

# 飞机地面载荷若干问题的探讨

高泽迥 林宏 赵世春 黄振威 李本旭

(成都 394 信箱 302 分箱, 成都, 610041)

## THE DEVELOPMENT AND DISCUSSION OF SOME QUESTIONS OF AIR CRAFT GROUND LOADS

Gao Zejiang, Lin Hong, Zhao Shichun, Huang Zhenwei, Li Benxu

(Box 394-302 of Chengdu, Chengdu, 610041)

**摘要** 从减轻飞机地面载荷、降低飞机结构重量角度出发,对现行国军标 GJB67.4—85(简称新规范)作了详尽的分析和研究。指出通过使用先进的模拟分析方法,正确理解规范正文的精神,采用合理的计算参数确定地面载荷,代替传统的经验估算-试凑方法,可以实现结构优化设计,实现减轻地面载荷、减轻飞机结构重量的目的,实例计算可减小飞机垂直和水平载荷 30%左右。

**关键词** 着陆载荷, 冲击试验, 减震器

**中图分类号** V215.1

**Abstract** This paper presents a study of how to use the ground loads specification GJB 67.4-85 and MIL-A-8862A correctly to minimize landing dynamic loads and structure weight of landing gear and aircraft. To minimize landing dynamic loads, we must use a rational analysis method to simulate the landing impact dynamics by optimizing the various parameters of shock absorber of landing gear. To calculate the effect of struct servicing tolerance on landing loads, also must a rational analysis method be used. Any empirical analysis method is conservative and results in larger structure weight. This paper also indicates that some of the recent conservative calculations of the landing loads do not conform to GJB67.4-85 and MIL-A-8862A requirement. For example, the choice of the friction coefficient of 0.8 between tyre and ground in spin-up case instead of 0.55 implied by specification GJB 67.4-85 and MIL-A-8862A leads to an increase in spin-up load by 0.455 times. In summary, the advantage of a correct use is that the design load and the structure weight will be smaller.

**Key words** landing loads, impact-test, shock absorbers

近年来,在新机研制使用现行国军标 GJB67.4—85<sup>[1]</sup>过程中,发现了一些问题值得探讨和研究。这主要是由于理解上的问题,或受传统规范的影响,计算得出的地面载荷一般都偏保守、偏安全。这样的做法对设计现代高性能飞机确难以接受,因为地面载荷不仅影响起落架,而且影响到飞机相关部分的结构。

合理使用和正确理解新规范应遵循下列几条原则:

(1) 严格按规范要求,通过合理分析方法确定着陆冲击载荷及缓冲系统压缩量。

(2) 严格按规范给定的最大滑动摩擦系数(0.55 或低于 0.55 的最严重情况的摩擦系数)计算起转载荷。前轮减缩质量按平均摩擦系数计算。

1992 年 12 月 24 日收到, 1993 年 7 月 25 日收到修改稿

(3) 考虑歼击机使用了高压轮胎, 其滑动摩擦系数偏小的因素, 对规范中给定的水平载荷, 应取其允许的最小值。

(4) 应通过落震模拟计算分析, 确定缓冲器充填容差对起落架着陆冲击载荷的影响。

## 1 通过落震模拟计算分析确定着陆冲击载荷

### 1.1 通过落震模拟计算分析确定着陆冲击载荷

纵观新规范部分载荷, 其中地面滑行、操纵、维护三部分载荷情况, 规范规定了具体计算公式, 求解单一性比较强, 易于掌握。唯独着陆冲击载荷情况, 未给出具体计算公式, 只提出要求用先进的分析方法确定。过去传统的方法仍按《试用本》方法, 即采用经验-试凑的方法, 确定着陆冲击使用过载, 随后按 GJB 67.4-85 使用说明书的表 4B-3<sup>[2]</sup> 计算对称着陆载荷。计算的地面载荷一般偏大、偏保守、不够科学。引入落震模拟计算分析, 是目前国际上通用的方法。本文使用的模拟软件考虑了柔性支柱航向和侧向结构弹性刚度、结构阻尼、支柱拉伸和压缩刚度、缓冲系统油液阻尼、空气弹簧和轮胎力学特性。通过落震模拟计算, 可精确地确定着陆冲击垂直、带转(起转)、回弹载荷; 飞机重心下沉、缓冲器压缩、轮胎压缩的时间历程; 缓冲系统功量图等。

