

文章编号: 1674-8190(XXXX)XX-001-08

基于侧滑角估算的飞机迎角信号修正技术研究

薛源, 刘世民, 魏剑龙

(航空工业第一飞机设计研究院 飞控系统设计研究所, 西安 710089)

摘要: 迎角信号对于现代电传飞行控制系统飞机至关重要, 飞机大侧滑状态下机头两侧局部气流不一致会造成左右迎角信号差异较大, 飞行控制系统的信号监控表决逻辑会对迎角信号判故, 使迎角可用性下降。通过研究侧向过载与侧滑角的关系, 采用侧向过载对侧滑角进行估算, 并建立基于侧滑角估算值的迎角信号修正方法及完备的监控表决算法, 从而提高大侧滑状态下迎角信号的可用性。结果表明: 该方法成功地实现了侧向过载估算侧滑角, 使用侧滑角估算值修正后的机头两侧迎角信号一致性较好, 解决了大侧滑状态引起的迎角信号超差问题, 具有良好的修正效果。

关键词: 迎角修正; 侧滑角估算; 监控表决; 大侧滑; 飞控系统

中图分类号: V249.1

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.XXXX.XX.01

Study on correction technology of aircraft angle of attack signal based on estimation of side slip angle

XUE Yuan, LIU Shimin, WEI Jianlong

(Flight Control System Design Institute, AVIC The First Aircraft Design Institute, Xi'an 710089, China)

Abstract: The angle-of-attack signal is very important for modern fly-by-wire flight control system aircrafts. The inconsistency of the local airflow on both sides of the nose will cause the difference of the angle-of-attack signal. The signal-monitoring logic of the flight control system will judge the angle-of-attack signal and make the angle-of-attack availability decrease. By studying the relationship between the lateral overload and the side slip angle, the side slip angle is estimated by the lateral overload, the angle of attack signal correction method based on the side slip angle estimation and the complete monitoring voting algorithm is established to improve the availability of the angle of attack signal under the condition of large side slip. The simulation results show that the proposed method is successful in estimating the side-slip angle, and the angle-of-attack signal on both sides of the nose is consistent with the modified side-slip angle, which solves the problem of over-error of the angle-of-attack signal caused by the large side-slip state and has good correction effect.

Key words: angle of attack correction; sideslip angle estimation; monitoring voting; large sideslip; flight control system

收稿日期: 2023-12-23; 修回日期: 2024-03-10

通信作者: 薛源(1986-), 男, 硕士, 高级工程师。E-mail: xueyuan007521@126.com

引用格式: 薛源, 刘世民, 魏剑龙. 基于侧滑角估算的飞机迎角信号修正技术研究[J]. 航空工程进展, XXXX, XX(XX): 1-8.

XUE Yuan, LIU Shimin, WEI Jianlong. Study on correction technology of aircraft angle of attack signal based on estimation of side slip angle[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, XXXX, XX(XX): 1-8. (in Chinese)

0 引言

现代飞机广泛采用电传飞行控制系统,通过迎角传感器测量飞机迎角,设计复杂的飞行控制律实现增稳控制及失速保护功能。目前,常规布局飞机多采用风标式迎角传感器测量迎角,为了尽量保证传感器安装处的气流方向与前方远处气流方向呈现良好的规律,通常将迎角传感器安装在机头两侧,构成多余度迎角信号。当飞机进行大侧滑运动时,由于机体对气流方向的改变,机头两侧的局部气流差异会导致迎角信号测量值不同。飞行控制系统为了保证所使用迎角信号的正确性,会对多余度迎角信号进行一致性监控。大侧滑状态机头两侧迎角信号测量超差情况会导致一致性监控逻辑将迎角信号判故,使得飞行控制系统丧失迎角信号,极大地影响增稳控制及失速保护功能,造成飞机飞行品质和安全性下降。

大侧滑状态下的机头左右迎角信号测量不一致并非是由于迎角传感器故障导致,而是由于局部气流差异造成的,因此对迎角信号判故障是不合理的。需要对飞行控制系统迎角信号一致性监控逻辑进行完善,在监控逻辑中引入侧滑状态信息,并建立考虑迎角信号故障的余度表决算法,提高迎角信号的可用性。Eubank等^[1]和Freeman等^[2]分别开展了迎角传感器等大气数据系统故障检测及容错方法研究,利用飞机加速度、角速率等惯导信号对迎角等信号进行重构、修正等容错处理;温庆^[3]基于风洞试验结果研究了某飞机机身两侧迎角传感器测量值受迎角、侧滑角的影响规律,并在侧滑角大于 15° 时根据风洞试验得到的迎角影响量对迎角信号进行侧滑修正,但未实现依据侧滑角实时修正迎角;屈飞舟等^[4]简单构造了根据侧向过载计算迎角修正量的二次方程修正公式,但并未对侧滑角与侧向过载的关系进行深入研究,也未建立完备的迎角表决算法;另有研究人员分析了基于惯导等相关设备测得的飞行状态参数及坐标系变换关系的侧滑角估算方法,但多数计算方法较为复杂^[5-10]。

