

一种适用于飞机着陆段的高精度组合导航方案

何 竹, 王新龙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 飞机着陆段的安全性至关重要, 高精度导航系统是其安全着陆的保证。针对机场使用的局域差分 GPS 抗干扰性差、可靠性差等问题, 提出了一种高精度组合导航方案, 以局域差分 DGPS 和外部高度阻尼的 SINS/RA 为子系统, 利用卡尔曼滤波进行信息融合。仿真结果显示, 该方案高度通道测量误差达到 0.2 m 以下, 满足飞机着陆对导航系统精确度要求, 验证了该方案的正确性和有效性。

关键词: 飞机着陆段; 组合导航; 差分 GPS; 高度阻尼

中图分类号: V249.3 文献标识码: A 文章编号: 1673-5048(2013)06-0012-05

A High-Precision Integrated Navigation Program for Aircraft Landing Phase

HE Zhu, WANG Xin-long

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The safety is vital in aircraft landing phase, and a high-precision navigation system is the guarantee for a safe landing. In order to avoid the poor anti-jamming and reliability of local differential GPS in airports, this paper proposes an integrated navigation scheme, which use local differential GPS integrated with SINS and external highly damping and fuse information by Kalman filter. The simulation results indicate that measuring error in height channel is lower 0.2 m, meets the precision requirement of aircraft landing for navigation system, and validates the correctness and validity of the scheme.

Key words: aircraft landing phase; integrated navigation; differential GPS; height channel damping

0 引 言

对于民航领域, 飞机起飞和着陆段事故占到航空事故的 30% ~ 40%。因此, 保障民航飞机安全着陆至关重要, 而精确导航是其安全着陆的前提和基础。常用的机场局域差分 GPS (DGPS) 具有较高的导航精度, 但其可靠性和抗干扰性较差; 惯导系统的缺点是高度通道随时间发散, 而高度信息

的精度是飞机着陆阶段最关键的指标。为此, 本文通过引入无线电高度计 (RA) 作为阻尼以抑制惯导高度通道的发散, 并与差分 GPS 相结合, 提出了一种飞机着陆段高精度差分 GPS/SINS/RA 组合导航方案。

1 差分 GPS 建模与仿真

地面基准站的 DGPS 接收机天线安装在机场跑道附近且位置经过精密勘测的基座上。DGPS 接收机跟踪所有的可见星, 解调出星历数据, 根据已知的精确位置坐标, 计算出基准站至卫星的距离及其变化率, 并与机载 GPS 接收机的输出量伪距、伪距率作差, 得到 DGPS 改正数, 再将这些改正数通过数据链传播给飞机上的接收装置, 用以提高

收稿日期: 2012-12-28

基金项目: 国家自然科学基金(61074157); 航空科学基金(20090151004)支持项目

作者简介: 何竹(1991-), 女, 贵州遵义人, 硕士研究生, 研究方向为组合导航技术。

机载 GPS 接收机的导航精度^[1-2]。

由于飞机转弯可能出现天线被遮掩现象，导致卫星信号中断，严重时全部卫星信号失锁导致必须花费 30 s 到 12 min 才能重新锁定卫星^[3-4]。为了改善系统的动态特性和提高进场着陆的安全系数，机载导航自动着陆系统的导航部分除了具有 DGPS 外，通常带有捷联惯导系统(SINS)，两个子系统提供的导航数据经过卡尔曼滤波进行信息融合，得到飞机着陆参数的最优估计，引导飞机精确地自动着陆。C/A 码差分 GPS 着陆系统工作原理如图 1。

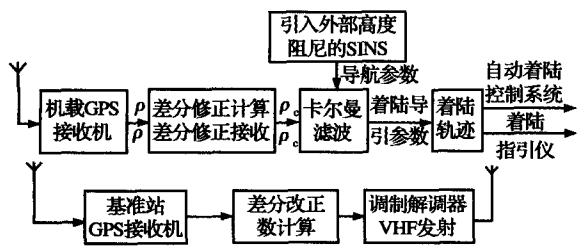


图 1 C/A 码 DGPS 进场着陆原理框图

仿真验证时采用伪距差分的方法，并且设立了一个基准站，即实现了单差的形式。由图 2 可以看出，差分 GPS 消除了对流层、电离层误差、卫星钟差等公共误差后，位置解算结果的误差明显减小。

