

滑跑无人机起降过程动力学特性分析及性能底数评估

周德元[†] 李严彪 田岳

(32204 部队,渭南 714200)

摘要 在备战打仗大环境下,为了给装备试验考核提供技术参考,针对滑跑起降无人机起降阶段机身一起落架—地面之间复杂的动态特性,本文建立了飞机一起落架—跑道的系统动力学仿真模型及动力学方程,分别采用多尺度法和有限元分析法研究了其在不同气动载荷、重力以及作动筒载荷耦合作用下的系统动力学特性,并对可靠性和安全性进行了仿真分析.结果表明,不同降落速度对起落架—地面系统的动力学行为有较大的影响;起落架系统强度、刚度和安全特性满足相关指标.通过滑跑起降无人机动态安全特性以及在飞行作战中的极限疲劳寿命分析,为后续武器装备的考核以及性能底数评估提供了技术参考.

关键词 无人机, 起落架作用力, 动力学仿真, 可靠性, 疲劳寿命

中图分类号:V214.5

文献标志码:A

Analysis of the Dynamic Characteristics of the Takeoff and Landing Process of Taxi-Running Uav and Evaluation of the Performance Base

Zhou Deyuan[†] Li Yanbiao Tian Yue

(32204 Troops, WeiNan 714200, China)

Abstract In order to provide technical reference for equipment test and assessment in the context of war preparation, in view of the complex dynamic characteristics between the fuselage-landing gear-ground of the taxiing takeoff and landing UAV during the takeoff and landing phase, this paper establishes the system dynamics simulation model and dynamic process of the aircraft-landing gear-runway, and uses the multi-scale method and the finite element analysis method to study its different aerodynamic loads. The dynamic characteristics of the system under the coupling of gravity and actuator load, and the reliability and safety are simulated and analyzed. The results show that different landing speeds have great influence on the dynamic behavior of the landing gear-ground system; The strength, stiffness and safety characteristics of the landing gear system meet relevant indicators. Through the analysis of the dynamic safety characteristics of the taxiing takeoff and landing UAV and the ultimate fatigue life in flight operations, it provides a technical reference for the subsequent assessment of weapons and equipment and the evaluation of performance base.

Key words UAV, landing gear force, dynamic simulation, reliability, life of fatigue

引言

无人机在起降过程中,无人机的着陆姿态多种多样,接地瞬间也会出现各种倾转、翻滚、震荡等复杂运动状态,起落架与跑道之间也会出现反复伸缩等复杂运动现象.此外,起落架系统包含阻尼摩擦、间隙、刚度等各种非线性因素的动力学模型,滑跑减震、前轮摆振方面的振动主动及半主动控制问题以及时滞对振动的稳定性及振动本身的影响规律尚且不明确,这使得无人机起降过程中机身一起落架一跑道系统的动态模型建立及求解成为了一项艰巨任务.针对滑跑起降无人机装备而言,一方面,长期以来,国内尚且没有对无人机滑跑起降以及作战疲劳寿命底数进行过专门的试验项目设计研究,摸清滑跑无人机起降阶段以及作战疲劳寿命的底数所需要的样本、条件控制等方面技术积累相对比较薄弱,对开展规模性的摸清底数能力建设支持力度非常欠缺,面临的技术压力也比较大.另一方面,在滑跑无人机装备性能试验实施上,目前摸清底数也处于原则性要求状态,摸底与破坏之间的界面并不清晰,也没有可以遵循的标准规则,试验风险较之性能符合性要高的多、险的多.没有准确的评估准则可能会导致样机损坏,出现预期外的安全风险,这也是我们必须所考虑的.基于以上分析思路,对无人机装备滑跑起降过程中机身一起落架一跑道系统典型的非线性振动问题以及安全可靠性的研究显得尤为重要.

