

基于飞机性能连续爬升程序建模和油耗分析

徐冬蕾¹ 丁冬进^{1,2} 肖刚^{1*} 王国庆¹

(1. 上海交通大学, 上海 200240; 2. 中国东方航空集团有限公司, 上海 201100)

摘要: 随着航线数量的不断增长和机场进离场交通的日渐繁忙, 因管制压力造成的离场阶段改平飞行导致了飞机非必需的燃油消耗, 为航空公司带来经济效益上的损失。为了减少平飞并实现快速离场, 基于性能的导航(PBN)模式下的连续爬升运行(CCO)成为解决该问题的方式。介绍了 BADA 飞机性能模型的构建方法, 并使用性能模型对 CCO 进行设计, 并提出了前后 CCO 离场可能产生的冲突和解脱方法, 结合实际航线对爬升时间和油耗进行了仿真分析, 结果显示 CCO 离场能够缩短爬升时间, 减少燃油消耗; 在冲突发生时通过速度调整可以比阶梯爬升的方式更有效益。

关键词: 航线运行; 连续爬升; 燃油消耗; 基于性能导航; 基于航迹运行

中图分类号: V355.1

文献标识码: A

OSID:



0 引言

面对 2020 年年初以来运输量的锐减和收益的大幅下降, 航司亟需采取多个措施来降低运营成本, 提高运行效率。研究表明燃油成本占据直接运营成本(DOC)的 23%^[1], 同时碳排放也成为部分地区的评价和交易影响因素, 航司需要为超出免费配给限额的碳排放支付购买成本^[2-3]。这就要求飞机需要以更高效的方式飞行, 减少因为管制限制造成的燃油消耗。国际民航组织 ICAO 在文件 Doc 9750《全球空中航行计划》中提出了“航空系统组件升级”(ASBU)计划, 针对四个绩效改进领域对新一代空中交通管理(ATM)系统的实现提出了目标和计划^[4]。在 ASBU 计划路径下, 要达到高效的飞行路径的目标效益, 需要拥有连续下降运行(CDO)、基于航迹运行(TBO)、连续爬升运行(CCO)、遥控驾驶航空器系统(RPAS)的能力。由于爬升阶段的大推力设置导致了大量的燃油消耗, 提升爬升阶段运行效率能够在排放和噪声上有着巨大的环境效益和

经济效益, 为优化吞吐量、提高灵活性、确保燃油效率的高效爬升剖面以及提高拥塞终端区的容量提供了机会, 其成功实施也可以为新一代 ATM 理念的达成积累经验。

而相比国外较成熟的运行经验^[5-10], 国内因为空域限制的问题, 基于性能的导航(PBN)技术不能够完整的实施, 对于改善航行效率的终端区飞机进离场的连续运行程序, 也受到了空域管理的制约, 目前正处于一个理论探索和试验相结合的阶段, 大规模的推广暂未展开^[11]。国家正在积极改革和完善空域管理体系, 提升空域使用效率, 逐步缩小在空域灵活性上与欧美国家的差异, 因此本研究针对 CCO 的设计方法进行总结归纳, 提出了基于飞机性能的建模方法和燃油经济性分析方式, 并结合实际航线进行模拟计算和效益分析, 为我国未来 CCO 的设计实施提供了可行的参考。

1 连续爬升程序研究现状

传统的爬升飞行程序遵循 ICAO 制定的标准仪

* 通信作者. E-mail: xiaogang@sjtu.edu.cn

引用格式: 徐冬蕾, 丁冬进, 肖刚, 等. 基于飞机性能连续爬升程序建模和油耗分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2021(4): 15-21. XU D L, DING D J, XIAO G, et al. Performance based continuous climb operation modeling and fuel consumption analysis[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2021(4): 15-21 (in Chinese).

