

文章编号:1671-1637(2014)05-0101-10

性能基导航中飞行技术误差估计研究综述

赵鸿盛¹, 徐肖豪², 李锐³, 熊智勇¹, 李冬宾⁴

(1. 中国航空无线电电子研究所 航空电子系统综合技术国防科技重点实验室, 上海 200233; 2. 中国民航大学
空中交通管理学院, 天津 300300; 3. 北京航空航天大学 国家空管新航行系统技术重点实验室, 北京 100191;
4. 中国民航管理干部学院 空中交通安全管理系, 北京 100102)

摘要:从人为因素、飞行器性能与环境因素3方面剖析了性能基导航中飞行技术误差的影响因素及其特性。依据导航方式与特定运行条件分类论述了基于飞行试验的飞行技术误差试验统计研究,指出了此类研究方法的局限性。评述了基于成型机理的飞行技术误差方差估计模型与方法,讨论了各种方法的特点和应用范围。从飞行技术误差估计方法与应用2方面分析了现有研究的局限性与后续研究展望。分析结果表明:在手动操作方式下,不同的飞行策略对飞行技术误差有较大影响,航径偏移指示器的灵敏度与侧向飞行技术误差负相关。在航路和终端区,某些通用航空飞行器的侧向飞行技术误差的标准差分别高达759.32、481.52 m,主要原因是未安装高精度导航系统。对飞行试验结果进行统计拟合的估计方法无法全面地覆盖全部机型、航段与天气条件,因而具有一定的局限性,而基于成型机理的飞行技术误差估计方法估计的侧向、高度飞行技术误差的标准差分别为2.68、1.13 m,通过与仿真结果和实测数据的比较,方法的有效性得到验证。性能基导航设备在实时估计飞行技术误差时,采用假设常值而不进行实时估计,将会使飞行器处于危险中。从多重因素入手研究如何减小性能基导航中飞行技术误差是未来的重要研究方向。

关键词:性能基导航;飞行技术误差;误差估计;湍流;飞行试验

中图分类号:V355

文献标志码:A

Overview of research on flight technical error estimation in performance based navigation

ZHAO Hong-sheng¹, XU Xiao-hao², LI Rui³, XIONG Zhi-yong¹, LI Dong-bin⁴

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Avionics System Integration, China Aeronautical
Radio Electronics Research Institute, Shanghai 200233, China; 2. School of Air Traffic Management, Civil
Aviation University of China, Tianjin 300300, China; 3. National Key Laboratory of CNS/ATM, Beihang
University, Beijing 100191, China; 4. Department of Air Traffic Safety Management, Civil Aviation
Management Institute of China, Beijing 100102, China)

Abstract: The characteristics and influencing factors of flight technical error (FTE) in performance based navigation (PBN) were analyzed in terms of human factors, aircraft performances and environmental factors. The research and statistical analysis of FTE estimation based on flight experiments were discussed according to navigation schemes and certain operation configurations, and the limitations of the methods were discussed. The estimation models and methods of FTE variance based on moulding mechanism were researched, and the characteristics

收稿日期:2014-05-07

基金项目:国家自然科学基金项目(61039001, U1233130);国家973计划项目(2010CB731800)

作者简介:赵鸿盛(1982-),男,上海人,中国航空无线电电子研究所工程师,工学博士,从事空中交通管理研究。

and applied ranges of different methods were discussed. The limitations of current researches and expectation of further work were analyzed in terms of FTE estimation method and FTE application. Analysis result indicates that the effect of flying strategy on FTE is prominent when the manual mode is active. Furthermore, lateral FTE is inversely correlated with the sensitivity of course deviation indicator. The standard deviations of lateral FTE for certain general aviation aircrafts are as much as 759.32 and 481.52 m, and the main cause is lack of high-precision onboard navigation system. The FTE estimation method based on fitting flight experiment data has certain limitation because it can not cover all aircraft types, flight segments or weather conditions. The standard deviations of lateral and vertical FTE are 2.68 and 1.13 m respectively because of using moulding mechanism. The method is proved to be effective through the comparison of both simulation result and test data. The onboard navigation equipment using a certain constant in substitute of real-time FTE estimation will endanger the aircraft. An important research direction in the future is to diminish the FTE in PBN with the consideration of multiple coupled factors. 1 tab, 2 figs, 54 refs.

Key words: performance based navigation; flight technical error; error estimation; turbulence; flight test

Author resume: ZHAO Hong-sheng(1982-), male, engineer, PhD, +86-21-64851817, zhao_zhengbo@sina.com.

0 引 言

性能基导航(Performance Based Navigation, PBN)^[1],或称基于性能的导航,包括区域导航(Area Navigation, RNAV)和所需性能导航(Required Navigation Performance, RNP),是新一代空中交通管理系统的导航方式。针对航空器在指定空域内的运行,性能基导航提出关于导航系统精确性、完好性、可用性、连续性与功能性等方面的性能要求,允许飞行器根据自身机载设备灵活选择导航方式。性能基导航能够更好地发挥多种机载导航传感器的效能,并在精确性、安全性、容量改进等方面体现出显著优势^[2]。

实施性能基导航要求对导航总系统误差(Total System Error, TSE)进行航前估计和实时估计,其中航前估计是为了满足航前飞行计划时确定导航性能标准等级的需求,实时估计是为了满足机载导航性能监视与告警的需求。导航总系统误差主要由飞行技术误差(Flight Technical Error, FTE)和导航系统误差(Navigation System Error, NSE)组成。卫星导航精度的提高极大地减小了导航系统误差,使飞行技术误差成为总系统误差的主体,因而性能基导航成功实施的关键是对飞行技术误差的定量估计。实际应用中飞行技术误差受环境、飞行器性能和人因3方面因素的影响,这些因素种类多,异质且

