文章编号:1671-4598(2025)09-0223-07 DOI:10.16526/j.cnki.11-4762/tp.2025.09.027 中图分类号:TP183 文献标识码:A

高升力系统不对称角度计算分析与仿真

韩 森,李国材,张 赟,王秀鑫,智文静
(航空工业庆安集团有限公司 民机研发部,西安 710077)

摘要:不对称故障是高升力系统中常见的故障模式之一,若未能及时检测,会对飞机级安全产生影响;针对该问题,以翼面偏转的不对称角度最大值与高升力系统工作最严酷情况为约束,提出了系统位置不对称和速度不对称检测阈值的计算方法;计算过程多维度考虑了襟/缝翼正常工作时左右侧角度最大不同步值不对称检测与控制过程中各因素对不对称角度的影响,包括传动线系上游隙、刚度、传感器精度、控制设备软件检测时间和系统制动时间等因素;基于上述计算方法,以某高升力系统为基础进行了特定参数下位置不对称与速度不对称的检测值计算;利用计算得到的不对称检测值,在 Simulink 环境在构建了高升力系统不对称监控仿真模型,验证了该不对角度计算方法的有效性。

关键词:高升力系统;不对称角度;传动线系;阈值;仿真

Calculation and Analysis of Asymmetry Angle in High-Lift Systems

HAN Sen, LI Guocai, ZHANG Yun, WANG Xiuxin, ZHI Wenjing
(Civil Aircraft Systems Research and Development Department, Qing'an Group., Co., Ltd., AVIC, Xi'an 710077, China)

Abstract: Asymmetric faults are one of the common fault modes in high-lift systems. If not detected in time, they will affect aircraft-level safety. In order to solve this problem, the maximum asymmetry angle of wing deflection and the most severe working condition of high-lift system are taken as constraints, a calculation method for detecting the threshold of the system asymmetric position and velocity is proposed. In the calculation process, the influence of various factors on the asymmetric angle is considered in multiple dimensions during the flap/slat normal operation, with the maximum asymmetry of left and right side angle detected and controlled, which includes factors such as clearance on transmission line, stiffness, sensor accuracy, software detection time of control equipment, and braking time of the system. Based on the above calculation method and a certain high-lift system, the measurement values of position and velocity asymmetry under certain parameters are calculated. By using the calculated asymmetric detection values, an asymmetric monitoring simulation model of the high lift system is constructed in Simulink environment, and the validity of the asymmetric angel calculation method is verified.

Keywords: high-lift system; asymmetric angle; transmission line system; threshold; simulation

0 引言

高升力系统(HLS, high-lift system)是大型运输飞机飞行控制系统的重要组成部分[1-4],其通过在飞机起飞、降落、进近等飞行阶段对襟翼与缝翼的伸缩板的控制,实现起降阶段的增升[5-8],增加失速攻角,实现大型飞机的低速短距起降[9],如 C919、A350、MA700 等飞机均配备了不同的高升力系统[10]。

飞机事故大部分是发生在起飞、降落阶段,这也是高升力系统工作的阶段,因此保证高升力系统的安全性也是高升力系统设计的重要挑战之一。不对称是高升力系统中需要实现准确识别的重要故障模式,指由于襟/缝翼传动部件断开连接(包括襟/缝翼作动系统中的扭力管万向节组件、支撑轴承、角齿轮箱、翼尖制动器及缝翼旋转作动器传动轴),导致襟/缝翼翼面左右运动速度和运动距离的超过某一角度的故障,若无法及时对该故障进行处理,会导致高升力系统功能丧失,影响飞机的气动外形,造成不可预估的危害。

因此,本文针对高升力系统不对称故障类型与角度进行了研究,分析了包括传动线系结构、不对称监控策略时间等多维因素对襟/缝翼不对称角度的影响,详细说明了不对称角度的定性计算方法。最后本文以某高升

收稿日期:2024-07-26; **修回日期**:2024-09-05。

作者简介:韩 森(1998-),女,硕士,工程师。

引用格式:韩 森,李国材,张 赟,等.高升力系统不对称角度计算分析与仿真[J].计算机测量与控制,2025,33(9):223-229,309.

力系统的缝翼传动线系的游隙、刚度等数据为基础，对该不对称角度确定方法进行了数值计算，并基于计算结果对高升力系统不对称监控过程进行了仿真分析，验证了该方法的可行性。

1 不对称故障类型研究

1.1 系统结构

高升力系统通常由控制分系统、襟翼（Flap）作动分系统和缝翼（Slat）作动分系统组成[11-13]。控制分系统指系统的控制单元，用于控制和监测襟翼作动分系统和缝翼作动分系统的运动。作动分系统通过传动线系将驱动装置输出的扭矩传递到下游部件[14]，图 1 所示为常见高升力系统作动系统结构图，图中共包含 4 块缝翼翼面和 2 块襟翼翼面，分别由襟翼作动分系统和缝翼作动分系统驱动。

