

轻型通用飞机发动机功率估算方法

赵婷, 秦超, 孟维宇

(中航沈飞民用飞机有限责任公司 工程研发中心, 沈阳 110000)

摘要: 在轻型通用飞机总体设计阶段的参数设计中,快速准确地预估发动机总功率数值是其重要的一步。选定发动机型号,根据设计目标与适航要求等约束条件,统计大量轻型通用飞机的相应总体参数数据与发动机信息,研究得出经验公式及参数之间的函数关系,计算发动机总功率的对应取值区间。结果表明:在同时满足设计目标与适航要求的约束条件下,可获得发动机总功率数值的取值交集,对更加快速准确地选出合适的发动机具有重要的指导作用。

关键词: 通用飞机;发动机;功率载荷;巡航速度;起飞距离

中图分类号: V221⁺.1

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2016.01.006

Approach to Estimate Power of Light General Aircraft

Zhao Ting, Qin Chao, Meng Weiyu

(Engineering Research & Development Center, AVIC SAC Commercial Aircraft Company, Ltd., Shenyang 110000, China)

Abstract: Estimating power of light aircraft quickly and accurately is important during the parameter design of conceptual design for light general aircraft. Selecting the engine model at the beginning of the concept design phase, defining the design target and airworthiness requirements and according to the performance parameter and engine information statistics of multiple light aircrafts, empirical formula and functional relationship between parameters are concluded. Total value of power is calculated. Results show that under the constraint of meeting the design target and airworthiness requirements, the final intersection of the total engine power value can be achieved. The estimation method can be the guidance for selecting the suitable engine more quickly and accurately.

Key words: general aircraft; engine; power loading; cruise speed; takeoff distance

0 引言

飞机设计在很大程度上需依赖于已有的设计经验,各飞机设计研究单位通常都有通过对大量统计数据得来的一系列关于总体参数和性能参数的经验公式^[1-4]。但都只限于总体设计参数与发动机信息间的定性分析,缺乏具体的定量计算,很难为总体设计过程中发动机的选型做出准确的指导。

本文以单发活塞螺旋桨轻型通用飞机(以下简称轻型飞机)的发动机选择为例,对20种轻型飞机的部分总体参数和性能参数作统计分析。力求以最直接的方式做出对所需发动机功率值的估算,在总体设计中完成发动机的选型,为后续概念设计打下良好的基础。

1 估算方法概述

飞机总体设计是反复迭代逐渐逼近的过程,满足设计要求,可以有多种可行的方案,确定总体设计参数和进行分析,也有不同的工作量和精度的方法^[5]。已知目标飞机最大起飞重量、巡航速度、机

翼面积和起飞距离,从以下三个方面进行考虑:

(1) 根据经验公式初步估算发动机总功率的取值区间,经验公式如下:

$$P = \frac{W}{W/P} \quad (1)$$

式中: W 为飞机最大起飞重量,单位 lb; P 为发动机总功率,单位 hp; W/P 为功率载荷,是飞机最大起飞重量与发动机总功率的比值,单位 lb/hp。

(2) 利用巡航速度与回归系数的拟合曲线,求得发动机总功率的取值区间,所使用的公式^[6]如下:

$$\left[\frac{W/S}{\sigma(W/P)} \right]^{1/3} = KV_{cr} \quad (2)$$

式中: S 为机翼面积,单位 ft^2 ; W/S 为机翼载荷,飞机最大起飞重量与机翼面积的比值,单位 lb/ft^2 ; σ 为大气相对密度; K 为回归系数; V_{cr} 为巡航速度,单位 mph。

(3) 根据 CCAR23 对起飞距离的要求,使用统计数据的回归拟合式(式(3)),计算目标飞机 TOP 值。

$$L_{TO} = 8.134TOP + 0.0149TOP^2 \quad (3)$$

$$TOP = \frac{(W/S)(W/P)}{\sigma C_{LMAXTO}} \quad (4)$$

式中: L_{TO} 为飞机起飞距离,单位 ft; TOP 单位 $\text{lb}^2/(\text{ft}^2 \cdot \text{hp})$; C_{LMAXTO} 为起飞最大升力系数。

