

# 机翼顶起设计解析

## Analysis of the Wing Jacking Design

王燕玲 / Wang Yanling

(上海飞机设计研究院, 上海 210120)

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

### 摘要:

飞机全机顶起是飞机维护时必不可少的操作程序,其中机翼顶起是全机顶起的一个重要组成部分。机翼顶起设计包括两个方面内容,即顶垫设计和机翼千斤顶选型。顶垫设计与顶起点结构设计、机翼千斤顶选型是联合设计、相互影响的。

**关键词:**全机顶起;机翼顶起;顶垫设计;千斤顶选型

**中图分类号:**V224

**文献标识码:**A

[Abstract] It is known that aircraft jacking is an essential operating procedure in aircraft maintenance, and wing jacking plays an important role in aircraft jacking. There are two aspects of wing jacking design: the design of jacking pads and the type selection of jacks. Jacking pads and the aircraft structure design are associated and interactive with the selection of jacks.

[Key words] aircraft jacking; wing jacking; designation of jacking pads; type selection of jacks

## 0 引言

飞机全机顶起是飞机维护必不可少的操作程序,其中,机翼顶起是全机顶起的一个重要组成部分。

全机顶起时,首先要保证操作安全性;顶起过程中,机翼顶起承载巨大的顶起载荷,对机翼结构和顶垫、机翼千斤顶都提出了非常高的承载要求;而飞机维护的经济性对通用地面支援设备选型提出了共通性要求;飞机空间布置紧凑,对顶垫的安装和千斤顶的外形尺寸要求苛刻。

由此可以看出,机翼顶起设计涉及总体布置、重量、吊挂、机翼结构、机翼强度、地面载荷、地面支援设备等专业以及地面设备公司,需要开展大量的多专业或公司的协调工作。其设计方案在实现功能的同时,又必须满足各个专业的性能要求和维护经济性要求。

## 1 概述

在地面支援设备中,顶垫和三角架千斤顶配合用于飞机全机顶起,以利于飞机起落架的拆装更换、密封圈更换、起落架的收放试验及操纵系统检

查、飞机的水平测量、飞机的大修及定检等工作。其中,顶垫是专用地面支援设备,三角架千斤顶是通用地面支援设备。

机翼顶起设计包括两个方面内容,即顶垫设计和机翼千斤顶选型。顶垫设计与顶起点结构设计、机翼千斤顶选型是联合设计、相互影响的。下面以某型飞机机翼顶起设计为例,解析设计过程。

## 2 设计输入

(1)顶起点位置:机翼顶起点在后梁处8号肋和9号肋之间,靠近8号肋,坐标为(21759, -934, 5579),顶起点处下蒙皮与全机坐标系下XOZ平面的夹角为 $9.727^\circ$ 。

(2)重量重心限制:飞机最大允许顶起重量是64 600kg,前重心限制为15% MAC,后重心限制为42% MAC。

(3)机翼顶起点垂直静反力:是 $405\ 055/1.33 = 304\ 553\text{N}$ ;

(4)千斤顶垫需要承载的载荷:根据CCAR25.519(b)(2)(ii)中的要求,千斤顶垫与局部结构必须设计成能够单独承受作用于每个顶起点的垂直静反力2.0倍的垂直载荷,因此,千斤顶垫需要承受

的垂直载荷是 609 106N,水平载荷是 100 502N。

### 3 相似机型资料收集与分析

通过收集和分析 A320 和波音 737 等相似机型机翼顶垫和机翼千斤顶的资料发现,根据机翼结构设计的不同和顶起点载荷大小的差异,顶垫的设计有多种不同的形式,三角架千斤顶选型也有多种可能。

