

飞行器航路转弯机动测风方法

魏旭飞,魏先利

(北京机电工程研究所,北京 100074)

摘要:传统测风方法基于空速管等测风设备实现精确的实时测风。考虑降低成本,有些飞行器上没有安装空速管等测风设备。针对这种情况,文章提出一种通过航路转弯机动飞行实现测风的方法,即假设大气风场短时间内不变,基于速度三角形原理在转弯前、后的2个航路上分别构建2个方程,通过联解2个方程得到大气风场信息。采用蒙特-卡洛法进行仿真,结果表明该方法简单有效、具有较高精度,为大气风场实时测量提供了一条新的思路。

关键词:飞行器;速度三角形;机动;测风

中图分类号:V241.4

文献标志码:A

航空飞行器在大气中飞行容易受到大气风场影响,根据飞行数据进行气动辨识等分析工作,须要获取飞行器在飞行过程中的大气风场等实时信息^[1-2]。

获取大气风场实时信息的常用方法主要有2种:采用地面设备测风和采用飞行器自主测风。

采用地面设备测风的方法,包括简单可靠、技术成熟的探空气球法或探空火箭法^[3],以及测风精度高的风廓线雷达法^[4]或激光测风雷达法^[5-6]等,上述方法各有优势,工程应用都很广泛。但是,采用地面设备测风的方法测风范围受到限制,无法保证实时获取飞行器在大空域范围飞行时的大气风场信息^[7]。

采用飞行器自主测风的方法可以提高测风的实时性,目前常用的主要有利用飞行器平台自身的机动运动测风的方法,如水平空速归零法、解析测风方法、航位推算法等^[8-9],以及利用飞行器机载测风设备(如风速管、皮托-静压管等)测风的方法^[10-14]。在上述这些采用飞行器自主测风的方法中:水平空速归零法和解析测风方法虽然测量设备较为简单,但需要飞行器在空中做盘旋机动,仅适合常规场合下的定点测风。航位推算法测风精度差、解算频率低^[9]。利用飞行器机载测风设备测风的方法通过测量真空速以获取飞行过程中的实时风场信息,可大空域连续测量,估计频率相对较高,能解算出小尺度变化的三维风场信息,但测风精度依赖于高精度的惯导、空速管或皮托-静压管等测量传感器^[10,15]。

考虑降低成本,有些飞行器上没有安装空速管等机载测风设备,采用飞行器自主测风的方法难以保证测风的实时性和精确性,不满足飞行试验任务需求。

为解决这种情况下飞行器实时高精度风测量问题,本文提出一种飞行器航路转弯机动测风方法。

1 航路转弯机动测风原理

利用飞行器机载测风设备自主测风的方法,以空速管测风方法为例,其原理为:在飞行器上安装空速管测量真空速,用真空速 v_a 、地速 v_g (惯导测量)和风速 v_w 构成速度三角形,通过速度三角形可解算出风速矢量^[16]:

$$v_w = v_g - v_a \quad (1)$$

速度三角形如图1所示。其中,地速 v_g 与空速 v_a 间的夹角称为偏流角,用 β_c 表示。在水平面速度三角形中, β_c 与航迹角 ψ_i 的绝对值相等。

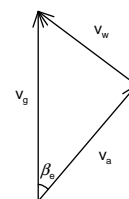


图1 速度三角形
Fig.1 Speed triangle

本文提出的航路转弯机动测风方法,基本原理同空速管测风方法,都是利用速度三角形解算风速矢量,其测风原理如下:通过航路转弯机动飞行,在航路转弯前、后利用惯导信息(地速大小、航向角、地速航迹角)分别构建1个速度三角形,通过联立求解这2个

速度三角形组成的方程组,即可计算得到大气风场信息(风速大小和方向2个未知数)。

该方法成立需要满足以下假设:①假设待测风为水平常值风,即转弯前、后的风场不变,根据速度三角形原理在转弯前、后建立的方程组才有公共解;②侧滑角为0,即飞行器处于稳定直航状态,以确保航向角与空速方向(空速航迹角)一致。

2 航路转弯机动测风公式

如图2所示,航路转弯前,飞行器沿航路1飞行,地速为 v_1 ,飞行航路与地理系北向夹角为 ψ_{c1} 。风速大小为 v_w ,风与地理系北向夹角为 ψ_w 。稳态下机轴与地理系北向夹角为 ψ_{i1} ,空速为 v_{r1} 。航路转弯后转动一个角度 ψ_{i2} ,到达航路2上。在航路2上各参数下标定义为2。

