

基于 QAR 数据的民航飞机侧滑角估算方法

肖冠平, 陈静杰

(中国民航大学航空自动化学院, 天津 300300)

摘要: 侧滑角是一个重要的飞行状态参数。考虑飞机真实的飞行状态, 选取快速存储记录器(QAR)中的磁航向、偏流角、风向、风速、地速和俯仰角等参数, 提出一种基于 QAR 数据的民航飞机侧滑角估算方法。以飞机受西风影响为例, 通过分析 4 种航向范围的航行速度三角形, 再利用地面惯性坐标系、机体坐标系和气流坐标系之间的变换关系, 推导了侧滑角估算步骤, 最后选取一段 QAR 数据对侧滑角进行估算。结果表明该方法能够有效地利用 QAR 数据对飞机侧滑角进行估算。

关键词: 侧滑角估算; 快速存储记录器; 航行速度三角形; 坐标系变换

中图分类号: V249.32 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2015)03-0086-04

A Method for Sideslip Angle Estimation of Civil Aircraft Based on QAR Data

XIAO Guan-ping, CHEN Jing-jie

(College of Aeronautical Automation, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: Sideslip angle is one of the important flight status parameters. Considering the true aircraft flight status, a method for estimating the civil aircraft sideslip angle based on quick access recorder (QAR) data was proposed, by selecting magnetic heading, drift angle, wind direction, wind speed, ground speed pitch and some other parameters from the QAR. The aircraft under the influence of westerly was taken as an example, and the sideslip angle estimation procedure was derived by analyzing wind triangles of four kinds of heading and using the transform relationship among the earth-surface inertial reference frame, body reference frame and wind coordinate frame. Finally, a piece of QAR data was selected to estimate the sideslip angle. The result shows the effectiveness of this method.

Key words: sideslip angle estimation; quick access recorder (QAR); wind triangle; coordinate transformation

0 引言

侧滑角是飞行力学重要的状态参数, 民航飞机装载的快速存储记录器(QAR)并不记录侧滑角^[1], 在利用 QAR 数据对民航飞机飞行品质分析时, 侧向过载通常以侧向载荷是否超限作为评价标准, 如果已知侧滑角就能更好地分析飞行过程中侧向载荷超限的原因, 利用 QAR 数据对民航飞机进行动力学模型重构时也

需要用到侧滑角。文献[2-3]应用 INS/GPS 数据进行侧滑角估计; 文献[4]基于信息融合, 利用惯性信息和飞控系统的控制输出量估计侧滑角。这些方法的共同点是需要建立飞机的动力学模型, 而对于由国外制造商生产的现役民航飞机, 如何精确建模仍存在问题。本文提出基于 QAR 数据, 通过分析航行速度三角形和地面惯性坐标系、机体坐标系和气流坐标系之间的变换关系进行侧滑角估算。

1 基于 QAR 数据的侧滑角估算原理

本文进行侧滑角估算选取的 QAR 数据参数见表 1。以波音 737NG 系列飞机为例, 表 1 中参数由大气数据惯性基准系统(ADIRS)提供。

收稿日期: 2014-05-15

修回日期: 2014-06-05

基金项目: 国家重点基础研究发展计划“九七三”(2010CB955401); 国家科技支撑计划(2012BAC20B03); 民航局科技基金(MHRD 201121)

作者简介: 肖冠平(1989—), 男, 广东梅州人, 硕士生, 研究方向为民航数据分析和飞行控制仿真。

表 1 QAR 数据参数

Table 1 QAR data parameters

参数	名称	符号	参数	名称	符号
HEAD_MAG	磁航向	ψ	DRIFT	偏流角	δ
GS	地速	V_G	AOA	迎角	α
WIN_SPDR	风速	V_w	PITCH	俯仰角	θ
WIN_DIR	风向	D_w	ROLL	滚转角	ϕ

基于 QAR 数据的飞机侧滑角估算方法的原理如图 1 所示。

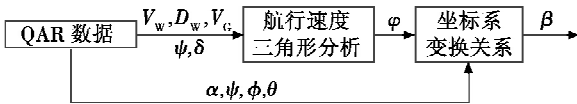


图 1 基于 QAR 数据的侧滑角估算原理图
Fig. 1 Estimation method of sideslip angle based on QAR data