相互耦合,引致飞行技术误差的机理复杂,使得对飞行技术误差的定量估计具有挑战性。

20世纪60~90年代,为了提高飞行程序实施的精度,Mcruer等开展了关于飞行技术误差的研究^[3-23],其研究成果是后续研究开展的重要基础。近年来,由于飞行技术误差在新一代空中交通管理系统中的重要意义,这项研究再度成为热点。美国Volpe研究中心等相关主流研究机构相继开展了飞行技术误差研究^[24-32]。有关飞行技术误差的研究可概括为以下3类:第1类研究以理解飞行技术误差的形成原理为目的,探索其影响因素,本文中首先梳理并剖析了此类研究中飞行技术误差的各类影响因素及其相关特性、影响方式和机理;第2类研究以获得飞行技术误差的统计特性为目的,以飞行试验为数据获取手段,以统计分析、数据拟合为主要方法,建立飞行技术误差概率统计模型,但此类方法无法根据具体条件给出飞行技术误差估计值,从而无法满足PBN导航中对飞行技术误差的航前估计和实时估计的需求;为了解决第2类研究的局限性,并满足PBN导航的需要,第3类研究探索飞行技术误差的成型机理,建立了定量计入关键环境与主体因素影响的飞行技术误差方差模型,能够动态估计飞行技术误差的方差。

本文首先针对上述3类研究论述了现有研究状况与进展,之后在总结全文论述的同时,指出了未来

关于飞行技术误差问题仍需进一步研究的内容。

1 飞行技术误差影响因素及其特性

飞行技术误差是产生于飞行器自动飞行控制系统,或飞行器控制系统与飞行员所形成的闭环控制系统的误差,计量描述了无法完全精确地跟踪,或保持目标侧向航径、目标高度与目标速度的性能局限性。飞行技术误差包括侧向飞行技术误差、高度飞行技术误差和速度飞行技术误差。高度飞行技术误差和速度飞行技术误差统称为纵向飞行技术误差,其中高度飞行技术误差是指飞行器估计高度与飞行器目标高度之间的差值,国际民航组织尚未明确给出速度飞行技术误差的定义^[1]。图1为侧向飞行技术误差,是指飞行器估计位置与定义航径之间的距离。

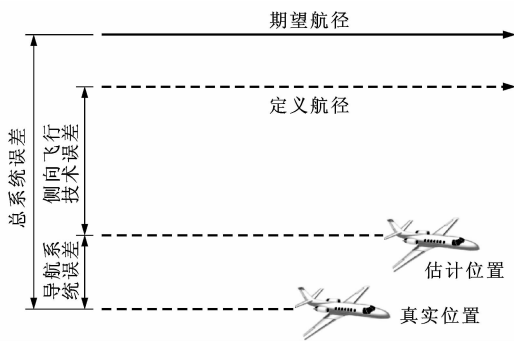


图1 侧向飞行技术误差

Fig.1 Lateral flight technical error

由于飞行技术误差的影响因素呈现多种类、异质、影响方式相互耦合、影响机理复杂的特点,因此,对飞行技术误差影响因素及其特性的研究是飞行技术误差定量估计的重要基础。

根据飞行技术误差影响因素的归属,可将其分为人为因素、飞行器性能因素和环境因素3类:人为因素主要包括飞行员驾驶技术、飞行员神经肌肉延迟^[33-35]、飞行员飞行策略与飞程序,将飞程序归类为人为因素的原因在于飞程序是人为制定的;飞行器性能因素包括飞行器自身的性能局限和系统摄动^[36]2类,飞行器自身的性能对飞行技术误差的影响主要包括自动飞行控制系统的目标指令跟踪性能和对扰动的抑制性能,而系统摄动的影响主要是由随机快速变动而无法精确描述的某些因素导致的不确定性产生的;环境因素主要包括气象因素和前机产生的尾流^[37]2种,气象因素包括大气湍流、侧风与突风。

无论是人为因素还是环境因素,它们对飞行技术误差的影响都是通过作用于飞行器本身来实现的,这种成型机理导致了飞行技术误差影响因素之

间的相互耦合,从而使得考虑多种、异质因素的飞行技术误差的定量估计问题更加复杂。

1.1 人为因素

人为因素中能够对飞行技术误差产生重要影响的主要包括飞行员驾驶技术、飞行员飞行策略和飞程序设计。

1.1.1 飞行员驾驶技术

在手动控制飞行时,飞行员作为飞行器闭环控制系统内的补偿主体,其表现会影响飞行器的目标信号跟踪精度,而飞行技术误差是对飞行员控制任务执行的精准程度的定量度量^[38-42],因此,要研究飞行员对飞行技术误差的影响,首先需要准确理解飞行员执行控制任务的特性。

飞行员驾驶技术水平是飞行技术误差的主要影响因素之一,通常以飞行小时来度量,具体表现为操作熟练程度和误操作次数^[4]、驾驶舱仪表扫视构型(Scan Pattern)^[5]、注意力的合理分配^[6-9]、控制任务的补偿效果、相同任务下的工作载荷与应对突发事件的空闲时间等。

以Mcruer等为代表的学者将控制任务根据其特性分为3类:补偿控制、追踪控制和预识控制^[10-14],并采用不同的建模方法建立了3类定量模型^[10]:飞行员准线性模型、飞行员最优控制模型^[15-17]和飞行员同构模型^[18]。这3类模型从控制学和人机功效学的角度提供了对手动飞行时飞行技术误差影响因素的分析。飞行员准线性模型^[19-20]为

$$H(s) = \frac{K e^{-\tau_4 s} (\tau_1 s + 1)}{(\tau_2 s + 1)(\tau_3 s + 1)} \quad (1)$$

式中: $H(s)$ 为拉氏变量 s 的函数^[21]; K 为飞行员增益; $\tau_1 \sim \tau_4$ 分别为延迟时间系数、超前时间系数、自然反应时间系数与反应延迟系数; $e^{-\tau_4 s}$ 为反应延迟; $\tau_3 s + 1$ 为神经肌肉延迟; $(\tau_1 s + 1)/(\tau_2 s + 1)$ 为可调节的人为均衡补偿。

飞行员准线性模型具有对实测数据的良好拟合一致性,但由于其分析在频域中进行,导致该模型较为抽象。飞行员最优控制模型中飞行员需优化的性能泛函^[32]为

$$J = \lim_{P \rightarrow +\infty} E \left\{ \frac{1}{P} \int_0^P \left[\sum_{i=1}^m q_i x_i^2(t) + r u^2(t) + \int_t^\infty G u^2(t) dt \right] y(\theta), \theta \leq t \right\} \quad (2)$$