#### 3.1 A320

A320 飞机机翼顶起点处垂直静反力为 334 000N,略大于某型飞机机翼顶起点处垂直静反力的 304 553N。

##### 3.1.1 机翼顶垫

A320 飞机机翼顶垫如图 1 所示。

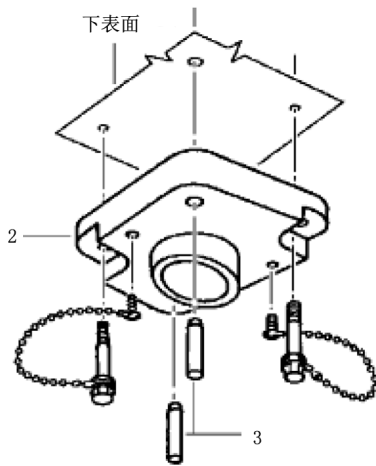


图 1 A320 飞机机翼顶垫

如图 1 所示,A320 飞机机翼顶垫采用活动式顶垫,由顶垫本体和两个销、两个螺栓装配而成。顶垫本体与机翼结构通过两个销承载剪切力,通过两个螺栓联接。

顶垫采用顶窝设计,尺寸为 SR31.75mm 的顶窝与机翼千斤顶配合,传递顶升载荷,符合 ISO 43-1976 的规定。

##### 3.1.2 机翼千斤顶

适用于 A320 飞机机翼千斤顶的型号、供应商及其技术参数如表 1 所示。

适用于 A320 飞机的机翼千斤顶均采用 SR31.75mm 的顶头,与顶垫配合,进行机翼顶起。

#### 3.2 波音 737-600

波音 737-600 飞机机翼顶起点处垂直静反力为 309 707N,略大于某型飞机机翼顶起点处垂直静反力的 304 553N。

表 1 适用于 A320 飞机机翼千斤顶的型号、供应商及其技术参数

千斤顶	型号	额定载荷 /t	最大高度 /mm	最小高度 /mm	液压行程 /mm	机械行程 /mm	供应商
A320 机翼千斤顶	FEN351	35	4 500	2 400	1 800	300	HYDRO
	FENT353	35	4 620	1 800	2 200	620	
	FENT354	35	4 470	1 750	2 100	660	
	Sd8731	33	4 597	2 464	1 829	305	MALABAR

##### 3.2.1 机翼顶垫

波音 737-600 飞机机翼顶垫如图 2 所示。

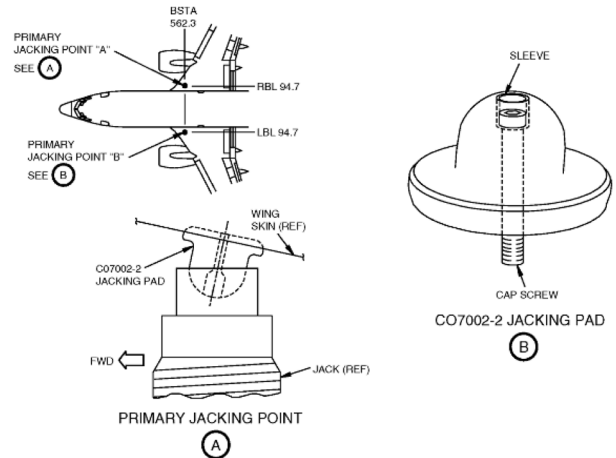


图 2 波音 737-600 飞机机翼顶垫

如图 2 所示,波音 737-600 飞机机翼顶垫采用活动式顶垫,由顶垫本体和一个螺栓装配而成。顶垫本体与机翼结构通过螺栓联接,通过配合面承载挤压力,顶垫本体承载剪切力。

