

文章编号:1674-8190(2015)02-160-06

提升通用飞机气动效率的设计策略研究

王钢林, 楚亮

(中国航空研究院 飞行物理研究中心, 北京 100012)

摘要: 针对目前通用飞机借鉴大中型运输类飞机常规设计方法造成的气动效率较低、经济性较差的现状, 分析通用飞机相对于其他飞机所具有的不同设计特点; 从空气动力学基本原理出发, 结合通用飞机的特点, 推导并分析其气动效率低下主要是由两个方面的矛盾耦合所造成的; 提出可以有效改善通用飞机气动效率的设计策略; 通过通用飞机总体参数设计优化实例印证新设计策略的有效性。结果表明: 新设计策略可有效改善通用飞机的气动性能, 提高其经济性, 但相关研究具有较大的挑战性。

关键词: 通用飞机; 气动效率; 参数分析; 设计策略

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

Research on Design Strategy for Improving Aerodynamic Efficiency of General Airplane

Wang Ganglin, Chu Liang

(Flight Physics Research Center, Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100012, China)

Abstract: Nowadays most general airplanes are still designed using similar methods with middle or large transport aircraft, which leads to low aerodynamic efficiency and high cost. To change this situation, some design features of general airplanes are analyzed. From basic aerodynamic principles, the reason for low aerodynamic efficiency of general airplane is summarized, which is the coupling of two contradictions. Then an effective strategy is put forward for improving aerodynamic efficiency. A conceptual optimization design example is used to prove the effectiveness of this new strategy. The result shows that new strategy can improve aerodynamic performance and economical efficiency, but the related research is very challenging.

Key words: general airplane; aerodynamic efficiency; parameter analysis; design strategy

0 引言

以往的通用飞机研制主要借鉴大中型运输类飞机的技术, 采用与之相类似的方法, 缺乏具有针对性的设计策略和设计方法, 所研制的飞机巡航经济性较低, 巡航升阻比相对于大中型运输类飞机差距很大。因此, 国外已经开启了相关研究, 力图针对通用飞机的特点, 有效地提高其巡航升阻比, 进而有效提升其经济性^[1-3]。

国内通用航空市场刚刚起步, 即将迎来加速发

展的新局面, 但国内通用飞机可选机型不多, 且飞机的技术还不够先进, 基础研究不足, 面对未来的市场竞争, 特别是国外未来的先进机型, 尤其显得技术储备不足^[4-5]。

本文试图寻找造成目前通用飞机经济性不佳的症结所在, 并探索解决该问题的方法和途径。采用与大中型运输类飞机完全不同的设计优化策略, 从而提升通用飞机的气动效率。

1 通用飞机的技术现状及研究范围

与大中型干线、支线飞机不同, 通用飞机的巡航速度和起飞质量的变化范围很大。其速度的变化范围为 100~600 km/h, 甚至更高; 起飞质量则

从几百千克延升至数千千克,甚至更重。

在较高巡航速度和较大起飞质量一端,通用飞机的使用特点和所需的设计技术与大中型商用运输机类似^[6]。而后者已经得到比较系统和深入的研究,其总体、气动设计经过多年的发展,形成了一套成熟的理论和方法^[7-8]。

在巡航速度较低、起飞质量较小、需要遵循FAA/CAAR23部适航规范的一端(即通常意义的通用飞机类型),则很少有针对该类特点的飞机所开展的总体、气动设计研究。在工程实践中主要采用和借鉴大中型运输类飞机的常规设计方法和理念,导致目前的通用飞机设计不是最优的,其经济性远小于大中型运输类飞机,飞机的商业盈利能力非常有限^[5]。因此,通用飞机设计研究需要关注上述问题。

四种通用飞机升阻比对比如表1所示。

表1 四种通用飞机升阻比对比

Table 1 L/D ratio comparison of four general airplanes

机 型	最大升阻比	最大升阻比 对应升力系数	巡航 升阻比	巡航升阻比 对应升力系数
Cessna 208B	12.5	0.74	9.3	0.33
Yak-18T	9.9	0.65	7.6	0.29
Su-26M	13.9	0.55	7.4	0.16
Yak-55	9.9	0.68	4.4	0.16

