基于4D航迹的飞机连续下降运行飞行引导技术

李广文^{1*}, 贾秋玲¹, 齐林², 张翔伦³, 章卫国¹

1. 西北工业大学自动化学院, 西安 710072;

2. 中国航空工业集团公司, 中国航空无线电电子研究所, 上海 200233;

3. 中国航空工业集团公司, 飞行器控制一体化技术国防科技重点实验室, 西安 710065

* E-mail: liguangwen@nwpu.edu.cn

收稿日期: 2017-06-11; 接受日期: 2017-10-20; 网络版发表日期: 2017-12-20

国家自然科学基金项目(批准号: 61374032)和航空科学基金项目(批准号: 20155853043)资助

摘要 连续下降运行(continuous descent operation, CDO)是减少大型飞机燃油消耗、降低噪声污染和二氧化碳排放的进近方式. 但由于连续下降进近增加了飞机进场航迹的不确定性, 降低了跑道容量, 限制了CDO的实施. 为了在低密度空域环境下实施CDO, 需要借助于四维航迹运行技术, 利用4D航迹预测和飞行引导系统实现可定时到达的精准飞行引导, 降低CDO航迹的不确定性. 本文给出了一种基于4D航迹的大型飞机飞行引导系统架构, 介绍了4D航迹的描述方法和多约束情况下4D航迹规划过程; 为提高估计到达时间的预测精度, 提出了一种基于伪航路点的地速计算方法; 最后给出了基于要求到达时间(required time of arrival, RTA)和纵向位置误差的速度调整策略. 本文以某型运输机为例, 进行了基于4D航迹的连续下降进近仿真, 仿真结果验证本文所提引导架构和算法能够为大型客机提供面向定时到达的精确4D飞行引导能力.

关键词 连续下降运行, 4D飞行引导, 4D航迹预测

1 引言

连续下降运行(continuous descent operation, CDO)技术是为了减少机场周边的噪声污染以及减少燃油消耗提出的飞机运行技术^[1], 通过连续下降运行可以使飞机在进近过程中以较高高度和速度飞行, 从而有效地降低噪声、减少污染物排放并且节省燃油. 旨在提高空中交通效率, 贯彻绿色航空理念的SESAR(single European sky ATM research, 欧洲单一天空空中交通管理研究)项目和美国NextGen计划都将连续下降运行作为重要的工作内容, 并已开展了大量的理论研究和

实际飞行验证^[2-4]. 贯彻绿色航空的理念, 加大节能减排力度, 采用CDO技术以降低运行成本和能耗是未来大型客机的必然选择^[5].

虽然CDO技术能够有效降低噪音污染和燃油消耗, 减轻空管人员工作负担, 降低飞机进近过程中可控撞地风险等诸多优点, 但是由于连续下降进近要求飞机仅可能按照飞机本身所规划的最优下降剖面飞行, 在风速风向变化等气象信息变化情况下, 飞机的最优下降航迹存在不确定性, 出于安全考虑, 必须增大终端区飞机间隔, 降低了跑道容量, 因此导致目前连续下降运行主要在低密度空域或非繁忙的夜间实施. 如

引用格式: 李广文, 贾秋玲, 齐林, 等. 基于4D航迹的飞机连续下降运行飞行引导技术. 中国科学: 技术科学, 2018, 48: 312-325

Li G W, Jia Q L, Qi L, et al. Flight guidance of aircrafts in continuous descent operation based on 4D trajectory (in Chinese). Sci Sin Tech, 2018, 48: 312-325, doi: [10.1360/N092017-00175](https://doi.org/10.1360/N092017-00175)

何在高密度交通环境下实施CDO是目前CDO技术研究的重点。

从CDO的工作原理看, 导致CDO难以在高密度大流量空域实施的主要原因在于实施CDO时客机航迹的不确定性^[6,7]。要降低航迹的不确定性, 可以采用基于航迹的运行模式(trajjectory based operation, TBO)^[8]。TBO以对航空器的4D航迹预测为基础, 在空管、航空器之间共享航迹动态信息, 做出协同决策, TBO改变了传统的将航空器当前位置作为已知条件的运行模式, 能够实现高密度、大流量、小间隔条件下的有效空域管理, 使飞行器运行全程“可见、可控、可达”。

飞机性能、空管指令、飞行操纵、气象等是影响TBO准确性和可靠性的主要因素, 要想实现TBO, 飞机必须具备3项能力: (1) 具备精准引导功能的机载飞行管理系统(flight management system, FMS), 以提供定时到达的精准飞行引导能力; (2) 具备实时多约束航迹规划能力, 以应对飞行环境的变化和不确定性; (3) 具备高分辨率的数值气象预报能力, 满足飞机FMS 4D航迹准确计算对气象数据的要求^[8-10]。

本文提出了一种基于4D航迹的大型飞机飞行引导系统架构, 阐述了CDO的概念和多约束情况下4D航迹规划过程, 给出了4D航迹的描述方法; 由于为提高估计到达时间(estimated time of arrival, ETA)的预测精度, 而ETA的计算精度取决于地速计算精度, 因此文中给出了不同航段类型情况下的ETA计算方法。气象信息是影响4D航迹预测结果的直接因素, 为了更精确地计算地速, 文中给出了气象数据的插值算法, 并提出了一种基于伪航路点的气象信息处理算法。最后给出了基于要求到达时间(required time of arrival, RTA)和纵向位置误差的速度调整策略。本文所提出的基于4D航迹的大型飞机飞行引导系统架构可以推广到飞行全过程。

