飞机重载大变形伸缩变体机构动力学仿真研究

黄虎¹, 吴兴文², 张帆¹, 胡利¹

(1.航空工业成都飞机设计研究所,成都 610091; 2.西南交通大学,成都 610000)

摘要:目的为适应先进战斗机外形变体需求,设计复杂严重载荷环境下的伸缩机构,在整体弯曲、扭转等 大变形条件下发挥支持变体运动和传递大载荷的系统功能。**方法**针对此类重载大变形伸缩机构,构建一种 结合机构动力学和结构动力学的仿真分析方法,综合考虑运动过程中整体刚度分布变化带来的载荷、运动 传递特性变化,以及局部轮轨运动组件的接触动力学细节,开展伸缩过程中的动力学仿真。结果 计算获取 了整个伸缩机构在严重外载荷下的伸缩过程运动参数变化和机构动响应,与典型盒段带载伸缩运动试验测 试相比,机构连接交点载荷最大值的计算误差不超过 7.9%,自由端位移最大值的计算误差不超过 13.2%。 结论 建立的方法为各组件的传动传载性能优化和结构强度设计分析提供了一种可靠高效的仿真手段,对于 变体飞机伸缩运动部件的结构/机构一体化设计有重要的应用价值。

关键词:变体飞机;伸缩机构;结构/机构综合建模;刚柔混合多体动力学;轮轨滚动接触动力学;机构带 载伸缩试验

中图分类号: TJ85 文献标识码: A 文章编号: 1672-9242(2022)09-0061-08 **DOI**: 10.7643/issn.1672-9242.2022.09.010

Dynamic Simulation of Telescopic Mechanism for Morphing Aircraft in the Condition of Heavy Loads and Large Deformations

HUANG Hu¹, WU Xing-wen², ZHANG Fan¹, HU Li¹

Chengdu Aircraft Design & Research Institute AVIC, Chengdu 610091, China;
 Southwest Jiaotong University, Chengdu 610000, China)

ABSTRACT: In order to adapt to advanced fighter shape variation, it's necessary to design the telescopic mechanism under complex and severe load environment, and to fulfill the system function of supporting variant movement and transmitting large loads under large deformation conditions such as overall bending and torsion. For this kind of heavy load and large deformation telescopic mechanism, in this paper, a simulation analysis method combining mechanism dynamics and structural dynamics has been constructed. The method is used to consider the change of load and motion transmission characteristics caused by the change of overall stiffness distribution during the variant movement, and to analyze the contact dynamics details of local wheel-rail moving components. This paper has carried out the dynamic simulation in the process of expansion and contraction, and obtained the change of motion parameters and dynamic responses of the complete telescopic mechanism under severe external loads. Compared with the test of typical box section's telescoping movement with loads, the calculation error of the

• 61 •

收稿日期: 2022-06-25; 修订日期: 2022-07-23

Received: 2022-06-25; Revised: 2022-07-23

作者简介:黄虎(1986—),男,硕士,高级工程师,主要研究方向为飞行器结构动力学设计。

Biography: HUANG Hu (1986-), Male, Master, Senior engineer, Research focus: design and research of aircraft structural dynamics.

引文格式:黄虎,吴兴文,张帆,等.飞机重载大变形伸缩变体机构动力学仿真研究[J].装备环境工程,2022,19(9):061-068.

HUANG Hu, WU Xing-wen, ZHANG Fan, et al. Dynamic Simulation of Telescopic Mechanism for Morphing Aircraft in the Condition of Heavy Loads and Large Deformations[J]. Equipment Environmental Engineering, 2022, 19(9): 061-068.

maximum load at the intersection point of the mechanism is less than 7.9%, and the calculation error of the maximum free end displacement is less than 13.2%. The method established in this paper provides a reliable and efficient simulation method for the optimization of movement and load transmission performance and structural strength design analysis of each component of the mechanism, and has important application value for the integrated design of the aircraft structure and telescopic mechanism of morphing aircraft.