从表1可以看出:多数通用飞机的巡航气动效率较低(巡航升阻比在8左右,仅少数机型能够达到9),巡航升阻比远小于大中型运输类飞机(多数在16以上)。在目前的飞机技术现状下,这是导致通用飞机运营利润空间较小的主要原因。

同时从表1可以看出:通用飞机的最大升阻比虽然比大中型运输类飞机低,但是远大于通用飞机巡航实际需要的升阻比。这表明通用飞机的巡航升力系数设计点,严重偏离其经济性最好的最大升阻比对应的升力系数设计点,该现象几乎是多数通用飞机的共同特点。

2 通用飞机的设计特点及其对飞机设计的影响

针对通用飞机巡航升阻比偏低、巡航经济性不佳的现象,本文分析造成这一现象的主要原因。

(1) 通用飞机通常由非职业有执照驾驶员驾驶,飞机安全性要求更高

为了适应通用飞机驾驶员的专业水平并确保飞行安全,FAR23/CAAR23部规定通用飞机的失速速度不能大于112 km/h(或者对单发失效后的爬升率具有规定),这比大中型运输类飞机的失速速度要求小一半左右。飞机失速速度越小,则所需升力越大。

从飞机设计的角度来考虑,就是要求增大机翼面积,提高增升装置效率,减小机体质量。

(2) 通用飞机要求结构简单

大中型运输类飞机通常采用复杂的多缝襟翼,因而具有较强的增升能力,能够获得较大的升力增量,从而减小对较大机翼面积的需求。通用飞机出于可靠性和使用维护性考虑,要求结构简单,通常只能采用简单的增升装置。

对于通用飞机的设计而言,这一特点导致通用飞机的增升能力受到限制,增升效果远逊于大中型运输类飞机,为了满足失速速度要求,只能采用较大的机翼面积,从而造成通用飞机翼载荷较低的现象。

(3) 通用飞机巡航高度与使用升限存在较大差距

通用飞机出于简单可靠考虑,基本不采用客舱增压措施,故巡航高度通常在3 000 m,而翻越高山等实际需求,又要求其具有较大的升限(例如7 000 m),因而通用飞机的巡航高度和实用升限差距很大。在7 000 m的升限高度,空气密度低,该设计点是通用飞机机翼面积选择的首要影响因素之一;而对于3 000 m的巡航飞行而言,空气密度较大,所需机翼面积较小,不会成为影响通用飞机机翼面积选择的主要因素。而大中型运输类飞机的巡航高度(9 000~12 000 m)与其升限(11 000~13 000 m)相差不大,对机翼面积的要求也基本相同,机翼面积可以满足巡航最优的需求。

综上所述,对于通用飞机而言,决定机翼面积大小的主要因素是失速速度、升限等,通常不能以巡航点作为机翼面积选择的主要因素。由于简易增升装置能力有限,导致通用飞机机翼面积通常比巡航飞行所需的最佳机翼面积大,即通用飞机翼载较小,飞机以较小的升力系数进行巡航飞行。

通用飞机的翼载在 150 kg/m^2 左右,巡航升力系数在 0.3 左右;而大中型运输类飞机的翼载通常在 500 kg/m^2 以上,升力系数通常在 0.5~0.6。

(4) 通用飞机零升阻力较大

通用飞机的飞行速度较低,低光洁度机体表面和突出的附加装置所引起的阻力增量很小,其影响远小于速度更高的飞机。因此,出于机体成本和使用简单可靠等因素的考虑,通用飞机的表面质量通常比较粗糙,采用固定式起落架、机翼撑杆等装置^[9-11]。

在传统的通用飞机设计中,上述设计是与通用飞机的具体使用工况相适应的,不会对飞机的性能带来明显的影响。唯一的影响是零升阻力系数增大,通常通用飞机的零升阻力系数为 0.03~0.05 (甚至更大)量级;相应的大中型运输类飞机的零升阻力通常在 0.02 量级,明显低于通用飞机^[12]。

