

# 飞机着陆状态对轮载信号触发时间的影响分析

许成杰

(Xu Chengjie)

**摘要:** 轮载信号是飞机相关系统进行空地状态判断的重要信号,轮载信号触发时间对飞机各系统工作状态具有重要影响。本文依据动力学方法,初步建立了飞机从机轮接地至触发轮载信号的动力学模型,分析了飞机着陆状态对轮载信号触发时间的影响,对于飞机相关系统设计工作具有一定参考价值。

**关键词:** 着陆状态;轮载信号触发时间;动力学模型

Analysis of the impact of aircraft landing status on the time to trigger the Weight on Wheel signal

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 200436, China)

Landing status; Time to trigger the Weight on Wheel signal; Dynamic model

## 0 引言

轮载信号是直接表征飞机地空状态的电气信号,在着陆过程中,只有当轮载信号明确指示飞机在地面时,相关飞机系统(刹车系统、飞控系统)才能开始工作[1][2]。例如,对于刹车系统,自动刹车只有当飞机在地面时才开始工作,而自动刹车可以有效缩短着陆滑跑距离、降低飞机对机场跑道的要求,因此轮载信号的触发时间对飞机地面工作状态有重要影响。经研究,对轮载信号触发时间的影响主要来自两方面:一方面是缓冲器自身的设计参数,主要是缓冲支柱的充气压力、阻尼孔的阻尼系数等;另一方面是飞机的着陆状态,主要是升力、重力、下沉速度等因素。在机型已经确定的情况下,影响轮载信号触发时间的主要是外部因素,本文着重研究飞机着陆状态对轮载信号触发时间的影响。

## 1 轮载信号的触发

轮载信号的触发一般通过传感器检测起落架缓冲支柱的位置变化来实现,当前飞机的轮载信号传感器多为接近式传感器[3],接近式传感器包含一个由振荡回路产生的高频电磁场,该电磁场从传感器感应面辐射出来,根据感应定律,当具有导电能力的物体进入该磁场会形成涡电流,涡电流消耗了振荡回路的能量,振幅减小,传感器可将该变化转换成开关信号,进而判断缓冲支柱的位置变化,如图 1 所示。

在实际设计中,一般将传感器与缓冲支柱外筒固定(图 2 中黄色部分),将标靶设计成与扭力杆联动(图 2 中紫色部分),当缓冲支柱处于全伸长状态时,传感器与标靶保持“接近”状态,即飞机处于“空中”;当缓冲支柱压缩时,标靶“远离”传感器,即飞机处于“地面”。

## 2 分析模型

根据已有设计经验,着陆时,飘降(即飞机接地瞬时下沉速度为 0)最不利于轮载信号的触发,本文即针对这一情况进行计算分析。以主起缓冲支柱气腔以上的飞机部分为研究对象,对其弹跳过程即缓冲支柱压缩过程进行分析。