取 $\frac{\sigma C_{LMAXTO}}{W/S} = \lambda$,代入式(4),得出 λ 的分布,可得满足起飞距离的发动机总功率的取值区间。

最终,按照上述三个方面的估算,得出三个发动机总功率区间的交集作为目标飞机发动机总功率的基本选择区间,平均值可作为辅助值参考。

2 估算方法的处理过程

2.1 功率载荷分布

功率载荷反映了飞机最大起飞重量与发动机总功率之间的关系,不同的轻型飞机,其功率载荷的取值略有不同。对 20 种最大起飞重量为 1 500 ~ 5 000 lb(约 680 ~ 2 267 kg)的轻型飞机进行最大起飞重量与发动机总功率的统计,其功率载荷的计算结果如表 1 所示。

表 1 20 种轻型飞机的功率载荷

Table 1 Power loading list of 20 light aircrafts

序号	机型	W/lb	P/hp	(W/P)/ (lb · hp ⁻¹)
1	Bonanza G36 ^[7]	3 650	300	12.17
2	Beechcraft Model 77 Skipper ^[8]	1 675	115	14.57
3	Beech Model G-17S ^[9]	4 250	450	9.44
4	Cessna 172R ^[10]	2 450	160	15.31
5	Cessna 400 ^[11]	3 600	310	11.61
6	Cirrus SR20-G3 ^[12]	3 050	200	15.25
7	Cirrus SR22 ^[13]	3 600	310	11.61
8	Diamond DA40 XL ^[14]	2 645	180	14.69
9	Fuji LM-1 Nikko ^[15]	3 375	225	15.00
10	Lancair IV-P ^[16]	3 550	350	10.14
11	Mooney M20TN Acclaim ^[17]	3 374	280	12.05
12	Musketeer Sport II ^[18]	2 150	150	14.33
13	A23A Musketeer Custom III ^[19]	2 400	165	14.55
14	Tiger Aircraft AG-5B ^[20]	2 400	180	13.33
15	Van's Aircraft RV-10 ^[21]	2 700	260	10.38
16	Cessna 175A ^[22]	2 350	175	13.43
17	Cessna 177B ^[23]	2 500	180	13.89
18	PA-28-140 Cherokee 140 ^[24]	2 150	150	14.33
19	PA-32-300 ^[25]	3 400	300	11.33
20	Cessna 182T ^[26]	3 100	230	13.48

从表 1 可以得出:各类轻型飞机功率载荷均为 9.44 ~ 15.31 lb/hp,功率载荷平均值为 12.91 lb/hp。以最大起飞重量为横轴、功率载荷为纵轴建立坐标系,得出各轻型飞机功率载荷和最大起飞重量对应关系,如图 1 所示。将图 1 中的功率载荷按照区间绘制成分布图,如图 2 所示。

