

# 双座轻型飞机总体与性能参数相关性分析

黄宇恒, 王世洵, 杜大贤

沈阳航空航天大学航空宇航学院, 辽宁 沈阳

收稿日期: 2026年5月9日; 录用日期: 2026年6月2日; 发布日期: 2026年6月8日

## 摘要

在飞机概念设计阶段, 总体参数与性能参数的确定依赖于已有型号的统计规律。为建立反映当前技术条件下双座轻型飞机设计参数之间的关系, 本文基于飞机设计基本原理, 收集了183款国内外现役双座轻型飞机的总体参数与性能参数数据。通过对参数进行对数化处理与回归分析, 建立了参数间的数学关系, 并明确了双座轻型飞机主要设计参数的典型取值范围。结果表明, 空机重量、机翼面积、发动机功率等总体参数与起飞总重之间存在较强的相关性; 失速速度与翼载荷、最大平飞速度与翼载荷之间也呈现良好的统计规律。以某型双座飞机为例进行验证, 估算值与实际值吻合较好。本文所得经验公式与统计数据可为双座轻型飞机的概念设计提供实用的设计依据与参考。

## 关键词

轻型飞机, 概念设计, 总体参数, 性能参数, 相关性分析

# Correlation Analysis of General and Performance Parameters of Two-Seater Light Aircraft

Yuheng Huang, Shixun Wang, Daxian Du

College of Aerospace Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang Liaoning

Received: May 9, 2026; accepted: June 2, 2026; published: June 8, 2026

## Abstract

In aircraft conceptual design, the determination of general and performance parameters relies on statistical data from existing aircraft. To establish quantitative relationships for two-seater light aircraft under current technological conditions, this study collects data from 183 existing two-seater light aircraft. Through logarithmic transformation and regression analysis, mathematical

relationships between parameters are established, and typical value ranges of key design parameters are identified. Results show that general parameters such as empty weight, wing area, and engine power correlate strongly with maximum takeoff weight; stall speed correlates well with wing loading, as does maximum level flight speed. Validation with a typical two-seater aircraft demonstrates good agreement between estimated and actual values. The empirical formulas and statistical data provide practical references for the conceptual design of two-seater light aircraft.

## Keywords

Light Aircraft, Conceptual Design, Gross Parameters, Performance Parameters, Correlation Analysis

Copyright © 2026 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

## 1. 引言

在概念设计阶段, 飞机设计在很大程度上依赖以往的设计经验[1]。为此, 各飞机设计与研究机构通常会对大量统计数据进行分析, 进而归纳出一系列关于总体参数与性能参数的经验公式。设计人员借助这些公式, 可对方案的关键参数进行初步选择、分析与评估, 从而加快概念设计进程, 提高设计效率。

针对轻型飞机, 国内外学者已开展了大量相关研究[2]-[4], 积累了较为丰富的统计基础。然而, 随着近年来新材料、新工艺、新动力系统的不断涌现与广泛应用[5][6], 大量新型轻型飞机相继研制成功, 其设计特征与性能水平较以往机型发生了显著变化。在此背景下, 现有经验公式已难以全面反映当前技术条件下的设计规律。截至目前, 针对反映当代轻型飞机总体与性能参数之间关系的研究仍较为缺乏[7]-[10]。

基于上述考虑, 本文在系统收集与整理国内外以往及近年来现役轻型飞机相关参数的基础上, 对轻型飞机的总体参数与性能参数开展相关性分析, 旨在建立适用于当前技术条件下的经验关系, 为轻型飞机的概念设计提供更新、更具参考价值的数据支持。

## 2. 总体和性能参数的来源与分类

目前轻型飞机的种类繁多, 由于任务要求和设计特点的不同, 不同类型轻型飞机的总体和性能参数之间存在不同的统计规律。轻型飞机主要用于旅游观光、飞行员培训等方面, 并且市场上以双座轻型飞机居多, 因此本文主要研究双座轻型飞机。本文引用的所有数据来自文献[11]-[13], 共 183 款机型。