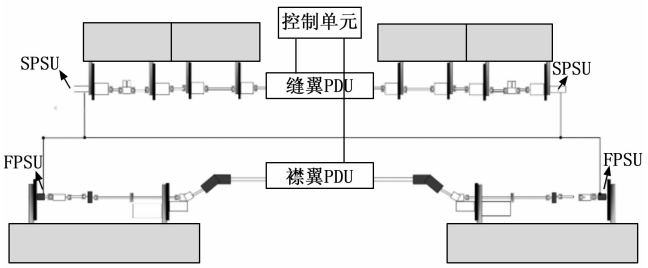

图 1 通用高升力系统结构

襟翼作动分系统传动部件通常包括角齿轮箱、作动器、扭力管万向节组件、转置齿轮箱、翼尖制动器和动力驱动装置（PDU，power drive unit）；缝翼作动分系统传动部件包括角齿轮箱、作动器、扭力管万向节组件、翼尖制动器和动力驱动装置。在襟翼和缝翼的翼尖位置分别有襟翼位置传感器（SPSU，slat position sensor unit）和缝翼位置传感器（FPSU，flap position sensor unit），用于测量当前时刻襟翼与缝翼的位置，襟翼与缝翼（以下简称襟/缝翼）的不对称监控也依赖于该传感器。

1.2 不对称故障原因分析

上节所描述的部件组成襟/缝翼的传动线系，分别驱动襟翼和缝翼翼面转动，传动线系上任一点断开都会改变左右翼面的运动状态，造成襟/缝翼的不对称故障。根据传动线系发生断裂的位置可将其分类为：(1) 动力驱动装置传动输出轴与左/右侧传动线系的连接。动力驱动装置输出端与第一站位作动器之间还有包括扭力管、角齿轮箱等结构，任一结构断裂都会导致动力驱动装置传动输出轴断开与左/右侧传动线系断开。(2) 左/右侧传动线系上作动器传动轴的输入端或输出端断开连接。第一站位作动器至翼尖制动器之间的任一位置发生断裂，会导致传动线系无法控制断裂位置后端设备。3) 左/右侧翼尖制动器传动轴的输入端或输出端断开连接。(4) 传动线系上其余部件断裂或断开连接，传动线系上如花键、万向节等连接部件的断裂也有可能导致翼面发生不对称故障。

高升力系统的襟/缝翼主要有收起和下放两个动作，结合实际运行背景，高升力系统的工作场景主要可概括为：1) 地面下放襟/缝翼，此时翼面无气动负载，系统的负载方向与运动方向相反；2) 空中收起襟/缝翼，此时翼面受到气动负载，且系统的负载方向与运动方向相同，处于顺载状态；3) 空中下放襟/缝翼，此时翼面受到气动负载，且系统的负载方向与运动方向相反，处于逆载状态；4) 地面收起襟/缝翼，此时翼面无气动负载，系统的负载方向与运动方向相反。可知，在空中时，襟/缝翼的翼面载荷均朝翼面的收起方向。不同位置的断裂在高升力系统不同运行场景下的不对称故障程度均有差异。

如图 2 所示为缝翼的动力驱动装置传动输出轴与右侧传动线系断开导致不对称故障的示意，以该图为例对不对称故障的发生情况进行分析。

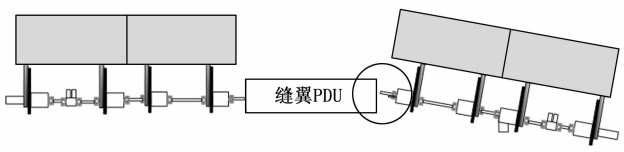

图 2 动力驱动装置传动输出轴与右侧传动线系断开导致不对称故障

若在地面发生不对称失效时（对应于场景 1 和 4），缝翼的外载荷仅需考虑重力和运动时反方向的摩擦力，因此地面失效不会导致灾难性故障。若在空中发生不对称失效，进行以下分析。

1) 场景 2：

在飞机的起飞到巡航阶段，缝翼翼面存在收起过程，缝翼翼面承受回吹载荷。若此时发生图 2 所示的动力驱动装置传动输出轴与右侧传动线系断开，需要计算右侧翼面气动回吹载荷和传动线系的摩擦力合力方向与翼面的运动方向是否一致，若一致，则右侧翼面加速收起；若不一致，右侧翼面减速收起。因此在该过程中，不能完全确保缝翼翼面不对称故障的发生。

2) 场景 3：

飞机巡航至着陆阶段，缝翼翼面存在下放过程，翼面承受回吹载荷。若此时发生图 2 所示的动力驱动装置传动输出轴与右侧传动线系断开故障，右侧翼面气动回吹载荷和传动线系的摩擦力矩方向相反，需计算右侧翼面气动回吹载荷是否可克服传动线系的静摩擦力矩，若可以克服，右侧翼面加速朝襟翼收起方向运动；若无法克服，右侧翼面缝翼停止运动。

因此，在 4 种场景下，场景 2 传动线系发生断裂时

可能造成的不对称故障最为严重。

由于作动分系统为共轴传动，传动线系上任意位置断开导致的不对称在运行场景 1、3、4 下，不论系统加速、匀速还是减速期间传动轴断开，均可通过测量左右两侧翼面的位置不一致来检测。并且襟翼与缝翼的位置传感器安装在传动线系末端，因此可以检测任一逆载情况下的不对称故障。对于场景（2），除了考虑翼面位置，还需考虑气动载荷反吹对翼面速度的影响。线系断开会导致相应侧翼面可能会出现加速运动工况，若仍然通过左右侧位置传感器的位置差监控，可能导致制动后的翼面角度差超过襟翼与缝翼翼面偏转角度不对称最大值，故还需增加翼面的速度不对称监控。