作为典型示例, 图 1 给出某歼击机落震模拟的缓冲系统功量曲线。

实例计算表明, 由于使用了模拟软件的优化设计功能, 可大大降低飞机着陆冲击地面载荷, 比经验估算降低 30%左右, 并与实际落震试验结果很相近, 误差在 2%以内。

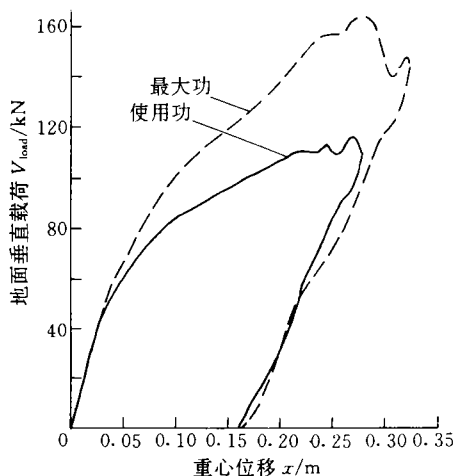


图 1 某歼击机落震模拟缓冲系统功量图

## 2 缓冲器充填容差对着陆冲击载荷的影响

### 2.1 传统估算方法

GJB67.4-85<sup>[1]</sup> 2.2.3 节规定, 缓冲器充填气压及充填油液体积有  $\pm 10\%$  的误差。对于缓冲器充填容差影响的考虑, 过去由于没有合适的落震模拟计算的手段, 一般都采用保守的估算方法, 认为充填引起缓冲器静态载荷增加, 代表了动态载荷的增加。并将油气二项充填上差的影响进行叠加, 按各引起增加 10% 的载荷计算, 因此着陆冲击载荷由于油、气充填上差影响增加 20%, 无疑这种计算是保守、不科学的。

### 2.2 用落震模拟分析程序, 计算缓冲器充填容差对着陆冲击载荷的影响

以某飞机为例, 分析计算情况如下:

(1) 10% 充填容差, 对缓冲器空气弹簧变硬影响较大, 见图 2 及表 1。

表 1 缓冲器充填容差影响载荷增加比率表 单位%

| 转折点<br>充填情况 | $P_{10}$ | $P_{1k}$ | $P_{20}$ | $P_{230}$ | $P_{2k}$ |
|-------------|----------|----------|----------|-----------|----------|
| 110% 油      | /        | 7.4      | 7.4      | 33        | 63.3     |
| 110% 气      | 10       | 9.9      | 9.9      | 9.7       | 9.8      |

表 1 只表明缓冲器空气弹簧力增加比率大, 但不表明着陆冲击总载荷增加比率大, 因为缓冲器静态载荷只占总冲击载荷的很小部分。

(2) 缓冲器充气压力容差与充油体积容差对载荷的影响不同时存在, 其影响并不叠加。

根据《军用飞机强度和刚度规范·地面试验》(GJB67.9-85)<sup>[3]</sup>的表 9-2 中规定, 充压容差取为  $\pm 10\%$  时, 充油量皆取 100%; 而充油容差取为  $\pm 10\%$  时, 充压皆取 100%。所以, 充压容差和充油容差, 对载荷影响不叠加。

