

喷气公务机总体参数和性能统计分析

黄爱凤, 姚卫星, 穆雪峰

(南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016)

摘要:按照飞机设计的基本原理,通过对现有喷气公务机总体参数和性能数据的统计分析,寻找它们之间可能存在的内在关系,得到了 10 个经验公式,包括使用空重与起飞重量、燃油重量与起飞重量、着陆重量与起飞重量、机翼面积与起飞重量、机翼面积与使用空重、机身长度与使用空重、内部容积与使用空重以及推力、巡航速度、后掠角、展弦比等一些组合参数之间的数学关系。另外还得到了推重比、翼载荷等常用参数的取值范围。这些统计结果为公务机概念设计提供了一些有用的数据。

关键词:飞机设计;总体参数;飞机性能;统计数据;经验公式;回归分析

中图分类号:V211 **文献标识码:**A **文章编号:**1005-2615(2003)01-0034-05

Statistical Analysis of Relationship between Gross Parameters and Performance Data of Business Airplane

Huang Aifeng, Yao Weixing, Mu Xuefeng

College of Aerospace Engineering,

(Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: Based on the elementary concepts of aircraft design and aerodynamics, statistical analysis is made for the gross parameters and performance of business airplane. The potential relations among these parameters are found. 10 experiential expressions are obtained from 33 data of the business airplane. These expressions are as follows: empty weight and take off weight, fuel weight and take off weight, land weight and take off weight, wing area and empty weight, fuselage length and empty weight as well as some other compounded parameters. Additionally, the value limits of some parameters are analyzed. These expressions and data are proved to be useful for the conceptual design of business airplanes.

Key words: aircraft design; gross parameters; aircraft performance; statistical data; experiential expressions; regression analysis

引 言

飞机设计是一门综合性学科,是科学和艺术的结合。飞机设计在很大程度上要依赖于以往的设计经验,各个著名的飞机设计和研究单位一般都有大量统计数据。飞机的基本参数和飞机的性能有着密

切的关系,这些关系通常用经验公式给以描述。在飞机的概念设计阶段,设计师用它们评估正在设计的飞机的性能。目前已有一些文章和著作对此进行了研究^[1~6],给出了很多统计数据和经验公式。本文对 30 余种喷气公务机的总体参数和性能参数作了统计分析,给出了两者之间的经验关系式。

收稿日期:2002-06-17;修订日期:2002-09-27

作者简介:黄爱凤,女,硕士研究生,1980年2月生;姚卫星,男,教授,博士生导师,1957年1月生;穆雪峰,男,硕士研究生,1979年生。

1 总体性能参数的数据来源

本文所引用的各型号公务机的数据摘自文[7~10],共 33 种不同型号的公务机。其中美国的公务机 21 种,其他国家及国际合作的 12 种。

飞机的总体和性能参数有很多,本文涉及到的主要参数及其单位列于表 1,2。按照公务机所采用动力装置的不同把公务机分为“涡桨”和“涡扇”两类。本文主要分析“涡扇”公务机。处理数据采用的软件是 MS Excel 2000。

表 1 总体参数

参数名称	单位
空机重量 W_{OE}	kg
机翼面积 S	m^2
机翼展长 L	m
机身长 L_t	m
内部容积	m^3
展弦比 A	
发动机推力 T	9.8 N

表 2 性能参数

参数名称	单位
最大起飞重量 $W_{TO_{max}}$	kg
最大着陆重量 $W_{L_{max}}$	kg
最大载重重量 $W_{PL_{max}}$	kg
最大巡航速度 $V_{C_{max}}$	km/h
起飞滑跑距离 L_{TO}	m
起飞翼载荷 $(W/S)_{TO}$	kg/m^2
起飞推重比 $(T/W)_{TO}$	

2 统计数据的分析处理

飞机的性能指标主要取决于飞机的总体参数,总体参数确定后,飞机的性能也就大致确定了。根据总体设计和飞行力学的知识,对飞机总体和性能参数之间可能存在的的关系进行统计分析,利用 Excel 生成的图表进行验证并给出经验公式。

对某项特定的参数而言,由于其统计数据的变化范围一般比较大,从而使得不同参数之间可能存在的数学关系不易被发现。为此,文中对大多数参数的统计值都进行对数化处理。这样处理后的数值相对比较集中,便于发现参数之间可能存在的潜在的数学关系。

在数据处理之前,对重量特性的两个关系式说明如下: $W_{TO} = W_{OE} + W_F + W_{PL}$ 和 $W_{OE} = W_E + W_{t0}$