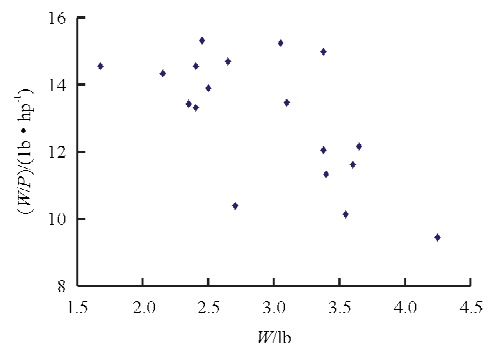


图 1 功率载荷与最大起飞重量关系

Fig. 1 Relationship between power loading and maximum take-off weight

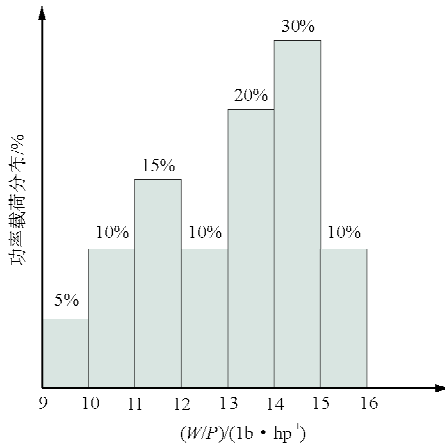


图2 功率载荷分布

Fig. 2 Distribution of power loading

从图1可以看出:功率载荷并未随着飞机最大起飞重量的增加而呈现明显的线性变化。从图2

可以看出:无论飞机最大起飞重量如何变动,功率载荷集中分布为11.00~15.00 lb/hp。结合目标飞机的最大起飞重量,即可得目标飞机发动机总功率取值区间。

2.2 巡航速度约束条件

整理巡航速度与发动机总功率的关系公式(式(2)),可得

$$P = (\sigma^{1/3} K V_{\text{cru}})^3 S \quad (5)$$

当 $\sigma^{1/3} K$ 确定时,则发动机总功率值与机翼面积和巡航速度有关。按照式(5)对上述20种轻型飞机进行 $\sigma^{1/3} K$ 计算,结果如表2所示。以 $\sigma^{1/3} K$ 值为纵轴、巡航速度 V_{cru} 为横轴建立坐标系,如图3所示。

表2 20种轻型飞机 $\sigma^{1/3} K$ 值Table 2 $\sigma^{1/3} K$ value list of 20 light aircrafts

序号	机型	P/hp	S/ft^2	$(P/S)^{1/3}$	$V_{\text{cru}}/\text{mph}$	$\sigma^{1/3} K \times 10^3$
1	Bonanza G36	300	181.00	1.18	203	5.83
2	Beechcraft Model 77 Skipper	115	129.80	0.96	121	7.94
3	Beech Model G-17S	450	297.62	1.15	201	5.71
4	Cessna 172R	160	174.00	0.97	140	6.95
5	Cessna 400	310	141.00	1.30	270	4.82
6	Cirrus SR20-G3	200	144.90	1.11	178.4	6.24
7	Cirrus SR22	310	145.00	1.29	211	6.11
8	Diamond DA40 XL	180	145.30	1.07	173	6.21
9	Fuji LM-1 Nikko	225	177.60	1.08	253	4.28
10	Lancair IV-P	350	98.00	1.53	253	6.04
11	Mooney M20TN Acclaim	280	175.70	1.17	272	4.29
12	Musketeer Sport II	150	146.00	1.01	108	9.34
13	A23A Musketeer Custom III	165	146.00	1.04	117	8.90
14	Tiger Aircraft AG-5B	180	140.00	1.09	160	6.80
15	Van's Aircraft RV-10	260	148.00	1.21	197	6.12
16	Cessna 175A	175	173.00	1.00	139	7.22
17	Cessna 177B	180	174.00	1.01	143	7.07
18	PA-28-140 Cherokee 140	150	160.00	0.98	124	7.89
19	PA-32-300	300	174.50	1.20	168	7.13
20	Cessna 182T	230	174.00	1.10	167	6.57

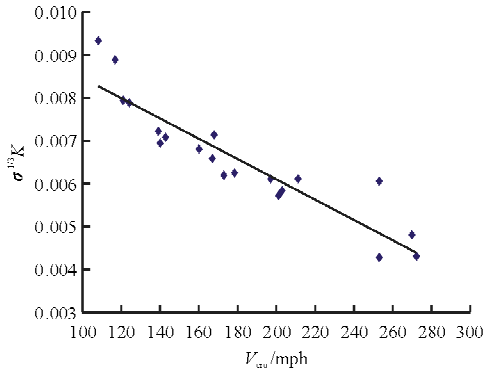


图 3 $\sigma^{1/3} K$ 与 V_{cr} 的关系分布图及曲线
Fig. 3 Relationship between $\sigma^{1/3} K$ & V_{cr}