针对滑跑起降无人机起降阶段机身一落架一地面之间复杂的动态特性,结合目前滑跑无人机装备在性能试验鉴定和效能评估方面的条件限制性以及飞机一起落架之间复杂的动态振动特性,本文首先建立了飞机一起落架一跑道路面的3D模型;然后采用动力学分析软件对系统的振动特性进行了求解分析,最后采用有限元分析软件对飞机一起落架系统的刚度、强度、振动频率以及可靠性和安全性进行了分析说明,为后续无人机装备的效能底数评估提供了技术参考.

1 飞机一起落架一跑道动力学建模及求解

1.1 飞机一起落架一跑道动力学模型建立

本文所建立的飞机一起落架三维模型如图1

所示,其中该型飞机翼展6.5m,结构本体重量90Kg,总重300Kg,具体结果如下所示

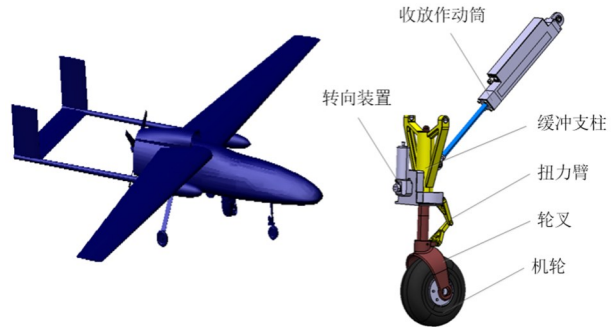


图1 飞机一起落架模型

Fig.1 Aircraft-Landing gear model

将飞机机身一起落架一跑道路面的系统简化成弹簧-质量-阻尼系统,将气动载荷、重力以及摩擦力等看做是外界激励力,全部用余弦激励力代替,其中 x 方向作为机身一起落架振动方向,具体如图2所示.

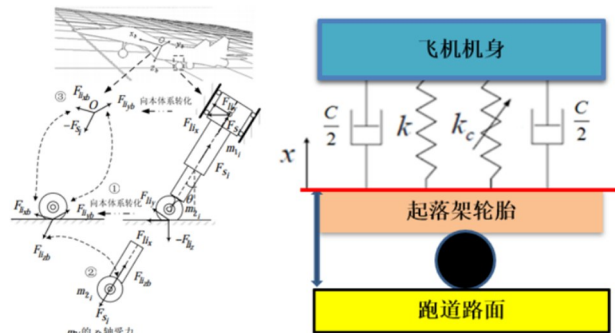


图2 飞机一起落架一跑道路系统模型

Fig.2 Model of aircraft-landing gear-runway system

飞机一起落架一跑道系统的动力学方程为^[1-3]:

$$m \frac{d^2 x}{dt^2} + c \frac{dx}{dt} + kx + k_c x^3 = F_{ts}(x) + F_0 \cos \omega_1 t \quad (1)$$

式中, $x(t)$, $\frac{dx}{dt}$, $\frac{d^2 x}{dt^2}$ 分别为飞机机身的瞬时位移、瞬时速度和瞬时加速度; x 为飞机一起落架的垂向振动位移, m , c 和 k 分别是简化后飞机一起落架系统的等效质量、等效阻尼系数和等效刚度系数; k_c 为飞机一起落架系统的非线性立方刚度; F_0 和 ω_1 分别为飞机一起落架系统外激励力的振幅和角频率; F_{ts} 为起落架一跑道路面之间的相互作用力,其表达式如式2所示,其中 G 为飞机自重, F_{ab} 为发动机推力, F_{pb} 为发动机推力.

$$F_{ts} = G + F_{ab} + F_{pb} \quad (2)$$

为了便于飞机一起落架一跑道系统进行分析,定义平衡距离变量参数,即 $Z_s = (3/2)(2D)^{1/3}$,其中 $D = A_2R/(6k)$. 引入以下无量纲变量^[4-6]:

$$\begin{aligned} \tau = \omega_0 t, y = \frac{x}{Z_s}, \frac{dy}{d\tau} &= \frac{dx/dt}{\omega_1 Z_s}, \beta = \frac{k_c}{k} Z_s^2 \\ \omega_0 = \sqrt{k/m}, E = \frac{F_0}{kZ_s}, \Omega = \frac{\omega_1}{\omega_0}, \xi &= \frac{c}{\sqrt{km}} \\ H = \frac{1}{kZ_s}, A = SZ_s \end{aligned} \quad (3)$$

