

某型飞机起飞航迹计算与分析

高彦玺¹, 蔡良才², 吴利荣¹, 郑汝海², 种小雷², 朱可钦¹

¹(空军工程大学 工程学院飞机与发动机工程系, 陕西 西安 710038)

²(空军工程大学 工程学院机场建筑工程系, 陕西 西安 710038)

摘要: 结合某型飞机详细地研究了起飞航迹计算的模型与方法, 并对利用本文的模型和方法得出的结果与到某机场试飞测试数据的结果进行对比分析研究。结果表明, 得到了给定起飞质量和机场条件的起飞航迹计算数据, 它与试飞结果基本吻合, 说明模型合理、解法正确、数据准确。

关键词: 起飞航迹; 飞行性能; 机场净空; 试飞

分类号: V212.13 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2000)01-0009-05

目前, 现有机场净空条件的保护, 以及修建新机场周围净空条件的好坏判别, 愈来愈成为机场建筑部门所关心的热门课题。我国幅员辽阔, 机场的分布范围广, 各机场的温度、压力和风速千差万别, 飞机的起飞航迹是不同的, 因此所要求的机场净空条件也是不同的。这就需要有一种比较完整的模型和方法来确定飞机的起飞航迹, 然后通过飞行试验来验证模型和方法的合理性、正确性及准确性。在此基础上, 编写出一个软件包, 能够计算机场条件, 起飞质量, 发动机状态确定情况下的起飞航迹。文中介绍了起飞航迹的计算模型和计算方法; 针对某型飞机采用民用航空条例确定上升梯度法进行了仿真计算, 并对仿真结果与试飞结果进行了对比分析; 然后, 对起飞航迹计算软件包作了简要说明。

1 理论计算的基本原理

1.1 空中上升计算模型

飞机的起飞过程, 可以分为两个阶段: 起飞段和起飞后加速爬升段。起飞段又可以分为地面滑跑段和起飞空中段^[1]。本文根据飞行力学原理和飞行员驾驶守则的有关规定^[2], 来建立起飞过程计算模型。起飞过程的计算模型可归结为两类: 地面计算模型和空中上升计算模型^[3,4]。根据任务要求, 这里只给出空中上升计算模型及计算原理。

(1) 飞机空中运动的动力学和运动学方程

① 动力学方程

飞机的起飞着陆飞行, 在空中的受力比较复杂, 处于三向受力状态, 其航迹坐标系的飞机质心动力学方程为:

$$\left. \begin{aligned} m \frac{dV}{dt} &= P \cos(\alpha + \varphi_p) - C_x \frac{\rho S V^2}{2} - mg \sin \theta \\ mV \frac{d\theta}{dt} &= P [\cos(\alpha + \varphi_p) \sin \beta \sin \gamma_s + \sin(\alpha + \varphi_p) \times \cos \gamma_s] + C_y \frac{\rho S V^2}{2} - mg \cos \theta \\ -mV \cos \theta \frac{d\psi_s}{dt} &= P [-\cos(\alpha + \varphi_p) \sin \beta \cos \gamma_s + \sin(\alpha + \varphi_p) \sin \gamma_s] + C_z \frac{\rho S V^2}{2} \sin \gamma_s + Z \cos \gamma_s \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中: m 为飞机的质量(千克); V 为飞机的空速(米/秒), 航迹坐标系 X 轴与速度轴重合; t 为飞行时间

(秒); P 为发动机推力(牛顿); α 为迎角(弧度); φ_p 为发动机安装角(弧度); C_x 为飞机的阻力系数; ρ 为空气密度(千克/米³); S 为机翼面积(米²); g 为重力加速度(米/秒²); θ 为飞行轨迹角(弧度); β 为飞机侧滑角(弧度); γ 为绕速度矢量的滚转角(弧度); C_y 为飞机的升力系数; Ψ 为航迹偏转角(弧度); Z 为侧向力(牛顿)。

