择制造成本最低作为目标函数。

1.1.2 设计约束

设计约束限制优化过程中各种响应和变量的变化范围,组成一个可引域。设计约束通常包括尺寸约束、材料约束和响应约束。几何约束主要是元件的结构尺寸范围或者曲面空间控制点位置的范围。材料约束是结构元件选用材料的力学、物理特性,包括许用应力、应变,材料所能承受的最低最高温度等。响应约束是指对整个结构系统在优化过程中产生的结构响应做出约束,主要有对整个结构的位移、屈曲模态因子等。

1.1.3 设计变量

结构优化中的设计变量都是用来描述结构元件的几何尺寸,通过修改结构尺寸,改变整个结构的受力特性或材料用量,来使得结构重量最轻或成本最低。设计变量的选取一般选择最能突出描述结构受力性能或材料用量的典型参数。

2 翼盒结构

翼盒作为外翼结构中最主要的承力部件,对整个机翼有着重要的影响。翼盒前端连接固定前缘和前缘缝翼,后端连接副翼、襟翼和扰流板,下端连接发动机吊挂和起落架。飞机运营过程中所有工作情况下的载荷都是会传递到翼盒上。这就需要对翼盒结构的传力路线,结构件尺寸做出较好的设计。

2.1 结构布局

机翼平面示意图如图 1 所示。

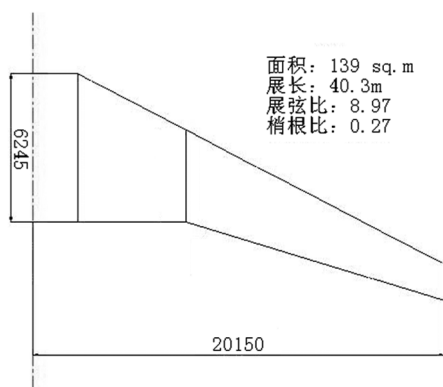


图 1 机翼平面示意图

机翼翼盒采用双梁式结构,前梁站位为翼根布

置在 17.6% 当地弦长处,翼稍布置在 19.6% 当地弦长处;后梁站位为翼根布置在 62.8% 当地弦长处;kink 布置在 62.3% 当地弦长处;翼稍布置在 52.7% 当地弦长处。翼盒布置 26 根翼肋,其中 1#、2#、26# 翼肋为顺其流外,其余均垂直于后梁腹板正交布置(3# ~ 25#)。其中,除 7#、8# 以及 24#、25# 肋之间的间距为 600mm,其余肋间均距为 700mm,1# 和 2# 肋之间的间距为 600mm。长桁按照平行于翼盒中线布置,上壁板布置 16 根,间距为 154mm,下壁板布置 13 根,间距为 185mm。根据结构布局参数建立的结构有限元模型如图 2 所示。



图 2 翼盒结构有限元模型

2.2 受力分析

机翼在飞行过程中,不同的结构元件承受不同形式的载荷。蒙皮和梁腹板组成的闭室承受扭矩,梁腹板承受剪力,翼盒弯矩载荷由上下壁板和梁缘条承受。

飞机的使用环境复杂,需要适合不同的使用环境,如起飞加速滑跑、爬升、巡航、盘旋、侧滑、着陆、突风等,其承受的载荷也有很多种。气动载荷沿展向的分布如图 3 所示。

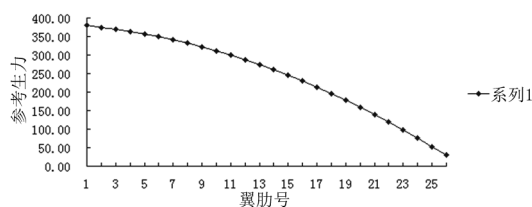


图 3 载荷沿展向分布

横坐标为翼肋号,纵坐标为假定的载荷值,最终计算采用的载荷由假定载荷乘以放大因子得到。本文对飞机平飞最大过载情况进行分析,全机最大起飞重量为 75 600kg,最大设计过载为 2.5,安全系数为 1.5。模拟的气动载荷分布如图 4 所示。气动载荷以节点力的形式施加在蒙皮单元的节点上。