飞机接地时在垂直方向上的作用力为:重力

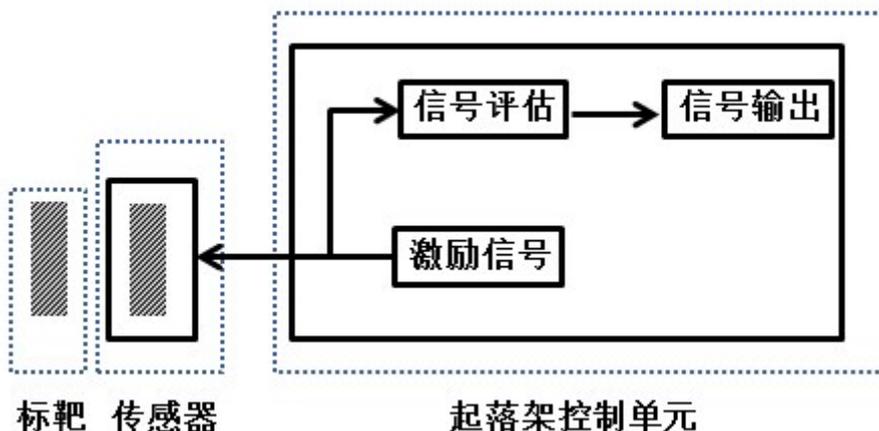


图1 轮载信号产生示意图

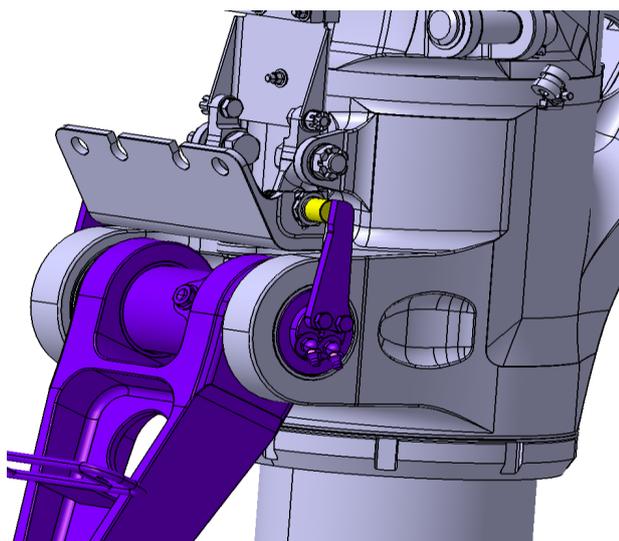


图2 传感器与标靶安装示意图

$G$ 、升力  $L$ 、缓冲支柱气腔的支持力  $f_1$ 、缓冲支柱油孔阻尼力  $f_2$ 。其中重力即为飞机接地时总重，升力为  $L$ ：

$$L = C_L * \frac{1}{2} * \rho * v_1^2 * S_1$$

.....  
.....

(1) 式中  $C_L$  为飞机升力系数,  $\rho$  为空气密度,  $v_1$  为飞机着陆空速,  $S_1$  机翼参考面积, 由于接地至产生轮载信号时间很短, 忽略这一过程中姿态角及空速变化, 同时, 在这一过程中, 姿态角及空速应逐渐减小, 均有利于轮载信号的产生。同时, 本模型假设扰流板打开过程中, 飞机升力系数按线性关系减小至完全打开。

缓冲支柱气腔支持力为  $f_1$ ：

$$f_1 = P * S_2 * \left( \frac{0.4}{0.4 - s} \right)^{1.4}$$

.....  
.....

(2) 式中  $P$  为缓冲支柱初始充气压力,  $S_2$  为气腔横截面积,  $s$  为缓冲支柱行程。

缓冲支柱油孔阻尼力为  $f_2$ ：

$$f_2 = k * v_2^2$$

.....  
.....

(3) 式中  $k$  为油孔阻尼系数,  $v_2$  为缓冲支柱压缩速度。

飞机竖直方向上的动力学关系满足：

$$F = G - L - f_1 - f_2 = ma = m \frac{dv_2}{dt} = m \frac{d^2s}{dt^2}$$

.....

(4) 式中,  $F$  为飞机着陆时竖直方向所受合外力,  $m$  为飞机着陆时质量。

通过以上关系得到飞机着陆过程中各个时刻的加速度, 再通过积分得到缓冲支柱行程的变化。根据轮载信号的触发要求, 缓冲支柱压缩量在达到一定数量也就是标靶远离接近传感器一定距离且保持一段时间时即可确保触发轮载信号, 在以上模型中应用这一边界条件可以得出触发轮载信号所需时间。

分析模型中, 取  $t=0$  为缓冲支柱开始压缩的时刻, 同时, 该模型仅考虑飞机着陆时为双侧主起同时着陆的情形, 单侧主起着陆后, 多数情形下另一侧主起也会迅速接地, 同样适用于本模型。

### 3 计算结果

根据某型飞机的起落架缓冲支柱充气压力  $P$ , 机翼参考面积  $S_1$ , 气腔横截面积  $S_2$ , 油孔阻尼系数  $k$ , 基于 Matlab R2012b, 计算了几种典型着陆状态 (大重量、中重量、小重量、大迎角、小迎角、大空速、中空速、小空速, 见表 1) 下, 从缓冲支柱开始压缩到轮载信号触发 (标靶远离传感器距离达到设定值) 所需的时间, 最终结果如图 2 至图 11 所示。

