http://myfj.cnjournals.com myfj_sadri@163.com (021)20866796

DOI: 10. 19416/j. cnki. 1674-9804. 2023. 03. 014

垂直导航模式下的飞机爬升性能参数计算方法

于吉洋1 祖肇梓1 乔 静2 魏志强3*

(1. 西安飞行自动控制研究所,西安 710065;2. 中国民航科学技术研究院,北京 100028;3. 中国民航大学空中交通管理学院,天津 300300)

摘 要:针对垂直导航模式下的飞机爬升性能参数计算需要,研究建立了爬升过程中的飞行动力学方程、垂直导航(VNAV) 模式下的爬升过程所需推力计算方法,包括固定爬升角爬升和固定爬升率爬升;然后建立了不同爬升模式下的离场过程中爬 升性能参数计算方法;之后以某型国产民机的基础性能数据为例,对 VNAV 爬升和常规爬升模式下的性能参数进行计算分 析,对比分析了固定爬升角爬升、固定爬升率爬升与传统爬升之间的差异性。研究表明,在 VNAV 爬升过程中,由于所需推力 小于最大爬升推力,使得飞机达到目标高度所需时间、爬升水平距离、油量消耗要大于常规爬升;当爬升角/爬升率增加到一 定值时,所需推力受限于最大爬升推力,此时等同于常规爬升。在飞行计划制作、离场航迹优化等研究中,需要按照 VNAV 模 式来计算飞机的爬升性能参数,以更好的贴合飞机实际飞行情况。

关键词:飞机性能;垂直导航;爬升性能;爬升策略;爬升梯度

中图分类号: V212.13⁺3

文献标识码:A



0 引言

垂直导航(vertical navigation,简称 VNAV)是 飞行管理系统的重要功能之一,也是在实际飞行 中常用的飞行方式^[1],但国外航电厂家并未公布 VNAV飞行方式下的性能参数优化计算逻辑与技 术细节。

国内外研究人员在爬升性能参数优化计算方面开展了大量研究。Prats等提出了一种基于动态轨迹优化算法的最优离场轨迹确定方法^[2];Ho-Huu等以累计噪声和燃油消耗为目标,对飞机离场剖面进行优化^[3];Ghazi等详细分析了塞斯纳 X 飞机的起飞和离场轨迹中地面加速、抬轮、过渡、匀速爬升和加速爬升段的计算方法^[4];Mendoza 等考虑了爬升、巡航和下降的成本,并对飞行速度进行了分段优化^[5];Hartjes等提出了新的参数化方法,对垂直离场爬升轨迹进行计算^[6]。魏志强等基于常规爬

升方式提出了变速的最佳爬升策略并可通过遗传 算法得到最佳爬升策略^[7];吕开妮等综合考虑了时 间和燃油消耗指标对爬升轨迹进行优化,但爬升模 型相对有限^[8];许跃凤等研究了 CCO 离场程序对噪 声的影响^[9];刘雪涛等对比了不同爬升方式的差异 性,得到最经济的爬升方式^[10];董新民等研究了等 表速等推力、等表速等梯度、等表速等升降速度 3 种 典型爬升方式^[11];陈娅莉等采用格点搜寻算法求解 飞机最短时间爬升轨迹^[12]。上述研究都是假定飞 机发动机处于最大爬升推力状态下来开展的,没有 考虑 VNAV 模式对爬升性能参数计算的特殊要求。

针对 VNAV 模式下的离场爬升性能参数计算 需要,首先研究建立了爬升过程动力学方程,然后 构建了 VNAV 爬升与常规爬升的离场性能参数计 算方法和计算流程,以某国产民机机型数据为例进 行计算,对比分析了 VNAV 爬升与常规爬升之间的 差异性。

^{*} 通信作者. E-mail: weizhiqia@ sina. com

引用格式:于吉洋,祖肇梓,乔静,等.垂直导航模式下的飞机爬升性能参数计算方法[J].民用飞机设计与研究,2023(3): 88-95. YU J Y,ZU Z Z,QIAO J, et al. Calculation method of aircraft climb performance parameters invertical navigation flight mode[J]. Civil Aircraft Design and Research,2023(3):88-95(in Chinese).