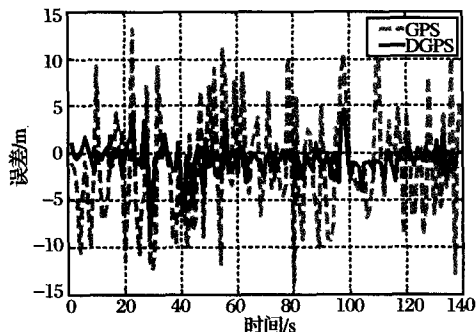


图 2 差分前后各方向均方根误差曲线

2 引入外部阻尼的捷联惯导系统仿真研究

惯导系统以其自主独立工作，提供完整的系统导航信息特性而得到广泛应用，但其高度通道存在发散问题，下面将讨论不同结构的阻尼形式对惯导系统性能的影响^[5]。

2.1 二阶阻尼混合测高系统

对于如图 3 所示的二阶阻尼系统。

该二阶阻尼系统的闭环极点为

$$s_{1,2} = \frac{-k_1 \pm \sqrt{k_1^2 - 4k_2}}{2} = -\xi\omega_n \pm \omega_n \sqrt{\xi^2 - 1}$$

设该二阶阻尼系统为欠阻尼系统，则 $k_1^2 - 4k_2 < 0$ ，并令 $k_2 = ak_1^2$ ，其中 $a > \frac{1}{4}$ 。此时，谐振峰值 M_r 为

$$|M_r|^2 = \frac{k_1^2\omega^2 + k_2^2}{(k_2 - \omega^2)^2 + k_1^2\omega^2} = \frac{A}{B} \quad (1)$$

对 ω^2 求导并令导数为零，可得达到谐振峰值时的频率，即令

$$\frac{d^2M}{d\omega^2} = \frac{k_1^2 \cdot B - [-2(k_2 - \omega^2) + k_1^2] \cdot A}{B^2} = 0$$

代入式 $k_2 = ak_1^2$ ，并取正根得

$$\omega^2 = k_1^2(\sqrt{a^4 + 2a^3} - a^3) \quad (2)$$

再将式(2)代入式(1)，可得到谐振峰值的表达式，它只与 k_1, a 有关。

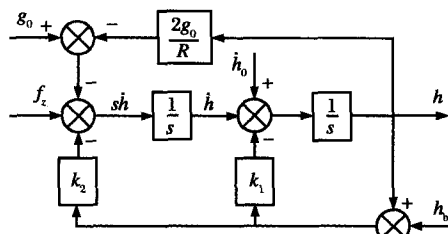


图 3 引入二阶阻尼的高度通道结构图

由上述分析可知，谐振峰值和截止频率与阻尼系数 k_1 存在一定的数学关系，可以通过合理设计 k_1 的值，对系统进行设计。通过仿真验证可知，当阻尼比相同时， k_1 值越大，则混合高度通道的超调量和调节时间越小，但存在一定的稳态误差。

2.2 三阶阻尼混合测高系统

二阶阻尼混合测高系统的稳态误差不为零，而对于如图 4 所示的 I 型三阶系统而言，当加速度计作为系统单独输入时，系统的稳态误差为零，因此，三阶系统可以消除垂直加速度计常值漂移引起的系统误差^[6]。

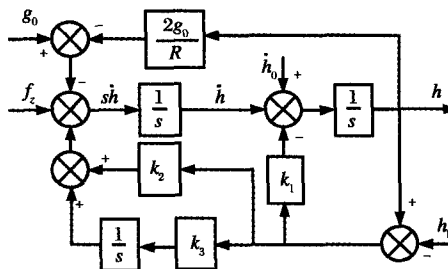


图 4 I 型三阶阻尼高度通道结构图

当无线电高度计为单独输入时，可通过设计三个阻尼系数 k_1, k_2, k_3 的值，使其传递函数具有低通滤波器的性质，并且应保证无线电高度表支路输入阶跃信号时，其输出的动态品质良好。动态

品质包括阶跃响应的平稳性、快速性以及是否存在静差等问题。谐振峰值 M_r 反映系统的平稳性, M_r 大说明系统的“阻尼”弱; 零频幅值 $M(0)$ 反应系统在阶跃信号作用下是否存在静差, 当 $M(0) = 1$ 时, 不存在静差。因此, 应通过协调三个阻尼系数的值, 以满足上述条件。当然, 在调节阻尼系数的过程中, 有可能会出现问题, 应尽量适中, 使系统综合性更佳。