国外飞机电传飞行控制系统研制起步较早,飞行控制系统的安全性设计较为成熟^[11-12]。我国电传飞行控制系统研制起步较晚,对飞机复杂状态下的关键信号监控表决研究尚不完备。

本文以提升飞机大侧滑状态迎角信号可用性

为目的,通过分析大侧滑对风标式迎角传感器测量及飞行控制系统迎角信号监控表决结果的影响,以引入侧滑信息修正迎角测量值为技术路线,研究基于多传感器信息融合理念的侧滑角重构技术,修正迎角信号测量值及监控表决逻辑,并以某民用飞机相关飞行数据为基础对侧滑角重构及迎角修正进行仿真验证。

1 飞行控制对迎角信号的需求

迎角是飞机速度矢量在飞机对称平面上的投影与机体轴之间的夹角,是飞机的重要气动特性参数,也是决定飞机失速的唯一参数^[13]。传统机械操纵系统飞机飞行时,飞行员通过观察迎角信号避免进入失速状态,或者按照迎角信号确定进场着陆姿态。现代先进飞机广泛应用电传飞行控制系统,迎角信号一方面用于控制增稳功能,改善飞机飞行品质;另一方面,迎角信号用于失速保护功能,避免飞机迎角过大进入失速,实现“无忧虑”操纵^[14]。随着人类对飞机性能的不断追求,放宽静稳定性飞机越来越被飞机设计师青睐。由于取消了平尾,飞机纵向静稳定性大大降低,甚至呈现静不稳定特性,从飞行控制角度而言,迎角信号是增强纵向静稳定性的直接信号,决定了飞机能否受控。飞行控制对迎角信号使用示意图如图1所示。

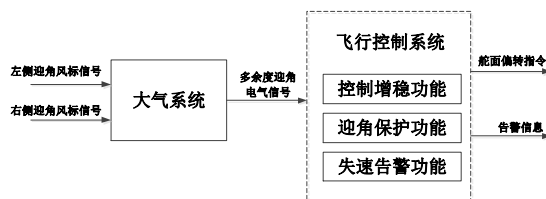


图1 飞行控制对迎角信号使用示意图
Fig. 1 Flight control using diagram for angle of attack signals

因此,迎角信号关乎飞机的飞行安全及飞行品质。通常情况下,常规布局飞机采用风标式迎角传感器,并左右对称安装于飞机机头两侧,构成机械两余度,且每一个机械余度又输出两路电气信号,最终形成电气四余度迎角信号。

2 大侧滑状态对迎角信号的影响

飞机在大侧滑状态下,由于机体对气流方向

的改变,机头两侧的局部气流不一致会造成左右侧迎角传感器测得的局部迎角差异较大,例如文献1对某飞机进行了风洞试验,飞机模型迎角为 0° 时,侧滑角 15° 可引起左右迎角差量达到约 7.5° ^[3]。飞行控制系统为了保证所使用迎角信号的正确性,会对四余度迎角电气信号进行一致性监控,将四个信号按照从大到小顺序排列,即最大值、次大值、次小值、最小值,依次两两相减后可得到三个差值,随后将三个差值分别与监控阈值进行比较,从而可判断超差的信号,剔除超差信号后再进行余度表决。其中,监控阈值通常根据工程经验按照信号范围确定。根据飞行控制系统对四余度信号的一致性监控机制,当机头两侧迎角信号超差较大时,会将迎角信号判故障。综上,大侧滑状态会造成迎角信号故障,而事实上迎角传感器并未发生故障,而是由于飞机大侧滑状态导致的机头两侧迎角测量数据不一致^[15-16]。迎角传感器安装位置示意图如图2所示。

