

文章编号:1674-8190(2021)04-147-08

大飞机空速异常辅助决策功能空速构建方法研究

吴佳驹¹, 苏幸君², 朱妍¹

(1. 航空工业第一飞机设计研究院 总体设计研究所, 西安 710089)

(2. 中国飞行试验研究院 技术中心航电所, 西安 710089)

摘要: 空速是非常重要的飞行参数, 大飞机空速异常可能引起严重的飞行事故, 并且难以通过地面检查完全排除空速异常故障。针对空速异常发生频率高、故障类型多、对飞行安全影响大, 且空速异常发生后飞行员处置负担重等问题, 设计一种大飞机空速异常辅助决策功能。在不同飞行阶段和飞机性能下, 设计余度表决判断算法、飞行状态符合性判断算法、基于风速的空速重构算法和基于升力方程的空速重构算法; 并以大运飞机为例, 进行仿真验证。结果表明: 本文设计的算法有效。

关键词: 飞行事故; 余度表决; 飞行状态符合性; 空速重构; 升力方程

中图分类号: V328

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2021.04.17

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Research on the Construction Method of Airspeed of the Auxiliary Decision Function of the Large Aircraft Abnormal Airspeed

WU Jiaju¹, SU Xingjun², ZHU Yan¹

(1. General Design Institute, AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

(2. Avionics Station of Technical Center, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: Airspeed is a very important flight parameter. The abnormal airspeed of large aircraft may cause serious flight accidents, and it is difficult to completely eliminate the abnormal airspeed fault through ground inspection. Aiming at the problems such as high frequency of airspeed anomalies, multiple fault types, great impact on flight safety, and heavy burden of pilots' disposal after airspeed anomalies, an auxiliary decision-making function for airspeed anomalies of large aircraft is designed in this paper. Under different flight phases and aircraft performance, the residual voting judgment, flight status conformity judgment, airspeed reconstruction algorithm based on wind speed and airspeed reconstruction algorithm based on lift equation are respectively studied and designed. Taking the DaYun large aircraft as an example, the simulation results show that the method is effective.

Key words: flight accident; residual voting judgment; flight status conformity judgment; airspeed reconstruction; lifting equation

收稿日期: 2020-11-22; 修回日期: 2021-04-27

基金项目: 军科委技术领域基金(2020-JCJQ-JJ-153)

通信作者: 吴佳驹, jiajuwu9104@163.com

引用格式: 吴佳驹, 苏幸君, 朱妍. 大飞机空速异常辅助决策功能空速构建方法研究[J]. 航空工程进展, 2021, 12(4): 147-154.

WU Jiaju, SU Xingjun, ZHU Yan. Research on the construction method of airspeed of the auxiliary decision function of the large aircraft abnormal airspeed[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(4): 147-154. (in Chinese)

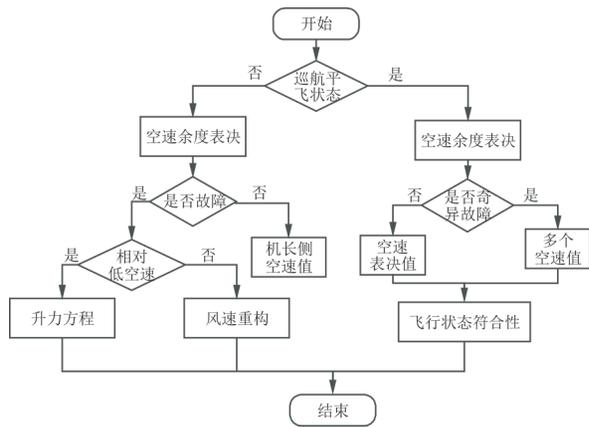


图 3 信号综合判断流程

Fig. 3 Comprehensive judgment process of signals

当大飞机处于非巡航平飞状态,对采集的空速信号进行余度表决,判断信号的正确性。如果信号正确,则三套大气数据系统工作正常,继续使用机长侧的空速值作为当前的真实空速;如果信号故障,在相对低的速度的飞行包线中,采用升力方程重构空速,否则采用风速重构空速。

