

文章编号:1674-8190(2015)01-032-06

前加载翼型多点综合优化设计

张德虎,李军府,李士途

(中国航空工业集团公司第一飞机设计研究院,西安 710089)

摘要:前加载翼型具有低头力矩小、隐身性能好的特点,能够对气动和隐身特性进行合理折中,是理想的飞翼布局飞机截面翼型。首先介绍典型翼型参数化方法和评估方法,并对前加载翼型外形的控制能力进行评估,结果表明 Hicks-Henne 方法和 CST 方法对前加载翼型外形的控制能力较强,并且 CST 方法参数个数较少。然后依据飞翼布局飞机设计需求,在确定翼型设计状态和优化设计模型的前提下,将 CST 翼型参数化方法、N-S 方程数值求解方法和遗传算法相结合进行前加载翼型多点综合优化设计,得到比参考翼型具有更大相对厚度和更优气动特性的设计结果。

关键词:前加载翼型;优化设计;参数化方法;遗传算法

中图分类号:V219

文献标识码:A

Multi-points Integrated Optimization Design of Fore-loaded Airfoil

Zhang Dehu, Li Junfu, Li Shitu

(The First Aircraft Institute, Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China)

Abstract: As fore-loaded airfoil is of less pitching moment and better stealth ability, it can reasonably blend both good aerodynamic and stealth performances at the same time. It is an ideal airfoil for flying wing aircraft. Firstly, typical parametric methods and evaluation methods are introduced, geometry control abilities of classical airfoil parametric methods are evaluated, and the evaluation results shows that Hicks-Henne and class function/shape function transformation(CST) method are of more powerful control abilities, and the parameter number is less in CST method. Then, the design states and optimization model are established according to the flying wing aircraft design requirements. The integrated optimization design of fore-loaded airfoil is implemented afterwards with CST parametric method, N-S equation numerical solution method and genetic algorithm, and satisfying design result is obtained. Compared with the reference airfoil, the optimized airfoil has larger relative thickness and better aerodynamic performance.

Key words: fore-loaded airfoil; optimization design; parametric method; genetic algorithm

0 引言

前加载翼型^[1]能够对气动特性和隐身特性进行合理折中,是一种理想的飞翼布局飞机截面翼型。美国研制的 B-2“幽灵”飞翼布局轰炸机(如图 1 所示)采用了前加载翼型。与传统翼型相比,在几何外形方面,前加载翼型的下翼面前缘附近几何

外形内凹,整个翼型前缘几何外形较尖,呈“鹰嘴”状,前缘半径较小。

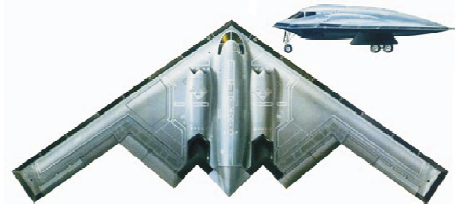


图 1 B-2“幽灵”轰炸机

Fig. 1 B-2 “Spirit” bomber

收稿日期:2014-09-28; 修回日期:2014-11-23

通信作者:张德虎, zhangdehumail@163.com

在气动特性方面,前加载翼型能够获得与传统翼型相近的巡航状态升阻比,但存在前加载,因此其低头力矩相对较小;前加载翼型较小的前缘半径导致其最大升力系数小于传统翼型。在隐身特性方面,前加载翼型较尖的前缘外形使其前向电磁散射较弱,具有比传统翼型更优异的隐身性能。

无论是参数化方法还是优化设计,重点研究对象主要包括超临界翼型^[2]、层流翼型^[3]和高升力翼型^[4]等,关于前加载翼型的研究较少。

由于翼型参数化方法的翼型外形控制能力对最终设计结果存在重要影响,本文首先评估 Hicks-Henne 参数化方法、样条参数化方法、PARSEC 参数化方法和 CST 翼型参数化方法对前加载翼型外形的控制能力,并依据评估结果选择 CST 翼型参数化方法作为前加载翼型的参数化方法;然后,针对某飞翼布局飞机设计要求,基于后掠翼理论确定翼型设计状态和设计要求,并在此基础上建立优化设计模型,将 CST 翼型参数化方法、N-S 方程数值求解方法和遗传算法相结合,对该翼型进行综合优化设计。

1 翼型参数化方法

1.1 典型翼型参数化方法

典型翼型参数化方法主要包括 Hicks-Henne 参数化方法^[5-6]、样条参数化方法^[7]、PARSEC 参数化方法^[7-8]和 CST 翼型参数化方法^[7,9-11]。

Hicks-Henne 参数化方法是由 Hicks 和 Henne 于 20 世纪 70 年代末提出的翼型参数化方法,该方法对翼型弯度和厚度的变化量进行参数化,并将变化量与基准翼型的厚度和弯度进行叠加来描述翼型外形。

样条参数化方法是指通过对 Bernstein 多项式、B 样条或者非均匀有理 B 样条(NURBS)基函数进行线性加权组合的方式描述翼型曲线的参数化方法。这类参数化方法具有较广的应用范围,并且被广泛集成在 CAD 环境中。

