

大型飞机后缘单缝襟翼空间机构 设计方法与平台搭建

Mechanism Design for the Trailing Edge High Lift Device on Large Aircraft

舒培 刘沛清 周志杰 何雨薇 徐琳 王一帆 唐家驹 /

Shu Pei Liu Peiqing Zhou zhijie He Yuwei Xu Lin Wang Yifan Tang Jiaju

(北京航空航天大学, 北京 100191)

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

摘要:

针对大型飞机总体技术要求和起飞着陆增升装置的设计要求,确定增升装置总体设计流程,详细介绍了后缘增升装置机构设计方法和平台,解决大型飞机后缘增升装置空间复杂机构的设计,以及后缘内外侧襟翼运动连续性和同步性问题。完成了后缘增升装置传动机构和收放机构在后梁上的布置,保证了收放机构的顺气流布置。

关键词:后缘增升装置;气动设计;机构设计;同步性

[Abstract] According to the General technical requirements and takeoff and landing demands for high lift devices on large aircrafts, the overall design process on high lift devices is determined. This paper introduced mechanism design method and platform building for the Trailing Edge High Lift Device in detail, and solved the complexity mechanism design for trailing edge high lift devices space and movement continuity and synchronization for inboard and outboard trailing edge flaps. The driving mechanism and retraction/extension mechanism on the trailing edge high lift devices are completed to deploy on the rear beam, which ensure retraction/extension mechanism to deploy along the flow.

[Key words] Trailing Edge High Lift Device; Aerodynamics; Mechanism; Integrated Design

0 引言

飞机起飞和着陆都离不开襟翼、缝翼的运动。增升装置不仅能有效提高飞机起飞、着陆时的气动、飞行性能,而且也能大大改善飞机爬升率、进场速率及控制进场最佳飞行姿态。但是增升装置设计涉及复杂的机械系统和控制系统,其中一项关键技术是增升装置空间机构的设计和布置。

增升装置空间收放机构设计的难点在于:1)平面三位置的可达性;2)襟翼空间运动的复杂性;3)内外侧襟翼运动的连续性和同步性。

本文主要介绍后缘增升装置机构气动一体化设计子平台,并且以子平台为主线,针对某大型飞机在增升装置设计中遇到的问题进行剖析,最终给

出合适的解决方案。解决后缘增升装置收放机构的设计、空间机构的设计、内外侧襟翼运动的连续性和同步性设计等问题。

1 增升装置平面设计

1.1 增升装置平面布置

图1为后缘增升装置平面布置设计模块界面。首先根据此模块进行后缘增升装置的平面布置设计。

根据图1所示的模块确定后缘活动面平面布置,进一步确定增升装置收放机构的展向布置。对某型机而言,在内侧后襟翼布置一个轨道,外侧后襟翼布置两个轨道。轨道的展向位置按一定的原则进行设计。同时根据后梁的位置确定机构的弦

向位置,如图2和图3所示。

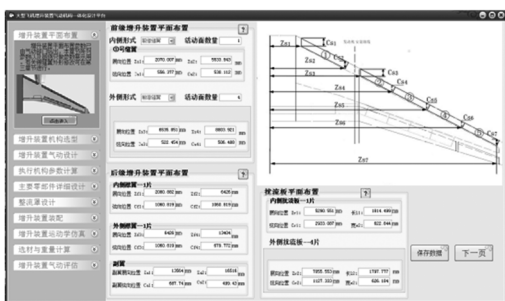


图1 后缘增升装置平面布置设计界面

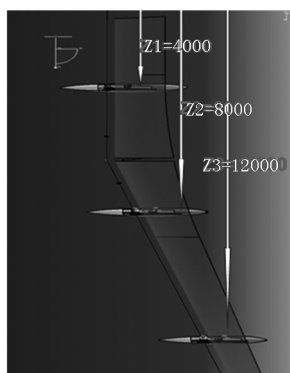


图2 增升装置平面布置

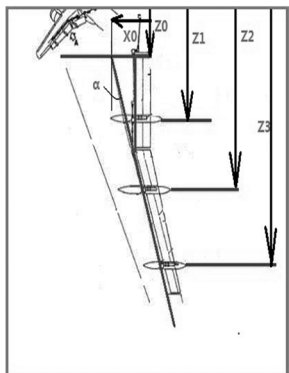


图3 后梁布置

1.2 后缘襟翼位置要求

在增升装置气动设计模块中,通过输入飞机在起飞、巡航和着陆时的缝道参数,可自动生成 Catia 模型,如图4所示。后缘襟翼设计的基本要求是,分别满足飞机在巡航、起飞和着陆时所到达的三个位置,如图5所示。