因此飞机机身一起落架一跑道路面系统动力学方程可以写成如下形式:

$$\begin{aligned} \frac{d^2 y}{d\tau^2} + \xi \frac{dy}{d\tau} + y + \beta y^3 = \\ H \exp(Ay + B) + E \cos \Omega \tau \end{aligned} \quad (4)$$

1.2 用多尺度法求解飞机一起落架系统的控制方程

本文中,当起落架减震器调整量 y 值较小时, e^{Ay+B} 项用最小二乘法展开比用泰勒级数展开精度更高,曲线匹配性更好,因此将 e^{Ay+B} 项展开为:

$$e^{Ay+B} = \beta_0 + \beta_1 y + \beta_2 y^2 + \beta_3 y^3 \quad (5)$$

将此式带入方程(4),对其中的非线性项引入小量 ϵ ,并令 $1 - H\beta_1 = \omega^2$,整理后可得^[7,8]:

$$\begin{aligned} \ddot{y} + \omega^2 y = -\epsilon(\beta - H\beta_3)y^3 + \epsilon(H\beta_2)y^2 + \\ \epsilon H\beta_0 - \epsilon \xi \dot{y} + \epsilon E \cos \Omega \tau \end{aligned} \quad (6)$$

设方程(6)的解为: $y(\tau, \epsilon) = y_0(T_0, T_1) + \epsilon y_1(T_0, T_1)$,其中 $T_0 = \tau, T_1 = \epsilon \tau$,令 $\Omega - \omega = \epsilon \sigma$,化简整理后求解,可得到方程(4)的解为:

$$\begin{aligned} y(\tau, \epsilon) = h \cos(\omega \tau + \theta) + \\ \epsilon \frac{(\beta - H\beta_3)h^3}{32\omega^2} \cos 3(\omega \tau + \theta) - \\ \epsilon \frac{H\beta_2 h^2}{6\omega^2} \cos 2(\omega \tau + \theta) + \epsilon \frac{1}{2\omega^2} (H\beta_2 h^2 + \\ 2H\beta_0) \end{aligned} \quad (7)$$

其中, h 和 θ 由下式决定^[9,10]:

$$\begin{cases} \frac{\partial h}{\partial T_1} = -\frac{1}{2} \xi h + \frac{E}{2\omega} \sin(\sigma T_1 - \theta) \\ \frac{\partial \theta}{\partial T_1} = \frac{3(\beta - H\beta_3)h^2}{8\omega} - \frac{E}{2\omega} \cos(\sigma T_1 - \theta) \end{cases} \quad (8)$$

当机身一起落架一跑道系统在稳定振动状态时,将(8)式化简整理后可得到系统的频率响应方程为:

$$\left[\frac{3}{8}(\beta - H\beta_3)h^3 - \omega h \sigma \right]^2 + \left[\frac{1}{2} \xi h \omega \right]^2 = \left[\frac{E}{2} \right]^2 \quad (9)$$

1.3 飞机一起落架一跑道系统振动结果分析

图 3 所示的是机身一起落架一跑道系统在不同的发动机工作转速下的系统振动情况,从图中可以看出机身一起落架一跑道系统的频率响应曲线的整体向右偏转,从而说明系统的振动非线性呈现出过硬的特性.当发动机工作转速增加时,飞机一起落架一跑道系统的偏转特性比较小,但其振动幅值相应的增大了不少,从而说明发动机工作转速对系统振动特性影响比较大,转速越高,振动越大,反之则越小.