由于飞机刚起飞离地, 飞行员驾驶动作掌握比较准确, 飞机相对较为稳定; 在起飞阶段, 若无侧风, 可假定飞机无侧滑飞行, 这时, $Z=0, \beta=0$ 。同时, 还可假设只在铅垂平面内运动, 即 $\gamma=0, \Psi=0$, 那么, (1)式可简化为:

$$\left. \begin{aligned} m \frac{dV}{dt} &= P \cos(\alpha + \varphi_p) - C_x \frac{\rho S V^2}{2} - mg \sin \theta \\ mV \frac{d\theta}{dt} &= P \sin(\alpha + \varphi_p) + C_y \frac{\rho S V^2}{2} - mg \cos \theta \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

其中:

$$m = m_0 - m_{wqh} \quad (3)$$

式中, m_0 为飞机起飞质量(千克); m_{wqh} 为燃油消耗量(千克)。

② 运动学方程

同样, 考虑飞机只在铅垂平面内做无侧滑运动, 其运动学方程为:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dH}{dt} &= (V - V_w) \sin \theta \\ \frac{dL}{dt} &= (V - V_w) \cos \theta \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

式中, L 为飞机飞行的水平距离(米); V_w 为风速(米/秒), 顺风为负, 逆风为正; H 为相对机场高度(米)。

(2) 飞机飞行过程中质量变化和燃料消耗

飞机飞行时, 随着燃料的消耗, 飞机的质量逐渐减轻, 质量和燃油消耗量的变化关系可用下式表示:

$$\frac{dm_{wqh}}{dt} = \frac{P \cdot SFC}{3600 \times g} \quad (5)$$

式中, SFC 为发动机燃油消耗率(千克/千克·小时)。

(3) 空中上升计算模型

综上所述, 飞机起飞的空中过程通常简化为铅垂平面内的爬升问题, 因此爬升模型可写为:

$$\left. \begin{aligned} m \frac{dV}{dt} &= P \cos(\alpha + \varphi_p) - C_x \frac{\rho S V^2}{2} - mg \sin \theta \\ mV \frac{d\theta}{dt} &= P \sin(\alpha + \varphi_p) + C_y \frac{\rho S V^2}{2} - mg \cos \theta \\ \frac{dH}{dt} &= (V - V_w) \sin \theta \\ \frac{dL}{dt} &= (V - V_w) \cos \theta \\ \frac{dm_{wqh}}{dt} &= \frac{P \cdot SFC}{3600 \times g} \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

其中:

$$m = m_0 - m_{wqh}$$

1.2 空中上升计算原理

(1) 计算过程中参数的确定

根据(6)式, 计算空中上升轨迹, 首先要确定迎角和飞机的气动特性, 如升力系数 C_y 、阻力系数 C_x , 以及发动机特性数据, 如推力 P 、耗油率 SFC ; 其次, 在计算中还要确定机场压力高度和离地速度、矢速速度、起飞安全速度等参数。

① 迎角 α 和升力系数 C_y 、阻力系数 C_x 的确定

飞机在空中上升过程中, 迎角是不断变化的, 同时升力系数与阻力系数也是不断变化的。但是, 根据飞机的空气动力学和飞行力学知识可知, 迎角、升力系数和阻力系数三者中只要有一个确定了, 其它两个量就可

以利用升力系数曲线和极曲线关系得出。

在计算空中上升轨迹的过程中,本文采用给定 $(\frac{dV}{dH})$ 的上升控制方式。这样就可以确定出这三个量的大小,具体的方法在“方程求解”节中将详细介绍。

②推力 P 、耗油率 SFC 的确定

根据发动机的特性数据,即高度速度特性、转速特性,求出标准大气海平面条件下的推力与耗油率。然后再根据实际情况对推力和耗油率进行修正。计算的基本条件确定为:给定发动机状态、飞机飞行速度和压力高度(即标高)。

③机场压力高度的确定

确定机场压力高度(标高)的公式为:

$$H_P = \frac{1 - (\frac{P_{SL}}{760})^{1/5.25588}}{2.25577 \times 10^{-5}} \quad (7)$$