2 连续下降运行的概念

传统的飞机下降进近方式是飞机下降过程中, 在飞机高于超障高度的要求下, 由管制员给定飞机下降高度, 实施阶梯下降, 下降航迹由多个平飞段组成, 管制员通过高度、速度指令来控制进场飞机的间隔, 这种下降方式需要管制频繁发出管制指令, 加大了管制员的工作负担。此外这种阶梯下降剖面 and 飞机最优

下降剖面相差较大, 飞机在平飞段一般以固定速度飞行, 需要使用额外的推力, 因而会导致明显的燃油消耗, 温室效应气体排放和噪声。为了减少机场周边的噪音污染和燃油消耗, 航空业界提出了连续下降运行概念。

国际民航组织(ICAO)在2010年发布的“Continuous Descent Operation (CDO) Manual”(ICAO Doc 9931)中对连续下降运行的定义为: 连续下降运行是一种飞机运行技术, 通过空域设计、程序设计和合适的空中交通管制(air traffic control, ATC)许可的辅助, 实现飞机按最优飞行剖面的飞行, 在此过程中, 飞机使用最小的发动机推力, 最大程度采用低阻构型实施连续下降, 从而减少下降过程中的燃油消耗和排放。最优的垂直剖面为连续下降路径的形式, 仅在需要减速, 构型变化和建立着陆系统(例如仪表着陆系统ILS)时采用最小化的平飞段。

“连续下降运行”实际上包含各种提升运行效率的下降运行技术, 主要包括连续下降进场(continuous descent arrivals, CDA)、优化剖面下降(optimized profile descents, OPD)、定制进场(tailored arrivals, TA)、三维路径进场管理(3D path arrival management)和连续下降进近(continuous descent approaches)等。本文所提CDO指连续下降进近。

图1描述了传统下降进近与连续下降运行的区别。图中虚线路径表示传统下降进近方式, 该方式在低高度时包含一个或多个平飞段, 通常是由于空中交通管制进行必要的飞机间隔保持的结果。图中实线路径表示连续下降进近方式, 下降路径通常由FMS计算, 从巡航高度开始以小推力(接近慢车)一直保持持续下降至最终进近点FAF(final approach fix)。

相对于传统的阶梯下降方式, CDO的主要优点为: 更有效地使用空域和进场航路, 从而增加空域容量; 减少飞行员和管制员的工作负担; 通过减少燃油消耗, 从而节约成本和减少对环境的污染; 减少可控撞地(CFIT)飞行事故, 从而提高飞行的安全性; 减少大推力飞行时间, 从而减少运行时的噪声。

根据水平路径是否固定, CDO程序可以分成两种方式: “闭合路径(closed path)”方式和“开放路径(open path)”方式。闭合路径CDO程序的水平航迹(如图2(a)所示)是预先定义好的, 可以包含标准终端进近STAR程序和速度/位置约束, 直至FAF/FAP结束, 因而到跑道

图1 (网络版彩图)连续下降运行CDO与传统下降示意图

图2 (网络版彩图)CDO闭合路径(a)和开放路径(b)示意图

的精确距离已知,这样便于FMS实施自动化优化下降。开放路径CDO程序水平航迹(如图2(b)所示)在FAF/FAP之前就结束了,因而需要ATC进行引导直至FAF/FAP。本文主要研究闭合路径的CDO技术。

3 基于4D航迹的飞行引导系统

基于4D航迹的飞行依赖于具有4D飞行引导能力的4D飞行管理系统(4D-FMS)。4D-FMS将飞行计划和航迹预测/航迹规划结合,利用支撑航迹运行的性能数据库和导航数据库,结合飞机当前飞行状态(飞机实时重量、气象信息等)进行4D航迹计算,并根据航迹规划生成的参考航迹产生包括期望滚转角、垂直引导的期望速度、期望航迹倾斜角、期望的推力和控制模式切换指令等在内的4D飞行引导指令,控制飞机按预定航

迹精确飞行。在飞行引导的同时,通过飞行系统误差实时评估进行航迹运行自检,当位置或时间误差超限的情况下,触发航迹重规划,从而在满足RTA的约束条件下,实现可定时到达的精确飞行引导。

由此可见,精确4D飞行引导与一般的三维FMS的飞行引导相比,要考虑的因素更多、控制精度要求更高,计算复杂度更大,既要追求指令的可行性和最优性,更强调指令的时效性和准确性。所谓可行性就是在飞行引导指令控制下飞机飞行满足各种约束条件(性能、空管、飞行计划等);所谓最优性就是在飞行管理指令控制下飞机飞行达到所选最优化指标(最小成本、最少燃油、最远航程、最短时间等等)。所谓时效性,就是飞行管理系统能够快速地对环境和约束的动态变化做出及时的响应。要做到这一点,就必须对飞机在一段时间的偏差进行统计预测,以使得飞机及时发出修正指令。所谓准确性,就是4D飞行管理系统能控制飞机实现高精度的飞行,由飞行引导指令生成算法保证。

为实现上述要求,本文提出一种基于4D航迹的飞行引导系统架构,如图3所示。该系统在飞机性能数据库、空中交通管制信息、气象数据处理系统和机载传感器系统支持下工作,系统由4D航迹预测和航迹规划、航迹解析和区段4D导引3个模块组成。