利用 QAR 数据中记录的风速 V_w 、风向 D_w 、地速 V_G 、磁航向 ψ 和偏流角 δ 构建航行速度三角形, 求出航迹方位角 φ 。再利用迎角 α 、磁航向 ψ 、滚转角 ϕ 、俯仰角 θ 和航迹方位角 φ , 通过地面惯性坐标系、机体坐标系和气流坐标系之间的变换关系估算出侧滑角 β 。

1.1 航行速度三角形

航行速度三角形以图的形式来描述飞机运动与风之间的关系。航行速度三角形由飞机空速矢量、地速矢量和风速矢量组成。

在进行航行速度三角形分析前, 首先对相关参考坐标系进行定义^[5]。

1) 地面惯性坐标系 X_{earth} 如图 2 所示。坐标系原点为地面上一点, X_e 轴位于水平面内, 指向地磁北极, Z_e 轴垂直于地面, 指向地球球心, Y_e 轴位于地平面内并垂直于 X_e 轴, 方向由右手定则确定。

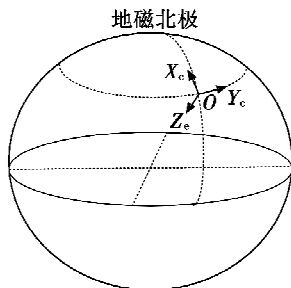


图 2 地面惯性坐标系

Fig. 2 Earth-surface inertial reference frame

2) 机体坐标系 X_{body} 如图 3 所示, 坐标系原点在飞机质心处, 机体坐标系与飞机固连。 X_b 轴在飞机对称平面内, 指向飞机运动方向, Y_b 轴垂直于飞机对称平面并指向飞机右方, Z_b 轴在飞机对称平面内垂直于 X_b 轴并指向飞机下方。

3) 气流坐标系 X_{wind} 如图 3 所示, 坐标系原点在飞机质心处, 坐标系与飞机固连。 X_w 轴与空速向量重

合, Z_w 轴在飞机对称平面内与 X_w 轴垂直并指向飞机下方, Y_w 轴垂直于 $X_w Z_w$ 平面, 方向由右手定则确定。 α 为迎角, β 为侧滑角。

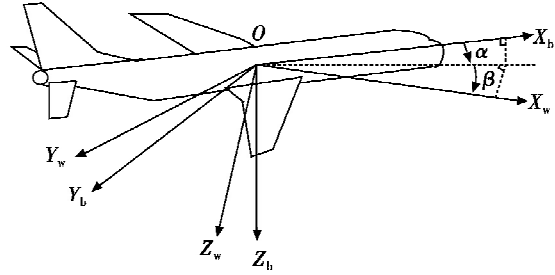
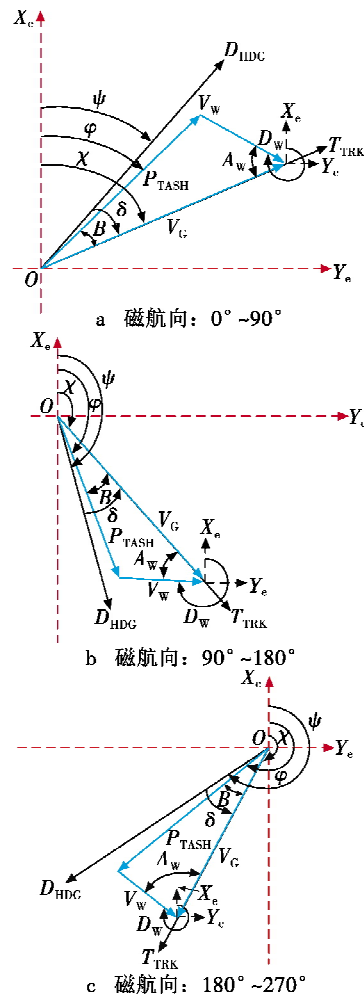