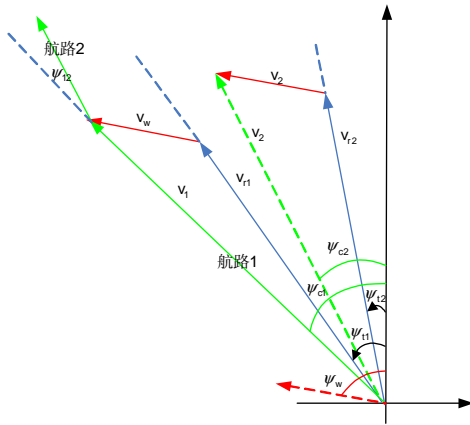


图2 航路转弯机动测风原理

Fig.2 Principle of route turning maneuvering wind measurement

机动测风计算步骤如下:

1)计算地速在地理系下分量。地速在地理系下北向和东向投影分别为 v_{x1} 、 v_{x2} , v_{z1} 、 v_{z2} ,则有:

$$\begin{cases} v_{x1} = v_1 \cos \psi_{c1} \\ v_{z1} = -v_1 \sin \psi_{c1} \\ v_{x2} = v_2 \cos \psi_{c2} \\ v_{z2} = -v_2 \sin \psi_{c2} \end{cases}, \quad (2)$$

式中, v_1 、 v_2 、 ψ_{c1} 、 ψ_{c2} 由惯导测量。

2)计算空速在地理系下分量。若空速在地理系北向和东向投影分别为 v_{rx1} 、 v_{rz1} ,则根据地速、风速与空速之间的关系有:

$$\begin{cases} v_{rx1} = v_{x1} - v_{wx} \\ v_{rz1} = v_{z1} - v_{wz} \\ v_{rx2} = v_{x2} - v_{wx} \\ v_{rz2} = v_{z2} - v_{wz} \end{cases}. \quad (3)$$

3)计算风速。航向角 ψ_{i1} 、 ψ_{i2} 与空速之间的关系为:

$$\begin{cases} \tan \psi_{i1} = -\frac{v_{rz1}}{v_{rx1}} \\ \tan \psi_{i2} = -\frac{v_{rz2}}{v_{rx2}} \end{cases}. \quad (4)$$

展开后可得:

$$\begin{cases} (v_{x1} - v_{wx}) \tan \psi_{i1} = -(v_{z1} - v_{wz}) \\ (v_{x2} - v_{wx}) \tan \psi_{i2} = -(v_{z2} - v_{wz}) \end{cases}. \quad (5)$$

对式(5)求解,即可得到风速为:

$$\begin{cases} v_{wx} = \frac{v_{z1} - v_{z2} + \tan \psi_{i1} v_{x1} - \tan \psi_{i2} v_{x2}}{\tan \psi_{i1} - \tan \psi_{i2}} \\ v_{wz} = \frac{(v_{x1} - v_{x2}) \tan \psi_{i1} \tan \psi_{i2} + \tan \psi_{i2} v_{z1} - \tan \psi_{i1} v_{z2}}{\tan \psi_{i2} - \tan \psi_{i1}} \end{cases}, \quad (6)$$

式中, ψ_{i1} 、 ψ_{i2} 由惯导测量。

在实际工程应用时,惯导数据存在噪声,影响测风结果的准确性。为了降低噪声对测风精度的影响,在提取惯导信息时要进行平滑处理。数据平滑处理算法如下:对北向地速 v_x^i 、东向地速 v_z^i 、航向角 ψ_i 进行采样,采样周期8ms,连续采样125个点,计算速度值和航向角的均值 v_{xp}^i 、 v_{zp}^i 和 ψ_{ip} 。