KEY WORDS: morphing aircraft; telescopic mechanism; mechanical and structural integration modeling; rigid-flexible mixed multibody dynamics; wheel-rail rolling contact dynamics; mechanical system telescope movement test with loads

变体飞机能够利用智能材料(如形状记忆合金 等)或内埋作动器与机械驱动机构^[1-3],通过先进的 计算机主动控制技术,在飞机飞行过程中,主动改变 飞机的全机布局和气动外形^[4-5],以便适应不同的任 务需求和飞行环境变化,实现综合多种任务能力于同 一作战飞机平台的目标^[6-8]。伸缩变体是其中一个重 要的变体飞机实现类型^[9],可以用来改变升力面(翼 面、舵面)的展长、弦长进而面积,从而实现不同空 速域发挥不同气动外形的性能优势^[10-11]。然而,在飞 机升力面上,常常要承受大的气动剪力、弯矩、扭矩 载荷,造成丝杠-套筒、齿轮-齿条、滑轨-滑块等精 密机械机构接触配合面产生超过产品功能允许值的 平动和转动位移,直接影响传动配合面的接触角度、 面积,从而影响运动机构的传动效果,乃至无法正常 传动^[12-13]。又由于飞行状态复杂,这种位移、载荷变 化范围大,并不能通过简单的设计补偿等措施进行规 避,而需要额外设计承载构件分离各方向的载荷传 递,起到导向、分载的作用,确保运动中的机构功能 正常发挥。因此,在飞机升力面伸缩变体机构设计中, 开展结构动力学和机构动力学联合动态仿真分析对 机构性能评定和优化设计具有重要的指导作用[14]。

NASA 兰利实验室的 Jamshid 等^[15]建立了在概念 和初步设计阶段对伸缩翼和折叠翼变体飞机构型进 行气动/结构/飞行动力学松耦合联合仿真分析的流程 和方法,获取了变体过程中气动参数和飞机整体运动 参数的变化情况,但是他们并未详细考虑结构刚度、 质量分布以及伸缩运动机构实现方式。北京工业大学 的陈璐璐等[16]对伸缩机翼进行了流固耦合的气动力 计算,并开展了轴向外伸悬臂薄壳模型在伸出过程中 的时变非线性动力学特性分析,但是他们并未对伸缩 翼驱动机构进行详细建模分析, 仅考虑了结构气动耦 合动力学。中国特种飞行器研究所的沈进进^[17]基于 Patran/Nastran 和 ADAMS 建立了滑动伸缩机翼刚 柔耦合动力学仿真分析模型,但是他的模型中飞机飞 行速度低,翼面承载变形都较小,采用的齿轮-齿条、 滑块-滑槽机构能够在较为"舒适"的环境下运行, 因而也没有做复杂的机构处理, 仅是从系统载荷谱、 功率角度进行了计算分析。总体来看,针对重载大变 形情况下,伸缩运动机构能否正常工作,驱动载荷是 否由于变形急剧放大等问题,还需要开展机构动力学 仿真的研究。

本文以承受重载大变形的伸缩运动机构和盒段 固定段、活动段结构为研究对象,构造了一种既能较 好模拟传动机构中接触传载配合,又能控制模型规 模,提升迭代优化计算效率的滑轮--滑块刚柔耦合接 触动力学模拟方法,开展了机构运动分析仿真,为伸 缩变体机构的性能评估和优化设计提供了仿真分析 参考依据。

1 动力学仿真模型

1.1 总体动力学仿真流程

本文的研究需要考虑外部载荷作用下结构的变 形、滑轮和滑轨的滚动接触行为和非线性振动行为, 需要采用动力学计算仿真软件和结构动力学有限元 进行联合仿真^[18-20]。利用基于模态法的刚柔耦合理论 来考虑外部载荷下的结构变形,采用多体系统三维几 何多边形接触算法实现多体之间接触的模拟,该算法 及其计算流程如图1所示。共分为3个部分:首先是 分析模型,对伸缩盒段(含滑轨--滑轮机构)三维模 型进行分解,并对其拓扑关系进行分析;然后在多体 系统动力学软件中进行建模,导入柔性体模型、设置 模型边界条件;最后计算输出结果。