表离场(Standard instrument departure,简称 SID),以阶梯爬升的形式进行高度和速度控制,ATC 对飞机进行指挥干预确保离场的安全进行。仪表离场程序定义了程序设计梯度(PDG)、速度范围、超障余度和高度、转弯高度和速度参数,在未收到航迹更新的飞行许可之前,需要保持在一定高度进行平飞,不能有高度的变化。连续爬升运行模式可以有效优化 SID 离场程序,如图 1 所示,让飞机在实时接收管制指令的同时不间断地进行爬升,减少平飞段,实现快速离场。

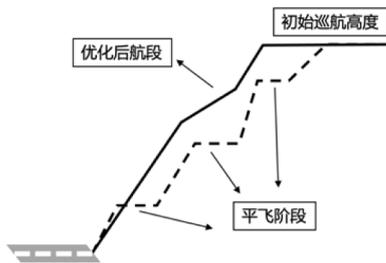


图 1 CCO 与阶梯式爬升对比示意图

ICAO 在 2013 年发布了文件 Doc 9993《连续爬升运行(CCO)手册》,提供了设计思路和实施指导。文件中定义 CCO 为“一种通过空域设计、程序设计和空中交通管制而实现的运行”,“运行期间,离场航空器通过利用最佳爬升发动机推力,在最大程度上不受干扰地以爬升速度爬升,直至到达巡航飞行高度层”^[12]。当前研究对于 CCO 的设计和评估主要分为两种方式:

1) 直接评估法——利用数据开展评估。为了分析 CCO 对实际运行的影响,相关机构对统计的运行数据进行分析,通常包括每次飞行爬升总时间、平飞时间占比、燃油消耗量、碳排放量等。

2) 间接评估法——利用模型拟合估计。通过对飞机运行性能进行建模,进而构建航迹预测、交通流预测和容量预测等空管模型。欧控局(Eurocontrol)提出了一套飞机性能模型及相关数据库(Base of Aircraft Data,简称 BADA 模型),因其数据开源、机型完善的特性,被广泛用于 ATM 研究中。BADA 数据以 ASCII 码形式储存,共包含了 400 余种航空器机型有关操作性能参数及航空公司程序参数等数据,提供了气动和推力系数,可用于航迹仿真和预测^[13]。Rose-now^[14],Dalmau^[15]等通过 BADA 模型相关系数计算出 CCO 对燃油消耗的节省量,指出 CCO 在繁忙交通

流中提升终端区容量的效益。南京航空航天大学的黄倩文、张明等人利用 QAR 数据对 BADA 燃油消耗模型进行气动数据修正,提高了模型的精确度^[16-17]。

本研究使用基于飞机性能模型的方法来对 CCO 进行设计和研究。相比于需要实际运行数据的直接评估法,间接评估法更加适合在前期论证阶段中使用仿真进行最优方案探究和效益分析。

2 飞机性能模型

飞机性能模型是构建飞机爬升航迹和计算油耗的关键。性能模型分为全能量模型和动力学模型,参考欧控局实验中心 BADA 用户手册^[18],相关机型数据在 BADA 3.15 中获取。

BADA 飞机运行性能模型包括机型名称、飞机重量、飞行包线、气动、推力、油耗和地面活动这 7 个模块,数据以 ASCII 文本的形式显示在 OPF 文件中,分别包括以下主要参数信息:

1) 机型模块:包括机型的 ICAO 代码、发动机数量、型号及类型(包括喷气式、涡桨式和活塞式)、尾流类型(分为 Heavy、Medium 和 Light);

2) 重量模块:包括参考重量、最大和最小重量等参数,单位为 t;

3) 飞行包线模块:包括高度和速度等包线参数;

4) 气动模块:包括机翼面积、五种飞行阶段(CR、IC、TO、AP、LD)的升阻系数等参数;

5) 发动机推力模块:包括用于计算最大爬升推力和巡航、下降推力的各种系数;

6) 油耗模块:包括各类油耗系数;

7) 地面运动模块:包括最大重量下起降场长、翼展和机身长度等参数。

2.1 全能量模型

全能量模型(Total Energy Model,简称 TEM)遵循能量守恒原理,把航空器看作质点,认为作用于航空器的外力所做的功转化为动能和势能,航空器爬升阶段的能量模型为:

$$(Thr - D) \times V_{TAS} = mgh + mV_{TAS}V_{TAS} \quad (1)$$

式中:Thr 为推力,由飞机发动机提供,N;D 为飞行过程中受到的阻力,N;V_{TAS}为真空速,m/s 或 kts;m 为飞机的重量,kg;g 为重力加速度,9.806 65 m/s²;h 为飞机高度,m; \dot{h} 为高度随时间变化率,飞机速度的垂直分量,m/s 或 ft/min。