(3) 落震模拟计算缓冲器充填容差影响

(a) 使用功情况下的落震模拟计算 计算结果见图 3~图 5 及表 2。

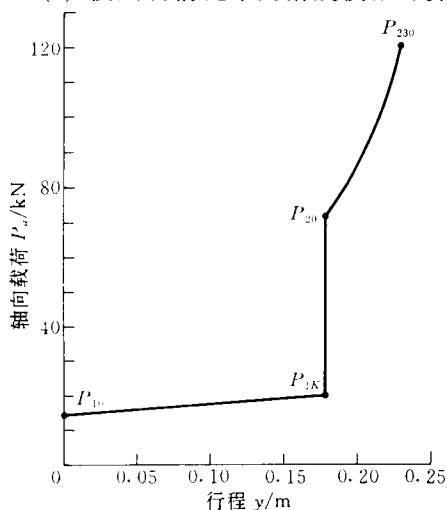


图 2 缓冲器静压曲线

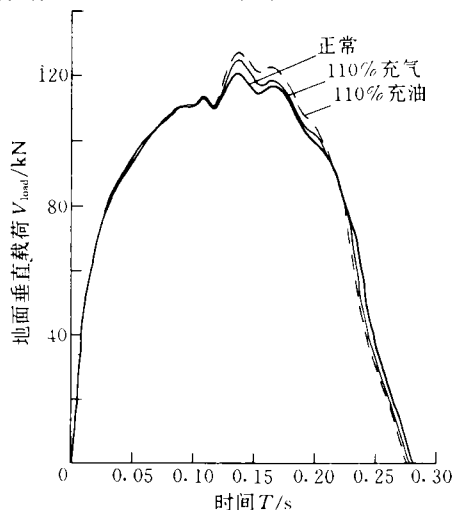


图 3 使用功情况垂直载荷( $V_{load}$ )-时间历程曲线

表 2 使用功情况, 考虑充填容差, 落震模拟计算主要结果

着陆重量  $G_{ZL} = 105\ 350\text{N}$ , 停机载荷  $P_{st} = 44\ 852\text{N}$

| 计算情况和条件               | 地面垂直载荷 $V_{LOAD}/\text{N}$ | 过载系数  | 缓冲系统效率系数 $\eta$ | 缓冲器行程 $Y/\text{m}$ | 飞机重心下沉 $X/\text{m}$ | 充填容差引起垂直载荷增加比率 $\%$ |
|-----------------------|----------------------------|-------|-----------------|--------------------|---------------------|---------------------|
| SY $K=1.2$<br>100%油、气 | 120 612                    | 2.689 | 0.72            | 0.200              | 0.278               | /                   |
| SY $K=1.2$<br>110%充油  | 127 027                    | 2.832 | 0.679           | 0.196              | 0.277               | 5.3                 |
| SY $K=1.2$<br>110%充气压 | 124 659                    | 2.779 | 0.692           | 0.198              | 0.276               | 3.3                 |