飞机的总体和性能参数有很多, 其中飞机的重量特性、翼载荷和功重比是概念设计阶段的三个关键参数; 机翼面积和展弦比是影响飞机气动特性的重要参数; 续航性能和飞行速度是体现轻型飞机性能优劣的主要参数[14][15]。飞机起飞总重由空机重量、有效载荷和燃油重量 3 部分组成, 可表示为:

$$W_{TO} = W_E + W_F + W_{PL} \quad (1)$$

式中,  $W_{TO}$  为起飞总重(Weight at Take-Off), kg;  $W_E$  为空机重量(Empty Weight), kg;  $W_{PL}$  为有效载荷(Payload Weight), kg;  $W_F$  为燃油重量(Fuel Weight), kg。将式(1)变形整理得到:

$$W_{TO} = \frac{W_{PL}}{1 - W_E/W_{TO} - W_F/W_{TO}} \quad (2)$$

式中,  $W_E/W_{TO}$  为空机重量系数、 $W_F/W_{TO}$  为燃油重量系数。

一般情况下,  $W_{PL}$  为飞机设计要求中规定的参数, 因此如果已知  $W_E/W_{TO}$  和  $W_F/W_{TO}$  或已知  $W_E/W_{TO}$  和  $W_F/W_{TO}$  与  $W_{TO}$  的关系, 那么即可得到飞机起飞总重。

若找出翼载荷和功重比与起飞总重存在的数学关系, 那么可以得到机翼面积和发动机功率。而飞机性能主要取决于飞机总体参数, 总体参数确定后, 飞机性能也就大致确定了。

基于以上考虑, 本文主要研究的总体参数和性能参数见表 1 和表 2。

**Table 1.** Aircraft main parameters

**表 1.** 飞机总体参数

参数名称	符号	单位
空机重量	$W_E$	kg
机翼面积	S	$m^2$
展弦比	A	
发动机功率	P	kW
翼载荷	W/S	$kg/m^2$
起飞功重比	$(P/W)_{TO}$	$kW/kg$

**Table 2.** Aircraft performance parameters

**表 2.** 飞机性能参数

参数名称	符号	单位
起飞总重	$W_{TO}$	kg
燃油容量	$W_F$	kg
最大平飞速度	$V_{MAX}$	m/s
失速速度	$V_S$	m/s

### 3. 统计数据分析与处理

#### 3.1. 部分参数的统计分析

因为不同飞机具有不同的设计要求, 所以对于某项特定参数而言, 统计数据的变化范围一般较大。在数据预处理阶段, 本研究将存在关键参数缺失的机型样本剔除, 并删除了偏离统计分布规律较大的异常数据, 以保证后续回归分析的可靠性与不同参数间横向对比的一致性。所以对于某项特定参数而言, 统计数据的变化范围一般较大, 使得参数间存在的统计关系不准确。为此文中对所有参数的统计值进行了对数化处理, 处理后的数值较为集中, 可以建立参数之间的数学关系。在建立总体和性能参数之间数学关系前, 本文先给出根据统计结果确定的部分参数的取值范围, 这些数据可为同类型轻型飞机在概念设计阶段提供有用的数据和参考, 详见表 3。

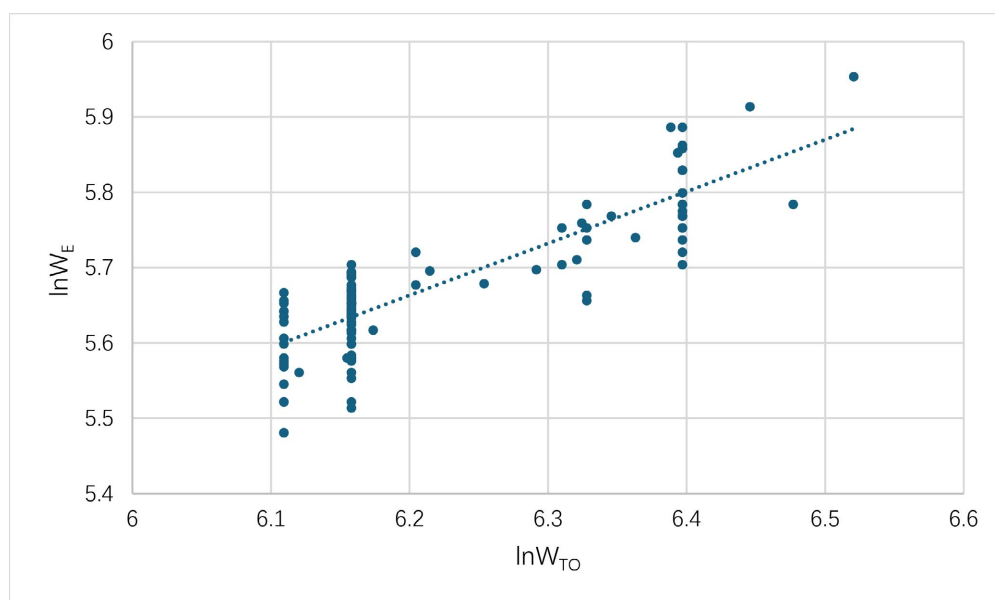
#### 3.2. 空机重量与起飞总重

飞机起飞总重的大小决定了空机重量的取值, 一般情况下飞机的起飞总重越大, 导致空机重量也较大。130 种双座轻型飞机的空机重量和起飞总重统计数据如图 1 所示, 拟合的方程为:

$$\ln W_E = 0.6891 \ln W_{TO} + 1.3909 \quad (R^2 = 0.724) \quad (3)$$

**Table 3.** Statistical analysis results of partial parameters  
**表 3.** 部分参数的统计分析结果

参数名称	均值	标准差
起飞翼载荷(kg/m <sup>2</sup> )	45.048	9.0565
起飞功重比(kW/kg)	0.129	0.0147
发动机功(kW)	67.093	7.1192
机翼面积(m <sup>2</sup> )	12.026	2.0095
展弦比	7.164	1.2038
最大平飞速度(km/h)	221.206	35.2146
失速速度(km/h)	63.125	6.6619



**Figure 1.** Empty weight vs. takeoff gross weight of two-seat light aircraft  
**图 1.** 双座轻型飞机空机重量与起飞总重

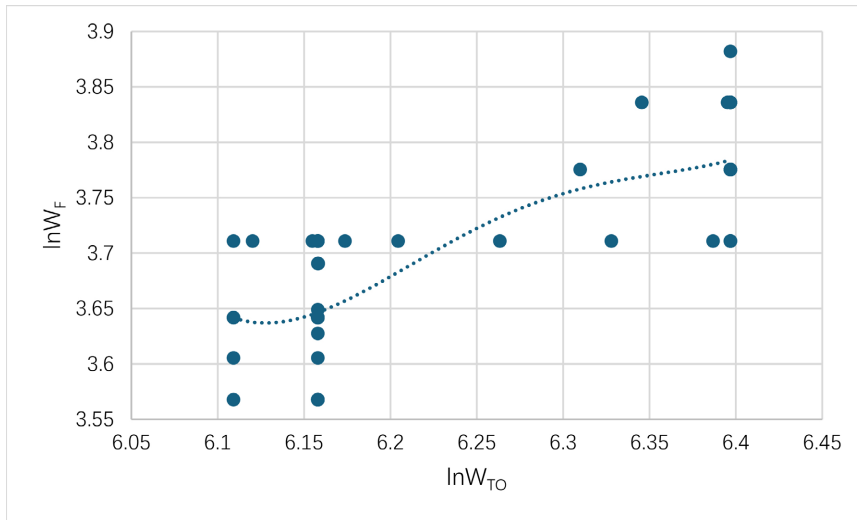
从图 1 能够看出,空机重量与起飞总重存在良好的线性关系,并且空机重量随着起飞总重的增加而增大。式(3)为空机重量系数与最大起飞重量的关系,此公式可以为轻型飞机起飞总重的估算提供参考依据。

### 3.3. 燃油重量与起飞总重

飞机的燃油重量为所有油箱可装的最大总量,包括可用燃油以及油箱死角,泵吸不到的残油。58 种双座轻型飞机的燃油容量和最大起飞重量统计数据如图 2 所示,拟合的方程为:

$$\ln W_F = 0.5595 \ln W_{TO} + 0.2065 \quad (R^2 = 0.6173) \quad (4)$$

从图 2 中可以看出,总体上飞机的燃油重量随起飞总重的增加而增大,少数飞机由于任务要求的原因没有体现这种特点。式(4)为燃油重量系数与起飞总重的关系,此公式可以为轻型飞机起飞总重的估算提供参考依据。