1.2 刚柔混合多体动力学模型组成

伸缩盒段由固定段和活动段组成,滑轨固定在固 定段上,滑轮通过转动副与活动段连接,通过驱动系 统推动滑轮在滑轨上的滚动,实现活动段的伸缩运 动。同时,为了保证滑轮滑轨良好接触、稳定传载传 动,在每个滑轮前后布置与活动段一起滑动的小滑轮 组,上下抱住滑轨,限制滑轨的张开趋势,同时在滑 轨侧面布置导向轮,限制滑轮、滑轨的侧向相对变形, 以适应重载大变形环境,整个伸缩盒段结构/机构一 体化设计方案如图 2—4 所示。

模型计算中,将固定段、活动段主结构和滑轨结构按柔性体处理,大小滑轮、导向轮由于尺寸小变形小,且局部变形不影响整体传载,因此使用刚性体假设。在结构动力学软件中,建立固定段、滑轨、活动段的有限元模型如图 2 所示。考虑各段结构的动力学特性,将柔性体导入多体系统动力学软件中,



图 1 动力学仿真分析流程 Fig.1 Schematic diagram of dynamic analysis process



活动段自由,依靠滑轮、 内外侧轮架及导向轮定位

图 2 伸缩盒段固定段、滑轨、活动段模型 Fig.2 Telescopic box fixed segment, slide rail and movable segment model



图 3 伸缩盒段中滑轮与滑轨的接触状态 Fig.3 Contact state between pulley and slide rail in telescopic box





其中固定段端面与大地固支,滑轨与外壳固支,活 动段自由,依靠滑轮、内外侧轮架及导向轮定位, 如图 3、4 所示。

与固定段装配连接的长滑轨在实际工作中承受 大载荷,会发生大的弯曲、扭转变形,必须作为柔 性体考虑,而柔性体和刚性体的直接接触运算计算 速度慢,且多个刚性体(滑块、小滑块、导向轮) 与同一柔性体接触计算时易发生不收敛的错误结 果。因此,本文计算中为了避免上述问题,建立了 滑轨虚拟块组,即将滑轨沿滑动方向分切成一系列 虚拟块,建立为质量很小的刚体,滑轮从一系列虚 拟块上顺次滚过,分别按照距离判读与其中 1~2 块 发生接触,从而保证接触面与实际滑轨接触面相一 致。滑轨接触面虚拟块再与滑轨柔性有限元模型中 的对应位置节点进行固定连接,保证该虚拟块的位 移、转角均与柔性体实际一致,如图 5 所示。接触 位置设置了系数为 0.1 的摩擦,模拟滑轨、滑块接 触面上的摩擦力作用。



图 5 滑轮与滑轨间的接触建模 Fig.5 Contact modeling between pulley and slide rail

1.3 柔性体模型的外部超单元处理与调用

滑轨动力学模型导入建立柔性体时,运用了结构 动力有限元方法中的外部超单元固定界面模态综合 法(CMS),即 Craig-Bampton 方法。用该方法在进 行动力减缩时,对超单元模型中的各自由度集定义见 表1。由于基于固定界面模态综合法的动力缩聚是把 整个模型的刚度、质量矩阵缩聚到自由度 a 集的相 应动力学数据矩阵当中,因此本文计算中将滑轨中 要与虚拟块连接的节点平动、转动自由度加入 a 集。 将活动段外载荷加载节点自由度加入 a 集,从而保 证通过这些节点自由度能够恢复出整个动力学模型 的动特性。

Tab.1 freedom degree sets in dynamical reduction

自由度集	自由度说明	备注
q	动力缩聚时的广义坐标自由度	
0	超单元内部物理自由度	动 力 缩 聚 时 被删除
b	超单元的固定边界	
а	超单元的组装输出自由度集	<i>q</i> 集与 <i>b</i> 集的 总和

超单元内部位移矩阵 {U_o} 的转换公式变为:

$$\left\{ U_{o} \right\} = \left[G_{ob} G_{oq} \right] \left\{ \begin{matrix} U_{b} \\ U_{q} \end{matrix} \right\}$$
(1)

