

飞机起飞性能计算中发动机推力确定方法的改进

宋花玉

(陕西省委党校 科技部, 陕西 西安 710061)

摘要:为准确计算飞机起飞滑跑距离和起飞航迹,应用数值插值方法,对起飞性能计算中发动机推力的确定方法进行了改进,提出以发动机推力曲线图所给推力为基础,利用分片双二次插值函数法确定发动机推力。基于改进算法对某型飞机发动机推力和起飞航迹进行了实际计算,计算结果表明,改进后的方法比原有方法更准确。

关键词:飞机起飞性能;发动机推力;改进算法;双二次插值函数法

中图分类号: O242 **文献标识码:** A **文章编号:** 1671-654X(2015)01-0061-03

Improvement of Engine Thrust Confirmation Method in Aircraft Take-off Performance Calculation

SONG Hua-yu

(Department of Science and Technology, Shaanxi Provincial Party School, Xi'an 710061, China)

Abstract: In order to calculate aircraft take-off running distance and track more precisely, an improved algorithm of engine thrust confirmation was put forward by using numerical value interpolation method. Based on the engine thrusts that can be found in the figure of engine thrust curve, the algorithm can calculate the engine thrusts that can't be found in the figure of engine thrust curve by using double-quadratic interpolation algorithm of binary function. Moreover, a certain aircrafts' engine thrusts and take-off tracks were computed by using the improved algorithm. The result indicates that the improved algorithm is more precisely.

Key words: aircraft take-off performance; engine thrust; improved algorithm; algorithm of double-quadratic interpolation function

引言

在飞机起飞滑跑距离和航迹计算中,如何根据发动机推力曲线图确定发动机在实际滑跑和飞行过程中的推力是一个非常重要的问题,直接关系到计算结果的准确性^[1-8]。文献[2]提出的方法是:先固定马赫数,找出推力只随压力高度的变化规律,然后固定压力高度,找出推力只随马赫数的变化规律,最后确定实际推力。这种方法只考虑了压力高度和马赫数各自单独对发动机推力的影响,未考虑压力高度和马赫数对发动机推力的综合影响,所以得出的发动机推力不够准确。本文提出一种改进算法——分片双二次函数插值法,可以解决这一问题,得出更为准确的发动机推力。

1 双二次插值函数

已知二元连续函数 $z=f(x,y)$ 在如图1所示的平面 3×3 矩形网格的9个节点 A_{kl} 处的函数值 $f(x_k, y_l)$

$=z_{kl}, k=1,2,3, l=1,2,3$, 若有如下形式的二元函数

$$F(x,y) = a_{00} + a_{10}x + a_{01}y + a_{11}xy + a_{20}x^2 + a_{02}y^2 + a_{21}x^2y + a_{12}xy^2 + a_{22}x^2y^2$$

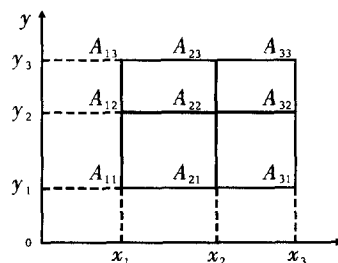


图1 网格节点

满足在9个节点处的函数值与 $z=f(x,y)$ 相等,即 $F(x_k, y_l) = z_{kl}, k=1,2,3, l=1,2,3$, 那么将 $F(x,y)$ 称为 $z=f(x,y)$ 的双二次插值函数。由于在双二次插值函数 $F(x,y)$ 的解析式中既有 x 与 y 的单独项,也有

x 与 y 的交叉乘积项,所以双二次插值函数既考虑了 x 和 y 各自单独对函数值的影响,也考虑了 x 和 y 对函数值的综合影响。另外, $F(x, y)$ 分别是关于 x 、关于 y 的二次函数,因此,可用 $F(x, y)$ 对非线性二元函数作分片插值计算。

类似于一元函数的拉格朗日插值^[9],我们构造插值基函数:

$$\varphi_{kl}(x, y) = \left(\prod_{\substack{i=1 \\ i \neq k}}^3 \frac{(x - x_i)}{(x_k - x_i)} \right) \left(\prod_{\substack{j=1 \\ j \neq l}}^3 \frac{(y - y_j)}{(y_l - y_j)} \right) \quad (1)$$

式中, $k=1, 2, 3; l=1, 2, 3$ 。则:

$$\varphi_{kl}(x_i, y_j) = \begin{cases} 1, & i=k, j=l \\ 0, & \text{其他} \end{cases} \quad (2)$$

于是多项式 $\sum_{k=1}^3 \sum_{l=1}^3 \varphi_{kl}(x, y) z_{kl}$ 满足条件。根据插值多项式的唯一性, $\sum_{k=1}^3 \sum_{l=1}^3 \varphi_{kl}(x, y) z_{kl}$ 就是所求双二次插值函数,即:

$$\begin{aligned} F(x, y) &= \sum_{k=1}^3 \sum_{l=1}^3 \varphi_{kl}(x, y) z_{kl} \\ &= \sum_{k=1}^3 \sum_{l=1}^3 \left[\left(\prod_{\substack{i=1 \\ i \neq k}}^3 \frac{(x - x_i)}{(x_k - x_i)} \right) \left(\prod_{\substack{j=1 \\ j \neq l}}^3 \frac{(y - y_j)}{(y_l - y_j)} \right) z_{kl} \right] \end{aligned} \quad (3)$$

