

某型飞机高原机场放起落架的安全高度

徐浩军, 吴利荣, 朱建太

(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要:根据某型飞机4 km以上禁止放起落架的规定及高原机场的使用要求,研究了该型飞机在高原机场着陆时放起落架的安全高度。分析了该型飞机在4 km以上禁止放起落架的理论原因,应用马尔可夫链模型建立了人-机系统飞行安全的数学模型,通过计算与分析评估了4~5 km之间高度上放起落架的飞行风险,研究了确保4~5 km之间放起落架后飞行安全的特殊措施。理论研究、模拟器模拟试飞结果与高原机场飞行结果一致。

关键词:高原试飞;飞行安全;人-机闭环系统;放起落架

中图分类号:V328 **文献标识码:**A **文章编号:**1009-3516(2002)01-0014-04

1 问题的提出

某高原机场海拔超过3.5 km,根据该机场管理细则以及净空条件,飞机在该机场的着陆航线应建立在机场上空1.5 km的高度上。而该机驾驶员守则规定:收放起落架,以及带放下起落架飞行的最大飞行高度不得超过4 km,否则可能引起纵向摆动。为了突破这一限制,从而使该型飞机能顺利地进驻高原机场,必须找出该型飞机设置“4 km以上禁放起落架”的理论依据。

文献[1]表明,该型飞机4 km以上禁放起落架的限制与其电传操纵系统的设计特点有关,该型飞机的电传操纵系统主要有两个状态:“飞行”和“起-落”状态,见图1。正常飞行时电传操纵系统处于“飞行”状态,放下起落架后,电传操纵系统自动由“飞行”状态转到“起-落”状态。由于在起飞滑跑过程中,主轮接触到地面后会产生一个附加的“机载力”过载 Δn_y ,与常规的气动力过载 Δn_y 符号相反,会使得“自动俯仰增稳”子通道不稳定,从而使飞行滑跑过程颠簸,重则倾覆,因此,在“起-落”状态下,电传操纵系统中的“自动俯仰增稳”环节必须关闭。国外有关专家指出:没有“自动俯仰增稳”子通道,高度增加后其动态稳定性逐渐变差,在高度大于4 km时,飞机有增加振荡特性的倾向。因此,该型飞机技术资料^[2]限定在4 km以下放起落架以及带放下落架飞行。

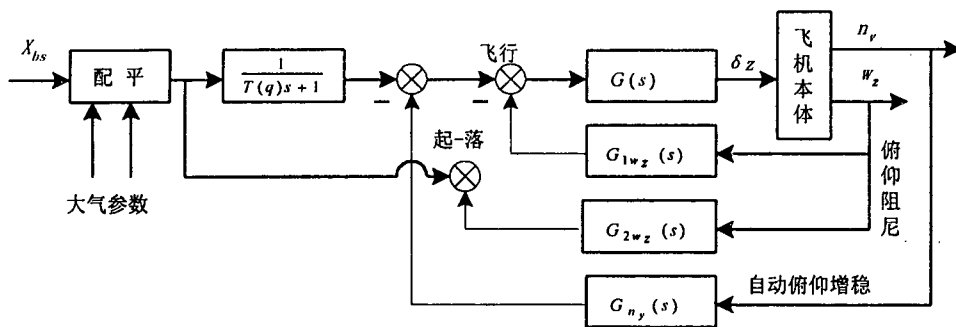


图1 某型飞机电传操纵系统纵向通道的原理结构简图

收稿日期:2001-05-10

作者简介:徐浩军(1965-),男,浙江余姚人,副教授,主要从事飞行安全及操纵系统研究。

2 研究方法 with 计算模型

2.1 研究方法

首先计算该型飞机放起落架后的人—机系统动态特性,分析该型飞机放起落架后的时域相应的纵摆趋势。在此基础上应用马尔可夫链模型建立了人—机系统飞行安全模型,评估该型飞机在高度4~5 km放起落架这一特定条件下的飞行风险。