式中: J 为优化目标,为 t 时段控制信号 $u(t)$ 的二次优化函数; $x_i(t)$ 为状态 i 在 t 时段的系统状态; $y(\theta)$

为积分变量 θ 的输出变量; q_i 为 $x_i^2(t)$ 在状态 i 的加权值; r 、 G 分别为 $u^2(t)$ 、 $\dot{u}^2(t)$ 的加权值; $E(\cdot)$ 为数学期望; P 为积分时间段。

飞行员最优控制模型直观地从时域分析,可以很好地对实测数据进行拟合,但其最优泛函中加权值的选择需要技巧,同时,其中信噪比的确定需要迭代,这些缺点限制了其应用。

飞行员同构模型通过模拟人体子系统的方式建模^[23],须对人体子系统的动力学特性有精确测量,因此该模型是迄今为止最精确的飞行员定量模型,但这种精确性伴随高复杂性,以致无法用于定量分析。

1.1.2 飞行员飞行策略

飞行员飞行策略主要是指在飞行机动时的控制策略,例如转弯时有无提前量以及提前量的大小,或高度变化时油门与升降舵的配合等。图 2 为 12 名飞行员手动复飞过程中 90° 转弯时的 60 条轨迹^[43],3 条较粗的实线标出了预期航径及其飞行保护区,其中处于居中位置的为预期航径,预期航径的拐点处为航路点。图 2 中的转弯轨迹有约 50% 聚集在预期航径周围,约 67% 处于保护区内,约 33% 处于飞行保护区以外。这 3 类飞行轨迹对应 3 种飞行员飞行策略:预置较多提前量转弯;预置恰当提前量转弯;看到航路点后转弯。图 2 中飞行轨迹与预期航径之间的差为总系统误差,但图示飞行范围小,飞行速度较快,因而导航条件因时间、空间的变化极小,所以导航系统误差的变化可忽略,因此,总系统误差的变化几乎是由飞行技术误差的变化造成的。

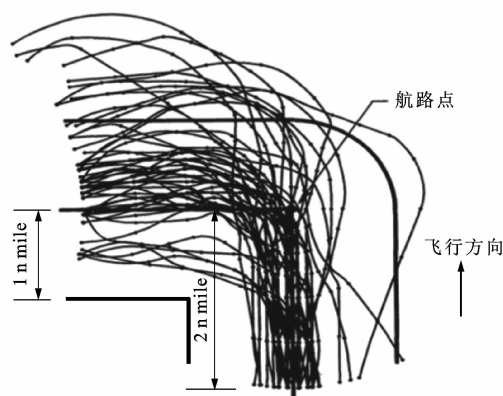


图 2 飞行策略对飞行技术误差的影响

Fig. 2 Impact of flight strategy on flight technical error

飞行员飞行策略对飞行技术误差的影响主要体现在飞行机动中,除了上述转弯机动,还包括爬升、下降、盘旋等。飞行策略不同于驾驶技术的主要原因在于后者有明确的评价指标,而前者由于没有明确的优劣之分使飞行员有一定的自由度。不仅如

此,飞行策略的不同所造成的飞行技术误差变化,在量度上远大于驾驶技术所造成的变化,因此,飞行策略是导致飞行技术误差的主要因素之一。

1.1.3 飞程序序

当其他条件相同时,不同的飞程序序会导致飞行技术误差的变化^[43],相比之下,这种影响在手动操作时更为显著。飞程序序设计中转弯点出现的位置、转弯角度类型以及与其他机动的衔接方式是导致飞行技术误差变化的主要原因。具体来说,锐角(航段连线凸多边形的内角)较钝角会造成更大的飞行技术误差;在最后进近定位点处设置转弯机动,将会比直线衔接中间进近航段和最后进近航段的飞程序序,在最后进近航段造成更大的飞行技术误差。飞程序序设计中的上述特征,是导致最后进近航段等关键航段飞行技术误差的引致因素。

1.2 飞行器性能

与其他影响因素相比,飞行器性能因素对飞行技术误差的影响更直接,因为其他因素是通过飞行器来间接施加影响的。对飞行技术误差产生影响的飞行器性能特性有 3 种:飞行器气动性能、飞行控制系统性能特性与系统不确定性。

飞行器气动性能,是飞行器操控性是否良好的基础,而飞行控制系统性能直接影响飞行器对控制指令的执行精度(如侧向航迹控制、高度控制与速度控制等),因而飞行器气动性能和飞行控制系统性能特性对飞行技术误差的影响是显而易见的。此外,导致系统不确定性的一部分因素会影响系统控制信号的精准执行,从而引致飞行技术误差^[36],例如油料晃动、飞行器重心位置漂移与舵面作动系统的高频特性等。

飞行器气动性能、飞行控制系统性能特性与系统不确定性对飞行技术误差的影响时刻遍布飞行任务各航段,是飞行技术误差的一个重要诱因,特别是在当前 PBN 导航的高精度背景要求下显得尤为突出,本文中关于飞行器性能因素与飞行技术误差之间的定量研究见 3.2 节。

1.3 环境因素

影响飞行技术误差的环境因素主要包括大气湍流、侧风、突风与尾流。

1.3.1 大气湍流

大气湍流普遍存在于对流层,因而会影响各个航段的飞行技术误差,是飞行技术误差的主要成因之一^[44]。在手动控制模式或自动飞行控制模式下,大气湍流都会导致飞行技术误差。大气湍流通过将

随机的脉动气流作用于飞机的操纵面上,将湍流的速度分量分别叠加在侧向(侧滑角)、纵向(加速度)和垂向(高度变化率),以随机的快速扰动阻止飞行器精确地跟踪目标飞行高度、飞行速度和沿目标航径飞行,造成由湍流引致的侧向、高度与速度飞行技术误差。

性能基导航在进近着陆航段对导航精度、安全性的要求最高,因而针对此航段开展关于湍流扰动导致飞行技术误差的研究,具有更直接的应用价值。本文中关于进近着陆航段大气湍流扰动下飞行技术误差的定量研究参见3.2节。

