

文章编号:1674-8190(2021)02-122-09

某型导弹伸缩翼展开可靠性评估

朱星宏¹,李伟男¹,耿小亮¹,黄益民^{2,3}

(1.西北工业大学 力学与土木建筑学院,西安 710129)

(2.中国空空导弹研究院 总体所,洛阳 471009)

(3.中国空空导弹研究院 航空制导武器航空科技重点实验室,洛阳 471009)

摘要:与固定翼相比,伸缩翼能够有效减少飞机弹仓的空间占用,但由于伸缩翼存在运动机构,其带来的可靠性下降成为不可忽视的问题。为探究新型机构的可靠度,本文从理论方面计算某型伸缩翼展开机构的定位可靠性;采用Adams对伸缩翼展开过程进行仿真,结合Adams/Insight模块计算在考虑摩擦力条件下的卡滞可靠性,并对伸缩翼卡滞失效原因进行分析。结果表明:异物的存在使伸缩翼的定位可靠性显著降低,适当增加上下翼弹簧的预载荷能够有效减小伸缩翼展开机构的卡滞失效,上下翼弹簧在上翼质心产生的附加力矩会降低伸缩翼的卡滞可靠性。

关键词:机构可靠性;Adams/Insight;蒙特卡洛;伸缩翼;可靠性仿真

中图分类号: {V240.2}; TJ76

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2021.02.14

文献标识码: A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Reliability Evaluation of a Certain Missile's Telescopic Wing Deployment

ZHU Xinghong¹, LI Weinan¹, GENG Xiaoliang¹, HUANG Yimin^{2,3}

(1. School of Mechanics, Civil Engineering and Architecture, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

(2. General Department, China Airborne Missile Academy, Luoyang 471009, China)

(3. Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Airborne Guided Weapon, China Airborne Missile Academy, Luoyang 471009, China)

Abstract: Compared with fixed wing, the telescopic wing can effectively reduce the space of aircraft missile bay. The reliability reduction becomes a problem that cannot be ignored due to the existence of the mechanism of the telescopic wing. In order to explore the reliability of the new mechanism, the positioning reliability of a certain type of telescopic wing deployment mechanism is calculated from a theoretical perspective, Adams is used to simulate the deployment process of the telescopic wing, and the Adams/Insight module is combined to calculate the clamping reliability under the friction force. The reasons for the clamping failure of the telescopic wing are analyzed. The results show that the presence of foreign matter can significantly reduce the positioning reliability of the telescopic wing, the suitable increase of preload of upper and lower wing springs can effectively reduce the clamping failure of telescopic wing mechanism, and the additional torque generated by the upper and lower wing springs at the center of mass of the upper wing can reduce the clamping failure of telescopic wing.

Key words: mechanism reliability; Adams/Insight; Monte Carlo; telescopic wing; reliability simulation

收稿日期: 2020-06-17; 修回日期: 2020-10-08

基金项目: 航空科学基金(20170153001); 西北工业大学研究生创新创业种子基金(CX2020126)

通信作者: 耿小亮, gengxiaoliang@nwpu.edu.cn

引用格式: 朱星宏, 李伟男, 耿小亮, 等. 某型导弹伸缩翼展开可靠性评估[J]. 航空工程进展, 2021, 12(2): 122-130.

ZHU Xinghong, LI Weinan, GENG Xiaoliang, et al. Reliability evaluation of a certain missile's telescopic wing deployment[J].

Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(2): 122-130. (in Chinese)

0 引言

随着现代战争的发展,导弹开始呈现远程化、高精度、小型化的发展趋势。由于战机的弹仓有限,导弹的小型化能使战机携带更多的弹药。有时战机多携带一发导弹,在作战中就可以起着至关重要的作用。现在许多小型导弹都已采用折叠翼,与固定翼相比,折叠翼带来体积上的优势,但也伴随着展开时的可靠性问题。

在20世纪40年代,工程设计人员已意识到,产品的设计与安全分析中需考虑不确定因素带来的可靠性问题。经过几十年的发展,可靠性模型已经衍生出随机模型、模糊模型、凸集模型以及结合这三者的混合模型^[1]。在此期间,吕震宙等^[2-3]对可靠性模型进行了深入研究;除此之外,众多研究人员结合其他理论,例如宋明顺等^[4]基于小样本失效数据对机械可靠性进行评估;范松^[5]基于证据理论对机械可靠性进行优化设计方法研究;李志强等^[6]提出的一种基于动态贝叶斯网络的某控制单元可靠性分析。随着Javelin标枪反坦克导弹的出现,早在20世纪90年代初,国内就有折叠翼展开时间、动载荷等相关研究^[7-8]。之后M. P. Snyder等^[9]利用Nantran分析了结构刚度以及展开角度的折叠机构动力学响应;P. J. Attar等^[10]深入研究了折叠翼机构的非线性空气动力学行为;张玲等^[11]提出了一种基于形状记忆合金的折叠弹翼展开机构的驱动方式;曾清香^[12]设计了一种以扭簧为驱动动力源的飞行器折叠翼设计新方案,并进行详细的受力分析与实验;陈克等^[13]从折叠舵的展开过程气动载荷设计、折展锁紧机构设计和舵面结构设计三个方面总结了关键设计技术及相关研究现状;王明^[14]通过Adams对一种小型旋转折叠翼进行动力学仿真。而折叠翼的可靠性研究开始于21世纪,倪健等^[15]对导弹折叠翼展开机构进行可靠性定性分析;李迪凡等^[16]对导弹尾翼弹簧贮存寿命进行评估;周光巍等^[17]对空空导弹贮存寿命的可靠性进行了论述;胡明等^[18]运用Adams/Insight对折叠翼展开进行了可靠性仿真;赵志强等^[19]对舵翼展开机构的可靠性分析与实验研究进