高升力系统中，不同位置的断裂导致的不对称程度均有不同，监控角度的选定对能否实现襟翼与缝翼翼面不对称的准确检测影响巨大。

2　不对称角度计算方法研究

高升力系统故障时产生的翼面角度偏差应以最严酷工况考虑，因此本文以上文的工况（2）计算襟翼与缝翼不对称的监测角度。襟/缝翼系统的不对称分为位置不对称和速度不对称，下文展开对位置不对称检测与速度不对称检测的计算。

2.1　位置不对称计算

高升力系统中，要求两侧襟/缝翼翼面偏转角度不对称不应超过 δ_f、δ_s，即在翼面制动时刻襟/缝翼翼面偏转角度应小于 δ_f、δ_s。设襟/缝翼翼面角度与传动线系旋转角度的关系为：

$$\begin{cases}\omega_f = f_f(\theta_f)\\ \omega_s = f_s(\theta_s)\end{cases} \tag{1}$$

式中，θ_f、θ_s 为襟翼与缝翼的翼面角度，f_f、f_s 为襟翼与缝翼的翼面与传动线系的转换函数，ω_f、ω_s 分别为襟翼与缝翼的翼面角度为 θ_f、θ_s 时传动线系旋转的角度。传动线系与传感器角度之间为线性关系，且比例为 k_f、k_s，依据襟/缝翼传感器角度和翼面角度之间公式，计算左右翼面不对称超限的值对应传感器的角度：

$$\begin{cases}\varepsilon_f = k_f \times f_f(\delta_f)\\ \varepsilon_s = k_s \times f_s(\delta_s)\end{cases} \tag{2}$$

式中，ε_f、ε_s 为襟翼与缝翼的翼面角度为 θ_f、θ_s 时位置传感器旋转的角度。

在实际系统中，要保证不对称故障触发后完全制动时，翼面角度小于 δ_f、δ_s，还需考虑襟/缝翼正常工作时左右侧角度最大不同步值$\triangle\varepsilon_f$、$\triangle\varepsilon_s$ 对系统的影响。

由于位置传感器安装在传动线系上，$\triangle\varepsilon_f$、$\triangle\varepsilon_s$ 需综合考虑传动线系的游隙 $\varepsilon_{f,1}$ 和 $\varepsilon_{s,1}$、刚度 $\varepsilon_{f,2}$ 和 $\varepsilon_{s,2}$、传感器精度 $\varepsilon_{f,3}$ 和 $\varepsilon_{s,3}$、位置信号采集电气精度 $\varepsilon_{f,4}$ 和 $\varepsilon_{s,4}$ 等因素的存在。由于其他因素对传动线系左右侧角度最大不同步值影响较小，因此本文仅关注游隙、刚度和传感器精度对角度最大不同步值的影响，由此可确定正常工作时左右侧角度最大不同步值$\triangle\varepsilon_f$、$\triangle\varepsilon_s$：

$$\begin{cases}\triangle\varepsilon_f = \varepsilon_{f,1} + \varepsilon_{f,2} + \varepsilon_{f,3} + \varepsilon_{f,4}\\ \triangle\varepsilon_s = \varepsilon_{s,1} + \varepsilon_{s,2} + \varepsilon_{s,3} + \varepsilon_{s,4}\end{cases} \tag{3}$$

在襟/缝翼传动线系的安装过程中，齿轮和花键啮合产生的间隙即为游隙。左右侧若未同时进行消隙，运动时则会为系统引入游隙差异，影响系统位置精度。襟/缝翼的左右传动线系中，分别对各设备的游隙累加，可得到单侧传动线系总游隙值 $\varepsilon'_{f,1}$、$\varepsilon'_{s,1}$：

$$\begin{cases}\varepsilon'_{f,1} = \sum_{i=1}^{N} n_{f,i}\,\varepsilon'_{f_{\text{backlash},i}}\\ \varepsilon'_{s,1} = \sum_{j=1}^{M} n_{s,j}\,\varepsilon'_{s_{\text{backlash},j}}\end{cases} \tag{4}$$

式中，N、M 表示襟/缝翼传动线系中包含游隙的部件种类数目，$n_{f,i}$、$n_{s,j}$ 表示各类部件在当前传动线系上的数量，$\varepsilon'_{f_{\text{backlash},i}}$、$\varepsilon'_{s_{\text{backlash},j}}$ 为传动线系上各类型部件的游隙值。将上述游隙值转换至传感器端，传动线系左右两侧总游隙在传感器端的角度 $\varepsilon_{f,1}$、$\varepsilon_{s,1}$ 为：

$$\begin{cases}\varepsilon_{f,1} = 2k_f \times \varepsilon'_{f,1}\\ \varepsilon_{s,1} = 2k_s \times \varepsilon'_{s,1}\end{cases} \tag{5}$$

由于刚度的存在，系统运行过程中会引起传动线系的变形，影响系统位置精度。该变形量受各部件扭矩的影响，设传动线系上动力驱动装置输出端的输出扭矩为 T_0，可计算出传动线系上各部件的输入扭矩：

$$T_i = T_{i-1} \times \eta_{i-1} - F_{i-1} \tag{6}$$

式中，T_{i-1} 为上游部件的输入扭矩，η_{i-1} 为上游部件的传动效率，F_{i-1} 为上游部件的摩擦力矩。动力驱动装置的传动效率可认为是 100%，摩擦力矩可认为是 0 Nm。设刚度传动线系上各部件的刚度为 $K_{f,i}$、$K_{s,i}$，则可计算出动力驱动装置输出扭矩为 $T_{f,i}$、$T_{s,i}$ 时，单侧传动线系上各部件由于刚度引起的角度变形 $\varepsilon'_{f_Stif,i}$、$\varepsilon'_{f_Stif,i}$ 为：

$$\begin{cases}\varepsilon'_{f_Stif,i} = \dfrac{T_{f,i}}{K_{f,i}}\\ \varepsilon'_{f_Stif,i} = \dfrac{T_{s,i}}{K_{s,i}}\end{cases} \tag{7}$$