2 用分片双二次插值函数确定发动机推力

由发动机推力曲线图2可以看出,发动机推力与压力高度和马赫数的关系是非线性的,确定发动机推力时,既要考虑压力高度和马赫数各自单独对发动机推力的影响,又要考虑压力高度和马赫数对发动机推力的综合影响,根据本文前面关于双二次插值函数的

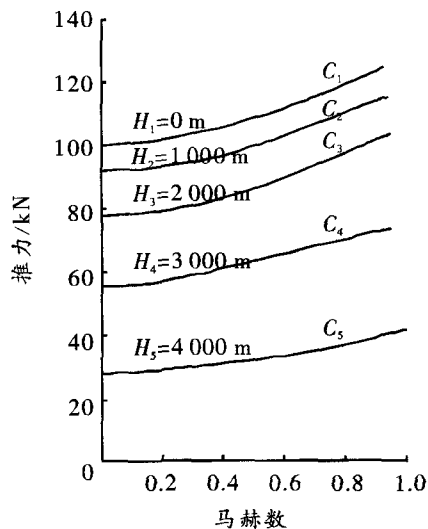


图2 发动机推力曲线图

分析可知,用分片双二次插值函数来计算发动机推力是合适的。下面,我们以某型飞机为例,给出用该方法确定其起飞发动机推力的具体步骤。该型飞机的发动机推力曲线图如图2。图中给出了5条推力曲线 C_1, C_2, C_3, C_4, C_5 , 它们对应的压力高度分别为 $H_1=0$ m, $H_2=1\ 000$ m, $H_3=2\ 000$ m, $H_4=3\ 000$ m, $H_5=4\ 000$ m。

1) 在发动机推力曲线图的横轴上,从坐标原点0开始每隔0.1取马赫数 $M_0=0, M_1=0.1, M_2=0.2, \dots, M_{10}=1.0$,把图中5条推力曲线中包含的推力数据从0开始每隔0.1马赫查出来,设查出的发动机在压力高度为 H_i 、速度为 M_j 时的瞬时推力 $P(H_i, M_j)$ 的值为 P_{ij} ,即 $P(H_i, M_j) = P_{ij}, i=1, 2, 3, 4, 5, j=0, 1, 2, \dots, 10$ 。

2) 确定计算点 Q 处的压力高度 H^* 和飞行马赫数 M^* 。

3) 在发动机推力曲线图上画出的5条推力曲线 C_1, C_2, C_3, C_4, C_5 中选出最接近 Q 处的压力高度 H^* 的三个压力高度,假设这三个压力高度从小到达依次为 H_1, H_2, H_3 ;再从步骤1)中取出的各马赫数 $M_0=0, M_1=0.1, M_2=0.2, \dots, M_{10}=1.0$ 中找出最接近 Q 处的飞行马赫数 M^* 的三个,假设这三个马赫数从小到达依次为 M_1, M_2, M_3 ,将所得的三个压力高度 H_1, H_2, H_3 与三个为马赫数 M_1, M_2, M_3 组合可得9个点 $(H_i, M_j) (i, j=1, 2, 3)$,以这9个点为插值节点,以这9个点对应的推力 $P_{ij} (i, j=1, 2, 3)$ 为插值条件,利用上文推出的结果可得在矩形区域 $\{(H, M) | H_1 \leq H \leq H_3, M_1 \leq M \leq M_3\}$ 内推力的双二次插值函数:

$$P(H, M) = \sum_{k=1}^3 \sum_{l=1}^3 \left[\left(\prod_{\substack{i=1 \\ i \neq k}}^3 \frac{(H - H_i)}{(H_k - H_i)} \right) \times \left(\prod_{\substack{j=1 \\ j \neq l}}^3 \frac{(M - M_j)}{(M_l - M_j)} \right) P(H_k, M_l) \right]$$

4) 最后将计算点 Q 处的压力高度 H^* 和飞行马赫数 M^* 代入上式,求得计算点 Q 处的发动机推力:

$$P(H^*, M^*) = \sum_{k=1}^3 \sum_{l=1}^3 \left[\left(\prod_{\substack{i=1 \\ i \neq k}}^3 \frac{(H^* - H_i)}{(H_k - H_i)} \right) \times \left(\prod_{\substack{j=1 \\ j \neq l}}^3 \frac{(M^* - M_j)}{(M_l - M_j)} \right) P(H_k, M_l) \right]$$

3 实例计算与分析

本文算法在计算机上很容易通过编程实现,程序主要包括三个部分:推力基础数据文件、寻找最近点程序、双二次插值函数。其中,推力基础数据文件是程序计算的基础,用来存放从推力曲线图中查得的推力数据。有了推力基础数据文件以后,计算中用到的有关