综上所述,通用飞机在总体/气动设计时与大中型运输类飞机相比具有以下三个不同点:①工艺、成本等导致通用飞机的零升阻力较大;②巡航高度与实用升限的较大差距导致通用飞机的翼载荷偏小,致使其巡航升力系数较小,偏离最大升阻比位置;③失速速度的规定致使通用飞机对最大升力系数有较高要求,而简单增升装置的增升效果有效,导致通用飞机机翼面积偏大,翼载荷偏小,造成与上述第②点相同的后果。

3 通用飞机的低气动效率原因分析

飞机飞行过程中所受的阻力可以分解为零升阻力 C_{D0} 和升致阻力,对于通用飞机可以近似表述为

$$C_D = C_{D0} + A \cdot C_L^2 \quad (1)$$

式中: A 为诱导阻力因子。

因此,飞机的升阻比可以表述为

$$K = \frac{C_L}{C_{D0} + A \cdot C_L^2} \quad (2)$$

再根据 $\frac{dK}{dC_L} = 0$, 可以得出飞机的最大升阻比:

$$K_{\max} = \frac{1}{2\sqrt{A \cdot C_{D0}}} \quad (3)$$

而最大升阻比所对应的升力系数可以表述为

$$C_{L K_{\max}} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{A}} \quad (4)$$

通用飞机零升阻力较大,虽然这一特点对其总阻力影响不大,但由式(3)可知,零升阻力的增大直接导致最大升阻比下降。在其他条件不变的情况下,零升阻力系数增大 50% (即由大中型运输类飞机的 0.02 增加至通用飞机的 0.03 以上),将导致其最大升阻比下降 20% 以上。这与第 1 节中的大中型运输类飞机最大升阻比通常在 16 以上,而通用飞机的最大升阻比鲜有超过 13 的统计数据相吻合。

根据式(4)可知,零升阻力的增加将导致最大升阻比所对应的升力系数增大,使得巡航升力系数较低的通用飞机在巡航飞行时更加偏离其最大升阻比所在的升力系数。

从式(3)~式(4)可以看出:通用飞机较大的零升阻力系数使得其最大升阻比下降,同时最大升阻比对应的升力系数增大,从而使得巡航升力系数更加偏离最大升阻比所在位置,进一步导致其巡航升阻比的降低。

综合以上各因素,根据式(1)~式(2)可以绘制通用飞机与大中型运输类飞机的升阻比对比情况,如图 1 所示。

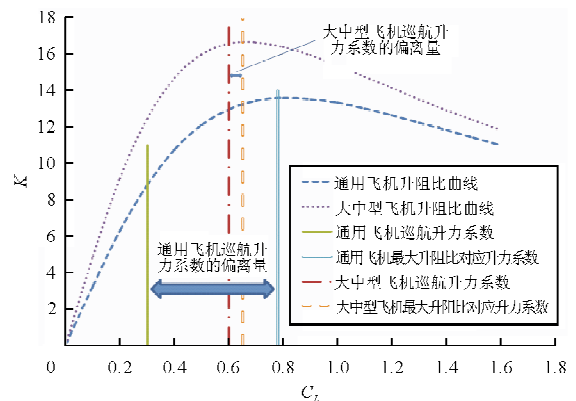


图 1 通用飞机与大中型运输类飞机升阻比对比

Fig. 1 Comparison of L/D ratio between general airplanes and large and middle transport airplanes

从图 1 可以看出:通用飞机较低的升阻比和巡航升力系数严重偏离最大升阻比对应升力系数,导致其巡航升阻比远低于大中型运输类飞机,故通用飞机巡航经济性不佳。

造成通用飞机低巡航升阻比的根本原因如图 2 所示。

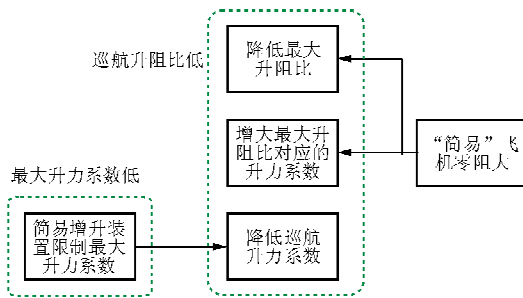


图2 通用飞机低巡航升阻比的成因

Fig. 2 Reasons of low L/D ratio of general airplanes

因此,造成通用飞机经济性较低的根本原因是以下两个方面矛盾的耦合:①巡航飞行所需机翼面积与安全飞行所需机翼面积之间的矛盾;②安全飞行所需的升力与飞机复杂性约束之间的矛盾。