4D航迹预测和航迹规划模块,在具有时间约束的情况下,根据各种性能指标要求和飞机当前重量、姿态、高度、空管要求、风速、风向、温度等信息进行4D航迹规划(规划过程在第4节阐述),优化生成4D航迹。

航迹解析模块将航迹规划模块生成的4D航迹分解为水平参考航迹和垂直参考航迹,将航段类型、时间约束条件等转化为4D飞行导引计算所需的空间和时间信息。

区段4D导引模块是整个4D飞行引导系统的核心,根据解析后的航路信息、气象数据和飞机当前状态等解算水平误差、垂直误差和时间误差,并计算得到期望的航迹角、滚转角、下降率、期望速度、发动机推力等飞行引导指令,将其发送给飞行控制系统/自动油门系统,进而引导飞机按照4D航迹飞行。同时根据飞机位置进行航段/控制模式切换逻辑判断,并发出切换指令。区段4D导引模块由ETA解算、区段偏差计算、导引指令计算、航段/模式切换判断、偏差管理5个模

图3 (网络版彩图)基于4D航迹的飞行引导系统架构

块组成, 各模块功能简述如下。

(1) ETA解算模块根据飞机接收到的风速、风向和飞机空速等信息进行飞机地速和到指定航路点剩余航程的实时解算, 进而估计ETA。

(2) 区段偏差计算, 根据解析后的航路信息、航段/模式切换指令和飞机当前状态等解算水平误差(侧偏距、方位角偏差、纵向水平误差等)、垂直误差(高度差、垂直速率差、航迹倾斜角差等)和时间误差(到指定航路点的RTA-ETA), 为导引指令计算奠定基础。

(3) 飞行导引指令计算, 是4D飞行引导的核心, 根据区段偏差计算结果得到期望的航迹角、滚转角、爬升率、期望地速、发动机推力/转速设定值等飞行引导指令, 将其发送给飞行控制系统, 进而引导飞机按照预定航迹飞行。

(4) 航段/模式切换判断, 主要包括俯仰轴、推力轴的控制要求和模式转换逻辑关系, 并根据飞机当前状态(位置、速度、时间、发动机状态等)、误差信息(水平/垂直位置误差、时间误差)和飞行环境信息(风速、风向、温度、气压等)决定是否切换航段或转变

控制模式和控制要求, 以保证飞机的安全性和飞行性能。

(5) 偏差管理模块, 对飞机的位置误差和时间偏差进行统计和预测, 并根据飞行阶段和RNP/RSP要求发出航段/模式切换指令或航迹重规划指令, 是RTSP(required total system performance)的体现, 在RNP运行时, 分析在自动驾驶仪接通情况下的4D航迹控制误差(位置、垂直误差、时间误差)。

4 4D航迹的描述

4D航迹指航空器在整个飞行全过程全部顺序点迹的4D空间坐标(包括三维位置和时间)所形成的集合。为了便于表述4D航迹的空间位置和时间、位置等约束, 我们给出如下定义:

定义1 航路点, 指4D航迹上位置、时间和航向等属性发生显著变化的点, 如图4中的 P_1, P_2, P_3, P_4 点。

定义2 航段, 两个相邻航路点之间的航迹, 在飞行引导过程中, 为了便于计算航程和描述航迹, 减少不

图4 (网络版彩图)水平航迹

确定性, 飞行管理系统系统所规划的航段分为直线和圆弧两种类型, 如图4所示。

航路点信息是构建4D航迹的基础, 通过观察4D航迹的组成, 我们发现两点: (1) 一个航段可以由其起点和终点经纬高信息、航段类型、空间位置和时间约束表述; (2) 一条4D航迹可以由若干条航段分段描述。因此, 一个由 N 个航段组成的4D航迹可以用信息矩阵 $M_{\text{TraInform}}$ 来描述4D航迹。该矩阵定义如下:

$$M_{\text{TraInform}} = [\text{Leg}_1^T \cdots \text{Leg}_i^T \cdots \text{Leg}_N^T]^T. \quad (1)$$

矩阵的第 i 行 Leg_i 表示第 i 个航段的信息, 如下式所示:

$$\text{Leg}_i = [L_0^i \ \lambda_0^i \ h_0^i \ L_1^i \ \lambda_1^i \ h_1^i \ \text{RTA}^i \ \text{Type}^i \ \text{remark}^i], \quad (2)$$

其中, L_0^i 为第 i 个航段起点纬度, λ_0^i 为第 i 个航段起点经度, h_0^i 为第 i 个航段起点高度, L_1^i 为第 i 个航段终点纬度, λ_1^i 为第 i 个航段终点经度, h_1^i 为第 i 个航段终点高度, RTA^i 为第 i 个航段终点的要求到达时间, Type^i 表示第 i 个航段的类型, 是圆弧还是直线, remark^i 表示第 i 个航段其他的约束描述, 如要求到达时间是不早于(at or after)还是不晚于(at or before)等, 或表示高度约束描述, 如不低于(at or high)还是不高干(at or below)等。这样就为航段导引指令计算和航迹规划过程中的冲突检测奠定了基础。

5 满足RTA要求的4D航迹规划

4D-FMS中满足RTA要求的航迹规划计算是一个多约束动态优化过程, 其约束条件包括飞机性能、空管要求(高度、航线位置、速度、时间等)、成本限制、环境约束、航空运输法规要求等^[11,12], 我们的目

的就是在满足上述条件约束的情况下, 根据飞机当前的状态、环境约束等信息, 找到一个期望指标最优的航迹并由此产生飞行引导指令。4D航迹规划过程如图5所示。整个规划过程可分为3个阶段。