本研究选取上海浦东机场(PVG)飞巴黎戴高乐

机场(CDG)航线为实验对象,机型为波音777-300ER,其数据如表1所示。

表1 波音77W机型和性能数据

特征数据			爬升性能		
最大起飞重量/t	翼展/m	机身长度/m	V_{low} /kts	V_{high} /kts	马赫数
351 500	64.80	73.86	310	310	0.84

2.2 动力学模型

飞机在爬升过程中受到自身重力、发动机推力、升力、阻力共同作用,其受力状态如图2所示。

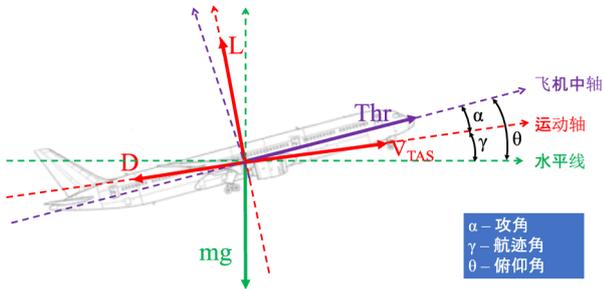


图2 爬升过程受力图

假设飞机在运动方向上的速度为 V_{TAS} , 飞机受力公式为:

$$mV_{TAS} = Thr \times \cos\alpha - D - mg \times \sin\gamma \quad (2)$$

式中: α 为攻角,飞机中轴与运动方向的夹角, $^\circ$; γ 为航迹角,飞行轨迹与水平线的夹角, $^\circ$; θ 为俯仰角,中轴与水平线的夹角, $^\circ$ 。

由于民用飞机的运行时不允许有大角度的俯仰机动飞行,因此速度法向的加速度可以忽略不计,因此:

$$L = mg \times \cos\gamma \quad (3)$$

式中: L 为升力,由气流与机翼作用压差产生,N。

通常情况下,航迹角 γ 和攻角 α 都很小,因此可以采用近似处理(γ 用弧度制表示):

$$\sin\gamma \approx \tan\gamma, \cos\gamma, \cos\alpha \approx 1 \quad (4)$$

因此,公式(2)和(3)又可以表示为:

$$mV_{TAS} = Thr - D - mg \times \gamma \quad (5)$$

$$L = mg \quad (6)$$

从公式(5)和(6)可以得出航迹角的表达式:

$$\gamma = \frac{Thr}{mg} - \frac{V_{TAS}}{g} - \frac{1}{L/D} \quad (7)$$

式中: L/D 为升阻比。

引入升阻比 L/D 来计算航迹角 γ 。升阻比体现

了飞机的气动效率,升阻比越大,意味着升力更大或阻力更小,飞机拥有更好的爬升越障能力和更大的爬升梯度。离场程序中通常会根据当地地形、障碍物情况等对飞机的爬升梯度作出要求,一般对于爬升梯度的定义是单位水平距离升高的高度。

升力、阻力都是飞机的气动力,与气动构型有关,表达式为:

$$L = \frac{1}{2} C_L \rho V_{TAS}^2 S \quad (8)$$

$$D = \frac{1}{2} C_D \rho V_{TAS}^2 S \quad (9)$$

式中: C_L 为升力系数; C_D 为阻力系数; ρ 为空气密度, kg/m^3 ; S 为机翼总面积, m^2 。

阻力又可以划分为零升阻力(包括摩擦阻力、构型阻力等)和诱导阻力(由升力产生的阻力,例如涡流阻力等)^[19],在标称条件下(即BADA 3模型中定义的除了进近和降落阶段的其他运行阶段),阻力系数 C_D 为升力系数 C_L 的函数,表达式为:

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_2} \times C_L^2 \quad (10)$$

式中: C_{D_0} 为寄生阻力系数; C_{D_2} 为诱导阻力系数。

升力系数 C_L 可以通过表达式(6)和(8)推导得出:

$$C_L = \frac{2mg}{\rho V_{TAS}^2 S} \quad (11)$$

3 航迹生成

本研究使用最大爬升推力进行爬升,计算公式为:

$$Thr_{maxclimb} = C_{TC,1} \left(1 - \frac{h}{C_{TC,2}} + C_{TC,3} \cdot h^2 \right) \quad (12)$$