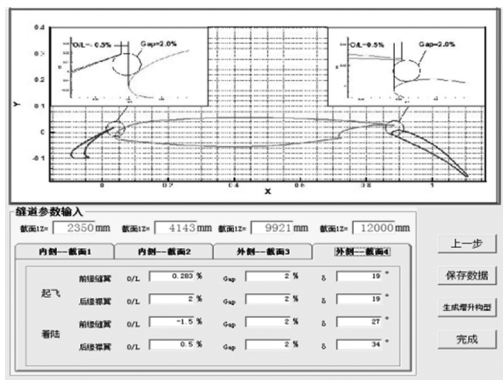


图4 后缘增升装置缝道参数输入



图5 后缘襟翼三位

1.3 平面运动设计

设计一套机构仅考虑引导襟翼到达三个指定位置并不复杂,难点在于除此之外,还必须考虑襟翼在运动过程中对气流造成的复杂干扰。所以襟翼的运动轨迹应该是一条向下的光滑曲线,在其偏转的过程中不应出现上翘现象,以免造成机翼气动性能恶化。根据气动要求,在起飞与着陆位置对襟翼的后退量和偏角要求不同,在起飞位置要求襟翼后退量大、偏角小,在着陆位置要求襟翼后退量大、偏角大。为了满足这些要求,同时兼顾运动的单调和渐变性,目前在襟翼运动设计中普遍采用富勒运动形式。平面运动的主要任务是,根据起飞和着陆要求襟翼的重叠量、缝隙量和偏角参数确定富勒运动的后退量和偏角大小。

1.4 机构选型与分析

如图6和图7所示,在机构选型模块中,典型的收放机构有四种,分别是铰链式机构、四连杆机构、丝杠滑轨机构和连杆滑轨机构。



图6 机构选型模块

后缘襟翼机构的发展经历了由简单到复杂再重归简单的过程,至少在波音飞机上能清楚地看到这一变化。然而,往简单方向发展要比往复杂方向发展还要困难。在型号的逐渐发展中,波音公司似乎倾向于采用简单的四连杆机构,而空客公司则更喜欢采用连杆滑轨机构。

以下针对波音和空客公司所采用的两种典型机构给出分析。图8为波音737丝杠滑轨仿真模型。

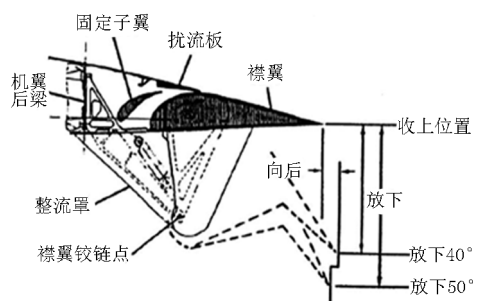
丝杠滑轨机构的主要优点是:

(1)襟翼的位置由滑轨决定,在有限的空间内相对于其它机构能实现较大的后退量和偏角,以满足气动设计要求。

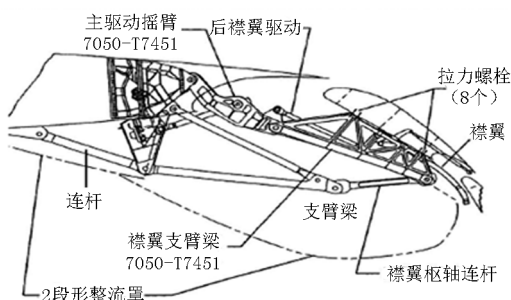
(2)起飞着陆两个位置分别在直线和圆弧轨道上,因此互不干扰。

(3)设计简单,滑轨的设计数据直接来源于飞机起飞着陆时襟翼到达位置所形成的轨迹,比四连

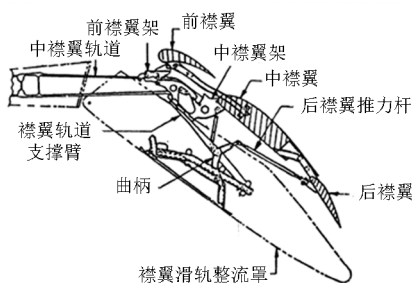
杆机构设计简单、结构紧凑、整流罩面积较小。



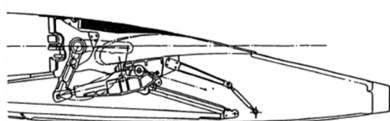
(a) 铰链式机构



(b) 四连杆机构

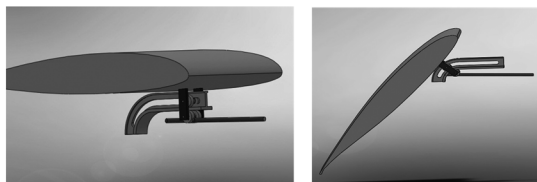


(c) 丝杠滑轨机构



(d) 连杆滑轨机构

图7 典型的后缘襟翼机构



(a) 襟翼收起位置

(b) 襟翼着陆位置

图8 丝杠滑轨机构

其主要缺点是：

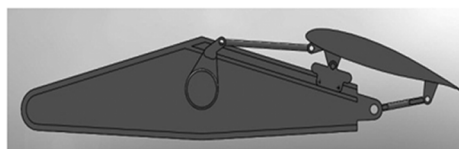
(1) 机械结构复杂。由丝杠驱动，滑轮在滑轨上滚动，各种配合关系导致结构较复杂，再加上多

缝道的后缘襟翼，复杂度进一步提高。

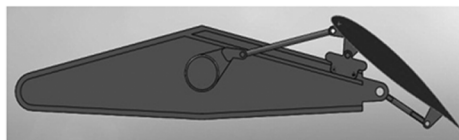
(2) 重量大。包括一套滑轨和丝杠，都不利于飞机减重。

(3) 机械加工较困难。因为滑轨为曲面，必须在数控机床上进行加工，加工精度要求高。

图9为A340连杆滑轨仿真模型。



(a) 襟翼起飞位置



(b) 襟翼着陆位置

图9 连杆滑轨机构

连杆滑轨机构的主要优点是：

(1) 机构能实现较大的后退量和偏角，以满足气动设计要求，与丝杠滑轨相比，占的空间较大；

(2) 富勒运动过程较为理想，当后退阶段快结束时襟翼达到起飞位置，然后继续增大偏转角襟翼到达着陆位置；

(3) 机械制造简单，成本低。

其主要缺点是：

(1) 相对于丝杠滑轨机构，结构较臃肿，重量偏大；

(2) 运动副及杆件偏多，机械事故率相对较高。

本文选择连杆滑轨机构作为特例，给出机构设计过程。

2 三位置连杆滑轨机构控制方程

图10为后缘机构设计模块，此模块中包含了由襟翼机构控制方程所确定的机构主要尺寸计算过程。具体原理如下。

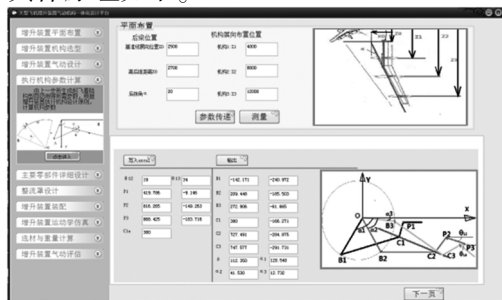


图10 机构设计模块

图 11 为连杆滑轨机构的示意图,由 P1、P2 和 P3 为端点的线段分别代表后缘襟翼在巡航、起飞和着陆三个状态襟翼弦线所在的位置,O 点是驱动杆的中心点,OBi ($i=1,2,3$) 为驱动杆,BiCi 为连杆,CiPi 为支撑杆,C1C2 代表滑轨所在的位置,其中 Bi-CiPi 为一刚性杆组,即连杆和支撑杆固联再和滑块铰链。