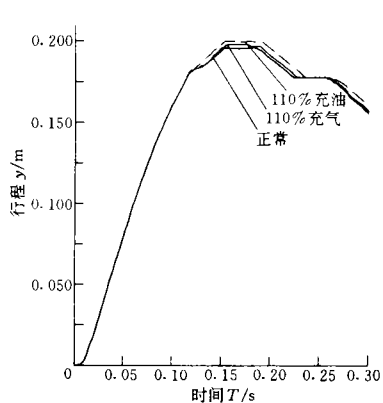


图 4 使用功情况缓冲器行程(y)-时间历程曲线

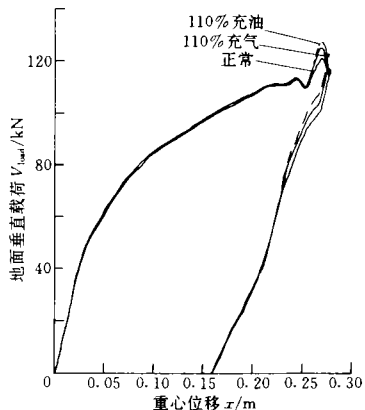


图 5 使用功情况缓冲系统功量图曲线

(b) 最大功情况下的落震模拟计算  
计算结果见图 6~图 8 及表 3

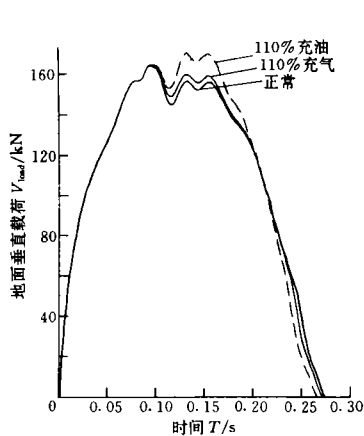


图 6 最大功状态垂直载荷( $V_{load}$ )-时间历程曲线

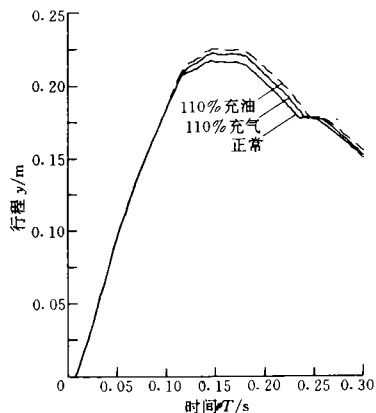


图 7 最大功状态缓冲器行程(y)-时间历程曲线

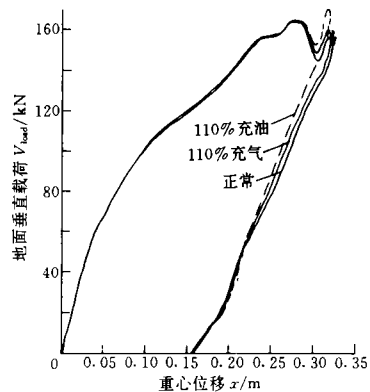


图 8 最大功状态缓冲系统功量图

表 3 最大功情况, 考虑充填容差, 落震模拟主要计算结果

| 计算情况和条件                | 地面垂直载荷<br>$V_{LOAD}/N$ | 过载系数  | 效率系数/ $\eta$ | 缓冲器行程<br>$Y/m$ | 飞机重心下沉<br>$X/m$ | 充填容差引起飞机垂直载荷增加/% |
|------------------------|------------------------|-------|--------------|----------------|-----------------|------------------|
| Max $K=1.2$<br>100%油、气 | 163 874                | 3.654 | 0.701        | 0.225          | 0.325           | /                |
| Max $K=1.2$<br>110%充油  | 170 065                | 3.792 | 0.68         | 0.217          | 0.322           | 3.8              |
| Max $K=1.2$<br>110%充气压 | 164 411                | 3.666 | 0.702        | 0.222          | 0.323           | 3.0              |

## 2.3 结论——充填容差对载荷增加的影响

- (1) 缓冲器充填容差对着陆冲击载荷有增大影响。
- (2) 其影响大小必须通过落震模拟计算分析确定, 任何经验估计都可能导致保守的结果, 带来起落架增重。
- (3) 缓冲器充气压力容差及充油容差对载荷增长的影响不同时存在, 计算时不叠加。
- (4) 对于一般油-气缓冲器, 充油容差对增载影响大于充气压容差的影响。
- (5) 由于充填容差只影响缓冲器静压力变化, 不影响油液阻尼力, 所以对整个着陆冲击的增加影响不大, 本算例为 5.3%。显然, 按经验取为 20% 载荷增加量是保守的。
- (6) 最大功情况的影响不如使用功情况严重, 这是因为大功量油峰较高, 虽然