顶垫采用顶头设计,尺寸为 SR31.75mm 的顶头与机翼千斤顶配合,传递顶升载荷,符合 ISO 43-1976 的规定。

##### 3.2.2 机翼千斤顶

适用于波音 737-600 飞机机翼千斤顶的型号、供应商及其技术参数如表 2 所示。

适用于波音 737-600 飞机的机翼千斤顶均采用 SR31.75mm 的顶窝,与顶垫配合,进行机翼顶起。

根据 A320 和波音 737-600 等相似机型机翼顶垫设计和机翼千斤顶选型可以看出,虽然顶起载荷大小相差不大,但机翼顶起设计完全不同。

A320 飞机顶垫采用顶窝,千斤顶采用顶头配合;波音 737-600 飞机顶垫采用顶头,千斤顶采用顶窝配合;且两个机型适用的千斤顶最大高度、最

小高度等参数差别很大,适用的千斤顶完全不同。

表 2 适用于波音 737-600 飞机机翼千斤顶的型号、供应商及其技术参数

千斤顶	型号	额定载荷 /t	最大高度 /mm	最小高度 /mm	液压行程 /mm	机械行程 /mm	供应商
波音 737-600 机翼千斤顶	7235	35	2 895	1 270	1 270	355	MALABAR
	7235B	35	2 895	1 270	1 270	355	
	8826	35	2 641	1 524	1 117	0	
			2 895	1 778	-	-	

## 4 顶垫设计

顶垫设计主要考虑的因素:顶起点结构设计、顶垫承载的载荷、材料、顶起安全性、与千斤顶的配合等。

某型飞机机翼顶垫共做了 3 个设计方案,下面将分别进行分析。

### 4.1 方案一

方案一的设计参考了 A320 飞机机翼顶垫的设计。

#### 4.1.1 结构

采用顶窝设计,是由顶垫本体和两个销、两个螺栓装配而成。顶垫本体与机翼结构通过两个销承载剪切力,通过两个螺栓联接。两个销与两个螺栓的相对位置由机翼结构确定,如图 3 所示。

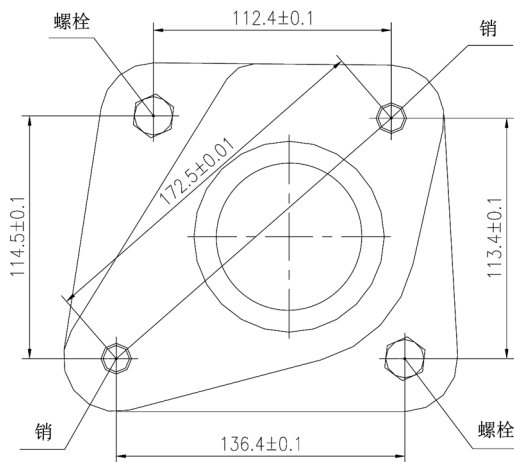


图 3 销与螺栓的相对位置示意图

其中,销所用的材料是合金钢 4340,直径为 14.5mm,与顶垫过盈配合;顶垫与螺栓所用材料是 30CrMnSiA;顶垫顶窝设计符合 ISO 43-1976 的规定,尺寸为 SR31.75mm 的顶窝与机翼千斤顶配合,传递顶升载荷。设计方案如图 4 所示。