当三套大气传感器发生共模故障,余度表决方法将无法识别故障,左侧算法将采用机长侧的错误空速值,引发飞行安全问题。针对该情况,在大飞机巡航平飞状态时,无论故障是否为共模故障,均可通过飞行状态符合性方法识别故障信号,给出真实空速,辅助飞行员完成危险状态改出。

升力方程、风速重构、飞行状态符合性等空速构建方法将在下文进行详述。

2.1 余度表决

以大运飞机为例,将三套大气机解算的空速信号按由大到小的顺序排队,通过两两信号的差值判断信号状态,可能的状态如表 1 所示。

表 1 空速信号余度表决

Table 1 Airspeed signal redundancy voting

序号	大值-中值(Δ1)	中值-小值(Δ2)	信号状态
1	√	√	无故障
2	×	√	最大值为故障
3	√	×	最小值为故障
4	×	×	奇异故障 1:1:1

注:表中“√”表示 $\Delta i \leq$ 门限值,“×”表示 $\Delta i >$ 门限值。

当传感器设备出现非共模故障时,通过余度表决,可以判断信号是否正确。当传感器设备出

现共模故障时,三套大气机的数值会出现同等突变,余度表决将无法识别出故障数值。此时,如果飞机处于巡航平飞状态时,将自动通过 2.4 节的“飞行状态符合性判断”方法识别出真实的空速。

2.2 基于升力方程重构空速

由于空速管暴露在外部环境中,并且会被能够部分或全部堵塞传感器的物质干扰,产生错误的压力测量值,开发独立于空速管估计空速的替代方法是有必要的。

(1) 升力方程原理

在相对低的速度的飞行包线中,使用升力方程较为准确。升力方程与垂直负载因素、迎角、质量和速度参数有关,通过迎角、垂直负载因素和质量可以重构实时的等效速度。升力方程的公式为

$$n_z mg = qSC_{z_\alpha}(\alpha - \alpha_0) \quad (1)$$

式中: n_z 为垂直负载因数; m 为飞机的质量; g 为重力加速度; S 为参考面积; C_{z_α} 为升力的气动力系数的梯度; α 为迎角; α_0 为零升力迎角; q 为动压。

$$q = \frac{1}{2} \rho v_i^2 \quad (2)$$

式中: ρ 为空气密度; v_i 为飞行速度(真空速)。

联立式(1)~式(2),可得空速为

$$v_i^2 = \frac{2n_z mg}{\rho SC_{z_\alpha}(\alpha - \alpha_0)} \quad (3)$$

空气密度为

$$\rho = 1.293 \times \frac{P}{P_0} \times \frac{273.15}{T} \quad (4)$$

式中: P 为当地大气压; P_0 为标准物理气压; T 为实际绝对温度。

$$T = T_0 + 273.15 \quad (5)$$

式中: T_0 为摄氏温度。

$$T_0 = T_1 - 6.5 \times \frac{H_1}{1000} \quad (6)$$

式中: T_0 为 H_1 点的摄氏温度; T_1 为对流层参考点的温度; H_1 为与参考点的相对高度差。

当地大气压为

$$P = P_0(5.379H^2 \times 10^{-9} - 1.198H \times 10^{-4} + 1) \quad (7)$$

式中: H 为气压高度。

输入信号及其来源如表 2 所示。

表2 输入信号及其来源
Table 2 Input signals and their sources

序号	输入信号	信号来源
1	垂直过载因素	加速度计
2	飞机质量	飞机空重、燃油总重
3	升力系数	性能数据
4	气压高度	静压传感器
5	迎角	迎角传感器

在相对低的速度飞行时,在适当的迎角范围内,大飞机的升力系数与迎角基本呈线性关系。本文将使用最小二乘法^[14]进行升力系数的曲线拟合,算法原理为:

设 (x, y) 是一对观测量,且 $x = [x_1, x_2, \dots, x_n]^T \in R^n$, 满足以下理论函数:

$$y = f(x, \boldsymbol{w}) \quad (8)$$

式中: $\boldsymbol{w} = [w_1, w_2, \dots, w_n]^T$, 为待定参数。

为了寻找函数 $f(x, \boldsymbol{w})$ 的参数 \boldsymbol{w} 的最优估计值,对于给定 m 组(通常 $m > n$) 观测数据 $(x_i, y_i) (i = 1, 2, \dots, m)$, 求解目标函数

$$L[y, f(x, \boldsymbol{w})] = [y_i - f(x_i, \boldsymbol{w}_i)]^2 \quad (9)$$

取最小值的参数 $\boldsymbol{w}_i (i = 1, 2, \dots, m)$ 。

对于无约束最优化问题,最小二乘法的一般形式为

$$\min f(x) = \sum_{i=1}^m L_i^2(x) = L_i^2[y_i, f(x_i, \boldsymbol{w}_i)] \quad (10)$$

式中: $L_i(x) (i = 1, 2, \dots, m)$, 为残差函数。

对于未定型的大飞机,在典型的马赫数和典型的迎角下,进行风洞试验,得到典型状态点的升力系数,并对试验得到的升力系数进行曲线拟合,从而得到迎角、马赫数全包线下的升力系数。通过实时计算升力系数,可代替飞行员手动查阅性能手册。对于已定型的大飞机,性能数据准确、充实,可直接选取升力系数进行计算。

以大运飞机为例,当速度为 $0.2Ma$ 时,基于 15 组不同迎角下的升力系数值,使用最小二乘法依次进行 1~9 次的曲线拟合,如图 4 所示,可以看出:在相对低的速度飞行时,大飞机的升力系数与迎角近似为线性关系。

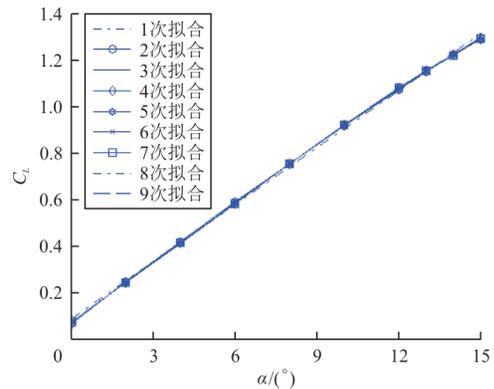


图4 大飞机升力系数的曲线拟合

Fig. 4 Curve fitting of lift coefficient of large aircraft

(2) 仿真验证

在面积 $S = 486 \text{ m}^2$, $g = 9.81 \text{ m/s}^2$ 下,选取 5 组典型点,进行算法可靠性验证。

例 1, 取配平点 1 的状态参数为: $m = 143000 \text{ kg}$, $H = 1000 \text{ m}$, $\alpha = 13.1339^\circ$ 。

计算得升力系数为 1.159 7, 空气密度为 1.077 kg/m^3 , 飞行速度为 66.31 m/s 。通过升力方程计算的平衡点速度为 67.28 m/s , 误差值 0.97 m/s , 误差百分比 1.44% 。

例 2, 取配平点 2 的状态参数为: $m = 143000 \text{ kg}$, $H = 1000 \text{ m}$, $\alpha = 5.2250^\circ$ 。

计算得升力系数为 0.520 4, 空气密度为 1.077 kg/m^3 , 飞行速度为 101.49 m/s , 平衡点速度为 100.92 m/s , 误差值 0.57 m/s , 误差百分比 0.56% 。

例 3, 取配平点 3 的状态参数为: $m = 160000 \text{ kg}$, $H = 1000 \text{ m}$, $\alpha = 14.9737^\circ$ 。

计算得升力系数为 1.281 8, 空气密度为 1.077 kg/m^3 , 飞行速度为 68.40 m/s , 平衡点速度为 67.28 m/s , 误差值 1.12 m/s , 误差百分比 1.66% 。

例 4, 取配平点 4 的状态参数为: $m = 143000 \text{ kg}$, $H = 3000 \text{ m}$, $\alpha = 6.9299^\circ$ 。

计算得升力系数为 0.662 8, 空气密度为 0.879 kg/m^3 , 飞行速度为 99.57 m/s , 平衡点速度为 98.58 m/s , 误差值 0.99 m/s , 误差百分比 1.01% 。