1.3.2 侧风和突风

侧风是指从飞行器左舷或右舷沿飞行器侧轴运动的气流。突风是指突发性的,以不可预测的方式从不规则的方向移动到飞行器上的气流。由于侧风和突风的发生不定时且持续时间不确定,所以它们将以突发和不确定的方式影响侧向、高度和速度飞行技术误差。

在进近着陆过程中侧风的影响尤为显著。侧风着陆是飞行员的重要飞行技术之一,常用的2种侧风着陆技术是侧航法与压机翼法,但前者所需的恰当风偏修正角和后者所需的恰当滚转角,需要累试才能选准,此过程将导致飞行技术误差。气动研究方法中一般用坐标系的平移来处理侧风。由于难以通过气象资料预先较确切地得知侧风,所以侧风增加了侧向飞行技术误差变化的随机性,使得准确估计侧向飞行技术误差的难度额外增大。

1.3.3 尾流

尾流是因机翼上下表面的压力差在翼尖卷起并消散于飞行器飞行轨迹上的一对反向旋转的气旋^[45]。在平静大气中尾流将绵延数海里,因而会对跟进的飞行器造成威胁^[46]。如果飞行器遭遇尾流,飞行状态将会在极短的时间内发生剧烈的改变,导致飞行技术误差的产生。

因遭遇尾流的方式不同,飞行器的飞行状态将有不同的改变,从而导致飞行技术误差的不同变化^[47]:如果飞行器沿横向穿越整个流场,将主要导致纵向飞行技术误差的不可预料的改变;如果飞行器沿纵向进入尾流下洗区,将导致高度飞行技术误差突然增大;如果飞行器沿纵向进入尾涡中心区,将同时导致侧向和高度飞行技术误差的突发性改变。需要指出的是通常飞行器遭遇尾流的方式是上述3种情况的交叉,因而所引起的飞行技术误差的特性也具有复合性。

2 基于飞行试验的飞行技术误差统计与拟和

飞行技术误差估计模型研究的主要方法是采用飞行试验或半仿真飞行试验采集数据,通过统计分析与数据拟合的方法来获取飞行技术误差的概率分布模型。通常认为飞行技术误差服从正态分布。根据研究目的的不同,可将这类研究分为4个子类。

2.1 RNAV中飞行技术误差测量

Richardson以飞行技术误差测量为目的实施了终端区飞行试验^[4],试验中由6名飞行员执行相同的RNAV飞行程序,对飞行技术误差的测量数据表明:使用驾驶舱数据广播系统,在完全相同的终端区进场航段,侧向飞行技术误差的标准差可由1 426.04 m减小为879.70 m;在最后进近航段,由1 629.76 m减小为633.38 m。这种改进的主要原因是驾驶舱数据广播系统的使用减小了飞行员数据输入的工作量,从而降低了操作错误,每次飞行的错误次数从0.87降低到0.15,结论也证明了飞行员对飞行技术误差有直接影响。

Huntley等采用航径偏移指示器(Course Deviation Indicator, CDI),测量了通用航空器在执行终端区RNAV飞行程序时的侧向飞行技术误差^[43],统计结果表明侧向飞行技术误差的均值小于111.12 m,标准差小于1 296.40 m,该研究的重要结论是CDI的灵敏度与侧向飞行技术误差具有负相关性,即增大CDI的灵敏度将有助于减小侧向飞行技术误差。

Adams使用飞行模拟器研究了RNAV导航条件下飞行员手动驾驶在航路和终端区的侧向飞行技术误差^[48-49],对飞行试验结果的统计表明:航线运营飞行器在航路和终端区的侧向飞行技术误差标准差分别为463.00、314.84 m,通用航空飞行器在航路和终端区的侧向飞行技术误差标准差分别为759.32、481.52 m。产生以上结论可能的原因包括:通用航空飞行器导航设备的精度较低与航路测试中将惯性导航系统的位置数据当作飞行器的真实数据。Adams的研究^[48-49]的重要结论是通过统计分析证实了总系统误差与飞行技术误差处于同一量级,而对于没有复杂导航设备和数据处理系统的通用航空器,飞行技术误差基本等于总系统误差。

2.2 飞行进近中飞行技术误差的测量

进近是受飞行技术误差影响最为显著的航段,Hall等在圣路易斯机场测量了直线进近中共42 655个航班的侧向飞行技术误差和高度飞行技

术误差^[24]。侧向飞行技术误差与高度飞行技术误差的测量装置分别为机场场面探测仪和激光测距仪。在剔除了其中 10 650 个异常数据后,基于 32 005 个航班的测量数据进行了统计分析,结果表明:在 274 m 高度附近的侧向飞行技术误差的均值为 0.61 m,标准差为 6.10 m,高度飞行技术误差的均值为 0.49 m。需要指出的是,测量对象主要是航线运营飞行器,因此,普遍配备有机载卫星导航系统,而控制方式包括飞行员手动和自动飞行控制系统接通的情况。

2.3 特定设备/模式下的飞行技术误差测量

此类研究测量并统计分析了使用某种航电设备,或者实施特定运行模式后的飞行技术误差,以研究该航电设备或运行模式对飞行技术误差的影响。Eldredge 等统计了 RNAV 条件下的飞行技术误差^[50],不同于其他工作,该研究中通过飞行员操纵飞行模拟机进行飞行试验,由与飞行模拟机相接的计算机记录飞行技术误差数据,在统计飞行技术误差时,排除了在航路点等需要转弯等机动操作的部分,因而是对稳态飞行技术误差的统计。Eldredge 等比较了飞行指引仪使用前后飞行技术误差的变化:采用终端区飞程序后,无飞行指引仪的飞行技术误差标准差为 218.54 m,有飞行指引仪的飞行技术误差标准差为 180.57 m,飞行技术误差显著降低。