从图 3 可以看出: $\sigma^{1/3} K$ 值随着飞机巡航速度的增加而线性降低,拟合的线性函数为

$$y = -2 \times 10^{-5} x + 0.0104 \quad (6)$$

然后,根据目标飞机巡航速度对应的 $\sigma^{1/3} K$,结合式(5)对发动机总功率进行估算。

2.3 起飞距离约束条件

在保持其他参数不变的情况下,起飞距离越短,则飞机需求的发动机总功率就越大,起飞距离与发动机总功率之间的关系,可以通过式(3)~式(4)来表示。

整理式(4),可得

$$\frac{W}{P} = \frac{\sigma C_{LMAXTO}}{W/S} \times TOP \quad (7)$$

将 λ 代入式(7),则简化为

$$\frac{W}{P} = \lambda \times TOP \quad (8)$$

整理式(8),可得发动机总功率

$$P = \frac{2530}{\lambda \times 120.628} \quad (9)$$

按照式(3)和式(9)对上述 20 种轻型飞机进行统计分析,原始数据与计算结果如表 3 所示。

表 3 20 种轻型飞机的 TOP 及 λ
Table 3 TOP and λ list of 20 light aircrafts

序号	机型	W/lb	P/hp	L_{TO}/ft^2	$(W/P)/(lb \cdot hp^{-1})$	$TOP/(lb^2 \cdot ft^2 \cdot hp^{-1})$	λ
1	Bonanza G36	3 650	300	1 913	12.17	177.48	0.069
2	Beechcraft Model 77 Skipper	1 675	115	1 280	14.57	127.56	0.114
3	Beech Model G-17S	4 250	450	1 130	9.44	114.79	0.082
4	Cessna 172R	2 450	160	1 685	15.31	160.16	0.096
5	Cessna 400	3 600	310	1 900	11.61	176.51	0.066
6	Cirrus SR20-G3	3 050	200	2 221	15.25	199.87	0.076
7	Cirrus SR22	3 600	310	1 868	11.61	174.12	0.067
8	Diamond DA40 XL	2 645	180	1 700	14.69	161.32	0.091
9	Fuji LM-1 Nikko	3 375	225	1 916	15.00	177.71	0.084
10	Lancair IV-P	3 550	350	1 500	10.14	145.59	0.070
11	Mooney M20TN Acclaim	3 374	280	2 300	12.05	205.45	0.059
12	Beechcraft Musketeer Sport II	2 150	150	1 255	14.33	125.46	0.114
13	A23A Musketeer Custom III	2 400	165	1 460	14.55	142.37	0.102
14	Tiger Aircraft AG-5B	2 400	180	1 550	13.33	149.58	0.089
15	Van's Aircraft RV-10	2 700	260	1 181	10.38	119.18	0.087
16	Cessna 175A	2 350	175	1 340	13.43	132.55	0.101
17	Cessna 177B	2 500	180	1 400	13.89	137.49	0.101
18	PA-28-140 Cherokee 140	2 150	150	1 700	14.33	161.32	0.089
19	PA-32-300	3 400	300	1 500	11.33	145.59	0.078
20	Cessna 182T	3 100	230	1 385	13.48	136.26	0.099

以表 3 中的 TOP 值为横轴、 λ 值为纵轴建立坐标系,如图 4 所示。

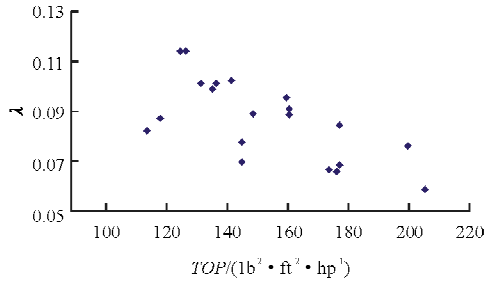


图 4 λ 值与 TOP 值关系分布图

Fig. 4 Relationship between λ and TOP

从图 4 可以看出: λ 值的分布与 TOP 值无线性相关。将图 4 中 λ 值按照区间绘制成分布图,如图 5 所示。

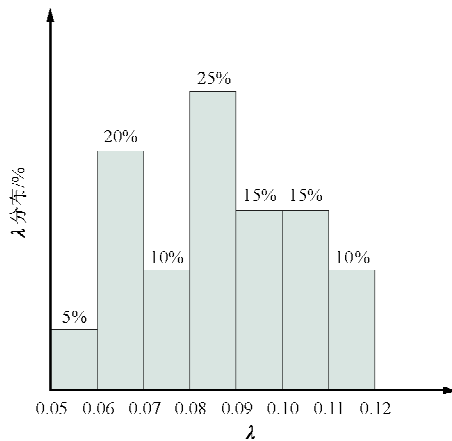


图 5 λ 分布图

Fig. 5 Distribution of λ

从表 3 和图 5 可以看出: λ 平均值 0.087, λ 集中分布区间为(0.06~0.11)。

2.4 发动机总功率取值范围的确定

通过上述估算方法,可以分别得出满足要求的发动机总功率值区间、取值的函数关系和平均值。将取得的发动机总功率值区间取交集,作为最终的选择区间,在发动机总功率取值过程中,也可选择平均值作为选择所需发动机总功率值的辅助参考。

