

文章编号: 1674-8190(2022)01-093-08

# 铰链式下垂前缘机构设计与动力学仿真研究

冯蕴雯<sup>1</sup>, 蔡昂<sup>1</sup>, 何智宇<sup>1</sup>, 周颖<sup>2</sup>, 薛小锋<sup>1</sup>

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

(2. 上海飞机设计研究院 飞机结构强度工程技术所, 上海 201210)

**摘要:** 下垂前缘是一种结构简单的增升装置, 能够有效降低气动噪声, 减小机构的运动空间, 已被应用于 A380 和 A350XW。为了实现下垂前缘按照给定要求定轴转动, 需要设计一种机构型式, 因此提出一种基于四连杆形式的铰链式下垂前缘机构的设计方法。根据设计输入要求建立下垂前缘机构的线架模型, 并对该机构进行运动学和刚柔耦合动力学仿真, 得到机构运动过程中角度变化参数和该机构运动过程中的驱动力矩和铰链点载荷。结果表明: 随着驱动臂匀速转动, 铰链式下垂前缘能够平稳下偏 26°; 两个驱动平面的最大驱动力矩的比值接近 3:2, 且侧撑杆的设置使驱动处的横向受载得到了改善, 该机构型式设计合理, 为现代民用飞机设计提供了参考依据。

**关键词:** 下垂前缘; 铰链式机构; 机构设计; 动力学仿真

**中图分类号:** V224<sup>+</sup>.5

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2022.01.10

**文献标识码:** A

**开放科学(资源服务)标识码(OSID):**



## Research on Design and Dynamics Simulation of Hinged Drooping Leading Edge Mechanism

FENG Yunwen<sup>1</sup>, CAI Ang<sup>1</sup>, HE Zhiyu<sup>1</sup>, ZHOU Ying<sup>2</sup>, XUE Xiaofeng<sup>1</sup>

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. Aircraft Structural Strength Engineering Institute, Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

**Abstract:** The drooping front leading edge is a simple lifting device, which can effectively reduce the aerodynamic noise and the motion space of the mechanism. It has been applied to A380 and A350XW. In order to realize the fixing rotation of drooping leading according to given requirement, it is necessary to design a drooping front mechanism type, so a design method of hinged drooping front mechanism based on four-link is proposed in this paper. According to the design input requirements, the wire frame model of the droop leading edge mechanism is established, and the kinematics and rigid-flexible coupling dynamics simulation of the mechanism are carried out. The angle variation parameters, and driving moment and the hinge point load in the mechanism are obtained. The results show that, with the uniform rotation of the driving arm, the hinged droop front can be steadily reduced by 26°, the ratio of the maximum driving torque of the two driving planes is close to 3:2, and the lateral load at the driving position is improved by the setting of the side strut. The design of the mechanism is reasonable, and provides a good reference for the design of modern civil aircraft.

**Key words:** drooping leading edge; hinged mechanism; mechanism design; dynamic simulation

收稿日期: 2021-01-18; 修回日期: 2021-04-29

基金项目: 国家自然科学基金(51875465)

通信作者: 冯蕴雯, fengyunwen@nwpu.edu.cn

引用格式: 冯蕴雯, 蔡昂, 何智宇, 等. 铰链式下垂前缘机构设计与动力学仿真研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(1): 93-100.

FENG Yunwen, CAI Ang, HE Zhiyu, et al. Research on design and dynamics simulation of hinged drooping leading edge mechanism[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(1): 93-100. (in Chinese)

## 0 引言

机翼增升装置是现代大型民用飞机起降过程中的关键机构,增升装置设计也是民用飞机研制中主要任务之一<sup>[1]</sup>。经过国内外的长期研究,增升装置中以前缘缝翼和后缘襟翼为代表的设计技术与方法等较为完善,但是目前已经运用的增升装置结构复杂,会造成飞机使用过程中的可靠性降低、维护检查困难等一系列问题<sup>[2]</sup>。现如今大型民用飞机使用需求的不断变化以及飞机设计技术的不断发展进步,绿色航空、安全航空的发展理念已经成为当前民用飞机的设计指导思想<sup>[3]</sup>,特别是伴随着飞机噪声要求的提高,增升装置设计的指导思想和目标转变为在满足气动要求及噪声要求的前提下尽可能地做到简单、可靠<sup>[4]</sup>,例如先进商用飞机 A380 和 A350XWB 在机翼上便采用了铰链下垂前缘的增升装置,说明铰链式下垂前缘相比于运用较多的传统滑轨式前缘缝翼具有更高的可靠性<sup>[5]</sup>。这种增升装置是一种简单的前缘绕铰链轴向下旋转一定角度的结构,与目前使用最多的前缘缝翼相比,这种结构具有减小阻力、降低噪声、提高升阻比和可靠性等优点<sup>[6]</sup>。