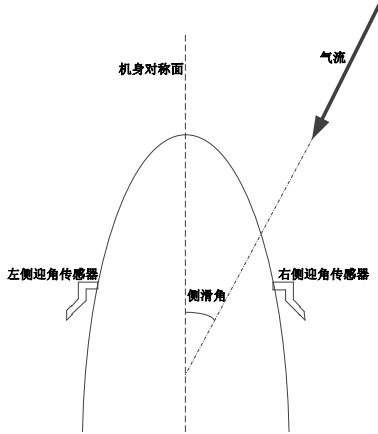


图2 迎角传感器安装位置示意图

Fig. 2 Angle-of-attack sensor mounting position diagram

3 侧滑角信号重构

为了解决大侧滑状态机头两侧迎角信号超差问题,需要在飞行控制系统四余度迎角信号一致性监控逻辑中,根据侧滑角对迎角进行相应修正,保证机头两侧迎角测量值一致性。然而,由于经济性考虑原因,许多飞机未配装侧滑角传感器。即使一些飞机配装有侧滑角传感器,由于余度配置低及测量误差较大等原因,飞行控制系统也不使用侧滑角信号^[17]。

因此,需要研究采用其它传感器信息对侧滑角进行重构,供大侧滑状态迎角修正使用。根据

飞行力学先验知识,飞机的侧滑角形成侧力,进而产生侧向过载。现代飞机飞行控制律通常采用侧向过载反馈控制改善荷兰滚模态频率特性,为了满足这一需求,现代飞机均配装有侧向过载传感器,并且余度配置较高。

根据上述分析,可以通过侧向过载信号对侧滑角进行重构。假设侧向过载传感器安装在飞机重心处,当飞机进行定常侧滑运动时,侧力主要由侧滑角及方向舵产生:

$$Y = C_{Y\beta} \cdot \beta + C_{Y\delta_r} \cdot \delta r \quad (1)$$

式中: Y 为侧力; $C_{Y\beta}$ 为侧力导数; β 为侧滑角; $C_{Y\delta_r}$ 为方向舵侧力导数; δr 为方向舵偏角。

并且,方向舵偏转产生的偏航力矩平衡侧滑角产生的偏航力矩,即

$$C_{n\beta} \cdot \beta + C_{n\delta_r} \cdot \delta r = 0 \quad (2)$$

式中: $C_{n\beta}$ 为航向静稳定性导数; $C_{n\delta_r}$ 为航向操纵导数。

根据式(1)和式(2)可以得到侧滑角与侧力的关系如下:

$$Y = (C_{Y\beta} - C_{Y\delta_r} C_{n\beta} / C_{n\delta_r}) \cdot \beta \quad (3)$$

由飞机重心处的侧向过载及法向过载 n_y, n_z 可得:

$$Y = n_y \cdot L / n_z \quad (4)$$

式中: L 为升力。

根据式(4)和式(3),并且考虑在飞机平飞时对侧滑角进行估算,即 $n_z = 1$,则飞机的侧滑角与侧向过载之间估算公式如下:

$$\beta = (L \cdot n_y) / (C_{Y\beta} - C_{Y\delta_r} \cdot \frac{C_{n\beta}}{C_{n\delta_r}}) \quad (5)$$

飞机大部分飞行阶段都是稳定平飞状态,只有瞬时机动飞行时法向过载不为1,采用式(5)估算的侧滑角在瞬时机动飞行时会不够精确。根据前述大侧滑状态对迎角信号的影响分析可知,大侧滑易引发飞控系统对迎角信号进行一致性监控时报故,需要引入侧滑角修正左右侧迎角传感器信号,使得迎角信号差值小于监控阈值。因此,对侧滑角估算的精度要求可放宽,即能够满足修正后的迎角信号差值小于监控阈值即可,式(5)按照平飞状态进行适当简化计算符合工程应用思路。

按照式(5)可根据侧向过载对侧滑角进行估算:

$$\beta_{est} = K \cdot n_y \quad (6)$$

式中： $K = C_L QS / (C_{Y\beta} - C_{Y\delta_r} \cdot \frac{C_{n\beta}}{C_{n\delta_r}})$ ； C_L 为升力系数； Q 为动压； S 为机翼参考面积； β_{est} 为侧滑角估算值。

基于飞机的气动数据、动压及机翼参考面积可实时计算 K ，再结合侧向过载信号就可以实现对侧滑角的重构。工程实践中，可针对典型飞机重量、重心、速度、高度及构型，根据相关风洞试验数据计算 K 值，然后选取一定样本量的状态点进行定常侧滑工况仿真，依据状态点信息对 K 值进行调整及整合，最后再采用试飞数据对 K 值进行修正。