**Figure 2.** Fuel weight vs. takeoff gross weight of two-seat light aircraft  
**图 2.** 双座轻型飞机燃油重量与起飞总重

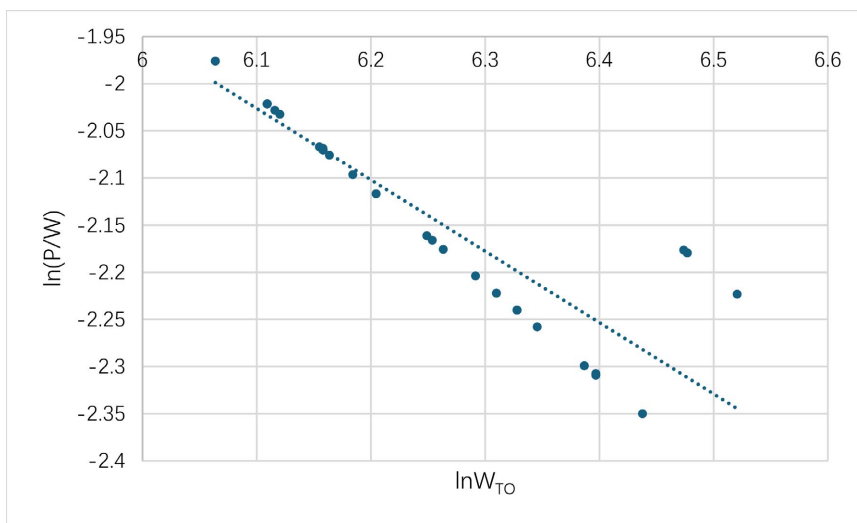
### 3.4. 起飞功重比与起飞总重

在概念设计阶段，通常根据飞机的需用功率选择适用的发动机。发动机功率越大，执行全部任务中的油耗也越多，从而使完成设计任务的飞机起飞总重增加。由统计数据，发现  $\ln(P/W)$  与  $\ln W_{TO}$  存在明显分界特征，所有数据点均清晰区分与拟合直线  $\ln(P/W) = -0.5282\ln W_{TO} + 1.2502$  两侧。152 种双座轻型飞机的发动机功率和起飞总重统计数据见图 3(a)与图 3(b)，拟合的方程分别为：

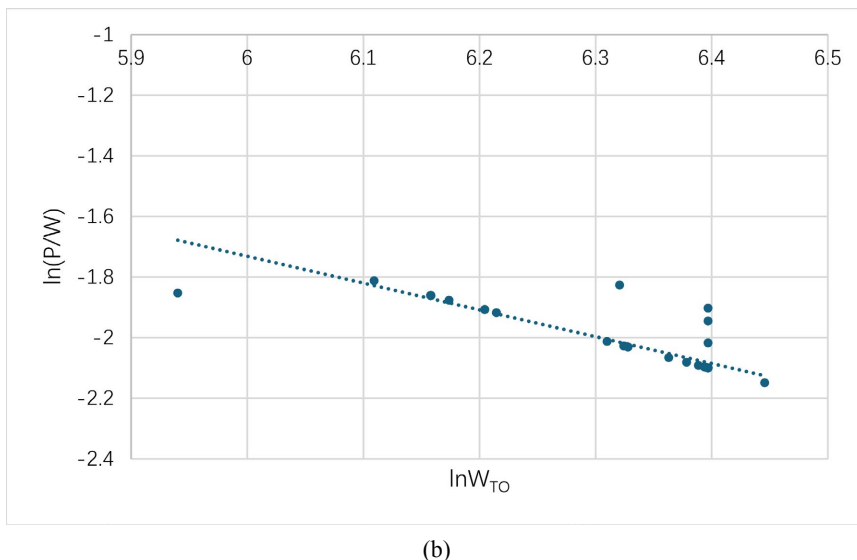
$$\ln\left(\frac{P}{W}\right) = -0.7569\ln W_{TO} + 2.5905 \quad (R^2 = 0.8398) \tag{5}$$

$$\ln \frac{P}{W} = -0.8846\ln W_{TO} + 3.576 \quad (R^2 = 0.8605) \tag{6}$$

式(5)与式(6)为功重比与起飞总重的关系，在已知起飞总重后，可根据飞机性能用途，如：需设计一架动力性能优势型飞机，选用式(6)，若是注重经济效率，则用式(5)，来估算出所需的发动机功率。



(a)



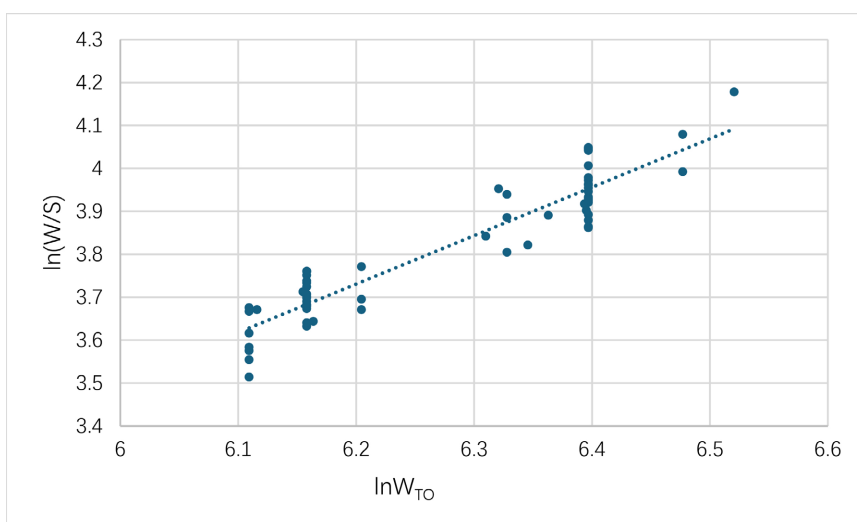
**Figure 3.** (a) Takeoff power-to-weight ratio vs. takeoff gross weight of two-seat light aircraft (economic efficiency); (b) takeoff power-to-weight ratio vs. takeoff gross weight of two-seat light aircraft (power performance advantage)