下垂前缘式的增升装置机构结构型式简单、噪声小、失效概率低,已经成为当前国际先进民用飞机增升装置的主要研究方向。由于前缘下垂构型与主翼之间不存在缝道和凹腔,这种增升装置可以大幅减小气动噪声<sup>[7]</sup>,且铰链机构结构型式简单、重量轻,降低了制造维修成本,较好地满足了飞机总体技术要求<sup>[8]</sup>。

国外下垂前缘的增升装置机构设计方法很完善,例如, J. Adam 等<sup>[9]</sup>在欧洲 NACRE 项目资助下设计了一种先进的下垂前缘增升装置。但国内对下垂前缘机构的设计方法研究还很少,大多是对下垂前缘气动特性的研究,例如刘沛清等<sup>[4,10-12]</sup>近年来对下垂前缘气动特性进行研究。对于增升机构的设计方法,张兴国<sup>[13]</sup>从 RSSR 空间刚体引导机构出发,探讨了主襟翼运动机构的设计方法;舒培等<sup>[14]</sup>创建了增升装置机构设计子平台的方法来设计后缘襟翼机构;张中波<sup>[15]</sup>利用图解法和模拟仿真的方法设计了一套以后缘后退开缝襟翼为基础

的驱动机构;赵立杰等<sup>[16]</sup>以 NACA2418 标准翼型前缘为对象,提出一种基于离散材料优化(DMO)法的复合材料机翼前缘柔性机构拓扑优化设计方法。

综上所述,国内对于铰链式下垂前缘机构的设计方法鲜有研究。本文从下垂前缘的机构型式、运动要求出发,利用构造下垂前缘机构的线架模型和模拟仿真的方式,提出基于四连杆形式的下垂前缘机构设计方法,得到下垂前缘的机构型式;用动力学中刚柔耦合动力学仿真方法代替传统刚体动力学方法,考虑前缘翼面的变形,分析机构运动特性以及载荷状况,用于验证该设计方法的可行性。

## 1 下垂前缘机构设计方法

### 1.1 设计要求与思路

本文提出的下垂前缘机构确定为铰链式下垂前缘,机构的运动轨迹初步定义为绕固定转轴进行旋转的曲柄摇臂机构,机构的运动平面与转轴垂直,转轴位置视机翼后掠角而定,因此机构运动平面以及下垂前缘的运动方向近似与机翼前缘垂直,针对这种下垂前缘机构运动形式,设计一种可以使前缘翼面能够定轴旋转下偏的下垂前缘运动机构,具体设计要求如下:

- (1) 下垂前缘机构简单、占用空间小、重量较轻;
- (2) 下垂前缘机构在运动过程中,翼面能够在驱动的作用下运动连续平稳;
- (3) 下垂前缘机构能够均匀承受气动载荷;
- (4) 避免下垂前缘机构在运动过程中发生碰撞或产生干涉;
- (5) 下垂前缘的驱动机构采用多余度设计,且在运动过程中相互不影响。

得到的下垂前缘机构的设计方案流程如图 1 所示。首先分析设计输入并以此为基础构建机构的线架模型,对线架模型的运动特性进行分析以保证机构满足设计需求;然后根据建立的三维模型动力学仿真,分析该机构的受载情况;最后形成设计方案。