行了综述。上述研究针对折叠翼的动力学响应、空气动力学行为、驱动方式、储存寿命可靠性和展开可靠性都进行了深入的研究。相比于折叠翼,伸缩翼不仅可以减小弹翼体积,还能大幅度改变弹翼的展弦比,使弹翼的气动性能与任务需要相匹配^[20]。

目前伸缩翼方面的研究仍处于起步阶段,R. M. Ajaj等^[21]研究了可伸缩、多段以及跨度变形机翼的气动弹性行为,并探究了跨度变形作为颤动抑制装置的可行性;郭建国等^[22]对非对称伸缩翼飞行器动力学建模及特性分析进行了研究;王江华等^[23]对伸缩弹翼巡航导弹气动外形进行了优化。针对伸缩翼可靠性相关研究并不多见。

本文以某型导弹伸缩翼展开机构为研究对象,通过理论分析探索外来异物对伸缩翼定位失效的影响。采用Adams建立伸缩翼的参数化动力学仿真模型,结合Adams/Insight模块对机构的卡滞失效进行分析,探索固定销直径以及弹簧预载荷大小与对比对某型空空导弹伸缩翼的可靠性和定位杆冲击载荷大小影响。

1 伸缩翼展开机构组成及工作原理

某型伸缩翼展开机构较为复杂,其主要由翼面、展开机构、定位机构和锁定机构四部分组成,装配图示意图如图1所示。

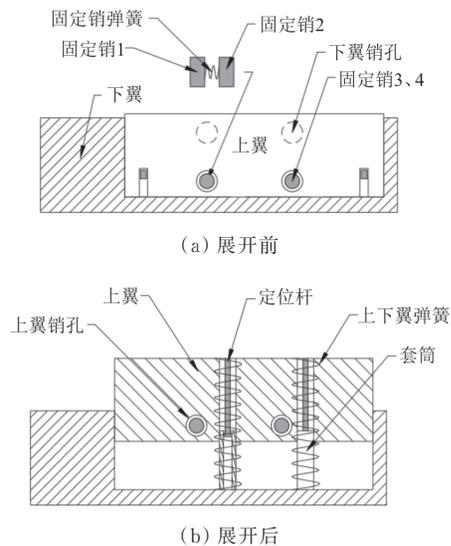


图1 伸缩翼整体构成

Fig. 1 The overall structure of the telescopic wing

套筒和定位杆使得上翼沿着正确的方向展开,以免在展开的过程中在下翼内产生卡滞,同时套筒内有阻挡结构防止上翼展开过位。固定销用于上翼到位时的固定,固定销弹簧是固定销插入销孔时的动力源。

展开前,上翼收缩在下翼内,在接收到展开信号后,上翼以上下翼弹簧为动力源立即弹出。当上翼到达指定位置后,固定销从上翼销孔插入下翼销孔内,完成上翼的固定。

2 伸缩翼的故障树分析

机构可靠度是指在规定的寿命要求与工作环境下,机构能完成规定功能,或不出现一、二等事故的概率^[24]。

伸缩翼作为一种复杂机构,较以往的固定翼,将有更多原因导致失效,主要的失效模式为卡滞失效与定位失效,两种失效模式相互关联,原因和结果部分重合,只是侧重点不同。伸缩翼展开失效的故障树如图 2 所示,伸缩翼展开失效的故障树的基本事件如表 1 所示,失效模式与失效判据如表 2 所示。

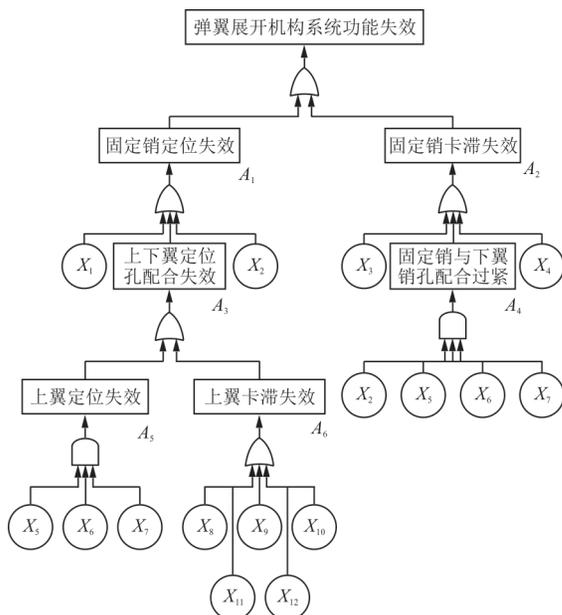


图 2 伸缩翼展开失效的故障树

Fig. 2 Fault tree of telescopic wing deployment failure

表 1 伸缩翼展开失效的故障树基本事件^[25]

Table 1 Basic event of fault tree for telescopic wing deployment failure^[25]

标号	基本事件
X ₁	下翼销孔存在异物
X ₂	固定销与上下翼的孔径不匹配
X ₃	固定销弹簧刚度下降
X ₄	固定销与上下翼的孔润滑失效
X ₅	定位杆与套筒长度不匹配
X ₆	上下翼销孔加工时位置存在偏差
X ₇	套筒内存在异物
X ₈	上下翼弹簧刚度下降
X ₉	风载导致上下翼间摩擦力增大
X ₁₀	上下翼弹簧刚度不匹配
X ₁₁	上下翼缝隙进入异物
X ₁₂	未定期维护或环境恶劣导致上下翼润滑失效

表 2 失效模式与失效判据

Table 2 Failure mode and failure criterion

失效模式	失效判据
上翼定位失效	上下翼销孔无法对齐
上翼卡滞	上翼展开过慢,无法在 0.1 s 展开到位
固定销定位失效	固定销无法插入销孔底部
固定销卡滞	上翼顺利展开,固定销最终插入下翼销孔底部时间超过 0.1 s