3 航路转弯机动测风流程

如图3所示,飞行器沿航路1飞行,后转弯到航路2上飞行,在此过程中完成机动测风。具体过程如下。

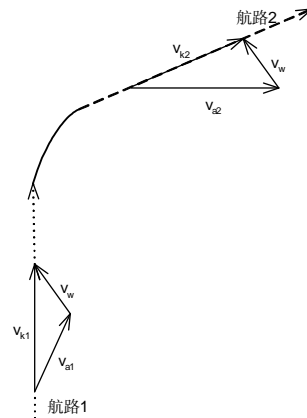


图3 航路转弯机动测风过程

Fig.3 Process of route turning maneuvering wind measurement

1)航路1飞行过程中,计算飞行器与下一个转弯点的距离 S ,当 S 小于一定门限值时,将开始航路转弯机动测风指令置为有效,开始采样惯导数据;

2)航路1飞行过程中,对北向地速 v_x^i 、东向地速 v_z^i 、航向角 ψ_i 进行8ms周期采样,直到判读停止航路

转弯机动测风指令为有效时停止,并保留最后一组完整(125次)采样数据用于数据平滑处理计算均值。

3) 航路1飞行过程中,若满足航路转弯开始条件,停止惯导数据采样,开始航路转弯飞行。飞行器在航路转弯过程中采用倾斜转弯(Bank-to-Turn, BTT)技术^[17]以实现无侧滑。

4) 当满足航路转弯结束条件时,飞行器停止航路转弯,开始在航路2上飞行。

5) 转弯结束开始在航路2上飞行后,对 v_x^i 、 v_z^i 、 ψ_i 进行 8 ms 周期采样。采样结束(125个采样点)后计算速度、航向角的均值 v_{xp}^i 、 v_{zp}^i 和 ψ_{ip} 。

6) 根据上述采样数据,计算风速。

上述过程可整理为流程图,如图4所示。

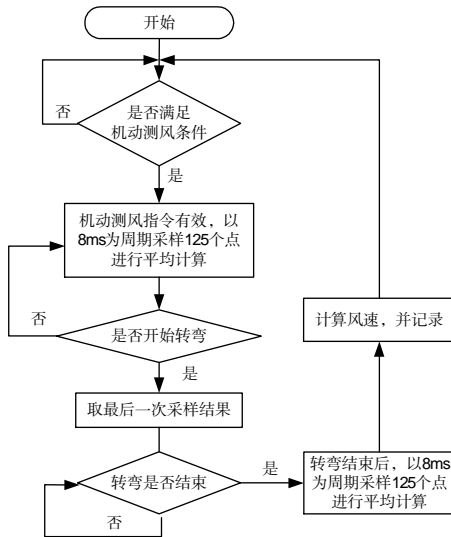


图4 测风流程图

Fig.4 Flow chart of wind measurement

4 航路转弯机动测风精度

传统的利用飞行器机载测风设备测风的方法,如空速管测风法和皮托-静压管测风法,都是基于速度三角形原理测风,其误差的主要来源是真空速的测量误差^[2,9,18]。而本文提出的航路转弯机动测风方法免于对空速的直接测量,并因此消除了空速测量误差,故不存在原理性误差。但是由于使用了惯导数据,存在工具误差。

采用惯导测量得到的姿态角和速度来计算大气风场实时信息的时候,由于飞行速度、机轴与地理系北向夹角都是含有测量误差的。设速度误差在地理系下分量为 Δv_{x1} 、 Δv_{x2} 、 Δv_{z1} 、 Δv_{z2} ,姿态角误差为 $\Delta\psi_{i1}$ 、 $\Delta\psi_{i2}$ 。

则:

$$v_{x1}^* = v_{x1} + \Delta v_{x1}; v_{z1}^* = v_{z1} + \Delta v_{z1};$$

$$v_{x2}^* = v_{x2} + \Delta v_{x2}; v_{z2}^* = v_{z2} + \Delta v_{z2};$$

$$\psi_{i1}^* = \psi_{i1} + \Delta\psi_{i1}; \psi_{i2}^* = \psi_{i2} + \Delta\psi_{i2}。$$

上述各式中,上标有“*”的表示为测量值。

根据测量值解算得到的风速为:

$$\begin{cases} v_{wx}^* = \frac{v_{z1}^* - v_{z2}^* + \tan\psi_{i1}^* v_{x1}^* - \tan\psi_{i2}^* v_{x2}^*}{\tan\psi_{i1}^* - \tan\psi_{i2}^*} \\ v_{wz}^* = \frac{(v_{x1}^* - v_{x2}^*)\tan\psi_{i1}^* \tan\psi_{i2}^* + \tan\psi_{i2}^* v_{z1}^* - \tan\psi_{i1}^* v_{z2}^*}{\tan\psi_{i2}^* - \tan\psi_{i1}^*} \end{cases} (7)$$