各着陆状态下缓冲支柱压缩量随时间变化过程如下图所示:

图 3 小重量时, 缓冲支柱压缩产生轮载信号过程

由图 3 至图 5 可知, 在着陆重量相同的情况下, 升力越大, 触发轮载信号所需时间越长, 同时, 在缓冲支柱压缩量达到满足轮载信号触发的要求 (图中红线所示为轮载信号触发所需的临界压缩量) 后, 缓冲支柱均继续压缩, 满足触发轮载信号所

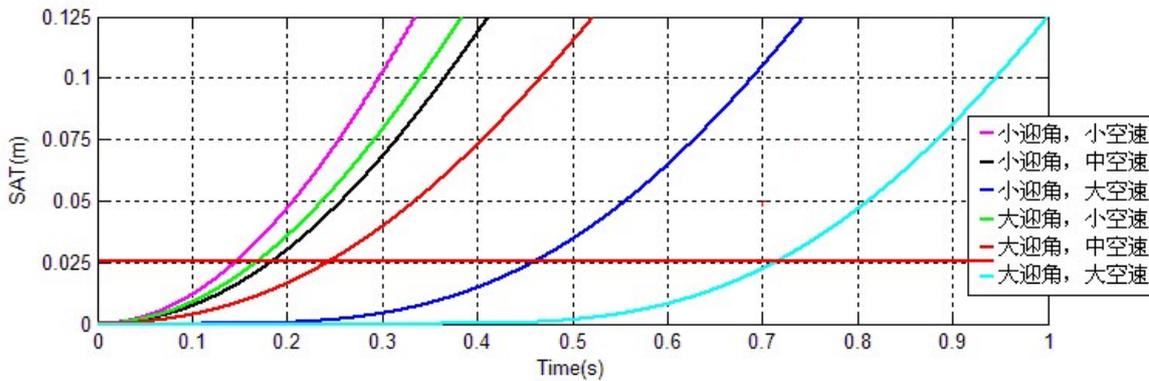
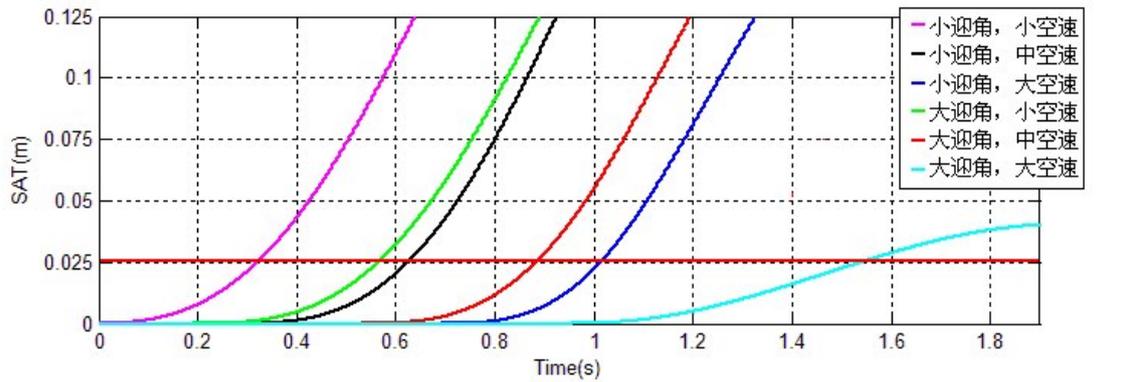