2.2 计算模型

2.2.1 人—机闭环系统动态特性计算模型

人机闭环系统结构见图2。

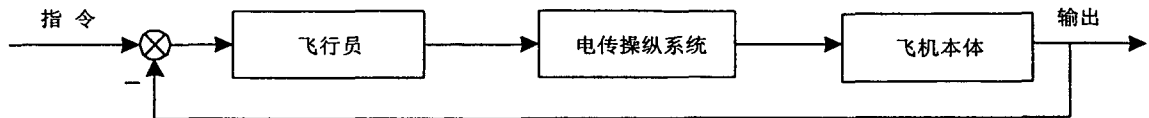


图2 人—机闭环系统结构简图

着陆时飞行员操纵飞机主要控制飞机的飞行轨迹,其主要的指令为俯仰姿态角 ϑ 。飞行员的模型为 $G_p = K_p e^{-\tau s} / (T_1 s + 1)$,其中 K_p 为驾驶员环节的静态增益,根据飞机飞参记录仪数据处理获得; T_1 为惯性时间常数; τ 为飞行员操纵滞后时间常数,不同飞行员差异较大,对人—机系统动态特性影响较大。电传操纵系统的模型为“起—落”状态时的模型,飞机本体运动方程为纵向运动方程。

初步计算结果表明4~5 km高度上放起落架后,随着高度的增加纵向稳定性变差,但未发现纵摆的趋势,这说明大部分情况下4~5 km之间放起落架不会发生纵摆,但是由于飞行员之间操纵性的差异性,特别是操纵滞后时间的差异,不排除个别飞行员操纵引发纵向振荡趋势加剧,甚至可能发生纵摆。此时,发生纵摆是小概率事件,需利用飞行安全模型对飞行风险做进一步评估。

2.2.2 确定人—机系统飞行安全的数学模型

飞机在飞行中的飞行安全模型可用马尔可夫链模型,该型飞机放起落架后飞行安全问题是一个特例,认为4 km米以上放起落架为一确定性的必然发生的事件,即 $\lambda_1 = P(t) = 1$ 。其模型见图3。 ZT_0 为初始状态,假定此时飞行安全, $P(ZT_0) = 0$ 。 ZT_1 、 ZT_2 为第一级飞行状态,已发生某一事件,其中 ZT_1 ,4 km以上放起落架, ZT_2 ,飞机其它系统之一发生故障。由于4 km以上放起落架是一确定性的事件,故其发生的概率为 $\lambda_1 = P(t) = 1$,其它事件发生的概率 $\lambda_2 = 0$ 。 ZT_{2i} 为第二级飞行状态,指已发生了某一事件后,又发生了一事件, $i = 1, 2, 3$,其中: ZT_{21} 为4 km未放起落架时经飞行员操纵是安全的; ZT_{22} 为4 km未放起落架时经飞行员操纵是不安全的; ZT_{23} 飞机其它系统之一发生故障,在此作为一种可忽略的小概率事件,故 $\lambda_{23} = 0$ 。 λ_{22} 为放起落架后飞行不安全的概率,只要计算出4~5 km高度放起落架后发生飞行风险 ZT_{22} 的条件概率 λ_{22} 即可。

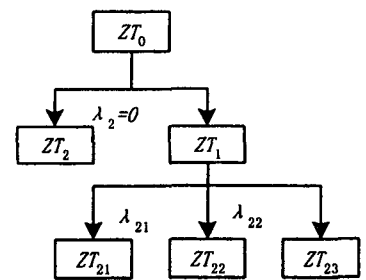


图3 人—机闭环系统放起落架后的安全模型

3 计算结果

3.1 人—机闭环系统放起落架后的动态特性计算结果

该型飞机放下起落架后,其电传操纵系统自动的由“飞行”状态转为“起—落”状态,为评估此时人—机闭环系统动态特性,以飞行员操纵飞机的俯仰姿态角 ϑ 从 0° 增加到 10° 为例,计算出各个高度下的时域动态响应,其中俯仰姿态角 ϑ 及法向过载动态响应曲线如图4和图5所示。