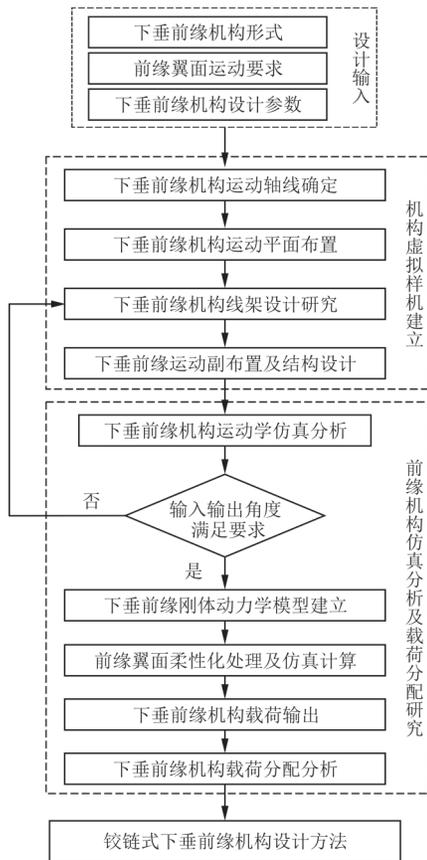


图 1 铰链式下垂前缘机构研究思路

Fig. 1 Research ideas of hinged drooping leading edge mechanism

### 1.2 铰链式下垂前缘机构运动轴线确定

下垂前缘机构为绕固定轴的旋转运动,即前缘翼面上每个点都是在对应的圆弧上运动。因此根据前缘翼面的初始以及最终位置,结合下垂前缘机构的运动特点,采用几何解析法求解下垂前缘机构运动轴线:先在初始的翼面上选取两个参考点  $A_1$ 、 $B_1$ ,再从翼面运动后的位置上找到参考点运动后对应的点  $A_2$ 、 $B_2$ ,分别连接  $A_1$ 、 $A_2$  和  $B_1$ 、 $B_2$ ,得到两条直线并求取其中垂面,两个中垂面交线即为机构的铰链轴线,如图 2 所示。

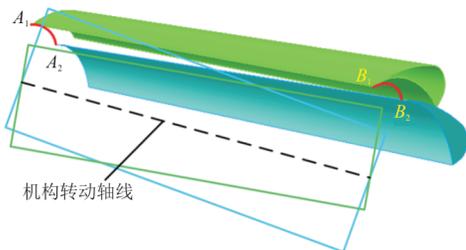


图 2 下垂前缘机构几何解析图示

Fig. 2 Drooping leading edge mechanism geometric analytic graphics

下垂前缘机构的机构运动轴线理论求解计算如下:设  $A_1$  的位置坐标为  $(x_1, y_1, z_1)$ ,  $A_2$  的位置坐标为  $(x_2, y_2, z_2)$ ,  $A_1A_2$  中垂面上任意一点  $P$  设为  $(x, y, z)$ , 则有  $\overrightarrow{A_1A_2} = (m, n, f)$ ,  $m = x_2 - x_1$ ,  $n = y_2 - y_1$ ,  $f = z_2 - z_1$ 。  $A_1$ 、 $A_2$  两点的中点  $O$  坐标为  $O = (x_0, y_0, z_0)$ ,  $x_0 = \frac{x_2 + x_1}{2}$ ,  $y_0 = \frac{y_2 + y_1}{2}$ ,  $z_0 = \frac{z_2 + z_1}{2}$ 。由于  $P$ 、 $O$  是在线段  $A_1A_2$  的中垂面上的两点,则它们的数量积等于零,即  $\overrightarrow{PO} \cdot \overrightarrow{A_1A_2} = 0$ 。

根据以上向量方程可以得到:

$$m(x - x_0) + n(y - y_0) + f(z - z_0) = 0 \quad (1)$$

求解式(1)并用平面得到一般方程。

$$M_1x + N_1y + F_1z + D_1 = 0 \quad (2)$$

式中:  $M_1 = m$ ;  $N_1 = n$ ;  $F_1 = f$ ;  $D_1 = -(mx_0 + ny_0 + fz_0)$ 。

同理可以求得  $B_1B_2$  的中垂面方程:

$$M_2x + N_2y + F_2z + D_2 = 0 \quad (3)$$

两平面不平行,则必相交于一条直线。联立式(2)和式(3),两式所表示的直线方程即为下垂前缘机构的铰链轴线,如式(4)所示。

$$\begin{cases} M_1x + N_1y + F_1z + D_1 = 0 \\ M_2x + N_2y + F_2z + D_2 = 0 \end{cases} \quad (4)$$

### 1.3 铰链式下垂前缘机构线架模型设计

下垂前缘机构的运动平面共 5 个机构平面,分别布置在轴线的 10%、30%、50%、70% 和 90% 长度位置,以保证每套机构均匀承受气动力,包含 2 个驱动平面(30% 和 70% 位置)和 3 个从动平面,且与机构转轴垂直。下垂前缘机构的驱动平面为四连杆机构,如图 3 所示,其中  $AB$  为驱动摇臂(主动杆), $BC$  为驱动连杆, $CD$  为从动摇臂(从动杆), $AD$  代表翼盒(机架),采用四连杆机构的设计方法进行尺寸计算。