式中: $C_{TC,1}$, $C_{TC,2}$, $C_{TC,3}$ 为推力相关系数。

根据表达式(1)得到的垂直剖面的微分方程为:

$$\dot{h} = \frac{Thr - D}{mg} V_{TAS} ESF \quad (13)$$

式中: ESF 为能量分配系数。

$$ESF = \left(1 + \frac{V_{TAS}}{g} \frac{dV_{TAS}}{dh} \right)^{-1} \quad (14)$$

质量的变化通过燃料消耗模型来计算,燃油消耗的公式在第4节中具体给出:

$$\dot{m} = -F \quad (15)$$

引入单位时间 Δt ,将航迹曲线分为由 n 个微小时间段组合构成的飞行轨迹,选取第 i 和 $i+1$ 航迹点 ($i=1 \cdots n$), t_i 到 t_{i+1} 时间段时间间隔 Δt ,垂直剖面上

高度变化为 Δh , 水平剖面上距离变化为 Δx , 航迹角为 γ , 如图 3 所示。

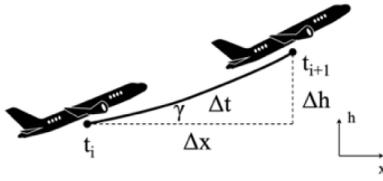


图 3 微元时间段航迹曲线示意图

$$h(t_{i+1}) = h(t_i) + dh \quad (16)$$

$$V_{TAS}(t_{i+1}) = V_{TAS}(t_i) + dV_{TAS} \quad (17)$$

根据公式(14)可以得出速度变化量:

$$dV_{TAS} = \left(\frac{1}{ESF} - 1 \right) \frac{g}{V_{TAS}} dh \quad (18)$$

ESF 确定了在选定的速度剖面下爬升和加速的能量配比, 模拟了飞行员在操控飞机, 通常情况下取 0.3。

为了对比阶梯爬升和 CCO 爬升的运行效率和燃油消耗差异, 在本研究的仿真环境下建立阶梯爬升的模型。飞机的起始重量为 237 600 kg。以飞机从爬升阶段起点为开始, 记开始时间为 $t_1 = 0$ s, 高度设置在 1 500 ft, 飞机襟翼和起落架均收起, 以洁净构型爬升, 速度为 CAS 250 kts; 在高度到达 FL100 (10 000 ft) 以后, 飞机改平飞加速至 CAS 310 kts, 并继续以该速度进行第二阶段的爬升至顶点 HTOC (30 100 ft)。阶梯爬升的阶段描述如表 2 所示。

表 2 阶梯爬升过程描述

高度/ft	CAS/kts	飞行状态
1 500-10 000	250	爬升
10 000-10 000	250-310	平飞加速
10 000-HTOC	310	爬升

CCO 模式下的运行过程如表 3 所示, 以飞机从爬升阶段起点为开始, 记开始时间为 $t_1 = 0$ s, 高度设置在 1 500 ft, 飞机襟翼和起落架均收起, 以巡航构型爬升, 速度从 CAS 250 kts 逐步加速到爬升速度 310 kts, 保持匀速上升直到爬升顶点(30 100 ft)。

表 3 CCO 爬升过程描述

高度 /ft	CAS/kts	飞行状态
1 500-HTA	250-310	爬升
HTA-HTOC	310/Mach 0.84	爬升

计算得到阶梯爬升和 CCO 垂直剖面的航迹图, 表示为高度-时间曲线, 如图 5 所示。阶梯爬升和 CCO 均使用最大爬升推力进行爬升, 以实现快速离场。到达最高点时, 阶梯爬升用时 928 s, CCO 用时 878 s, 可以看出在离场时间效率上 CCO 有着一些优势。

