

高性能缩比无人机关键总体参数分析及优化



段辰龙, 巩子元, 李岩

中国航空研究院, 北京 100012

摘要:随着目前国内新概念布局的快速发展及新技术验证的急迫需求,拥有低成本及无人化等优势缩比无人机越来越多地被用作技术验证机及高性能靶机。本文通过对若干型高性能缩比无人机翼载、推重比及缩放比例这三项最关键的总体参数进行对比分析,发现了缩比无人机与原准机在翼载参数上存在根本性差异,并由此导致缩比无人机性能与原准机的巨大差异。经过大量数据统计分析,确定缩比无人机与原准机总体参数差异的根本原因。通过若干经验公式,针对翼载差异对飞行、机动、巡航、起降及隐身等总体性能方面可能造成的影响进行了定性分析,并针对不同功能及任务需求的缩比无人机提出相关总体设计建议。

关键词:缩比飞机; 高性能靶机; 总体参数设计; 飞行性能; 小微型发动机; 动力选型

中图分类号: V211.4

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.04.002

缩比无人机相比于全尺寸飞行器具有设计制造周期短、成本低、风险小等特点,其在新概念、新技术、新布局飞行器研究过程中具有不可替代的作用^[1-2]。而针对成熟机型的缩比无人机除了用作新技术验证平台外,还可以作为风洞试验的补充手段^[1]及高性能靶机使用,具有成本低、风险小、还原度高等优点。目前,国内针对缩比无人机的研究主要针对其作为演示验证飞行试验平台的功能进行研究^[3-4],而对其作为高性能靶机使用时总体参数的设计及其与原准机飞行性能的差异缺乏关注,本文将针对缩比无人机总体参数设计及其性能进行分析研究。

在飞机总体设计中,最重要的参数——推重比($T/(Wg)$)与翼载(W/S)决定性地影响着飞机起飞、着陆、机动、爬升、加速等绝大部分性能^[5-6];在设计过程中,通过设计飞机的起飞质量 W 、机翼面积 S 及选择配套发动机最大推力 T 这三种方式对推重比与翼载进行不断地迭代和权衡,进而针对各种不同任务要求的机型得出相对最优解。对于理想的缩比无人机,其总体参数应尽量与原准机相同。

在缩比无人机总体设计中,总体参数机翼面积 S 变为缩放比例 K 。对于本文中重点讨论的高性能而非单纯用于验证气动力或操稳特性的缩比机(对于以验证气动力或操

稳特性为主要目的的缩比无人机,则需要更多考虑相似性理论。除了几何相似外,还应考虑弗劳德数、雷诺数、马赫数及动态相似^[7-8],其推重比作为影响近乎所有飞行性能的首要总体参数应至少与原准机相近,因此挑选合适的动力就成为了重中之重^[9]。在某种程度上,可以认为当决定了缩比机的动力选型后,起飞质量可以变化的范围是比较小的。此时,缩放比例 K 就成为调节翼载的主要方式,对于缩比飞机来说缩放比例 K 的选取受到多种条件的约束,这些约束包括但不限于发动机长度、直径、翼展、机长甚至成本等^[10],对于高性能缩比机,其内埋式发动机决定了发动机尺寸成为决定缩放比例 K 的主要因素。

通过上述分析可以看出,相较于原准机,通过 W 、 S 、 T 三个参数来权衡推重比与翼载之间矛盾的方法在缩比机的总体设计中并不适用。当选定了合适的动力源后,发动机推力 T 及其尺寸为起飞质量 W 及缩放比例 K 都带来了很大的限制,由此就可能导致缩比机的翼载与推重比这两项关键的总体参数无法与原准机相匹配,从而对其性能造成较大的影响。

本文将对影响缩比飞机总体参数设计的关键因素进行分析,对飞行性能带来的影响进行定性评估,并依据分析结果对缩比飞机的总体设计提出改进建议。

收稿日期: 2021-11-10; 退修日期: 2021-12-18; 录用日期: 2022-01-15

引用格式: Duan Chenlong, Gong Ziyuan, Li Yan. Analysis and optimization of key population parameters of high-performance scaled UAV [J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(04): 7-12. 段辰龙, 巩子元, 李岩. 高性能缩比无人机关键总体参数分析及优化[J]. 航空科学技术, 2022, 33(04): 7-12.