+ W_{crew} ,其中 W_{TO} 为起飞重量, W_{OE} 为使用空重, W_F 为任务燃油重量, W_{PL} 为商载重量, W_E 为空机重量, W_{t0} 为飞机内的不可用燃油重量, W_{crew} 为机组人员的重量。

2.1 经验公式

(1) 使用空重 W_{OE} 与最大起飞重量 $W_{TO_{max}}$

飞机的使用空重 W_{OE} 包含了固定装载、结构、动力装置、燃油装置、固定设备等重量,它与飞机的起飞重量 $W_{TO_{max}}$ 关系密切,其中 32 种公务机的 W_{OE} 和 $W_{TO_{max}}$ 的统计数据绘于图 1,其相应的关系式为

$$W_{OE} = 0.5307 W_{TO} + 557.61 \quad (1)$$

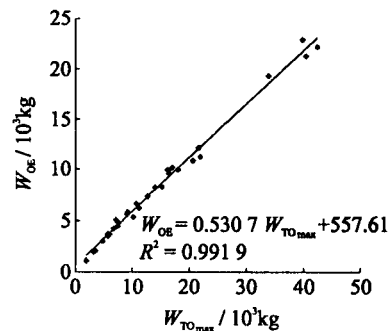


图 1 W_{OE} 与 $W_{TO_{max}}$ 关系图

(2) 燃油重量和起飞重量

空重系数和燃油系数是飞机概念设计阶段估算起飞重量的重要参数^[1]。因统计数据中没有燃油重量这一项,故用最大燃油重量来代替,最大燃油重量一定程度上反映了飞机的燃油重量。对其中 31 种公务机的统计结果如图 2 所示,对应关系式为

$$W_F = 0.08396 W_{TO}^{1.511} \quad (2)$$

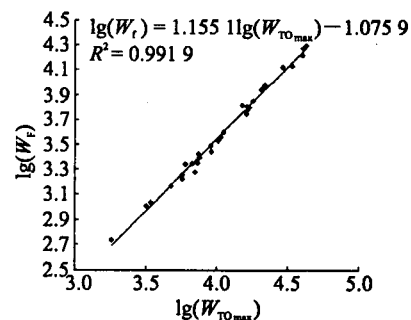


图 2 W_F 与 $W_{TO_{max}}$ 关系图

(3) 最大着陆重量 $W_{L_{max}}$ 与最大起飞重量

$W_{TO_{max}}$

飞机的最大着陆重量与最大起飞重量的比值

的范围一般随机型不同而有一个比较固定的变化范围,从其中31种涡扇公务机的统计数据的结果来看,公务机的最大着陆重量与最大起飞重量比值的范围集中在0.8~1.0之间,平均值为0.8891,数据处理后得到的关系式为(见图3)

$$W_{TO} = 0.7221W_{land}^{1.0467} \quad (3)$$

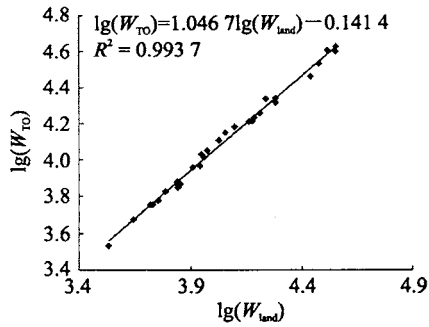


图3 W_{land} 与 W_{TO} 关系图

(4)机翼面积 S 与最大起飞重量 $W_{TO,max}$

机翼作为飞行中提供升力的主要结构,其面积的大小直接影响到飞机所能产生升力的大小,进而影响飞机的起飞重量,对其中28种公务机相关数据的处理结果如图4所示,对应的关系式为

$$S = 0.0022W_{TO} + 9.1993 \quad (4)$$

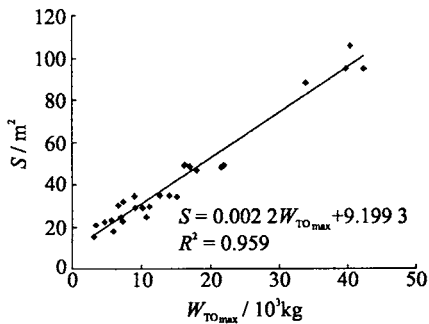


图4 S 与 $W_{TO,max}$ 关系图

(5)机翼面积 S 与使用空重 W_{OE}

机翼作为飞机的主要部件之一,其结构重量与机翼面积密切相关。机翼面积越大,其结构重量越大,从而飞机的空机重量也就越大。不过由于统计数据中没有飞机的空机重量这一项,只好使用空重来代替,其中29种涡扇公务机的数据分析结果如图5所示,关系式为