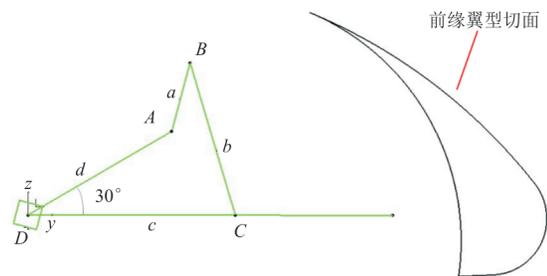


图 3 下垂前缘驱动机构简图

Fig. 3 Sketch of the driving mechanism of the drooping leading edge

对于铰链四杆机构,如图 4 所示,  $ABCD$  各点位可以与驱动机构的点位相互对应。

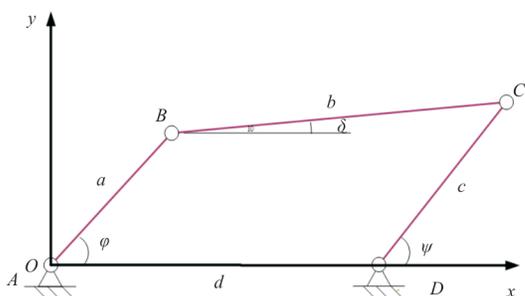


图 4 四连杆简图

Fig. 4 Sketch of the four-link

通过图 4 中构件向两坐标轴的投影得到式(5)和式(6)。

$$a \cos \varphi + b \cos \delta = d + c \cos \psi \quad (5)$$

$$a \sin \varphi + b \sin \delta = c \sin \psi \quad (6)$$

式中:  $\varphi$  为驱动杆与机架夹角;  $\psi$  为从动杆与机架夹角。

将式(5)和式(6)分别平方后相加, 消去  $\delta$  得到:

$$\frac{a^2 - b^2 + c^2 + d^2}{2ac} + \frac{d}{a} \cos \psi - \frac{d}{c} \cos \varphi = \cos(\varphi - \psi) \quad (7)$$

令  $R_1 = \frac{a^2 - b^2 + c^2 + d^2}{2ac}$ ,  $R_2 = \frac{d}{a}$ ,  $R_3 = \frac{d}{c}$  则有:

$$R_1 + R_2 \cos \psi - R_3 \cos \varphi = \cos(\varphi - \psi) \quad (8)$$

下垂前缘四连杆机构的设计输入数据如表 1 所示。将下垂前缘收放状态的  $\varphi$ 、 $\psi$  和相应的驱动杆  $AB$  长度、机架  $DA$  长度代入  $R_1$ 、 $R_2$ 、 $R_3$  的计算公式, 可以得到下垂前缘机构从动摇臂  $CD$  和连杆  $BC$  的长度。得到计算结果:  $b=380.338$  mm;  $c=500$  mm。这套机构的尺寸设计方案理论上可以在驱动摇臂转动  $90^\circ$  的情况下, 从动摇臂转角为  $26^\circ$ 。

表 1 下垂前缘驱动机构初始尺寸设计输入

Table 1 Design input of initial dimensions of the drooping leading edge driving mechanism

翼面状态	DA 长度 $d/\text{mm}$	AB 长度 $a/\text{mm}$	主动杆与机架 夹角 $\varphi/(\circ)$	从动杆与机架 夹角 $\psi/(\circ)$
收起	400	170	-135	30
放下			45	56

将初始驱动机构尺寸作为 2 号驱动机构平面的驱动机构尺寸, 同时对外侧 4 号机构平面的驱动机构尺寸进行等比例缩放, 以解决实际应用中机构安装空间沿展向向翼尖逐渐缩小的问题。对应 2 号机构平面与 4 号机构平面的各杆件长度比例为 1:0.9, 同时在两个驱动机构平面内侧布置了侧撑杆, 下垂前缘机构几何外形设计如图 5 所示。

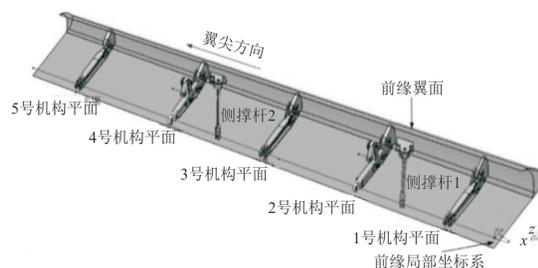


图 5 下垂前缘机构几何外形设计

Fig. 5 Drooping leading edge mechanism geometric shape design

## 2 运动特性分析

在线架模型的基础上, 主要对铰链式下垂前缘机构的驱动平面的四连杆机构进行运动特性分析, 驱动机构简图如图 3 所示, 铰链式下垂前缘驱动机构采用封闭四连杆机构进行传动, 该四连杆机构的最短杆为连架杆, 即为曲柄摇杆机构。对于曲柄摇杆机构, 最小传动角  $\gamma_{\min}$  出现在主动曲柄与机架共线的两位置之一处,  $\gamma_1$  和  $\gamma_2$  中的较小的即为  $\gamma_{\min}^{[17]}$ 。

$$\gamma_1 = \angle B_1 C_1 D = \arccos \frac{b^2 + c^2 - (d - a)^2}{2bc} \quad (9)$$