对于超单元内部节点(*o*集),求解固定边界动力学方程组:

$$-\omega_k^2 [M_{oo}] \{\phi_{oo}\} + [K_{oo}] \{\phi_{oo}\} = 0$$

$$(2)$$

得到"固定边界"模态 { ø oo } 。对于约束模态, 先设置某边界自由度移动 1 个单位,其他边界自由度 固定,求解平衡方程。由计算出的超单元约束模态和 固定边界模态组合构成广义坐标矩阵,用该广义坐标 矩阵即可把刚度、质量矩阵减缩转换为由边界自由度 表征:

$$\begin{bmatrix} K_{aa} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{qq} & 0 \\ 0 & K_{bb} \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} M_{aa} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_{qq} & M_{qb} \\ M_{qb}^{\mathrm{T}} & M_{bb} \end{bmatrix}$$
(3)
$$\vec{\mathrm{X}} \oplus : \begin{bmatrix} K_{qq} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} G_{oq}^{\mathrm{T}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_{oo} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} G_{oq} \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} K_{bb} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{K}_{bb} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} K_{ob}^{\mathrm{T}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} G_{ob} \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} M_{qq} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} G_{oq}^{\mathrm{T}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_{oo} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} G_{oq} \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} M_{qb} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{K}_{bb} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} G_{oq}^{\mathrm{T}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_{ob} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} G_{oq}^{\mathrm{T}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_{oo} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} G_{ob} \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} M_{bb} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{M}_{bb} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} M_{bb} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} M_{ob} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} G_{ob} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} G_{ob} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} G_{ob} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_{ob} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{M}_{bb} \end{bmatrix}$$

1.4 模型中轮轨接触的高效模拟

在计算多体系统动力学中,通常将接触问题简化 为点与点之间的相互作用。这种方法虽然得到了较为 广泛的应用,但在本文计算中,采用单点接触模型无 法反映在接触面发生弯曲、扭转变形后对接触载荷的 影响,并且对于本文中复杂曲面出现多点接触甚至共 形接触时接触点的确定存在一定的难度。另外一种求 解精度较高的有限元分析方法(FEA)所需计算代价 过大。多边形接触模型则可视为是点接触方法和有限 元法之间的一个折中,即刚体表层采用多边形建模, 借助多边形判定接触区域,并对接触区域进行离散化 处理,最后通过弹性基础模型对接触力进行求解。多 边形接触模型的计算流程如图 6 所示。

此外,滑轮的摩擦采用恒定摩擦系数的正则化 库仑摩擦模拟,滑轮轴承中的侧滚限位采用恒定的 大转动刚度来模拟,这 2 种非线性单元特性曲线如 图 7 所示。

2 计算结果及分析

在伸缩盒段动力学仿真中,在活动段完全伸出的 情况下,当 t=0~1 s时,施加外部气动载荷; t=1.5 s 时,开始以 200 mm/s的速度回收。如图 8 所示,在 大外部载荷作用下,伸缩盒段整体发生了明显的弯曲 变形,在接触传载的连接区刚度连续变化,因而弯曲 曲率也发生突变和载荷的重新分配。

图 9 为伸缩运动驱动力变化的时域图,可以看 出,纵向驱动力先增大、后减小,然后趋于稳定。在 整个收缩过程中,由于连接传载区的受载变形,接触 区域角度变化剧烈,摩擦阻力、惯性力和滑轮爬坡阻 力等都是连续变化的,因此保持伸缩速度状态所需的 驱动载荷会发生连续震荡。换言之,驱动系统的输出 载荷不快速变化时,伸缩机构的伸缩运动会伴随着一 定幅度的抖动与变速运动。另外,伸缩运动的载荷和 运动参数时间历程表现出了一定的周期性震荡,且振 荡周期与滑轮的滚动周数基本一致,因此与滑轮刚性 体和滑轨柔性体的接触计算中,每转动一圈接触状态 的往复变化有关。



图 7 有北岸练力九和法犬侧依限位力九的存住曲线 Fig.7 (a)Friction element of pulley and (b) limit element of shaking head and rolling



图 8 伸缩盒段弯曲载荷下总体变形情况 Fig.8 Overall deformation of telescopic box section under bending load



图 9 伸缩运动驱动力 Fig.9 Telescopic driving force

受伸缩运动接触状态连续变化的影响,外载荷通 过滑轮-滑轨配合向固定段传递过程中,在各个滑轮 位置上的分配也出现了小幅震荡。原因为滑轮滚动经 过的滑轨-固定段装配体刚度发生变化,多滑轮组的 超静定结构载荷分配也随着连续变化。但是从图 10 中可看出,随着伸缩运动进行,载荷分布渐趋达到稳 定状态。