图 4 中重量时, 缓冲支柱压缩产生轮载信号过程

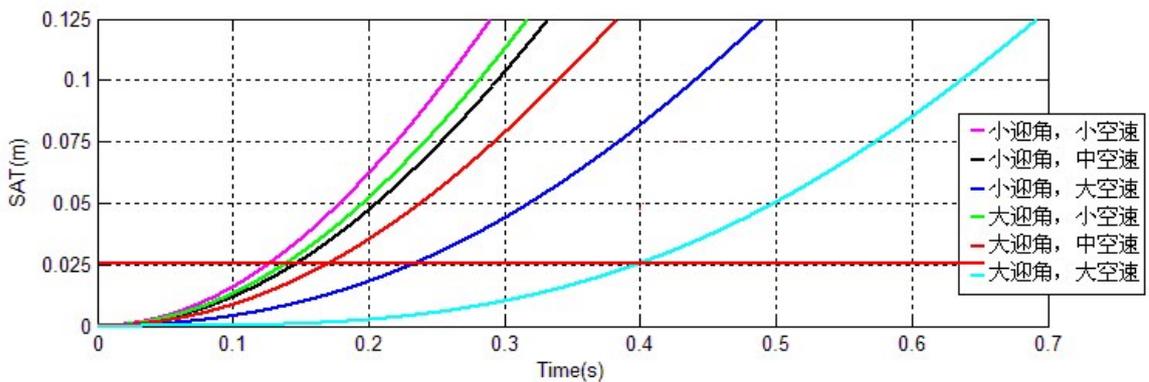


图 5 大重量时, 缓冲支柱压缩产生轮载信号过程

表1 典型着陆状态

序号	着陆重量	接地俯仰角	空速
1	小	小	小
2	小	小	中
3	小	小	大
4	小	大	小
5	小	大	中
6	小	大	大
7	中	小	小
8	中	小	中
9	中	小	大
10	中	大	小
11	中	大	中
12	中	大	大
13	大	小	小
14	大	小	中
15	大	小	大
16	大	大	小
17	大	大	中
18	大	大	大

需要求。

由图6至图11可知,在升力变化相同的情况下,重力越大,触发轮载信号所需时间越短,同时,在缓冲支柱压缩量达到满足轮载信号触发的要求(图中红线所示为轮载信号触发所需的临界压缩量)后,缓冲支柱均继续压缩,满足触发轮载信号所需要求。

由以上计算结果可知,典型着陆状态下轮载信号触发时间范围为 0.15s 至 1.5s,同姿态角、同空速条件下,重量越大、触发时间越短;同重量时,升力越小,触发时间越短,且在达到轮载信号触发所需压缩量后缓冲支柱均继续压缩,满足轮载信号触发要求。经过与某机型实际飞行数据对比,以上缓冲支柱压缩量变化趋势与试验数据基本一致,且轮载信号触发时间与试验结果基本相当。

### 4 结论

本文基于动力学模型,建立了飞机从机轮接地至触发轮载信号的动力学模型,根据某型飞机实际参数,初步分析了重力、升力等因素对轮载信号触发时间的影响,计算结果与试验结果基本一致,对