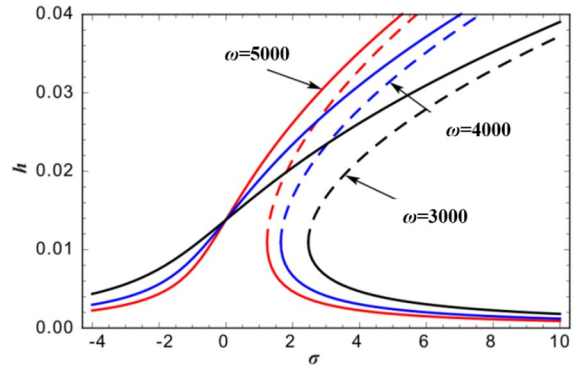


图 3 不同固有频率下飞机一起落架系统的频率响应曲线
Fig.3 Frequency response curves of airplane-landing gear system at different natural frequencies

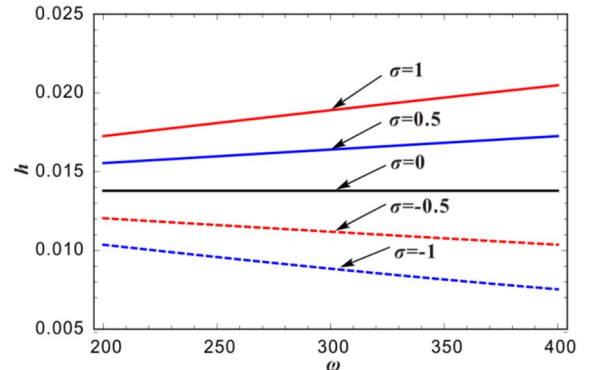


图 4 不同阻尼下飞机一起落架系统振动特性
Fig.4 Vibration characteristics of airplane-landing gear system under different damps

图 4 所示的是机身一起落架一跑道系统在发动机工作转速一定的条件下,系统的阻尼不同时,整体响应也不相同.从图 4 可以看出当飞机一起落架一跑道系统阻尼系数越大,系统的振动响应幅值也就越大,反之则越小.当机身一起落架一跑道系统的阻尼系数一定时,发动机工作转速越高时,机身一起落架一跑道系统的振动特性也越明显,造成飞机起降阶段不同阻尼系数对系统稳态振动特性

的响应影响有所不同。

图5所示的是飞机在降落过程中,当降落的速度分别为30m/s、35m/s以及40m/s时的工况下,飞机起落架减震弹簧处的位移压缩曲线对比,从图中可以看出当飞机降落速度越大时,初始时刻减震弹簧的振动位移也越大,降落速度越小时,飞机及起落架的振动位移也相对越小,因此在对该型无人机装备进行性能试验鉴定时,飞机降落的速度应尽可能的小,减小起落架以及机身所受的冲击力,延长其飞行架次和作战疲劳寿命。

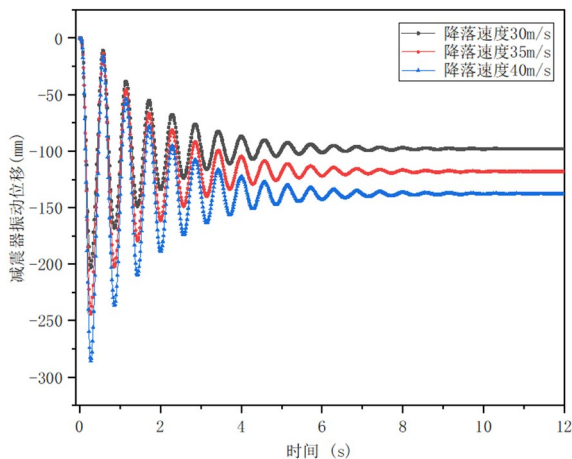


图5 不同降落速度下飞机一起落架系统振动特性
Fig.5 Vibration characteristics of aircraft-landing gear system at different landing speeds