4 迎角信号修正与表决

通过侧向过载估算侧滑角后，可按照侧滑角估算值对机头两侧迎角测量值进行修正，飞行控制系统对修正后的 4 个迎角信号进行一致性监控后，将超差信号进行剔除，其余的有效信号按照余度表决算法得出迎角信号表决值^[18]。迎角信号修正及监控表决流程示意图如图 3 所示。

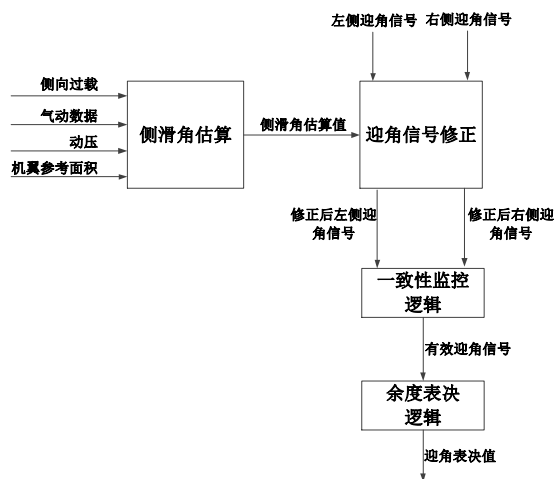


图 3 迎角信号修正及监控表决流程示意图
Fig. 3 Angle-of-attack signal correction and monitoring voting process schematic diagram

飞机进行零侧滑角飞行时，机头两侧迎角传感器安装位置处的局部气流相同，使得两侧迎角测量值一致性较好。当飞机带侧滑角飞行时，气流经过机体表面后，气流方向发生变化，迎角传感器安装位置处的局部气流与飞机不带侧滑时大不相同，造成两侧迎角测量值差异性较大。通常情况下，侧滑角会导致机头一侧迎角测量值增大，另

一侧迎角测量值减小，这很大程度上取决于机头形状和迎角传感器相对于机身轴线的安装位置等因素^[19]。因此，不同的飞机在大侧滑状态下机头两侧的迎角信号变化也会有差异，需要气动特性专业进行计算分析确定。

若右侧滑导致左侧迎角测量增大，右侧迎角测量值减小，在对迎角进行侧滑修正时，左侧迎角测量值减去修正量，右侧迎角测量值增加修正量；若右侧滑导致右侧迎角测量增大，左侧迎角测量值减小，在对迎角进行侧滑修正时，右侧迎角测量值减去修正量，左侧迎角测量值增加修正量。通过上述方法修正迎角测量值因侧滑角产生的差异，提升信号一致性。

下面以右侧滑导致左侧迎角测量增大和右侧迎角测量值减小为例，对修正方法进行研究。采用如下方法根据侧滑角估算值对左右迎角测量值进行修正：

1) 左侧迎角信号修正方法：

$$A1_D = A1 - 0.5 \cdot M \cdot \beta_{est},$$

$$A2_D = A2 - 0.5 \cdot M \cdot \beta_{est}$$

2) 右侧迎角信号修正方法：

$$B1_D = B1 + 0.5 \cdot M \cdot \beta_{est},$$

$$B2_D = B2 + 0.5 \cdot M \cdot \beta_{est}$$

其中 $A1$ 和 $A2$ 分别表示左侧迎角传感器两余度电气信号， $B1$ 和 $B2$ 分别表示右侧迎角传感器两余度电气信号； $A1_D$ 和 $A2_D$ 分别表示修正后的左侧迎角传感器两余度电气信号， $B1_D$ 和 $B2_D$ 分别表示修正后右侧迎角传感器两余度电气信号。 M 为 1° 侧滑角对机头两侧迎角测量的影响量。

为了尽可能的减少飞行控制系统计算机的计算量，当左右迎角相差较小时，不影响迎角信号一致性监控结果，可不进行迎角修正；当左右迎角相差较大时，会对迎角信号一致性监控结果造成影响，此时需要进行迎角修正。