图 10 某滑轮垂直于滑动方向的载荷历程 Fig.10 Load history of a pulley perpendicular to sliding direction

由于扭转载荷和变形的存在,活动段--滑轮组整体在伸缩运动中发生局部侧偏,需要导向轮增加侧向约束,仿真中提取的导向轮载荷情况如图 11 所示。

从图 11 可以证明,滑轮组有周期性的侧偏运动趋势, 导向轮发挥了设计限位作用,后续可从载荷出发,设 计导向轮的间隙配合关系,达到降载导向功能的权衡 优化设计。





为了掌握伸缩运动中固定段与活动段连接区的 开口情况,这些开口对飞机气动产生阻力增大、升力 损失等不利影响,运动仿真中还提取了固定段端部中 间位置(支持刚度相对最弱处)上下2根滑轨的相对 变形情况,如图12所示。可以看出,随着活动段缩 回距离的增加,开口逐渐放大,该开口尺寸可用来指 导固定段的防开口设计。



图 12 固定段端部中间位置上下滑轨相对位移 Fig.12 Relative displacement of upper and lower slider rails at the end of fixed section

同时,在试验室开展了相同结构/机构参数、相同外载荷的伸缩运动试验,获取了伸缩盒段从完全伸出状态开始回收的各交点位置载荷变化,以及盒段自由端的位移变形情况。与试验测试结果的比对(如图13、图14所示)表明,仿真计算模型分析获得的交点载荷的最大计算误差为7.9%,自由端位置的位移最大计算误差为13.2%,满足飞机重载大变形伸缩机构的工程设计要求。

3 结论

本文基于滑轨虚拟块与滑轮刚性体多边形接触 算法,构建了伸缩盒段多体系统动力学与结构动力学 联合仿真模型,通过动力学仿真计算,能够得到以下 结论:







图 14 活动段自由端面前、后缘点面外位移的最大值 Fig.14 The maximum values of out-of-plane displacements at the front and back edges of the free end of movable segment

1)构建的盒段动力学仿真模型能够较真实地模拟活动段带外载荷伸缩运动全过程,获取了驱动载荷以及滑轮-滑轨交点载荷变化。其中本文建立的滑轨虚拟块与滑轮多边形接触算法,有效地保证了计算结果的可靠性。与典型盒段带载伸缩运动试验测试相比,机构连接交点载荷最大值的计算误差不超过7.9%,自由端位移最大值的计算误差不超过13.2%。与传统按不同位置计算载荷和变形方法相比较,本方法同时提升了计算效率。

2)本伸缩运动机构能够适应盒段的弯曲、扭转变形,接触面接触未发现脱开的情况,滑轮滑轨在加载运动过程中没有发现不符合预期的位移或者转角。

3)纵向驱动力先增大、后减小,然后趋于稳定, 滑轮垂向载荷的传递在伸缩过程中根据支持刚度的 变化而变化,导向轮起到了限制滑轮组侧向位移的作 用。

4)小滑轮组件为了适应滑轨的扭转变形,位置 发生了旋转,设计中应考虑滑轨和小轮的相对位置, 避免加载或者运动中脱开。固定段端部开口随着活动 段缩回距离的增加而放大,应设计防开口限制措施。

参考文献:

- WLEZIEN R, HORNER G, MCGOWAN A, et al. The Aircraft Morphing Program[C]//39th AIAA/ASME/ ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit. Virginia: AIAA, 1998.
- [2] DEREK R. B, PAUL D M. Design of a Morphing Vehicle[C]//48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Hawaii: AIAA, 2007.
- [3] WEISSHAAR T A. Morphing Aircraft Systems: Historical Perspectives and Future Challenges[J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(2): 337-353.
- [4] SMITH D D, AJAJ R M, ISIKVEREN A T, et al. Mul-

Multi-Objective Optimization for the Multiphase Design of Active Polymorphing Wings[J]. Journal of Aircraft, 2012, 49(4): 1153-1160.