1 总体参数的差异及其成因

1.1 总体参数的主要差异

根据目前搜集到的几何缩比飞机与其原准机^[11-13]的总体参数(见表1),其中X-47B与X-47A外形并非单纯几何缩比关系,但作为具有相同任务需求的高性能无人验证机,其总体设计参数在不受客观因素限制情况下理应相似,因此也具有对比分析的意义。通过表1(序号A、B、C分别代表三个原准机)中的总体参数汇总可以发现,缩比飞机与其原准机的翼载参数存在巨大差异,结合引言中的分析,造成这种差异的主要原因应是缩比机的动力源与原准机间存在某种区别,从而导致起飞质量 W 与缩放比例 K 无法同时与原准机相匹配。

表1 某几型缩比验证机总体参数

Table 1 Population parameters of certain types of scaled verification aircraft

序号及 缩放比例	起飞 质量/(W/kg)	机翼 面积/ m^2	发动机 推力/ N	翼载/ (kg/m^2)	推重比/ ($T/(Wg)$)
A	27216	78	320000	348.9	1.18
1:3	900	8.67	8000	103.9	0.89
B	14000	33	122600	424.2	0.88
1:6	100	0.92	850	109.1	0.85
C	50000	230	163000	217.4	0.33
1:6	240	6.4	800	37.5	0.33
X-47B	约20215	约88	127000	228	0.63
X-47A	约2678	约36	14210	74.4	0.53

1.2 总体参数差异成因

针对高性能缩比无人机内埋式发动机布局,其发动机尺寸应是限制缩放比例的主要因素,通过对30余种推力从220~191000N的发动机参数汇总^[13](见表2),对造成缩放比例偏大的根本原因进行分析。

根据引言中所述,对于理想的高性能缩比机应满足原型机与缩比机推重比(T/Wg)与翼载(W/S)均相似。

$$T_s/W_s g \approx T_o/(W_o g)$$

$$W_s/S_s \approx W_o/S_o$$

$$\text{即 } T_o/T_s \approx S_o/S_s = K^2$$

式中:下标o代表原型机;下标s代表缩比机。若发动机长度 L 为限制缩放比例的主要因素,则理想的缩比无人机应满足

$$T_o/T_s \approx K^2 = L_o^2/L_s^2$$

$$\text{即 } T_o/L_o^2 \approx T_s/L_s^2$$

换言之,若发动机长度为导致缩比机翼载过小的主要原因,则发动机推力与其长度平方的比值应随其推力尺寸增大发生变化。由表2中的数据可以得到图1的发动机推力长度面密度,从图1中并不能看出明显的变化规律,因此发动机长度对缩比机总体参数的影响并没有起到决定性作用。

表2 典型发动机参数汇总

Table 2 Summary of typical aircraft engine parameters

发动机型号	推力/ N	质量/ kg	长度/ mm	最大直径/ mm
F135	191000	1701	5590	1295
F119	168000	1800	5160	1200
F110	142000	1778	4900	1180
F100	127000	1467	4900	1180
M53-5	88200	1470	4850	1055
RD33	81300	1055	4229	1040
ATAR	70600	1456	5944	1020
WP13	64000	1132	4600	906
WP7	58840	1110	4600	906
R195	42170	860	2880	805
PW530	13340	279	1524	701
PW JT-15D	14210	300	1600	690
J85-GE-21	22290	310	2972	663
F3	16370	340	1340	630
AI-222	30100	440	2512	624
AI-25	15000	312	1992	600
FJ44-1A	8450	205	1353	530
TRDD-50M	5880	130	1000	470
FJ33-4A	6700	120	978	444
TJM-3	1960	46.5	864	349
TRI60	3800	47	749	330
WP16E	1730	37	855	325
J402-CA-702	4270	62.5	753	317
MS-400	3920	85	871	316
TRS19-1	1470	38.5	564	306
F107	2900	66	1262	305
WR24	850	22.7	500	305
F107-WR400	2670	65	937	304
MD120	1175	35	1290	265
F121-WR100	660	19	660	211
TJ90	480	4.8	305	152
TJ50	223	3.2	289	102