**图 3.** (a) 双座轻型飞机起飞功重比与起飞总重(经济效率); (b) 双座轻型飞机起飞功重比与起飞总重(动力性能优势)

### 3.5. 翼载荷与起飞总重

飞机的起飞总重决定了飞机的最大升力，从而影响到飞机的机翼面积。翼载荷是飞机重量除以机翼面积，对确定起飞总重有很大影响。如果翼载荷减小，机翼面积就要变大，这虽然可以改善飞机性能，但由于机翼面积增大引起附加的阻力和空机重量，将导致为完成任务而增加起飞总重。60种双座轻型飞机的发动机功率和起飞总重统计数据如图4所示，拟合的方程为：

$$\ln \frac{W}{S} = 1.1277 \ln W_{TO} - 3.2612 \quad (R^2 = 0.8799) \quad (7)$$



**Figure 4.** Wing loading vs. takeoff gross weight of two-seat light aircraft

**图 4.** 双座轻型飞机翼载荷与起飞总重

由图 4 可以看出, 双座轻型飞机的机翼面积随着起飞总重的增大而增大, 少数飞机由于气动设计, 与任务要求的原因没有体现这种特点, 式(7)为机翼面积与起飞总重的关系, 在已知起飞总重后, 可估算出机翼面积。

### 3.6. 失速速度与翼载荷

飞机的失速速度是影响飞行安全的主要因素, 直接由飞机翼载荷和最大升力系数确定。71 种双座轻型飞机失速速度和翼载荷统计数据如图 5 所示, 拟合的方程为:

$$\ln V_s = 0.463 \ln \frac{W}{S} + 2.3897 \quad (R^2 = 0.693) \quad (8)$$

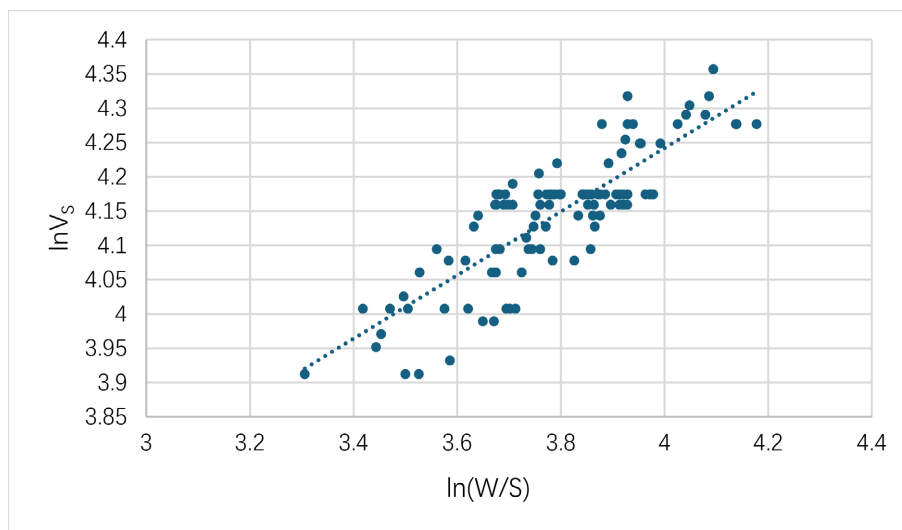


Figure 5. Stall speed vs. wing loading of two-seat light aircraft  
图 5. 双座轻型飞机失速速度与翼载荷

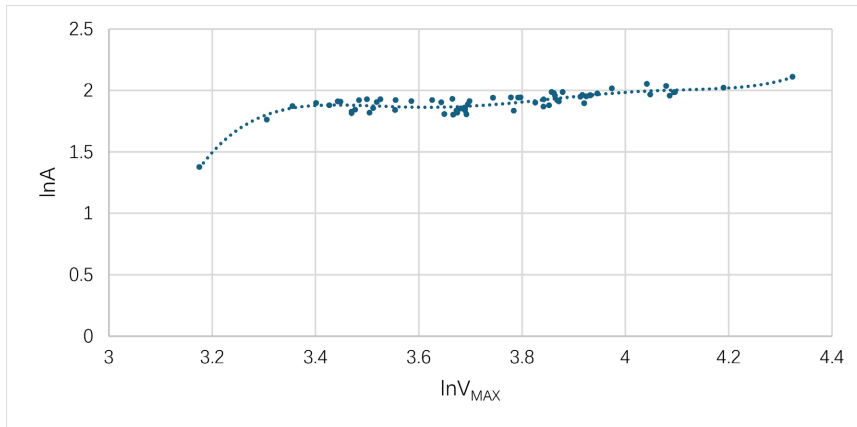
从图 5 中可以看出, 总体看来双座轻型飞机的失速速度随翼载荷的增加而增加, 少数飞机由于气动设计, 与任务要求的原因没有体现这种特点, 式(8)为失速速度和翼载荷的关系, 在已知起飞翼载荷后, 可估算出飞机失速速度。