④离地速度 V_{LOF} 、失速速度 V_S 和安全速度 V_{AQ} 的确定

确定三种速度的具体表达式为:

$$V_{LOF} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_{YLD}}} \quad (8)$$

$$V_S = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_{YMAX}}} \quad (9)$$

$$V_{AQ} = 1.2 \times V_S \quad (10)$$

(2)方程的求解

飞机离地后瞬间,飞行速度小,高度低。为了保证安全和尽快达到航线的速度和高度,一般采用加速上升的形式,并在上升过程中,收上起落架和襟翼。上升中,飞机的迎角连续变化,直接应用迎角作为控制变量计算上升航迹,有一定困难。本文根据文献[1]介绍的方法,采用给定 $(\frac{dV}{dH})$ 的上升控制方式。为了确定 $(\frac{dV}{dH})$ 控制方式下的迎角,将(6)式中第二、第三两式变换为

$$\left. \begin{aligned} V_y &= \frac{[P \cos(\alpha + \varphi_p) - C_x \frac{\rho S V^2}{2}]}{mg} \cdot \frac{V}{1 + \frac{V}{g} \frac{dV}{dH}} \\ C_y &= \frac{mV^2 \sin\theta \frac{d\theta}{dH} + mg \cos\theta - P \sin(\alpha + \varphi_p)}{\frac{\rho S V^2}{2}} \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

其中 V_y 为爬升率(米/秒)

然后,将(11)式离散化,以时间分段,每一段之内,假设飞机质量、速度、推力等为常值,并参照具体飞机起飞上升驾驶术的规定,给出速度随高度的变化规律 $(\frac{dV}{dH})$ 。则可以得出一组 C_y, V_y , 根据下式可计算出轨迹角

$$\theta = \sin^{-1}(\frac{V_y}{V - V_w}) \quad (12)$$

对每一段设定 α 和 θ 的初值进行迭代计算,求出 α 和 θ 的值。根据求出的迎角 α , 查对应时间段的升力曲线和极曲线,得到升力系数 C_y 和阻力系数 C_x 。推力 P 、耗油率 SFC 的确定方法如前面所述。

当确定 α 和 θ 的值之后,根据(6)式,利用龙格—库塔法求出速度、高度、距离及耗油量随时间的变化历程。应当注意,数值计算时,应舍弃第二式,因为轨迹角利用它们的等价式(11)式已经确定。

此外,每一段都要进行上述两步运算,即

- ①迭代计算,求出该段的 α 和 θ 值;
- ②利用龙格—库塔法求出速度、高度、距离及耗油量随时间的变化量;
- ③利用①、②两步不断地循环计算,达到预定的高度,计算结束。

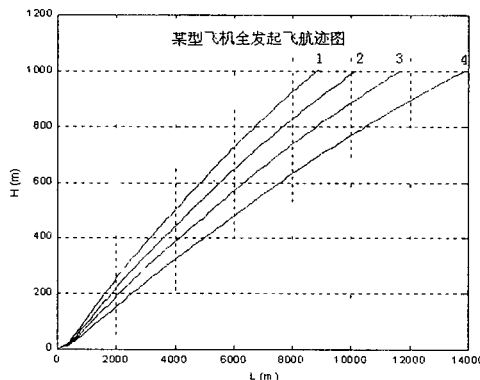
2 计算程序

根据前面建立的计算模型以及计算原理,针对某型飞机,本文应用 FORTRAN 语言编写了一个通用计算程序,该程序能够在各种起飞质量具体机场和大气条件下,进行起飞性能计算。程序名 QF.FOR,其中包括:数据读取模块 READNUM,数据传递模块 COMREM,推力耗油率计算模块 FSFC,空中迎角 α 和轨迹角 θ 计算模块 AST,龙格-库塔函数模块 F,一元三点插值模块 ENLG3,二元三点插值模块 ESLQ3,龙格-库塔计算模块 GRKT2 以及其它一些关联模块。

在程序的数据文件中,包含地面效应、起落架位置及襟翼位置对升力系数 C_y 和阻力系数 C_x 的影响。计算过程中空气的密度 ρ 始终随高度和温度变化。飞机的原始数据存放在数据文件 AA.DAT 中。

3 计算结果

本文计算了某型飞机在 60 种不同条件下的全发起飞航迹及在不同条件下的单发停车继续起飞航迹。由于结果数据比较多,在此只列举几种比较典型的结果数据,航迹图见图 1。



图中 1——机场标高 0 米,场温 15 度
2——机场标高 300 米,场温 30 度
3——机场标高 1000 米,场温 30 度
4——机场标高 2000 米,场温 25 度