当  $\angle B_2 C_2 D \leq 90^\circ$  时, 有:

$$\gamma_2 = \angle B_2 C_2 D = \arccos \frac{b^2 + c^2 - (d + a)^2}{2bc} \quad (10)$$

当  $\angle B_2 C_2 D > 90^\circ$  时, 有:

$$\gamma_2 = 180^\circ - \arccos \frac{b^2 + c^2 - (d + a)^2}{2bc} \quad (11)$$

将下垂前缘机构中各杆的长度信息带入式(9)、式(10), 可以得到  $\gamma_1=26^\circ$ ,  $\gamma_2=79^\circ$ , 由于 2 个驱动机构的四连杆机构杆长是等比例的, 即下垂前缘的 2 个驱动机构均不存在死点位置。利用运动仿真软件, 测量下垂前缘机构实际运动过程中的传动角变化情况如表 2 所示, 下垂前缘机构的设计只需要驱动臂转动  $90^\circ$  即可, 可以看出: 在整个过程中传动角  $\gamma \geq 67.22^\circ$ , 说明下垂前缘机构的传力性能良好, 且下垂前缘机构驱动臂转动至  $45^\circ$  时, 主

动曲柄(驱动臂)与机架共线,此时传动角为  $79.27^\circ$ ,与理论计算结果一致。

表 2 下垂前缘机构实际运动过程中的传动角变化  
Table 2 Change of transmission angle during actual movement of the drooping leading edge mechanism

序号	驱动运动角/ $^\circ$	2号机构传动角/ $^\circ$	4号机构传动角/ $^\circ$
1	0	73.25	73.25
2	4.50	72.12	72.12
3	13.49	70.16	70.16
4	26.98	68.10	68.10
5	45.00	79.27	79.27
6	51.72	67.22	67.22
7	67.46	68.66	68.66
8	76.45	70.15	70.15
9	85.44	72.10	72.10
10	90.00	73.24	73.24

表 3 下垂前缘机构的驱动臂和摇臂角度变化数据

Table 3 Angle data of the drive arm and rocker arm of the drooping leading edge mechanism

2号驱动角度/ $^\circ$	4号驱动角度/ $^\circ$	1号摇臂角度/ $^\circ$	2号摇臂角度/ $^\circ$	3号摇臂角度/ $^\circ$	4号摇臂角度/ $^\circ$	5号摇臂角度/ $^\circ$
0	0	0	0	0	0	0
4.5	4.5	-0.87	-0.87	-0.87	-0.87	-0.87
13.49	13.49	-2.76	-2.76	-2.76	-2.76	-2.76
26.98	26.98	-5.99	-5.99	-5.99	-5.99	-5.99
45.00	45.00	-9.02	-9.02	-9.02	-9.02	-9.02
51.72	51.72	-13.0	-13.0	-13.0	-13.0	-13.0
67.46	67.46	-18.2	-18.2	-18.2	-18.1	-18.1
76.45	76.45	-21.2	-21.2	-21.2	-21.2	-21.2
85.44	85.44	-24.4	-24.4	-24.4	-24.4	-24.4
90.00	90.00	-26.0	-26.0	-26.0	-26.0	-26.0