经计算弹翼展开失效的故障树最小割集为: $X_1, X_2, X_3, X_4, X_5 \cdot X_6 \cdot X_7, X_8, X_9, X_{10}, X_{11}, X_{12}$ 。从最小割集可以了解到,造成弹翼展开失效的原因大部分相互独立,这也反映出在设计这种展开机构时应该对每个环节加强冗余设计,降低每个环节的故障率,才能提高整体可靠性。由于篇幅有限,本文主要从加工和制造误差方面进行弹翼可靠性分析,暂未考虑气动载荷影响。定位杆与套筒长度不匹配和固定销与上下翼的孔径不匹配主要受到加工和制造误差的影响,而套筒内进异物也是不可忽视的因素^[25],因此本文将从这三个方面进行弹翼的可靠性分析。

3 伸缩翼展开机构的可靠性分析

机构失效大体分为定位失效和卡滞失效,两种失效方式既有区别又有一定联系。定位失效主要指机构无法准确按照指令要求运动或停止;卡滞失效是机构的驱动力或力矩不能克服阻力,导

致机构运动过慢或无法运动^[24]。

3.1 定位失效

在实际生产过程中,伸缩翼在生产装配完成后需进行展开测试,理论上伸缩翼不存在由于零件尺寸问题导致的展开失效问题。但现实中如果由于保存不当导致套筒内进入异物或者高空套筒内壁结冰就可能造成在展开时上翼不能到达正确位置,从而固定销插入时阻力过大或者无法插入,这种情况一般用定位可靠性来表示。其安全边界方程如式(1)所示^[24]。

$$\delta^* - \delta = 0 \quad (1)$$

式中: δ 为实际位移,可取正态分布; δ^* 为容许位移,可取定值或随机分布。

从加工尺寸制造误差出发,定位杆长度、套筒长度、固定销直径的变化和可能由于生产、存储和使用中产生的如碎屑、冰粒等杂质将共同作用,成为影响固定销插入的主要因素,因此以这些因素作为变量,来考虑伸缩翼展开失效问题。由于伸缩翼内部固定销与销孔的配合不同于以往机械装配中的手动装配,它是展开后自动配合的,还有时间要求,因此在传统的销孔配合中并没有与之对应的参考。本文以《互换性与测量技术》^[26]作为参考,在需要松弛可动配合情况下选定 $\Phi 14c7/H7$ 这一公差。异物大小以导杆和套筒的间隙作为参考,其最大直径不超过导杆与套筒孔直径的差值 0.1 mm,其余变量的大小及其分布如表 3 所示。

表 3 各变量及其分布
Table 3 Distribution of variables

变量名称	分布类型	均值/mm	标准差	上下偏差/mm
套筒长度	正态分布	45	0.015	0.050
定位杆长度	正态分布	60	0.015	0.050
固定销直径	正态分布	13.896	0.003	0.009
异物直径	正态分布	0.06	0.012	0.040

固定销容许位移示意图如图 3 所示,上下翼的销孔直径为 14 mm。在固定销能刚好插入上翼销孔的情况下,设下翼销孔轴线所在 y 方向坐标为 0,则上翼销孔轴线所在的 y 方向坐标为

$$y_{\text{上翼销孔轴线}} = 0 - R_{\text{下翼销孔}} + D_{\text{插销}} - R_{\text{上翼销孔}} = D_{\text{插销}} - 14 \quad (2)$$

式中: $R_{\text{上翼销孔}}$ 和 $R_{\text{下翼销孔}}$ 分别为上下翼销孔的半径; $R_{\text{插销}}$ 为固定销的半径。

因此上翼销孔轴线容许位移 δ^* 为

$$\delta^* = y_{\text{下翼销孔轴线}} - y_{\text{上翼销孔轴线}} = 0 - (D_{\text{插销}} - 14) = 14 - D_{\text{插销}} \quad (3)$$

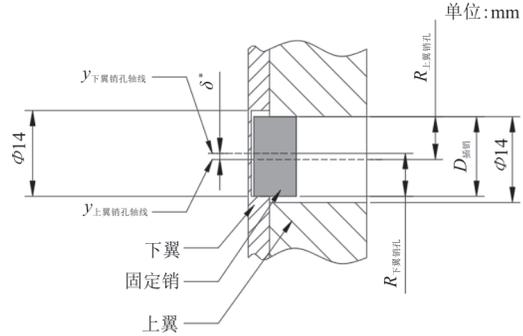


图 3 固定销容许位移示意图

Fig. 3 Schematic diagram of allowable displacement of the bolt

根据参数化分析可知固定销直径分布服从 $D_{\text{插销}} \sim N(6.5, 0.1^2)$,由正态分布的特性得到:

$$E(\delta^*) = E(14 - D_{\text{插销}}) = 14 - E(D_{\text{插销}}) = 0.104$$

$$D(\delta^*) = D(14 - D_{\text{插销}}) = D(D_{\text{插销}}) = 0.003^2$$

因此上翼销孔轴线容许位移分布服从 $\delta^* \sim N(0.104, 0.003^2)$ 。

定位杆、套筒连接示意图如图 4 所示,其中定位杆和上翼固定在一起,套筒和下翼固定在一起。

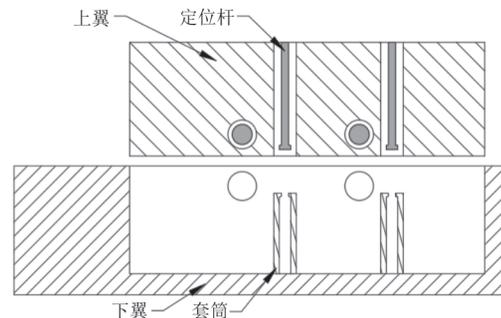


图 4 定位杆、套筒连接示意图

Fig. 4 Schematic diagram of the connection between the positioning rod and the sleeve