第一个阶段, 飞行计划处理和初始航迹规划, 这一阶段是根据飞行计划和航程信息进行ETA的计算, 根据飞机性能数据库和外界气象信息, 根据公司设定的成本指数和约束信息(航点布局)UPT、外界飞行环境、ATM要求RTSP进行初步的航迹规划, 给出在此航段上初步的飞行剖面 and 航迹计算结果。这一步中的起飞跑道、进近方式选择只对起飞和进近下滑阶段考虑, 巡航段不需考虑。

第二阶段, 本航段飞行过程中的航迹冲突检测, 在此过程中, 主要是根据飞机当前的状态信息、当前的外界环境和当前的ATM和RTA要求等信息对飞机的未来某一时刻(取决于更新速率和精度要求)的飞行位置、时间等信息进行预测, 并和ATM和RTA要求进行比较。如果有冲突, 则进行冲突消解, 重新根据飞机性能和优化指标进行航迹优化(高度、速度等), 该过程是一个循环过程, 直至全部冲突消解为止, 生成一个可行的航迹。

第三阶段, 引导指令计算和航迹监控, 当可行航迹产生后, 就将其作为期望航迹输入到引导指令计算模块, 与此同时, 需要确定本阶段的误差要求, 以保证飞行引导精度。在此过程中, 每一个计算间隔(该计算间隔时间小于第二阶段的航迹规划/重规划间隔)内, 对飞机的位置误差进行估计, 并和误差要求进行比较, 当位置误差超过了设定的误差容限, 则重新进行航迹规划。

6 地速和不同类型航段ETA的计算

在4D飞行引导和4D航迹预测过程中, 飞机到某个航路点的估计到达时间(estimated time of arrival, ETA)计算精度是进行精确时间控制的基础。假设飞机当前处于第 i 个航段, 当前地速为 V_{GND}^i , 飞机到第 k 个航路点的ETA计算公式如下:

$$\text{ETA} = \frac{D_c}{V_{\text{GND}}^i} + \sum_{j=i+1}^k \frac{D_j}{V_{\text{GND}}^j} + \text{Current_Time}, \quad (3)$$

其中, D_c 为飞机沿航路到当前航段终点的距离, D_j 为第

图5 (网络版彩图)满足RTA要求的4D航迹规划过程

$j(i+1 \leq j \leq k)$ 个航段的长度, V_{GND}^j 为第 j 个航段上的预计地速, Current_Time为当前时间。

第 i 个航段地速 V_{GND}^i 是该航段上真空速水平分量 V_{TAS}^i 和风速 V_W^i 的矢量和, 如图6所示。

$$V_{\text{GND}}^i = V_{\text{TAS}}^i \left\{ \sqrt{1 - \left(\frac{V_W^i}{V_{\text{TAS}}^i} \right)^2 \sin^2(\chi_{\text{DA}}^i)} + \frac{V_W^i}{V_{\text{TAS}}^i} \cos(\chi_{\text{DA}}^i) \right\}, \quad (4)$$

其中, χ_{DA}^i 为飞机在第 i 个航段的偏流角, 该角度是飞机航迹方位角 χ_{GND}^i 和该航段风向 χ_W^i 的差。

我们知道, 飞机4D航迹是由直线航段和圆弧航段组成的, 显然, 对于风速风向变化不大的直线航段, 可以直接利用式(4)计算该航段地速, 再用该航段距离除以地速就可得到在该直线航段上的飞行时间。但是对于圆弧航段, 由于飞机的航迹方位角处处不同, 即使风速风向不变, 用式(4)计算得到的地速也在时刻变化,

图6 (网络版彩图)地速的计算

要提高ETA的计算精度, 圆弧航段飞行时间必须采取更精细的计算方法。

考虑如图7所示的风速风向不变情况下圆弧航段, O 为圆弧航段所对应的圆心, P_1 点为圆弧段起点, P_2 点为圆弧段终点。

该圆弧航段所需飞行时间计算公式如下:

$$T_{\text{arc}}^i = \left(\frac{R_i}{V_{TAS}^i} \right) \int_{\chi_{DA}^i}^{\chi_{DA}^{i+1}} f(V_W^i, V_{TAS}^i, \chi_{DA}) d\chi_{DA}, \quad (5)$$

其中, R_i 为该圆弧航段半径, χ_{DA} 为圆弧航段上的偏流角, T_{arc}^i 为飞机以真空速 V_{TAS}^i 飞完圆弧航段所需飞行时间, χ_{DA}^i 为圆弧航段起点处的偏流角, χ_{DA}^{i+1} 为圆弧航段终点处的偏流角, χ_W^i 为风向。 $f(V_W^i, V_{TAS}^i, \chi_{DA})$ 的计算式如下:

$$f(V_W^i, V_{TAS}^i, \chi_{DA}) = \frac{\sqrt{1 - \left(\frac{V_W^i}{V_{TAS}^i} \right)^2 \sin^2(\chi_{DA}^i) + \frac{V_W^i}{V_{TAS}^i} \cos(\chi_{DA}^i)}}{1 - \left(\frac{V_W^i}{V_{TAS}^i} \right)^2}. \quad (6)$$