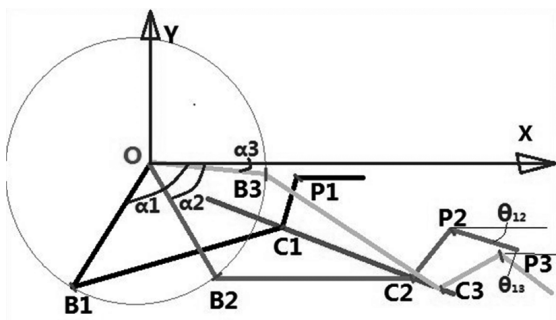


图 11 襟翼的三个工作位置

设各点的坐标为 $B_i(x_{Bi}, y_{Bi})$, $C_i(x_{Ci}, y_{Ci})$, $P_i(x_{Pi}, y_{Pi})$, 角度 α_i , 偏角 θ_{1i} , $i=1,2,3$ 。

已知襟翼的三个位置的坐标 $P_1(x_1, y_1)$, $P_2(x_2, y_2)$, $P_3(x_3, y_3)$, 偏角为 θ_{11} , θ_{12} , θ_{13} , 其中 $\theta_{11}=0$ 为默认值。建立控制方程求解连杆滑轨机构主要尺寸参数,即确定控制点 $B_i(x_{Bi}, y_{Bi})$, $C_i(x_{Ci}, y_{Ci})$ 的坐标。

由连杆滑轨机构的运动特性可知,驱动杆 OB_i 的运动为绕 O 点的圆周运动,故 B 点满足定杆控制方程;由于 C1、C2、C3 确定直线滑轨的位置,故 C1、C2、C3 在一条直线上,满足共线方程;而刚体 $B_iC_iP_i$ 的运动为平面运动,由绕平面某点的转动和某方向的平动组成,所以 B 点、C 点、P 点都满足刚体平面运动方程。

设 $[B_i] = [x_{Bi} \ y_{Bi} \ 1]^T$, 则 Bi 的平面运动方程为:

$$[B_i] = [D_{1i}][B_1] \quad (1)$$

Bi 的定杆控制方程为:

$$[B_i - B_0]^T [B_i - B_0] = [B_1 - B_0]^T [B_1 - B_0] \quad (2)$$

其中刚体平面运动矩阵为:

$$[D_{1i}] = \begin{bmatrix} \cos\theta & -\sin\theta & p_{ix} - p_{1x}\cos\theta + p_{1y}\sin\theta \\ \sin\theta & \cos\theta & p_{iy} - p_{1x}\sin\theta - p_{1y}\cos\theta \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$[D_{12}] = \begin{bmatrix} \cos\theta & -\sin\theta & p_{2x} - p_{1x}\cos\theta + p_{1y}\sin\theta \\ \sin\theta & \cos\theta & p_{2y} - p_{1x}\sin\theta - p_{1y}\cos\theta \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$[D_{13}] = \begin{bmatrix} \cos\theta & -\sin\theta & p_{3x} - p_{1x}\cos\theta + p_{1y}\sin\theta \\ \sin\theta & \cos\theta & p_{3y} - p_{1x}\sin\theta - p_{1y}\cos\theta \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

设 $[C_i] = [x_{Ci} \ y_{Ci} \ 1]^T$, 则 Ci 的平面运动方程为:

$$[C_i] = [D_{1i}][C_1] \quad (6)$$

Ci 的共线方程为:

$$\begin{bmatrix} C_{1x} & C_{1y} & 1 \\ C_{2x} & C_{2y} & 1 \\ C_{3x} & C_{3y} & 1 \end{bmatrix} = 0 \quad (7)$$

求解上述矩阵方程组,可以得到 Bi 和 Ci 的坐标,即确定了机构的尺寸。

3 增升装置空间运动设计

如图 12 所示,后缘增升装置运动仿真模块主要包括后缘增升装置空间运动设计、部件总装和运动仿真部分。其中,增升装置空间运动设计主要解决刚性襟翼空间运动机构的设计和各个运动副的确定。最终满足后缘内外襟翼在机构的引导下连续同步且不出卡滞情况的收放运动。在设计中也遇到很多难点。