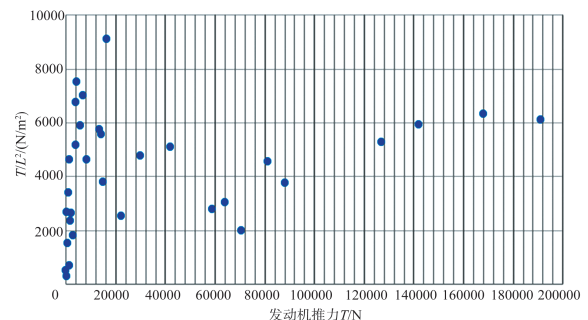


图1 发动机推力长度面密度

Fig.1 Aircraft engine thrust length areal density

与长度影响同理,若发动机直径是导致缩比机翼载过小的主要原因,则发动机推力与其直径平方的比值应随其推力尺寸的增大而发生变化。在这里,我们计算发动机推

力与最大横截面积的比值,并定义其为发动机推力直径面密度,如图2所示。从图2中可以明显看出,单位横截面积推力密度随发动机尺寸的增大而增大,因此可以初步判断发动机直径对缩比机总体参数起到决定性作用。

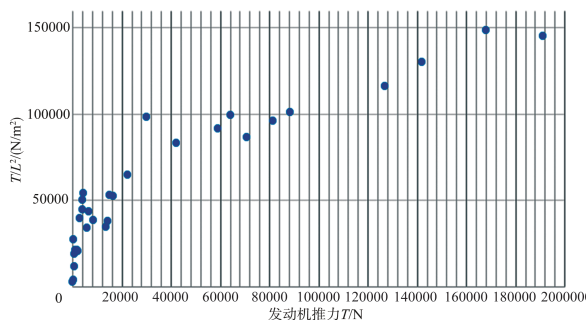


图2 发动机推力直径面密度

Fig.2 Aircraft engine thrust diameter area density

为进一步证实发动机直径对缩比机总体参数的影响,根据前文分析,若发动机直径 d 为限制缩放比例的主要因素,则理想的缩比无人机应满足

$$T_o/T_s \approx K^2 = d_o^2/d_s^2 = S_o/S_s$$

$$\text{即 } T_o/T_s \approx S_o/S_s$$

由上面公式可以看出,只有不同尺寸发动机横截面积能够与其绝对推力呈线性关系,缩比机总体参数才能与原准机相似。换言之,若不同尺寸发动机直径横截面积与其绝对推力呈某种非线性关系,则动力源直径限制就是导致缩比机翼载过小的根本原因。由图3中可以明显看到,发动机直径横截面积与发动机推力的线性相关度较低,而更多地呈现出二次相关性。这意味着用于缩比机的小尺寸小推力发动机其推力密度较小,会造成缩比机尺寸相对较大而起飞质量较轻的情况。至此可以完全确定,用于缩比机的小推力发动机的直径限制是导致缩比机翼载过小的主要原因,而这一结论也与发动机推力正比于单位时间内排出气体质量的基本认知相符。

2 总体参数差异对性能的影响

由于发动机推力尺寸特性短时间内无法改变,且根据表1可见缩比机的翼载相较于原准机的差距达到三倍以上,因此有必要对缩比机由于总体参数巨大差异而对飞行性能造成的影响进行分析。根据前文中的论述以及对几种缩比机的总体参数进行对比,在此假设缩比机的推重比与原准机相同,而翼载远小于原准机,基于此种假设对由翼载差异而造成的总体性能差异进行定性分析。为了方便对飞