由于速度误差的存在,解算得到的航路1和航路2方位角也就包含了误差,所以:

$$A_1^* = \arctan\left(-\frac{v_{z1}^*}{v_{x1}^*}\right) = \arctan\left(-\frac{v_{z1} + \Delta v_{z1}}{v_{x1} + \Delta v_{x1}}\right); (8)$$

$$A_2^* = \arctan\left(-\frac{v_{z2}^*}{v_{x2}^*}\right) = \arctan\left(-\frac{v_{z2} + \Delta v_{z2}}{v_{x2} + \Delta v_{x2}}\right)。 (9)$$

将解算得到的风沿着航路1、2分解为纵向风 v_{wx1}^* 、 v_{wx2}^* 和侧向风 v_{wz1}^* 、 v_{wz2}^* , 则有:

$$\begin{cases} v_{wx1}^* = v_{wx}^* \cos A_1^* - v_{wz}^* \sin A_1^* \\ v_{wz1}^* = v_{wx}^* \sin A_1^* + v_{wz}^* \cos A_1^* \end{cases}; (10)$$

$$\begin{cases} v_{wx2}^* = v_{wx}^* \cos A_2^* - v_{wz}^* \sin A_2^* \\ v_{wz2}^* = v_{wx}^* \sin A_2^* + v_{wz}^* \cos A_2^* \end{cases}。 (11)$$

航路转弯机动测风算法公式复杂,难以直接推导出误差传递公式。可采用数学仿真的方法对误差进行评估。

仿真初始条件:飞行器自初始位置开始平飞,平飞高度为 100 m,飞行马赫数为 0.7。飞行航路设置如图5所示。初始飞行航路与地理系北向夹角 -90° ,沿正东方向飞行。沿着航路进行一个 90° 的右转弯,一个 90° 的左转弯,最后进行一个 37° 的左转弯。



图5 飞行航路

Fig.5 Flight route

转弯过程中,按图4所示测风流程进行机动测风。使惯导的速度测量值相对仿真标称测量值进行最大幅度 0.3 m/s 的摄动,使惯导的姿态角测量值相对仿真标称测量值进行最大幅度 0.1° 的摄动。仿真过程施加北向风 20 m/s,东向风 -18 m/s,结果如下。

图6为在3次航路转弯机动飞行过程中,测得的纵向风和侧向风(把北向风、东向风沿航路方向分解)分别为: $(-19.36, 18.48)$ 、 $(-18.44, -19.44)$ 和

(2.6, -26.9), 与仿真初始设定的风速相比误差均不超过 0.7 m/s, 说明航路转弯机动测风原理可行。

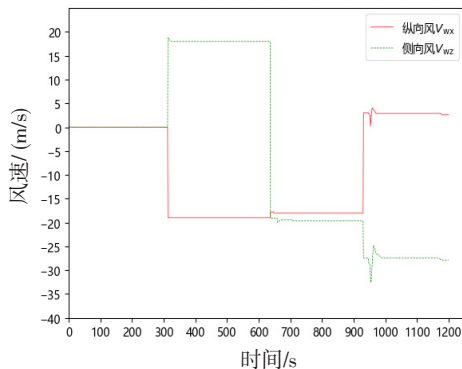


图6 航路转弯机动测风结果

Fig.6 Result of route turning maneuvering wind measurement

对不同风场、航路转弯条件下惯导测量误差对航路转弯机动测风精度的影响进行蒙特-卡洛数学仿真, 仿真初始条件作如下考虑:

1) 根据工程经验, 100 m 高度处风速、风向均匀分布, 仿真中取风速大小为 0 m/s、10 m/s 和 20 m/s 共 3 种情况, 风向与地理系北向夹角 ψ_w 取 0° 、 45° 、 90° 、 135° 、 180° 、 225° 、 270° 和 315° 共 8 种, 故仿真中待测风仿真条件共 24 种;

2) 考虑左右转弯对称, 只仿真左转情形, 航路转弯机动角度 ψ_{12} 取 9° 、 36° 、 63° 和 90° 共 4 种情况;