7 气象信息的处理和伪航路点的解算

在4D航迹预测研究中, 精确的气象数据支持可以提高预测结果的有效性。气象数据中的风数据对航迹预测的影响尤为重要^[9,13,14]。目前航空领域使用的气象数据是世界气象组织发布的二进制格点(gridded binary, GRIB)码气象数据^[13,14]。GRIB是网格化数据, 气象信息的全球定位依据格点确定, 格点位置由经纬度唯

一表示。GRIB码气象数据每隔2 h更新一次。按ICAO规定, 航线天气预报的高空风更新周期为3 h, 雷暴、热带气旋等重要天气情报在最初1 h播出4次, 即每15 min一次, 以后每小时2次。要进行高精度的4D飞行引导, 必须根据飞机接收到的动态气象数据进行4D航迹预测。

在4D航迹预测时, 飞机的实时位置不会精确地处于网格点上。而且GRIB数据点连成的网格并不是规则的矩形网格, 而是近似梯形, 因此为了确定机所处经纬度上的风矢量信息, 需找到该经纬度相邻的4个格点数据, 如图8所示。

在图8中, $O(x_0, y_0)$ 为飞机当前位置, $O_{ij}(x_i, y_j)$, $O_{i,j+1}(x_i, y_{j+1})$, $O_{i+1,j}(x_{i+1}, y_j)$, $O_{i+1,j+1}(x_{i+1}, y_{j+1})$ 4个点为GRIB数据点, $M(x_0, y_{j+1})$ 和 $N(x_0, y_j)$ 为和 $O(x_0, y_0)$ 在同一经线上的两个点, 其纬度分别和网格数据点的纬度相同。

由两点线性插值方式, 可以求得 M 点风的东西方向风的分量 $u(M)$:

$$u(M) = u_1 + (u_2 - u_1) \frac{x_0 - x_{i+1}}{x_i - x_{i+1}}, \quad (7)$$

图7 (网络版彩图)圆弧段地速和飞行时间的计算

图8 (网络版彩图)航迹点网格气象数据

其中, u_1 是 $O_{i+1,j+1}$ 点的东西方向风分量, u_2 是 O_{ij+1} 点的东西方向风分量.

同理, 通过类似的线性插值可以求得 M 点风的南北方向风的分量 $v(M)$, 也可以求得 N 点风的的东西方向风分量 $u(N)$ 和南北方向风的分量 $v(N)$.

再利用同样的方式, 可以求得 O 点处的 $u(O)$, $v(O)$. 从而得到 O 点处风的大小和方向. 这样我们就可以获取到 4D 航迹上我们所关心的任意一点处的风速风向等气象信息.

从第 6 节有关地速和 ETA 的计算过程可知, 地速解算结果受风速风向的影响, 在利用式(3)~(5)计算 ETA 时, 要满足的假设条件是: 在每一个航段上的风速风向均为常值. 但是由于风是随机变化的, 我们不能保证所规划的 4D 航迹的各个航段上都满足这一假设条件. 为了更精确地进行 4D 航迹预测和飞行引导, 必须充分考虑 4D 航迹所在风场的变化. 为此, 我们引入伪

航路点的概念来细化风场信息.

定义 3 伪航路点, 是已规划 4D 航迹上航路点之间的点, 这些伪航路点可以将风速或风向等气象信息存在显著变化的航段细化为若干子航段, 且确保各子航段上气象信息的变化幅度不会影响 4D 航迹预测结果.

如图 9 所示的航路由 3 个航路点、一个直线航段和一个圆弧航段组成, 航路点 P_1 处的风向 $\chi_{wind}^{P_1}$ 和航路点 P_2 处风向 $\chi_{wind}^{P_2}$ 有显著变化, 则需要在两航路点间插入一个(或多个)伪航路点 P_{pseudo}^1 , 使得细化以后的小航段上的风速或风向变化对地速计算影响小于我们设定的容限. 显然, 对于圆弧航段也存在同样的问题, 也需要插入伪航路点以减小地速计算误差, 提高 ETA 计算精度.

同样地, 如果相邻两个航路点间的风速变化很大, 同样也要插入伪航路点. 伪航路点解算方法如下.

各航段上伪航路点的计算方法

初始化: 已知第 i 个航段起点 P_i 坐标 $(L_0^i, \lambda_0^i, h_0^i)$ 和终点 P_{i+1} 坐标 $(L_1^i, \lambda_1^i, h_1^i)$, 起点气象信息(风速、风向、温度等) W_0^i , 终点气象信息 W_1^i , 航段类型.

设定伪航点计算距离步长 D_{step} 、气象信息阈值 W_{thre} .

根据航段类型计算本航段长度 D_i .

$N = \text{INT}(D_i / D_{step}) / \text{INT}(\bullet)$ 表示取整运算.

$P_{end} = P_i // P_{end}$ 为当前航路点序列中最后一个点的坐标,

$W_{end} = W_0^i // W_{end}$ 为当前航路点序列中最后一个点的气象信息;

该航段上航路点序列为 $P_{lis} = \{P_{end}\}$,

$P_{try0} = P_0^i // P_{try0}$ 为当前备选点的前一个点坐标.

循环:

For $k=1:N$

$D_{try} = k \times D_{step}$ // 计算备选点 WP_{try} 和航段起点的距离,

由于 D_{step} 较小, 直线航段可以近似为等角航线, 因此, 我们可以根据航段类型和和航段起点坐标计算备选点 P_{try} 的位置, 解算方法见文献 [15];

根据备选点 P_{try} 的位置、起点气象信息(风速、风向、温度等) W_0^i , 终点气象信息 W_1^i 和第 (7), 计算备选点 P_{try} 的气象信息 W_{try} .