图 3 机体坐标系和气流坐标系

Fig. 3 Body reference frame & wind coordinate frame

通常情况下, 由于民航飞机侧滑角和迎角较小, 在使用航行速度三角形时一般会忽略侧滑角和迎角的影响, 即默认真空速方向与飞机纵轴线重合^[6-7]。本文利用航行速度三角形推导侧滑角估算步骤时, 考虑飞机真实的飞行状态, 不忽略侧滑角和迎角。

以飞机在高空受到西风影响为例, 分析 $0^\circ \sim 90^\circ$, $90^\circ \sim 180^\circ$, $180^\circ \sim 270^\circ$ 和 $270^\circ \sim 360^\circ$ 4 种磁航向范围的航行速度三角形, 如图 4 所示。



c 磁航向: $180^\circ \sim 270^\circ$

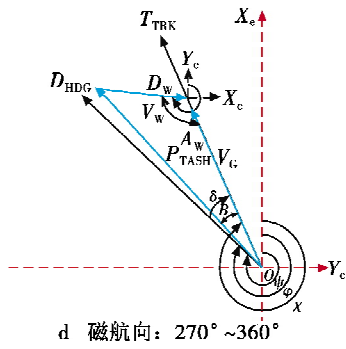


图4 西风影响下的航行速度三角形
Fig. 4 Velocity triangle under the influence
of westerly wind

图4中: $O X_c Y_c$ 为地面坐标系; D_{HDG} 为飞机纵轴方向; T_{TRK} 为飞机航迹方向; ψ 为磁航向; χ 为磁航迹; φ 为航迹方位角; δ 为偏流角; V_C 为地速; V_W 为风速; D_W 为风向; A_W 为风角; P_{TASH} 为真空速矢量在水平面上的投影; B 为真空速水平投影 P_{TASH} 与地速 V_C 的夹角;风角 A_W 定义为航迹线和风向线的夹角;偏流角 δ 定义为航向与航迹之间的差角,即从飞机纵轴至航迹切线的夹角,顺时针为正^[7]。磁航迹 χ 等于航向角 ψ 与偏流角 δ 之和,即

$$\chi = \psi + \delta \quad (1)$$

分析图4,由几何关系可以得到,航行速度三角形中风角 A_W 与磁航迹 χ 、风向 D_W 的关系为

$$A_W = |180 - |D_W - \chi|| \quad (2)$$

由余弦定理可以得到航行速度三角形中真空速水平投影 P_{TASH} 以及 P_{TASH} 与地速 V_C 夹角 B 为

$$P_{\text{TASH}} = \sqrt{V_C^2 + V_W^2 - 2V_C \cdot V_W \cdot \cos A_W} \quad (3)$$

$$B = \arccos\left(\frac{V_C^2 + P_{\text{TASH}}^2 - V_W^2}{2 \cdot V_C \cdot P_{\text{TASH}}}\right) \quad (4)$$

航迹方位角 φ 定义为真空速矢量在水平面上的投影与地面坐标轴 X_c 间的夹角。航迹方位角 φ 与磁航迹 χ 、航行速度三角形中角 B 的关系为

$$\varphi = \begin{cases} \chi - B & \delta > 0 \\ \chi + B & \delta < 0 \end{cases} \quad (5)$$

其他风向影响下的航行速度三角形分析同上。

1.2 坐标系变换

由地面坐标系与气流坐标系的变换关系 $X_{\text{wind}} = \Gamma_{\mu\varphi\gamma} X_{\text{earth}}$,机体坐标系与气流坐标系的变换关系 $X_{\text{wind}} = \Gamma_{\alpha\beta} X_{\text{body}}$ 和地面坐标系与机体坐标系的变换关系 $X_{\text{body}} = \Gamma_{\theta\psi\phi} X_{\text{earth}}$,可得关系式 $\Gamma_{\mu\varphi\gamma} = \Gamma_{\alpha\beta} \Gamma_{\theta\psi\phi}$,展开后有^[8]

$$\begin{cases} \sin \mu = \cos \alpha \cos \beta \sin \theta - \cos \theta (\sin \beta \sin \phi + \sin \alpha \cos \beta \cos \phi) \\ \sin \varphi \cos \mu = \cos \alpha \cos \beta \cos \theta \sin \psi + \sin \beta (\sin \theta \sin \psi \sin \phi + \cos \psi \cos \phi) + \sin \alpha \cos \beta (\sin \theta \sin \psi \cos \phi - \cos \psi \sin \phi) \\ \sin \gamma \cos \mu = \cos \alpha \sin \beta \sin \theta + \cos \theta (\cos \beta \sin \phi - \sin \alpha \sin \beta \cos \phi) \end{cases} \quad (6)$$