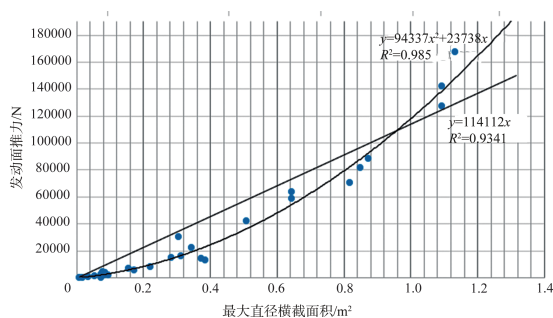


图3 直径横截面积与发动机推力的关系

Fig.3 Relationship between diameter cross-sectional area and engine thrust

行性能进行定性分析,可以认为缩比机与原准机的气动特性基本相同^[14-16]。基于此种假设,从飞机的典型升力系数 C_L 与升阻比 (L/D) 特性曲线中(见图4)可以看到,由于原准机设计巡航升力系数会从左侧尽可能靠近升阻比 L/D 最大值,因此对于翼载远小于原准机的缩比机,其同样速度高度特性下的升阻比应小于原准机的升阻比。

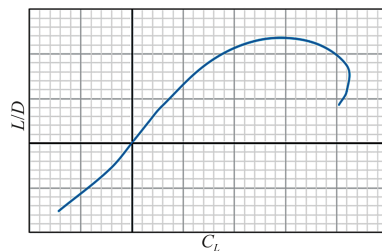


图4 典型飞机升阻比特性曲线

Fig.4 Typical aerodynamic characteristic of C_L vs L/D

2.1 飞行包线

飞行包线能够反映飞机速度、高度特性,是衡量飞机总体性能的重要参考。受篇幅所限,在此仅考虑翼载因素影响对最大、最小平飞行速度以及升限进行定性分析。

2.1.1 最大平飞速度

在不考虑发动机高速速度特性的情况下,当达到最大平飞速度时^[5]

$$T_{\max}/(Wg) = D/L \quad (1)$$

式中: D 为阻力; L 为升力。

由于 $T_s/(W_s g) \approx T_o/(W_o g)$,因此 $L_s/D_s \approx L_o/D_o$ 。通过图4可知,升力系数 $C_L S \approx C_L$,根据平飞状态升力等于重力及飞机升力计算公式得到

$$Wg = L = \frac{\rho V^2 C_L S}{2} \quad (2)$$

式中: ρ 为空气密度; V 为飞行速度。因此,对于相同的升力系数与飞行高度,缩比机的小翼载会使最大平飞速度变小,进而导致缩比机的飞行包线右边界向左移动。

2.1.2 最小平飞速度(失速速度 V_s)

对于最小平飞速度,根据其计算公式^[5]

$$V_s = \sqrt{\frac{2W}{S} \frac{1}{\rho C_{L_{\max}}}} \quad (3)$$

可以容易得出,小翼载缩比机的失速速度也会更小,因此其飞行包线左边界会向左移。

2.1.3 升限

根据升限计算公式^[5]

$$p_H = \frac{Wg}{0.7Ma^2 SC_{L_{\max}}} \quad (4)$$

式中: p_H 为升限高度的大气压; Ma 为马赫数。对于小翼载的缩比机,其 p_H 值更小,因此所对应的升限更高。

2.2 机动性能

2.2.1 水平加速

根据水平加速计算公式^[5]

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= \left(\frac{T-D}{Wg} \right) \\ g &= \left(\frac{T}{W} - \frac{1}{L/D} \right) \end{aligned} \quad (5)$$

结合前文分析,同样飞行状态下,小翼载缩比机的升阻比小于原准机,因此在同样推重比条件下缩比机的水平加速性能劣于原准机。

2.2.2 盘旋

根据瞬时盘旋公式^[5]

$$\psi = \frac{W \sqrt{n^2 - 1}}{(W/g)V} = \frac{g \sqrt{n^2 - 1}}{V} \quad (6)$$