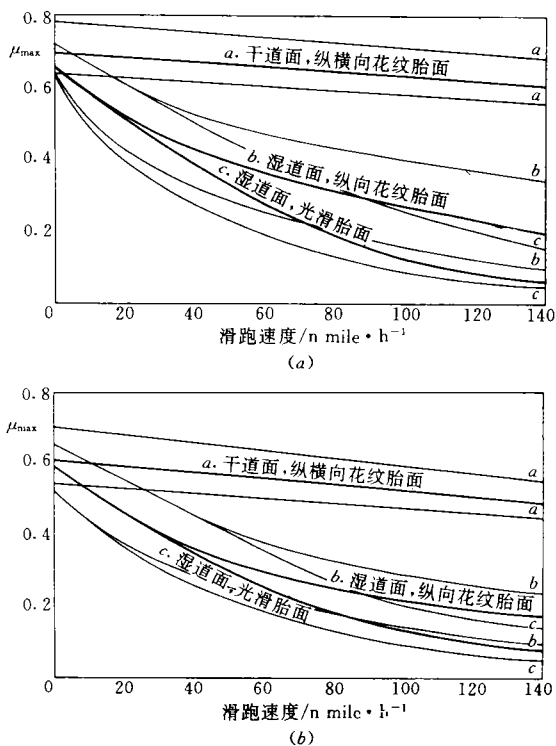


图 9 轮胎滑动摩擦试验曲线

(a) 道面  $p=1.372\text{MPa}$ ; (b) 道面  $p=2.058\text{MPa}$

气峰因充填容差影响有上升趋势,但其差值不如使用功情况大,所以总的载荷增加比相对较小。本算例给出油、气充填容差对载荷增加的影响,使用功分别为 5.3%、3.5%,最大功分别为 3.8%、3%。

(7) 本算例取用动态多变指数为 1.2,这是偏安全的数字,所以本计算的结果是偏安全的。

### 3 着陆冲击起转载荷及最大滑动摩擦系数的取值

该摩擦系数的取值直接关系到着陆起转(带转)水平载荷的大小,应严格按国军标规定取为 0.55。而该标准的使用说明中取为 0.8,使带转水平载荷增加 0.455 倍,无疑是保守的。摩擦系数应小于 0.55 的考证如下:

#### 3.1 英国工程索引(English Sciences Data)<sup>[4]</sup> 71026 提供资料

英国工程索引(English Sciences Data)71026 是一份权威的轮胎滑动摩擦试验实测数据资料(见图 9~图 11)。图示曲线表明滑动摩擦系数是滑动速度、道面状态、轮胎花纹、轮胎压力的函数。当轮胎压力增至 1.372~2.058MPa 情况下,最大滑动摩擦系数都在 0.55 以下或更小。因此,对现代歼击机,或舰载机而言,无疑最大滑动摩擦系数取 0.55 是合适的。