### 3.7. 最大平飞速度与展弦比

一般情况下, 大展弦比机翼比小展弦比机翼的阻力小, 因此, 展弦比的大小直接影响飞机的最大升阻比, 而且理论上, 同类飞机的展弦比越小, 其最大平飞速度越大。66 种双座轻型飞机的最大平飞速度和展弦比统计数据如图 6 所示, 拟合的方程为:

$$\begin{aligned} \ln A = & 10.61 \ln^5 V_{MAX} - 203.21 \ln^4 V_{MAX} + 1553.6 \ln^3 V_{MAX} - 5926.2 \ln^2 V_{MAX} \\ & + 11278 \ln V_{MAX} - 8564.6 \quad (R^2 = 0.8262) \end{aligned} \quad (9)$$

从图 6 中可以看出, 总体看来双座轻型飞机的展弦比随着最大平飞速度的增加而增加, 少数飞机由于气动设计, 与任务要求的原因没有体现这种特点, 式(9)为最大平飞速度与展弦比的关系, 在已知展弦比后, 可估算出飞机最大平飞速度。

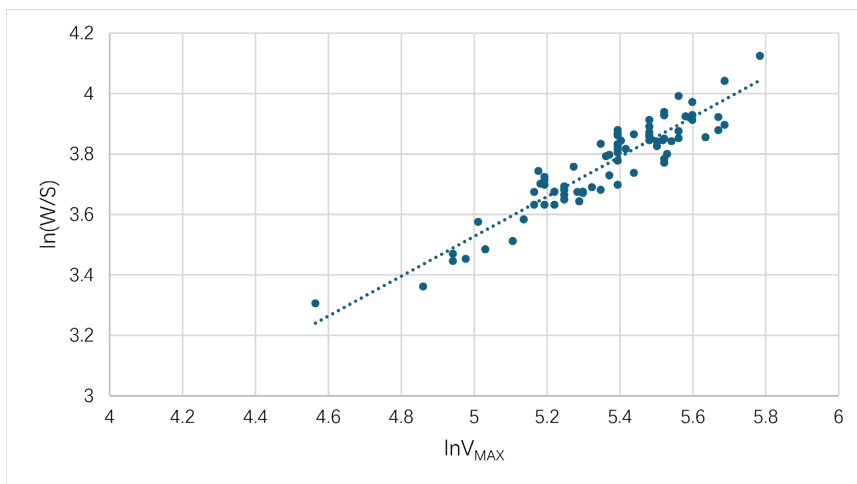


**Figure 6.** Maximum level flight speed vs. aspect ratio of two-seat light aircraft  
**图 6.** 双座轻型飞机最大平飞速度与展弦比

### 3.8. 最大平飞速度与翼载荷

对于通用飞机来说，通用飞机的速度区间基本上都在低速到亚跨音速，在这个速度段里，飞机的翼载荷越大，飞机的最大平飞速度越大。在收集的 81 种双座轻型飞机中，呈现出正比例关系如图 7 所示，拟合的方程为：

$$\ln \frac{W}{S} = 0.6587 \ln V_{MAX} + 0.2341 \quad (R^2 = 0.8599) \quad (10)$$



**Figure 7.** Maximum level flight speed vs. wing loading of two-seat light aircraft  
**图 7.** 双座轻型飞机最大平飞速度与翼载荷

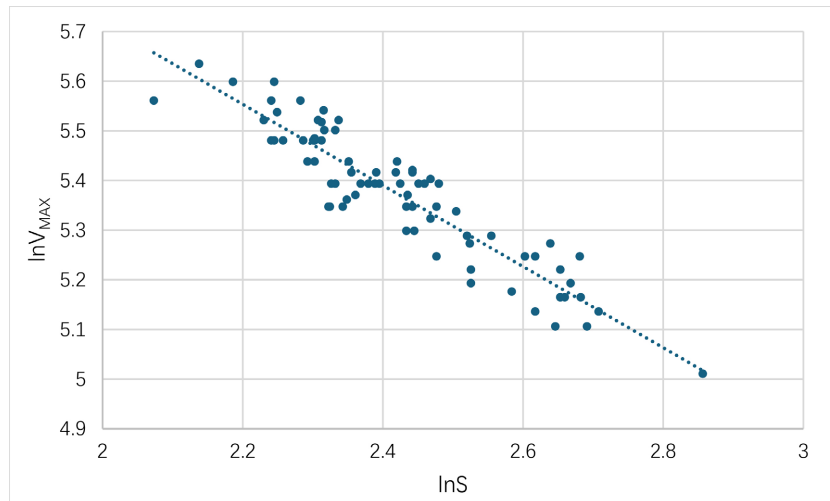
从图 7 中可以看出，总体看来双座轻型飞机的翼载荷随最大平飞速度的增加而增加，式(10)为翼载荷和最大平飞速度的关系，在已知最大平飞速度后，可估算出飞机翼载荷。