Williams 等研究了高容量小型航空器运输系统 (Small Aircraft Transportation System-Higher Volume Operations, SATS-HVO) 运行下的飞行技术误差^[25]。SATS-HVO 的主旨是改变无塔台、无雷达机场的单进单出运行规则,通过提高起落效率来增大机场容量。Williams 等通过飞行试验和飞行模拟机试验测量了高度、侧向和速度飞行技术误差^[25],结果见表 1。可以看到 3 类飞行技术误差均因高容量小型航空器运输系统的使用而得到改善。需要指出的是这些飞行器大多为通用航空飞行器,与航线运营飞行器相比,导航等机载设施不够完备,因此,表 1 中的飞行技术误差是令人满意的。

表 1 不同运行模式下飞行技术误差标准差

Tab. 1 Standard deviations of FTE under different operation modes

运行模式	速度飞行技术 误差/(m·s ⁻¹)	高度飞行技术 误差/m	侧向飞行技术 误差/m
SATS-HVO	0.92	1.82	55.56
单进单出	3.94	5.37	351.88

Schnell 等统计分析了离场和进近过程中的飞行技术误差,研究了综合视觉系统 (Synthetic Vision

System, SVS) 对飞行技术误差的改善,统计结果表明侧向飞行技术误差的均值为 1.40 m,高度飞行技术误差的均值为 1.70 m^[26]。需要指出的是统计结果包含了离场航空器的飞行技术误差数据,从而增大了统计均值,因此,可以推断进近过程中的飞行技术误差均值应该更小。

2.4 基于不同分布函数对飞行技术误差的拟合

2.1~2.3 节的研究中均认为飞行技术误差服从正态分布,从而主要是对其统计特征标准差、方差或均值的测量与统计研究。本节研究未采用这种假设,而是用不同的概率分布函数对飞行技术误差进行拟合并查验拟合的效果。Levy 等用假设检验的方法对侧向与高度飞行技术误差进行拟合分析,用到的概率分布模型包括正态分布、Johnson 分布、Gamma 分布^[27],拟合结果表明 Johnson 分布对飞行技术误差的拟合效果最佳,但当样本数小于 103 时,Johnson 分布的精度将会下降,因此,与正态分布相比,相符性较好的拟合效果并不能说明 Johnson 分布是关于飞行技术误差概率分布函数的一种更优选择。在此基础上,Dong 等基于四分位数分析优化的 Johnson 曲线选择方法,对飞行技术误差进行拟合,从而获得其统计特征^[51]。

2.5 误差综合分析

综上所述,基于飞行试验的飞行技术误差分析方法上大致相同,均首先进行飞行试验测量,再采用统计、拟合等方法进行分析,但此类研究的不足在于飞行试验无法全面覆盖全部机型、全部航段与全部天气条件,因而统计结果具有一定的局限性。如果需要较准确地得到某种场景和一定天气条件下,某一特定机型的飞行技术误差,则需要设置相同的试验条件进行飞行试验,这在大多数情况下因成本过高而无法实现,因此,基于对飞行技术误差成型机理的分析来获得飞行技术误差统计特征,能够有效规避上述缺陷。

3 基于成型机理的飞行技术误差方差模型

基于飞行技术误差的成型机理,可以定量分析其影响因素,以及飞行控制系统与飞行技术误差统计特征之间的定量关系,从而建立飞行技术误差统计特征(方差或标准差)的估计模型。

3.1 基于飞行器质点假设的高度飞行技术误差方差模型

湍流是飞行技术误差的重要影响因素之一,

其影响贯穿飞行任务的所有航段。Anderson 基于非稳态湍流对高度飞行技术误差的影响机理,研究了高度飞行技术误差的统计模型^[44],以飞行器为质点建立了进近过程中高度飞行技术误差 D 的计算公式

$$D = h - l \tan(\alpha) \quad (3)$$

$$\dot{\alpha} = g/V_a [n - \cos(\alpha)] \quad (4)$$

$$\dot{l} = V_a \cos(\alpha) \quad (5)$$

$$\dot{h} = V_a \sin(\alpha) + w_T \quad (6)$$

$$\dot{w}_T = \dot{D} \frac{\partial w_T}{\partial h} \quad (7)$$

式中: h 为飞行高度; l 为飞行器沿跑道中心线延长线距跑道入口的距离; α 为下滑道与水平面的夹角,通常为 3° ; g 为重力加速度; V_a 为飞行器空速; n 为载荷因子; w_T 为湍流强度的垂直分量。

Mcdonnel 根据动态逆控制率假设,将飞行员的高度操纵任务描述为二阶线性齐次微分方程^[35]

$$\ddot{D} + 2\zeta_D \omega_D \dot{D} + \omega_D^2 D = 0 \quad (8)$$

式中: ζ_D 、 ω_D 分别为控制任务闭环系统的阻尼和自然频率。

飞行员手动驾驶时高度飞行技术误差的方差 σ_D^2 为

$$\sigma_D^2 = \frac{\tau_w I_w^2}{\omega_D / 2\zeta_D - (\omega_D / 2\zeta_D)^2 \rho \pi \tau_r / N^2(\sigma_D, C)} \quad (9)$$

$$N(\sigma_D, C) = \operatorname{erfc}\left(\frac{C}{\sqrt{2}\sigma_D}\right) \quad (10)$$

式中: σ_D 为高度飞行技术误差的标准差; τ_w 为湍流相关时间,由特征尺度与空速的比值得到; I_w 为湍流垂直分量的强度; ρ 为常数,取值为 0.01; τ_r 为飞行员模型非线性部分的时间常数,取值为 0.3~1.0; $N(\sigma_D, C)$ 为 σ_D 和人眼分辨率 C 的高斯误差函数, C 为 0.05° ; $\operatorname{erfc}(\cdot)$ 为余误差函数。

Anderson 提供的算例^[44]表明,高度飞行技术误差小于 0.56 m 的概率大于 95%,该研究定量分析了非稳态湍流与飞行技术误差统计特征之间的关系,但将飞行器视为质点,使所考虑的飞行器自由度只有沿笛卡尔坐标系 3 个轴向的线运动,而不包含角运动。从式(9)也可以看到,该表达式是 σ_D 的隐式函数,需要通过数值迭代来求解,因此,不仅应用不便,且存在迭代是否收敛的问题。