$$W_{OE} = 234.36S - 1162.7 \quad (5)$$

(6)机身长度 L_f 与使用空重 W_{OE}

飞机机身的结构重量占了空机重量的很大一部分,机身重量又与机身长度密切相关,从而可以构造机身长度与空机重量之间的关系式。但由于可

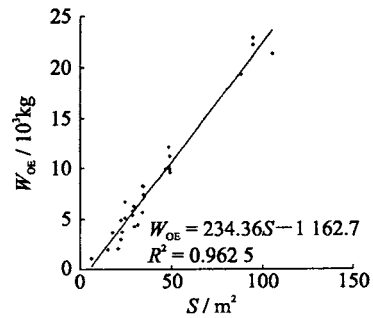


图5 S 与 W_{OE} 关系图

利用的数据中只有飞机使用空重,所以在对其中33种涡扇公务机的数据进行分析之后得到如下的机身长度与飞机使用空重之间的关系式(见图6)

$$W_{OE} = 5.9L_f^{2.4556} \quad (6)$$

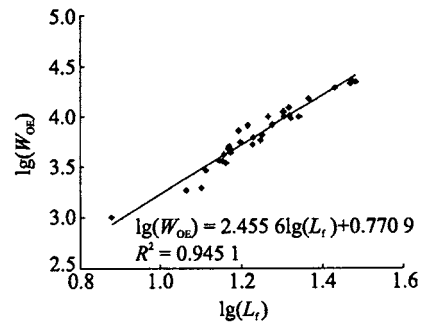


图6 L_f 与 W_{OE} 关系图

(7)参数 $[W/(TS)]$ 与发动机推力 T

一般飞机的起飞滑跑距离与其起飞重量成正比,与发动机推力及机翼面积成反比,在对其中32种涡扇公务机相关数据的分析结果后发现 $\lg[W/(TS)]$ 与 $\lg(T)$ 之间存在如下关系(见图7)

$$-\lg(W/TS) = 0.7653\lg T - 1.6775 \quad (7a)$$

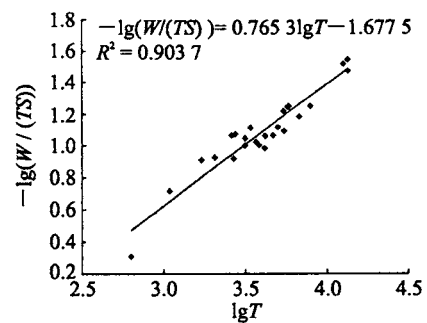


图7 W/S 与 T 关系图

由该式推导得运输机的最大起飞重量、发动机推力以及机翼面积之间有如下关系

$$(W/S)_{TO} = 47.588 \cdot 2T^{0.2347} \quad (7b)$$

(8)内部容积与使用重量

公务机要求有舒适性的乘坐环境,内部容积 V

是衡量一架公务机舒适程度较为直观的参数,它受飞机机体几何尺寸、结构强度等因素的影响。飞机的使用空重 W_{OE} 在一定程度上代表了这些因素在飞机重量特性中的影响。为此,对其中 22 种涡扇公务机内部容积和使用空重的数据进行了统计处理,结果如图 8 所示,对应关系式为

$$W_{OE} = 367.95V + 752.24 \quad (8)$$

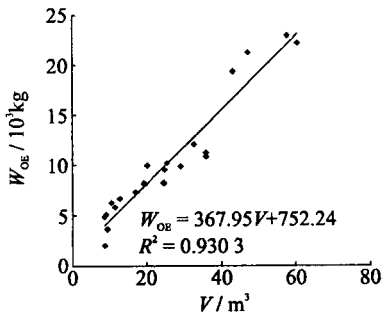


图 8 V 与 W_{OE} 关系图

(9) 最大巡航速度与翼载荷及推重比

最大平飞速度与翼载荷及推重比的 $1/2$ 次方成正比,最大巡航速度也应与翼载荷及推重比存在一定的关系。从统计数据看,最大巡航速度在 $0.5 \sim 0.8Ma$ 之间的与翼载荷及推重比的 $1/2$ 次方有较好的线性关系,其中 15 种涡扇公务机统计结果见图 9,对应的关系式为