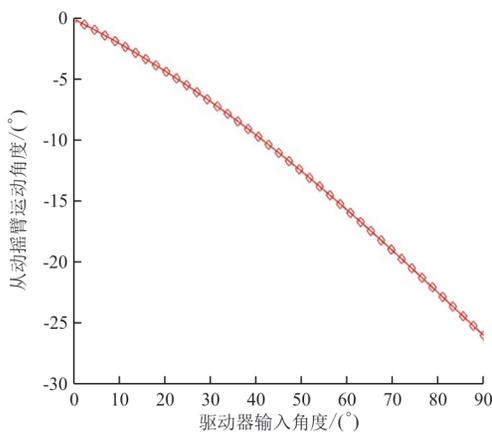


图 6 下垂前缘机构输出参数信息

Fig. 6 Output parameter information of droop front mechanism

在下垂前缘机构运动仿真过程中,得到了下垂前缘机构的驱动臂和摇臂角度变化数据,各机构平面从动摇臂转角输出数据如表 3 所示,其中 2 号和 4 号驱动为输入信息,其他均为输出信息。当下垂前缘机构驱动摇臂向下进行  $90^\circ$  的旋转时,各个机构平面的从动摇臂机构均可以实现下偏  $26^\circ$ ,与理论计算结果一致,且 2 个驱动臂以及 5 个从动摇臂的转动角度变化在运动过程中保持一致,说明下垂前缘机构在运动过程中 5 个机构平面之间不存在运动干涉,均正常工作。针对下垂前缘机构所设计的曲柄摇杆机构,曲柄在  $90^\circ$  的运动范围内,该连杆机构无明显的急回运动,即在下垂前缘机构中驱动臂做匀速转动时,能够保证翼面做平缓的下垂运动,从动摇臂运动角度随驱动臂输入角度变化如图 6 所示。

### 3 动力学仿真分析

在动力学仿真软件 Motionvieww 建立下垂前缘机构的动力学模型,并将刚度较小的前缘翼面柔性化处理,柔性化处理包含前缘翼面结构初步设计、前缘翼面网格设置和有限元模型边界调节设置等建模工作,并输出前缘翼面结构的模态计算文件。在全刚体的动力学模型中进行翼面柔性体文件的替换从而进一步完成刚柔耦合动力学模型,结构材料选用铝合金 7050。下垂前缘机构的局部坐标系如图 7 所示,以前缘机构运动轴线为  $x$  轴方向、以机翼参考平面的法线方向为  $z$  轴方向。

两套驱动机构(2、4号驱动平面的曲柄)运动的下偏角度均为 $90^\circ$ ,在动力学模型中添加驱动角速度 $0.157\text{ rad/s}$ ,下垂前缘机构的放下过程如图8所示,0 s为下垂前缘收起位置,10 s时到达展开位置。

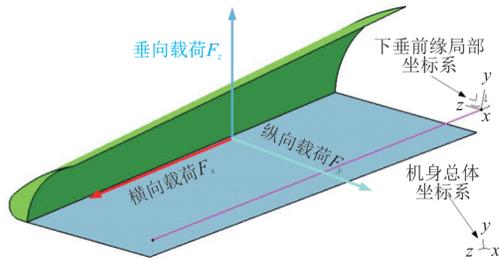


图7 下垂前缘翼面承力方向示意图

Fig. 7 Schematic diagram of the bearing direction of the drooping leading edge wing

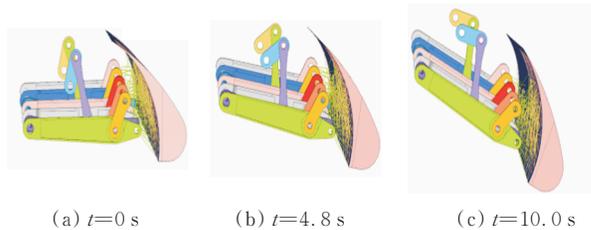


图8 下垂前缘机构放下过程

Fig. 8 Releasing process of droop front mechanism

仿真计算得到驱动力矩变化情况如图9所示,下垂前缘驱动力矩随驱动角度的增大而不断增加,这是由于在下垂前缘机构放下的过程中,力臂在不断增大。2号驱动机构与4号驱动机构力矩的输出值在增加过程中也近似呈等比例的变化趋势,但是2号驱动机构承受较大的载荷。两机构的驱动力矩变化平缓,表明该机构在运动过程中不存在卡滞,具有较好的传力特性。

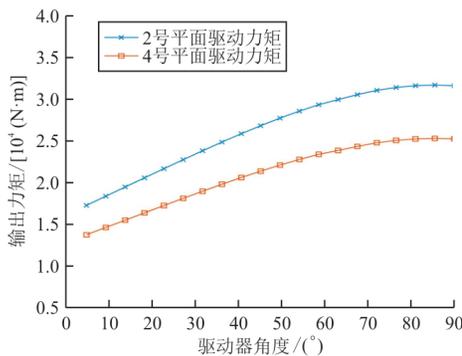


图9 驱动力矩变化图

Fig. 9 Change of driving torque

2号和4号平面驱动摇臂铰链点运动过程中的最大载荷值和驱动力矩如表4所示,两个驱动平面的最大驱动力矩的比值接近3:2,可以看出:2号和4号驱动机构载荷分配均衡,两个驱动机构布置合理。

表4 下垂前缘机构驱动位置最大载荷输出

Table 4 Maximum load output of the driving position of the drooping leading edge mechanism

机构平面	横向载荷/N	纵向载荷/N	垂向载荷/N	驱动力矩/(N·m)
2号机构	5	55 558	-186 708	32 453
4号机构	4	48 693	-163 363	25 892