单侧传动线系上各设备由于刚度引起的总角度变形 $\varepsilon'_{f,2}$、$\varepsilon'_{s,2}$ 为：

$$\begin{cases}\varepsilon'_{f,2} = \sum_{i=1}^{N} \varepsilon'_{f_Stif,i}\\ \varepsilon'_{s,2} = \sum_{j=1}^{N} \varepsilon'_{f_Stif,i}\end{cases} \tag{8}$$

将上述刚度引起的总角度变形转换至传感器角度，则传动线系左、右两侧各设备由于刚度引起的总角度变形在传感器端的角度 $\varepsilon_{f,2}$、$\varepsilon_{s,2}$ 为：

$$\begin{cases}\varepsilon_{f,2} = 2k_f \times \varepsilon'_{f,2} = 2k_f \sum_{i=1}^{N} \varepsilon'_{f_Stif,i} \\ \varepsilon_{s,2} = 2k_s \times \varepsilon'_{s,2} = 2k_s \sum_{j=1}^{N} \varepsilon'_{f_Stif,i}\end{cases} \tag{9}$$

传感器精度为传感器自身特性，无法通过其他方式抵消，设单侧襟/缝翼位置传感器的精度为 $\varepsilon'_{f,3}$、$\varepsilon'_{s,3}$，则传动线系左、右两侧位置传感器总精度误差 $\varepsilon_{f,3}$、$\varepsilon_{s,3}$ 为：

$$\begin{cases}\varepsilon_{f,3} = 2\varepsilon'_{f,3} \\ \varepsilon_{s,3} = 2\varepsilon'_{s,3}\end{cases} \tag{10}$$

位置信号电气精度指传感器输出的电信号至控制设备对该信号的计算精度。设单个襟/缝翼位置传感器的位置信号电气精度为 $\varepsilon'_{f,4}$、$\varepsilon'_{s,4}$，则传动线系左、右两侧位置传感器总精度误差 $\varepsilon_{f,4}$、$\varepsilon_{s,4}$ 为：

$$\begin{cases}\varepsilon_{f,4} = 2\varepsilon'_{f,4} \\ \varepsilon_{s,4} = 2\varepsilon'_{s,4}\end{cases} \tag{11}$$

实际不对称故障传感器偏转的不对称角度 ε'_f、ε'_s 应满足以下关系：

$$\begin{cases}\varepsilon'_f < \varepsilon_f - \triangle\varepsilon_f \\ \varepsilon'_s < \varepsilon_s - \triangle\varepsilon_s\end{cases} \tag{12}$$

结合系统生成制动指令和系统的制动时长，制动时的转速、惯量、负载等特性从而保证最终系统的不对称角度控制在要求值范围内。

分析高升力系统故障处理过程，失效发生至襟/缝翼翼面完全制动分为 3 个阶段：1）故障发生至翼面不对称角度达到控制单元可检测角度 φ^f_{Thold} 和 φ^s_{Thold}，设该段时间为 t_1；2）控制单元检测到位置不对称并确认该故障，设该段时间为 t_2（由故障监控策略确定）；3）控制单元确认该故障后控制制动单元制动翼面，设该段时间为 t_3（由高升力系统制动设备确定）。

位置不对称检测过程中，翼面的速度变化较为缓慢，为简化计算过程，可假设故障发生后襟/缝翼翼面以一定值 $v_{f,0}$、$v_{s,0}$ 转动。因此，从系统不对称故障发生到翼面制动过程中，单侧传感器端偏转角度 φ_f、φ_s 应为：

$$\begin{cases}\varphi_f = k_f \times v_{f,0}(t_1 + t_2 + t_3) \\ \varphi_s = k_s \times v_{s,0}(t_1 + t_2 + t_3)\end{cases} \tag{13}$$

故障监测及处理过程中，应以最严酷工况考虑，因此确认 $v_{f,0}$、$v_{s,0}$ 应为系统正常工作时襟/缝翼传动线系运行的最快速度 $v^f_{\max}$、$v^s_{\max}$，且襟/缝翼左右线系两端的运动方向相反，还应满足以下条件：

$$\begin{cases}|\ \varphi_{f_L} - \varphi_{f_R}\ | \leqslant \varepsilon'_f \\ |\ \varphi_{s_L} - \varphi_{s_R}\ | \leqslant \varepsilon'_s\end{cases} \tag{14}$$

φ_{f_L}、φ_{f_R}、φ_{s_L}、φ_{s_R} 分别为襟/缝翼左右两侧传感器的测量的角度值。式（12）可描述为：

$$\begin{cases}2\ |\ v^f_{\max}\ | \times (t_1 + t_2 + t_3) \leqslant \varepsilon'_f \\ 2\ |\ v^f_{\max}\ | \times (t_1 + t_2 + t_3) \leqslant \dot{\varepsilon}_s\end{cases} \tag{15}$$

在一个固定的高升力系统中，t_2、t_3 为确定值，取 $\varphi_f = \delta_f$，$\varphi_s = \delta_s$，由此可确认故障发生至翼面不对称角度达到控制单元可检测角度的时间 t_1 与传感器的位置不对称角度检测角度 φ^f_{Thold}、φ^s_{Thold}。