式中: $n = \frac{qSC_{L_{\max}}}{W}$, ψ 为盘旋角速度。

根据稳定盘旋公式^[5]

$$n = \frac{qS}{W} \sqrt{\frac{C_{D0}}{A}} \quad (7)$$

式中: A 为升致阻力因子, n 为过载。由瞬时盘旋及稳定盘旋的计算公式可以看出,在不考虑结构强度限制下,小翼载缩比机的盘旋性能优于原准机。

2.2.3 爬升

根据总体性能计算公式^[5],飞机垂直方向速度

$$V_v \cong V \left(\frac{T}{W} - \frac{1}{L/D} \right) \quad (8)$$

根据爬升性能定义,最佳爬升速度公式^[5]

$$V = \sqrt{\frac{W/S}{3\rho C_{D0}} \left[\frac{T}{W} + \sqrt{\left(\frac{T}{W} \right)^2 + 12C_{D0}} \right]} \quad (9)$$

从式(9)中可以看出,小翼载会对爬升速度产生不利影

响,同时小翼载还会导致升阻比变小,进一步降低爬升速度。因此可以得出结论,小翼载缩比机爬升性能会降低。

2.3 巡航性能

根据Breguet航程公式^[6],航程 R 、航时 E 的计算公式为

$$R = \frac{V}{C} \frac{L}{D} \ln \left(\frac{W_i}{W_f} \right) \quad (10)$$

$$E = \frac{1}{C} \frac{L}{D} \ln \left(\frac{W_i}{W_f} \right) \quad (11)$$

式中: C 为发动机耗油率。同理可知,相同飞行状态下,缩比机小翼载、低巡航升力系数对应的小升阻比会导致其航程、航时均劣于原准机。

2.4 起降性能

根据起飞场长估算公式^[6],起飞场长正比于翼载

$$S_{\text{TOFL}} \propto \frac{(W/S)_{\text{TO}}}{\sigma C_{L_{\max, \text{TO}}} (T/W)_{\text{TO}}} \quad (12)$$

而着陆距离与失速速度呈正比^[6]

$$S_L \propto V_s = \sqrt{\frac{2(W/S)}{\rho C_{L_{\max}}}} \quad (13)$$

由此可以得出结论,小翼载缩比机的起降性能都优于原准机。结合前面的结论可以看到,小翼载缩比机由于总体参数差异导致各项飞行性能与原准机均有一定差异,在低速、升限、盘旋、起降性能方面,小翼载的缩比机有一定优势,而在高速、加速、爬升、巡航性能方面劣于原准机。缩比机与原准机总体参数对比见表3。

表3 缩比机与原准机总体参数对比

Table 3 Comparison between the population parameters of the scaled aircraft and the original standard aircraft

参数	原准机	缩比机
最大平飞速度	优	劣
最小平飞速度	劣	优
升限	劣	优
水平加速	优	劣
盘旋	劣	优
爬升	优	劣
巡航	优	劣
起降	劣	优

3 针对性能差异的改进措施

(1) 简化增升装置

从表1中可以看到,由于缩比飞机翼载一般为原准机的1/3,甚至更低,结合缩比飞机对低成本的要求,简化其增升装置^[17](典型的方案包括取消前缘缝翼、简化后缘襟翼

等),取消前缘缝翼的主要影响是降低其失速迎角,而简化后缘襟翼则会降低其最大升力系数。对于影响起降性能的三个关键参数:翼载、推重比及最大升力系数,由于缩比机与原准机推重比相似,而缩比机的翼载远小于原准机,因此在对增升装置进行简化而降低一定的最大升力系数后,缩比机的起降性能仍会优于原准机,且对其他飞行性能影响不大。因此,针对缩比机翼载较小的特点,简化增升装置可以在保证性能的同时降低系统复杂性、节约成本。

