

# 民用飞机连续下降技术初探

## The Research of Civil Aircraft Continuous Descent Approach Technology

孙 鹏/Sun Peng

(上海飞机设计研究院, 上海 200235)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 200235, China)

### 摘 要:

为了提高民用飞机燃油的经济性和环保性,国外的研究机构提出了连续下降进近程序(CDA),该进近程序能有效减小民用飞机在着陆阶段对地面噪声的影响,减少着陆过程中氮氧化物的排放。介绍了CDA着陆技术的产生背景和国外研究发展情况,并设计了CDA着陆下滑轨迹,同时采用蒙特卡罗方法对飞机着陆过程的轨迹进行仿真。

**关键词:** 民用飞机;连续下降着陆;蒙特卡罗方法

**[Abstract]** Continuous Descent Arrival (CDA) procedures have been developed in recent years for their potential to reduce noise, emissions, fuel burn and flight time. In this paper, introduce the development of CDA landing, design a CDA landing track, analysis the track of landing using the Monte Carlo method.

**[Keywords]** Civil Aircraft; Continuous Descent Arrival; Monte Carlo Method

## 0 引言

安全性、经济性、环保性和舒适性这四个方面体现着未来大型客机的发展趋势,是衡量大型客机研制成功与否的准则。

2008年,针对未来航空环境,美国的工业界与学术界开始对满足21世纪30年代能源效率、环境和运营目标要求的未来商用飞机先进概念进行研究,提出N+3代客机计划,也就是在20~25年后投入使用的、比现役客机先进三代的飞机。其目标如下:

(1) 飞机的噪音比现役FAA标准降低71dB;

(2) 氮氧化物排放比现役减少75%;

(3) 燃料消耗降低超过70%;

(4) 具有在大都会地区优化使用多个机场跑道的起降能力,以减少空中交通拥堵和延误情况的发生。

以上几点,代表着未来民航制造业的发展目标。同时,减少噪音、提高燃油经济性、适应高效的机场空中交通管理,成为未来航空制造业的发展方向。

国外的航空企业为了提高产品竞争力,不断研发新技术、新工艺。欧美等先进航空制造企业重点从新材料、动力、气动、机载系统方面出发,来实现N+3代客机的研制目标。

除了使用新型材料、高效发动机和气动布局以及先进的机载系统外,还可以通过改进当前飞机的飞行程序来改善飞机的燃油经济性和环保性,以满足上述四个目

标要求。

针对飞机经济性以及环保性的要求,波音公司的技术人员与麻省理工大学科研团队一起提出了一种新的着陆进近方式,该方式可以改善飞机在近进过程中的噪声污染,降低燃油消耗和氮氧化物的排放。本文系统介绍该技术的发展情况,同时采用蒙特卡罗分析方法对近进过程中航迹的跟踪情况进行仿真分析。

## 1 连续下降进近程序(CDA)

目前,由于受到空管与飞行管理系统集成水平的限制,多数大型民用飞机采用阶梯渐进式着陆方式,这种方式需要飞机做五边飞行,以完成进场前的定高、定速,同时等待机场调度。阶梯渐进式着陆操纵简单,整个飞行过程平稳,但是由于平飞时发动机功率较大,平飞段一般在3 000ft高度左右,距离机场附近居民区较近,地面噪声污染比较严重,特别是在夜航时段,给周边居民的生活带来了很大影响。

飞机的噪声危害严重地制约了航空业的发展。由于周边居民对机场扩张提出了法律诉讼,许多跑道的扩展计划被迫推迟或取消。在过去10年中,美国最繁忙的30个机场仅有5个完成了扩建。

CDA是在环保要求日益提升的情况下提出的,图1是连续下降着陆与常规阶梯着陆的对比示意图。由于减小了平飞段,使得飞机在机场附近居民区上空飞行时,减

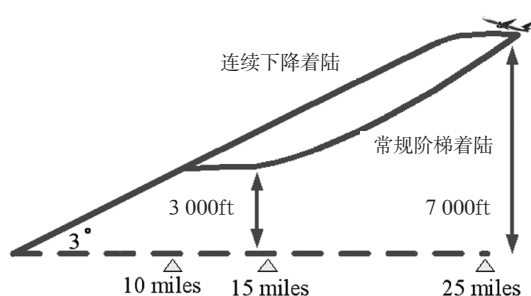


图1 连续下降着陆与常规阶梯着陆的对比示意图

小了噪声的影响。

采用CDA程序一方面可以减少进场燃油消耗和污染物排放，另一方面还可减少机场周边噪声。但也存在一些问题，例如，在精确控制飞机进场时间以及简化驾驶员工作量方面有待进一步完善。