2.2 速度不对称

系统顺载情况下（场景 2，空中收起襟/缝翼）需考虑气动载荷反吹，当回吹载荷与传动线系摩擦力矩的合力方向与运动方向一致时，断开侧翼面可能会出现加速运动工况，因此需要增加翼面的速度不对称监控，防止制动后的翼面角度差超过襟翼与缝翼翼面偏转角度不对称最大值 δ_f、δ_s。设在该情况下，翼尖到失效点的等效惯量为 G，气动载荷为 N，摩擦力矩为 F，可计算出由于该失效引起的翼面加速度 Acc 为：

$$Acc = \frac{N + F}{G} \tag{16}$$

可由该加速度计算出失效后任一时刻传感器端测量的速度 v_i：

$$v_i = v_0 + Acc \times t_i \tag{17}$$

其中：v_0 表示系统发生断裂时传感器的速度。当传动线系以正常工作时的最大速度 $v_{\max}$ 控制翼面向收起方向运动时，某一侧发生断裂，由于反吹导致该侧以 $v_{\max}$ 为初速度加速运动，该情况为场景 2 中最极端的情况。但在正常工作中，考虑到系统温度、压力变化等因素的影响，襟/缝翼传动线系会存在速度控制误差 $\sigma\%$，因此传动线系最大速度可达到 $(1+\sigma\%)\ v_{\max}$。

通常设定襟/缝翼传动线系端速度不对称检测值为传动线系最大速度的 2 倍，即 $2\ (1+\sigma\%)\ v_{\max}$，将其换算至传感器速度得到翼面速度不对称检测值 v^f_{Thold} 和 v^s_{Thold}：

$$\begin{cases}v^f_{\text{Thold}} = k_f \times 2(1+\sigma\%)\ v^f_{\max} f \\ v^s_{\text{Thold}} = k_s \times 2(1+\sigma\%)\ v^s_{\max}\end{cases} \tag{18}$$

3 理论计算

本文以图 2 所示的通用高升力系统的缝翼右侧动力驱动装置传动输出轴与右侧传动线系断开导致的不对称为例，使用第 2 章描述的位置不对称检测和速度不对称检测的计算方式进行计算。图 2 高升力系统的传动线系可以简化为图 3 结构，传动线系可以简化为仅由扭力杆和作动器组成，各部件之间使用花键（内花键和外花键）连接，因此图 3 所示结构中共包含 11 对花键（1 个内花键和 1 个外花键为 1 对花键）。本文主要对传动线系上作动器和扭力杆的参数进行计算。

计算不对称角度时，本文选取某高升力系统中对应设备的游隙、刚度等参数作为计算的预设参数。

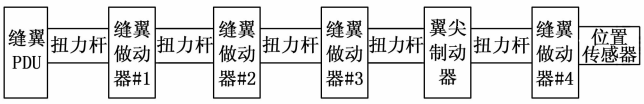

图 3　缝翼传动线系简化结构

选取两侧缝翼翼面偏转角度的最大值 δ_s 为 3°，取缝翼传动线系与传感器角度之间的比例 k_s 为 1/（84 * 1.67）。为简化计算过程，假设缝翼翼面角度 ω_s 与传动线系角度 θ_s 之间为线性关系，缝翼翼面角度 ω_s 的计算方式为：

$$\omega_s = 1\ 680\theta_s \tag{19}$$

则左、右缝翼翼面不对称超限的值对应传感器的角度 ε_s 应为：

$$\varepsilon_s = 1\ 680 \times \frac{\delta_s}{84 * 1.67} = 35.93^\circ \tag{20}$$

随后根据计算得到正常工作时缝翼左、右侧传感器端角度最大不同步值，包括游隙、刚度和传感器精度的影响。

考虑高升力系统的不对称监控贯穿飞机的全生命周期，因此选用各部件寿命末期的游隙进行计算。传动线系上的翼尖制动器为制动设备，其在传动线系上为通轴，故无需考虑其游隙值对不对称角度的影响（下文的刚度也无需考虑）。选取的各部件的寿命末期游隙值如表 1 所示。

表 1　各部件游隙值

设备	缝翼动力驱动装置	扭力杆	缝翼作动器＃	花键(对)
游隙/(°)	41.6	4	57.7	1

该游隙值为传动线系端的角度，由于传动线系由左右两侧，需要考虑最大游隙影响，因此应对计算的单侧游隙乘 2。将该结果转至位置传感器的角度值，得到传动线系上左右两侧各设备的总游隙值在传感器端的角度 $\varepsilon_{s,1}$ 为 4.27°。

对于传动线系上的刚度，由于花键等部件产生的变形量可以忽略不计，因此本文仅对传动线系上影响较大的扭力杆和作动器进行计算，并将扭力管与作动器刚度对传感器的影响转换至作动器端进行计算。计算时选取动力驱动装置输出的扭矩值为作动器可承受的限制载荷。为便于计算，本文将计算后各部件的扭矩值转换至作动器输入端，根据式 6 至式 9，计算得该扭矩条件下的刚度与产生的角度变形值如表 2 所示。

表 2　作动器输入端刚度变形计算结果

设备	缝翼作动器＃1	缝翼作动器＃2	缝翼作动器＃3	缝翼作动器＃4
扭矩/Nm	181.00	127.16	77.79	35.29
刚度/(Nm/deg)	19.72	19.72	19.72	26.50
变形角度/(°)	9.18	6.45	3.94	1.33