$$V_{C_{max}} = 71.923 \sqrt{\frac{W}{S} \frac{T}{W}} + 84.086 \quad (9)$$

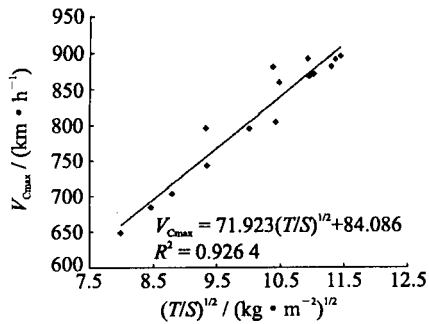


图 9 $V_{C_{max}}$ 与 WT/SW 关系图

(10) 最大巡航速度与展弦比及后掠角

大展弦比、直机翼低速特性好,小展弦比、后掠翼高速特性好。一般来说,展弦比越小、后掠角越大,巡航速度越大。据此,构造了复合参数 $A(1 - 0.65\lambda)$,其中 25 种涡扇公务机的 $V_{C_{max}}$, $A(1 - 0.65\lambda)$ 的统计数据见图 10,对应的关系式为

$$A(1 - 0.65\lambda) = -41.857 \lg(V_{C_{max}}) + 128.08 \quad (10)$$

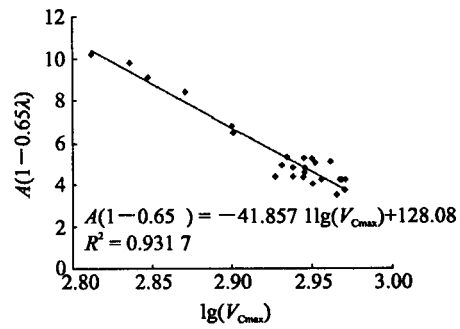


图 10 $V_{C_{max}}$ 与 A, λ 关系图

2.2 涡扇与涡桨公务机相关参数的对比

除了上述存在数学关系的参数之外,公务机的总体参数当中还有相当一部分是可以根据统计结果直接确定取值范围的。这部分参数主要有:最大巡航速度 $V_{C_{max}}$ (km/h),展弦比 A ,起飞翼载荷 $(W/S)_{TO}$ (kg/m^2),起飞推重比 $(T/W)_{TO}$ 、载重系数 $(W_{PL_{max}}/W_{TO_{max}})$ 等。数据的统计结果见表 3,4。

表 3 涡桨公务机有关参数的统计分析结果

序号	参数	均值	方差
1	$V_{C_{max}}/(km \cdot h^{-1})$	509.46	9.409
2	A	9.10	1.218
3	$(W/S)_{TO}/(kg \cdot m^{-2})$	203.4	7.864
4	$(T/W)_{TO}/(hp \cdot kg^{-1})$	0.25	0.244
5	$(W_{PL_{max}}/W_{TO_{max}})$	0.319	0.330

表 4 涡扇公务机有关参数的统计分析结果

序号	参数	均值	方差
1	$V_{C_{max}}/(km \cdot h^{-1})$	840.95	9.247
2	A	8.092	0.938
3	$(W/S)_{TO}/(kg \cdot m^{-2})$	335.7	8.895
4	$(T/W)_{TO}/(hp \cdot kg^{-1})$	0.36	0.1898
5	$(W_{PL_{max}}/W_{TO_{max}})$	0.10	0.182

(1) 最大巡航速度 $V_{C_{max}}$ 与展弦比 A

理论上讲,飞机的展弦比越小其最大巡航速度就越大,可是这一点在图 11 中表现得并不明显。从图 11 中可以看出涡桨类飞机的展弦比集中在 $7.7 \sim 11$ 之间,涡扇类飞机展弦比集中在 $7 \sim 9$ 之间。另外从图 11 中还可以看出涡桨类公务机最大巡航速度分散在 $400 \sim 600 km/h$ 这样一个较大的范围内,而涡扇类公务机的最大巡航速度则集中在 $800 \sim 980 km/h$ 之间一个较小的范围里。