当定位杆和套筒长度为原始长度 60、45 mm 时,则展开后则上下翼销孔会完全重合在一起,如图 5 所示。

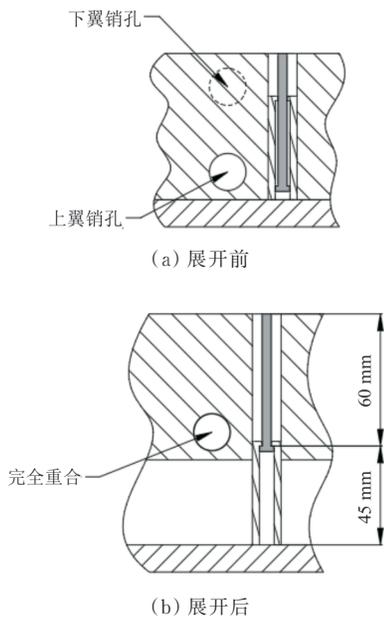


图 5 伸缩翼展开前后剖视图

Fig. 5 Sectional view of the telescopic wing before and after deployment

若定位杆和套筒产生 Δ_1 和 Δ_2 的偏差并混入一个直径为 Δ_3 的异物,则在伸缩翼展开后,上翼销孔轴线会产生 $\delta = \Delta_1 + \Delta_2 - \Delta_3$ 的位移,如图 6 所示。

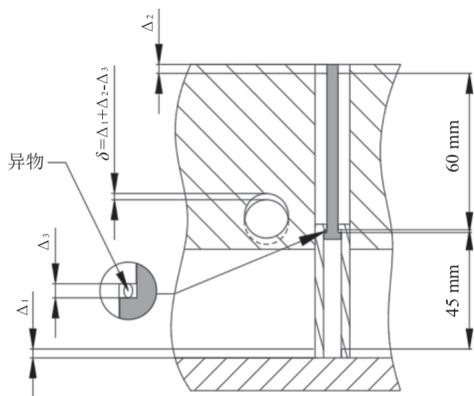


图 6 上翼销孔轴线位移 δ 示意图

Fig. 6 Schematic diagram of displacement δ of the pin axis of the upper wing

根据正态分布的特性,同理得到:

$$\begin{aligned}
 E(\delta) &= E(\Delta_1 + \Delta_2 - \Delta_3) = \\
 &= E(\Delta_1) + E(\Delta_2) - E(\Delta_3) = \\
 &= E(L_{\text{套筒}} - 45) + E(L_{\text{插杆}} - 60) - E(\Delta_3) = \\
 &= E(L_{\text{套筒}}) - 45 + E(L_{\text{插杆}}) - 60 - E(\Delta_3) = \\
 &= -0.06
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 D(\delta) &= D(\Delta_1 + \Delta_2 + \Delta_3) = \\
 &= D(\Delta_1) + D(\Delta_2) + D(\Delta_3) = \\
 &= D(L_{\text{套筒}} - 45) + D(L_{\text{插杆}} - 60) + D(\Delta_3) = \\
 &= D(L_{\text{套筒}}) + D(L_{\text{插杆}}) + D(\Delta_3) = \\
 &= 0.024\ 372^2
 \end{aligned}$$

上翼销孔轴线的实际位移分布服从 $\delta \sim N(-0.06, 0.024\ 372^2)$ 。

由于固定销只需插入下翼销孔内,则单个固定销的实际安全边界方程如式(4)所示。

$$\delta^* - |\delta| = 0 \tag{4}$$

同时必须确保所有固定销插入,因此伸缩翼展开机构的实际安全边界方程如式(5)所示,当所有的固定销容许位移大于实际位移时伸缩翼才展开成功。

$$\begin{cases}
 \delta_1^* - |\delta_L| > 0 \\
 \delta_2^* - |\delta_L| > 0 \\
 \delta_3^* - |\delta_R| > 0 \\
 \delta_4^* - |\delta_R| > 0
 \end{cases} \tag{5}$$

式中: $\delta_1^* \sim \delta_4^*$ 为固定销 1~4 的容许位移; δ_L 与 δ_R 为左右两边固定销的实际位移。

从 δ^* 和 δ 服从正态分布可知, $\delta^* - |\delta|$ 并不符合常见的分布,因此运用蒙特卡洛法^[27]进行失效概率求解。设计中的伸缩翼,无法确定套筒内出现异物的概率,因此分别就有异物和无异物的情况进行 1 000 万次抽样计算,可靠性结果如表 4 所示,有无异物的 $\delta^* - |\delta|$ 分布如图 7~图 8 所示。

表 4 有无异物时的伸缩翼展开机构可靠性

Table 4 Reliability of the telescopic wing deployment mechanism with or without foreign objects