将上述计算结果转换至位置传感器端，可计算得传动线系上左右两侧各设备由于刚度产生的变形在传感器端的角度 $\varepsilon_{s,2}$ 为 0.30°。

取襟/缝翼单个传感器的精度 $\varepsilon'_{s,3}$ 为 ±0.5°，则传动线系两侧位置传感器精度误差 $\varepsilon_{s,3}$ 为 1°。单个襟/缝翼位置传感器的位置信号电气精度为 $\varepsilon'_{s,4}$ 为 ±0.5°，则两侧位置信号电气精度误差 $\varepsilon_{s,4}$ 为 1°。根据上述过程可以计算出图 3 所示缝翼结构在正常缝翼工作时左右侧角度最大不同步值 $\triangle\varepsilon_s$ 为 6.57°，实际不对称故障中传感器偏转的不对称角度应不超过：

$$\varepsilon'_s = \varepsilon_s - \triangle\varepsilon_s = 29.36^\circ \tag{21}$$

某高升力系统控制单元检测缝翼位置不对称监控策略所需时间 t_2 为 0.15 s，制动所需时间 t_3 为 0.213 s，传动线系运动最大速度 $v^s_{\max}$ 为 420 rpm，当左右侧传动线系以该速度则在 t_2 和 t_3 时间段内缝翼角度偏差 $\triangle\varphi$ 最多可达到 13.04°。可确认缝翼位置不对称监控角度 φ^s_{Thold} 为：

$$\varphi^s_{\text{Thold}} = \varepsilon'_s - \triangle\varphi = 15.32^\circ \tag{22}$$

为保证系统的安全性与可靠性，不对称角度检测选取时通常留有足够余量，因此本文实际选取缝翼位置不对称检测角度 φ^s_{Thold} 为 14°

对于速度不对称监控，分析系统可知当传动线系以 $v^s_{\max}$ 运动时，传动线系某点发生断裂时，缝翼传动线系存在的速度控制误差 $\sigma\% = 20\%$，确定缝翼速度不对称检测值 v^s 为 43.11°/s。

本文以同样的方法对图 1 所示的襟翼的位置不对称与速度不对称的检测值进行计算，得到襟翼位置不对称检测值 φ^s_{Thold} 为 10°，速度不对称检测值 v^f_{Thold} 为43.11°/s。在某高升力系统中，襟翼传动线系的额定转速与缝翼一致，因此计算出的襟翼速度不对称检测值与缝翼一致。

4　建模与仿真分析

本文使用上文计算的襟/缝翼位置不对称和速度不对称检测值进行仿真，对该方法的可行性进行验证。首先说明了模型的不对称监控输入信号的处理及监控逻辑，随后在 Simulink 仿真环境中搭建不对称监控模型，验证了本文提出的不对称监控角度计算方法的有效性。

4.1　监控逻辑

襟/缝翼不对称检测依赖于传感器对系统位置的反馈，如图 1 的高升力系统结构所示，襟/缝翼左右翼尖位置分别有一个旋转变压器（Resolver，简称旋变）类型的位置传感器。旋变的工作原理与变压器相似，也存在原边和副边。电机的定子和转子上安装旋变的原边和副边，对定子上的原边施加正弦高频励磁电压，在线圈电磁耦合的作用下相互垂直的副边产生感应电动势，其幅值与定子转子位置成正余弦函数关系。该传感器用于

实时测量翼面的位置[16-19]，襟/缝翼翼面的左右不对称监测也可通过该传感器监测。

设当前时刻襟/缝翼翼面的角度为 θ_f、θ_s，可计算出对应的位置传感器角度 φ_i^f、φ_i^s 为[17]：

$$\begin{cases}\varphi_i^f = \arctan\dfrac{\sin\left[k_f f_f(\theta_f)\right]}{cos\left[k_f f_f(\theta_f)\right]}\\ \varphi_i^s = \arctan\dfrac{\sin\left[k_s f_s(\theta_s)\right]}{cos\left[k_s f_s(\theta_s)\right]}\end{cases} \tag{23}$$

该计算过程在系统的控制设备中完成。当系统的控制设备对传感器的采集时间间隔为$\triangle t$时，可对计算得到的位置传感器的角度结果进行微分计算，得出位置传感器当前时刻的运动速度 $v_i{}^f$、$v_i{}^s$：

$$\begin{cases}v_i^f = \dfrac{d\varphi^f}{\mathrm{d}t} = \dfrac{\triangle\varphi^f}{\triangle t} = \dfrac{\varphi_i^f - \varphi_{i-1}^f}{\triangle t}\\ v_i{}^s = \dfrac{d\varphi^s}{\mathrm{d}t} = \dfrac{\triangle\varphi^s}{\triangle t} = \dfrac{\varphi_i^s - \varphi_{i-1}^s}{\triangle t}\end{cases} \tag{24}$$

比较襟/缝翼左右翼面位置与速度，若左右传感器计算所得位置差值超过不对称角度，即可认为当前系统发生襟/缝翼位置不对称故障：

$$\begin{cases}\left|\varphi_{i_R}^f - \varphi_{i_L}^f\right| > \varphi_{\mathrm{Thold}}^f\\ \left|\varphi_{i_R}^s - \varphi_{i_L}^s\right| > \varphi_{\mathrm{Thold}}^s\end{cases} \tag{25}$$