### 3.9. 最大平飞速度与机翼面积

通常来说，机翼面积能直接决定零升阻力，由于双座轻型飞机飞行速度一般不大，所以阻力基本就是零升阻力，所以理论上讲，机翼面积越大，飞机的最大平飞速度越小，根据收集到的 78 架轻型飞机数

据,证实了理论的分析,78种双座轻型飞机失速速度和起飞翼载荷统计数据如图8所示,拟合的方程为:

$$\ln V_{\text{MAX}} = -0.8171 \ln S + 7.3511 \quad (R^2 = 0.8601) \quad (11)$$



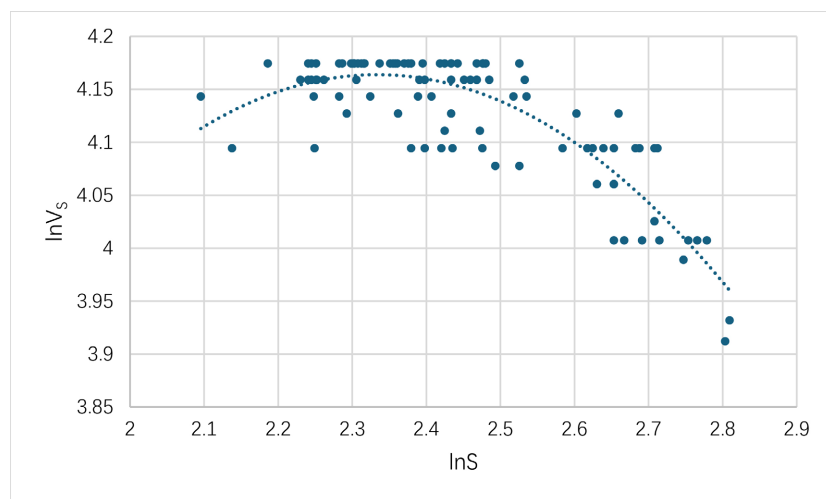
**Figure 8.** Maximum level flight speed vs. wing area of two-seat light aircraft  
**图 8.** 双座轻型飞机最大平飞速度与机翼面积

从图8中可以看出,总体看来双座轻型飞机的最大平飞速度随机翼面积的增加而减小,式(11)为机翼面积和起飞翼载荷的关系,在已知机翼面积后,可估算出最大平飞速度。

### 3.10. 失速速度与机翼面积

通常来讲,在其他条件不变的情况下,机翼面积越大,失速速度越小,但是在真实的飞机数据里,机翼面积变大时,其他数据也跟着改变,尤其是飞机重量,根据98种双座轻型飞机失速速度和起飞翼载荷统计数据如图9所示,拟合的方程为:

$$\ln V_s = -0.8998 \ln^2 S + 4.199 \ln S - 0.7352 \quad (R^2 = 0.7483) \quad (12)$$



**Figure 9.** Stall speed and wing area of two-seat light aircraft  
**图 9.** 双座轻型飞机失速速度与机翼面积

从图 9 中可以看出, 总体看来双座轻型飞机的失速速度随机翼面积的增加先增大后减小, 少数飞机由于飞机材料、飞机重量的原因没有体现这种特点, 式(12)为机翼面积和失速速度的关系, 在已知机翼面积后, 可估算出失速速度。

#### 4. 算例分析

以 FALCON LS 2.0 双座轻型飞机为例, 对本文所建立的经验公式进行验证。选取该机型的主要原因在于其设计特征与统计样本中的主流双座轻型飞机具有良好的一致性, 且参数数据完整可靠, 能够有效检验经验公式的适用性与准确性。利用前文得到的经验公式, 分别对空机重量、燃油容量、翼载荷、功重比、失速速度及最大平飞速度等关键参数进行估算, 并将估算结果与该机型的实际参数进行对比, 详见表 4。