异物情况	失效率 $P_f/\%$	可靠性 $R/\%$
无异物	0.005 99	99.994 01
有异物	8.230 00	91.770 00

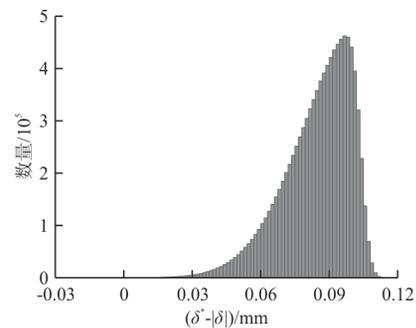


图 7 无异物时 $\delta^* - |\delta|$ 的分布

Fig. 7 Distribution of $\delta^* - |\delta|$ without foreign body

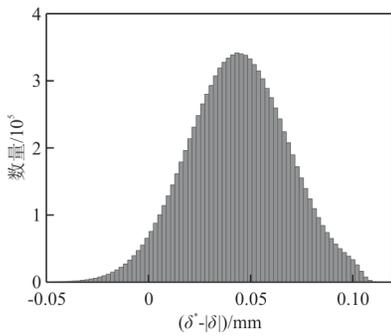


图 8 有异物时 $\delta^* - |\delta|$ 的分布

Fig. 8 Distribution of $\delta^* - |\delta|$ with foreign objects

由于四个固定销的 $\delta^* - |\delta|$ 分布相同,因此图 7~图 8 中只列出了 1 号固定销的 $\delta^* - |\delta|$ 分布。在 Matlab 中运用卡方检验对有异物时的 $\delta^* - |\delta|$ 分布进行拟合优度检验,在显著性水平 $\alpha = 0.01$ 的条件下, p 值为 0,不属于正态分布。

在无异物进入套筒内的情况下伸缩翼展开这一过程的可靠性非常高,当有异物进入时可靠性会明显下降。因此在定位失效这一方面的失效概率主要取决于异物的大小和出现概率。

3.2 卡滞失效

不同于定位失效主要关注零件几何尺寸与加工公差造成的可靠性问题,卡滞失效还将零件之间的摩擦这一因素纳入考虑范围。但对于伸缩翼这种精密结构而言,要构建零件尺寸与展开时间的理论关系十分困难,若采用 Adams 这一多体动力学软件则可以很好模拟这一过程。

此弹翼的设计目标为 0.1 s 内完成展开,允许误差为 3%^[19],在插入前四个固定销与下翼销孔底部的距离为 3 mm,如图 9 所示。

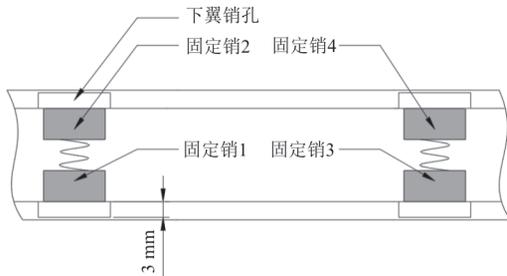


图 9 固定销 1~4 位置示意图

Fig. 9 Schematic diagram of the positions of the fixing pins 1~4

上翼展开到位,固定插入销孔,固定销插入速度曲线如图 10 所示,可以看出:由于刚插入时固定销与销孔配合并不良好,固定销在距离销孔底部距离 2 mm 处与销孔内壁发生碰撞,速度锐减;待固定销重新调整位置与销孔配合良好,固定销在弹簧作用下重新加速,并且在插入 2 mm 时速度达到了 475 mm/s,剩余 1 mm 路程可以在 $1/475 \approx 0.0021$ s 内完成,完全在 3% 允许范围内。因此假定在 0.1 s 时固定销与下翼销孔底部距离小于 1 mm 则判定伸缩翼展开成功。

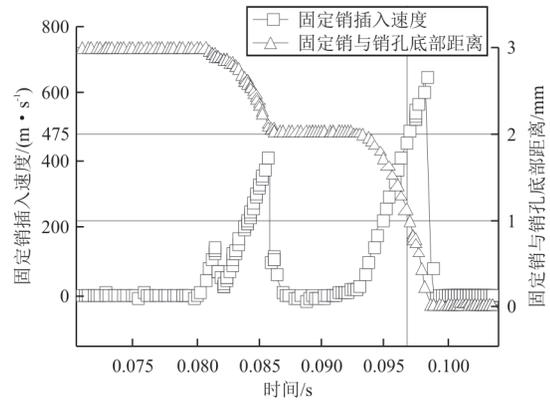


图 10 固定销插入速度曲线

Fig. 10 Insertion speed curve of fixed pin

零件尺寸分布依然使用表 3 参数,固定销与下翼使用基于碰撞函数的接触算法,接触刚度和阻尼使用默认参数,分别为 10^5 N/mm 和 10 N·s/mm,动摩擦系数为 0.1,静摩擦系数为 0.3。固定销弹簧的预载荷为 0.6 N,刚度为 0.032 N/mm。不考虑有异物的情况,在 Adams 中进行 300 次仿真,对结果统计发现离销孔底部距离小于 1 mm 的算例为 0 次,即使将伸缩翼伸出时间上限延长 5%,成功算例有 33 次,当伸出时间上限延长 20%,有 289 次成功算例,很明显这不符合设计要求。为解决这一问题,将固定销直径均值减小至 13.82 mm,依然是 IT7 级的加工精度,伸缩翼伸出时间上限仍然保持 0.1 s,其他参数不变。在 Adams 中进行 300 次仿真,仿真结果为:在 0.1 s 内 12 次伸出并锁定成功,但统计发现其中有 291 次是固定销 1、2 已经完全插入,而固定销 3、4 只有 12 次完全插入。其中某一次的情况如图 11 所示,可以看出:当上翼达到指定位置时,固定销 1~4 会同时插入,并且随着时间的推移固定销 3、4 的插入速度明显变慢,并且在这段时间内固定销 3、4 的质心依然在摆动,如图 12