图4和图5两个参数的峰值由下至上分别代表高度 $h = 3, 3.5, 4, 5, 6, 7$ km(表速为400 km/h)。理论计

算结果表明,随着高度增加,飞机的动态特性略变差,但未见有纵摆趋势。但是,高度超过 5 km 以后,动态特性有明显变差的趋势。动态响应结果表明,当飞行员中模型参数固定时,一般情况下不会发生纵摆,但实际情况下,由于飞行员操纵有差异,这种差异对纵摆影响最大的是飞行员对某事件处理及时性,即反应时间 τ ,文献[3]表明该型飞机经过真实试飞验证的参数 τ 服从对数正态分布。

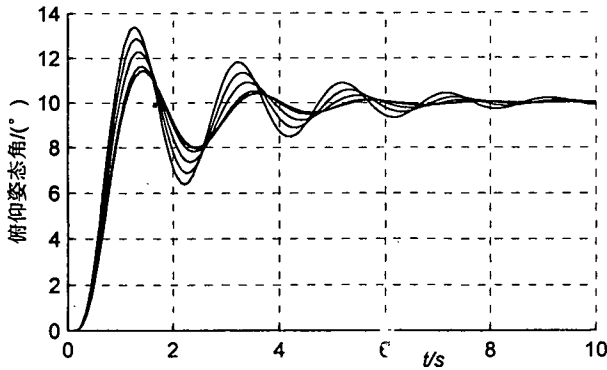


图4 俯仰姿态角的动态响应

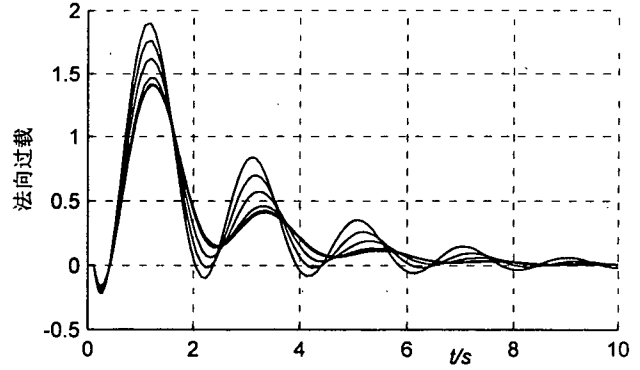


图5 法向过载的动态响应

3.2 人一机系统放起落架后的风险概率

用小样本来评估小概率事件,可用文献[2]、[4]提供的伊万诺夫法,首先根据开环系统动态响应,确定飞行员特性参数,主要是反应时间 τ ,将其代入驾驶员模型,然后利用闭环系统的模型计算出响应时间历程中的最大 $\Delta n_{y,max}$,得到极值样本点 30 个,根据文献[3]、[4]提供的伊万诺夫概率计算方法,其计算步骤为:

- 1) 按值增加方向对所有样本值进行排序, $x_1 < x_2 < \dots < x_k < \dots < x_N$;
- 2) 求出“积累频度” $F_k(X_k) = k/(N+1)$ 及样本值的标准偏差 $y_k = -\ln[-\ln F_k(X_k)]$;
- 3) 求出样本均值 μ_x 及样本标准差 σ_x ;
- 4) 标准偏差 y_k 的均值 μ_y 及方差 σ_y ;

5) 飞行安全概率为 $F(x) = e^{-e^{-\mu_y - (x - \mu_x) \frac{\sigma_y}{\sigma_x}}}$ 。当 $h = 4.5$ km, 表速 $V = 400$ km/h 时,使用过载限制线是 5.18 g,其样本极值的对数分布图见图 6。 $F(x = 5.18) = 1$,即飞行安全。