3.2 PBN 导航中湍流引致飞行技术误差方差估计模型

PBN 导航中飞行技术误差影响因素异质且相

互耦合,由于湍流扰动直接阻碍飞行器对目标飞行高度、速度和航径的精确跟踪,而飞行器自动控制系统执行对扰动的抑制,赵鸿盛等基于对上述关于 2 种影响因素导致飞行技术误差的成型原理的分析,提出了针对不同湍流强度和飞行器航迹控制系统特性的侧向、纵向飞行技术误差方差的估计方法^[46-47],分别为

$$\sigma_L^2 \leq \frac{1}{2\pi} [\sup(A)]^2 \int \Phi_L(\omega) d\omega \quad (11)$$

$$\sigma_V^2 \leq \frac{1}{2\pi} [\sup(B)]^2 \int \Phi_V(\omega) d\omega \quad (12)$$

$$A = \bar{\sigma}[\mathbf{G}_L(s)]$$

$$B = \bar{\sigma}[\mathbf{G}_V(s)]$$

式中: σ_L^2 、 σ_V^2 分别为侧向、纵向飞行技术误差方差; $\mathbf{G}_L(s)$ 、 $\mathbf{G}_V(s)$ 分别为侧向、纵向航迹控制系统的闭环传递函数矩阵; $\bar{\sigma}(\cdot)$ 为最大奇异值函数; $\sup(\cdot)$ 为求取上确界函数; b 为侧向或垂直 Dryden 湍流功率谱密度的带宽的 2~3 倍; $\Phi_L(\omega)$ 、 $\Phi_V(\omega)$ 分别为 Dryden 湍流侧向和垂向功率谱密度,是湍流频率 ω 的函数, $\omega \in b$ 。

式(11)、(12)给出的是侧向、纵向飞行技术误差的方差上界,也就是湍流扰动所导致的可能的最大飞行技术误差方差。需要指出的是虽然纵向飞行技术误差的方差上界与侧向飞行技术误差的方差上界的估计模型在形式上归于统一,但由于侧向航迹控制系统的湍流扰动输入只考虑侧向湍流,因此湍流是输入向量中唯一占主导地位的分量,可采用向量增益法^[28],而纵向飞行技术误差的研究不具备上述条件,必须分别针对高度控制通道和速度控制通道进行分析^[29]。

针对湍流扰动在系统摄动存在的情况下引致飞行技术误差存在耦合的问题,Zhao 等提出了基于鲁棒控制的分析方法,先获取摄动影响下的最差鲁棒性能系统以解耦,从而能够给出侧向飞行技术误差的方差上界的方法,该方法同时考虑了摄动和湍流扰动引致侧向飞行技术的定量估计^[30]。上述模型可用来估计 PBN 导航中稳态飞行技术误差的方差上界,但不适用于包含转弯、等待航线等较大机动的飞行情景。基于上述方法针对最后进近航段实施的算例结果为:侧向、高度飞行技术误差标准差分别为 2.68、1.13 m。该结果不仅与时域仿真的结果相符,且与 Hall 等的实测数据^[24]吻合,验证了该方法的正确性和有效性。

上述飞行技术误差的估计方法,适用于 PBN 导

航中航前飞行技术误差的估计,而飞行技术误差的实时估计是 RNP 导航所要求的机载导航性能监视的基础。目前的飞行技术误差实时估计方法,主要是基于 PBN 导航中飞行技术误差的定义,利用机载导航系统估计的飞行器位置与定义航径的差值得到高度或侧向飞行技术误差^[31-32],例如利用地基增强的卫星导航系统对飞行器三维位置的估计来实时估计高度飞行技术误差^[52]。

4 讨论与展望

性能基导航中的飞行技术误差估计方法,有实时飞行和航前估计 2 种应用方式。下面分别就性能基导航中飞行技术误差估计方法、飞行技术误差的 2 类应用展开讨论,并给出了后续研究展望。

在飞行技术误差估计方法方面,以飞行试验和统计分析为主要方法的研究,使得对某些飞行试验场景中的飞行技术误差的量级有一定的经验性了解,但这种方法依赖于特定场景的局限性,导致经验数据的适用范围有限。在基于飞行技术误差成型机理的模型或估计方法研究中,Anderson 提出的高度飞行技术误差模型,解释了飞行员手动控制时,高度飞行技术误差概率分布与飞行员非线性特性、非稳态湍流强度之间的关系^[44],但其隐式函数增加了应用的复杂度;赵鸿盛等提出的方法^[45-46]能用来在 PBN 导航中对侧向和高度飞行技术误差方差进行航前估计,且估计值是依赖湍流强度、飞行器性能特性与飞行条件(主要是飞行高度和速度)而变化的函数,已验证该方法在非机动飞行时对飞行技术误差估计的准确性;Fujii 的工作^[52]对 PBN 导航中高度飞行技术误差的实时估计进行了初步总结,但研究表明,以气压高度表为典型代表的机载设备所估计的高度飞行技术误差,在高度较低航段的精度(例如进近航段)和可信程度非常低,因此,低高度条件下的高度飞行技术误差实时估计仍需进一步研究。

在飞行技术误差实时估计的应用方面,某些实施 PBN 导航的飞行器机载导航设备不对飞行技术误差进行实时估计,而用一个假设的、只依飞行控制方式而变的常值来计入飞行技术误差对总系统误差的贡献,这在某些情况下将陷飞行器于极大的危险中^[1],这是因为在某些可能导致较大飞行技术误差的航段(例如转弯机动和盘旋等待),当飞行技术误差增大时,可能已导致实际的总系统误差数倍于精度要求,但机载导航设备由于对飞行技术误差只计入常数值,从而不会感知这种变化,因而不会告警,

这种情况对于运行在多障碍物(例如多山的峡谷航路)区域的飞行任务将会是致命的。

在飞行技术误差估计的航前应用方面,Zhao 等提出的方法与 Fujii 的研究^[45-46,52]都综合考虑了天气因素,因此,可为性能基导航的实施,结合起降机场的天气信息进行航前预测,确定能够执行的导航标准。然而,航路飞行的天气因素却尚未进行全面的建模,因此,某些密集的大洋航线区域(如大西洋航线)将需要基于大西洋本地天气特征进行综合分析和建模,以提供更加精确实用的性能基导航中飞行技术误差的航前估计模型。此外,基于成型机理的飞行技术误差估计方法由于综合考虑了飞行器性能,因此可为基于 4D 轨迹的飞行提供重要参考。