例 5, 取配平点 5 的状态参数为: $m = 143000 \text{ kg}$, $H = 8000 \text{ m}$, $\alpha = 0.9421^\circ$ 。

计算得升力系数为 0.162 8, 空气密度为 0.560 kg/m^3 , 飞行速度为 251.60 m/s , 平衡点速度为 242.09 m/s , 误差值 9.51 m/s , 误差百分比 3.93% 。

由仿真结果可知,通过升力方程重构的马赫

数,在大飞机 0.8Ma 速度内,可用于空速的重构,结果较为准确。

2.3 基于风速重构空速

在相对高的速度的飞行包线中,升力方程将不准确。此时,需通过风速重构空速,算法原理如图 5 所示。

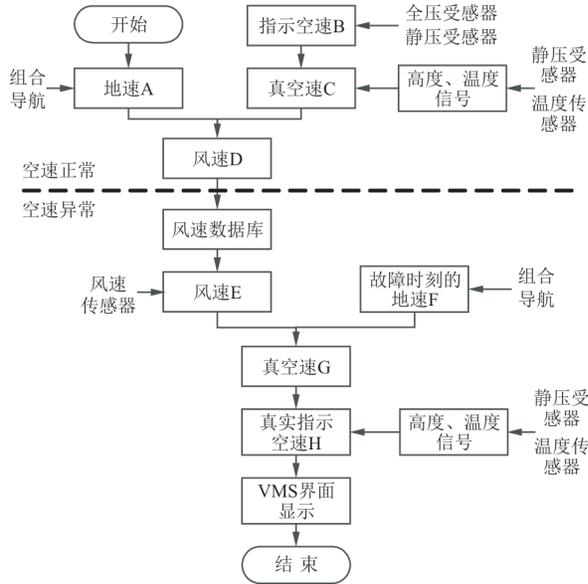


图 5 通过风速重构空速原理
Fig. 5 Principle of airspeed reconstruction through wind speed

当空速正常时,通过地速和真空速实时计算风速,存入风速数据库;当空速异常时,由于风速传感器可能出现故障,需要判断风速传感器的信

$$J = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi_T & \cos \gamma \sin \psi_T + \sin \gamma \sin \theta \cos \psi_T & -\sin \gamma \sin \psi_T + \cos \gamma \sin \theta \cos \psi_T \\ \cos \theta \sin \psi_T & -\cos \gamma \cos \psi_T + \sin \gamma \sin \theta \sin \psi_T & \sin \gamma \cos \psi_T + \cos \gamma \sin \theta \sin \psi_T \\ \sin \theta & -\sin \gamma \cos \theta & -\cos \gamma \cos \theta \end{bmatrix} \quad (12)$$

式中: θ 为俯仰角; ψ_T 为真航向角; γ 为横滚角。

风速 V_w 计算公式为

$$V_w = \sqrt{V_{WN}^2 + V_{WE}^2} \quad (13)$$

航行风向 ψ_w 计算公式为

$$\psi_w = \arctan\left(\frac{V_{WE}}{V_{WN}}\right) \quad (14)$$

风向为风速矢量与正北的夹角,以正北为基准顺时针为正。

在仿真时,大气扰动使用大气紊流的 Dryden 模型,速度自功率谱函数如下:

号是否正确。基于经验选取风速数据库中近八拍的风速平均值,与当前风速传感器值进行对比,若误差小于风速平均值的 5%,则传感器正常,可以使用风速传感器值。

由风速和故障时刻的地速计算真空速,结合当前飞行高度、温度信号,确定真实的指示空速,供飞行员进行故障状态改出。各信号及其来源如表 3 所示。

表 3 信号及其来源
Table 3 Signals and their sources

序号	信号	信号来源
1	地速 A	组合导航(北斗、GPS 等)
2	指示空速 B	全压传感器/静压传感器
3	真空速 C	高度、温度、指示空速 B
4	风速 E	风速传感器、风速数据库
5	地速 F	组合导航(北斗、GPS 等)

(1) 风速计算原理

飞机风速的计算公式为

$$\begin{bmatrix} V_{WN} \\ V_{WE} \\ V_{WU} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_N \\ V_E \\ V_U \end{bmatrix} - V_a J \begin{bmatrix} \cos \alpha \\ 0 \\ \sin \alpha \end{bmatrix} \quad (11)$$