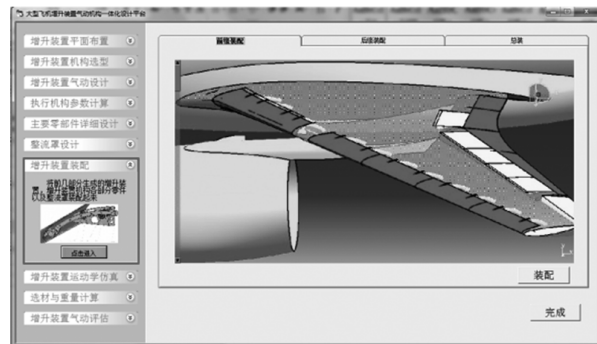


图 12 后缘增升装置运动仿真模块

3.1 后缘襟翼空间运动的复杂性

如图 13、图 14 所示,襟翼运动形式主要有两种,分别是圆柱运动和圆锥运动。鉴于机翼外形有后掠、上反、扭转的复杂空间曲面,而且襟翼缝道的取值要满足等百分比弦长要求,使得襟翼作收放运动时所绕空间轴线难以用简单的直线描述,这就给机构空间运动设计带来了很大的难度。

为了解决机翼上反给机构设计带来的困难,机构的运动和安装位置与当地的机翼平面垂直。在纵向要求机构布置和襟翼运动平行于气流方向。

襟翼复杂的空间运动给传动机构和安装在后梁上的支撑件的布置也造成了一定的难度。

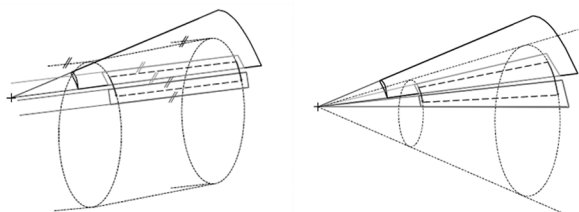


图 13 襟翼圆柱运动轨迹

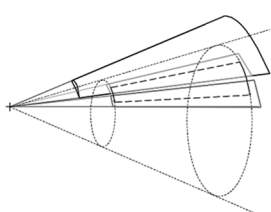


图 14 襟翼圆锥运动轨迹

3.2 实现后缘襟翼空间运动的方法

在襟翼空间运动机构的设计中,要引入各种运动副,如球面副、球销副、旋转副、移动副等。

空间机构自由度计算方法为:

$$W = P_z - \lambda - 3N \quad (8)$$

其中: W 为空间机构自由度; P_z 为空间机构运动副自由度总数; λ 为空间机构运动副的多余自由度数; 3 为空间机构每个封闭环的约束数,或者说它是独立位移方程数及条件约束数; N 为空间机构的封闭环数。

对如图 15 所示的后缘襟翼空间机构,对于外侧襟翼的空间运动,设有 6 个旋转副、3 个移动副、1 个球销副、1 个球面副。后缘外侧襟翼自由度计算如下。

$$P_z = 6 \times 1 + 3 \times 1 + 1 \times 2 + 1 \times 3 = 14 \quad (9)$$

$$\lambda = 4 - 1 = 3 \quad (10)$$

$$N = 3 \quad (11)$$

$$W = P_z - \lambda - 3N = 14 - 3 - 3 \times 3 = 2 \quad (12)$$

该系统有两个自由度,在两个作动筒处各加一个转动约束,整个机构就有唯一运动。

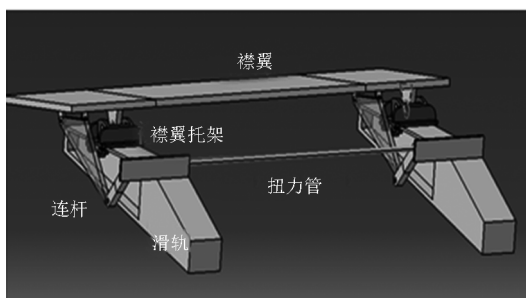


图 15 后缘襟翼空间机构

3.3 定量描述后缘襟翼的空间运动

如图 16 所示,外侧襟翼通过连杆滑轨机构的引导,在展开过程中,伴随着展向的往复运动和绕流向轴的转动。以下定量给出外侧襟翼空间运动的运动特征。

(1) 襟翼偏角变化过程

如图 17 所示,为襟翼偏角变化过程曲线。外侧

襟翼在顺气流方向展开过程中,偏角也同时发生变化。但是由于受到机构的约束,偏角的大小并不是单调线性增大的,而是一个先略上翘而后下偏的过程。在设计机构的时候,要严格控制上偏角的大小,否则会使襟翼和扰流板发生碰撞,同时对机翼的气动性能产生不利影响。