3 翼盒结构优化

翼盒结构优化主要包括结构尺寸优化和结构布局优化。结构尺寸优化是根据已有的结构布局模型,优化其结构元件尺寸得到最佳结果。结构布

局优化需要优化其布局参数,根据优化好的布局参数自动生成或者修改结构模型,使之成为最佳的布局形式。结构布局优化属于拓扑优化的一种,通常与结构尺寸优化结合进行,其主要技术难点是如何自动生成和修改模型。本文没有采用自动生成模型的技术,而是根据以往的经验,列举几种可能出现的形式布局,对其进行尺寸优化,从中选出最佳的结果,属于优选加优化的设计方法。

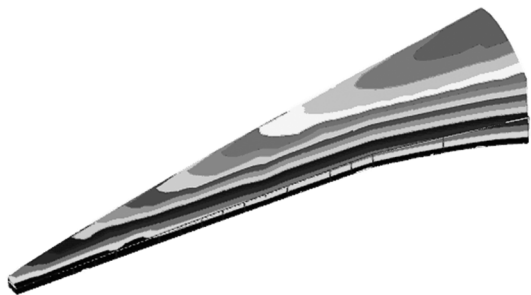


图4 模拟气动载荷的分布

3.1 定义翼盒优化

本文主要针对翼盒结构进行结构优化,优化目标函数为翼盒结构重量最轻;设计约束包括翼盒的位移约束、使用材料的应力约束以及结构元件的尺寸约束。图5为参考机翼刚度曲线确定的翼盒垂直机翼平面向上的位移约束上限分布。曲线描述的是每一个肋允许发生的最大位移,其中忽略了3#半肋,所以只有25个数值。翼盒发生的最大位移在翼梢处,最大位移为1500mm,大约为机翼展长的7.5%。设计变量定义为结构元件的几何截面参数。整个翼盒包括两种几何体:一个是杆元,另一个是板元。杆元的截面参数为截面面积,板元的截面参数为板的厚度。本文将翼盒结构分为15种,每种结构元件的尺寸从翼根到翼梢是变化的。如果将两两翼肋之间的15种结构件中每一个结构件定义为一个变量,设计变量就会过多。所以,采用区域划分的方法减少设计变量,可以节省优化时间。将整个翼盒分为5个区域,每个区域有15个设计变量,这样,整个翼盒就可以用75个设计变量来描述。

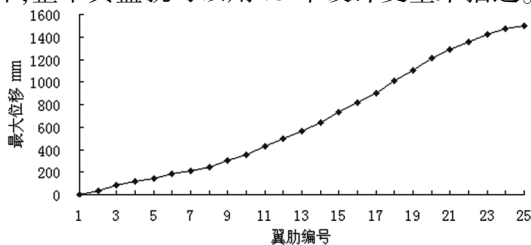


图5 位移上限分布图

3.2 翼盒结构优化分类

针对不同的布置方案进行结构尺寸的优化,主要完成了以下几种结构方案的尺寸优化。

(1)长桁组合优化:改变上、下壁板的长桁个数,从而找出最佳的上、下长桁组合;

(2)改变气动压心位置:改变压心相对于翼根的位置,分析翼盒结构重量的变化;

(3)吊挂位置优化:发动机安装在机翼下,改变吊挂的位置,分析其对机翼结构重量的影响;

(4)翼盒位置优化:改变前、后梁站位,观察翼盒重量的变化。

3.3 长桁组合优化

3.3.1 问题描述

翼盒结构的初始布置为:上壁板布置16根长桁,下壁板布置13根长桁。改变上壁板和下壁板长桁的个数,对不同的结构布置进行尺寸优化,得出最佳的上、下长桁个数组。翼盒壁板长桁组合的情况如表1所示。