式中: V_{WN} 为北向风速; V_{WE} 为东向风速; V_{WU} 为天向风速; V_N 为北向速度; V_E 为东向速度; V_U 为天向速度; V_a 为真空速; α 为真攻角; J 为机体坐标系到地理坐标系的转换矩阵。

J 的计算公式为

$$\begin{cases} \phi_{ug}(\Omega) = 2\delta_u^2 \frac{L_u}{\pi} \frac{1}{1+(L_u\Omega)^2} \\ \phi_{vg}(\Omega) = \delta_v^2 \frac{L_v}{\pi} \frac{1+3(L_v\Omega)^2}{[1+(L_v\Omega)^2]^2} \\ \phi_{wg}(\Omega) = \delta_w^2 \frac{L_w}{\pi} \frac{1+3(L_w\Omega)^2}{[1+(L_w\Omega)^2]^2} \end{cases} \quad (15)$$

式中: $\phi_{ug}(\Omega)$ 为水平前向风; $\phi_{vg}(\Omega)$ 为侧向风; $\phi_{wg}(\Omega)$ 为垂直风; Ω 为空间频率; L_u, L_v, L_w 为紊流尺度; $\delta_u, \delta_v, \delta_w$ 为风速的均方值。

(2) 仿真验证

在飞机总质量 143 000 kg, 重心 0.260 7, 高度 1 000 m, 马赫数 0.3, 襟翼收起, 起落架放下, 真空速 100.92 m/s, 迎角 5.225°, 侧滑角 -4.114 1°, 油门开度 10.68° 的平衡状态下, 开展试验。

仿真总时长 200 拍, 每拍 0.02 s, 在仿真 0.2 s 时, 加入大气紊流, 紊流尺度 533.4 m, 翼展 60 m, 仿真结果如图 6 所示。

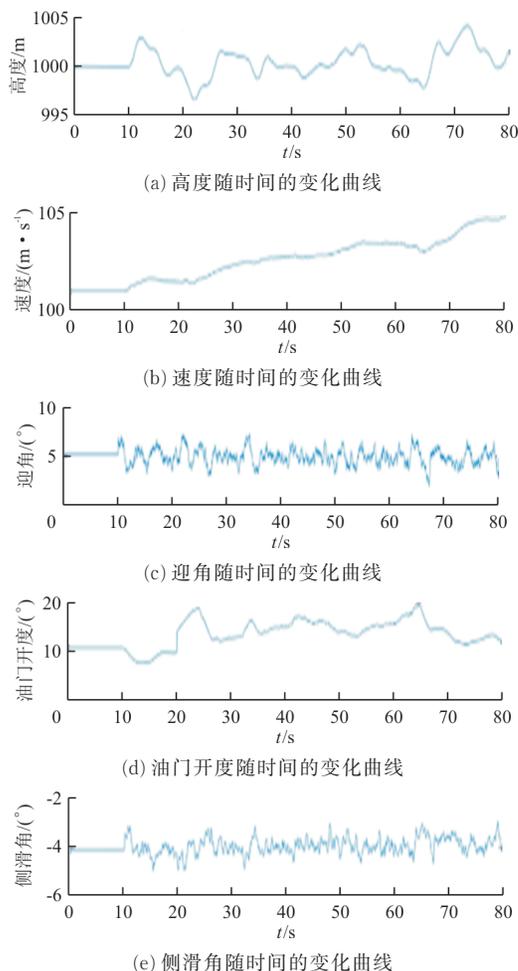


图 6 加入大气紊流的仿真结果

Fig. 6 Simulation results of atmospheric turbulence

从图 6 可以看出: 对于小幅度的大气紊流, 自动飞控可完成飞行状态调节, 且在 0.2 s 空速异常时刻, 通过风速可重构出正确的空速 101.41 m/s。

2.4 飞行状态符合性判断

在大飞机的飞行剖面中, 巡航阶段占据多数时间。基于大飞机的平衡状态点, 构造平衡状态点知识库。当在巡航阶段平飞时, 从知识库中选取空速, 与余度表决的空速值对比, 如果差值大于