II 型三阶阻尼混合测高系统框图如图 5 所示。观察其传递函数知, 无线电高度计为单独输入时, 其闭环极点与 I 型的闭环极点不同, 而零点相同。经分析, II 型系统通过 k_4 , 对系统引入了速度反馈回路, 使得引入阻尼后的捷联惯导系统的高度通道能够更好地跟踪无线电高度表的读数。

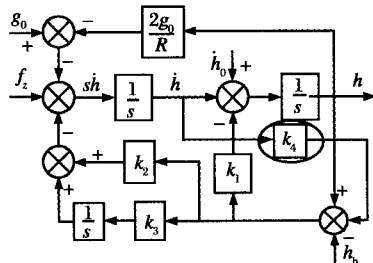


图 5 II 型三阶阻尼高度通道结构图

I 型三阶阻尼混合测高系统在阶跃输入 $r(t) = 1(t)$ 时的稳态误差 $e_{ss} = 0$, 在等速输入 $r(t) = t$ 作用下的稳态误差 e_{ss} 为非零常数:

$$e_{ss} = -(2g_0/R_0)/k_3 \quad (3)$$

而对于 II 型三阶阻尼测高系统, 其等速输入稳态误差为

$$e_{ss} = k_4 + \frac{(k_1 k_4 - 1) \cdot 2g_0/R_0}{k_3} \quad (4)$$

对比可得, 加入 k_4 的测高系统在等速输入时的稳态误差较大, 但其动态性能好, 即超调量小、调节时间较短。

经上述分析, 并综合飞机着陆段对高度通道的性能要求, 采用 II 型三阶阻尼方案对飞机 SINS 的高度通道进行阻尼最适合飞机着陆段。

3 高精度 DGPS/SINS/RA 组合导航方案设计与建模

3.1 高精度 DGPS/SINS/RA 组合导航方案设计

图 6 为 DGPS/SINS/RA 组合导航系统的方案框图。在组合系统中, 经过无线电高度表 RA 与 SINS 的高度通道通过前述的 II 型三阶阻尼结构组合后, 再与机场局域差分 GPS 通过卡尔曼滤波进

行估计得到最优导航参数^[7-9]。

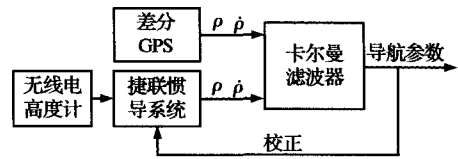


图 6 方案框图

3.2 高精度 GPS/SINS/RA 组合导航建模

3.2.1 组合导航系统状态方程

将平台误差角方程、速度误差方程、位置误差方程以及惯性仪表误差方程联合考虑, 可得 SINS 系统误差状态方程的一般表达式为

$$\dot{X}_1(t) = F_1(t)X_1(t) + G_1(t)W_1(t) \quad (5)$$

$$\text{式中: } X_1 = [\phi_E \quad \phi_N \quad \phi_U \quad \delta v_E \quad \delta v_N \quad \delta v_U \quad \delta L \quad \delta \lambda \quad \delta h \quad \varepsilon_{bx} \quad \varepsilon_{by} \quad \varepsilon_{bz} \quad \varepsilon_{tx} \quad \varepsilon_{ty} \quad \varepsilon_{tz} \quad \nabla_x \quad \nabla_y \quad \nabla_z]^T_{18 \times 1}$$

在伪距、伪距率组合系统中, GPS 的误差状态通常取两个与时间有关的误差; 一个是与时钟误差等效的距离误差 δt_u , 另一个是与时钟频率误差等效的距离率误差 δt_{ru} 。GPS 的误差状态 $\delta t_u, \delta t_{ru}$ 的微分方程分别为

$$\left. \begin{aligned} \delta \dot{t}_u &= \delta t_u + \omega_{tu} \\ \delta \dot{t}_{ru} &= -\beta_{ru} \delta t_{ru} + \omega_{ru} \end{aligned} \right\}$$

3.2.2 组合导航系统量测方程

在组合导航系统中, 设 SINS 解算的位置为 $(x_1 \quad y_1 \quad z_1)^T$, 由卫星星历确定的卫星位置为 $(x_s \quad y_s \quad z_s)^T$, 则可以得到伪距 ρ_i 。将 GPS 接收机解算的伪距记为 ρ_G , 选择 SINS 和 GPS 伪距与伪距率之差作为组合导航系统的观测量。