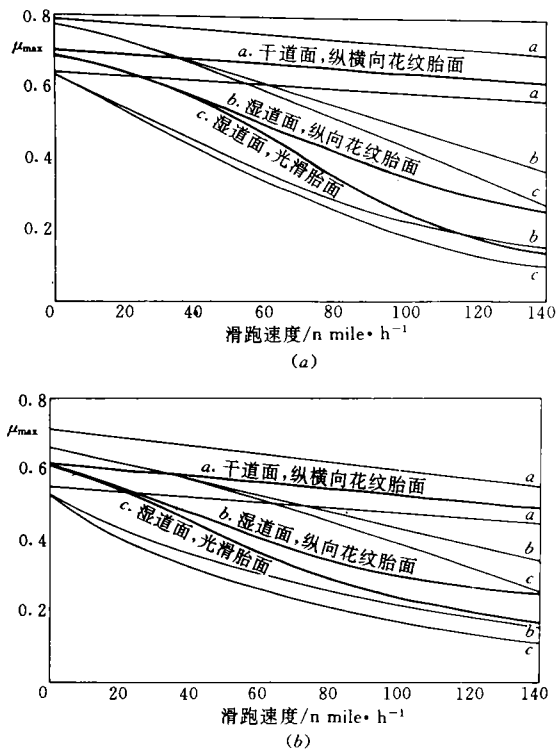


图 10 轮胎滑动摩擦试验曲线

(a) 道表面  $D p=1.372\text{MPa}$ ; (b) 道表面  $D p=2.058\text{MPa}$

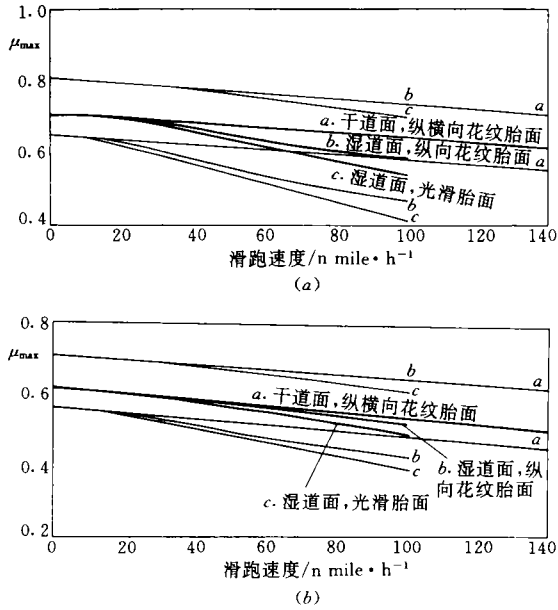


图 11 轮胎滑动摩擦试验曲线

(a) 道面 E  $p=1.372\text{MPa}$ ; (b) 道面 E  $p=2.058\text{MPa}$

3.2 N.S Currey 编《起落架设计手册》<sup>[5]</sup>提供的曲线

N.S Currey 编《起落架设计手册》第 359 页, 图 103(轮胎压力为  $1.92\text{MPa}$ )及图 104(轮胎压力为  $1.10\text{MPa}$ )(见图 12、图 13), 给出最大滑动摩擦系数  $\mu_{\text{max}} < 0.55$

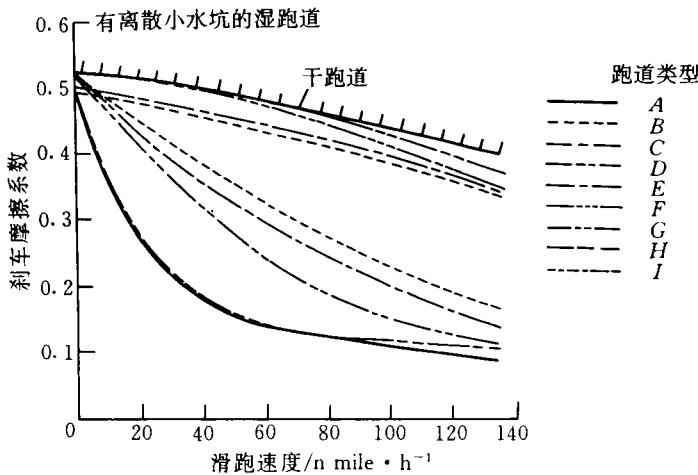


图 12 F-4D 飞机在湿的开槽和未开槽跑道上的刹车摩擦系数随滑跑速度的变化  
主起轮胎为三槽胎面Ⅷ型,  $30 \times 11.5-14.5$ ; 充气压力为  $1.92\text{MPa}$