PARSEC 参数化方法是 Sobieczky 于 20 世纪 90 年代提出的一种典型翼型参数化方法。该方法采用 11 个具有明确几何意义的参数描述翼型外形,并且这些几何特性均对流场存在较大影响。

CST 翼型参数化方法是由 Brenda M Kulfan

于 2006 年提出的一种新型参数化方法。该参数化方法的应用范围并未局限于翼型参数化,还可应用于其他二维曲线的参数化。

在上述四种参数化方法中,Hicks-Henne 参数化方法、样条参数化方法和 CST 翼型参数化方法具有灵活性,分别可以通过增加新的节点、样条阶数和 Bernstein 多项式次数的方式提高描述能力。PARSEC 参数化方法的描述参数个数是确定的。

1.2 评估方法

采用典型前加载翼型作为评估翼型(如图 2 所示),评估四种典型翼型参数化方法对前加载翼型外形的控制能力。

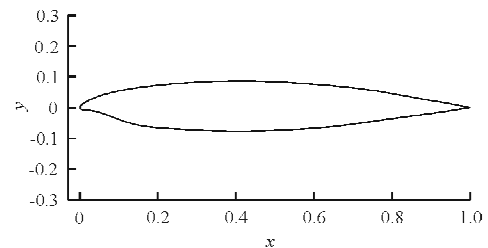


图 2 典型前加载翼型

Fig. 2 Typical fore-loaded airfoil

标准的风洞模型公差要求翼型表面最大误差不超过 0.000 7(翼型弦长为单位长度)^[7,9]。参照该要求,本文采用翼型参数化方法将翼型上下翼面的最大拟合误差作为其拟合精度的评判标准。若最大拟合误差小于 0.000 7,即满足风洞模型公差要求,认为该参数化方法能够精确拟合该翼型,对当前翼型的外形具有精准的控制能力;反之亦然。

在拟合过程中,允许 Hicks-Henne 参数化方法、样条参数化方法和 CST 翼型参数化方法的描述参数发生变化,以提高相应参数化方法的拟合能力。但其描述参数的个数不能无限制地增加,设定上述三种参数化方法描述单段翼型时的参数个数不超过 30 个,即若该参数化方法采用 30 个描述参数仍无法实现对翼型上翼面或下翼面的精确拟合,则认为该方法不能精确拟合当前翼型,对当前翼型不具有精准的外形控制能力。

1.3 评估结果与分析

各翼型参数化方法对评估翼型的拟合结果如

表1所示,各翼型参数化方法的上、下翼面拟合误差分布如图3~图4所示。

表1 各翼型参数化方法对评估翼型的拟合结果

Table 1 Fitting results of classical airfoil parametric methods

参数化方法	描述参数个数	最大拟合误差
Hicks-Henne 参数化方法	24	0.000 525
样条参数化方法	30	0.002 913
PARSEC 参数化方法	11	0.007 714
CST 翼型参数化方法	22	0.000 412

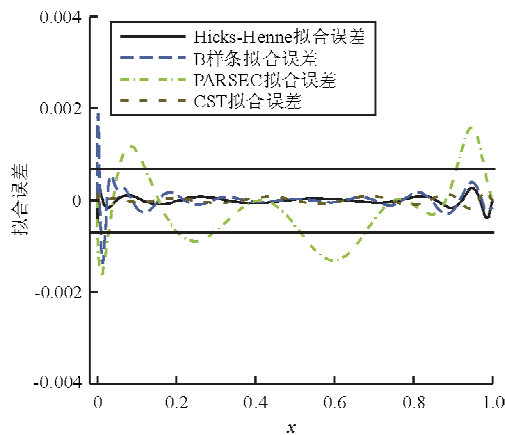


图3 上翼面拟合误差

Fig. 3 Fitting error of upper surface

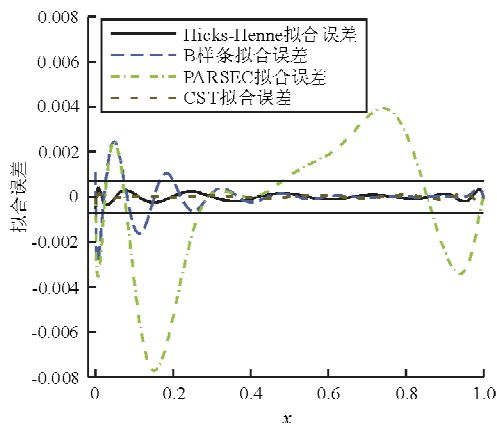


图4 下翼面拟合误差

Fig. 4 Fitting error of lower surface

从表1和图3~图4可以看出:PARSEC参数化方法的拟合误差远大于0.0007,无法实现对评估翼型的精确拟合;样条参数化方法的拟合精度高于PARSEC方法,但采用30个参数时其拟合精度仍未满足精度要求;Hicks-Henne参数化方法和CST翼型参数化方法均实现了对评估翼型的精确