1 VNAV 爬升性能参数计算模型

传统的爬升性能计算是飞机采用最大爬升推 力、按照等表速或等马赫数进行爬升。但在实际飞 行中,当由于空中交通管制要求而进行高度层变更 时,通常采用固定爬升率的爬升方式;当沿着机场 设计的连续爬升运行(CDO)程序离场时,部分程序 段上由于飞行冲突调配需要会要求飞机按照固定 爬升梯度角飞行。上述两种方式即为 VNAV 中常 见的爬升方式。

1.1 固定爬升角的爬升

在爬升过程中,飞机动力学方程可以表示为:

$$(T-D)V_T = mg \frac{\mathrm{d}h}{\mathrm{d}t} + mV_T \frac{\mathrm{d}V_T}{\mathrm{d}t}$$
(1)

式中:T为发动机推力;D为空气阻力;m为飞 机质量;h为飞行高度;g为重力加速度; V_{T} 为真空 速;t为时间;d为导数符号。将式(1)变形后,可进 一步推导出:

$$V_{V} = \frac{\mathrm{d}h}{\mathrm{d}t} = \frac{(T-D)V_{T}}{mg} \left[1 + \left(\frac{V_{T}}{g}\right) \left(\frac{\mathrm{d}V_{T}}{\mathrm{d}h}\right) \right]^{-1}$$
(2)

式中:*V_v*为垂直速度,也就是爬升率。对于固 定爬升角*θ*爬升(也就是给定爬升梯度爬升),性能 参数计算如下:

$$\begin{cases} \gamma_g = \tan\theta \\ V_V = \gamma_g \cdot V_T \\ T = \min\{T_a, mg \cdot \gamma_g \cdot f_{acc} + D\} \end{cases}$$
(3)

式中: γ_g 为爬升梯度; T_a 为发动机可用推力,即 飞机的最大爬升推力,通过查飞机基础性能数据表 获得; f_{acc} 为加速因子。

将每一步的爬升梯度、爬升率和真空速进行累加,即可积分得到飞机的爬升时间、水平距离、高度、油耗等参数。

1.2 固定爬升率的爬升

对于等爬升率(V_v)爬升,则有:

$$\begin{cases} \gamma_g = V_V / V_T \\ T = \min \{ T_a, mg \cdot \gamma_g \cdot f_{acc} + D \} \end{cases}$$
(4)

1.3 加速因子的计算模型

根据式(2),定义加速因子 f_{acc} 为:

$$f_{acc} = \left[1 + \left(\frac{V_T}{g}\right) \left(\frac{dV_T}{dh}\right)\right]^{-1} \tag{5}$$

当飞机保持等表速爬升,且飞行高度超过对流 层顶部时,加速因子计算公式如下:

$$f_{acc} = \left\{ 1 + \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{-1}{\gamma - 1}} \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} - 1 \right\}^{-1} (6)$$

式中:γ为空气的等熵膨胀系数,取值 1.4;*M* 为马赫数。当飞机保持等表速爬升,且飞行高度低 于对流层顶部时,加速因子的计算公式为:

$$f[M] = \left\{ 1 + \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2}M^2\right)^{\frac{-1}{\gamma - 1}} \left[\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2}M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} - 1 \right] \right\}^{-1} \quad (7)$$

当飞机保持等马赫数爬升,且飞行高度超过对 流层顶部时,加速因子计算公式如下:

$$f_{acc} = 1.0$$
 (8)

当飞机保持等马赫数爬升,且飞行高度低于对 流层顶部时,加速因子的计算公式为:

$$f_{acc} = \left[1 + \frac{\gamma R K_T}{2g} M^2\right]^{-1} \tag{9}$$

式中:*R* 为气体常数,取值 287.05 J/(kg・K); *K_r* 为标准大气温度梯度,取值-0.006 5 ℃/m。

1.4 基础性能数据的加载与处理方法

爬升性能参数的积分计算需要用到机型基础 性能数据表,主要包括极曲线数据、可用推力数据、 发动机油耗数据等,具体的相互调用关系如图 1 所示。



图 1 基础性能数据表加载功能设计

数据加载的基本实现思路如下:

 软件启动时,首先读取数据管理表,获取各 个数据表的基本信息,包括表格名称、文件路径、维 数、插值方法等,然后读取机型基本参数。

2)一组数据表的读取。针对多个数据表变量存储在同一张表的情况,首先确定需要一次性读取的列号集合,然后将这些数据读取到中间变量里,再根据各个数据表变量的需要,对其进行赋值。

3)通过设计功能函数,以及对数据表函数的 调用,可以实现数据加载、排序、统计、查询、插值计 算等功能。

1.5 经济爬升速度优化算法的实现

经济爬升速度是常用的爬升速度优化计算方式,也是 VNAV 爬升模式下的爬升性能参数计算基础。选择不同的飞行方式可以节省燃油或时间,而 经济性是飞行中需要考虑的重要因素。航空公司 与飞行有关的航班成本由时间成本和燃油成本组成,即:

$$C = C_f \cdot F + C_t \cdot t \tag{10}$$

式中:C 为飞行成本, \mathbb{Y} ; C_i 为时间成本, \mathbb{Y}/min ; C_f 为燃油成本, \mathbb{Y}/kg_o 飞行成本指数 C_{index} 的 定义如下:

$$C_{\text{index}} = \frac{C_t}{C_f \cdot 100} \tag{11}$$

对于给定的成本指数,根据飞机重量,计算出 飞行成本最小对应的最佳爬升表速 IAS 经济和最佳 爬升马赫数 M 经济,即可按 IAS 经济/M 经济模式 爬升。

基于建立的成本指数计算模型和爬升性能计 算模块,设定一系列的(IAS,M)速度组合。马赫数 和表速的取值范围如下:

$$(250 \le IAS \le VMO) \tag{12}$$

$$(0.7 \le M \le MMO) \tag{12}$$

之后以(IAS,M)组合策略爬升,得到爬升段的 飞行成本,找到飞行成本最低的(IAS,M)组合即为 最佳的爬升速度,具体实现流程如图2所示。

1.6 VNAV 爬升性能参数的计算流程设计

对于 VNAV 爬升,总体思路是根据所需的爬升 角或爬升率,反算出所需的推力大小,并控制飞机 按此推力去爬升,计算流程如图 3 所示。



图 2 经济爬升速度的优化计算流程



图 3 迭代计算调用流程图

图 3 中,"转换高度"是飞机从"固定表速"爬升 切换为"固定马赫数"爬升时的高度。可根据表速 和马赫数,按照相对比较经典的公式来进行计算 (略);同时,本计算流程考虑到了固定爬升角和固 定爬升率这两种不同的垂直速度计算方式,分别对 应于1.1 节和1.2 节的算法。

依据计算流程,首先确定爬升的初始高度和目标高度,并以此为循环迭代判断条件;之后依据选定的爬升方式,如常规爬升、等爬升角爬升或者等爬升率爬升,调用不同的爬升参数计算公式;然后确定积分步长,计算出每一小步的飞机爬升性能参数,直至达到结束条件。在每一小步计算时,需要计算出真空速、爬升梯度、爬升率、爬升角、所需推力、燃油流量等参数,通过对其的累加,即可得到爬升阶段的总的爬升时间、爬升高度、消耗燃油和水平距离等性能参数。