在铰链式下垂前缘机构运动过程中,横向载荷受力变化如图10所示。

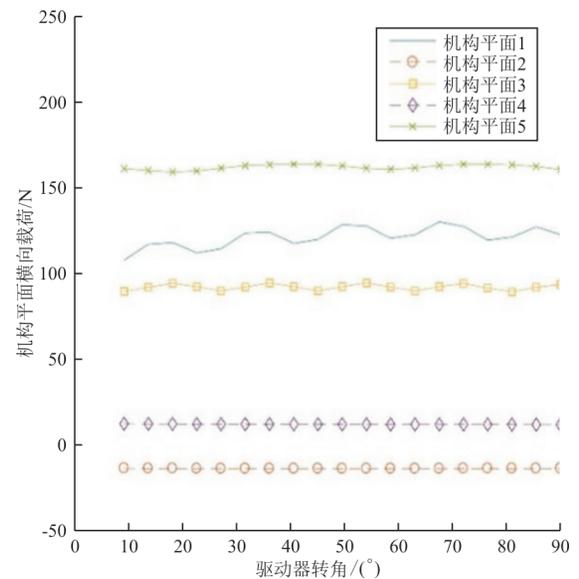


图10 铰链点横向载荷

Fig. 10 Lateral load at hinge point

从图10可以看出:由于在2号机构和4号机构平面布置有侧撑杆,因此对应机构平面的驱动位置处的横向载荷较小,说明此方案可有效改善机构平面横向载荷的受力情况,尤其是有驱动机构处的横向受载,如表4所示。

侧撑杆横向载荷变化如图11所示,可以看出:在下垂前缘机构运动过程中,2号机构平面的侧撑杆受载较大,与驱动力矩载荷分配相符。

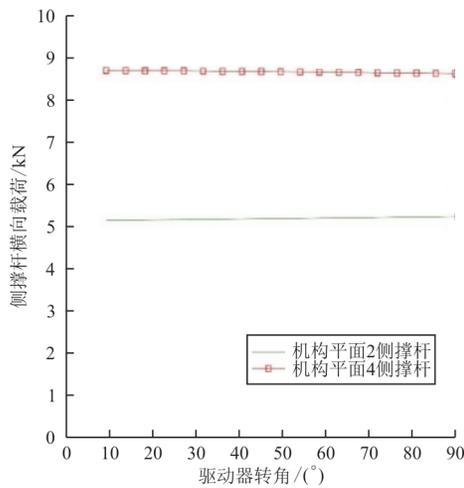


图11 侧撑杆横向载荷

Fig. 11 Lateral load of side brace

## 4 结论

(1) 本文提出了一种基于四连杆形式的下垂前缘机构设计方法,得到了下垂前缘的机构型式。机构驱动臂能够匀速转动,铰链式下垂前缘能够平稳下偏 $26^\circ$ ,过程中无干涉卡滞。

(2) 通过考虑下垂前缘翼面的变形,并实现翼面的柔性化,得到了下垂前缘机构的刚柔耦合动力学模型,最终利用仿真与计算得到了该机构运动过程中的驱动力矩和铰链点载荷,两个驱动平面的最大驱动力矩比值接近3:2,该机构传力性能良好,载荷分配合理,并且侧撑杆很好地改善了驱动处的载荷状况,由此验证了本文所提出的设计方法的可行性和合理性,该设计方法具有良好的应用前景。

### 参考文献

[1] 周涛,李亚林,梁益华,等.襟缝翼对民用飞机失速特性的影响[J].上海交通大学学报,2012,46(8):1328-1333,1339.  
ZHOU Tao, LI Yalin, LIANG Yihua, et al. The effect of flap flaps on the stall characteristics of civil aircraft [J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University, 2012, 46(8): 1328-1333,1339. (in Chinese)

[2] 王刚,张彬乾,张明辉,等.翼身融合民机总体气动技术研究进展与展望[J].航空学报,2019,40(9):7-35.  
WANG Gang, ZHANG Binqian, ZHANG Minghui, et al. Research progress and prospect of overall aerodynamic technology of wing-body fusion civil aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(9): 7-35. (in Chinese)

[3] GREEN J E. Greener by design: the technology challenge [J]. Aeronautical Journal, 2002, 106: 57-113.