但随着飞机飞行管理技术以及精密导航系统的发展，特别是4D导航技术的广泛运用，机场空管效率大幅提高，CDA技术也将得到更多的推广。

## 2 国外CDA试验试飞进展情况

从2002年开始，欧美等国家陆续开展了CDA程序的

研究与推广。美国进行了多次CDA试验，取得了一些试验数据。这些试验包括飞行模拟仿真以及真实的航班飞行。2004年，美国先后在洛杉矶机场以及路易斯韦尔国际机场进行了较为全面的CDA程序试验。日本国土交通省于2009年5月在关西机场进行了CDA试飞。欧洲的一些研究机构也先后在阿姆斯特丹、斯德哥尔摩以及伦敦西罗斯机场验证了CDA程序，并进行了推广。

这些试验试飞以在美国路易斯韦尔的试飞最为全面。为了减小飞机夜间起降降落对路易斯韦尔国际机场附近居民生活的影响，麻省理工大学的研究团队与波音公司的技术人员以UPS机队的波音757-200和波音767-300做了CDA试验。试验数据与传统的进近方式对比，在着陆过程中，CDA程序能降低3.9到6.5dB的飞行航迹噪声。同时，每次飞行减小500lb的燃油消耗，以及在着陆过程中降低大约30%的氮氧化物排放量。

试验采用了波音757-200以及波音767-300型飞机分别进行了试验。从路易斯韦尔机场的西侧进入17R和35L跑道。实验的主要目的是验证驾驶员工作量、飞机性能以及飞行管理系统（FMS）的工作情况、飞行耗时、燃油消耗量以及噪声的影响。通过实地数据测量，得到具体的实验结果如图2所示。