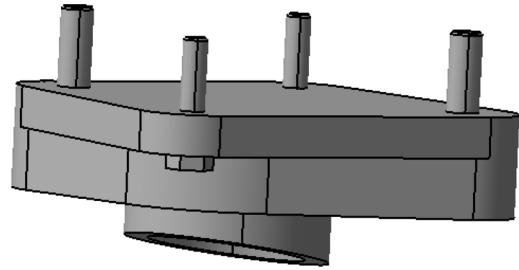


图 4 方案一设计方案

#### 4.1.2 强度计算

方案一强度计算分为销剪切应力计算和顶垫挤压应力计算。

##### (1) 销剪切应力

顶垫本体与机翼结构通过两个销承载剪切力,承受最大剪切力时顶起载荷示意图如图 5 所示。

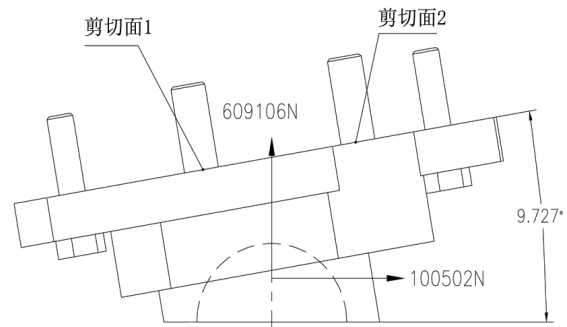


图 5 方案一承受最大剪切力时顶起载荷示意图

销的直径为  $d=14.5\text{mm}$ 。

销的材料是合金钢 4340,其剪切强度为  $\tau_q = 156\text{KSI}(1\ 075\text{MPa})$ 。

剪切合力  $T_{\text{合}} = 609\ 106 \times \sin 9.727 + 100\ 502 \times \cos 9.727 = 201\ 968\text{N}$

每个销承受的剪切力  $T = \frac{1}{2} T_{\text{合}} = 100\ 984\text{N}$

剪切应力  $\tau = \frac{4T}{\pi d^2} = 611.5\text{MPa}$

安全系数  $n = \frac{\tau_q}{\tau} = 1.76 > 1.5$

满足设计要求。

##### (2) 顶垫挤压应力

机翼千斤顶顶垫与机翼的接触面承受挤压应力,承受最大挤压力时顶起载荷示意图如图 6 所示。

接触面面积  $S=28\ 000\text{mm}^2$

顶垫底座、顶窝选用材料为 30CrMnSiA,已知条件如下:

材料屈服点  $\sigma_s = 835\text{MPa}$ ;

材料挤压强度  $\sigma_{pp} = 1.5\sigma_s = 1\ 252.5\text{MPa}$ ;

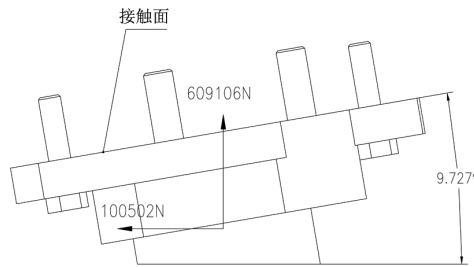


图6 方案一承受最大挤压力时顶起载荷示意图

挤压合力  $N = 609\ 106 \times \cos 9.727^\circ + 100\ 502 \times \sin 9.727^\circ = 617\ 330\text{N}$ ;

$$\text{挤压应力 } \sigma = \frac{N}{S} = 22\text{MPa};$$

$$\text{安全系数 } n = \frac{\sigma_{pp}}{\sigma} = 56.8 > 1.5。$$

满足设计要求。

#### 4.1.3 方案分析

方案一采用顶窝设计,需选用设置有顶头的千斤顶以配合使用。

方案一的设计只需要在机翼结构上开两个销孔和两个螺栓孔,对后梁疲劳强度影响较小,但也存在很多的弊端:

(1) 一个销孔和一个螺栓孔必须开在机翼油箱内部,在拆装一定次数后,有可能造成机翼油箱漏油;

(2) 销孔与销的安装必须是较高精度的间隙配合(例如 H8/f7),机翼结构是曲面,如果加工精度不高,结构上两个销孔的形位公差不能保证,顶垫无法与结构配合安装,无法进行顶起工作;

(3) 如果增大配合公差作为补偿,将导致两个销中只有一个销受力,机翼强度专业评估,一个销不能满足受力要求,即销会被切断,造成顶起事故。

### 4.2 方案二

方案二的设计参考了波音 737-600 飞机机翼顶垫的设计。

#### 4.2.1 结构

采用顶头设计,由顶垫本体和一个螺栓装配而成。顶垫本体与机翼结构通过螺栓联接,通过挤压面承载挤压力,顶垫本体剪切面承载剪切力。

顶垫所用材料为 30CrMnSiA;采用顶头设计,符合 ISO 43-1976 的规定。尺寸为 SR31.75mm 的顶头与机翼千斤顶配合,传递顶升载荷。设计方案如图 7 所示。