临界值, 将进行不匹配告警, 并建议切换到人工模式进行安全控制。临界值的设定来源于外场飞机飞参数据。目前, 临界值选取为余度表决值的 10%, 随着试飞验证, 临界值将不断完善。算法原理如图 7 所示。

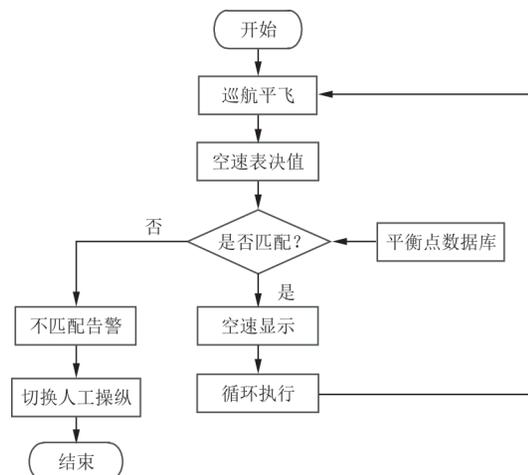


图 7 飞行状态符合性判断算法原理

Fig. 7 Principle of the algorithm for judging compliance of flight state

大飞机纵向力和力矩平衡方程为

$$\begin{cases} X - mg \sin\theta = m(\dot{u} + qw - rv) \\ Y + mg \cos\theta \sin\phi = m(\dot{v} + ru - pw) \\ Z + mg \cos\theta \cos\phi = m(\dot{w} + pv - qu) \\ L = I_x \dot{p} - I_{xz}(\dot{r} + pq) - (I_y - I_z)qr \\ M = I_y \dot{q} - I_{xz}(r^2 - p^2) - (I_z - I_x)rp \\ N = I_z \dot{r} - I_{xz}(\dot{p} - qr) - (I_x - I_y)pq \end{cases} \quad (16)$$

式中: X, Y, Z 分别为体轴坐标系下 x, y, z 轴方向飞机所受的合力; L, M, N 分别为体轴坐标系下 x, y, z 轴方向飞机所受的力矩。

(1) 平衡状态分析

在飞行包线范围内, 选取大飞机的平衡点。在总质量 143 000 kg, 重心 0.260 7, 襟翼收起, 起落架放下的条件下, 给出 50 组不同高度、速度、迎角下的状态初值, 进行批处理, 得到相应的状态平衡点。

对状态平衡点的高度、真空速、迎角、升降舵偏角、油门杆参数进行归一化处理后, 进行多元线性回归分析^[15], 得到回归模型以构建平衡状态点知识库。以二元线性模型为例, 回归模型为

$$y_i = b_0 + b_1 x_1 + b_2 x_2 + \mu_i \quad (17)$$

类似的使用最小二乘法进行参数估计:

$$\begin{cases} \sum y = nb_0 + b_1 \sum x_1 + b_2 \sum x_2 \\ \sum x_1 y = b_0 \sum x_1 + b_1 \sum x_1^2 + b_2 \sum x_1 x_2 \\ \sum x_2 y = b_0 \sum x_2 + b_1 \sum x_1 x_2 + b_2 \sum x_2^2 \end{cases} \quad (18)$$

计算结果如下:相关系数为 0.983 7, F 统计量为 679.294, F 校验的 p 值为 0, 误差方差为 0.000 7。

由计算结果可知,相关系数接近 1,回归性好,检验的 p 值 < 0.01 ,拟合模型有效。绘制试验状态点的高度、迎角、真空速值,如图 8 所示,可以看出:与计算结果相吻合。