3) 惯导速度测量误差服从正态分布, 使惯导的速度测量值相对仿真标称测量值进行最大幅度 0.3 m/s (3σ) 的扰动。

4) 惯导姿态角测量误差 $\Delta\psi_i$ 服从正态分布, 使惯导的姿态角测量值相对仿真标称测量值进行最大幅度 0.1° (1σ) 的扰动。

在不同风场和航路转弯机动角度共 96 种仿真初始条件下的每种条件中对惯导测量误差进行 300 次蒙特-卡洛仿真, 合计仿真次数 28 800 次。取置信度 1%, 剔除超出置信限的异常误差数据后进行处理。

把北向风、东向风沿航路方向分解为纵向风和侧向风, 按照所测得的风速与仿真标称风速的差值除以仿真标称风速并取绝对值得到所测风速的相对测量误差 e 。对仿真结果中纵向风风速相对测量误差的数学期望 \bar{e}_1 和相对测量误差标准差 σ_1 以及侧向风风速的相对测量误差数学期望 \bar{e}_2 和相对测量误差标准差 σ_2 进行统计。

综合考虑不同风场、不同航路转弯机动角度 ψ_{12} 以及存在惯导测量误差等情况影响的测风精度统计结果如表 1 所示。

表 1 综合考虑各种情况影响的测风精度

Tab.1 Wind measurement accuracy considering the influence of various conditions

$\psi_{12} / (^\circ)$	\bar{e}_1	\bar{e}_2	σ_1	σ_2
9	12.77%	7.13%	2.24%	1.01%
36	9.14%	5.61%	1.62%	0.89%
63	7.08%	4.10%	1.09%	0.75%
90	3.16%	2.73%	0.31%	0.28%

取转弯机动角度 $\psi_{12} = 90^\circ$ 、风向与地理系北向夹角 $\psi_w = 45^\circ$, 分别单独考察惯导测量的姿态角误差和速度误差对测风精度的影响, 统计结果如表 2 所示。

表 2 惯导测量误差对测风精度的影响

Tab.2 Influence of measurement error of INS on wind measurement accuracy

惯导测量误差类别	\bar{e}_1	\bar{e}_2	σ_1	σ_2
姿态角测量误差	0.32%	0.26%	0.09%	0.07%
速度测量误差	0.28%	0.21%	0.04%	0.03%

对上述结果进行分析, 结论如下: ① 在影响航路转弯机动测风精度的因素中转弯机动角度是主导因素, 增大转弯机动角度, 可有效提高测风精度; ② 侧向风测量精度明显高于纵向风测量精度, 分析可知这是由于速度三角形对侧向风更敏感所导致; ③ 由于在实际飞行过程中惯导信息可借助 GPS 修正, 其测量误差较小, 惯导的姿态角测量误差和速度测量误差对测风精度影响很小。

5 结论

本文提出的航路转弯机动测风方法, 在不安装空速管等飞行器机载测风设备的条件下, 仅利用惯导信息, 通过联立求解航路转弯前、后基于速度三角形构建的 2 个方程, 即可计算得到大气风场信息(风速大小和方向), 方法简单可靠、成本低。经过仿真验证, 该方法具有较高精度和平台适应性, 为大气风场实时测量提供了一条新的思路。

参考文献:

[1] 陈赛, 孙青林, 孙昊, 等. 基于移动无人飞行器的实时风场探测仪[J]. 检测技术与数据处理, 2018, 33(9): 36-39. CHEN SAI, SUN QINGLIN, SUN HAO, et al. Real-time wind field detector based on mobile UAV[J]. Automation & Instrumentation, 2018, 33(9): 36-39. (in Chinese)

[2] IRENE S, TIMO V. Wind gust measurement techniques—from traditional anemometry to new possibilities[J]. Sensors, 2018, 18(4): 1300-1327.