3 估算方法的应用

已知某轻型飞机设计起飞重量 2 530 lb,设计

机翼面积 180 ft^2 ,设计巡航速度 136 mph,设计起飞距离 1 198 ft,计算该机发动机总功率。

根据所得相关参数的取值区间,进行计算。

(1) 根据经验公式与功率载荷区间,初步估算发动机总功率区间。

W/P 取(11~15)lb/hp,根据式(1)进行计算, P 的取值区间为(168.67~230)hp。而考虑功率载荷平均值,则发动机总功率值应向平均值靠近。

$$P = \frac{W}{12.91} = 195.97 \text{ hp}$$

(2) 根据 $\sigma^{1/3} K$ 与 V_{cr} 曲线估算发动机总功率。

根据式(6)计算得 $\sigma^{1/3} K$ 值

$$\begin{aligned} \sigma^{1/3} K &= -2 \times 10^{-5} V_{cr} + 0.0104 \\ &= -2 \times 10^{-5} \times 136 + 0.0104 \\ &= 0.00768 \end{aligned}$$

则发动机总功率

$$\begin{aligned} P &= (V_{cr} \sigma^{1/3} K)^3 S \\ &= (136 \times 0.00768)^3 \times 180 \\ &= 205.1 \text{ hp} \end{aligned}$$

(3) 根据设计起飞距离要求,估算发动机总功率区间。

$$\begin{aligned} TOP &= \frac{-8.134 + \sqrt{8.134^2 + 4 \times 0.0149 \times L_{TO}}}{2 \times 0.0149} \\ &= \frac{-8.134 + \sqrt{66.1619 + 4 \times 0.0596 \times 1198}}{0.0298} \\ &= 120.628 \text{ lb}^2 / (\text{ft}^2 \cdot \text{hp}) \end{aligned}$$

根据式(3)计算得 TOP 值, λ 的集中分布区间(0.06~0.11)。把 $W=2530$ 和 $\lambda=120.628$ 代入式(9),计算得发动机总功率 P 的取值范围为(190.67~349.56)hp。考虑 λ 的平均值为 0.087,则发动机总功率值应向平均值 241.08 hp 靠近。