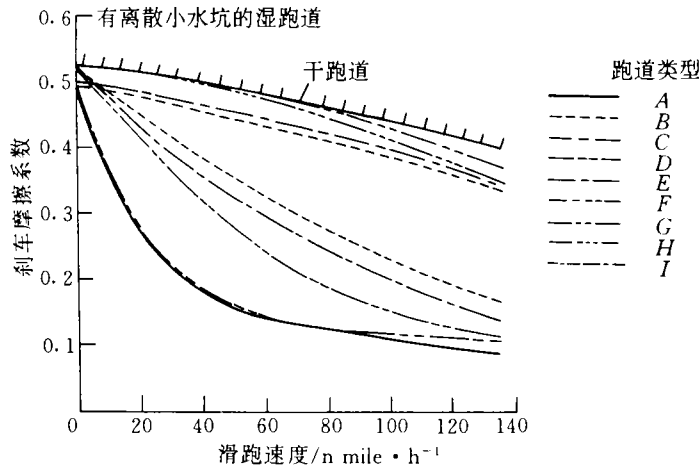


图 13 990 飞机在湿的开槽和未开槽跑道上的刹车摩擦系数值随滑跑速度的变化

五槽胎面Ⅷ型, 41×15-18 主起轮胎、充气压力为 1.10MPa

### 3.3 NACA TN-4008 提供曲线(见图 14)

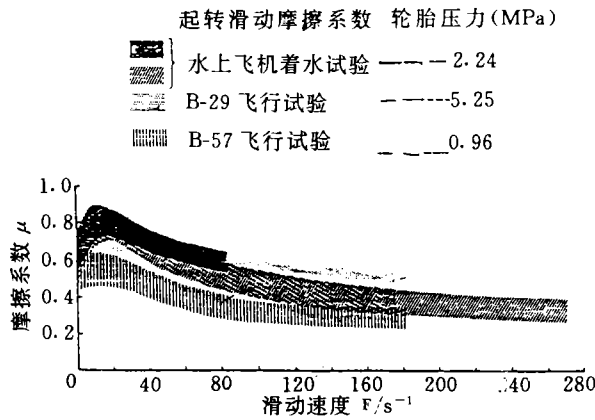


图 14 摩擦系数的试验曲线

由图 14 曲线可知, 当轮胎充填压力在达到 0.96MPa(B-57 飞机轮胎)时, 滑动摩擦系数  $\mu_{max} = 0.55 \sim 0.6$ 。

综上所述, 对于当前军用高压和超高压轮胎的歼击机、作战飞机而言取  $\mu_{max} < 0.55$  是合理的, 而且是符合国军标要求的。

## 4 与对称着陆最大垂直载荷( $P_{y,max}$ )同时发生的起转载荷( $P_x$ )

国军标规定  $P_x \leq 0.25P_{y,max}$ 。而该标准的使用说明规定  $P_x = 0.4P_y$ , 无疑对于采用高压 (0.98~1.176MPa)和超高压 (~1.47MPa)的作战飞机而言是不合适的。因为最大垂直载荷出现的时间一般在 0.25~0.3s 之间(见图 1)。此时机轮早已完成起转动作, 滑动摩擦系数已大大降低, 取 0.4 的摩擦系数与真实情况不符。目前国外先进作战飞机取 0.2 是符合标准要求。如果取为 0.4, 会使与最大垂直载荷同时出现的水平载荷增加到  $0.4 / 0.25 = 1.6$  倍, 无疑是保守的。



## 5 前轮减缩质量( $M_d$ )的计算

国军标规定

$$m_d = \frac{b + \mu h}{a + b} \frac{G_{zL}}{g}$$

式中:  $G_{zL}$  为着陆重量;  $a$  为前轮至飞机重心距离;  $b$  为主轮至飞机重心距离;  $\mu$  为平均滑动摩擦系数。

早期歼击机设计中取  $\mu = 0.5$  无疑是不合理的。据资料证明, 一些运输机保守的算法,  $\mu$  取 0.25~0.33 之间, 对于采用高压轮胎和超高压轮胎的作战飞机而言, 应不高于上述数值。

应该提醒, 原文 MIL-A-8862A<sup>[6]</sup> 无上述  $m_d$  的计算公式。这是考虑飞机三点着陆时, 前起承受动能, 不包含主轮着陆后倒向前轮的附加动能, 即理论上三点着陆时前轮停机载荷与主轮的停机载荷算法应相同。因此, 上述  $m_d$  中“ $\mu$ ”应理解为计及着陆减加速度引起的过载系数为宜。

对于二点着陆倒向前轮的情况, 是属于另一种情况的着陆模拟。

## 6 刹车摩擦系数的选取

国军标和 MIL-A-8862A 皆规定刹车摩擦系数  $\mu = 0.8$ 。此规定适用于中、低压轮胎, 对于轮胎压力超过 1.176MPa 的轮胎, 应取较低的数值; 反向刹车取  $\mu = 0.55$  更符合实际使用情况。

## 参 考 文 献

- 1 国防科学技术委员会. GJB 67.4-85. 1985.
- 2 国防科学技术委员会. GJB67.4-85使用说明. 1985.
- 3 国防科学技术委员会. GJB 67.9-85. 1985.
- 4 Brarnhall Mr L, Holmes Mr T. Friction and retarding forces on aircraft tyres. Part II: Estimation of braking force, English Sciences Data, Item number 71026, Sponsors the RAS. 1971.
- 5 Currey N S, 起落架设计手册. 飞机强度规范编写办公室, 1982; (1): 159
- 6 美国空军. MIL-A-8862A (USAF). 1971.