[4] 王一帆,田云,刘沛清,等.大型飞机铰链下垂前缘多段翼型气动优化设计与研究[J].民用飞机设计与研究,2014(1):11-17,84.  
WANG Yifan, TIAN Yun, LIU Peiqing, et al. Aerodynamic optimization design and research of multi-segment airfoil with hinged leading edge of large aircraft [J]. Civil Aircraft Design and Research, 2014(1): 11-17, 84. (in Chinese)

[5] DANIEL R. Aerodynamic design of the high-lift-wing for a Megaliner aircraft [J]. Aerospace Science and Technology, 2003(7): 107-119.

[6] 王晓光,张强,王满苹.前缘下垂对RAE2822翼型气动特性的影响[J].科技风,2020(26):110-112.  
WANG Xiaoguang, ZHANG Qiang, WANG Manping. The influence of leading edge droop on aerodynamic characteristics of RAE2822 airfoil [J]. Science and Technology Wind, 2020(26): 110-112. (in Chinese)

[7] MONNER H P, KINTSCHER M, LORKOWSKI T, et al. Design of a smart droop nose as leading edge high lift system for transportation aircraft: AIAA-2009-2128 [R]. Reston, VA: AIAA, 2009.

[8] 李为吉.飞机总体设计技术[M].西安:西北工业大学出版,2002.  
LI Weiji. Aircraft overall design technology [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2002. (in Chinese)

[9] ADAM J, OLIVIER A. Design of a high lift system with a leading edge droop nose: AIAA-2009-3614 [R]. Reston, VA: AIAA, 2009.

[10] 刘沛清,李玲,邢宇,等.大型飞机增升装置气动噪声研究进展[J].空气动力学学报,2017,35(4):472-484.  
LIU Peiqing, LI Ling, XING Yu, et al. Research progress on aerodynamic noise of large aircraft lifting device [J]. Journal of Aerodynamics, 2017, 35(4): 472-484. (in Chinese)

[11] 陆维爽,刘沛清,郭昊.前缘下垂远场低频宽频噪声特性[J].航空学报,2019,40(10):126-135.  
LU Weishuang, LIU Peiqing, GUO Hao. leading edge sagging far-field low-frequency broadband noise characteristics [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(10): 126-135. (in Chinese)

[12] 刘沛清,李亚林,舒培,等.大型飞机增升装置气动机构一体化设计平台的创建[J].民用飞机设计与研究,2013(1):57-61,75.  
LIU Peiqing, LI Yalin, SHU Pei, et al. Creation of an integrated design platform for the aerodynamic mechanism of

- large aircraft lift devices [J]. *Civil Aircraft Design and Research*, 2013(1): 57-61, 75. (in Chinese)
- [13] 张兴国. 大型运输机多缝富勒襟翼运动机构设计研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2003.
- ZHANG Xingguo. Design and research of multi-stilted fuller flap motion mechanism for large transport aircraft [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2003. (in Chinese)
- [14] 舒培, 刘沛清, 周志杰, 等. 大型飞机后缘单缝襟翼空间机构设计方法与平台搭建 [J]. *民用飞机设计与研究*, 2013(2): 35-40.
- SHU Pei, LIU Peiqing, ZHOU Zhijie, et al. Design method and platform construction of single slit flap space mechanism for rear edge of large aircraft [J]. *Civil Aircraft Design and Research*, 2013(2): 35-40. (in Chinese)
- [15] 张中波. 民机微型后缘开裂襟翼驱动机构设计及运动仿真分析 [J]. *机械*, 2018, 45(8): 60-65.
- ZHANG Zhongbo. Design and motion simulation of driving mechanism for mini-trailing edge split flap on civil aircraft [J]. *Machinery*, 2018, 45(8): 60-65. (in Chinese)
- [16] 赵立杰, 李凯, 常莹莹, 等. 复合材料机翼前缘柔性机构拓扑优化设计 [J]. *机械设计与制造*, 2020(9): 75-79.
- ZHAO Lijie, LI Kai, CHANG Yingying, et al. Topology optimization design of flexible mechanism for composite wing leading edge [J]. *Mechanical Design and Manufacturing*, 2020(9): 75-79. (in Chinese)
- [17] 孙桓, 陈作模. 机械原理 [M]. 北京: 高等教育出版社, 2002.
- SUN Huan, CHEN Zuomo. *Mechanical principles* [M]. Beijing: Higher Education Press, 2002. (in Chinese)

#### 作者简介:

冯蕴雯(1968—),女,博士,教授。主要研究方向:飞机可靠性维修性工程、系统工程。

蔡 昂(1993—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器结构设计。

何智宇(1998—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器结构设计。

周 颖(1990—),女,硕士,工程师。主要研究方向:结构强度设计。

薛小锋(1983—),男,博士,副研究员。主要研究方向:疲劳寿命可靠性及维修性。

(编辑:丛艳娟)