对比结果表明, 各参数的估算值与实际值吻合较好, 失速速度误差为 4.703%, 功重比误差不足 1%。空机重量, 燃油容量与最大平飞速度的估算误差相对较大, 其中最大平飞速度的误差为 25.75%, 燃油重量为 10.24%和空机重量为 12%, 最大平飞速度的误差主要与气动外形差异(FALCON LS 2.0 采用了低阻力的流线型机身与高升阻比翼型), 材料与结构轻量化(该机型大量使用碳纤维复合材料, 空机重量较同级别传统金属结构机型降低约 15%), 动力系统匹配(搭载的高功重比发动机与轻量化机身的组合)有很大的关系。综上, 个别机型因其功能导向导致经验公式在个体应用中存在偏差。也说明在概念设计阶段, 经验公式适用于快速获取初步设计参数, 但在后续详细设计中有必要结合具体机型特点进行修正。

**Table 4.** Comparison of estimated and actual parameters of FALCON LS 2.0

**表 4.** FALCON LS 2.0 飞机参数估算值与实际值对比

参数名称	单位	估算值	实际值
空机重量	kg	329.97	375
燃油重量	kg	44.06	49.059
起飞翼载荷	kg/m <sup>2</sup>	52.07	53.4283
起飞功重比	kW/kg	0.1246	0.1225
失速速度	km/h	68.0573	65
最大平飞速度	km/h	282.9406	225

#### 5. 结论

本文基于飞机设计基本原理, 对 183 款双座轻型飞机的总体参数与性能参数进行了系统的统计分析, 得出以下主要结论:

(1) 统计得到了双座轻型飞机主要设计参数的均值与标准差, 明确了起飞翼载荷、起飞功重比、展弦比、最大平飞速度及失速速度等参数的典型取值范围, 可为概念设计阶段的参数初选提供参考依据。

(2) 通过对参数进行对数化处理与回归分析, 建立了空机重量、机翼面积、发动机功率、燃容量等总体参数与最大起飞重量之间的数学关系, 得到了适用于双座轻型飞机概念设计阶段的经验公式。以 FALCON LS 2.0 双座轻型飞机为例进行验证, 结果表明本文经验公式在双座轻型飞机概念设计阶段具有实用性与可靠性。

(3) 本文所建立的经验公式主要基于油动飞机统计数据, 但其中反映基本气动与重量特性的参数关系(如翼载荷与速度的关系、机翼面积与起飞总重的关系)对轻型电动飞机的概念设计同样具有参考价值。

(4) 本研究的经验公式存在一定局限性:部分公式(如燃油重量公式)的决定系数  $R^2$  较低,预测不确定性较大,应用时需结合机型实际情况修正。样本主要是基于 183 架国内外现役双座轻型飞机的样本数据构建的,覆盖了上单翼/下单翼、串座/并座、传统金属结构与半复合材料结构等多种主流机型类型,能够反映常规设计轻型飞机总体与性能参数间的普遍规律。但是对特殊设计机型适用性有限。后续可通过扩大样本、按布局 and 材料细分建模,提升公式精度与适用范围。

## 基金项目

沈阳航空航天大学创新创业训练计划(D202511201047394228)。

## 参考文献

- [1] Roskam, J. (1985) *Airplane Design Part I: Preliminary Sizing of Airplanes*. Roskam Aviation and Engineering Corporation.
- [2] Raymer, D.P. (1992) *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- [3] Junzhang Chen (2000) *Aircraft Design Manual Chapter 8: Weight and Balance Control*. Aviation Industry Press.
- [4] Torenbeek, E. (1982) *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Delft University Press.  
<https://doi.org/10.1007/978-94-017-3202-4>
- [5] 杨凤田, 范振伟, 项松, 等. 中国电动飞机技术创新与实践[J]. 航空学报, 2021, 42(3): 7-12.
- [6] 黄俊, 杨凤田. 新能源电动飞机发展与挑战[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 57-68.
- [7] 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.
- [8] 穆雪峰, 姚卫星. 运输机总体参数和性能统计分析[J]. 航空学报, 2002, 23(4): 353-355.
- [9] 张健, 周洲. 战术无人机总体与性能参数相关性分析[J]. 飞行力学, 2009, 27(4): 18-21.
- [10] 黄爱凤, 姚卫星, 穆雪峰. 喷气公务机总体参数和性能统计分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2003, 35(1): 34-38.
- [11] International Aviation (1982) *World Aircraft Handbook*. Knowledge Press.
- [12] China Aero-Information Center "World Aircraft Handbook" Editorial Team (2000) *World Aircraft Handbook*. Aviation Industry Press.
- [13] <https://www.flying-pages.com>
- [14] Yu, X.Q., Xu, H.M. and Ang, H.S. (2000) *Aircraft Conceptual Design*. Aviation Industry Press.
- [15] Gu, S.F. and Xie, S.S. (2001) *Aircraft Design*. Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press.