(2) 适当调整缩比飞机翼型

对于性能区相对缩比无人机一般采用小展弦比薄机翼,机翼平面形状对这种机翼的气动特性起决定性作用,因此在不改变机翼平面形状的条件下对翼型进行调整,可以起到优化其气动特性的效果^[18-20]。在飞机翼型选择中,一项重要的参数为在飞机典型飞行状态下所对应升力系数,它也称为设计升力系数,所选取翼型应当在设计升力系数下拥有最大的升阻比。因此,当缩比机的翼载减小后,其同样典型飞行状态下的设计升力系数也相应减小,若能通过减小缩比机翼型弯度等手段使其与设计升力系数相匹配,则能够使缩比机获得更高的升阻比。当缩比机的用途为靶机等性能取向时,提高升阻比能够使其性能获得全面提升。翼型的改变会使得缩比机气动性能发生一定的变化,因此在使用此种改进方式时应充分考虑其影响。

(3) 优化小微型发动机总体参数

从第1节中的分析可以看到,造成缩比机总体参数差异的根本原因在于中小型发动机的单位横截面积推力密度较低,进而导致缩放比例过大,造成缩比机翼载过小。若要从根本上改善缩比机与原准机总体性能上的差异,需在关注中小型发动机推重比及其他先进技术^[21]的同时,设法提高其发动机推力直径面密度,进而达到减小缩放比例,使缩比机总体参数与原准机相匹配的目的。

AST

参考文献

- [1] 何开锋,毛仲君,汪清,等. 缩比模型演示验证飞行试验及关键技术[J]. 空气动力学学报,2017,35(5):671-679, 670.
He Kaifeng, Mao Zhongjun, Wang Qing, et al. Demonstration and validation flight test of scaled aircraft model and its key technologies[J]. ACTA Aerodynamica Sinica, 2017, 35(5): 671-679, 670. (in Chinese)
- [2] 何开锋,刘刚,张利辉,等. 航空器带动力自主控制模型飞行试验技术研究进展[J]. 实验流体力学,2016,30(2):1-7.
He Kaifeng, Liu Gang, Zhang Lihui, et al. Research progress on model flight test of powered aircraft with autonomous control system[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2016, 30(2): 1-7. (in Chinese)
- [3] 王立波,马坤,杜欢,等. 大尺寸缩比自由飞模型惯性矩测量与调整方法[J]. 飞行力学,2016,34(4):77-80, 89.
Wang Libo, Ma Kun, Du Huan, et al. A mass moment of inertia measuring and adjustment method for free-flight models[J]. Flight Dynamics, 2016, 34(4): 77-80, 89. (in Chinese)
- [4] 张炜,郭庆,张怡哲. 缩比模型遥控飞行验证技术的研究及展望[J]. 航空工程进展,2011,2(1):43-47.
Zhang Wei, Guo Qing, Zhang Yizhe. Research and outlook of scaled models remoted control flight validation technologies [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2 (1): 43-47. (in Chinese)
- [5] 顾涌芬,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 overall design[M]. Beijing: Beihang University Press, 2001. (in Chinese)
- [6] Daniel R. Aircraft design: a conceptual Ap-proach[M]. AIAA, 1999.
- [7] 陈孟钢,高金源. 缩比模型飞机及其飞控系统与原型机的相似关系[J]. 飞行力学,2003(2):34-37.
Chen Menggang, Gao Jinyuan. Similarity relationships between scaled-model aircraft with control system and prototype aircraft [J]. Flight Dynamics, 2003(2): 34-37. (in Chinese)
- [8] 王允良,刘湘一,刘书岩,等. 无人战斗机缩比训练机气动特性计算分析[J]. 海军航空工程学院学报,2017,32(5):473-477.
Wang Yunliang, Liu Xiangyi, Liu Shuyan, et al. Aerodynamic performance computation analysis[J]. Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University, 2017, 32(5): 473-477. (in Chinese)
- [9] 张守言. 模型自由飞试验[M]. 北京:国防工业出版社,2002.
Zhang Shouyan. Free flight model experiment[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [10] Brian R T. X-48B preliminary flight test results[R]. NASA Technology Report, 2009.
- [11] 张洋,张钟林,于琦,等. 世界飞机手册[M]. 北京:航空工业出版社,2011.
Zhang Yang, Zhang Zhonglin, Yu Qi, et al. World aircraft handbook[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2011. (in Chinese)