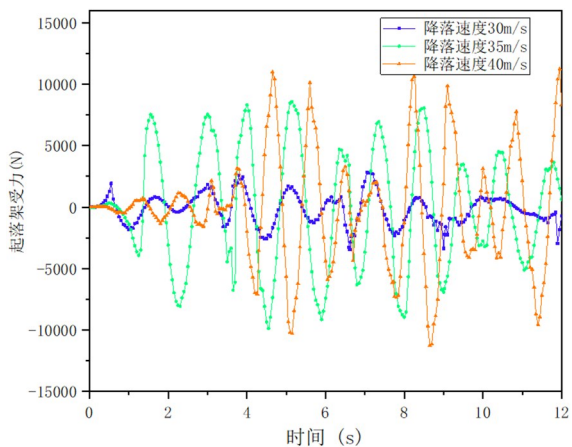


图6 不同降落速度下飞机一起落架系统受力曲线
Fig.6 Stress curves of aircraft-landing gear system at different landing speeds

图6所示的是飞机在降落过程中,降落速度分别为30m/s、35m/s以及40m/s时的工况下,飞机后轮与地面之间的接触力对比曲线,从图中可以看出降落速度越大时,飞机及起落架受到的载荷越大,这是惯性载荷造成的冲击振动所引起的,反之则越小,符合实际情况。

图7所示的是飞机在不同姿态着陆过程中,起落架及飞机在垂向上的速度冲击波动对比曲线,从图中可以看出当飞机降落速度为30m/s时,飞机的垂向速度波动小于降落速度为40m/s时的垂向速度波动,整体而言,降落速度越大,飞机一起落架系统振动也越大。而当速度为35m/s时,在30时刻以后,其振动速度值反而增大,这是由于该速度与发动机转速频率比较接近,造成局部耦合共振引起反常现象,符合实际情况。

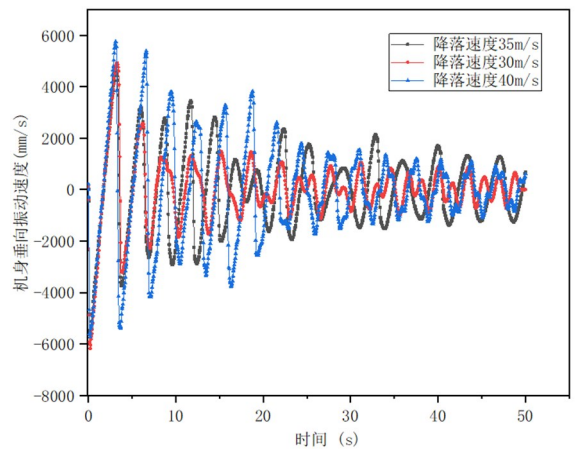


图7 不同降落速度下飞机一起落架系统速度曲线
Fig.7 Aircraft-landing gear system speed curve at different landing speeds

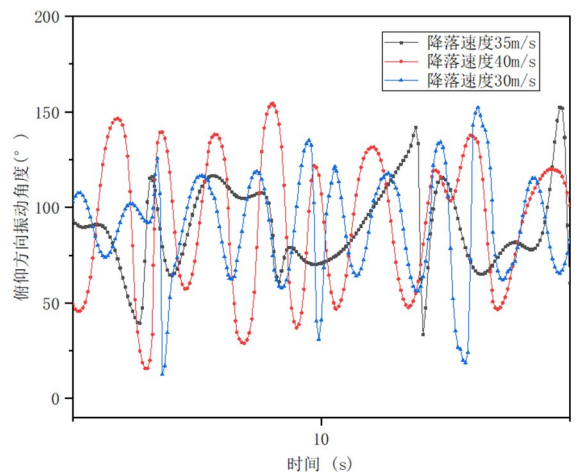


图8 不同降落速度下飞机一起落架系统俯仰角度曲线
Fig.8 Pitch Angle curve of aircraft-landing gear system at different landing speeds