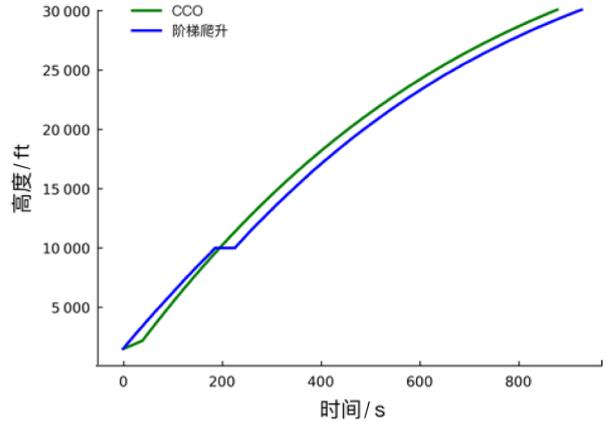


图 5 阶梯爬升和 CCO 垂直剖面图

4 油耗分析

油耗大小取决于发动机推力的大小, 对于喷气式飞机来说, 其推力燃油消耗率比为:

$$\eta = C_{f_1} \times \left(1 + \frac{V_{TAS}}{C_{f_2}} \right) \quad (19)$$

式中: η 为推力燃油消耗率比, $\text{kg}/(\text{min} \cdot \text{kN})$; C_{f_1} 为第一单位推力燃油消耗系数, $\text{kg}/(\text{min} \cdot \text{kN})$; C_{f_2} 为第二单位推力燃油消耗系数, knots 。

结合爬升阶段的推力便可推出单位时间燃油消耗量为:

$$f_{climb} = \eta \times Thr = C_{f_1} \left(1 + \frac{V_{TAS}}{C_{f_2}} \right) Thr \quad (20)$$

式中: f_{climb} 为单位时间燃油消耗量, kg/min 。

开始时间 t_1 到爬升结束时间 t_n 内总爬升阶段油耗为:

$$W_F = \int_{t_1}^{t_n} f_{climb} dt \quad (21)$$

式中: W_F 为燃油消耗重量, kg 。

仿真结果中阶梯爬升总计耗油 3 935 kg, CCO 总耗油为 3 796 kg, 通过使用 CCO 可以减少爬升过程中的油耗。

5 冲突调解

传统的阶梯爬升使用来自 ATC 的高度限制和速度限制来调控先后离场飞机之间的距离,在垂直剖面上分配了高度层,来避免不安全的事件的发生。由于其特性,管制员不能对正在实施 CCO 程序的飞机给出平飞指令,因此当发生冲突的时候,飞机需要调整飞行航迹和速度以实现冲突的解脱。以依次离场的波音 777-300ER 飞机和 A320 飞机为例,起飞重量分别为 237 600 kg 和 64 000 kg,离场间隔时间为 120 s。

本文提出了一种通过 CCO 动态速度调节冲突解脱的算法,针对两架实施 CCO 离场的飞机,首先进行冲突时间的预计,当发生垂直高度差不满足规章要求的最小间隔时,对飞机实行速度控制,实现动态垂直间隔调控和冲突解脱。

冲突时间点预计算法:分别计算前后两架飞机的 CCO 爬升航迹,并进行高度差计算和判断,求出冲突时间,算法如表 4 所示。

表 4 冲突时间点预计算法

```

Algorithm 1 Forecasting conflict time


---


Require: Generate CCO trajectories for a and b
for  $t_i \leftarrow -1$  to  $\min(t_a^{CCO}, t_b^{CCO})$  do
     $\Delta h(t_i) \leftarrow h_a(t_i + t_{sep}) - h_b(t_i)$ 
    if  $\Delta h(t_i) \leq h_{sep}$  then
         $t^{conflict} \leftarrow t_i$  break
    end if
end for
return  $t^{conflict}$ 
    
```