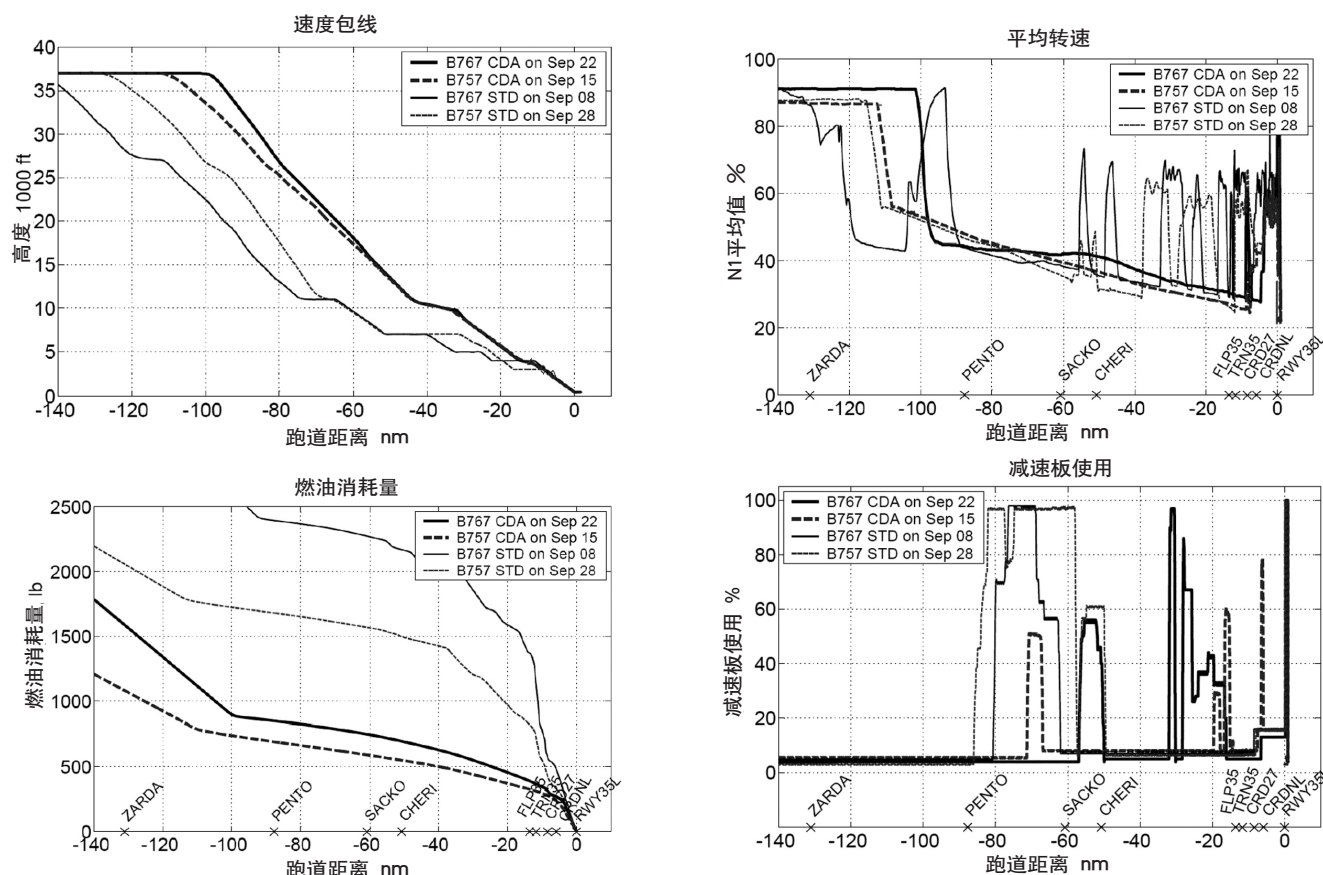


图2 试飞结果

图2分别是进近轨迹、发动机N1转数、燃油消耗量以及减速手柄的对比情况。可以看出采用CDA程序后发动机N1转数变化平稳；整个过程中的燃油消耗量要远低于常规进近程序；减速板（Speed brake）使用的频率要高于常规进近方式。

其主要原因在于，采用CDA程序后，飞机在37 000ft高度开始推力降低，发动机N1转数也降低到40%~50%，同时发动机转数随高度降低而下降。因为飞机采用连续下降方式，发动机工作在慢车状态，飞机的下降速度由飞机减速板来控制，所以飞机在下降过程中对减速板的使用要频繁很多。

综上所述，可以看到飞机的噪声航迹影响面积有一定的减小，但是机场较近区域的噪声面积并没有大的变化，飞机噪声航迹如图3所示。

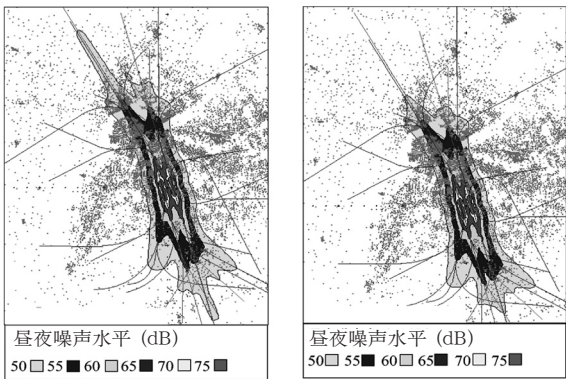


图3 飞机噪声航迹对比

同时研究也表明，飞行员的操作以及自动油门、飞行航迹角（FMS）也可能造成飞机偏离原有的飞行航迹。因此对飞机着陆过程中飞行控制的精度提出了更高要求。

3 飞机下滑轨迹曲线设计

CDA程序的本质是设计一套基于飞行管理系统的下滑航迹。其设计分为两个方面，一方面需要确定飞机的下滑轨迹角；另一方面是对速度包线设计。

由于飞机在发动机慢车状态下依靠重力实现连续下降，因此在跟踪预定下滑航迹要求的同时，要保证飞机下降速度在安全范围内。

目前，大多数飞机的航迹下滑角为3°，某些机场支持采用下滑角为7°的陡进近航迹角度。采用较大的航迹角，可以充分利用飞机的重力进行下滑，但是下降速度难以控制。下降速度与下滑航迹角的关系如式1所示。

$$Wh + \frac{1}{2} \left( \frac{W}{g} \right) V^2 = \int (T - D) V_g dt$$
$$\tan \gamma + \left( \frac{1}{g} \right) \frac{dv_g}{dt} \approx \left( \frac{T}{W} \right) - \frac{C_d}{C_l}$$