#### 4.2.2 强度计算

方案二强度计算分为剪切应力计算和挤压应力

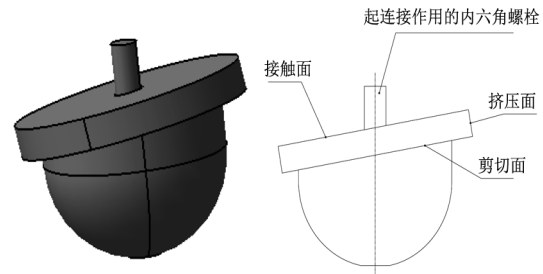


图7 方案二设计方案

计算,经过计算,均满足设计要求。

#### 4.2.3 方案分析

方案二采用顶头设计,需选用设置有顶窝的千斤顶以配合使用。

方案二的设计只需要在机翼结构上开一个螺栓孔,对后梁疲劳强度影响较小,另外,相比方案一,有以下几项优点:

(1) 一个螺栓孔开在后梁后部,不会造成机翼油箱漏油;

(2) 可适当降低机翼结构加工精度要求;

(3) 经过强度计算,顶垫采用材料 30CrMnSiA,即可满足挤压强度和剪切强度的要求,避免了地面设备不常用材料 4340 的采购;

(4) 避免了两个销中只有一个销受力的情况发生,可保证机翼顶起的安全。

### 4.3 方案三

综合方案一和方案二的优缺点,做了方案三的设计。

#### 4.3.1 结构

采用顶窝设计,由顶垫本体和两个螺栓装配而成。顶垫本体与机翼结构通过螺栓联接,通过挤压面承载挤压力,顶垫本体剪切面承载剪切力。

顶垫所用材料为 30CrMnSiA;采用顶窝设计,符合 ISO 43-1976 的规定。尺寸为 SR31.75mm 的顶窝与机翼千斤顶配合,传递顶升载荷。设计方案如图 8 所示。

#### 4.3.2 强度计算

方案三强度计算分为剪切应力计算和挤压应力计算,经过计算,均满足设计要求。

#### 4.3.3 方案分析

方案三采用顶窝设计,需选用设置有顶头的千斤顶以配合使用。

方案三的设计只需要在机翼结构上开两个螺栓孔,对后梁疲劳强度影响较小,另外,相比方案一,有以下几项优点:



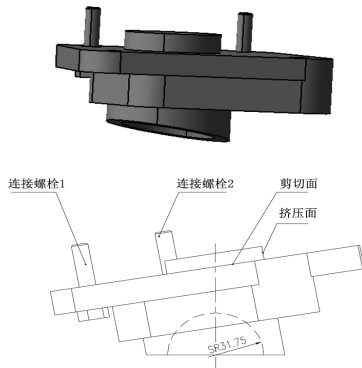


图8 方案三设计方案

- (1) 两个螺栓孔开在后梁后部,不会造成机翼油箱漏油;
- (2) 可适当降低机翼结构加工精度要求;
- (3) 经过计算,顶垫采用材料 30CrMnSiA,即可满足挤压强度和剪切强度的要求,避免了地面设备不常用材料 4340 的采购;
- (4) 避免了两个销中只有一个销受力的情况发生,可保证机翼顶起的安全。

根据三个方案的方案分析,方案二采用顶头设计,需与顶窝设计的千斤顶配合使用;方案一与方案三均为顶窝设计,可以与顶头设计的千斤顶配合使用,且方案三为优选方案。

## 5 千斤顶参数计算与选型

千斤顶参数计算与选型主要考虑的因素:顶起载荷、顶起点坐标、前主起落架接地点坐标、重量重心限制、总体空间布置、通用设备共通性。

### 5.1 额定载荷

根据地面载荷成员提供的机翼顶起点载荷分表即表 2,计算千斤顶的额定载荷如下:

机翼顶起点严重情况时垂直载荷是 405 055N,即机翼千斤顶的额定载荷是  $405\ 055/1.33 = 304\ 553\text{N}$ 。

### 5.2 千斤顶的高度

根据机翼结构成员提供的顶起点坐标、重量成员提供的飞机总重,千斤顶高度计算如下:

起落架全伸长状态时,主起落架接地点坐标 (22372, -4443.5, ±3810),前起落架接地点坐标 (8903.5, -4294,0)。

#### 1) 最小高度

千斤顶最小高度<机翼顶起点处最小高度计算基准-机翼顶起点处总压缩量-顶垫高度。

(1) 当前、主起落架缓冲支柱都处于全伸长状

态时,飞机前、主起落架接地点连线与飞机基准面形成角度  $\alpha$ ;机翼顶起点距地高度作为机翼顶起点最小高度计算基准,设机翼顶起点最小高度计算基准是  $h_1$ ,几何关系如图 9 所示。

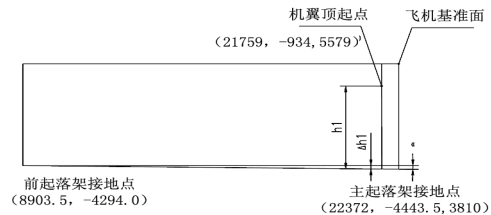


图9 机翼顶起点最小高度基准计算示意图

经计算,机翼顶起点最小高度计算基准是: $h_1 = 3\ 503\text{mm}$ 。

(2) 重心为 42% MAC ( $X = 21\ 630\text{mm}$ ) 时,机翼顶起点处总压缩量为最大值。

飞机顶升重量为 64 600kg,重心为 42% MAC ( $X = 21\ 630\text{mm}$ ) 时,设前起落架的承载是  $N_1$ ,主起落架的承载是  $N_2$ ,计算和取值过程如下:

$$\begin{cases} N_1 + 2N_2 = 64\ 600 \times 9.8 \\ N_1 \times (21\ 630 - 8\ 903.5) = 2N_2 \times (22\ 372 - 21\ 630) \end{cases}$$

$$\text{得出:} \begin{cases} N_1 = 34\ 877.3\text{N} \\ N_2 = 299\ 101.3\text{N} \end{cases}$$

即前起落架承载 34 877.3N,主起落架承载 299 101.3N。

前起落架承载 34 877.3N 时,轮胎压缩量为 44mm;环境温度为  $-55^\circ\text{C}$  时,缓冲支柱压缩量为 321mm;总压缩量为 365mm。主起落架承载 299 101.3N 时,轮胎压缩量为 187mm;环境温度为  $-55^\circ\text{C}$  时,缓冲支柱压缩量为 432mm;总压缩量为 619mm。前起、主起落架处总压缩量和机翼顶起点处总压缩量几何关系如图 10 所示。

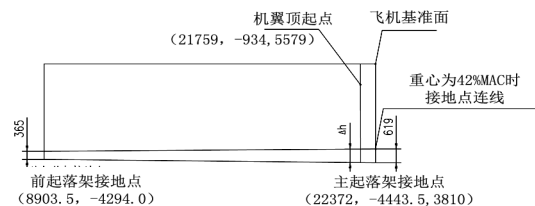


图10 机翼顶起点处总压缩量计算示意图(重心为 42% MAC)

经计算,机翼顶起点处总压缩量  $\Delta h = 608\text{mm}$ 。

(3) 顶垫高度为 80mm。

千斤顶最小高度  $H_{\min} < 3\ 503 - 608 - 80 = 2\ 814\text{mm}$

根据上述分析计算可得出结论:千斤顶最小高度应小于 2 814mm。

2) 最大高度

千斤顶的最大高度应满足当千斤顶可调螺杆完全缩进时,能用千斤顶把飞机顶升到起落架缓冲支柱完全伸长,并使机轮离地 100mm。

千斤顶最大高度>飞机基准面高度+机翼顶起点 Y 坐标+起落架缓冲支柱全伸长状态下外筒最下端到内筒最上端的距离+机轮离地间隙-千斤顶顶头到飞机机翼蒙皮的距离

(1) 根据主起落架数据计算时,飞机基准面高度为 4 443.5mm,机翼顶起点 Y 坐标为-934mm,机轮离地间隙 100mm,千斤顶顶头到飞机机翼蒙皮的距离 30mm,计算如下:

$$H_{\max} > 4\,443.5 - 934 + 655 + 100 - 30 = 4\,234.5\text{mm}$$

(2) 根据前起落架数据计算时,飞机基准面高度为 4 294mm,机翼顶起点 Y 坐标为-934mm,机轮离地间隙 100mm,千斤顶顶头到飞机机翼蒙皮的距离 30mm,计算如下:

$$H_{\max} > 4\,292 - 934 + 870 + 100 - 30 = 4\,298\text{mm}$$

根据上述分析计算可得出结论:千斤顶最大高度应大于 4 298mm。

### 5.3 千斤顶技术参数汇总

某型飞机机翼千斤顶载荷、高度、行程等技术参数汇总如表 3 所示。

表 3 某型飞机机翼千斤顶技术参数汇总

技术参数	额定载荷	水平载荷	最大高度	最小高度
理论值	>30.5t	15% 额定载荷	>4 298mm	<2 814mm

注:(1)仅通过液压顶升,千斤顶能够从最小高度顶升到最大高度;  
(2)为操作方便,建议千斤顶活塞杆顶端安装可调螺杆,具备至少 100mm 的机械调节行程;如果不具备机械调节

行程,必须有可行的方法使不承载的活塞杆下降,千斤顶能从工作位置移开。

### 5.4 千斤顶选型与顶垫方案确定

根据计算的技术参数,表 1 所列千斤顶即 A320 适用的机翼千斤顶均适用于某型飞机千斤顶。

在某型飞机相似机型中,运营的 A320 系列机型占非常大的比例,即机翼千斤顶的选型满足通用设备共通性的要求。

选型的千斤顶均为顶头设计,顶垫应采用顶窝设计与之配合使用,顶垫设计方案三是优选方案。

根据 FEN351 千斤顶几何数据,建立千斤顶顶模,与机翼结构、吊挂进行空间协调,无干涉,即满足总体空间布置要求。

## 6 结论

机翼顶起设计包括两方面的内容,即顶垫设计、千斤顶参数计算与选型。

顶垫设计需考虑顶起点结构、与千斤顶的配合;同时,顶垫设计又影响到顶起点结构的设计。

千斤顶参数计算以顶起点位置、重量重心限制、顶起载荷为基础,选型考虑总体空间布置和市场共通性要求。

本文提出几种机翼顶起设计方案后,通过分析比较确定优选方案,保障了飞机机翼顶起设计的安全性、合理性和通用设备的共通性。

### 参考文献:

[1] 吴正勇主编. 飞机设计手册第 21 册:产品综合保障[M]. 北京:航空工业出版社,2000.

(上接第 92 页)

- (3) 发生日期;
- (4) 发生航段;
- (5) ATA 章节;
- (6) 当前活动的维护消息;
- (7) 维护消息关联当前的 FDE。

OMS 的人机接口设计要使 OMS 的信息综合程度被提高,使用页面链接使时间效率和故障程序得到最优化,人的物理位置更改在维护处理中被降到最小。

## 6 结论

在飞机机载维护系统的设计过程中要始终考

虑把机载维护系统综合到飞机的维修环境和程序中,使系统容易操作、接口灵活,把维护工作的难度与维护时间降到最小,最大程度发挥机载维护系统对飞机的维护能力。本文所论述的内容对飞机机载维护系统设计工作提供了参考。

### 参考文献:

[1] Arinc624-1. Design Guidance For Onboard Maintenance System, Aeronautical Radio, Inc. 1993.  
[2] George Vachtsevanos. Intelligent Fault Diagnosis And Prognosis For Engineering Systems[M]. A. Canada: John Wiley & Sons, Inc. 2006:284-289.