图8所示的是飞机着陆振动过程中俯仰角的变化情况,该图是基于飞机一起落架一跑道系统的3D模型,采用动力学分析软件所得到的落地瞬间飞机俯仰姿态的变化情况。从图中可以看出当起落架受到比较大的冲击载荷时,飞机整体并未发生失稳,但落地瞬间起落架整体振动特性明显,系统响应比较大,特别是当降落速度为35m/s时,在局部

时间段出现了耦合共振,根据无人机俯仰角指标— $55^{\circ}\sim 60^{\circ}$,从而判断整机并未发生失稳。

2 可靠性及安全特性分析

2.1 飞机一起落架—跑道系统有限元模型建立

网格划分是对飞机一起落架系统前处理的关键步骤,网格划分的疏密程度是否合理直接影响前起落架收放装置的计算效率和计算精度,在进行网格划分时,需要不断的试验、比较,验证网格的无关性,飞机一起落架系统整体网格模型如图 9 所示:

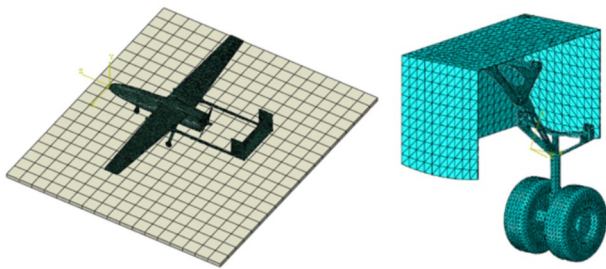


图 9 飞机一起落架系统有限元模型

Fig.9 Finite element model of airplane-landing gear system

本文采用精细的网格单元尺寸控制方式,对于较规整实体采用六面体网格划分,对于较为复杂的零件采用四面体十节点网格划分,网格类型选为 C3D8R,飞机一起落架系统总共有 232338 个单元,472847 个节点,具体分布如表 1 所示:

表 1 飞机一起落架系统网格特性

Table 1 Aircraft-landing gear system grid characteristics

部件/数量	网格类型	网格数量
起落架	C3D8R	62809
轮胎	C3D8R	40909
机身	C3D8R	128620

2.2 飞机一起落架系统极限工况下变形及应力分析

图 10 所示的是飞机一起落架系统以 2.65g 的加速度落地冲击过程中其系统最大振动位移的变化情况,从图中可以看出在冲击载荷作用下,起落架最大变形量为 1.75mm,飞机机身最大变形为 18.3mm,而该型飞机的设计最大允许变形量为 50mm,经过比较可以得到该变形量比较小,说明飞机一起落架系统在落地冲击瞬间的刚度和稳定性满足设计及实验要求,在后期性能鉴定及考核过程中也满足相关指标。

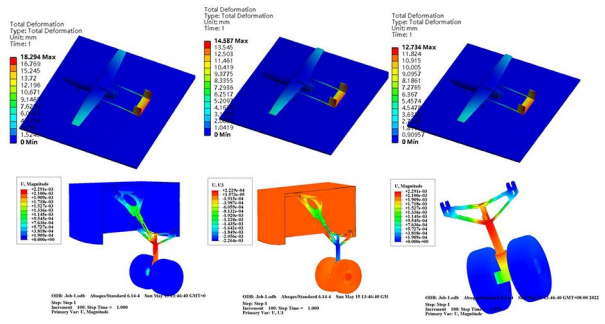


图 10 飞机一起落架系统变形云图

Fig.10 Aircraft-landing gear system deformation cloud view

图 11 所示的是飞机一起落架系统以 2.65G 的加速度落地冲击过程中其系统最大振动应力的变化情况,从图中可以看出在冲击载荷作用下,起落架最大振动应力为 335.4MPa,机身最大应力为 482.68MPa,该应力远小于所选材料的最大许用应力,说明飞机一起落架系统在工作过程中的强度和稳定性满足设计及试验要求,在后期试验考核过程中也满足相关指标。