所示。

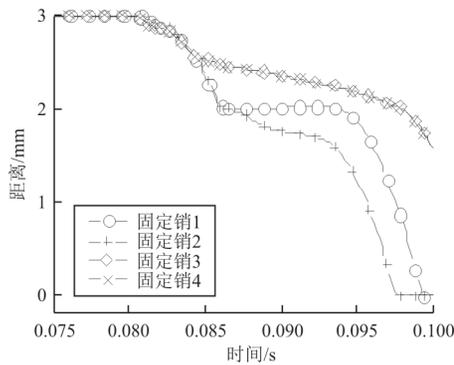


图 11 固定销与下翼销孔底部距离

Fig. 11 Distance between the fixing pin and the bottom of lower pin hole

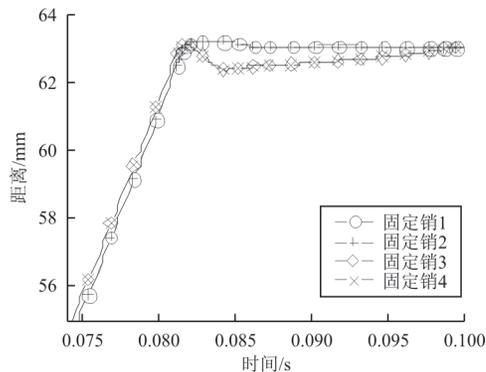


图 12 固定销的质心延展开方向的距离

Fig. 12 Coordinates of the center of mass extension of the pin

3.3 伸缩翼卡滞失效原因分析

导致卡滞失效的原因可能是左右两根上下翼弹簧力大小相等时,弹簧力在质心处的合力矩不为零导致的细微差别,如图 13 所示。

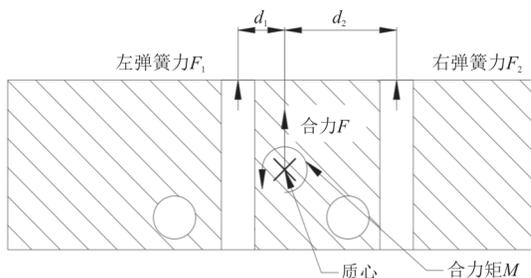


图 13 上翼质心位置与上下翼弹簧合力作用点

Fig. 13 The position of the center of mass of the upper wing and the combined action point of the upper and lower wing springs

为探索这种细微差别对展开时间的影响,本文针对不同方案下的伸缩翼展开机构可靠性(如

表 5 所示)做了以下三种尝试,并进行 300 次仿真。

表 5 不同方案下的伸缩翼展开机构可靠性

Table 5 Reliability of telescopic wing deployment mechanism under different schemes

方案序号	固定销 1、2 直径均值/mm	固定销 3、4 直径均值/mm	左上下翼弹簧预载荷/N	右上下翼弹簧预载荷/N	可靠度仿真结果/%
初始	13.82	13.82	8	8	4.00
1	13.82	13.67	8	8	94.33
2	13.82	13.82	11.248	4.752	98.67
3	13.82	13.82	9	9	100.00

1 号方案:将固定销 3、4 的直径均值减小到 13.67 mm,其他参数不变时,这时固定销 3、4 的质心摆动并不能影响其插入。1 号方案的可靠度大幅提高,但这也带来另一个问题就是销孔间隙过大。

2 号方案:调整弹簧预载荷的配比,将左右的上下翼弹簧各 8 N 调整为左上下翼弹簧 11.248 N,右上下翼弹簧 4.752 N,从而使得弹簧力在质心处合力矩为零,上翼可以平稳展开。以表 5 中方案 2 的均值进行仿真,其仿真结果如图 14 所示。

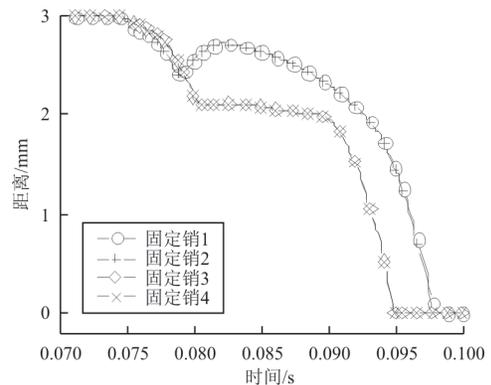


图 14 2 号方案下固定销与下翼销孔底部距离

Fig. 14 Distance between the fixing pin and the bottom of lower pin hole under schemes No. 2

在这种工况下固定销 3、4 反而比固定销 1、2 展开顺利,再考虑到左右定位杆与套筒在长度上的微小差别,因此四个固定销同时插入的概率非常低。但由于弹簧和力作用在上翼质心时,上下翼间只需用一个很小的接触力就能维持上翼的平衡,从而减小上下翼间的摩擦力,使得上翼能够更快地弹出,完成整个伸缩翼在 0.1 s 内展开的目标。