表1 长桁组合

上壁板长桁个数	下壁板长桁个数	上壁板长桁个数	下壁板长桁个数
16	16	15	15
16	15	15	14
16	14	15	13
16	13	15	12
16	12	15	11
16	11		

上壁板的长桁个数为16和15,下壁板的长桁个数最少为11个,并且下壁板长桁的个数不应该超过上壁板的个数。

目标函数:翼盒结构重量最轻。

设计变量:下壁板蒙皮、梁、肋腹板的厚度,梁、肋缘条和腹板支柱的截面积。

设计约束:(1)应力约束,蒙皮、长桁的正应力为 $\epsilon[-450,450]$ MPa,腹板剪应力为 $\epsilon[-250,250]$ MPa;(2)尺寸约束,确定各种结构件的尺寸上下限,同时还必须保证壁板横截面上蒙皮面积和长桁面积的比为 $\epsilon[11/9,7/3]$;(3)位移约束,按照前面的位移分布对每个肋进行位移约束。

3.3.2 优化结果

分别对涉及到的11种组合情况进行有限元模型建立,并且完成结构尺寸的优化过程,结果如图6

所示。

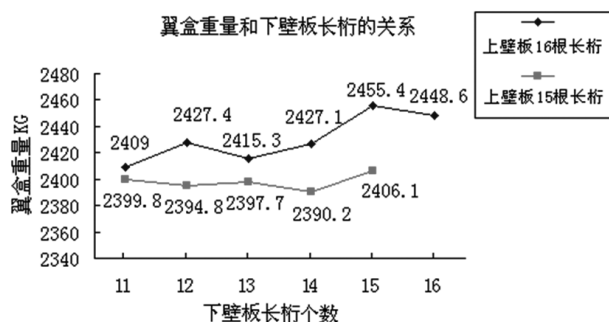


图6 长桁组合优化结果

从图6中可以看出,15根上壁板长桁翼盒重量明显偏轻;16根上壁板长桁、11根下壁板长桁的翼盒重量较轻,重量为2409kg;而15根上壁板长桁、14根下壁板长桁的翼盒重量最轻,重量为2390kg。

3.4 改变气动压心位置

3.4.1 问题描述

气动压心是机翼升力的作用点,翼根承受的力矩会随作用点位置的变化而变化。本文采用修改假设载荷分布的情况来改变压心位置。两种载荷沿展向分布的情况如图7所示。其中系列1为原始的载荷分布,系列2为修改后的载荷分布。两种假设载荷施加在模型上时大小可能不同,但分别乘以不同的放大因子后可以得到相同的分析计算载荷。从图7中可以明显看出翼根处载荷增大,而翼梢载荷减小,使得气动压心向翼根移动。经过计算,更改后气动压心位置向翼根方向偏移130mm,偏移距离约占机翼展长的0.83%。