实际仿真的航迹如图 6 所示,预测的冲突时间为 525 s,并持续到 A320 爬升结束,因此需要调整 A320 的爬升航迹。

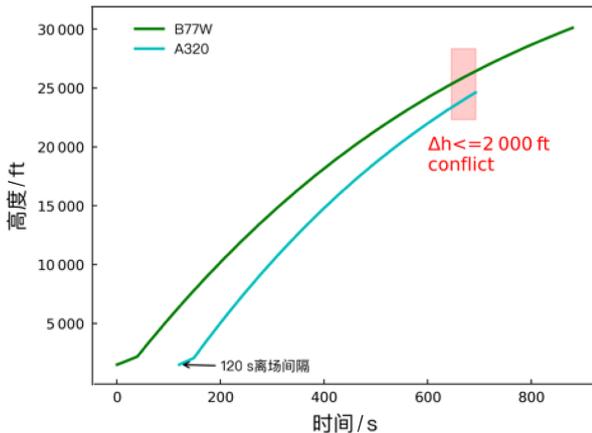


图 6 波音 77W 与 A320 前后离场冲突

速度调控算法:当冲突发生时,调整后机的 CCO CAS 速度,从冲突时间点开始重新预测新的航迹,并再次进行冲突判断,算法如表 5 所示。

表 5 速度调控算法

```

Algorithm 2 Speed control conflict resolution


---


Require:  $t^{conflict}$ 
Delete previous trajectory data after  $t = t^{conflict}$ 
 $V_b^{CAS} \leftarrow V_b^{CAS} + 10$ 
Do trajectory generation again with new  $V_b^{CAS}$ 
Do 'Forecasting conflict time' again
if New conflict exists then
     $V_b^{CAS} \leftarrow V_b^{CAS} + 10$ 
else
    Conflict resolved
end if
    
```

经过速度调整后,新的航迹预测如图 7 所示, A320 的速度调整如图 8 所示。经过再一次的冲突判断,新航迹不存在冲突,因此后机可以安全进行爬升, A320 的新航迹的油耗预计从 854 kg 提升到了 874 kg,爬升时间从 571 s 提升到了 587 s,与最佳 CCO 剖面相比效率有所降低,但相比于阶梯爬升 618 s 和 913 kg 的油耗, CCO 依然有着优势。

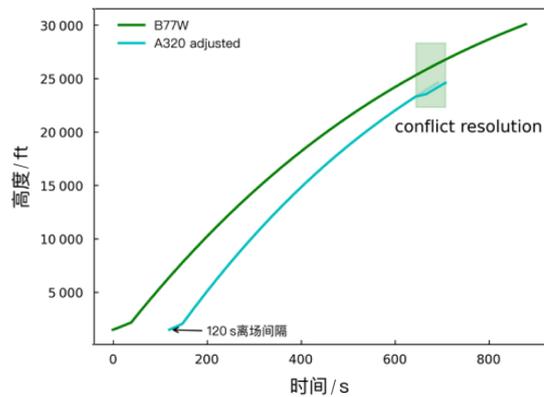


图 7 用冲突解脱方法预测的新航迹

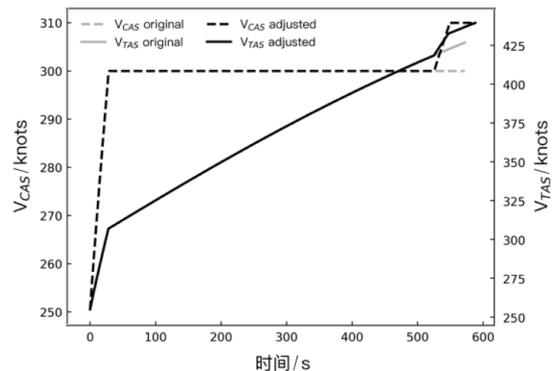


图 8 后机速度调整曲线

6 结论

本文利用 BADA 飞机性能模型及数据对 CCO 程序进行了建模,通过仿真验证得出在同一建模环境下,相比于阶梯爬升,CCO 能够缩短爬升时间并节约燃油,并提出了一种冲突解脱的方法,为 CCO 的安全实施提供参考。下一步研究将细化对大气环境的模拟,加入风的扰动因素,提高模型精确度;并考虑包括进场在内的多种冲突形式,以燃油最优为目标分别给出解脱方法。

参考文献:

- [1] HENDERSON R P, MARTINS J R R A, PEREZ R E. Aircraft Conceptual Design for Optimal Environmental Performance [J]. Aeronautical Journal. 2016, 116 (1175): 1-22.
- [2] 许小虎. 欧盟航空碳交易对中国航空业的影响研究 [D]. 北京:北京大学, 2012.
- [3] 胡晓红. 欧盟航空碳排放交易制度及其启示 [J]. 法商研究, 2011, 28(5):145-151.
- [4] International Civil Aviation Organization. Doc 9750 AN/963 Global Air Navigation Plan [S]. Montréal Canada: International Civil Aviation Organization, 2016.
- [5] MELBY P, MAYER R H. Benefit Potential of Continuous Climb and Descent Operations [C] // AIAA Aviation Technology, Integration and Operations Conference. 2007.
- [6] ROACH K, ROBINSON J E. A terminal area Analysis of continuous ascent departure fuel use at dallas/fort worth international airport [J]. AIAA aviation technology integration & operations, 2010.
- [7] VEMPATI L. Observed impact of traffic and weather on continuous descent and continuous climb operations [C] // 2015 IEEE/AIAA 34th Digital Avionics Systems Conference (DASC). IEEE, 2015.
- [8] Air Transport Action Group. Continuous climb [EB/OL]. <https://aviationbenefits.org/case-studies/continuous-climb/>.
- [9] Eurocontrol. Continuous climb and descent operations [EB/OL]. <https://www.eurocontrol.int/concept/continuous-climb-and-descent-operations>.
- [10] PEETERS S, KOELMAN H, KOELLE R, et al. Assessing vertical flight profiles during climb and descent in the US and Europe [C] // 2018 Integrated Communications, Navigation, Surveillance Conference (ICNS) 2018;3C1-1-3C1-14.
- [11] 肖瑶. CCO/CDO 程序在我国的应用 [J]. 民航学报, 2019, 3(4):20-23.
- [12] International Civil Aviation Organization. Doc 9993 AN/495 Continuous Climb Operations (CCO) Manual [S]. Montréal Canada: International Civil Aviation Organization, 2005.
- [13] POLES D, NUIC A, MOUILLET V. Advanced aircraft performance modeling for ATM: Analysis of BADA model capabilities [C] // Digital Avionics Systems Conference. IEEE, 2010.
- [14] ROSENOW, J, FRSTER S, FRICKE H. Continuous climb operations with minimum fuel burn [C] // Sesar Innovation Days. 2016.
- [15] DALMAU R, PRATS X. Fuel and time savings by flying continuous cruise climbs: Estimating the benefit pools for maximum range operations [J]. Transportation Research Part D Transport & Environment, 2015(35):62-71.
- [16] 黄倩文, 张明, 刘思涵. 基于飞行数据的航空器离场燃油消耗评估模型 [J]. 航空计算技术, 2019, 49(6):23-26.
- [17] ZHANG M, HUANG Q, LIU S, et al. Fuel consumption model of the climbing phase of departure aircraft based on flight data analysis [J]. Sustainability, 2019, 11(16):1-23.
- [18] Eurocontrol Experimental Centre. User manual for the base of aircraft data (BADA) revision 3. 15 EEC technical/scientific report No. 19/03/18-45 [R]. CEDEX: EUROCONTROL Experimental Centre, 2019.
- [19] SADRAEY M. Aircraft performance: analysis [M]. VDM Publishing, 2009.

作者简介

徐冬蕾 女, 硕士。主要研究方向: 飞行过程和运行模式。E-mail: xudonglei@sjtu.edu.cn

丁冬进 男, 硕士。主要研究方向: 飞机运行。E-mail: 44320040@qq.com

肖刚 男, 研究员, 博士生导师。主要研究方向: 智能信息处理; 航空电子综合; 民机产业经济。E-mail: xiaogang@sjtu.edu.cn

王国庆 男, 博士, 特聘教授。主要研究方向: 计算机系统工程; 航空电子系统工程; 航空电子系统网络、通信、导航和监视。E-mail: wang_guoqing@sjtu.edu.cn

Performance based continuous climb operation modeling and fuel consumption analysis

XU Donglei¹ DING Dongjin^{1,2} XIAO Gang^{1*} WANG Guoqing¹

(1. Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China; 2. China Eastern Airlines, Shanghai 201100, China)

Abstract: With the increase of arrival and departure traffic at the airport, the leveling in the departure stage caused by traffic control limits have caused unnecessary fuel consumption for aircrafts and brought economic losses to airlines. In order to reduce level flight and achieve rapid departure, the continuous climb operation (CCO) based on performance-based navigation (PBN) mode has become a way to solve this problem. The construction method of the BADA aircraft performance model is introduced, the CCO is designed using the performance model, and a conflict resolution method is proposed. The climb time and fuel consumption are calculated according to an actual flight profile. The simulation results show that CCO departure can shorten the climb time and reduce fuel consumption, and the adjustment of speed is better than using step climb when a conflict happens.

Keywords: flight operation; continuous climb; fuel consumption; performance-based navigation; trajectory-based operation

* Corresponding author. E-mail: xiaogang@sjtu.edu.cn