

航空轮胎的负荷能力

张庆曾

(沈阳和平轮胎有限公司 110025)

摘要 对航空轮胎的负荷能力、飞机施加于轮胎的负荷核算方法、负荷能力的衡量等做了论述,并提出了相应建议。

关键词 航空轮胎, 负荷能力

1 轮胎的最大负荷能力

航空轮胎设计,必须确定轮胎的最大负荷能力(即规定层级的额定负荷),才能确定轮胎满足飞机负荷要求的安全程度。轮胎最大负荷能力与轮胎充气内压有关,而轮胎充气内压又与轮胎的层级有关。因此,在确定轮胎负荷能力前,必须确定轮胎的层级和充气内压。国际标准 ISO3324/1(综合美国 TRA 及欧洲 ETRTO 标准)、美国军用标准 MIL-T-5041 均以额定条件的形式规定了各规格轮胎在不同层级时的内压与负荷能力。只要选用已规定的轮胎,其最大负荷能力在标准中很快可以查出。苏式轮胎和新设计的公制轮胎的最大负荷能力,没有作出规定,需要建立起测算程序。对于这个问题,可以按照国际标准 ISO3324/1 推荐的负荷计算公式进行初步计算,按实际静负荷压缩试验结果验证后,以标准的形式肯定下来,其程序如下:

第1步:计算出各层级的额定充气内压;

第2步:计算出额定内压下的额定负荷;

第3步:按实际静负荷压缩试验验证计算结果的准确性,并进行调整(具体计算公式见 GJB107—86《航空轮胎设计规范》)。以运七飞机前轮 700×250 为例,计算其额定内压和额定负荷如下。

由轮胎结构设计已知:平均充气外直径 $\bar{D}'=70\text{cm}$,平均充气断面宽 $\bar{B}'=23.8\text{cm}$,轮胎着合直径 $d=35.56\text{cm}$,轮胎轮缘直径 $d_c=39.1\text{cm}$ 。

(1)各层级额定内压的计算

$$Re = 1.475 - 0.331 \times 70/35.56 \\ = 0.8234$$

$$S = (70 - 35.56)/4 \times (2.5 + 35.56/2 \\ \times 70) = 23.712$$

$$F = 1.23 (\text{由表查出})$$

$$T = 4.4$$

$$P = \frac{700.7 \times 0.8234 \times 4.4}{23.712 \times 1.26} Ne \\ = 84.968 Ne \quad (1)$$

$$P_c = 462.7 N^2/23.8^2 = 0.8186 N^2 \quad (2)$$

$$P_0 = P + xP_c (x \text{ 由图查出}) \quad (3)$$

由(1),(2),(3)式计算出各层级的额定内压 P_0 ,见表1。

表1 各层级的额定内压

压力, kPa	层级 N			
	6	8	10	12
P	476	646	816	986
P_c	29	52	82	118
P_0	480	670	860	1050

(2)额定内压下额定负荷的计算

$$H_1 = (70 - 39.1)/2 = 15.45 (\text{cm})$$

$$\text{设 } f = 0.3H_1$$

$$\text{则 } f = 15.45 \times 0.3 = 4.635 (\text{cm})$$

$$K = 0.45 + 0.3 = 0.75$$

$$Ad = \pi \times 4.635$$

$$\times \sqrt{(70 - 4.635)(23.8 - 4.635)} \\ = 485.357$$

$$L = 0.0001 \times 485.357 \times 0.75 \cdot (P + P_c)$$
$$= 0.0364 (P + P_c) \tag{4}$$

由(4)式计算出各层级的额定负荷(如表2)。

表2 各层级的额定负荷

项 目	层级 N			
	6	8	10	12
P_o, kPa	480	670	860	1050
L, kN	18.4	25.4	32.7	40.1
L, kg	1874	2592	3336	4092

(3)试验验证

根据实际静负荷压缩试验所测得的压缩曲线,查得各种内压下压缩率(下沉率)为30%时的负荷,与计算额定负荷比较(见表3)。验证发现,轮胎实际负荷能力可以达到计算额定负荷要求。