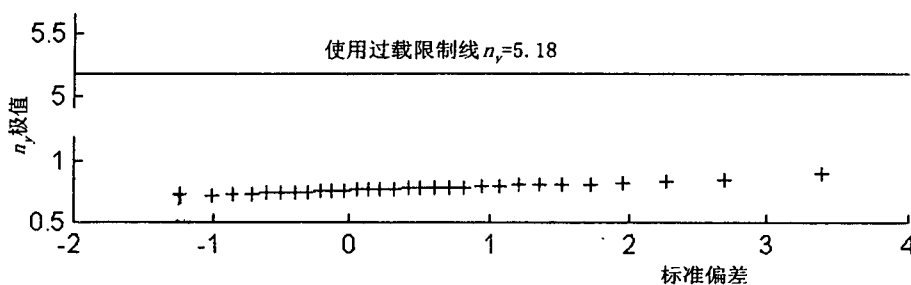


图6 样本极值的分布图

3.3 特殊操纵措施

计算结果表明,该型飞机在 4 ~ 5 km 之间放起落架的飞行风险概率为零,但是人一机系统动态特性随着高度的增加逐渐变差,当高度超过 5 km 以后较为明显。为彻底排除 4 ~ 5 km 之间放起落架由于电传操纵系统状态自动转换带来的飞行不安全,建议采用以下措施:

- 1) 放起落架的飞行高度由原来的 4 km 放宽至 5 km;
- 2) 4 km 以上放起落架前,先将电传操纵状态由“自动”转换到“着陆”,待飞机降落到 4 km 以下后,再将“着陆”状态转换到“自动”或“起一落”状态。

3.4 模拟器模拟飞行与实际试飞结果比较

3.4.1 模拟器模拟试飞结果

在理论计算的基础上,进行了模拟试飞,结果表明放起落架后,飞机的响应变化不明显,过载未出现明显

振荡,飞机的响应过程与平原机场响应基本一致^[5]。

3.4.2 实际试飞结果

该型飞机在高原机场收放起落架共11次,其中3次放的瞬时数据见表1。放起落架后飞机动态响应变化不明显,过载未出现明显振荡,飞行员实施特殊操作措施可行、可靠。

表1 3次放起落架飞参记录数据

$V/(km/h)$	$\alpha/(\circ)$	h/m	n_y/g
393	2.3	4 280	0.938
403	2.4	4 344	1.00
404	1.8	4 364	1.059

4 结论

- 1) 该型飞机4 km以上禁放起落架的理论原因与其电传操纵的状态转换有关。
- 2) 4~5 km之间放起落架,人一机系统动态特性随着高度的增加逐渐变差,当高度超过5 km以后较为明显;
- 3) 4~5 km之间放起落架的飞行风险概率为零;
- 4) 经实际飞行检验,特殊操作措施可行、可靠。

参考文献:

- [1] Бюшгенс Г С . Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов [M]. Москва: НАУКА ФИЗМАТЛИТ, 1998.
- [2] Хаоцзюнь С . Исследование безопасности полетов самолета XX – XX при отказах СДУ [D]. Москва: ВВИА, 1999.
- [3] 徐浩军,佛拉皮约夫 В В. 人一机系统飞行安全可靠性的研究[J]. 飞行力学, 2001, (1): 45 – 49.
- [4] Жулев В И, Иванов В С. Безопасность полетов ЛА : теория и анализ [M]. Москва: ТРАНСПАРТ, 1995.
- [5] 徐浩军,吴利荣. 某型飞机放起落架安全高度研究报告[R]. 西安:空军工程大学工程学院, 2000.

(编辑:姚树峰)

Study of the Safe Altitude of Down Landing – Gear of a Fighter on Altiplano Airport

XU Hao – jun, WU Li – rong, ZHU Jian – tai

(The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: According to the requirements of altiplano airport and the prohibition of a fighter to down landing – gear above 4000 meters, this paper makes research on the problems of the safe altitude of down landing – gear. The secure model of man – aircraft closed – loop system is given by means of mapkob model. Aviation risk of down landing – gear above 4000 meters is valued basing on calculation and analysis, special secure control methods are proposed. The theoretical results accord with the simulating flight and the real test.

Key words: altiplano test – fly; flight security; man – aircraft closed – loop system; down landing – gear