式中: μ 为航迹倾斜角; γ 为航迹滚转角。下面分两种情

况讨论侧滑角 β 的求解步骤。

1) 当航迹方位角 φ 的正弦值不为零时,即 $\varphi \neq k\pi$, $k=0,1,2$ 。由式(6)中前两式可以得到

$$\begin{cases} \sin \mu = k_1 \sin \beta + k_2 \cos \beta \\ \cos \mu = k_3 \sin \beta + k_4 \cos \beta \end{cases} \quad (7)$$

式中,系数 k_1, k_2, k_3 和 k_4 分别为

$$\begin{cases} k_1 = -\cos \theta \sin \phi \\ k_2 = \cos \alpha \sin \theta - \cos \theta \sin \alpha \cos \phi \\ k_3 = \frac{\sin \theta \sin \psi \sin \phi + \cos \psi \cos \phi}{\sin \varphi} \\ k_4 = \frac{\cos \alpha \cos \theta \sin \psi + \sin \alpha (\sin \theta \sin \psi \cos \phi - \cos \psi \sin \phi)}{\sin \varphi} \end{cases} \quad (8)$$

联立式(7)得

$$(k_1 \sin \beta + k_2 \cos \beta)^2 + (k_3 \sin \beta + k_4 \cos \beta)^2 = 1 \quad (9)$$

将上式进行变换得到

$$\sin 2\beta \cdot k_5 + \cos 2\beta \cdot k_6 = k_7 \quad (10)$$

式中 k_5, k_6 和 k_7 为

$$\begin{cases} k_5 = k_1 k_2 + k_3 k_4 \\ k_6 = (k_2^2 + k_4^2 - k_1^2 - k_3^2)/2 \\ k_7 = 1 - (k_1^2 + k_2^2 + k_3^2 + k_4^2)/2 \end{cases} \quad (11)$$

求解式(10)三角方程得到侧滑角 β 为

$$\beta = \frac{\arcsin\left(\frac{k_7}{\sqrt{k_5^2 + k_6^2}}\right) - \arcsin\left(\frac{k_6}{\sqrt{k_5^2 + k_6^2}}\right)}{2} \quad (12)$$

2) 当航迹方位角 φ 的正弦值为零时,即 $\varphi = k\pi$, $k=0,1,2$ 。由式(6)中第二式得到

$$k_1 \sin \beta + k_2 \cos \beta = 0 \quad (13)$$

式中系数 k_1, k_2 为

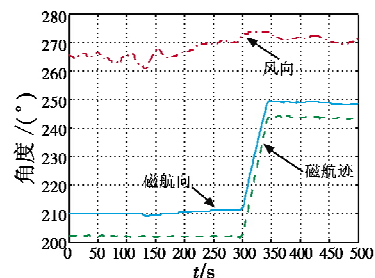
$$\begin{cases} k_1 = \sin \theta \sin \psi \sin \phi + \cos \psi \cos \phi \\ k_2 = \cos \alpha \cos \theta \sin \psi + \sin \alpha (\sin \theta \sin \psi \cos \phi - \cos \psi \sin \phi) \end{cases} \quad (14)$$

解三角方程式(13)得到侧滑角 β 为

$$\beta = -\arcsin\left(k_2^2 / \sqrt{k_1^2 + k_2^2}\right) \quad (15)$$

2 估算结果

选取飞机处于巡航阶段,磁航向在 $180^\circ \sim 270^\circ$ 范围内一段时间长度为500 s的QAR数据进行侧滑角估算。飞机磁航向、磁航迹、风向、风速、偏流角、俯仰角、滚转角和迎角等参数如图5所示。