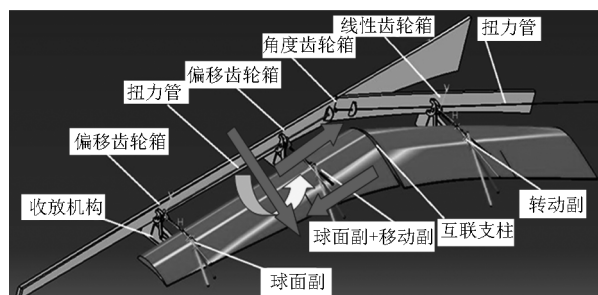


图 16 外侧襟翼空间运动示意图

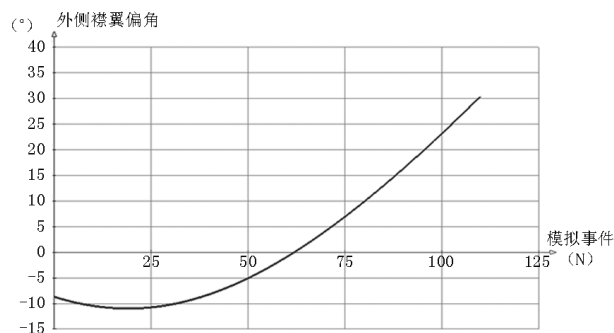


图 17 外侧襟翼偏角

(2) 襟翼展向移动过程

如图 18 所示,为外侧襟翼的展向移动过程。在外侧襟翼展开过程中,其展向移动特性类似于余弦曲线。它在展向先往机翼内侧移动,再往机翼外侧移动,位移量到 10mm 左右达到最大值,襟翼又往机翼内侧移动,直至襟翼完全展开,这时襟翼往机翼外侧移动了 5mm 左右。

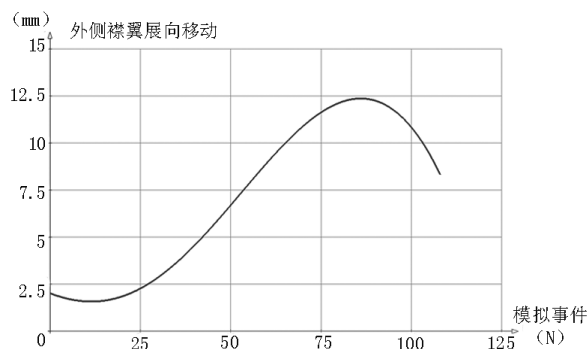


图 18 外侧襟翼展向移动

(3) 襟翼绕流向轴转动过程

图 19 为外侧襟翼的绕流向轴转动过程。在外

侧襟翼展开的过程中,襟翼内端绕流向轴作顺时针转动,转动角速度开始比较小,随后逐渐增大到常值,角位移也逐渐增大,到完全展开时,外侧襟翼绕流向轴顺时针转过了 11° 。由于内侧襟翼近似按圆柱运动,在展开过程中绕流向轴转动很小,因此外侧襟翼绕流向轴的转动角度也是内外侧襟翼在 KINK 处的相对偏转角度。