推力数据就可通程序控制自动从该文件中读取,而不必再通过人工查推力曲线图得到。寻找最近点程序分别用来寻找与计算点 Q 处的压力高度 H^* 最接近的三个压力高度和与点 Q 处的飞行马赫数 M^* 最接近的三个马赫数。按照上述算法,本文采用 Visual C++ 编

写了飞机起飞发动机推力计算程序^[10],只要输入计算点 Q 的压力高度 H^* 和飞行马赫数 M^* ,运行程序,立刻就能得到对应的推力。

为了检验本文算法,取图 2 中与 $H_3 = 2\ 000\text{ m}$ 对应的曲线 C_3 为检验曲线,在其上取 5 个点,分别用本

推力计算结果检验数据表

计算点	准确 结果/ N	本文计算 结果/ N	文[2]计算 结果/ N	本文方法的 绝对误差/ N	文[2]方法的 绝对误差/ N	本文方法的 相对误差/ $\%$	文[2]方法的 相对误差/ $\%$
(2 000, 0.15)	79 125	77 233	75 977	1 892	3 148	2.4	4.0
(2 000, 0.32)	82 046	79 888	78 284	2 158	3 762	2.0	3.4
(2 000, 0.45)	83 962	81 338	80 326	2 624	3 636	3.1	4.3
(2 000, 0.58)	91 275	88 379	87 431	2 896	3 844	3.2	4.2
(2 000, 0.72)	93 848	90 966	89 978	2 882	3 870	3.1	4.1

文程序和文献[2]的程序计算这 5 个点的推力(因为做检验之用,所以计算时应该把从曲线 C_3 采集到的 11 个推力基础数据从程序的推力基础数据文件中暂时去掉),并与从图上查出的准确推力进行对比,结果如上表所示。可以看出,本程序计算得到的结果与图中查出的准确结果基本吻合。计算可知,程序计算结果与准确结果的平均绝对误差的为 2 490 N,平均相对误差为 2.76%,文献[2]程序计算结果与准确结果的平均绝对误差的为 3 652 N,平均相对误差为 4.0%,因此,本文结果比文献[2]的结果要好。为了比较本文算法与文献[2]的算法对飞机起飞航迹计算的实际情况到底有多大,本文分别用两种方法确定发动机推力,对某型飞机的起飞航迹进行计算,并与实际航迹进行对比,结果如图 3。图 3 中,离散点“+”为用起飞航迹激光定位系统实际测试得到的航迹数据点。曲线 A 为用最小二乘法对实测的离散点数据进行拟合得出的实际航迹。曲线 B 为用本文方法确定发动机推力得出的航迹,与实际航迹的最大绝对误差为 12 m。曲线 C 为用文献[2]方法确定发动机推力得出的航迹,与实际航迹的最大绝对误差为 38 m。从图 3 可以看出,用本文算法确定发动机推力得到的航迹与真实航迹更接近。

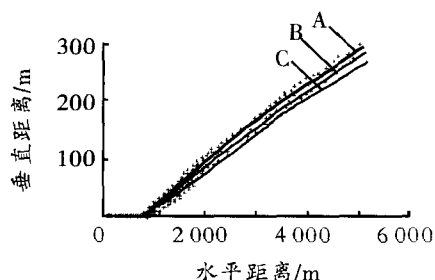


图 3 航迹计算测试结果

4 结束语

本文提出的以发动机推力曲线图所给推力为基础,利用分片双二次插值函数法确定发动机推力的方法,克服了文献[2]只考虑压力高度和马赫数各自单独对发动机推力的影响、未考虑压力高度和马赫数对发动机推力的综合影响的不足,为根据发动机推力曲线图确定发动机在实际滑跑和飞行过程中的推力提供了一种更准确的算法。

参考文献:

- [1] 常振亚,陈启顺,王子方,等.飞机飞行性能计算手册[M].西安:飞行力学杂志社,1987.
- [2] 宋花玉.飞机起飞滑跑发动机推力数值确定方法[J].航空计算技术,2010,40(6):43-46.
- [3] 宋花玉,蔡良才.飞机起飞航迹计算中发动机推力计算方法[J].交通运输工程学报,2010,10(2):59-63.
- [4] 余晓京,何国强,李江,等.涡流阀式变推力发动机性能影响因素数值研究[J].西北工业大学学报,2009,27(2):178-183.
- [5] 赵永平,孙健国.最小二乘支持向量回归机在发动机推力估计中的应用[J].航空动力学报,2009,24(6):1420-1425.
- [6] 宋花玉,蔡良才,郑汝海.飞机起飞滑跑距离数值积分改进算法[J].交通运输工程学报,2007,7(2):24-28.
- [7] 宋花玉,郑汝海.军用飞机继续起飞决断速度计算方法[J].空军工程大学学报:自然科学版,2007,8(5):5-8.
- [8] 宋花玉,蔡良才.军用机场飞机中断起飞决断速度计算方法[J].空军工程大学学报:自然科学版,2009,10(2):33-37.
- [9] 黄云清.数值计算方法[M].北京:科学出版社,2010.
- [10] 朱金付.C++实验指导书[M].北京:清华大学出版社,2009.