目前工程上常用的多余度信号表决算法为：

1) 二余度信号表决：表决值为两余度信号的平均值；

2) 三余度信号表决：表决值为中间值；

3) 四余度信号表决：表决值为次大值和次小值的平均值。

在余度表决过程中，需要考虑两侧迎角信号仅有一个信号故障、两侧迎角信号各有一个信号故障及一侧迎角信号全故障的情况。前两种情况

由于两侧迎角均还有正常信号,因此仍可进行正常的余度表决。针对一侧迎角信号全故障情况,由于仅有单侧迎角正常信号,侧滑角修正的敏感性就体现出来,即侧滑角的估算精度会对迎角信号表决值产生影响。若不引入侧滑角信息修正迎角,直接使用单侧迎角信号参与飞行控制,在大侧滑情况下会出现迎角偏大或偏小,导致失速告警提前或推后。从飞行安全角度考虑,为了保证失速告警不推后,即迎角信号不因大侧滑状态而减小,当左侧迎角信号故障(A1和A2故障),对侧滑角估算值进行 $[0, 15]^\circ$ 限幅,对右侧迎角信号进行

修正;当右侧迎角信号故障(B1和B2故障),对侧滑角估算值进行 $[-15, 0]^\circ$ 限幅,对左侧迎角信号进行修正。迎角信号表决逻辑如表1所示。

这里需要说明的是,如表1所示,除了一侧迎角信号全故障情况,其它情况表决值均为左右侧有效迎角信号均值,侧滑角估算值的修正影响量不对表决值造成影响。另外,一侧迎角信号全故障情况下对侧滑角估算值进行了限幅处理,目的是确保迎角表决值不偏小。因此,对迎角修正时使用的侧滑角估算值精度可放宽要求,采用平飞时的侧滑角估算值能够满足需求。

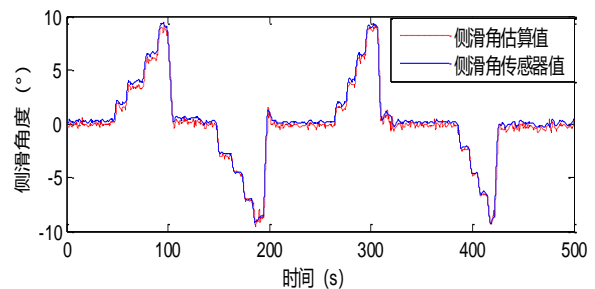
表1 迎角信号表决逻辑
Table 1 Angle-of-attack signal voting logic

信号故障类型	信号情况	表决值
两侧迎角信号都正常	A1_D、A2_D、B1_D、B2_D全有效	A1_D、A2_D、B1_D和B2_D的均值
两侧迎角信号仅有一个信号故障	A1_D故障,其它有效	A2_D和(B1_D + B2_D)/2的均值
	A2_D故障,其它有效	A1_D和(B1_D + B2_D)/2的均值
	B1_D故障,其它有效	(A1_D + A2_D)/2和B2_D的均值
	B2_D故障,其它有效	(A1_D + A2_D)/2和B1_D的均值
两侧迎角信号各有一个信号故障	A1_D、B1_D故障,其它有效	A2_D和B2_D的均值
	A1_D、B2_D故障,其它有效	A2_D和B1_D的均值
	A2_D、B1_D故障,其它有效	A1_D和B2_D的均值
	A2_D、B2_D故障,其它有效	A1_D和B1_D的均值
一侧迎角信号全故障	A1_D、A2_D故障,其它有效	B1_D和B2_D的均值
	B1_D、B2_D故障,其它有效	A1_D和A2_D的均值
两侧迎角信号全故障	A1_D、A2_D、B1_D、B2_D全故障	迎角信号判故

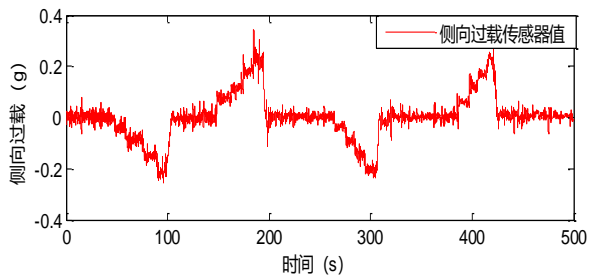
5 仿真结果

采用某民用飞机相关飞行数据进行侧滑角估算及迎角修正仿真,该飞机机头左右两侧各有一余度迎角信号,不影响对算法的验证。其中,飞机重量为130 t,中间重心,巡航构型,飞行高度9 000 m,马赫数0.7,选取协调侧滑动作飞行数据,结合飞机风洞试验数据,该状态下侧向过载估算侧滑角的系数K为-41。基于飞行数据根据侧向过载对侧滑角进行估算的仿真结果如图4所示,可以看出:侧滑角估算值与侧滑角传感器值变化