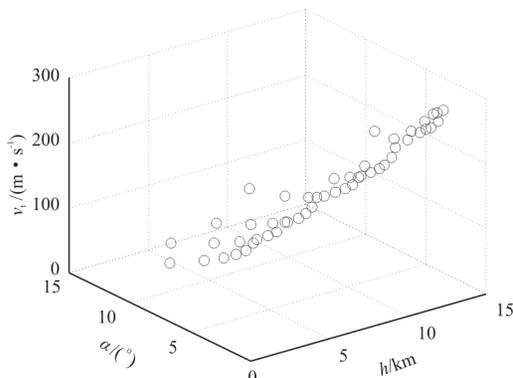


图 8 多元线性回归分析

Fig. 8 Multivariate linear regression analysis

在飞行包线内,自变量为高度、真空速、迎角、升降舵侧滑角、油门开度参数,构建真空速知识库。试验状态点的预估真空速与模型仿真的真空速的差值如图 9 所示。

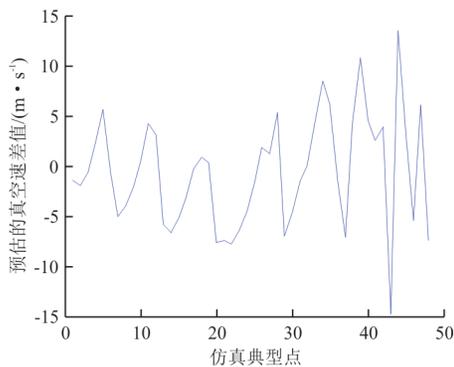


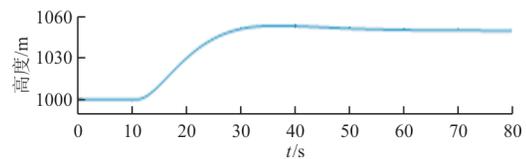
图 9 预估真空速差值

Fig. 9 Estimated true speed difference

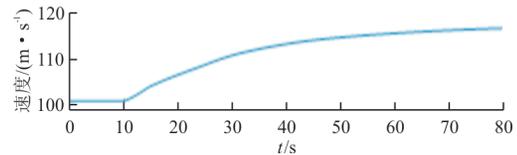
从图 9 可以看出:预估真空速差值的最大值为 13.53 m/s,最小为 -14.82 m/s,以模型仿真的真空速为基准,计算真空速差值百分比,最大为 7.06%,在误差范围 8% 以内,平衡状态点知识库可以作为重构空速的来源。

(2) 仿真验证

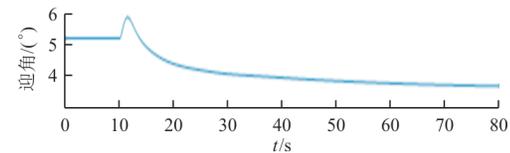
在总质量 143 000 kg,重心 0.260 7,高度 1 000 m,马赫数 0.3,襟翼收起,起落架放下,真空速 100.92 m/s,迎角 5.225°,侧滑角 -4.114 1°,油门开度 10.68°的平衡状态下,开展试验。仿真总时长 200 拍,每拍 0.02 s,在仿真 0.2 s 时,注入空速共模故障和高度共模故障,飞行高度增加 50 m,真空速增加 0.05Ma,仿真结果如图 10 所示。



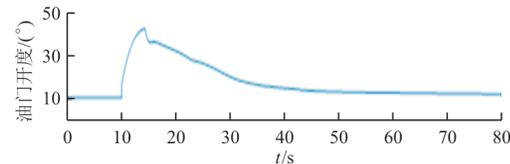
(a) 高度随时间的变化曲线



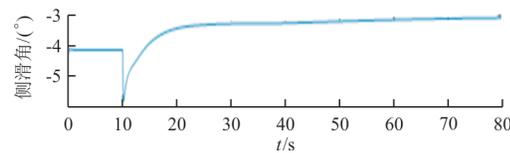
(b) 速度随时间的变化曲线



(c) 迎角随时间的变化曲线



(d) 油门开度随时间的变化曲线



(e) 侧滑角随时间的变化曲线

图 10 空速异常仿真结果

Fig. 10 Simulation results of airspeed anomalies

从图 10 可以看出:飞机将进入新的平衡点,参数为:高度 1 050 m,真空速 117.7 m/s,迎角 3.604°,侧滑角 -3.027°,油门开度 11.49°;通过知