(1)

根据路易斯韦尔试验，飞机采用不同的FPA在820ft高度飞行时，对地面的噪声影响如表1所示。

表1 FPA与噪声峰值关系

| 速度包线                  | 噪声峰值 dBA |
|-----------------------|----------|
| 2° FPA                | 61.1     |
| 2.5° FPA              | 61.9     |
| 3° FPA                | 62.9     |
| 在3 000ft处，以180kn的速度飞行 | 69.9     |

从表1中可以看到，进近角度越大，噪声峰值越小，但差距并不大。同时，过大的角度会增加下降速度的控制难度。根据文献表明波音757、767最后采用了2°的下滑角。

飞机从11 000ft巡航高度开始下降，到3 000ft开始进近，垂直航迹与速度包线要求如表2所示。

表2 速度包线关系

| 航路点 | 速度值   | 高度值       |
|-----|-------|-----------|
| 1   | 240kn | 11 000ft  |
| 2   | 205kn | 7 000ft   |
| 3   | 180kn | 高于5 000ft |
| 4   | 不固定   | 不固定       |
| 5   | 180kn | 高于3 000ft |
| 6   | 不固定   | 2 350ft   |

根据FAR的规定，飞机在10 000ft高度以下飞行时，空速要控制在250kn内。所以飞机的速度包线设计如下：飞机在11 000ft高度时，保持240kn的空速飞行。当飞行高度下降到7 000ft时，空速降低为205kn。当飞行高度在3 000ft~5 000ft时，空速保持180kn，此阶段飞机空速为进场速度。

综合以上的分析，采用2°的进近角，垂直航迹与速度包线满足表2的要求进行连续进近。

4 基于蒙特卡洛方法的CDA程序分析

本文采用蒙特卡洛（Monte Carlo）方法进行算例分析，仿真分析了在不同风条件、不同重量条件下的飞机飞行航迹。

蒙特卡洛方法首先需要建立影响因子的统计学模型。影响飞机着陆性能的因素很多，主要考虑机场风场变化、飞行操作相应时间、飞机商载变化等。假定这些影响因子满足高斯分布，本文将其抽象为统计学模型。

4.1 飞行员延时模型

通常情况下，自动飞行系统和自动油门接收FMS发出的指令完成飞行，飞行员也直接对飞机进行控制操作。飞行员的延时模型简化为对襟翼以及油门杆的延时操作，通过统计学的分析，其抽象结果如图4所示。



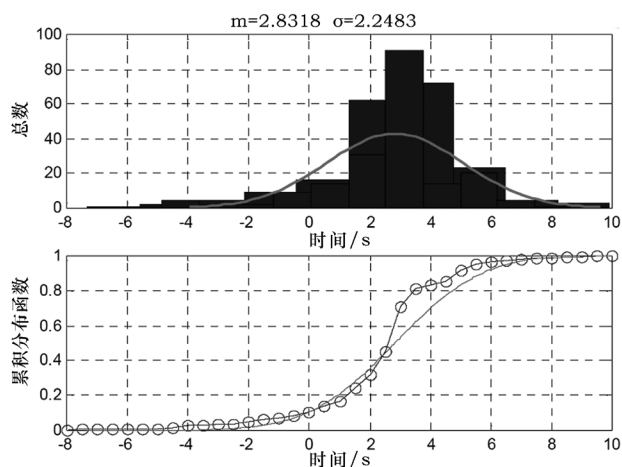


图4 飞行员延时模型

## 4.2 风场模型

根据美国国家海洋与大气数据管理中心 (NOAA) 给出的风场模型。该模型给出了风场角度与风力强度的平均变化情况, 经过统计计算得到在1 000ft高度处的风力强度的统计值如图5所示。