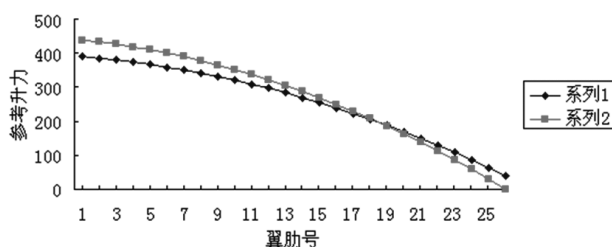


图7 展向载荷分布

3.4.2 结果优化

根据生成的有限元模型,以16根上壁板长桁为基础,对6种长桁组合分别采用两种不同的升力分布,进行结构尺寸的优化。图8是两种气动分布下的优化结果。

从图8中可以看出,气动压心靠近翼根,结构重量大大减轻,翼盒重量最轻为2199.3kg,重量减少209.7kg,近8.7%。

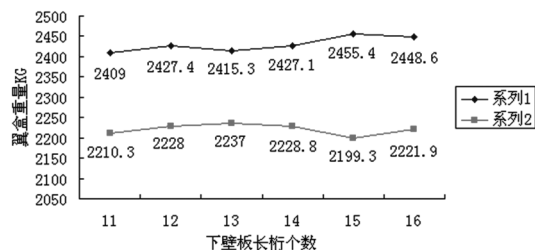


图8 不同气动分布的优化结果

3.5 吊挂位置优化

3.5.1 问题描述

压心位置一般由机翼翼型、平面形状、发动机吊挂位置等因素确定。在实际情况下,机翼外形和平面形状往往由总体气动决定,无法在后面的设计流程中进行修改。但是,发动机吊挂位置在后面的设计流程中是可以改变的。本文初步确定发动机轴线位置位于距翼根4150mm处。考虑吊挂位置变化对翼盒结构重量的影响,选择吊挂的安装位置,从发动机轴线距翼根3000mm处开始,每隔200mm作为一种情况进行分析,直到5000mm处为止,共进行11次结构优化分析。

有限元模型中采用一个节点模拟发动机的重心和推力作用点,采用四根连杆将发动机载荷传递到翼盒上。具体的有限元模型如图9所示。发动机重量为8600lb,最大推力为133kN,短舱重量为740kg,单侧挂架结构重量为431kg,定义垂直向下最大5g的过载系数。

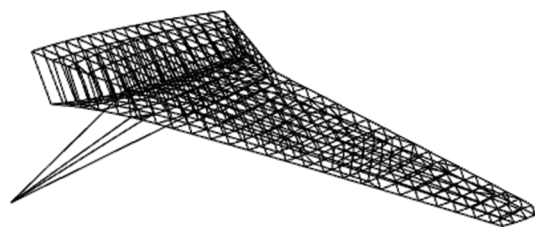


图9 翼吊式翼盒有限元模型

3.5.2 结果优化

对11种吊挂位置的其中一种进行结构尺寸的优化,结果如图10所示。从图10中的结果可以看出,吊挂位置对翼盒重量的影响总趋势是发动机距翼根越远,翼盒结构重量越轻。只有最后一个吊挂位置距翼根5000mm时,翼盒结构重量才会增加。11种情况中翼盒结构重量最轻为2306.8kg,最轻的情况是吊挂位置距翼根4800mm。而翼盒结构重量最重为2375.5kg,吊挂位置距翼根3000mm,两者相差68.7kg。另外,图中还标出两架不同参考机型的吊挂位置,分别为3398mm和3942mm,同时也

标出算例中吊挂的初步布置。

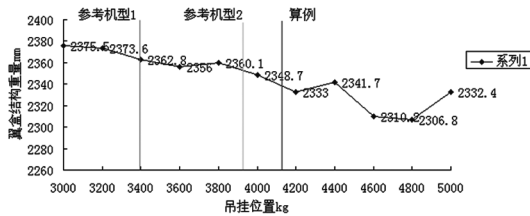


图 10 吊挂位置优化结果

根据上述的优化结果,可以了解到不同吊挂位置的结果总趋势是距翼根越远,翼盒重量越轻。这是由于吊挂产生的弯矩对机翼根部有卸载作用,距翼根越远,卸载弯矩越大。但是,吊挂距翼根越远是否对其他方面的性能有利,还需进行综合考虑。

3.6 改变翼盒位置

3.6.1 问题描述

除了前面所提到的长桁个数、气动压心和吊挂位置对翼盒结构重量的影响外,翼盒自身的尺寸对其重量也有重要的影响。通常,翼盒宽度越大、高度越高,其结构重量越轻;翼盒宽度越小、高度越低,其结构重量越重。但是,翼盒的尺寸受制于前缘和后缘空间位置的影响。翼盒太靠前,前缘的活动面以及控制系统安装较为困难;翼盒太靠后,襟翼的面积太小,对起飞、着陆性能有影响。