- [5] BOWMAN J, SANDERS B, WEISSHAAR T. Evaluating the Impact of Morphing Technologies on Aircraft Performance[C]//43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Virginia: AIAA, 2002.
- [6] HAN C, LEE S, RUY K. Experimental Study of a Telescopic Morphing Aspect Ratio Wing Inside a Channel[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(3): 1029-1030.
- [7] 朱华,刘卫东,赵淳生.变体飞行器及其变形驱动技术
 [J]. 机械制造与自动化, 2010, 39(2): 8-14.
 ZHU Hua, LIU Wei-dong, ZHAO Chun-sheng. Morphing Aircraft and Its Morph-Driving Techniques[J]. Machine Building & Automation, 2010, 39(2): 8-14.
- [8] BARBARINO S, BILGEN O, AJAJ R M, et al. A Review of Morphing Aircraft[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2011, 22(9): 823-877.

[9] 李军府,艾俊强.伸缩机翼技术综述[C]//飞机发展与设计专业委员会第八次学术交流会.北京:中国航空学会,2011. LI Jun-fu, AI Jun-qiang. Overview of Telescopic Wing

Technology[C]//The 8th Academic Exchange Meeting of Aircraft Development and Design Professional Committee. Beijing: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2011.

- [10] BOWMAN J, SANDERS B, WEISSHAAR T. Evaluating the Impact of Morphing Technologies on Aircraft Performance[C]//43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Denver, Virginia: AIAA, 2002.
- [11] LI Shi-tu, AI Jun-qiang. Brief History and Prospect of Typical Morphing Aircraft[C]//The proceedings of 2010 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology. Xi'an: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2010.
- [12] BLONDEAU J, RICHESON J, PINES D. Design, Development and Testing of a Morphing Aspect Ratio Wing Using an Inflatable Telescopic Spar[C]//44th AIAA/ ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Virginia: AIAA, 2003.
- [13] 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 Jiang-hua, GU Liang-xian, GONG Chun-lin.
 Shape Optimization of Cruise Missile Based on the Concept of Telescopic Wing[J]. Flight Dynamics, 2009, 27(6): 37-40.
- [14] BAE J S, SEIGLER T M, INMAN D, et al. Aerodynamic and Aeroelastic Considerations of a Variable-Span Morphing Wing[C]//45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference. Virginia: AIAA, 2004.
- [15] JAMSHID A S, PAWEL C, LUCAS G H, et al. Inte-

grated Aerodynamic/Structural/Dynamic Analyses of Aircraft with Large Shape Changes[C]//48th AIAA/ ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Hawaii: AIAA, 2007.

- [16] 陈璐璐, 郭翔鹰, 张伟. 伸缩机翼流固耦合的气动力计 算及非线性动力学分析[C]//第十届动力学与控制学术 会议. 成都: 中国力学学会, 2016. CHEN Lulu, GUO Xiangying, ZHANG Wei. Aerodynamic Calculation and Nonlinear Dynamic Analysis of Fluid-Solid Coupling of Telescopic Wing[C]//The 10th Academic Conference on Dynamics and Control. Chengdu: Chinese Society of Theoretical and Applied Mechanics, 2016.
- [17] 沈进进. 滑动伸缩机翼刚柔耦合动力学仿真分析[J].
 科学技术与工程, 2011, 11(33): 8374-8378.
 SHEN Jin-jin. Dynamics Simulation Analysis of Rigid

and Flexible Coupling Body of Sliding and Stretching Wing[J]. Science Technology and Engineering, 2011, 11(33): 8374-8378.

- [18] BAUCHAU O A. Computational Schemes for Flexible, Nonlinear Multi-Body Systems[J]. Multibody System Dynamics, 1998, 2(2): 169-225.
- [19] SNYDER M P, WEISSHAAR T A. Simultaneous Configuration Optimization of Multistate Reconfigurable Aerostructures[J]. Journal of Aircraft, 2014, 51(3): 727-739.
- [20] 陈立平,张云清,任卫群,等. 机械系统动力学分析及 ADAMS 应用教程[M]. 北京:清华大学出版社,2005. CHEN Li-ping. Mechanical System Dynamic Analysis and ADAMS Application Tutorial[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2005.

责任编辑:刘世忠