If $|W_{try} - W_{end}| > W_{thre}$

If $k > 1$

// 备选点气象信息与前一个点相比变化显著.

$P_{list} = \{P_{list}, P_{try0}\}$ // 将 P_{try0} 添加到航路点序列中.

// 更新气象和位置信息.

$W_{end} = WP_{try0}$

$P_{try0} = P_{try}$

$W_{try0} = W_{try}$

end

end

8 4D 导引参数和导引指令的计算

飞行引导技术分成水平引导和垂直引导: 水平引

导根据飞机相对于水平航迹(经度+纬度)的横向偏差生成横向操纵指令; 垂直引导是在水平引导的基础上, 依据垂直飞行计划和飞行性能优化生成的垂直参

图9 (网络版彩图)伪航路点

考航迹的垂直偏差产生俯仰和推力指令,并输出给自动飞行系统和自动油门系统执行。当有需到达时间(RTA)的要求时,垂直引导基于当前状态和4D航迹偏差生成引导指令,使得飞机按照4D航迹飞行,从而满足航路点到达时间控制的要求。

(1) 水平引导参数和指令

飞机水平航迹是由给定的航线(由程序航段、航路点、保持方式等组成),加上FMS按照飞机应该怎样飞行所计算的各种转弯点和航段终止点组成,整个水平航线按直线段和转弯段来定义各个航段,其起始点和终止点是固定的或者非固定的地理坐标点。这些航段的计算是很困难的,因为转弯过渡距离和某一航段的终止点是飞机预测速度、风和高度的函数,而高度又取决于要爬升或下降的距离。当用不同速度计算时,在一个航路点的转弯过渡需要不同的转弯半径,因此需要不同的距离。在一个航路点可获得的高度/速度取决于爬升或下降可用的距离。

飞行管理计算机或者说飞行指引系统给出的和水平引导有关的数据有3个:期望的滚转角 ϕ_g ,侧偏距 D_{XTE} 和期望航迹方位角 χ_g 。在横航向导引控制律中给定的期望滚转指令 ϕ_Δ 是三者的综合。即:

$$\phi_\Delta = \begin{cases} K_1\phi_g + K_2D_{XTE}, & \text{圆弧航段,} \\ K_3D_{XTE} + K_4(\chi_g - \chi), & \text{直线航段,} \end{cases} \quad (8)$$

其中, K_1, K_2, K_3, K_4 为水平导引律增益。侧偏距 D_{XTE} 和期望航迹方位角 χ_g 的计算方法见参考文献[16]第9章。

期望的滚转角 ϕ_g 由下式计算:

$$\phi_g = \arctan\left(\frac{V_{GND}^2}{Rg}\right), \quad (9)$$

其中, V_{GND} 为当前地速, R 为当前圆弧段半径, g 为重力加速度。

(2) 垂直引导参数和指令

垂直引导是基于由航迹预测功能计算得到的垂直剖面,以及性能数据库驱动的性能算法。通过俯仰轴和推力轴控制飞机的飞行高度和速度变化。垂直剖面导引指令计算依赖于垂直和水平各点之间的距离,以及在该点的速度、高度和时间。若第 i 个航段为连续下降航段,航段信息为

Leg_i

$$= [L_0^i \ \lambda_0^i \ h_0^i \ L_1^i \ \lambda_1^i \ h_1^i \ \text{RTA}^i \ \text{Type}^i \ \text{remark}^i].$$

则该航段时的垂直速率指令可按下式计算:

$$V_{\text{ver}} = V_{GND} \frac{h_0^i - h_1^i}{D_i} + K_{\Delta H} \left[h - \left(h_0^i + D_c \frac{h_0^i - h_1^i}{D_i} \right) \right], \quad (10)$$

其中, V_{GND} 为当前地速, h 为当前高度, D_c 为飞机沿航路到当前航段终点的距离, $K_{\Delta H}$ 为高度差增益。

(3) 时间引导参数和指令

4D航迹时间导引体现为速度的调整,要想让飞机在要求到达时间内到达某个航路点,需给出期望的速度指令。而速度指令要根据时间约束RTA和纵向距离误差 EP_{long} 、估计到达时间ETA两个引导参数计算结果给出。ETA可用式(2)计算。

所谓纵向距离误差 EP_{long} 是飞机在某个时刻的实际位置和期望位置沿4D航迹的距离,其定义如图10所示。

由图10,若当前地速已知,则纵向距离误差可由下

图10 (网络版彩图)纵向距离误差示意图

式表示:

$$EP_{\text{long}} = (RTA - ETA)V_{\text{GND}}. \quad (11)$$

若已知第*i*个航段长度 D_i , 到达该航段终点的时间要求为 RTA_i , 为我们的地速调整策略如下:

$$V_{\text{GCMD}} = V_{\text{GND}} - \left(K_s \times EP_{\text{long}} + K_{sd} \times \frac{dEP_{\text{long}}}{dt} \right), \quad (12)$$

其中, V_{GCMD} 为地速指令, K_s 和 K_{sd} 为速度调整因子, $\frac{dEP_{\text{long}}}{dt}$ 为纵向距离误差的微分信号.

9 仿真算例

为验证本文所提4D航迹飞行引导架构的有效性, 我们以某型国产中型运输机为对象进行CDO仿真. 采用闭合CDO路径, 下降航迹倾斜角为 3° , 飞行计划航路点的位置和航程见表1.