翼盒前梁站位确定在 17.6% 翼根弦长处,后梁站位在 62.8% 翼根弦长处,整个翼盒在翼根处的宽度为 45.2% 翼根弦长。分析计算固定宽度的翼盒在不同安装位置对其自身结构重量的影响,具体位置如表 2 所示,翼根处的翼盒宽度固定为 46% 翼根弦长,前梁由 16% 后移到 24%,后梁从 62% 后移到 70%,后梁 kink 处由 63% 后移到 66% (67% 处就已经超过扰流板位置了),而翼梢处前梁和后梁的站位不变,分别对这 5 种翼盒不同位置情况进行结构尺寸的优化,分析优化结果。

表 2 翼盒前后梁站位

前梁翼根站位	16%	18%	20%	22%	24%
后梁翼根站位	62%	64%	66%	68%	70%
后梁 kink 站位	63%	64%	65%	66%	66%

3.6.2 优化结果

对这 5 种翼盒位置的尺寸优化结果如图 11 所示。从结果中可以看出,当翼根处翼盒宽度固定不变时,整个翼盒靠前或者靠后都不是翼盒结构重量最佳的布置位置,翼盒的最佳布置位置往往是中间某一位置。例如,本文翼盒重量最轻的前梁站位为

20%,后梁站位为 66%,翼盒结构重量为 2 249kg。比最重的结果轻 57.5kg。

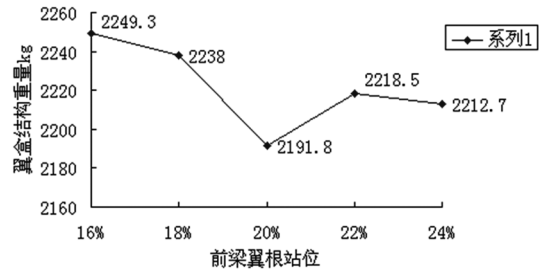


图 11 翼盒位置优化结果

4 结论

本文根据机翼结构初步设计方案,考虑翼盒壁板长桁个数、气动压心位置、吊挂位置和翼盒位置,对不同的翼盒进行结构尺寸优化和方案对比,从而寻找出不同因素对翼盒重量的影响,以及影响翼盒重量的规律,大致可以归纳为以下几点:

(1) 长桁并不是布置得越多越好,长桁越多,壁板可能越结实,但是重量会增加。长桁的布置与整个结构的受载和传力有关,应从整体结构考虑布置的长桁根数;

(2) 气动压心越靠翼根,结构重量越轻。由于气动压心在外形和翼型一定的情况下无法改变,但是可以通过其他方式改变整个翼盒载荷作用点的位置,比如吊挂、活动面位置,以及机翼整体油箱的位置;

(3) 吊挂位置离翼根越远,其对机翼弯矩的卸载越大,翼盒重量就会越轻。但是吊挂越靠外,对气动力的影响以及起落架高度、检修等方面带来其他问题,必须综合考虑;

(4) 翼盒的宽度越大其重量性能越好,但是当翼盒宽度确定后,翼盒布置的最佳位置并不是前梁最前点和后梁最后点,而在中间某一位置处,才能得到最佳的翼盒结构重量。

总之,翼盒的结构设计,涉及到很多方面,需要综合考虑,权衡各种影响因素,这样才能找出最佳的翼盒结构布置方案。设计过程中可以考虑更多的影响因素,寻找其影响规律,从而综合得出最佳翼盒结构。

参考文献:

[1] 张仲桢,余雄庆,胡添元. 飞翼式飞行器结构布局与构件

尺寸的两级优化[J]. 计算机辅助工程, 2009, 18(1): 27-30.
[2] 张仲桢, 余雄庆, 胡添元. 飞翼式布局飞机结构重量优化设计方法[J]. 中国航空学会飞机总体专业分会重量工程专业委员会第十二次学术交流会, 2008.
[3] 王志瑾, 姚卫星. 飞机结构设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2004.

[4] MSC. NASTRAN V70. 5 Quick Reference Guide. MSC. Software Corporation.
[5] Young Jr J. A., McGillivray S. R. Full aircraft conceptual layout optimization techniques [R]. AIAA, 98 - 4933; 1733 - 1738.