(1) 伪距差量测方程

飞机到 GPS 卫星 S^j 的伪距 ρ_{ij} 为

$$\rho_{ij} = [(x_1 - x_{sj})^2 + (y_1 - y_{sj})^2 + (z_1 - z_{sj})^2]^{\frac{1}{2}} \quad (6)$$

设飞机位置的坐标真值为 $[x \quad y \quad z]^T$, 将上式在 $[x \quad y \quad z]^T$ 处泰勒展开, 且仅取到一次项:

$$\rho_{ij} = [(x - x_{sj})^2 + (y - y_{sj})^2 + (z - z_{sj})^2]^{\frac{1}{2}} + \frac{\partial \rho_{ij}}{\partial x} \delta x + \frac{\partial \rho_{ij}}{\partial y} \delta y + \frac{\partial \rho_{ij}}{\partial z} \delta z \quad (7)$$

取符号代换

$$[(x - x_{sj})^2 + (y - y_{sj})^2 + (z - z_{sj})^2]^{\frac{1}{2}} = r_j$$

$$\text{则 } \frac{\partial \rho_{ij}}{\partial x} = \frac{x - x_{sj}}{r_j} = e_{j1}; \quad \frac{\partial \rho_{ij}}{\partial y} = \frac{y - y_{sj}}{r_j} = e_{j2};$$

$$\frac{\partial \rho_{ij}}{\partial z} = \frac{z - z_{sj}}{r_j} = e_{j3}.$$

故坐标真值处泰勒展开的一阶近似可以表示为

$$\rho_{ij} = r_j + e_{j1}\delta x + e_{j2}\delta y + e_{j3}\delta z \quad (8)$$

机载 GPS 接收机测得的相对于卫星 S_j 的伪距为

$$\rho_{Gj} = r_j + \delta t_u + v_{\rho j} \quad (9)$$

SINS 的相应伪距量测值 ρ_{ij} 与 GPS 伪距 ρ_{Gj} 分别由式(8), (9)表示, 则伪距差量测方程可以写为

$$\delta\rho_j = \rho_{ij} - \rho_{Gj} = e_{j1}\delta x + e_{j2}\delta y + e_{j3}\delta z - \delta t_u - v_{\rho j} \quad (10)$$

由于 GPS 接收机至少要选择 4 颗可见卫星来解算载体位置和钟差, 故取 $j=1, 2, 3, 4$ 。上式可写为

$$\delta\rho = \begin{bmatrix} e_{11} & e_{12} & e_{13} & -1 \\ e_{21} & e_{22} & e_{23} & -1 \\ e_{31} & e_{32} & e_{33} & -1 \\ e_{41} & e_{42} & e_{43} & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \\ \delta t_u \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} v_{\rho 1} \\ v_{\rho 2} \\ v_{\rho 3} \\ v_{\rho 4} \end{bmatrix} \quad (11)$$

(2) 伪距率量测方程

捷联惯导系统安装在飞机上, 相对于 GPS 卫星 S^j 有相对运动, 则 SINS 与 S^j 卫星间的伪距变化率可表示为

$$\dot{\rho}_{ij} = e_{j1}(\dot{x}_1 - \dot{x}_{sj}) + e_{j2}(\dot{y}_1 - \dot{y}_{sj}) + e_{j3}(\dot{z}_1 - \dot{z}_{sj}) \quad (12)$$

将 SINS 给出的位置坐标值看作真值与误差之和, 则

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_1 &= \dot{x} + \delta\dot{x} \\ \dot{y}_1 &= \dot{y} + \delta\dot{y} \\ \dot{z}_1 &= \dot{z} + \delta\dot{z} \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

整理(12), (13)两式可得

$$\dot{\rho}_{ij} = e_{j1}(\dot{x} - \dot{x}_{sj}) + e_{j2}(\dot{y} - \dot{y}_{sj}) + e_{j3}(\dot{z} - \dot{z}_{sj}) + e_{j1}\delta\dot{x} + e_{j2}\delta\dot{y} + e_{j3}\delta\dot{z} \quad (14)$$

GPS 接收机测得的伪距变化率为

$$\dot{\rho}_{Gj} = e_{j1}(\dot{x} - \dot{x}_{sj}) + e_{j2}(\dot{y} - \dot{y}_{sj}) + e_{j3}(\dot{z} - \dot{z}_{sj}) + \delta t_u - v_{\rho j} \quad (15)$$