趋势一致,吻合度较高。



(a) 侧滑角估算值和侧滑角传感器值对比

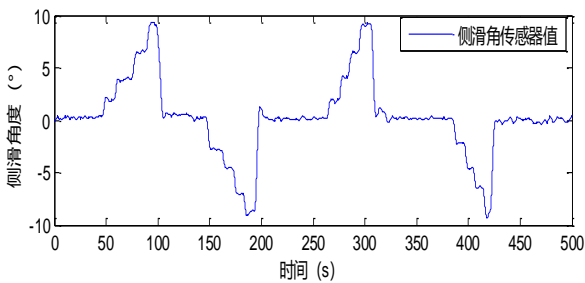


(b) 侧向过载传感器值

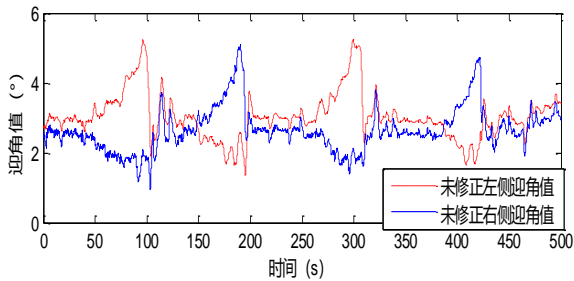
图4 侧滑角估算仿真结果

Fig. 4 Simulation results of sideslip angle estimation

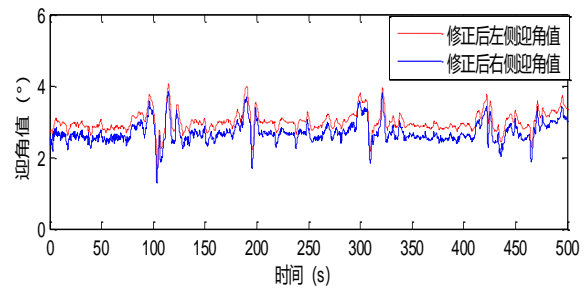
根据气动特性计算,侧滑角对迎角的影响量 M 取 0.3。基于飞行数据采用侧滑角估算值对迎角修正的仿真结果如图 5 所示,可以看出:当飞机进行大侧滑运动时,左右迎角值差量随着侧滑角的增大而增大,约 9° 侧滑角使左右迎角值相差约 4° ,采用侧滑角估算值对迎角进行修正,修正后左右迎角差值很小,该小量差值是由于左右迎角传感器测量误差导致。



(a) 侧滑角传感器值



(b) 未修正的左右侧迎角值

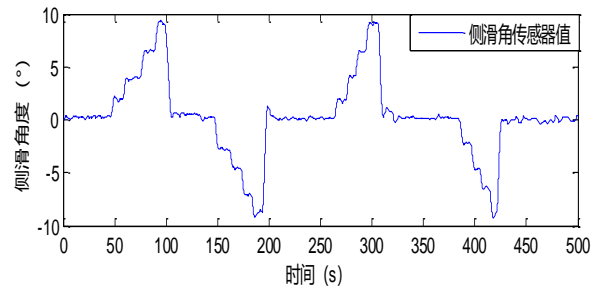


(c) 修正后的左右侧迎角值

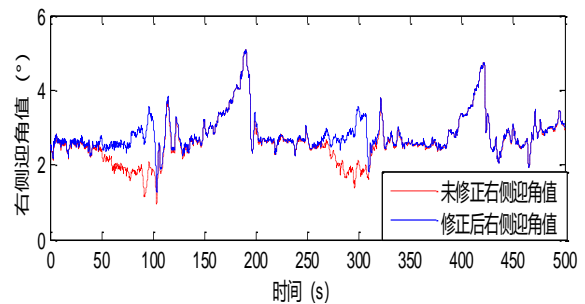
图5 迎角修正仿真结果

Fig. 5 Simulation results of angle of attack correction

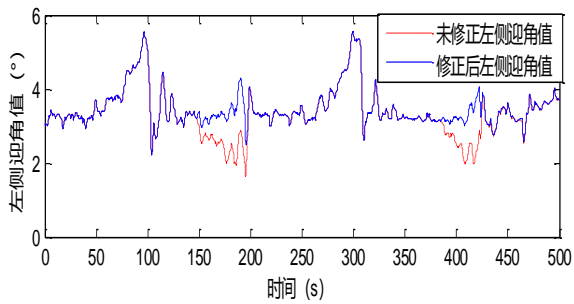
单侧迎角传感器故障情况的迎角修正仿真结果如图 6 所示,分别对左侧迎角传感器故障下的右侧迎角修正进行仿真,以及右侧迎角传感器故障下的左侧迎角修正进行仿真。可以看出:在飞机进行大侧滑运动时,未故障单侧迎角在侧滑角估算值修正下仅会使迎角增大,不会出现迎角减小情况。