性能基导航中飞行技术误差的估计方法研究从误差成因及机理 2 方面为飞行技术误差的缩减提供了重要的引导和研究基础,以湍流为主要误差诱因的成型机理分析,有助于飞行控制系统设计中精确抗干扰的误差定位。

5 结 语

导致飞行技术误差的因素繁多,异质且相互耦合,本文将其归纳为人为因素、飞行器因素和环境因素 3 类,论述了各影响因素的特性及其导致飞行技术误差的原理。根据研究方法的不同,讨论了以飞行试验和统计分析为主要研究方法对飞行技术误差开展的研究,针对 PBN 导航中飞行技术误差航前估计和飞行中实时估计的问题与基于飞行技术误差成型机理的估计模型或估计方法研究。

飞行技术误差统计的估计与成型机理的相关研究,不仅能应用于 PBN 导航中的关键需求,且可以应用于其他相关领域,包括:航空电子系统的误差预算^[49]、飞行器适航认证的规章制定^[53]、舰载战斗机的着舰精度与驾驶舱飞行员视觉感知系统的评估等^[54]。

参 考 文 献 :

References :

- [1] DOC9613, international civil aviation organization, performance based navigation (PBN) manual[S].
- [2] 中国民用航空局. 中国民航基于性能的导航实施路线图[R]. 北京:中国民用航空局,2009.
Civil Aviation Administration of China. China civil aviation performance based navigation implementation roadmap[R]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2009. (in Chinese)
- [3] MCRUER D T, HOFMANN L G, TEX H R, et al. New

- approaches to human-pilot/vehicle dynamic analysis[R]. Alexandria: NTIS, 1968.
- [4] RICHARDSON D W. Determination of the impact of digital data broadcast on flight technical error[R]. Alexandria: NTIS, 1980.
- [5] HAYASHI M. Hidden Markov models to identify pilot instrument scanning and attention patterns[C]//IEEE. 2003 IEEE International Conference on Systems, Man, and Cybernetics. Manchester: IEEE, 2003: 2889-2896.
- [6] MCRUER D T, KRENDEL E S. The human operator as a servo system element[J]. Journal of the Franklin Institution, 1959, 267(5): 381-403.
- [7] MCRUER D T. Human dynamics in man-machine systems[J]. Automatica, 1980, 16(3): 237-253.
- [8] MCRUER D T, MAGDALENO R E. Human pilot dynamics with various manipulators[R]. Alexandria: NTIS, 1966.
- [9] BEKEY G A. The human operator as a sampled-data system[J]. IEEE Transactions on Human Factors in Electronics, 1962, 3(2): 43-51.
- [10] MCRUER D T, JEX H R. A review of quasi-linear pilot models[J]. IEEE Transactions on Human Factors in Electronics, 1967, 8(3): 231-249.
- [11] RASMUSSEN J. Skills, rules, and knowledge; signals, signs, and symbols, and other distinctions in human performance models[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, 1983, 13(3): 257-266.
- [12] KLEINMAN D L, BARON S, LEVISON W H. An optimal control model of human response, part I: theory and validation[J]. Automatica, 1970, 6(3): 357-369.
- [13] BARON S, KLEINMAN D L, LEVISON W H. An optimal control model of human response, part II: prediction of human performance in a complex task[J]. Automatica, 1970, 6(3): 371-383.
- [14] STAPLEFORD R L, MCRUER D T, MAGDALENO R E. Pilot describing function measurements in a multiloop task[J]. IEEE Transactions on Human Factors in Electronics, 1967, 8(2): 113-125.
- [15] KLEINMAN D L. Optimal control of linear systems with time-delay and observation noise[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1969, 14(5): 524-527.
- [16] LEVISON W H, BARON S, KLEINMAN D L. A model for human controller remnant[J]. IEEE Transactions on Man-Machine Systems, 1969, 10(4): 101-108.
- [17] THOMPSON P, MCRUER D. Comparison of the human optimal control and crossover models[C]//AIAA. Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Minneapolis: AIAA, 1988: 1083-1090.
- [18] DIAMANTIDES N D. A pilot analog for airplane pitch control[J]. Journal of the Aerospace Sciences, 1958, 25(6): 361-370.
- [19] MAGDALENO R E, MCRUER D T. Experimental validation and analytical elaboration for models of the pilot's neuromuscular sub-system in tracking tasks[R]. Hawthorne: NASA, 1971.
- [20] WIERWILLE W W. A theory for optimal deterministic characterization of time-varying human operator dynamics[J]. IEEE Transactions on Human Factors in Electronics, 1965, 6(1): 53-61.
- [21] MCDONNELL J D, JEX H R. A critical tracking task for man-machine research related to the operator's effective delay time. II. experimental effects of system input spectra, control stick stiffness, and controlled element order[R]. Washington DC: NASA, 1967.
- [22] BARON S, ELKIND J I, KLEINMAN D L, et al. Application of optimal control theory to the prediction of human performance in a complex task[R]. Cambridge: Bolt Beranek and Newman Inc., 1970.
- [23] COSTELLO R G, HIGGINS T J. An inclusive classified bibliography pertaining to modeling the human operator as an element in an automatic control system[J]. IEEE Transactions on Human Factors in Electronics, 1966, 7(4): 174-181.
- [24] HALL T, SOARES M. Analysis of localizer and glide slope flight technical error[C]//IEEE. Proceedings of the 27th Digital Avionics Systems Conference. Saint Paul: IEEE, 2008: 1-9.
- [25] WILLIAMS D M, CONSIGLIO M C, MURDOCH J L, et al. Flight technical error analysis of the SATS higher volume operations simulation and flight experiments[C]//IEEE. Proceedings of the 24th Digital Avionics Systems Conference. Arlington: IEEE, 2005: 1-12.
- [26] SCHNELL T, ETHERINGTON T, VOGL T, et al. Field evaluation of a synthetic vision information system onboard the NASA aries 757 at Eagle County Regional Airport[C]//IEEE. Proceedings of the 21st Digital Avionics Systems Conference. Irvine: IEEE, 2002: 1-12.
- [27] LEVY B S, SOM P, GREENHAW R. Analysis of flight technical error on straight, final approach segments[C]//ION. Proceedings of the ION 59th Annual Meeting. Albuquerque: ION, 2003: 456-467.
- [28] ZHAO Hong-sheng, XU Xiao-hao, ZHANG Jun, et al. Lateral flight technical error model for performance based navigation[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011, 24(3): 329-336.
- [29] ZHAO Hong-sheng, XU Xiao-hao, ZHANG Jun, et al. Model of flight technical error in symmetrical plane for performance based navigation[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 28(3): 246-254.
- [30] ZHAO Hong-sheng, XU Xiao-hao, ZHANG Jun, et al. Extended estimation method for lateral flight technical error of perturbed system in performance based navigation[J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 30(10): 278-285.
- [31] 赵鸿盛. PBN 导航中飞行技术误差的估计模型与方法研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2012.
- ZHAO Hong-sheng. Estimation models and methods of the