(4) 综合上述步骤,选取单发螺旋桨飞机总功率选用区间交集为(205.1~230.0)hp,而其中单一平均值超出最终交集范围,此例中不作为辅助值考虑。

4 结束语

通过利用 20 种轻型飞机的性能参数与总体设计中的约束条件相结合的估算方法,能够快速估算

目标飞机的发动机总功率值,并且分析得出的规律和数据也更为准确,为后续总体设计打下良好的基础,减少迭代的次数,降低返工的可能,缩减相应的成本。

本文方法主要适用于正常类轻型通用飞机,采用特殊装置或具有特殊用途的通用飞机需进一步结合更多条件进行估算。

参考文献

- [1] Roskam J. Airplane design part I: Preliminary sizing of airplanes[M]. Canada: Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985.
- [2] Raymer D P. Aircraft design: A conceptual approach[M]. USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.
- [3] 余雄庆,徐惠民,昂海松.飞机总体设计[M].北京:航空工业出版社,2000.
Yu Xiongqing, Xu Huimin, Ang Haisong. Aircraft conceptual design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2000. (in Chinese)
- [4] 顾诵芬,解思适.飞机总体设计[M].北京:北京航空航天大学出版社,2001.
Gu Songfen, Xie Sishi. Aircraft conceptual design [M]. Beijing: Beihang University Press, 2001. (in Chinese)
- [5] 李为吉.飞机总体设计[M].西安:西北工业大学出版社,2005.
Li Weiji. Aircraft conceptual design[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005. (in Chinese)
- [6] 《飞机设计手册》总编委会.飞机设计手册:第五册——民用飞机总体设计[M].北京:航空工业出版社,2005.
General Editorial Board of *Aircraft design manual*. Aircraft design manual; Vol. 5—Civil aircraft conceptual design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2005. (in Chinese)
- [7] Ahunt. Beechcraft Bonanza[EB/OL]. (2015-10-16)[2015-10-20]. https://en.wikipedia.org/wiki/Beechcraft_Bonanza.
- [8] BD2412. Beechcraft Skipper[EB/OL]. (2015-06-23)[2015-10-20]. https://en.wikipedia.org/wiki/Beechcraft_Skipper.
- [9] Madavor Media. Beechcraft-Staggerwing[EB/OL]. (2008-11-01)[2015-10-20]. <http://www.planeandpilotmag.com/aircraft/international-aircraft-directory/single-engine-aircraft/beechcraft-staggerwing.html>.
- [10] Ahunt. Cessna 172[EB/OL]. (2015-09-28)[2015-10-20]. https://en.wikipedia.org/wiki/Cessna_172.
- [11] Ahunt. Cessna 400[EB/OL]. (2015-07-06)[2015-10-20]. https://en.wikipedia.org/wiki/Cessna_400.
- [12] JoeyIniner. Cirrus SR20[EB/OL]. (2015-09-15)[2015-10-20]. https://en.wikipedia.org/wiki/Cirrus_SR20.
- [13] Ahunt. Cirrus SR22[EB/OL]. (2015-10-21)[2015-10-22]. https://en.wikipedia.org/wiki/Cirrus_SR22.
- [14] Bovineone. Diamond DA40[EB/OL]. (2015-06-24)[2015-10-20]. https://en.wikipedia.org/wiki/Diamond_DA40.
- [15] BD2412. Fuji LM-1 Nikko[EB/OL]. (2015-06-23)[2015-10-20]. https://en.wikipedia.org/wiki/Fuji_LM-1_Nikko.
- [16] BD2412. Lancair IV-P[EB/OL]. (2015-06-23)[2015-10-20]. https://en.wikipedia.org/wiki/Lancair_IV.
- [17] Ahunt. Mooney M20TN Acclaim[EB/OL]. (2015-10-16)[2015-10-20]. https://en.wikipedia.org/wiki/Mooney_M20.
- [18] Madavor Media. Beechcraft Musketeer Sport II[EB/OL]. (2006-10-01)[2015-10-20]. <http://www.planeandpilotmag.com/aircraft/specifications/beechcraft/beechcraft-musketeer-sport-ii.html#.VkyVFvRAU2g>.
- [19] BD2412. A23A Musketeer Custom III[EB/OL]. (2015-06-23)[2015-10-20]. https://en.wikipedia.org/wiki/Beechcraft_Musketeer.
- [20] BD2412. Grumman American AA-5[EB/OL]. (2015-08-03)[2015-10-20]. https://en.wikipedia.org/wiki/Grumman_American_AA-5.
- [21] 5.148.147.131. Van's Aircraft RV-10[EB/OL]. (2015-09-01)[2015-10-20]. https://en.wikipedia.org/wiki/Van%27s_Aircraft_RV-10.
- [22] BD2412. Cessna 175 Skylark[EB/OL]. (2015-06-23)[2015-10-20]. https://en.wikipedia.org/wiki/Cessna_175_Skylark.
- [23] BD2412. Cessna 177 Cardinal[EB/OL]. (2015-06-23)[2015-10-20]. https://en.wikipedia.org/wiki/Cessna_177_Cardinal.
- [24] Karsten Palt. Piper PA-28 Cherokee Series[EB/OL]. (2015-06-13)[2015-10-20]. http://www.flugzeuginfo.net/acdata_php/acdata_pa28_en.php.
- [25] BD2412. Piper PA-32[EB/OL]. (2015-06-23)[2015-10-20]. https://en.wikipedia.org/wiki/Piper_PA-32.
- [26] Ashley Pomeroy. Cessna 182[EB/OL]. (2015-08-02)[2015-10-20]. https://en.wikipedia.org/wiki/Cessna_182.

作者简介:

- 赵婷(1986—),女,工程师。主要研究方向:飞机总体设计。
秦超(1987—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机总体设计。
孟维宇(1986—),男,工程师。主要研究方向:飞机强度设计。

(编辑:赵毓梅)