3 号方案:提升上下翼弹簧的预载荷,这无疑可以缩短展开时间,为固定销的插入留出更充分

的时间,但采用这种方法时可能导致展开时定位杆与套筒的接触力过大。以表5中的参数进行仿真,结果如图15~图16所示。

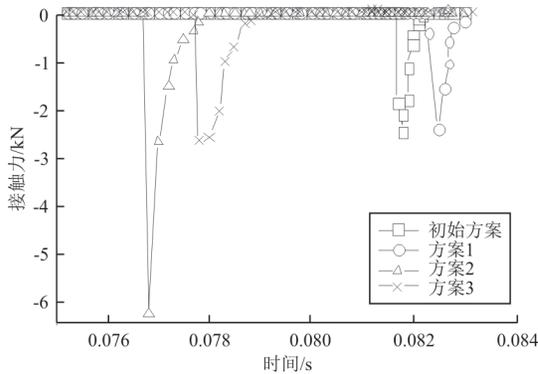


图15 左侧套筒与定位杆接触时的冲击力

Fig. 15 Impact force when the sleeve contacts the guide rod on the left

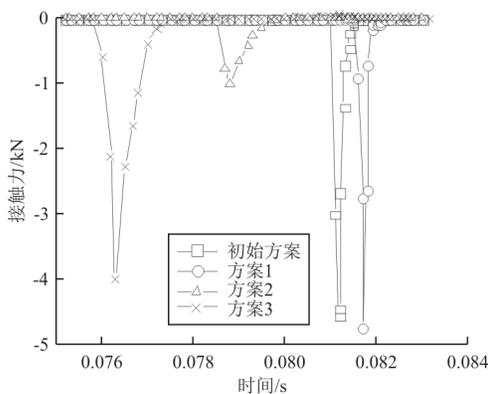


图16 右侧套筒与定位杆接触时的冲击力

Fig. 16 Impact force when the sleeve contacts the guide rod on the right

通过对3种方案的接触力对比发现,稍微增大上下翼弹簧的预载荷并不会对套筒和定位杆的接触力有太大影响,反而2号方案下的接触力更大。可见适当增加上下翼弹簧的预载荷能够有效减少伸缩翼展开机构的卡滞失效,具体该采用哪种方法还是需要通过试验验证之后在各种方法间进行权衡。

4 结论

(1) 本文通过理论计算得到在存在异物的工况下,伸缩翼展开机构的定位可靠性为91.77%,远低于无异物下工况的99.994 01%,因此为保证导弹伸缩翼的定位可靠性必须在将其零件加工精度提升到较高的精度,同时确保伸缩翼在一个良好的环境内储存以减小外来异物的影响,从而提

高定位可靠性。

(2) 在相同尺寸参数下,卡滞可靠性远低于定位可靠性,即使将固定销直径均值从13.896 mm降低至13.820 mm,卡滞可靠性仍只有4%。

(3) 上下翼弹簧在上翼质心处产生的附加力矩是导致卡滞可靠性下降的主要原因。调整弹簧配比以减小附加力矩,增加弹簧的预载荷,减小固定销直径都可将伸缩翼展开机构的卡滞可靠性提升至94%以上,并且增加预载荷的效果更好。

参考文献

- [1] 吕震宙,冯蕴雯. 结构可靠性的若干进展[J]. 力学进展, 2000, 30(1):21-28.
LYU Zhenzhou, FENG Yunwen. Advances in structural reliability studies[J]. Advances in Mechanics, 2000, 30(1): 21-28. (in Chinese)
- [2] 吕震宙,孙颢,徐友良. 机械结构系统模糊可靠性分析的数字计算方法[J]. 机械工程学报, 2005, 41(9): 19-23.
LYU Zhenzhou, SUN Jie, XU Youliang. Numerical algorithm for fuzzy reliability analysis of mechanical structure system[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2005, 41(9): 19-23. (in Chinese)
- [3] 郭书祥,吕震宙,冯元生. 基于区间分析的结构非概率可靠性模型[J]. 计算力学学报, 2001, 18(1): 56-60.
GUO Shuxiang, LYU Zhenzhou, FENG Yuansheng. A non-probabilistic model of structural reliability based on interval analysis[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2001, 18(1): 56-60. (in Chinese)
- [4] 宋明顺,鲁伟,方兴华. 基于小样本失效数据的机械可靠性评估[J]. 工业工程, 2017, 20(5): 87-93.
SONG Mingshun, LU Wei, FANG Xinghua. A research on mechanical reliability assessment based on small sample failure data [J]. Industrial Engineering Journal, 2017, 20 (5): 87-93. (in Chinese)
- [5] 范松. 基于证据理论的机械可靠性分析及优化设计方法[D]. 长沙: 湖南大学, 2015: 5-11.
FAN Song. An evidence-theory based mechanical reliability analysis method and optimization design method[D]. Changsha: Hunan University, 2015: 5-11. (in Chinese)
- [6] 李志强,徐廷学,顾钧元,等. 基于动态贝叶斯网络的某控制单元可靠性分析[J]. 航空兵器, 2017(5): 83-88.
LI Zhiqiang, XU Tingxue, GU Junyuan, et al. Reliability analysis of a control unit based on dynamic Bayesian network [J]. Aero Weaponry, 2017(5): 83-88. (in Chinese)
- [7] 许多生. 折叠翼火箭尾翼延时张开时间的一种算法[J]. 导弹学报, 1993(3): 47-52.
XU Duosheng. A method of calculating delayed unfolding time of the wings of folding fin rocket[J]. Journal of Ballistics, 1993(3): 47-52. (in Chinese)
- [8] 余旭东,赵伟,马彩霞,等. 战术导弹折叠翼结构动态响应分析[J]. 西北工业大学学报, 1994, 12(3): 462-466.
YU Xudong, ZHAO Wei, MA Caixia, et al. On determination of time for complete opening of foldable wings of tactical missile[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University