4 改善通用飞机气动效率的设计策略

改善通用飞机气动效率的途径可以包括以下五个方面。

(1) 采用或设计具有更大的最大升力系数和最大升阻比的翼型^[13-15]。

(2) 在不采用多段翼复杂增升装置的前提下,优化增升装置的增升效果,提高机翼的最大升力系数。

通过上述两种设计策略可以缓解两种机翼面积需求之间的矛盾,减小通用飞机所需的机翼面积,提高巡航升力系数,使其接近于最大升阻比所对应的升力系数值,从而提高巡航升阻比。

(3) 改变通用飞机设计理念,在设计中减少各类突起物部件。

(4) 改进通用飞机的生产工艺,提高飞机蒙皮的表面质量。

通过上述两种设计策略可以减小飞机的零升阻力。根据式(3),零升阻力的减小可以提高飞机的最大升阻比,从而提高巡航升阻比;根据式(4),零升阻力的减小导致最大升阻比所对应的升力系数值降低,更接近于通用飞机所需的较小的巡航升力系数,使得其巡航升阻比更接近于最大升阻比,进而有利于提高通用飞机巡航升阻比。

从式(4)可以看出,通用飞机最大升阻比时的

升力系数取决于零升阻力和诱导阻力,且随着零升阻力的增大而增大,随着诱导阻力的增大而减小。

对于采用平直机翼的通用飞机而言,其诱导阻力因子:

$$A = \frac{1}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad (5)$$

式中: AR 为机翼展弦比; e 为奥斯瓦尔德因子,对于平直机翼,其值近似为 $e = 1.78 \times (1 - 0.045 \times AR^{0.68}) - 0.64$ 。

因此,由 $\frac{dK}{dC_L} = 0$ 可以得出,通用飞机最大升阻比所对应的升力系数是其机翼展弦比和零升阻力的函数,如式(6)所示;并且该升力系数将随着机翼展弦比的增大而增大,即展弦比越大,通用飞机的巡航升力系数越远离其最大升阻比位置。

$$(C_L)_{K_{\max}} = f(AR, C_{D0}) \quad (6)$$

在飞机设计中,对于飞行速度在亚声速以下的飞机,为了改善其经济性,尽可能地增大机翼的展弦比,以提高其最大升阻比,同时也使得靠近最大升阻比位置的巡航设计点的升阻力得到有效提升。但是对于通用飞机而言,展弦比的增大虽然提升了最大升阻比,但同时也使得巡航升力系数更加远离最大升阻比的位置,从图1可以看出,此时的巡航升阻比的提升很有限。

相反,如果在通用飞机的设计中反其道而行之,在上述四种经济性改善策略的基础上,可以采用第(5)种设计策略。

(5) 减小机翼展弦比,增大诱导阻力,使其最大升阻比所在位置向较小巡航升力系数的数值方向靠近,虽然最大升阻比降低,但可以明显改善巡航升阻比。

5 应用新策略的通用飞机总体参数设计优化实例

根据新设计的策略,假设翼型的最大升力系数和简易增升装置的增升效果已经得到改善的条件下,对通用飞机进行总体参数的设计优化分析,来印证减小零升阻力和展弦比两项措施收益。

采用的通用飞机总体参数分析方法是中國航空研究院飞行物理研究中心开发的一套分析程序,该程序综合考虑了通用飞机气动、结构、重量、动力

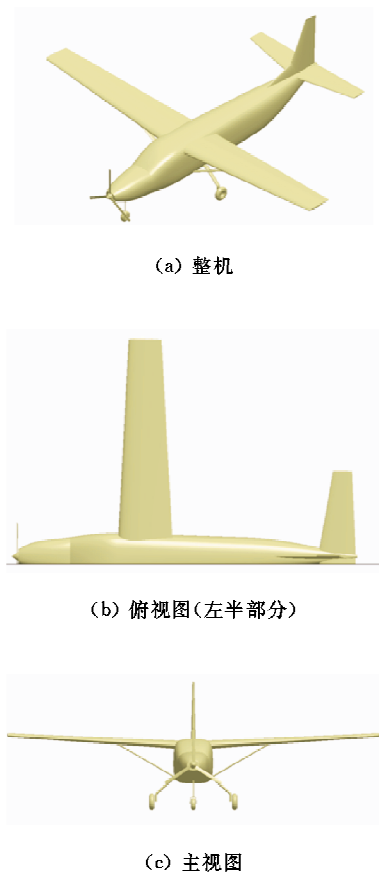
装置以及性能等因素,其分析结果的可信性经过了Cessna 208B等飞机参数的验证,如表2所示。