若左右传感器计算所得速度差值超过检测值，即可认为当前系统发生襟/缝翼速度不对称故障：

$$\begin{cases}\left|v_{i_R}^f - v_{i_L}^f\right| > v_{\mathrm{Thold}}^f\\ \left|v_{i_R}^s - v_{i_L}^s\right| > v_{\mathrm{Thold}}^s\end{cases} \tag{26}$$

传感器的位置差值和速度差值任一状态超过设定检测值，即可认为当前时刻高升力系统触发襟翼不对称或缝翼不对称故障。

高升力系统中，若仅通过判断某一时刻的不对称监测结果判定不对称故障，可能出现误判，因此高升力系统通常会设计连续时间故障监测的不对称监控策略，以降低虚警率，提高系统的可靠性，该时间即为 t_2。

4.2 仿真结果及分析

结合上文计算的襟/缝翼位置不对称和速度不对称的检测值，在 Simulink 仿真环境下搭建了高升力系统不对称故障监控模型。根据第 3 章的计算结果，设定不对称各检测值具体如表 3 所示。

表 3 襟/缝翼不对称检测值

参数名称	数值	单位
缝翼位置不对称角度	14	°
缝翼速度不对称检测值	43.11	°/s
襟翼位置不对称角度	10	°
襟翼速度不对称检测值	43.11	°s

仿真模型中，控制单元检测各不对称故障的监控策略采用连续时间判断的检测方法，当检测到襟/缝翼的位置不对称或速度不对称超过检测值，且持续时间大于等于 $\mathrm{Warn_T ime}$ 时，认为发生襟/缝翼的位置不对称或速度不对称故障。

结合上文使用的某高升力系统不对称检测方法，确定各不对称监控策略所需时间如表 4 所示。

表 4 襟/缝翼不对称监控策略所需时间

参数名称	数值/s
缝翼位置不对称监控	0.15
缝翼速度不对称监控	0.02
襟翼位置不对称监控	0.2
襟翼速度不对称监控	0.02

对于速度不对称监控策略时间，考虑在场景（2）下，由于翼面承受回吹载荷，导致翼面会以一个较大的加速度做加速运动，因此选用的监控持续时间较短，以确保在系统完全制动时两侧翼面偏转角度小于翼面偏转角度最大值 δ_f、δ_s。

如图 4 所示为不对称角度检测的仿真模型。模型输入为左右侧襟/缝翼传感器的实际旋转角度，该角度首

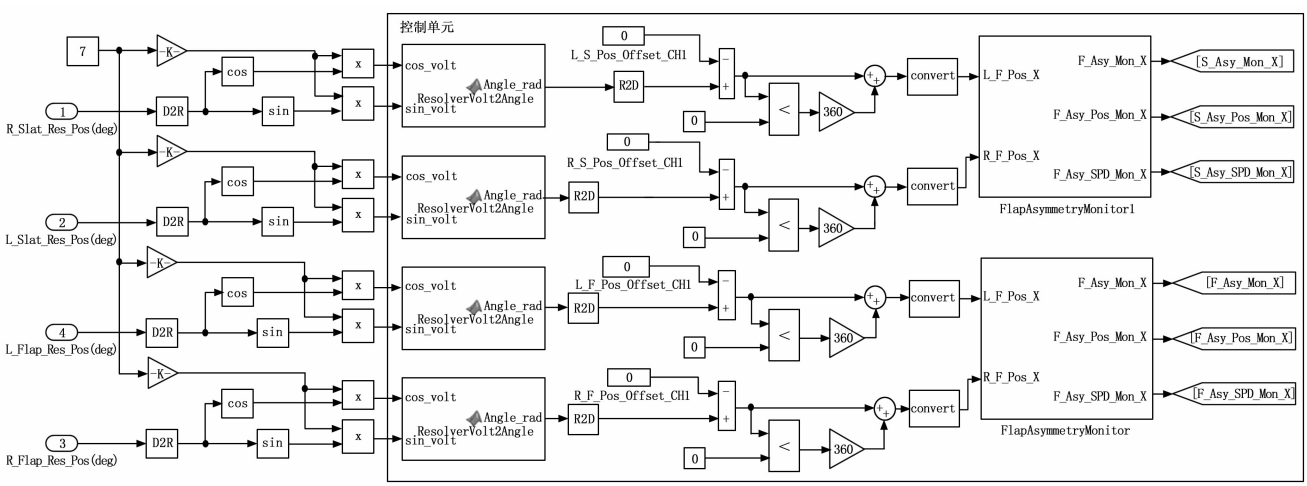

图 4 不对称检测仿真模型

先经过传感器结构转换为电压信号，随后在控制单元中计算传感器角度，再执行襟/缝翼位置不对称和速度不对称的监控策略，分别判断襟翼与缝翼两侧翼面的角度的偏转差值，以确认翼面的不对称状态。模型设定输入信号的频率为 200 Hz，即控制单元采集传感器的时间间隔△t 为 0.005 s，该值用于传感器旋转速度的计算。

图 5 所示的 4 个传感器的角度变化曲线为模型的输入信号，在初始时刻，襟翼与缝翼位置右侧传感器的角度值为 345°，左侧传感器的角度值为 15°，两者差值超过不对称角度，应触发位置不对称故障；在 1.75 s 时，缝翼位置传感器的输入角度发生变化，运动速度超过速度不对称检测值。由于位置不对称监控的监控策略持续时间为 1.5 s，在该时间段后，襟/缝翼的位置不对称故障被监测，应触发襟翼与缝翼不对称故障且一直保持。对应的输出信号如图 6 所示，其结果与分析一致。