表3 实际负荷与计算负荷的比较

负荷, kN	内压 P_o, kPa						
	390	480	490	670	686	860	931
实际负荷	16.7	19.3	19.6	26.6	27.4	33.6	36.3
计算额定负荷	—	18.4	—	25.6	—	32.7	—

2 轮胎最大负荷能力的核对

核对轮胎最大负荷能力是否满足飞机施加负荷的要求,按原苏联设计方法是以分配到轮胎上的静负荷作为核对依据的,这种做法是不全面的,没有衡量最苛刻条件时轮胎必须承受的负荷。按照中国民用航空条例CCAR-25部25.733节,对主轮施加的负荷包含有飞机运动时重心位移至最后限度对主轮的作用力、发动机推力及飞机重量对主轮的作用力,并且在一个起落架上装配两条以上轮胎时,还要乘以1.07倍的不平衡系数。对前轮轮胎除了核对静负荷外,还要核对动负荷与刹车负荷。只有轮胎最大负荷能力满足上述负荷要求,才能在负荷性能上有可靠的保证。

应该指出,当新设计一种航空轮胎时,用

户不仅要提供轮胎静负荷、最大起飞速度、最大滑行距离等数据,还要提出轮胎在飞机上的配置位置、重心高度及前后位移的极限、发动机推力方向,才能核对轮胎的负荷能力。下面试举一例说明轮胎负荷能力核对程序。

根据某飞机的技术要求已知:最大起飞速度 v 280km · h⁻¹,最大起飞滑行距离 s 2100m,最大起飞重量 m 68000kg,最大着陆重量 m_1 58500kg,轮胎数量 主轮 4条、前轮 2条,轮胎额定负荷 主轮 18000kg、前轮 3900kg。

轮胎布置及重心位移位置见图1。

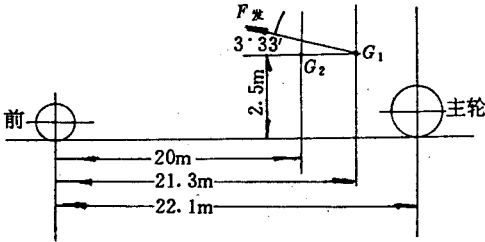


图1 轮胎布置及重心位移位置

G_1 —重心后移限位; G_2 —重心前移限位;

$F_{发}$ —发动机推力方向

按上述已知条件计算施加于轮胎的负荷。

(1)主轮 主轮在重心达到后移限时受力最大,其作用力分析如见2。

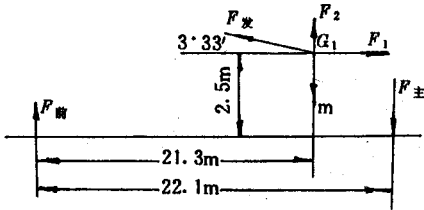


图2 主轮在重心后移至限位的受力

F_1 —重心处惯性反作用力; F_2 —发动机推力垂直分力;

m —飞机最大重量; $F_{主}$ —主轮反作用力;

$F_{前}$ —前轮反作用力

$$F_{发} = mg = m \cdot \frac{v^2}{s}$$

$$=68000 \times \frac{(280 \times 1000 / 3600)^2}{2100}$$

$$=195884.77(\text{N})=19988.2(\text{kgf})$$

$$F_1 = F_{\text{发}} \cos \alpha = 19988.2 \times \cos 3^\circ 30'$$

$$=19950.9(\text{kgf})$$

$$F_2 = F_{\text{发}} \sin \alpha = 19988.2 \sin 3^\circ 30'$$

$$=1220.3(\text{kgf})$$

以前轮为支点建立力矩平衡式:

$$22.1F_{\text{主}} = 21.3m + 2.5F_1 - 21.3F_2$$

$$F_{\text{主}} = (21.3 \times 68000 + 2.5 \times 19950.9$$

$$- 21.3 \times 1220.3) / 22.1$$

$$=66619.2(\text{kgf})$$

每条主轮轮胎所承受的负荷为:

$$66619.2 / 4 = 16654.8(\text{kgf})$$

由于每个起落架由两条轮胎组成,故增加平衡系数 1.07,飞机施加于每条主轮的负荷为:

$$1.07 \times 16654.8 = 17820.6(\text{kgf})$$

该工作负荷小于轮胎的额定负荷 (18000kgf),故轮胎负荷能力可以满足要求。

(2)前轮 前轮负荷在重心位移至前限位时最大,其作用力分析见图 3。分别计算起飞时分配到前轮上的静负荷、飞机着陆前轮接地时的动负荷及着陆刹车时的刹车负荷。

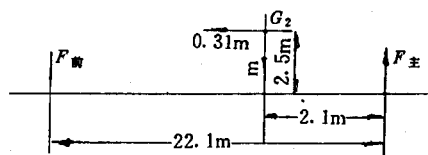


图3 前轮在重心前移至限位的受力

a. 前轮分配的静负荷

$$22.1F_{\text{前1}} = 2.1m$$

$$F_{\text{前1}} = \frac{2.1 \times 68000}{22.1} = 6461.5(\text{kgf})$$

每条轮胎承担的静负荷为:

$$6461.5 / 2 = 3230.8(\text{kgf})$$

小于额定负荷 3900kg,符合要求。

b. 前轮的动负荷

以主轮为支点建立平衡力矩方程,此时飞机重量按最大着陆负荷(m_1)58500kg 计算:

$$22.1F_{\text{前}} = 0.31m_1 \times 2.5 + 2.1m_1$$

$$F_{\text{前}} = \frac{0.31 \times 58500 \times 2.5 + 2.1 \times 58500}{22.1}$$

$$=7610.3(\text{kgf})$$

每个前轮承受动负荷为:

$$7610.3 / 2 = 3805.2(\text{kgf})$$

小于额定负荷 3900kg,符合要求。

c. 前轮刹车负荷

着陆时分配在前轮上的静负荷:

$$22.1F_{\text{前2}} = 2.1m_1$$

$$F_{\text{前2}} = \frac{2.1 \times 58500}{22.1} = 5558.8(\text{kgf})$$

每个前轮承担的着陆负荷为:

$$5558.8 / 2 = 2779.4(\text{kgf})$$

前轮刹车负荷为:

$$2779.4 \times 1.5 = 4169.1(\text{kgf})$$

小于额定负荷 3900kg 的 1.5 倍,符合要求。

综合各项验算,主、前轮均满足工作负荷要求,具有必须的安全可靠性。

3 衡量负荷能力的标准——下沉率

航空轮胎在负荷作用下的压缩变形率(下沉率)是衡量轮胎负荷能力的标准。按 GJB107《航空轮胎设计规范》规定,航空轮胎在额定内压时受额定负荷作用下垂直下沉率:高压胎为 28%—35%;低压胎为 30%—36%。若负荷作用下的下沉率超过上述规定范围,说明负荷过大,轮胎已无力承担了。负荷作用下的下沉率越小,轮胎负荷能力越充足,但小到一定程度,则功能过剩,磨损面集中于冠部,反而不利于使用。

我们以往按前苏联方法设计轮胎时经常用上述衡量额定条件的标准去衡量工作条件,也是不全面的。确定工作条件时,工作负荷一定小于额定负荷,而工作内压可能会等

(下转第 219 页)

(上接第 201 页)

于或小于额定内压。原则上工作条件下的下沉率必须小于额定条件下的下沉率,轮胎的安全可靠性才有保障。因此,建议在按本文第 2 部分进行负荷能力核对后,工作条件下的下沉率应规定为 25%—30%。

4 设计改进

综上所述,建议在航空轮胎设计与标准

化工作中进行如下几点改进:

(1)凡新设计的航空轮胎,如不是国际标准所规定的规格,应按国际标准规定层级,并进行额定负荷和额定内压的核算。

(2)在设计用于新机种的航空轮胎时,飞机设计部门除了提出对轮胎的一般要求外,还应提出轮胎配置位置、重心高度及前后位移极限和发动机推力方向等参数。

收稿日期 1994-03-29