(上接第 41 页)

内舱门)和安全销(针对前起落架前舱门)。地面安全锁套分为两半, 安装时套在舱门作动器的活塞杆上, 然后将两半合在一起, 并插上销子; 安全销插在舱门和铰链孔内。

5 地面舱门打开机构操作程序

5.1 地面舱门打开

首先拔掉手柄上的安全销, 然后按下按压按钮并同时转动手柄至舱门打开位, 然后松开按钮手柄自动锁定在该位置, 插上安全销。在手柄转动过程中, 手柄会拉动推拉钢索运动, 推拉钢索同时会拉动旁通阀上的控制杆转动 85°。地面舱门打开手柄的初始运动会控制旁通阀隔离舱门作动器的关闭管路液压供给, 以及连通舱门作动器的双腔。

同时, 手柄更进一步的运动会带动舱门上位锁上的花键轴旋转, 锁内的释放杆会随之打开上位锁锁钩, 这样舱门就在重力和舱门作动器内气穴效应的作用下缓慢打开。舱门完全打开后将舱门安全装置安装在相应的舱门作动器活塞杆上(对主起落架内舱门而言)或舱门和铰链孔内(对前起落架前舱门而言)。

5.2 地面舱门关闭

首先利用外部电源给飞机供电, 然后按下 2 号液压能源子系统的电动泵开关给 2 号液压能源子系统供压。此时, 能源转换装置同时会给 1 号液压能源子系统供压, 通过驾驶舱内的 EICAS(发动机指示和机组告警系统)液压简页监控液压系统的工作状态。取下相应的舱门安全装置, 按照 5.1 节的手柄操作方式将手柄转至舱门关闭位, 并插上安全销。

在操作手柄的过程中, 手柄会推动推拉钢索运动, 推拉钢索进而推动旁通阀上的控制杆转动。旁通阀会隔离舱门作动器的双腔, 并将其与液压供给连通。同时, 上位锁内的开锁机构随之复位。然后起落架舱门作动器关闭舱门, 最后舱门上位锁将舱

门锁定在关闭位置。关闭 2 号液压能源子系统的电动泵开关卸掉 1 号液压能源子系统压力。通过 EICAS 起落架简页确认相应舱门是否关闭。

6 结论

根据本文对某民用飞机起落架地面舱门打开机构的分析可知:

(1) 液压作动的舱门打开机构的主要作用是便于维护保养起落架舱内的起落架系统元件, 且每个液压作动舱门都有一套独立的打开机构;

(2) 地面舱门打开机构主要由地面舱门打开手柄、旁通阀、舱门上位锁释放机构和推拉钢索组成, 并且都基本安装在相应的起落架舱内或邻近区域;

(3) 地面舱门打开机构主要元件都有安全保护机构, 防止误操作造成维修人员伤害, 其中不但手柄带有按压按钮和安全销, 而且旁通阀也设有锁塞, 更加保证维修操作的安全性;

(4) 为了防止维护期间舱门意外关闭而伤害地面工作人员, 针对主起落架内舱门和前起落架前舱门分别配备不同的舱门安全装置;

(5) 舱门上位锁释放机构与上位锁应急开锁机构工作原理一致, 共用一个释放杆, 不同之处在于使用不同且分别设在上位锁两侧的花键轴;

(6) 旁通阀安装在舱门作动器的关闭管路上, 正常情况下油液直接通过旁通阀, 只有在操作地面舱门打开机构打开舱门时才切断液压供给, 同时连通舱门作动器的两个腔, 舱门会在重力和气穴效应的作用下缓慢打开;

(7) 舱门关闭靠舱门作动器自动关闭, 但前提是必须先给飞机供电, 并给起落架系统的液压源加压, 同时, 起落架系统的正常地面构型必须是舱门作动器舱门关闭管路加压;

(8) 地面维护时, 液压能源系统有两种加压方式: 地面液压源和电动泵(通过能源转换装置)。