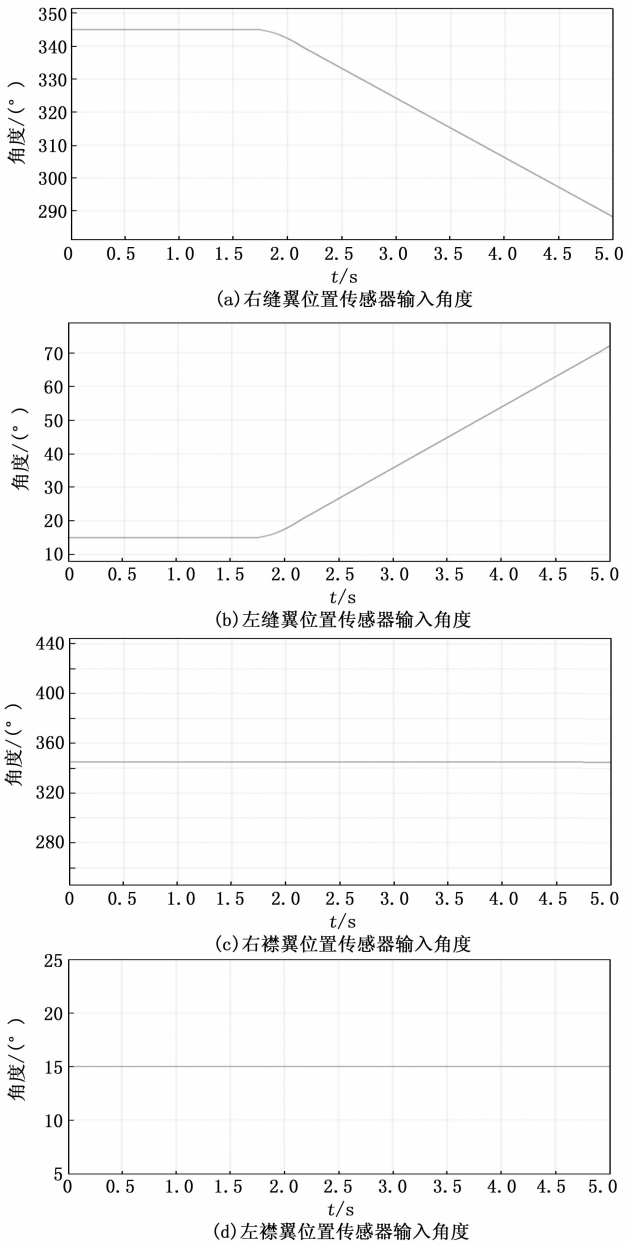

图 5　模型输入

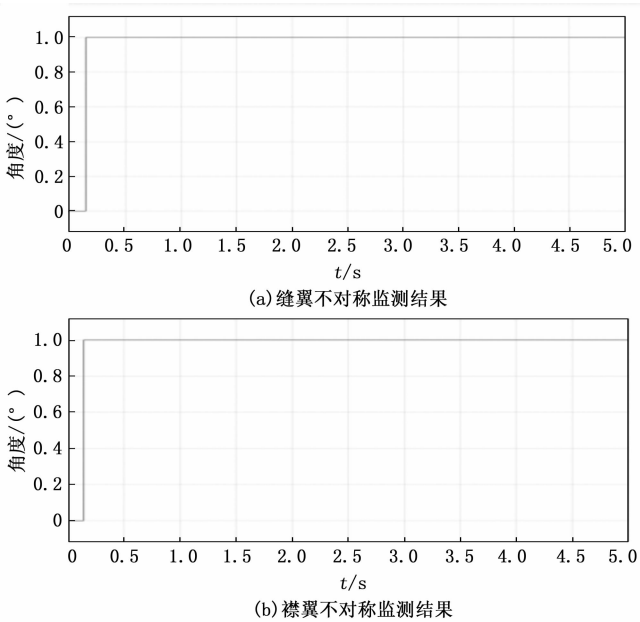

图 6　模型输出

5　结束语

高升力系统的不对称故障是该系统实现准确识别的重要故障模式之一，针对该问题，本文进行了以下工作：1）针对高升力系统襟/缝翼不对称故障的检测，以翼面偏转的不对称角度最大值与高升力系统工作最严酷情况为约束，提出了不对称角度的计算方法，计算过程考虑了传动线系的机械误差与控制系统的精度误差等多维因素的影响，以确保高升力系统的安全性；2）以某高升力系统相关机械与电气参数为基础，进行了特定参数下位置不对称与速度不对称的检测值计算示例；3）利用计算得到的不对称检测值，构建了高升力系统的不对称监控仿真模型，通过仿真模型对本文提出的不对称角度计算方法进行了有效验证。

本文的不对称角度计算方法仅考虑了极限环境的情况，在今后的工作中，将会针对该问题进行深入研究，探索不同飞行条件下，不对称角度的自适应调整策略，以提高系统在多变环境下的鲁棒性。

参考文献：

[1] 马高杰，安　刚，史佑民，等. 民用飞机高升力系统先进技术及发展 [J]. 航空学报，2023，44 (s1)：6－19.

[2] ELGAMMI M，AOKALY A，ALDALI Y. Development of a new aerofoil profile with a high lift-to-drag ratio for wind turbines using a low fidelity accurate optimization flow solver [J]. Energy Harvesting and Systems，2021，8 (1)：13－27.

（下转第 309 页）