- flight technical error in performance based navigation[D]. Beijing: Beihang University, 2012. (in Chinese)
- [32] SHOMBER H R. RNP capability of FMC equipped 737, generation 3[R]. Chicago: Boeing Company, 2002.
- [33] MCRUER D T, GRAHAM D, KRENDEL E S, et al. Human pilot dynamics in compensatory systems: theory, models, and experiments with controlled element and forcing function variations[R]. Alexandria: NTIS, 1965.
- [34] MCRUER D T, KRENDEL E S. The man-machine system concept[C]//IEEE. Proceedings of IRE. New York: IEEE, 1962: 1117-1123.
- [35] MCDONNELL J D. A preliminary study of human operator behavior following a step change in the controlled element[J]. IEEE Transactions on Human Factors in Electronics, 1966, 7(3): 125-128.
- [36] LOOYE G H, BENNANI S. Design of a flight controller for the research civil aircraft model (RCAM) using mu-synthesis[R]. Alexandria: NTIS, 1996.
- [37] 徐肖豪,赵鸿盛,王振宇. 尾流间隔缩减技术综述[J]. 航空学报, 2010, 31(4): 655-662.
- XU Xiao-hao, ZHAO Hong-sheng, WANG Zhen-yu. Overview of wake vortex separation reduction systems[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(4): 655-662. (in Chinese)
- [38] HESS R A. Analyzing manipulator and feel system effects in aircraft flight control[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, 1990, 20(4): 923-931.
- [39] HESS R A. Analysis of aircraft attitude control systems prone to pilot-induced oscillations[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1984, 7(1): 106-112.
- [40] HESS R A. Prediction of pilot opinion ratings using an optimal pilot model[J]. Human Factors, 1977, 19(5): 459-476.
- [41] MCRUER D T, KRENDEL E S. Dynamic response of human operators[R]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 1957.
- [42] KRENDEL E S, MCRUER D T. A servomechanisms approach to skill development[J]. Journal of the Franklin Institute, 1960, 269(1): 24-42.
- [43] HUNTLEY M S, TURNER J W, PALMER R. Flight technical error for category B non-precision approaches and missed approaches using non-differential GPS for course guidance[R]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 1993.
- [44] ANDERSON M R. A flight technical error model for non-stationary random turbulence[C]//AIAA. Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Montreal: AIAA, 2001: 1-8.
- [45] 赵鸿盛. 空中交通中的尾流大涡数值模拟及消散预测算法研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2008.
- ZHAO Hong-sheng. Large eddy simulation and dissipation prediction algorithm research of wake vortex of air traffic[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2008. (in Chinese)
- [46] 赵鸿盛,徐肖豪. 一种尾流消散动态预测的改进算法[J]. 中国民航大学学报, 2008, 26(1): 4-7.
- ZHAO Hong-sheng, XU Xiao-hao. Improved algorithm of dynamic prediction of wake vortex dissipation[J]. Journal of Civil Aviation University of China, 2008, 26(1): 4-7. (in Chinese)
- [47] 徐肖豪,赵鸿盛,杨传森,等. 飞行进近中尾流的大涡数值模拟[J]. 南京航空航天大学学报, 2010, 42(2): 179-184.
- XU Xiao-hao, ZHAO Hong-sheng, YANG Chuan-sen, et al. Large eddy simulation of wake vortex during approach[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 42(2): 179-184. (in Chinese)
- [48] ADAMS R J. An operational evaluation of flight technical error[R]. Alexandria: NTIS, 1975.
- [49] ADAMS R J. Avionics certification requirements and procedures: error budgets for VOR/DME-RNAV, Loran-C, Omega and GPS including flight technical error[R]. Alexandria: NTIS, 1981.
- [50] ELDREDGE D, CROOK W G, CRIMBRING W R. Simulation tests of flight technical error in 2D/3D area navigation (RNAV) using a multiple waypoint RNAV system with and without a flight director system[R]. Alexandria: NTIS, 1977.
- [51] DONG Bing, LUO Xiao-li. Analysis of assessment method about the flight technical error based on Johnson curves[J]. Procedia Engineering, 2011, 17: 84-89.
- [52] FUJII N. A concept of CAT III GBAS requirement based on real-time flight technical error estimation[C]//ION. ION GNSS 20th International Technical Meeting of the Satellite Division. Fort Worth: ION, 2007: 453-460.
- [53] GARG S, OUZTS P J. Integrated flight propulsion control design for a STOVL aircraft using H-infinity control design techniques[C]//IEEE. The 1999 American Control Conference. Boston: IEEE, 1999: 568-576.
- [54] BRAUN J F, MORTON W W, PECKHAM C G. Flight technical error of general aviation aircraft (statistical analysis of random errors from intended flight altitude of private aviation aircraft operating under visual and instrument flight rules)[R]. Alexandria: NTIS, 1981.