(a) 侧滑角传感器值



(b) 左侧迎角传感器故障情况下右侧迎角值修正



(c) 右侧迎角传感器故障情况下左侧迎角值修正

图 6 单侧迎角传感器故障迎角修正仿真结果

Fig. 6 Simulation results of angle-of-attack correction in case of single-side angle-of-attack sensor fault

这里对图 4~图 5 及图 6 中的侧滑角传感器值曲线的意义加以说明。其中,图 4 为采用侧向过载估算侧滑角仿真曲线,侧滑角传感器值曲线是为了与侧滑角估算值曲线进行对比,从而表明侧滑角估算方法的可行性。图 5 和图 6 分别为左右侧迎角信号正常及单侧迎角信号故障情况的迎角修正结果,均采用图 4 中的侧滑角估算值进行修正。左右侧迎角信号的差异性由侧滑角造成,因此图 5 和图 6 中的侧滑角传感器值曲线是为了对应迎角信号变化过程,体现侧滑角对迎角信号的影响。通常情况下侧滑角传感器余度配置低,或者一些飞机未配备侧滑角传感器,因此高安全的飞行控制系统需要采用更为可靠的侧向过载信号重构侧滑角,进而修正迎角信号。

通过上述仿真可看出,侧滑角估算算法成功的实现了使用侧向过载对侧滑角的估算,并且通过侧滑角估算值对迎角进行修正,能够有效减小大侧滑状态左右迎角差量,提升迎角信号一致性。针对单侧迎角故障情况,通过侧滑角估算值的修正,保证了迎角保护及失速告警时机不因迎角减小而推后,提高了飞行安全性。

工程上通常会采用飞行数据对风洞试验得到的气动数据进行精细化修正,以确保飞控系统采用设计的气动数据与真实飞机特性一致,从而可保证侧向过载估算侧滑角的系数 K 和侧滑角对迎角的影响量 M 与真实飞机是匹配的。由于仿真结果为基于某民用飞机相关飞行数据驱动侧滑角估算及迎角修正算法所得,因此能够代表飞行验证

效果。

6 结 论

1) 本文研究了飞机大侧滑状态迎角信号修正问题。采用侧向过载对侧滑角进行估算,再使用侧滑角估算值对迎角传感器测量值进行修正,仿真结果验证了侧滑角估算及迎角修正方法的有效性,可避免大侧滑状态机头左右迎角信号超差造成的迎角信号判故问题,增强了迎角信号的可用性。

2) 本文所研究内容能够实时连续的在大侧滑状态进行迎角信号修正,并建立完备的迎角信号监控表决逻辑,算法简便,具有较强的工程应用价值,可为飞机迎角信号监控表决系统设计提供参考。

参 考 文 献

- [1] EUBANK R D, ATKINS E M, OGURA S. Fault detection and fail-safe operation with a multiple-redundancy air-data system [C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. USA: AIAA, 2010: 1-14.
- [2] FREEMAN P, SEILER P, BALAS G J. Air data system fault modeling and detection [J]. Control Engineering Practice, 2013, 21(10): 1290-1301.
- [3] 温庆. 一种飞行迎角和侧滑角解算方法研究 [J]. 航空工程进展, 2021, 12(6): 62-67.
WEN Qing. A method for calculating angle of attack and sideslip angle [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(6): 62-67. (in Chinese)
- [4] 屈飞舟, 张文星. 自动推杆引发过载问题的一种解决方案 [J]. 工程与试验, 2018, 58(2): 57-60.
QU Feizhou, ZHANG Wenxing. A solution to the problem of negative overload caused by auto-pusher [J]. Engineering & Test, 2018, 58(2): 57-60. (in Chinese)
- [5] 肖冠平, 陈静杰. 基于 QAR 数据的民航飞机侧滑角估算算法 [J]. 电光与控制, 2015, 22(3): 86-89.
XIAO Guanping, CHEN Jingjie. A method for sideslip angle estimation of civil aircraft based on QAR data [J]. Electronics Optics & Control, 2015, 22(3): 86-89. (in Chinese)
- [6] 李鹏辉, 刘小雄, 徐恒, 等. 基于无迹卡尔曼滤波的迎角侧滑角估计方法 [J]. 测控技术, 2014, 33(3): 140-147.
LI Penghui, LIU Xiaoxiong, XU Heng, et al. Estimation method for angle-of-attack and angle-of-sides based on un-