a 风向、磁航向和磁航迹

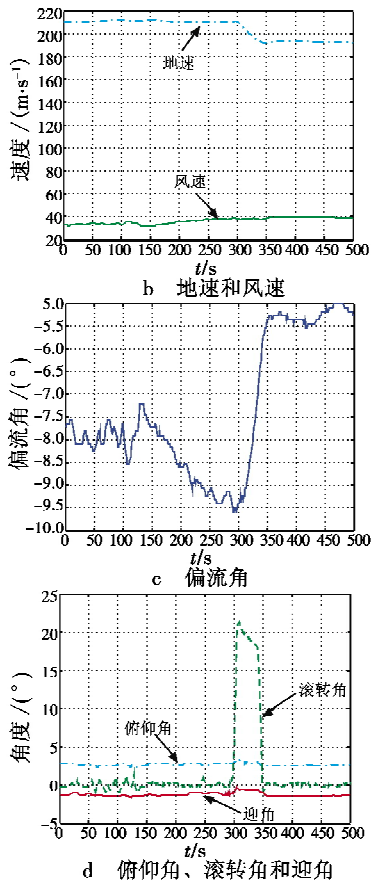


图5 QAR 数据
Fig.5 QAR data

根据 1.1 节航行速度三角形和 1.2 节坐标系变换关系分析,利用图 5 所示 QAR 数据进行侧滑角估算,估算结果如图 6 所示。

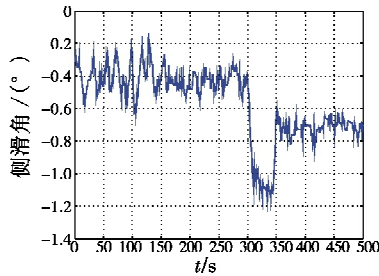


图6 侧滑角
Fig.6 Sideslip angel

从图 5a 可以看出,飞机在 300 s 到 350 s 之间向右偏航,图 6 估算出的侧滑角在这段时间内先增大再减小。飞机在 350 s 后保持新的航向飞行,侧滑角也基本保持稳定。

图 6 估算的侧滑角数值符号跟图 4c 分析的一致(根据定义,侧滑角在飞机对称平面左侧为负)。侧滑角估算误差主要来源于 QAR 数据中各参数的测量误差,目前民航飞机测量或计算这些参数的大气数据惯性基准系统精度较高。

3 结束语

本文利用 QAR 数据,考虑飞机真实的飞行状态,以飞机在西风的影响下为例,分析了 4 种不同航向范围的航行速度三角形,通过地面惯性坐标系、机体坐标系和气流坐标系之间的变换关系推导了侧滑角的估算步骤。最后选取一段时间长度的 QAR 数据进行了侧滑角估算,并给出了估算结果,为利用 QAR 数据进行侧滑角估算提供了参考方法。

参考文献

- [1] HAVERDINGS H, CHAN P W. Quick access recorder data analysis software for windshear and turbulence studies [J]. *Journal of Aircraft*, 2010, 47(4):1443-1447.
- [2] 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 S J, DENG J H. 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.)
- [3] PERRY J, MOHAMED A, JOHNSON B, et al. Estimating angle of attack and sideslip under high dynamics on small UAVs[C]//Proceedings of the 21st International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS), 2008:1165-1173.
- [4] 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].电光与控制,2012,19(8):1-5. (MA H S, LEI T W, LI R B, 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.)
- [5] HOGGE E F. B-737 linear autoland simulink model[R]. NASA, Langley Research Center, Hampton, Virginia, USA, Tech. Rep. CR-2004-213021, 2004.
- [6] 张磊,刘硕,于沛,等.通用飞机航行风向、风速的测算方法:中国,102565451A[P].2012-07-11. (ZHANG L, LIU S, YU P, et al. Method for measuring and calculating navigation wind direction and wind speed of general-purpose airplane:China, 102565451A[P]. 2012-07-11.)
- [7] 周伟静,沈怀荣.一种基于小型无人机的风场测量方法[J].测试技术学报,2009,23(4):297-302. (ZHOU W J, SHEN H R. A wind measuring method based on a mini-UAV[J]. *Journal of Test and Measurement Technology*, 2009, 23(4):297-302.)
- [8] 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. (WU S T, FEI Y H. Flight control system[M]. Beijing:Beihang University Press, 2005.)