2 算例分析

2.1 VNAV 爬升计算工具的开发

依据建立的计算模型,采用 VISIO STUDIO 2018 编程工具,使用 C#语言进行编程实现,主要包括性能基础数据加载、性能模型解算、输入输出界面设计等三部分。总体界面如图4 所示。

| 和行任和计算页面 | | | | | | | | | 1. m 6. M | de las de la | |
|-----------------|------------------|---|--------------------|------------|-------------|---------------------|----------------|--------------------|--------------------|------------------|-----------------|
| 爬升起始条件 | | | 爬升速度策略 | | | 温度偏差数据(C) | | 起飞重量 | 起飞重量数据(kg) | | |
| 起始高度类型 从自 | 合定高度开始 | ~ | 限制高度(1 | t) 10000. | 00 😳 | ● 单值计算 | 〇批 | 量计算 | ● 半值计 | 第 〇 相 | 2量计算 |
| 爬升起始高度(ft) | 20000. 00 | - | 限制速度() | (t) 250.00 | - | 術値 30,00 | - | 30. 0000 | *7位 600 | 00 : | 60000.0000 |
| 起飞投高度(QFE) | 1500.00 | | 速度类型等 | F表達/马赫 | 数 ~ | 步长 5.00 | | | 步长 500 | 0 : | |
| 起飞离场参数不 | 印选 | ~ | 爬升表達(k | t) 300.00 | A V | 终值 20.00 | | | 终值 200 | 000 🗘 | |
| 额外的时间(Min) | 0.00 | | 爬升马赫数 | 1 0.8000 | * | 添加 | 樹除 | | 添加 | 朝除 | |
| 额外的油量(kg) | 0.00 | | | | | | 清空 | | | 清空 | |
| 额外的距离(NMO | 0.00 | | | | | | | | | | |
| 发动机相关参数 | | | 性能计判 | | 出条件. | 守人 | 赤件 | | 清除 | 保存 | 北出 |
| 额定状态等级 最 | 大爬升推力 | ~ | 时间(s) 50.00 茶表達 | 阶段描述 | 风速 21118 | (kt) 飞行 1.0 5993 | 高度(ft 38.69 |) 飞机质量 300.00 0 | と(kg) 表 6639 0. | 速(节) 00 61.31 | 马赫教 10990.54 |
| 失效发动机台数: | 0 | - | 100.00 | 等表達爬? | + 0 | 22160.4 | 59878 | 96 300.00 | 0.6774 | 0.00 | 121.04 |
| 路非拍力方式 | | | 200.00 | 等表達爬手 | + o | 24030.5 | 59763 | 87 300.00 | 0. 7024 | 0.00 | 236.13 |
| | | _ | 250.00 | 等表達爬升 | + 0 | 24868.6 | 59708 | . 23 300. 00 | 0.7139 | 0.00 | 291.77 |
| 展升方式 固定限 | 针/下滑角 | ~ | 300.00 | 等表達爬手 | + 0 | 25651.6 | 59653 | . 58 300. 00 | 0.7249 | 0.00 | 346.42 |
| 化小林素 客玩很 | り展升/下降 | | 350.00 | 等表達飛り | + 0 | 26383.5 | 59599 | . 72 300. 00 | 0.7354 | 0.00 | 400.28 |
| 用宋庭 | 十半/下待半 | | 400.00 | 等表達限+ | + 0 | 27065.3 | 59546 | . 63 300. 00 | 0.7453 | 0.00 | 453.37 |
| 账升的结束条件 | | _ | 450.00 | 并未達 限力 | - 0 | 27697.7 | 59494 | . 27 300.00 | 0. 7547 | 0.00 | 505.73 |
| 1 | the state of the | | 500.00 | 市永远版? | | 28282.6 | 59442 | . 62 300.00 | 0. 7635 | 0.00 | 557.38 |
| 并限限制参数 判 | 616414 | ~ | 550.00 | 中永远现7 | | 20022.4 | 59371 | 300.00 | 0. 7717 | 0.00 | 000.30 |
| 升限高度限制参数 | 300, 0000 | - | 650.00 | 茶書清紀4 | E O | 29776 3 | 59291 | 46 300.00 | 0.7865 | 0.00 | 708 54 |
| 爬升结束高速(ft) | 30000.00 | | 675. 54 | 等表達飛9 | t o | 30000. 0 | 59266 | 20 300.00 | 0. 7902 | 0.00 | 733.80 |
| 计算要求 | | | | | | | | | | | |
| | 50.0 | | < | | | | | | | | 7 |