识库计算的真空速为 119.28 m/s, 与仿真的真空速误差为 1.34%, 可作为巡航阶段平飞状态的空速重构值。

3 结 论

(1) 针对传感器故障时飞行员辅助方法研究较少的问题, 本文设计了大飞机空速异常辅助决策功能空速构建方法。通过余度表决判断算法、飞行状态符合性判断算法、基于风速的空速构建算法和基于升力方程的空速构建方法, 可有效识别空速故障信号, 并构建真实的空速值, 辅助飞行员完成故障改出操纵。

(2) 考虑到模型和算法的数学本质, 本文提出的空速异常辅助决策功能空速构建方法同样可用于其他大飞机。

参 考 文 献

- [1] JIAA. Final aviation accident report Birgenair flight ALW-301 [R]. Puerto Plata: Junta Investigadora de Accidentes Aereos (JIAA), 1996: 1-32.
- [2] Boeing Co. Accident of the Boeing 757-200 aircraft [R]. Lima, Peru: Accident Investigation Board Ministry of Transport, 1996: 1-56.
- [3] McDonnell Co. Informe final de accidente de aviation McDonnell douglas DC-9-32 [R]. Montevideo: Dinacia Uruguay, 1997: 1-192.
- [4] BEA-TT. Final report flight AF447 [R]. Paris, France: BEA-TT, 2012: 1-223.
- [5] Intercontinental Aviation Commission. Investigation of accidents and accident symptoms: An-148-100B RA-61704 [R]. Moscow, Russia: Intercontinental Aviation Commission, 2018: 1-180.
- [6] BALAS G J. Flight control law design: an industry perspective [J]. European Journal of Control, 2003, 9(2/3): 207-226.
- [7] WANG Ligu, LI Xu, ZHAO Jing. Situation and development trend of modern civil aircraft AC power system [C]// The First Symposium on Aviation Maintenance and Management. [S.l. : s. n.], 2014: 337-342.
- [8] CHO A, KIM J, LEE S, et al. Wind estimation and air-speed calibration using a UAV with a single-antenna GPS receiver and pitot tube [J]. IEEE Transactions on Aerospace & Electronic Systems, 2011, 47(1): 109-117.
- [9] LANGELAAN J W, ALLEY N, NEIDHOEFER J. Wind field estimation for small unmanned aerial vehicles [J]. Journal of Guidance Control & Dynamics, 2012, 34(4): 1016-1030.
- [10] MA Z, YAN Z, SHALTOUT M L, et al. Optimal real-time control of wind turbine during partial load operation [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2015, 23(6): 2216-2226.
- [11] MERCECA J, ARAM P, JONES B L, et al. A spatio-temporal estimation framework for real-world LIDAR wind speed measurements [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2019, 99: 1-8.
- [12] 杨朝旭, 郭毅, 雷廷万. 先进战斗机过失速机动大气数据融合估计方法 [J]. 航空学报, 2019, 41(6): 1-11.
- YANG Zhaoxu, GUO Yi, LEI Tingwan. Air data fusion and estimation method for advanced aircrafts in post-stall maneuver [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 41(6): 1-11. (in Chinese)
- [13] 张婉鑫, 朱纪洪. 大迎角非定常气动参数辨识研究 [J]. 清华大学学报(自然科学版), 2017, 57(7): 673-679.
- ZHANG Wanxin, ZHU Jihong. Unsteady aerodynamic identification of aircraft at high angles of attack [J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2017, 57(7): 673-679. (in Chinese)
- [14] LAGOUDAKIS M G, PARR R. Least-squares policy iteration [J]. Journal of Machine Learning Research, 2004, 4(6): 1107-1149.
- [15] CASTILLA E, MARTIN N, MUÑOZ S, et al. Robust Wald-type tests based on minimum Rényi pseudodistance estimators for the multiple linear regression model [J]. Journal of Statistical Computation and Simulation, 2020, 90(14): 1-26.

作者简介:

吴佳驹(1992-), 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 驾驶员辅助决策系统设计、飞行控制律设计与仿真。

苏幸君(1993-), 女, 硕士, 工程师。主要研究方向: 机载大气、惯导系统。

朱妍(1983-), 女, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 飞行控制律设计与仿真、飞行力学。

(编辑: 马文静)