取 $j=1, 2, 3, 4$, 即 GPS 接收机同时观测 4 颗卫星, 则有

$$\delta\dot{\rho} = \begin{bmatrix} e_{11} & e_{12} & e_{13} & -1 \\ e_{21} & e_{22} & e_{23} & -1 \\ e_{31} & e_{32} & e_{33} & -1 \\ e_{41} & e_{42} & e_{43} & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\dot{x} \\ \delta\dot{y} \\ \delta\dot{z} \\ \delta\dot{t}_u \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} v_{\dot{\rho} 1} \\ v_{\dot{\rho} 2} \\ v_{\dot{\rho} 3} \\ v_{\dot{\rho} 4} \end{bmatrix} \quad (16)$$

式中: $\delta\dot{x}, \delta\dot{y}, \delta\dot{z}$ 为在地球直角坐标系中的速度

误差。

将伪距差量测方程与伪距率差量测方程合并组成一个统一量测方程, 观测量则由 4 维伪距差与 4 维伪距率差组成, 形成 8 维观测量, 组合系统的量测方程可表达为

$$Z = \begin{bmatrix} H_\rho \\ H_{\dot{\rho}} \end{bmatrix} X + \begin{bmatrix} V_\rho(t) \\ V_{\dot{\rho}}(t) \end{bmatrix} = HX + V \quad (17)$$

4 仿真分析

仿真过程中, 飞行轨迹的采样时间为 0.01 s, 初始位置为首都国际机场(北纬 40°04'48", 东经 116°35'04"), 共匀加速 10 s, 爬升段 60 s, 平飞 10 s、着陆 60 s 四个阶段组成, 水平方向速度分别为 60 m/s, 80 m/s, 高度以余弦形式变化。GPS 信号的中频频率设置为 9.548 MHz、采样频率设置为 38.192 MHz, 采用了一个基准站, 实现了单差 GPS。捷联惯导的数据输出频率设为 1 ms, 陀螺的常值漂移为 0.001 (°)/h, 加速度计零偏为 0.000 1 m/s², 无线电高度计的误差均值为 1m^[10-11]。

根据捷联惯导系统和 GPS 的误差传播方程, 以误差量为状态量的状态方程, 以伪距、伪距率为观测量的量测方程, 进行了离散卡尔曼滤波, 仿真实现差分 GPS 辅助捷联惯导系统的组合导航系统方案。仿真结果如图 7~9 所示。

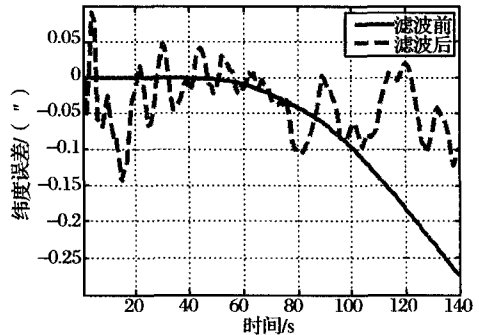


图 7 滤波修正前、后纬度误差曲线

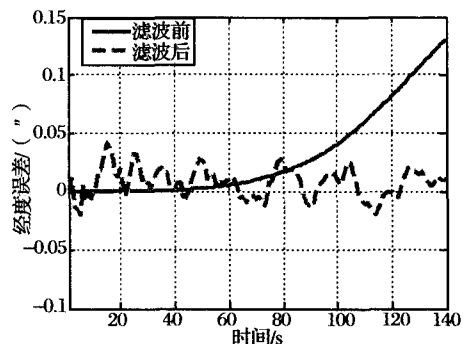


图 8 滤波修正前、后经度误差曲线

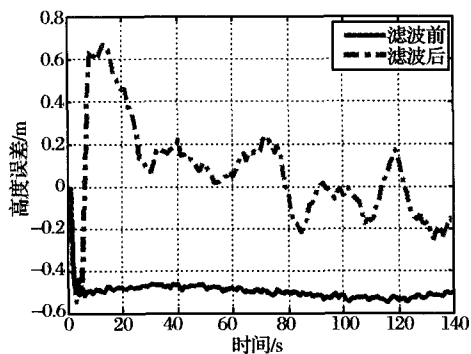


图9 滤波修正前、后高度误差曲线

从图7, 8可以看出, 经过滤波修正后的经度、纬度误差分别为0.03", -0.06"左右, 并且误差收敛于零附近, 与纯惯导的经纬度误差相比, 误差减小了很多, 且误差收敛。另外, 由图9可以看出, 高度通道的误差由0.5 m减小到了0.2 m以下, 能够满足飞机着陆段对导航系统高度的要求。该组合系统提高和改善了捷联惯导系统的导航精度, 并达到了导航系统冗余备份的目的。