飞机初始真空速为120 m/s, 初始位置为(31.310, 121.30), 初始高度为3502 m, 初始位置风速为(0, 10);

终点位置为(30.900°, 121.79°), 终点风速为(10, 0). 风速矢量说明: 风速的第一维为北向风速(沿地理经线, 正值表示风向自北向南); 第二维为东向风速(与地理经线垂直, 正值表示风向自东向西); 风速单位为m/s.

为了考察本文所提4D航迹导引架构和算法的有效性, 我们选择3组到达终点的RTA时间约束: 分别为 $RTA1=620$ s, $RTA2=700$ s, $RTA3=560$ s, 参考文献[17]表1中关于要求到达时间误差的测试结果, 将到达时间误差($RTA-TA$, TA 为实际到达时间)设置为6 s. 在确定终点的RTA后, 我们可以根据各航段航程确定各航路点的RTA如表2所示.

首先处理风场信息, 根据表3所示航路点位置和起点、终点风速矢量, 利用第7节所述气象信息处理方法计算各航路点处的风速和风向. 结果见表3.

参考文献[18]表1中的WAFAGE风预测模型参数, 在细化风场时, 我们选择风速阈值为2 m/s, 风向阈值为 10° , 由表3可知, 航路点4、点5、点6、点7之间的风向变化超出阈值, 所以在后3个航段需插入伪航路点, 根据表1、表3和第7节所叙述的伪航路点计算方

表1 飞行计划航路

航路点	纬度 (N)	经度 (E)	高度(m)	航段长度(km)
点1	31.310°	121.30°	3502	
点2	31.277°	121.38°	3502	8.422
点3	31.265°	121.42°	3280	4.143
点4	31.259°	121.50°	2895	7.697
点5	31.210°	121.64°	2118	14.436
点6	31.038°	121.79°	835	25.205
点7	30.900°	121.79°	50	15.347

表2 飞行计划航路RTA要求

时间约束	点2	点3	点4	点5	点6	点7
RTA1 (s)	70	105	167	285	494	620
RTA2 (s)	80	116	190	322	557	700
RTA3 (s)	62	93	150	258	445	560

表3 飞行计划航路点处的风速风向

	点1	点2	点3	点4	点5	点6	点7
北风 (m/s)	0	1.12	1.67	2.70	4.61	7.96	10
东风 (m/s)	10	8.88	8.33	7.31	5.39	2.04	0
风向 (°)	270	262.8	258.6	249.7	229.4	194.3	180

表 4 伪航路点

	纬度 (N)	经度 (E)	北风 (m/s)	东风 (m/s)	风向(°)
伪航点1	31.230°	121.57°	3.66	6.35	240.04
伪航点2	31.145°	121.75°	6.29	3.71	210.53
伪航点3	30.975°	121.79°	8.98	1.02	186.48

法时,可以得到3个伪航路点,结果见表4. 解析后的水平航迹如图11所示,垂直剖面如图12所示.

我们选择速度调整因子 $K_v=0.01$ 和 $K_{sd}=0.2$,高度差增益 $K_{\Delta H}$ 为10,水平导引律增益分别为 $K_1=0.9$, $K_2=0.06$, $K_3=0.015$, $K_4=1$,针对表3所列CDO航迹和表4所列RTA约束作4D引导仿真,不同RTA约束条件下的仿真结果如图12~17所示,3次测试中各航路点到达实际时间见表5,表5中测试1的各航路点RTA要求为表2中RTA1,测试2的各航路点RTA要求为表2中RTA2,测试

3的各航路点RTA要求为表2中RTA3.

由仿真结果可以看出,飞机到达各航路点的时间误差都小于6 s,本文所提出的基于4D航迹的连续下降运行飞行引导技术能够提供精确的面向定时到达引导能力,能够减少空间航迹的不确定性.

10 结论

实施连续下降运行可以增加空域容量,促进节能

图 11 (网络版彩图)解析后的飞行计划水平航迹(a)和垂直剖面(b)

图 12 (网络版彩图)终点RTA为620 s时的ETA和速度曲线

图 13 (网络版彩图)终点RTA为620 s时的偏差曲线

表 5 到达各航路点的实际时间

	点2	点3	点4	点5	点6	点7
测试1 (s)	70.01	105.08	167.08	285.06	494.09	620.04
测试2 (s)	80.07	116.15	190.16	322.14	556.15	700.01
测试3 (s)	61.97	92.98	150.01	258.01	445.02	560.0

图 14 (网络版彩图)终点RTA为700 s时的ETA和速度曲线

图 16 (网络版彩图)终点RTA为560 s时的ETA和速度曲线

图 15 (网络版彩图)终点RTA为700 s时的偏差曲线

图 17 (网络版彩图)终点RTA为560 s时的偏差曲线

减排降噪. 基于4D航迹的CDO飞行引导技术提供了面向定时到达能力的飞行引导能力, 可以有效降低了进场航迹的不确定性, 为在高空域实施CDO奠定了基础. 本文仅对闭合CDO路径进行基于4D航迹的飞行引导, 尚未涉及开放CDO路径和定制进近情况下的CDO飞行引导. 此外, 如何生成优化的CDO航迹, 在增

强不同飞机航迹的预测性的同时, 又满足节省燃油和舒适性等要求也是基于4D航迹的CDO飞行引导技术需要关注的内容.

对于连续下降进近的工程应用, 本文提到的关键技术还需要与地面系统结合进行更多的仿真以及飞行验证, 以便为进一步工程应用奠定基础.