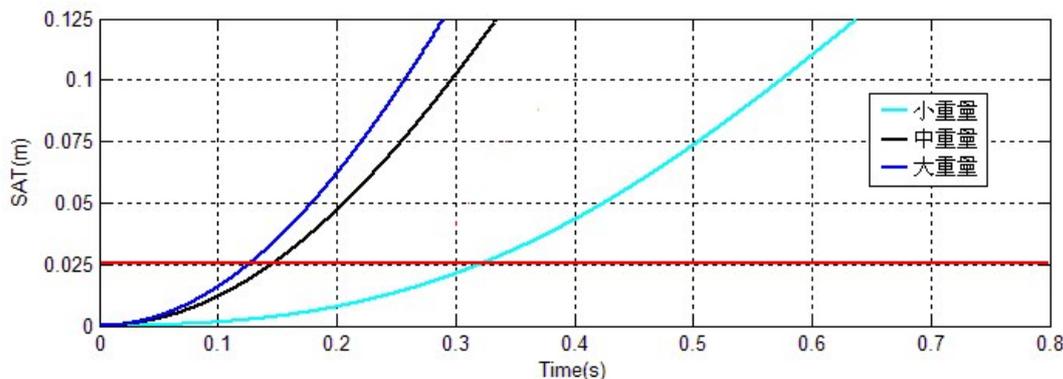


图6 小迎角、小空速时,缓冲支柱压缩产生轮载信号过程

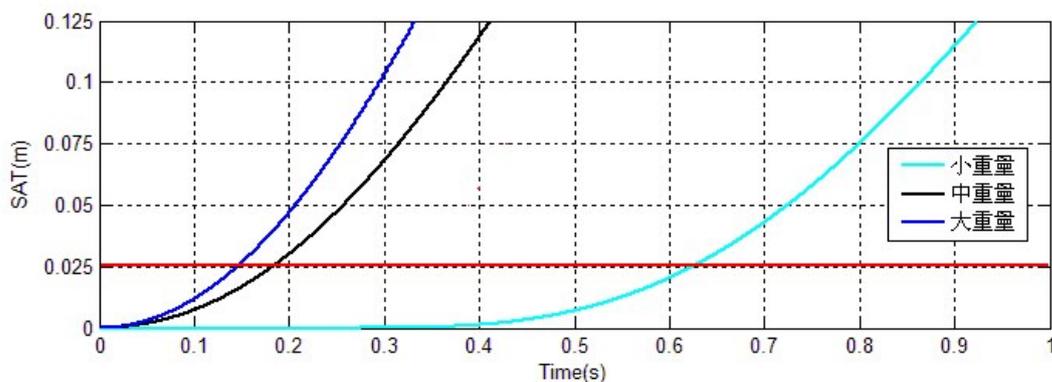


图7 小迎角、中空速时,缓冲支柱压缩产生轮载信号过程

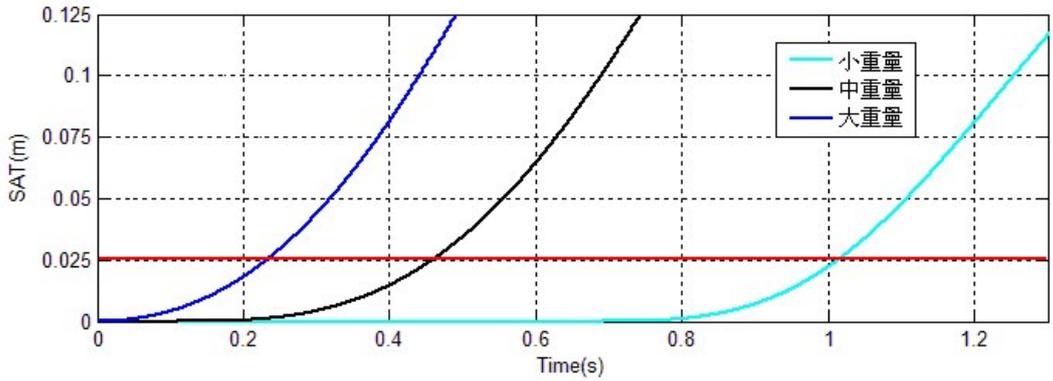


图8 小迎角、大空速时,缓冲支柱压缩产生轮载信号过程

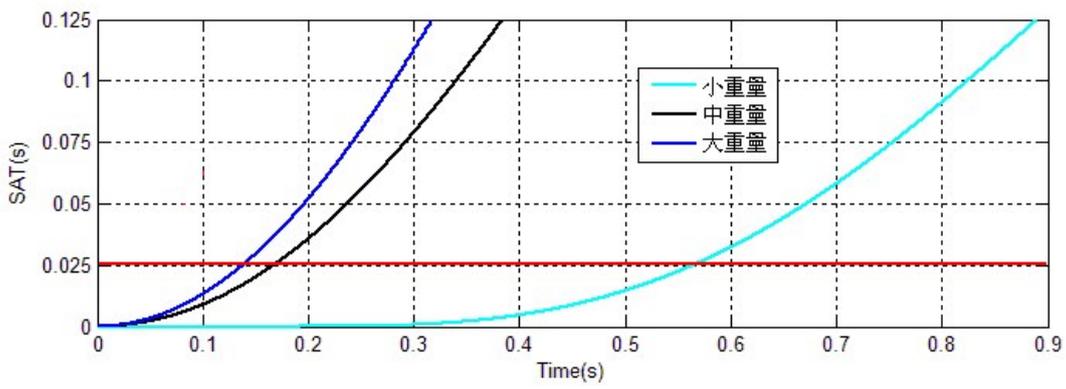


图9 大迎角、小空速时,缓冲支柱压缩产生轮载信号过程

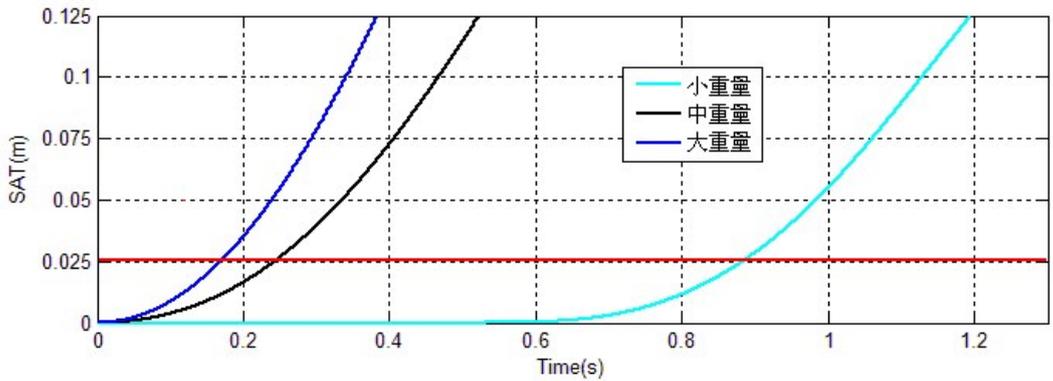


图10 大迎角、中空速时,缓冲支柱压缩产生轮载信号过程

其它机型的轮载信号触发时间的计算有一定借鉴意义。

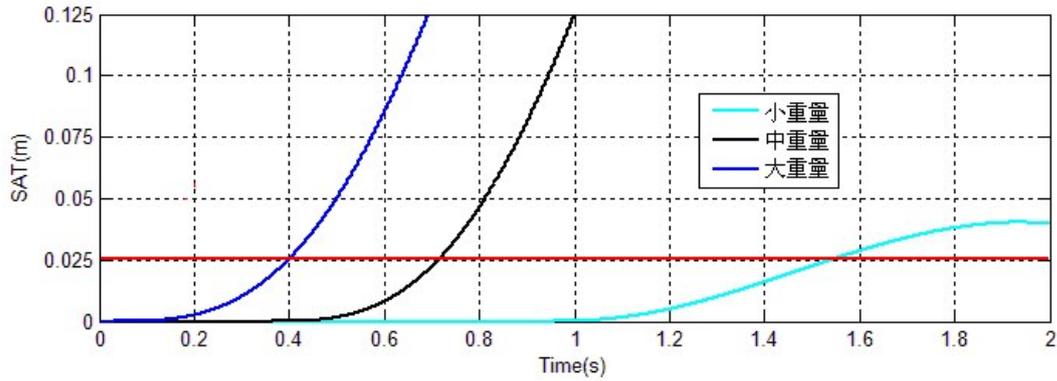


图 11 大迎角、大空速时,缓冲支柱压缩产生轮载信号过程

#### 参考文献:

- [ 1 ] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第 14 册: 起飞着陆系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [ 2 ] 中国民航局. CCAR25-R4 中国民用航空规章第 25 部-运输类飞机适航标准[S]. 中国: 中国民用航空局, 2011.
- [ 3 ] 冯永胜. 起落架系统轮载信号分析[J]. 科技资讯, 2011, NO. 29: 28

**Abstract:** Weight on Wheel (WOW) signal is an electrical signal which plays an important role in confirming the air/ground condition of the airplane during landing phase. The time to trigger the WOW signal has important influence on the working condition of aircraft systems. Preliminary dynamic model from touchdown to the WOW signal is triggered was established according to dynamics method. Based on the dynamic model, the impact of landing status was analyzed. This model may have some reference value on the design of related aircraft systems.