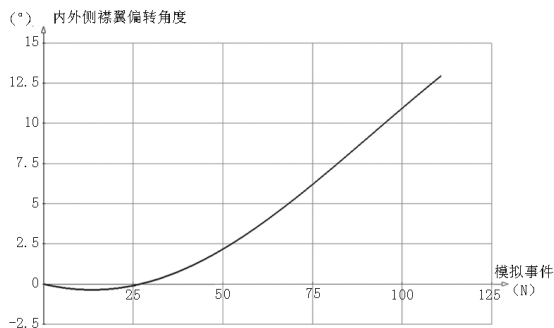


图 19 外侧襟翼展向转动

(4) 内外侧襟翼在 KINK 处流向相对位移

图 20 为内外侧襟翼在 KINK 处流向相对位移变化曲线,在襟翼沿流向作展开运动时,内外侧襟翼在 KINK 处相对位置是不断变化的,开始时内外侧襟翼沿流向的相对位移越来越大,最大错开 20mm,但在运动的后半阶段,内外侧襟翼在相对位移逐渐缩小,并同时达到最终位置(起飞或着陆位置)。

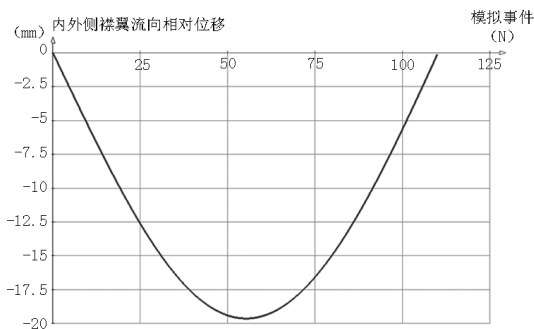


图 20 内外侧襟翼在 KINK 处流向相对位移

(5) 内外襟翼在 KINK 处的展向相对位移

图 21 为内外侧襟翼在 KINK 处展向相对位移变化曲线。可见在襟翼展开同时,内外侧襟翼的展向相对位移也在不断变化,而且呈现为类似余弦的规律。这主要由外侧襟翼的展向移动造成的。相对间距是先变小后变大再变小的过程。

由这些量化的数据确定内外襟翼的相对运动大小,同时也为 KINK 处互联支柱的设计提供了依据。

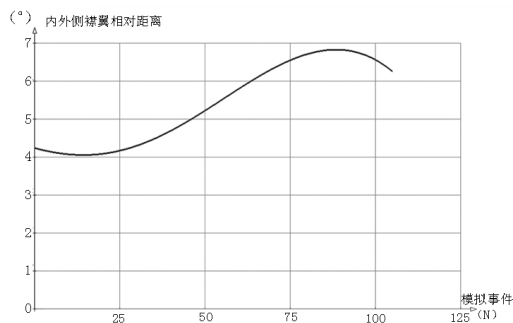


图 21 内外襟翼在 KINK 处的展向距离变化

4 结论

本文针对大型飞机总体技术和起飞着陆对增升装置设计的要求,创建了后缘增升装置气动和机构一体化设计子平台,详细说明了子平台各个模块的功能,以及解决大型飞机后缘增升装置空间复杂机构设计主要难点的技术手段,定量描述了后缘襟翼在机构的引导下在空间中的复杂运动特性,为增升装置的设计提供科学依据。

参考文献:

- [1] Rudolph PKC. High-lift systems on commercial subsonic airliners[J]. NASA CR 4746, 1996, 9.
- [2] C. P. van Dam. Aero-mechanical design of high-lift systems.
- [3] C. P. van Dam. The aerodynamic design of multi-element high-lift systems for transport airplanes[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2002, 38: 101-144.
- [4] C. P. van Dam, S. G. Shaw, J. C. Vander Kam, R. R. Brodeur. Aero-mechanical design methodology for subsonic civil transport high-lift systems, aerodynamic design and optimisation of flight vehicles in a concurrent multi-disciplinary environment [J]. 1999, 10.
- [5] Daniel Reckzeh. Aerodynamic Design of the A400M high-lift system.
- [6] 仪志胜,何景武. 民用飞机后缘襟翼机构设计仿真计算研究[J]. 飞机设计, 2010, 30(1): 43-46.
- [7] 黄建国. 后缘襟翼运动型式的选择及其分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2009, 3: 8-17.
- [8] 黄建国. 后掠襟翼沿顺气流方向运动的设计[J]. 民用飞机设计与研究, 1991.
- [9] 严少波,黄建国. 飞机后缘襟翼运动同步性设计和计算[J]. 民用飞机设计与研究, 2011, 1: 20-24.