参考文献

- 1 International Civil Aviation Organization (ICAO). Continuous Descent Operations (CDO) Manual (DOC 9931). Montreal: International Civil Aviation Organization, 2010
- 2 Clarke J P B, Ho N T, Ren L, et al. Continuous descent approach: Design and flight test for louisville international airport. *J Aircraft*, 2004, 41: 1054–1066
- 3 Warren A, Tong K O. Development of continuous descent approach concepts for noise abatement. In: Proceeding of the 21st Digital Avionics Systems Conference, 2002. Irvine: IEEE, 2013: 1E3-1–1E3-4
- 4 Alam S, Nguyen M H, Abbass H A, et al. A dynamic continuous descent approach methodology for low noise and emission. In: Proceeding of the 2010 IEEE/AIAA 29th Digital Avionics Systems Conference (DASC). Salt Lake City, 2010
- 5 Lu C, Jackson M R C, Wei Q, et al. Challenges and operational concept development of 4DTBO in China. In: Integrated Communications, Navigation & Surveillance. Herndon: IEEE, 2016. 7B1-1–7B1-9
- 6 Jackson M R C. CDA with RTA in a mixed environment. In: Proceedings of the 28th Digital Avionics Systems Conference (DASC). Orlando: IEEE, 2009
- 7 de Jong P M A, de Gelder N, Verhoeven R P M, et al. Time and energy management during descent and approach: Batch simulation study. *J Aircraft*, 2015, 52: 190–203
- 8 Prats X, Bussink F, Verhoeven R, et al. Evaluation of in-flight trajectory optimisation with time constraints in a moving base flight simulator. In: Proceedings of the 34th Digital Avionics Systems Conference (DASC). Prague: IEEE, 2015
- 9 Garrido-López D, D'Alto L, Gómez-Ledesma R. A novel four-dimensional guidance for continuous descent approaches. In: Proceedings of the 28th Digital Avionics Systems Conference (DASC). Orlando: IEEE, 2009
- 10 Prins J D, Gómez R, Mulder M. Towards time-based continuous descent operations with mixed 4D FMS equipage. In: 11th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference. Virginia Beach, 2011
- 11 Takeichi N, Tachibana M, Abumi Y, et al. Waypoint optimization for accurate pseudo-RTA in descent trajectory. In: Digital Avionics Systems Conference. Prague: IEEE, 2015. 1F4-1–1F4-8
- 12 Michael R, Jackson C, O'Laughlin B E. Airborne required time of arrival control and integration with ATM. In: 7th AIAA Aviation Technology, Integration and Operations Conference (ATIO). Belfast, 2007
- 13 卢奕羽, 汤新民, 徐琴. 基于动态气象预报数据的4D航迹预测. *航空计算技术*, 2013, 43: 36–38
- 14 Reynolds T. Wind information requirements to support four dimensional trajectory-based operations. In: 12th Integration, and Operations (ATIO) Conference and 14th AIAA/ISSM. Indianapolis, 2012
- 15 丁佳波. 关于地球椭圆体面上等角航线解算的实用公式. *中国航海*, 2005, 1: 74–76
- 16 秦永元. 惯性导航原理. 北京: 科学出版社, 2005
- 17 Vaddi S, Sweriduk G D, Tandale M, et al. Design and evaluation of guidance algorithms for 4D-trajectory-based terminal airspace operations. In: 12th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference and 14th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference. Indianapolis, 2013
- 18 Reynolds T, Glina Y, Troxel S, et al. Wind information requirements for NextGen applications phase 1: 4D-Trajectory Based Operations (4D-TBO). Technical Report. Massachusetts: Lincoln Laboratory, Massachusetts Institute of Technology, 2013

Flight guidance of aircrafts in continuous descent operation based on 4D trajectory

LI GuangWen¹, JIA QiuLing¹, QI Lin², ZHANG XiangLun³ & ZHANG WeiGuo¹

¹Automation School of Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

²Chinese Aeronautical Radio Electronics Research Institute, Aviation Industry Corporation of China, Shanghai 200233, China;

³Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, Xi'an Flight Automatic Control Research Institute, Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710065, China

Continuous descent operation (CDO) is an operating technique to reduce fuel consumption, noise and emissions during descent. Because the uncertainty of trajectory increases with CDO and the traffic density in terminal area decreases, CDO is only applied in the low-density airports or time interval. In order to implement CDO in high traffic density environment, the technique of 4D trajectory-based operation is necessary to reduce the uncertainty of trajectory, and a precise 4D flight guidance oriented to time of arrival can be implemented by 4D trajectory prediction and 4D flight guidance system. In this paper, a scheme of 4D flight guidance system based on 4D trajectory for airliners is proposed, and the describing method about 4D trajectory is given, and the planning procedure of 4D trajectory with multi-constraints is depicted. To improve the predicting precision of ETA (estimated time of arrival), a ground speed calculation method based on pseudo waypoint is proposed, and a speed adjusting strategy according to RTA (required time of arrival) and longitudinal position error is provided in the end. To demonstrate the validation of the algorithms given in the paper, the simulation based on a type of domestically-made carrier is operated, and it is can be drawn from the simulation result that the guidance algorithms and the strategy given in the paper could provide a precise 4D flight guidance oriented to time of arrival for airliners.

continuous descent operation (CDO), 4D flight guidance, 4D trajectory prediction

doi: [10.1360/N092017-00175](https://doi.org/10.1360/N092017-00175)