- [3] 任金彬,沈怀荣. 无人机皮托-静压管测风误差分析[J]. 装备指挥技术学院学报,2004,15(4):45-48.
REN JINBIN, SHEN HUAIRONG. Analysis of errors in measurement of wind speed by Pitot-static tube on UAV[J]. Journal of the Academy of Equipment Command & Technology,2004,15(4):45-48. (in Chinese)
- [4] 齐佳慧,郝巨飞,耿飞. CFL-06型风廓线雷达与L波段探孔雷达测风对比分析[J]. 气象与环境科学,2019,42(2):135-143.
QI JIAHUI, HAO JUFEI, GENG FEI. Comparative analysis on wind data from CFL-06 wind profiler radar and L band sounding radar[J]. Meteorological and Environmental Sciences,2019,42(2):135-143. (in Chinese)
- [5] 李彦超. 2 μ m激光测风雷达外差探测方法与关键技术研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2012.
LI YANCHAO. Study on heterodyne method and key technologies for 2- micrometer wind lidar[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology,2012. (in Chinese)
- [6] 马福民,陈涌,杨泽后,等. 激光多普勒测风技术最新进展[J]. 激光与光电子学进展,2019,56(18):180003.
MA FUMIN, CHEN YONG, YANG ZEHOU, et al. Latest development of Doppler wind lidar[J]. Laser & Optoelectronics Progress,2019,56(18):180003. (in Chinese)
- [7] 王焯芳,薛云朝,李清. 气球轨迹法测风和风廓线雷达测风的对比分析[J]. 气象水文海洋仪器,2007(3):30-34.
WANG YEFANG, XUE YUNZHAO, LI QING. The contradistinctive analysis of the method of anemography of balloon contrail and aeolian contour line radar[J]. Meteorological, Hydrological and Marine Instruments, 2007(3):30-34. (in Chinese)
- [8] 周旻,王杰. 无人机测风速方案研究[J]. 舰船电子工程,2013,33(11):112-114.
ZHOU WEN, WANG JIE. UAV wind speed measurement technology[J]. Ship Electronic Engineering, 2013, 33(11):112-114. (in Chinese)
- [9] 刘伟. 基于惯性/多普勒组合导航的风速风向测量研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2011.
LIU WEI. Research on wind speed and direction measurement based on INS/Doppler integrated navigation[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2011. (in Chinese)
- [10] 涂海峰,贾生伟,阳丰俊,等. 基于扩展卡尔曼滤波的三维风速在线估计方法[J]. 航天控制,2018,36(2):14-19.
TU HAIFENG, JIA SHENGWEI, YANG FENGJUN, et al. Based on extended Calman filter for the online wind velocity estimation method[J]. Aerospace Control, 2018, 36(2):14-19. (in Chinese)
- [11] MALLAUN C, GIEZ A, BAUMANN R. Calibration of 3D wind measurements on a single-engine research aircraft[J]. Atmospheric Measurement Techniques, 2015, 8(8):3177-3196.
- [12] 卫克晶,孙学金,杜利东. 差压式测风微传感器敏感元件的设计[J]. 装备环境工程,2019,16(6):1-4.
WEI KEJING, SUN XUEJIN, DU LIDONG. Design of sensitive element for differential pressure wind micro sensor[J]. Equipment Environmental Engineering, 2019, 16(6):1-4. (in Chinese)
- [13] RADIANCE C, GREGORY C R, JANA P, et al. Vertical wind velocity measurements using a five-hole probe with remotely piloted aircraft to study aerosol-cloud interactions[J]. Atmospheric Measurement Techniques, 2018, 11(5):2583-2599.
- [14] JACK W L. Wind field estimation for small unmanned aerial vehicles[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Toronto:AIAA,2010:1-21.
- [15] 武涛,夏群利,刘大卫,等. 基于大气测量信息的风估计算法研究[J]. 北京理工大学学报,2011,31(4):420-424.
WU TAO, XIA QUNLI, LIU DAWEI, et al. Study of the method of wind estimate based on measuring air data[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2011, 31(4):420-424. (in Chinese)
- [16] 崔乃刚,韦常柱,郭继峰. 利用弹上器件测风方法[J]. 中国惯性技术学报,2009,17(5):520-524.
CUI NAIGANG, WEI CHANGZHU, GUO JIFENG. Wind measuring method using only missile-borne equipment[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2009, 17(5):520-524. (in Chinese)
- [17] 叶振信,傅维贤,王万军,等. 战术导弹BTT控制技术发展综述[J]. 航天控制,2009,27(5):106-112.
YE ZHENXIN, FU WEIXIAN, WANG WANJUN, et al. An overview on development of bank-to-turn technology for tactical missiles[J]. Aerospace Control, 2009, 27(5):106-112. (in Chinese)
- [18] JE H L, HAKKI E S, ATILLA D, et al. Estimation of receiver aircraft states and wind vectors in aerial refueling[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(1):265-276. (下转第510页)