- [12] Philip W. The aircraft book[M]. Dorling Kinders-ley Publisher, 2013.
- [13] 林左鸣, 胡晓煜, 胡松岩, 等. 世界航空发动机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2012.
- Lin Zuoming, Hu Xiaoyu, Hu Songyan, et al. World aeroengine handbook[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2012. (in Chinese)
- [14] 郭林亮, 祝明红, 孔鹏, 等. 风洞虚拟飞行模型机与原型机动力学特性分析[J]. 航空学报, 2016, 37(8): 2583-2593.
- Guo Linliang, Zhu Minghong, Kong Peng, et al. Analysis of dynamic characteristics between prototype aircraft and scaled-model of virtual flight test in wind tunnel[J]. Acta Aeronautica Sinica, 2016, 37(8): 2583-2593. (in Chinese)
- [15] 宋磊, 黄俊. 无人机缩比验证机动力选型研究[J]. 飞机设计, 2010, 30(6): 38-42.
- Song Lei, Huang Jun. The study of engine system selection for sub-scaled UCAV flight test model[J]. Aircraft Design, 2010, 30(6): 38-42. (in Chinese)
- [16] Jan R. Airplane design[Z]. Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985.
- [17] 钱翼稷. 空气动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004.
- Qian Yiji. Aerodynamics[M]. Beijing: Beihang University Press, 2004. (in Chinese)
- [18] 王超, 高正红. 小展弦比薄机翼精细化气动优化设计研究[J]. 中国科学: 技术科学, 2015, 45(6): 643-653.
- Wang Chao, Gao Zhenghong. Refined aerodynamic design optimization of a wing with small aspect ratio[J]. Science China: Technical Science, 2015, 45(6): 643-653. (in Chinese)
- [19] 战培国. 美国国家全尺寸空气动力设施进展综述[J]. 航空科学技术, 2021, 32(4): 1-7.
- Zhan Peiguo. Review of American national full-scale aerodynamics complex developments[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(4): 1-7. (in Chinese)
- [20] 方宝瑞. 飞机气动布局设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 1997.
- Fang Baorui. Aircraft aerodynamic design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1997. (in Chinese)
- [21] 王妙香. 2019年度国外民机总体气动技术综述[J]. 航空科学技术, 2020, 32(8): 1-8.
- Wang Miaoxiang. Overview of civil aircraft's aerodynamic technology in 2019[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 32(8): 1-8. (in Chinese)

Analysis and Optimization of Key Population Parameters of High-performance Scaled UAV

Duan Chenlong, Gong Ziyuan, Li Yan

Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100012, China

Abstract: With the rapid development of the domestic new concepts of layout and the urgent need for verification of new technology currently, scaled target drones with low cost and unmanned capabilities are increasingly being used as technology verification machines and high-performance target drones. Through the comparative analysis of the three most critical population parameters of several high-performance scaled UAVs: wing load, thrust-to-weight ratio and zoom ratio, it is found that the fundamental differences of wing load parameters are existed between the scaled UAV and the original quasi-machine. Through a large amount of statistical analysis of data, the root cause of the population parameters difference between the scaled UAV and the original quasi-machine is determined. By using a number of formulas, this paper makes a qualitative analysis on the influence of the wing load differences on the population performance of flight, maneuvering, cruise, take-off, landing and stealth, etc., and gives some suggestions on the total design of the scaled UAV with different functions and mission requirements.

Key Words: scaled aircraft; high performance target drones; population parameters design; flight performance; micro engine; power selection