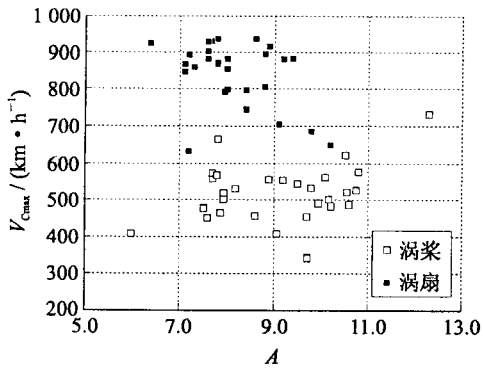
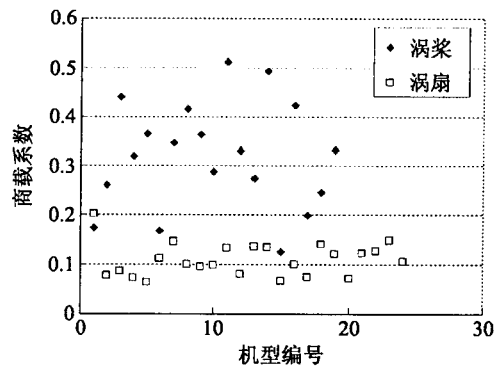
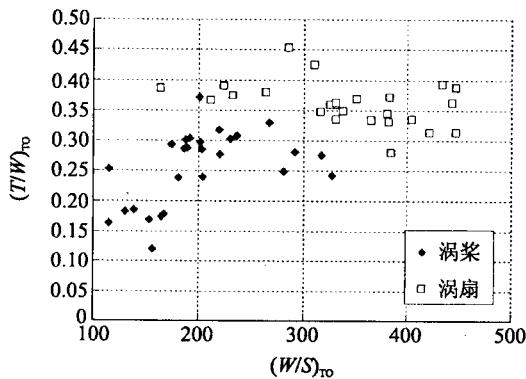
图11 $V_{C_{max}}$ 与 A 关系图

图13 商载系数

(2) 起飞翼载荷 $(W/S)_{TO}$ 与起飞推重比 $(T/W)_{TO}$

从图12可以看出,涡桨类公务机的起飞推重比分散在0.18~0.3 hp/kg之间,而涡扇类公务机起飞推重比则集中在0.33~0.4之间;涡桨类公务机起飞翼载荷集中在130~250 kg/m²之间,涡扇类公务机起飞翼载荷分散在200~450 kg/m²之间。

图12 $(W/S)_{TO}$ 与 $(T/W)_{TO}$ 关系图

(3) 载重系数 $(W_{Pl_{max}}/W_{TO_{max}})$

公务机的载重系数取最大载重量 $W_{Pl_{max}}$ 与最大起飞重量 $W_{TO_{max}}$ 的比值 $\left[\frac{W_{Pl_{max}}}{W_{TO_{max}}} \right]$ 。从图13中现有数据来看,两种公务机的载重系数都比较小,涡桨类公务机的载重系数稍高一些,其取值一般在0.2~0.45之间,而涡扇公务机载重系数取值在0.07~0.13之间。

3 结 论

飞机总体和性能参数的估计是飞机概念设计阶段必不可少的基本数据。本文对30余种涡扇公务机相关参数进行统计分析,得到了一些经验公式和一些常用参数的取值范围。这些公式可在概念设

计阶段用于较为快速的初步估算,参数的取值范围对于参数的选取及确定有一定的指导意义。这些资料对公务机概念设计具有实用价值。

由于受数据源的限制,本文统计的飞机型号的数量还不够全面,有些先进公务机未能包含在内。可以相信,随着统计数据中机型数量的不断增加,公式的可靠性和准确程度就会进一步提高。

参 考 文 献

- [1] Raymer D P. Aircraft design: a conceptual approach [M]. American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 1992. 11~252
- [2] 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. 52~129
- [3] Roskam J. Airplane design. Part I: Preliminary sizing of airplanes [M]. Roskam Aviation and Engineering Corporation, Ottawa, Kansas, 1985
- [4] Van Dan C P, Vander Kam J C, Paris J K. Design-oriented high-lift methodology for general aviation and civil transport aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(6): 1076~1084
- [5] Taisul Ahn, Hyoung-Jin Kim, Chongam Kim, et al. Inverse design of transonic wings using wing planform and target pressure optimization[J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(4): 644~652
- [6] 穆雪峰,姚卫星. 运输机总体参数和性能分析[J]. 航空学报, 2002, 23(4): 353~355
- [7] 中国航空信息中心“世界飞机手册”编写组. 世界飞机设计手册[M]. 北京:航空工业出版社, 2001. 6
- [8] 公务机/通用航空飞机综合数据[J]. 国际航空, 2001, (10): 59~61
- [9] Aircraft data and history[EB/OL]. <http://www.airliners.net/info/>, 2001
- [10] English M. Business Jet DIRECTORY[J]. AIR International, 2002, 63(3): 181~189