在选取设计方案和设计参数时,取消类似于机翼撑杆的设计,对阻力部件采取有效地整流和光滑处理(将带来结构重量增加和飞机零升阻力减小的效果),通过改变机翼面积和展弦比,以某原型飞机(如图3所示)为基础,可以得到新设计策略对通用飞机的优化效果,如图4所示。

表2 主要参数计算验证

Table 2 Validation of important parameters

参数	Cessna208B实际值	参数分析结果
起飞质量/kg	3969	3979
空机质量/kg	2047	2032
总有效载荷/kg	1922	1947
巡航最大可用功率/kW	462 (发动机标称)	361 (含螺旋桨效率)
海平面起飞滑跑距离/m	416	428.3
海平面最大爬升率/($m \cdot s^{-1}$)	4.953	6.0
实用升限/m	7223	5442
襟翼收起失速速度/($m \cdot s^{-1}$)	40.127	39.042
襟翼放下失速速度/($m \cdot s^{-1}$)	31.381	30.656



(d) 右视图

图3 原型飞机外形

Fig. 3 Baseline configuration of prototype aircraft

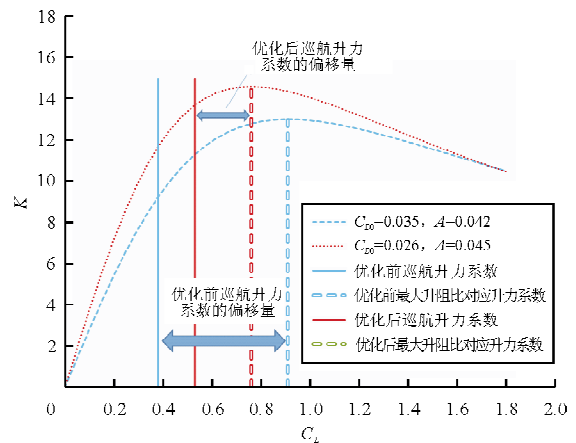


图4 应用新设计策略对通用飞机的优化效果

Fig. 4 Optimization effect of general airplane with applying new strategy

从图4可以看出:翼型最大升力系数和增升装置增升效果的提升,提高了巡航设计升力系数;零升阻力的减小,增大了最大升阻比,同时也带动了巡航升阻比的增大;展弦比的减小(诱导阻力因子增大)虽然使得最大升阻比受到一定的影响,但却使最大升阻比的位置向小升力系数方向发生了移动,使得巡航升阻比更接近最大升阻比的位置,从而间接提高了飞机的巡航升阻比,最终改善通用飞机巡航气动效率。

6 结论

本文提出了改善通用飞机气动效率的设计策略,通过实例验证了新设计策略可以提高飞机的巡航升阻比,最终改善通用飞机的巡航气动效率,进而提高其经济性。

通用飞机具有的特性决定了在传统的设计中沿用大中型运输类飞机设计理念的方法难以获得气动效率较好的方案。因此,若有效提高未来新研

型号的市场竞争能力,需在通用飞机的总体/气动设计时采取与大中型运输类飞机不同的理念和策略,归纳而言从以下四方面展开深入地研究:①研究设计较低雷诺数的高升力翼型;②在不增加增升装置复杂程度的前提下提高其增升效果;③减小滚转控制舵面对机翼翼展尺度的要求,增大增升装置所占翼展的比例;④综合优化飞机的总体参数,适当降低机翼翼展弦比,适当提高飞机的翼载荷,结合结构设计方案的优化,降低飞机的零升阻力。