图 1 某型飞机最大起飞质量的全发起飞航迹图

3.1 全发起飞航迹计算结果

表 1 某型飞机最大起飞质量计算结果

距 离(米)	H=0(米) t=15(秒)	H=300(米) t=30(秒)	H=1000(米) t=30(秒)	H=2000(米) t=25(秒)
1500	193.25	165.70	136.73	114.41
3000	404.04	355.04	301.22	254.07
5000	647.17	574.79	490.59	423.07

3.2 单发航迹计算结果

表 2 某型飞机单发停车继续起飞最大起飞质量计算结果

距 离(米)	H=0(米) t=15(秒)	H=300(米) t=30(秒)	H=1000(米) t=30(秒)
1500	59.47	40.33	33.64
3000	154.77	118.22	102.38
5000	276.28	222.43	191.68

3.3 全发起飞航迹图

最大起飞质量,四种不同机场条件,飞机发动机为全加力状态。

4 计算结果分析

4.1 测试结果统计分析

图 2 是某型飞机试飞测试点,试飞拟合曲线与计算曲线对比图。

测试条件:某型飞机中等起飞重量,机场场压 760 毫米汞柱,场温 21 度,飞机为全发起飞状态。

试飞实测数据拟合公式:

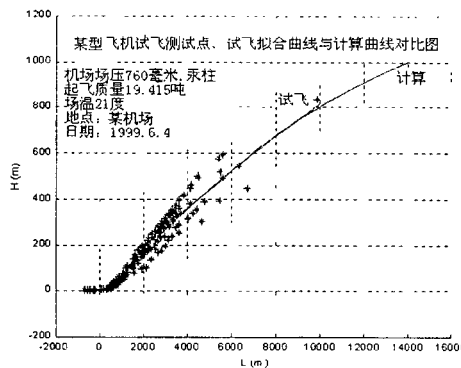


图 2 某型飞机试飞测试点、试飞拟合曲线与计算曲线对比图

$$H = 1.3363 \times 10^{-10} \times L^3 - 4.3693 \times 10^{-6} \times L^2 + 1.2013 \times 10^{-1} \times L - 3.9796 \times 10^1 \quad (13)$$

4.2 计算航迹与测试结果的比较分析

按照上述飞机起飞航迹计算理论,根据实际测试时的计算条件和某型飞机起飞驾驶技术规定,对此飞机起飞航迹进行了计算,计算结果如图2所示。图中的测试结果的拟合曲线代表了飞行航迹的平均值,从图中可以看出,计算曲线与拟合曲线基本吻合,说明计算能反映各种飞机的实际情况。

5 结束语

本文根据飞行力学原理建立了起飞航迹计算模型,参考飞机飞行员手册等有关文献,确定了原始数据及微分方程数值解法,得到了给定起飞质量和机场条件的起飞航迹计算数据,它与试飞结果基本吻合,说明本文模型合理、解法正确、数据准确。

参 考 文 献

- [1] 飞行力学专业组. 飞机飞行性能计算手册[M]. 西安:飞行力学编辑部,1987.
- [2] 李嘉林. 飞机飞行航迹计算[D]. 西安:西北工业大学,1991.
- [3] GJB34-85 有人驾驶飞机(固定翼)飞行性能和图表资料[S].
- [4] CCAR25-1985 中国民用航空条例第25部[S].

Calculation and Analysis of Take-off Track of Certain Aircraft

GAO Yan-xi¹, CAI Liang-cai², WU Li-rong¹, ZHENG Ru-hai², ZHONG Xiao-lei², ZHU Ke-qin¹

¹(Dept. of Aircraft and Engine Engineering of the Engineering Institute, AFEU., Xi'an 710038, China)

²(Dept. of Airport Architecture Engineering of the Engineering Institute, AFEU., Xi'an 710038, China)

Abstract: The article takes a careful study on calculation model and method of the take-off track on the basis of certain aircraft. It also uses the results derived from the model and method to compare with the results of the flight test of a certain airport. The result shows that the calculation data of the take-off track of the given quality and the airport condition are basically in accordance with the testing take-off result. It indicates that the model is reasonable, the method is correct and the data are precise.

Key words: Take-off track; Flight performance; Airport clean air; Flight test