图 4 VNAV 爬升性能参数计算软件

2.2 计算精度的测试分析

以波音 737-800 飞机为例,通过与波音公司 PET 工具软件计算结果的比对,分析文中模型与开 发软件的计算精度。

测试对比的计算条件:温度为 ISA+0、ISA+10; 重量为 60 000~70 000kg;经济爬升成本指数为 40; 考虑 10 000 ft 的表速 250 节限制;在 10 000 ft 上平 飞加速;机场高度为 0;起飞结束高度为 1 500 ft;起 飞离场段的时间、油量和距离通过机型基础型数据库中的相应表格来获得;剩余爬升率为300 ft/min;最大爬升推力;发动机正常;爬升结束高度为37 000 ft。 使用 PET 和开发软件计算出的爬升性能参数对比如表1 所示。

表1 爬升性能参数的计算精度对比

| 项目 | 重量/kg | 温差/℃ | 时间/s | 油耗/kg | 距离/m |
|-----------------|--------|------|-----------|----------|------------|
| | 60 000 | 0 | 1 045.35 | 1 514.04 | 202 046.16 |
| PET 计算 结果 | 64 000 | 0 | 1 159.68 | 1 673.26 | 226 775.73 |
| | 68 000 | 0 | 1 288.40 | 1 848.54 | 254 771.12 |
| | 70 000 | 0 | 1 362.00 | 1 944.95 | 271 307.81 |
| | 60 000 | 10 | 1 078.67 | 1 586.11 | 213 323.73 |
| | 64 000 | 10 | 1 198.43 | 1 755.24 | 239 865.48 |
| | 68 000 | 10 | 1 333.24 | 1 941.48 | 269 876.03 |
| | 70 000 | 10 | 1 410. 84 | 2 044.68 | 287 714.68 |
| 开软计结果 | 60 000 | 0 | 1 047.47 | 1 517.43 | 202 980.91 |
| | 64 000 | 0 | 1 161.77 | 1 676.81 | 227 632.02 |
| | 68 000 | 0 | 1 290.10 | 1 851.94 | 255 497.70 |
| | 70 000 | 0 | 1 360.12 | 1 944.20 | 270 949.30 |
| | 60 000 | 10 | 1 078.38 | 1 586.57 | 213 780.90 |
| | 64 000 | 10 | 1 197.81 | 1 755.32 | 240 158.67 |
| | 68 000 | 10 | 1 333.03 | 1 942.26 | 270 229.55 |
| | 70 000 | 10 | 1 405.92 | 2 040.12 | 286 671.10 |

通过与波音 PET 软件计算结果的对比,开发软件计算结果与 PET 的偏差为:(1)爬升时间的最大偏差为4.92 s;最大相对偏差为0.349%。(2)爬升油量的最大偏差为4.56 kg;最大相对偏差为0.224%。(3)爬升距离的最大偏差为1043.58 m;最大相对偏差为0.463%。受限于 PET 在迭代计算步长、基础数据插值方法等方面的保密性,与文中存在一定差异性,导致计算结果并不完全一致,但上述偏差不超过0.5%,总体上可以接受。

2.3 爬升性能参数的差异性对比分析

使用开发的软件,以某型国产在研飞机为例, 假定飞机重量为 200 000 kg,初始高度为 25 000 ft (7 621.95 m),目标高度为 35 000 ft (10 670.73 m), 以 250/300/0.8 常规爬升方式爬升。在常规爬升基 础上设置 1°、2°、3°爬升角爬升和 5 m/s、10 m/s 爬 升率爬升,对爬升总时间、总距离、总油量、推力、燃 油流量等性能参数进行对比分析,不同爬升方式下 的性能数据对比如表2所示。