开展上述四方面研究将有效改善通用飞机的气动性能,提高其经济性,但相关研究具有较大的挑战性,值得引起未来通用飞机设计技术研究的重视。

参考文献

- [1] Cavcar A. Climb performance of piston-propeller airplane with cambered wing and variable propeller efficiency[J]. *Journal of Aircraft*, 2003, 48(5): 1701-1707.
- [2] Turevskiy A, Gage S, Buhr C. Model-based design of a new light-weight aircraft[R]. AIAA-2007-637, 2007.
- [3] Cavcar M, Cavcar A. Optimum range and endurance of a piston propeller aircraft with cambered wing[J]. *Journal of Aircraft*, 2005, 42(1): 212-217.
- [4] 陈蓓蓓. 我国通用航空产业及产业链研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
Chen Beibei. Research of general aviation industry and the industry chain in China[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [5] 董念清. 中国通用航空发展现状、困境及对策探析[J]. 北京理工大学学报: 社会科学版, 2014, 16(1): 110-117.
Dong Nianqing. A research on the situation, difficulties and countermeasures of China's general aviation development [J]. *Journal of Beijing Institute of Technology: Social Sciences Edition*, 2014, 16(1): 110-117. (in Chinese)
- [6] 浦传彬. 从“小鹰”500飞机看通用飞机的研制[J]. 航空工业经济研究, 2006(4): 19-22.
Pu Chuanbin. Analysis of general aviation design from Hawk 500[J]. *Economic Research of the Aviation Industry*, 2006(4): 19-22. (in Chinese)
- [7] Torenbeek E. Synthesis of subsonic airplane design: an introduction to the preliminary design of subsonic general aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion and performance[M]. Holland: Springer, 1982.
- [8] Daniel P R. Aircraft design: a conceptual approach[M]. USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 1992: 515-552.
- [9] 张宝柱, 孙洁琼, 赵婷, 等. 正常类通用飞机机身外形初步设计技术研究[J]. 航空科学技术, 2014, 25(8): 18-22.
Zhang Baozhu, Sun Jieqiong, Zhao Ting, et al. Research of preliminary design technology for normal general aircraft fuselage shape [J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2014, 25(8): 18-22. (in Chinese)
- [10] 罗琳胤. 通用飞机与数字化技术[J]. 航空制造技术, 2012(7): 60-63.
Luo Linyin. General-purpose aeroplane and digitization technology [J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2012(7): 60-63. (in Chinese)
- [11] 罗玲莉, 李冕, 张新明. 中国通用飞机制造业分析及研究[J]. 当代经济, 2010(7): 46-49.
Luo Lingli, Li Mian, Zhang Xinming. Analysis and study of China general aviation manufacturer industry [J]. *Contemporary Economics*, 2010(7): 46-49. (in Chinese)
- [12] 方宝瑞. 飞机气动布局设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 1997: 506-507.
Fang Baorui. Aircraft aerodynamic layout design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1997: 506-507. (in Chinese)
- [13] 孔繁美, 华俊, 向锦武, 等. 高升力与失速特性缓和的翼型设计研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(2): 235-237.
Kong Fanmei, Hua Jun, Xiang Jinwu, et al. Design and research of high-lift mild-stall airfoils [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2002, 28(2): 235-237. (in Chinese)
- [14] 张维智, 贺德馨, 张兆顺. 低雷诺数高升力翼型的设计和实验研究[J]. 空气动力学学报, 1998, 16(3): 363-367.
Zhang Weizhi, He Dexin, Zhang Zhaoshun. The design and experiment study for a high airfoil at low reynold numbers [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 1998, 16(3): 363-367. (in Chinese)
- [15] 张亚锋, 宋笔锋, 李占科. 高升力翼型的气动优化设计和实验研究[J]. 飞行力学, 2006, 24(4): 70-72.
Zhang Yafeng, Song Bifeng, Li Zhanke. Aerodynamic optimization design and experiment study for a high-lift airfoil [J]. *Flight Dynamics*, 2006, 24(4): 70-72. (in Chinese)

作者简介:

王钢林(1975—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:飞机总体设计、新概念飞行器、飞机设计方法。

赵亮(1980—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:飞机总体设计、飞机气动布局设计。

(编辑:赵毓梅)