- scented Kalman filter[J]. Measurement and Control Technology, 2014, 33(3): 140-147. (in Chinese)
- [7] 宋述杰, 邓建华. 应用 INS/GPS 系统数据估计迎角和侧滑角的方法研究[J]. 西北工业大学学报, 2005, 23(2): 231-234.
- SONG Shujie, DENG Jianhua. Applying colgren's idea to accurately estimating angle-of-attack and sideslip angle using INS/GPS system data [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2005, 23(2): 231-234. (in Chinese)
- [8] 马航帅, 雷廷万, 李荣冰, 等. 大攻角下基于信息融合的攻角/侧滑角估计方法[J]. 光电与控制, 2012, 19(8): 1-5.
- MA Hangshuai, LEI Tingwan, LI Rongbing, et al. Estimation method for angle-of-attack and sideslip angle based on information fusion at high angle of attack[J]. Electronics Optics & Control, 2012, 19(8): 1-5. (in Chinese)
- [9] 汪清, 方方, 何开锋. 飞船返回舱再入飞行迎角和侧滑角估计[J]. 空气动力学学报, 2005, 23(4): 437-441.
- WANG Qing, FANG Fang, HE Kaifeng. Angle of attack and sideslip angle estimation of reentry capsules of spacecraft in reentry flight [J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2005, 23(4): 437-441. (in Chinese)
- [10] 陈政, 曹立佳, 张胜修. 一种基于 INS 的攻角和侧滑角测量方法[J]. 战术导弹技术, 2009(6): 36-41.
- CHEN Zheng, CAO Lijia, ZHANG Shengxiu. An estimation method of angle of attack and sideslip angle based on INS [J]. Tactical Missile Technology Nov, 2009(6): 36-41. (in Chinese)
- [11] JIM M W. Development of the 777 Flight Control System [C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. USA: AIAA, 2003: 11-14.
- [12] GOUPIL P. AIRBUS state of the art and practices on FDI and FTC in flight control system [J]. Control Engineering Practice, 2011, 19(6): 524-539.
- [13] 范彦铭. 飞行控制[M]. 北京: 航空工业出版社, 2021: 396-440.
- FAN Yanming. Flight Control[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2021: 396-440. (in Chinese)
- [14] 吴森堂, 费玉华. 飞行控制系统[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005: 112-115.
- WU Sentang, FEI Yuhua. Flight control system [M]. Beijing: Beihang University Press, 2005: 112-115. (in Chinese)
- [15] 居后鸿, 曾庆化, 陆辰, 等. 攻角传感器的应用与分析 [J]. 航空计算技术, 2013, 43(6): 118-121.
- JU Houhong, ZENG Qinghua, LU Chen, et al. Application and analysis of angle-of-attack sensors [J]. Aeronautical Computing Technique, 2013, 43(6): 118-121. (in Chinese)
- [16] 陈超, 孙学卫, 李启明, 等. 民用飞机侧滑角传感器安装位置数值研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2020(2): 55-64.
- CHEN Chao, SUN Xuewei, LI Qiming, et al. Numerical study on sliding angle transducers installing position for commercial aircraft [J]. Civil Aircraft Design and Research, 2020(2): 55-64. (in Chinese)
- [17] 秋路, 魏斌. 侧滑角校准飞行试验方法与面临的挑战研究 [J]. 科技创新与应用, 2020(26): 115-117.
- QIU Lu, WEI Bin. Study on flight test method and challenges of side slide angle calibration [J]. Technology Innovation and Application, 2020(26): 115-117. (in Chinese)
- [18] 王启, 李树有. 飞机迎角的校准及测量 [J]. 飞行力学, 1992, 10(2): 74-80.
- WANG Qi, LI Shuyou. Calibration and measurement of aircraft angle of attack [J]. Flight Dynamics, 1992, 10(2): 74-80. (in Chinese)
- [19] 杨士普, 孙一峰, 方阳, 等. 民用飞机迎角传感器布局气动分析 [J]. 空气动力学学报, 2019, 37(2): 242-245.
- YANG Shipu, SUN Yifeng, FANG Yang, et al. Aerodynamic analysis of AOA sensor location design on civil aircraft [J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2019, 37(2): 242-245. (in Chinese)

(编辑: 马文静)