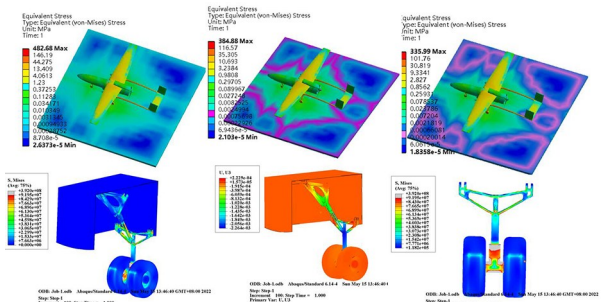


图 11 飞机一起落架系统应力云图

Fig.11 Stress cloud map of Aircraft-landing gear system

2.3 机身一起落架系统振动模态及振动频率分析

图 12 所示的是飞机一起落架系统在着陆过程中的振动模态和振动频率,从图中可以看出起落架的模态振动属于高频振动,机身的属于低频振动,飞机一起落架系统的振动主要是弯曲与扭转的复合振动,与试验测试结果相一致。

表 2 飞机一起落架系统前 3 阶模态频率

Table 2 The first 3 modal frequencies of aircraft-landing gear system

阶数	机身模态频率(Hz)	阶数	起落架模态频率(Hz)
1	5.39	1	161.96
2	11.47	2	226.82
3	21.79	3	333.93

表 2 所示的是飞机一起落架系统振动冲击过

程中前3阶模态频率。

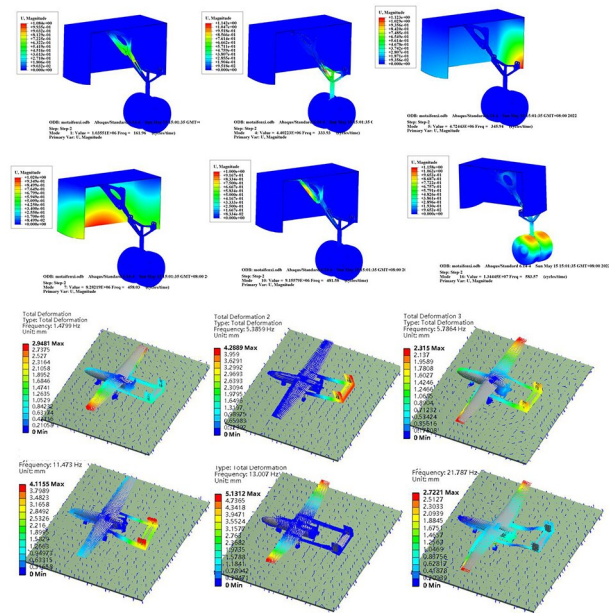


图12 飞机一起落架系统模态振型及频率

Fig.12 Aircraft-Landing gear system mode shapes and frequencies

2.4 可靠性及安全特性分析结果

本文通过对飞机一起落架系统在工作过程中的冲击振动工况进行仿真分析,得到了其在工作过程中的最大变形和最大应力,并且对振动模态和振动频率进行了分析对比,结合其最大变形量,经过动态仿真分析,从而可以判断该无人机在降落过程中整体可靠性和安全性满足设计及试验性能考核鉴定要求,其结果如表3所示。

表3 滑跑起降无人机装备动态安全特性及极限飞行疲劳寿命

Table 3 Dynamic safety characteristics and ultimate flight fatigue life of a sliding takeoff and landing UAV

零件名称	许用应力/MPa	极限疲劳寿命	最大等效应力/MPa	安全系数	分析结论
机身	1200	2136.6	482.68	2.49	◎
起落架	570	2136.6	335.4	1.7	●

注:◎ $2 \leq$ 安全系数;● $1 <$ 安全系数 < 2 ;◎安全系数 ≤ 1

3 结论

本文以飞机一起落架—跑道系统为研究对象,建立了系统方程及动力学仿真模型,对其进行了求解并对系统的动态安全特性进行了分析研究,得到了以下结论:

(1)对飞机一起落架—跑道系统的频响曲线进行了分析,指出了系统响应曲线发生弯曲的原因,

并且分析了发动机转速与系统振动的关系;

(2)针对该型无人机,其滑跑最大起降速度不能低于30m/s,机身一起落架系统所能承受的最大落地冲击加速度为2.65g;满足“无人机着陆过载 $\leq 3g$ ”的指标要求;

(3)该型滑跑起降无人机装备在冲击振动以及复杂跑道环境下极限飞行疲劳寿命为2136.6小时,机身与起落架连接处的循环疲劳破坏应力为335.4MPa,飞机在该处最先发生疲劳破坏。

参考文献

- [1] 王程坤,李秀娟.轮式无人机地面滑跑模型的建立[J].电光与控制,2017,24(2):89-94.
WANG C K, LI X J. Establishment of taxiing model for a wheeled UAV [J]. Electronics Optics & Control, 2017, 24(2): 89-94. (in Chinese)
- [2] VIGNESHKANNA D, SABIKNAINAR D, VADIVEL D. Material optimization & analysis of skid Landing gear [J]. International Journal for Scientific Research and Development, 2017, 5(4): 1555-1560.
- [3] MUNK D, STEVEN G. On the benefits of applying topology optimization to structural design of aircraft components [J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2019, 60(3): 1245-1266.
- [4] 陈丽城,李春涛,张孝伟等.无人机地面动力学建模及分析[J].计算机仿真,2016,33(6):13-18.
CHEN L C, LI C T, ZHANG X W, et al. Modeling and analysis of ground dynamics of UAV [J]. Computer Simulation, 2016, 33(6): 13-18. (in Chinese)
- [5] 唐瑞琳,巩磊,王博.飞机起落架动力学建模及地面运动仿真[J].科学技术与工程,2021,21(16):6889-6897.
TANG R L, GONG L, WANG B. Landing gear dynamics modeling and aircraft ground motion simulation [J]. Science Technology and Engineering, 2021, 21(16): 6889-6897. (in Chinese)
- [6] 熊华,易建强,范国梁等.无人机滑跑阶段地面支撑力推导及仿真验证[J].系统仿真学报,2009,20(1):311-316.
XIONG H, YI J Q, FAN G L, et al. Analysis and simulation of the supporting forces over UAV during taxiing [J]. Journal of System Simulation, 2009, 20(1): 311-316. (in Chinese)

- [7] 苑强波,张明,冷梦娇等. 无人机前轮转弯操纵性能仿真分析 [J]. 计算机仿真, 2017, 34(11): 43-48.
YUAN Q B, ZHANG M, LENG M J, et al. Analysis of aircraft landing gear with four wheels nose wheel steering control [J]. Computer Simulation, 2017, 34(11): 43-48. (in Chinese)
- [8] 刘向尧, 聂宏, 魏小辉, 等. 某型飞机前起落架落震动力学的仿真分析 [J]. 航空计算技术, 2012, 42(4): 10-13.
LIU X Y, NIE H, WEI X H, et al. Analysis and simulation of drop dynamic for the nose landing gear [J]. Aeronautical Computing Technique, 2012, 42(4): 10-13. (in Chinese)
- [9] 王鹏, 周洲. 飞翼无人机着陆滑跑建模和控制仿真研究 [J]. 系统仿真学报, 2011, 23(1): 118-122.
WANG P, ZHOU Z. Study of modeling and control simulation for flying-wing UAV in ground motion during landing [J]. Journal of System Simulation, 2011, 23(1): 118-122. (in Chinese)
- [10] 沈华勋, 徐亮, 陆宇平. 飞翼式柔性飞机纵向动力学建模与稳定性分析 [J]. 动力学与控制报, 2016, 14(3): 241-246.
SHEN H X, XU L, LU Y P. Longitudinal dynamic modeling and stability analysis of very flexible flying wings [J]. Journal of Dynamics and Control, 2016, 14(3): 241-246. (in Chinese)