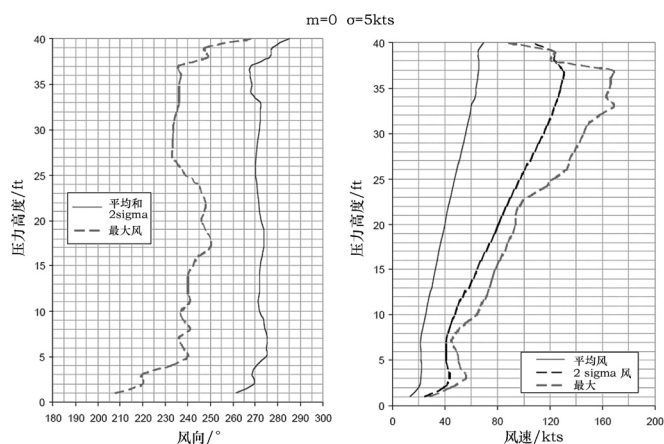


图5 风统计模型

## 4.3 飞机商载模型

商载也是另一个影响飞机性能的重要因素。根据数据统计, 某型飞机一个月的商载重量分布如图6所示, 横轴为降落时刻的商载, 纵轴为飞行次数。

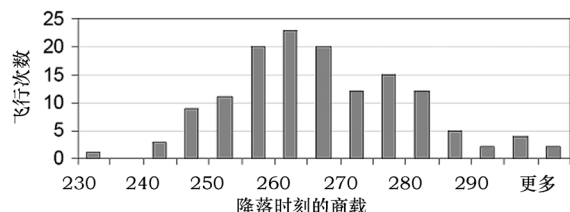


图6 商载统计模型

整个仿真环境的结构图如图7所示。

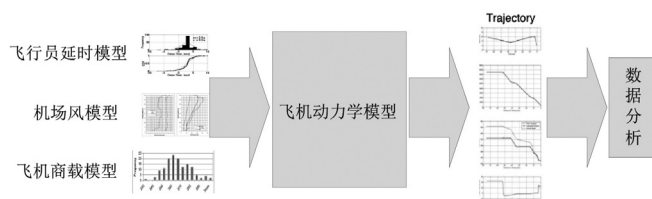


图7 仿真环境结构图

整个仿真系统的结果如图8所示。

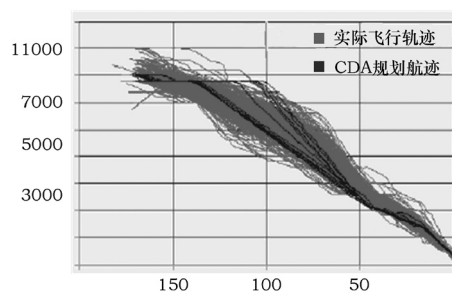


图8 仿真结果

从图8可以看出, 为了能准时到达接地点, 在风干扰和人为误差的影响下, 飞机要跟踪下滑道有一定的难度, 其实际的飞行轨迹与CDA规划的航迹有一定的偏离。

飞行员人为因素、风场模型、商载等影响是客观存在的, 如要克服实际轨迹的偏差, 需从飞机本身考虑。可以通过设计飞机着陆控制律, 来加强飞机着陆控制的鲁棒性。控制律的设计需考虑下降过程中速度的精确控制。

## 5 结论

采用CDA技术可以实现飞机高效、低污染地着陆, 同时减小燃油消耗和污染物排放, 并能在很大程度上减少机场周边噪声污染面积。但目前仍然有一些问题需要解决, 例如操作程序复杂、飞行员的工作负荷高、对于下滑曲线的跟踪较为困难等。所以在CDA技术的实际推广中需要配备精密导航设备, 来实现飞机的4D导航, 同时在飞行控制律的设计中要考虑飞机对风干扰和飞行员操作误差的影响以提高飞机着陆时刻的鲁棒性。

## 参考文献:

- [1] Clarke, J.P.et al. Development Design and Flight Test Evaluation of a Continuous Descent Approach Procedure for Nighttime Operation at Louisville International Airport [R]. Report No. PARTNER-COE-2006-002.
- [2] 李小燕. 美国减少航空排放物[N]. 中国民航报, 2008.
- [3] Jenkinson L. R, Simpkin P, Rhodes D. Civil Jet Aircraft Design[M]. Published by Arnold in Create British, 1999.