5 结 论

根据飞机着陆段对导航系统的高精度要求, 本文开展了以飞机着陆段为背景的组合导航系统的研究。在研究中以局域差分 DGPS、引入外部阻尼的 SINS/RA 为子系统, 通过卡尔曼滤波进行信息融合, 设计了一种高精度组合导航系统方案。该方案具有高可靠性、抗干扰性, 同时高度通道测量精度高(达到0.2 m左右)能够满足飞机着陆阶段的导航要求, 表明该高精度组合导航系统方案可应用于飞机着陆段。

参考文献:

[1] 王广运, 郭秉义, 李洪涛. 差分 GPS 定位技术与应用

[M]. 北京: 电子工业出版社, 1996: 103 - 131, 295 - 300.

[2] Farrell J, Givargis T. Differential GPS Reference Station Algorithm Design and Analysis[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2000, 8(3): 519 - 531.

[3] Borre K, Akos D M, Bertelsen N, et al. A Software - Defined GPS and Galileo Receiver[M]. Boston: Springer, 2007:16 - 24, 67 - 112.

[4] Ma C, Lachapelle G, Cannon M E. Implementation of a Software GPS Receiver [C]//Proceedings of ION GNSS 2004 (Session A3), Long Beach, CA, 2004: 1 - 15.

[5] Bai Hong-yang, Xue Xiao-zhong. Simulation Research on FOG-SINS/Doppler Radar/Baro-Altimeter Integrated Navigation for Helicopters[C]//Computer Modeling and Simulation, 2010. ICCMS10. Second International Conference on. IEEE, 2010, 3: 115 - 119.

[6] 吴天, 张胜修, 黄芳. 巡航导弹组合高度三阶回路性能分析[J]. 火箭与制导学报, 2007, 27(5) 33 - 35.

[7] Savage P G. Strapdown Inertial Navigation Algorithm Design Part2: Velocity and Position Algorithms[J]. Journal of Guidance and Dynamics, 1998, 21(2): 208 - 221.

[8] 徐良臣. SINS/GPS 组合导航系统研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2008.

[9] Yang Pei - pei, Li Qing. Application on Kalman Filtering of SINS/GPS Navigation System [C]// Electronic Measurement & Instruments. ICEMI09. 9th International Conference on. IEEE, 2009: 3 - 354 - 3 - 357.

[10] 冯玲. 基于 C8051F005 无线电高度表检测仪的研制 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.

[11] 王同庚. 国外无线电高度表生产与使用概况[J]. 国外导弹与宇航, 1983(5), 33 - 36.

· 简讯 ·

“阵风”战斗机有源电子扫描 “流星”弹试验取得了进展

一个用于达索公司“阵风”战斗机的泰勒斯公司的 RBE2 雷达上的新型有源电子扫描阵列在法国蒙德马松空军基地已经发展到了作战试验与鉴定阶段, 因为其作战型也预期对 MBDA 公司的“流星”超视距空空导弹进行新的分离试验。

据称, 使用 305 号“阵风”B 试验机进行的飞行试验表明, 该阵列较以前的传感器有双倍的探测距离和更宽的扫描区域。“我们很高兴, 因为我们取得了比预期更好的表现。”在法国军用试验中心负责“阵风”战斗机作战试验与鉴定的长官 Laurent Royer 中校说。由于现在的工作是以前在法国武器装备部国防采办局的 Cazaux 试验中心进行工作的继续, 他补充道:“我们在 90 次飞行中没有失败过。”

同时, 两次新的遥测“流星”弹的

分离试验预定在 Cazaux 试验中心进行, 扩展了在 2012 年 10 月从相同地点进行的两次同样试验的飞行包线。法国武器装备部称, 这两次投放使用的载机是“阵风”, 分别进行大过载机动和大攻角飞行, 还有两次武器投放预定在 2013 年底前进行。

法国预期在 2015 年从一架“阵风”飞机上实现“流星”弹的首次可控和推进发射, 预期从 2018 年起该空中优势导弹将装备法国的空军和海军。

(周江阳 王秀萍)