- ty, 1994, 12(3): 462-466. (in Chinese)
- [9] SNYDER M P, SANDERS B, EASTEP F E, et al. Vibration and flutter characteristics of a folding wing[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(3): 791-799.
- [10] ATTAR P J, TANG D, DOWELL E H, et al. Nonlinear aeroelastic study for folding wing structures[J]. AIAA Journal, 2010, 48(10): 2187-2195.
- [11] 张玲, 张世武, 孟建新. 形状记忆合金驱动的折叠弹翼的结构设计[J]. 航空兵器, 2012(3): 8-10.
ZHANG Ling, ZHANG Shiwu, MENG Jianxin. The structural design of folding wing actuated by shape memory alloys[J]. Aero Weaponry, 2012(3): 8-10. (in Chinese)
- [12] 曾清香. 飞行器折叠翼设计及其运动动态性能分析与试验研究[D]. 上海: 东华大学, 2016: 21-56.
ZENG Qingxiang. Kinematics and dynamics analysis and test study for the folded-wing design of aircraft [D]. Shanghai: Donghua University, 2016: 21-56. (in Chinese)
- [13] 陈克, 王洪波, 周国峰, 等. 内埋式发射导弹折叠舵结构设计与分析研究[J]. 强度与环境, 2018, 45(5): 52-57.
CHEN Ke, WANG Hongbo, ZHOU Guofeng, et al. Development and analysis of embedded airborne missile folding rudder[J]. Structure & Environment Engineering, 2018, 45(5): 52-57. (in Chinese)
- [14] 王明. 摆动导杆驱动的小型旋转折叠翼动力学仿真[J]. 航空兵器, 2017(6): 54-58.
WANG Ming. Dynamics simulation of small rotating folding wing driven by swing rod[J]. Aero Weaponry, 2017(6): 54-58. (in Chinese)
- [15] 倪健, 陆凯, 张铎. 导弹折叠翼展开机构的可靠性定性分析[J]. 上海航天, 2000(3): 33-36.
NI Jian, LU Kai, ZHANG Duo. Reliability qualitative analysis of unfolding mechanism of missile folding wing [J]. Aerospace Shanghai, 2000(3): 33-36. (in Chinese)
- [16] 李迪凡, 封先河, 刘聪. 某型导弹尾翼弹簧贮存寿命评估[J]. 装备环境工程, 2012, 9(2): 1-3.
LI Difan, FENG Xianhe, LIU Cong. Storage life evaluation of empennage springs [J]. Equipment Environmental Engineering, 2012, 9(2): 1-3. (in Chinese)
- [17] 周光巍, 王丽丽. 空空导弹贮存寿命的可靠性论述[J]. 航空兵器, 2015(4): 59-62.
ZHOU Guangwei, WANG Lili. Reliability discourse of the air-to-air missile storage life [J]. Aero Weaponry, 2015(4): 59-62. (in Chinese)
- [18] 胡明, 章斌, 陈文华, 等. 基于Adams/Insight的折叠翼展开机构工作可靠性仿真[J]. 机械设计, 2016, 33(6): 81-85.
HU Ming, ZHANG Bin, CHEN Wenhua, et al. Working reliability simulation of folding-wing deployable mechanism based on Adams/Insight [J]. Journal of Machine Design, 2016, 33(6): 81-85. (in Chinese)
- [19] 赵志强, 谢里阳. 舵翼展开机构可靠性分析与试验研究[J]. 失效分析与预防, 2017, 12(3): 195-202.
ZHAO Zhiqiang, XIE Liyang. Reliability analysis and test of rudder deployment mechanism [J]. Failure Analysis and Prevention, 2017, 12(3): 195-202. (in Chinese)
- [20] 李智, 董二宝, 许旻, 等. 伸缩翼变形机构设计与实验研究[J]. 机械与电子, 2013(7): 65-68.
LI Zhi, DONG Erbao, XU Min, et al. Structural design and experimental research for the telescopic wing [J]. Machinery & Electronics, 2013(7): 65-68. (in Chinese)
- [21] AJAJ R M, OMAR F K, DARABSEH T T, et al. Flutter of telescopic span morphing wings[J]. International Journal of Structural Stability and Dynamics, 2019, 19(6): 24.
- [22] 郭建国, 陈惠娟, 周军, 等. 非对称伸缩翼飞行器动力学建模及特性分析[J]. 系统工程与电子技术, 2016, 38(8): 1951-1957.
GUO Jianguo, CHEN Huijuan, ZHOU Jun, et al. Dynamics modeling and characteristic analysis for vehicle with asymmetric span morphing wing [J]. Systems Engineering and Electronics, 2016, 38(8): 1951-1957. (in Chinese)
- [23] 王江华, 谷良贤, 龚春林. 伸缩弹翼巡航导弹气动外形优化研究[J]. 飞行力学, 2009, 27(6): 37-40.
WANG Jianghua, GU Liangxian, GONG Chunlin. Shape optimization of cruise missile based on the concept of telescopic wing [J]. Flight Dynamics, 2009, 27(6): 37-40. (in Chinese)
- [24] 冯蕴雯, 薛小锋, 宋笔锋, 等. 机构卡滞与定位可靠性分析[J]. 机械科学与技术, 2005, 24(9): 1045-1048.
FENG Yunwen, XUE Xiaofeng, SONG Bifeng, et al. Reliability analysis for mechanism with failure modes of seizure and fastening position [J]. Mechanical Science and Technology, 2005, 24(9): 1045-1048. (in Chinese)
- [25] 魏国俭, 陶瑞峰, 许健, 等. 航天阀门运动副卡滞故障分析及对策[J]. 航天器环境工程, 2012, 29(1): 7-13.
WEI Guojian, TAO Ruifeng, XU Jian, et al. Analysis and countermeasures of sticking and jamming of space valve kinematic pairs [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2012, 29(1): 7-13. (in Chinese)
- [26] 张铁, 李旻. 互换性与测量技术[M]. 2版. 北京: 清华大学出版社, 2010: 16-41.
ZHANG Tie, LI Min. Interchangeability and measurement technology [M]. 2nd ed. Beijing: Tsinghua University Press, 2010: 16-41. (in Chinese)
- [27] 王元帅, 刘玉石, 朱宜生. 基于蒙特卡洛法的结构可靠性分析[J]. 环境适应性和可靠性, 2018(10): 41-45.
WANG Yuanshuai, LIU Yushi, ZHU Yisheng. Structural reliability analysis based on Monte Carlo method [J]. Environmental Adaptability & Reliability, 2018(10): 41-45. (in Chinese)

作者简介:

朱星宏(1995—),男,硕士研究生。主要研究方向:机构可靠性。

李伟男(1996—),男,硕士研究生。主要研究方向:细观力学,结构可靠性分析。

耿小亮(1976—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:微观尺度力学的行为;工程中的力学仿真分析。

黄益民(1986—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:结构完整性设计。

(编辑:丛艳娟)