在 VNAV 爬升过程中,当爬升速度(如给定成本指数)一定时,爬升角/爬升率越小,达到目标高度所需时间、爬升距离和油量消耗就越大。而随着爬升角/爬升率的增加,结果逐渐接近于常规爬升。

| 爬升 方式 | 取值 | 总时间/s | 总距离/m | 总油量/kg |
|-----------------|--------|--------|------------|----------|
| 常规 爬升 | | 237.03 | 55 678.97 | 737.92 |
| 固定 爬升 角爬升 | 1° | 743.17 | 174 621.93 | 1 572.02 |
| | 2° | 371.64 | 87 284.36 | 957.39 |
| | 3° | 254.12 | 59 682.96 | 765.64 |
| 固定 爬升 | 5 m/s | 600 | 141 057.63 | 1 334.45 |
| 率爬升 | 10 m/s | 300 | 70 492.03 | 839.96 |

表 2 不同爬升方式下的性能数据对比

2.4 发动机推力参数的差异性对比分析

图 5 为常规爬升、固定爬升角在 1°、2°、3°时爬 升的推力变化对比图,图 6 为常规爬升、固定爬升率 为 5 m/s、10 m/s 爬升的推力变化对比图。



由图 5 可见,常规爬升时,推力是一直在减小的。当飞机爬升角固定为 1°、2°时所需推力逐渐增加,但始终小于常规爬升时所用的最大爬升推力。

转换高度上下都能实现等爬升角爬升,但所需 爬升时间较长。随着爬升角度增加到 3°时,转换高 度以下部分高度爬升时所需推力受到最大爬升推 力的限制因此无法实现 3°爬升角爬升,转换高度以上所需推力不受限制可实现 3°爬升角爬升。



当飞机爬升率固定为5 m/s、10 m/s 时,所需 推力逐渐增加但仍小于最大爬升推力,转换高度 上下均可实现。当爬升角增加为4°及以上或者当 爬升率增加到15 m/s 及以上时,所需推力会受到 最大爬升推力的限制,其爬升效果与常规爬升是 一样的。即达到目标高度所需时间、爬升水平距 离、油量消耗等于常规爬升,本文不再进行分析 讨论。

2.5 发动机的油耗特性对比分析

图 7(a) 所示为常规爬升、爬升角固定为 1°、2°、 3°爬升的燃油流量变化对比图。图 7(b) 所示为常 规爬升、爬升率固定 5 m/s、10 m/s 爬升的燃油流量 变化对比图。

从图 7 中可以看出,无论是常规爬升还是固定 爬升角或者爬升率爬升,燃油流量的变化趋势与推





力变化趋势基本一致,这是因为油量消耗与气压高 度、推力和马赫数相关,爬升过程中,推力变化幅度 相对气压高度和马赫数来说比较大,因此燃油流量 变化与推力变化趋势基本一致。

2.6 飞机气动阻力的差异性对比分析

阻力的大小受空气密度、阻力系数、速度的影响,在爬升过程中相对来说阻力受速度变化的影响 较大。图 8(a)所示为常规爬升、爬升角固定为 1°、 2°、3°爬升的阻力变化对比图,图 8(b)所示为常规 爬升、爬升率固定 5 m/s、10 m/s 爬升的阻力对 比图。

从图 8(a)、图 8(b)可以看出,在转换高度以下,飞机等表速爬升过程中速度是增加的,因此阻力呈现增加趋势。在转换高度以上,飞机等马赫数爬升过程中速度是减小的,因此阻力呈现减小趋势。





3 结论

建立了 VNAV 爬升策略(等爬升角/爬升率)计 算模型,对不同爬升策略进行计算分析。

1) VNAV 爬升所需推力随爬升角/爬升率增加 而增加。当所需推力超过最大爬升推力时,会等同 于常规爬升。

 2) 与传统爬升相比, VNAV 爬升更贴近实际飞 行情况, 但达到目标高度时所需时间、距离和油量 往往大于常规爬升。

 3) 在飞行计划制作、离场航迹优化等研究中, 需要考虑 VNAV 爬升与传统爬升的差异性,以提高 预测的精度和有效性。

参考文献:

- ZHANG M, HUANG Q W, LIU S H, et al. Fuel consumption model of the climbing phase of departure aircraft based on flight data analysis [J]. Sustainability, 2019, 11(16):1-23.
- PRATS X, PUIG V, QUEVEDO J, et al. Multi-objective optimisation for aircraft departure trajectories minimising noise annoyance [J]. Transportation Research Part C: Emerging Technologies, 2010, 18 (6): 975-989.
- [3] HO-HUU V, HARTJES S, VISSER H G, et al. Integrated design and allocation of optimal aircraft departure routes [J]. Transportation Research Part D: Transport and Environment, 2018, 63: 689-705.
- [4] GHAZI G, BOTEZ R M, MANIETTE N. Cessna citation X takeoff and departure trajectories prediction in pres-

ence of winds[J]. Journal of Aerospace Information Systems, 2020, 17(12):659-681.

- [5] MENDOZA A M, BOTEZ R. Vertical navigation trajectory optimization algorithm for a commercial aircraft
 [C]//AIAA/3AF Aircraft Noise and Emissions Reduction Symposium, June 16-20, 2014, Atlanta, GA.
 [S.1.]:AIAA, 2014.
- [6] HARTJES S, VISSER H G. Efficient trajectory parameterization for environmental optimization of departure flight paths using a genetic algorithm [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2017, 231(6) : 1115-1123.
- [7] 魏志强,韩孝兰.基于遗传算法的飞机经济爬升速度 优化方法[J].飞行力学,2020,38(1):14-20.
- [8] 吕开妮,南英.基于自适应遗传算法的客机爬升段轨 迹优化[J].计算机仿真,2017,34(1):66-69;122.
- [9] 许跃凤,胡荣,张军峰,等.基于 BADA 模型的飞机持续爬升运行减噪效果研究[J].交通运输系统工程与

信息,2017,17(4):201-206;227.

- [10] 刘雪涛,张序. 空客 A320 系列爬升性能研究[J]. 沈 阳航空航天大学学报,2015,32(2):91-96.
- [11] 董新民,陈勇.飞机等表速运动方程与稳态爬升参数 计算[J].飞行力学,2017,35(1):11-15.
- [12] 陈娅莉,董新民,陈勇.飞机最短时间爬升轨迹的格点 搜寻算法[J].飞行力学,2009,27(6):33-36.

作者简介

于吉洋 男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行管理系统、 飞机性能等领域。E-mail: yujy008@avic.com
祖肇梓 男,硕士,高级工程师。主要研究方向:机载航电系统、飞行管理系统、机载导航系统等领域。E-mail: zuzz@avic.com
乔 静 女,硕士,研究实习员。主要研究方向:飞行安全与

性能评估等领域。E-mail: qiaojing@ mail. castc. org. cn 魏志强 男,硕士,教授。主要研究方向:飞机性能与安全间 隔等领域。E-mail: weizhiqia@ sina. com

Calculation method of aircraft climb performance parameters invertical navigation flight mode

YU Jiyang¹ ZU Zhaozi¹ QIAO Jing² WEI Zhiqiang³*

(1. AVIC Xi'an Flight Automatic Control Research Institute, Xi'an 710065, China;

2. China Academy of Civil Aviation Science and Technology, Beijing 100028, China;

3. College of Air Traffic Management, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: In order to meet the needs of studying the actual flight route of vertical navigation, the dynamic equation of the climb process was established, and the calculation method of the VNAV departure performance parameters was constructed. And taking the data of a certain domestic civil aircraft model as an example, the differences between VNAV climb and traditional climb were compared and analyzed. The research has shown that in the process of vertical navigation climb, because the required thrust is less than the maximum climb thrust, the time required for the aircraft to reach the target altitude, the horizontal distance of the climbing, and the fuel consumption are greater than those of conventional climbs; when the climb angle/rate of climb increases to a certain value, the required thrust is limited by the maximum climb thrust, which is equivalent to a conventional climb. In the research of flight plan preparation and departure trajectory optimization, it is necessary to consider the difference between VNAV climb and traditional climb to improve the accuracy and effectiveness of prediction.

Keywords: aircraft performance; vertical navigation; climb performance; climb strategy; climb gradient

^{*} Corresponding author. E-mail: weizhiqia@sina.com