拟合。Hicks-Henne参数化方法和CST翼型参数化方法相比,CST翼型参数化方法实现精确拟合时采用了22个参数,Hicks-Henne参数化方法则采用了24个参数,而且CST翼型参数化方法的拟合误差为0.000412,优于Hicks-Henne参数化方法0.000525的拟合误差。因此,本文将采用CST翼型参数化方法对前加载翼型进行参数化。

2 设计状态和优化设计模型

以某型飞翼布局飞机设计为背景,确定翼型的设计状态和设计要求,并建立优化设计模型。该飞机飞行高度(H)为18 km,飞行速度为750 km/h ($Ma=0.706$),前缘后掠角为 28° 。

2.1 设计状态

某型飞翼布局飞机起降性能、巡航性能、抖振边界和阻力发散马赫数的各方面要求如下:

起降性能:要求飞机在海平面、 $0.2 Ma$ 速度条件下干净构型的最大升力系数不小于0.845;

巡航性能:在巡航状态下($C_{L, cruise} = 0.482$),尽可能减小飞行阻力,以提高飞机续航性能;

抖振边界:要求飞机在巡航高度以巡航速度飞行时,在 $1.3 g$ 的过载条件下不发生显著分离;

阻力发散马赫数:飞机阻力发散马赫数与巡航马赫数之间的差值应不小于0.02,即 $Ma=0.726$ 速度条件下,阻力未发散。

采用后掠翼理论^[12],将上述飞机设计要求转化为相应的翼型设计状态和设计要求,如表2所示。

表2 翼型设计要求

Table 2 Design requirements of the airfoil

设计状态		设计要求
名称	参数	
设计状态1	海平面 $Ma=0.1766$	翼型最大升力系数不小于1.3
设计状态2	$H=18$ km $Ma=0.6234$	升力系数 $C_{L, cruise} = 0.68$
		俯仰力矩系数 ($C_{M, cruise}$) 不小于-0.005 最小化阻力系数
设计状态3	$H=18$ km $Ma=0.6234$	分离点升力系数 ($C_{L, separation}$) 不小于0.884
设计状态4	$H=18$ km $Ma=0.641$	翼型阻力系数与巡航状态下的阻力系数差值不大于0.002

2.2 优化设计模型

通常情况下,工程设计过程中要求翼型满足一定厚度约束。本文要求设计结果相对厚度不小于参考翼型。结合表 2 可建立优化设计模型,具体模型如下:

目标函数:

$$\text{Min: } f(x) = C_{D \text{ cruise}}$$

约束条件:

$$\begin{aligned} g_1(x) &= C_{L \text{ max low speed}} \geq 1.3 \\ g_2(x) &= C_{L \text{ cruise}} = 0.68 \\ g_3(x) &= C_{M \text{ cruise}} \geq -0.005 \\ g_4(x) &= C_{L \text{ separation}} \geq 0.884 \\ g_5(x) &= C_{D \text{ drag divergence}} \leq C_{D \text{ cruise}} + 0.02 \\ g_6(x) &= t \geq t_0 \end{aligned}$$

其中, x 为 CST 翼型参数化方法描述翼型外形的设计变量, $C_{D \text{ cruise}}$ 、 $C_{L \text{ max low speed}}$ 、 $C_{L \text{ cruise}}$ 、 $C_{M \text{ cruise}}$ 、 $C_{L \text{ separation}}$ 、 $C_{D \text{ drag divergence}}$ 、 t 和 t_0 分别为翼型在设计状态 2 下的阻力系数、设计状态 1 的最大升力系数、设计状态 2 的升力系数、设计状态 2 的俯仰力矩系数、设计状态 3 的分离点升力系数、设计状态 4 的阻力系数、翼型相对厚度和参考翼型相对厚度。设计变量 x 的取值范围如表 3 所示,优化设计过程中上下翼面的后缘高度均为 0。

表 3 设计变量 x 取值范围

Table 3 Design space

上翼面变量	取值范围		下翼面变量	取值范围	
	下限	上限		下限	上限
变量 1	0.05	0.15	变量 1	-0.10	-0.05
变量 2	0.05	0.15	变量 2	-0.10	-0.05
变量 3	0.20	0.30	变量 3	0.20	0.25
变量 4	0.00	0.10	变量 4	-1.40	-1.30
变量 5	0.20	0.30	变量 5	2.10	2.30
变量 6	0.10	0.30	变量 6	-3.35	-3.25
变量 7	0.05	0.15	变量 7	3.00	3.20
变量 8	0.20	0.35	变量 8	-2.80	-2.45
变量 9	0.00	0.30	变量 9	1.10	1.20
变量 10	0.10	0.25	变量 10	-0.80	-0.50
变量 11	0.10	0.30	变量 11	-0.15	0.10

优化设计过程中,采用 N-S 方程数值求解方法^[13-14]分析翼型气动特性。优化搜索算法采用遗传算法^[15-16],详细参数为:交叉概率为 0.8,变异概率为 0.05,群体规模为 200,最大进化代数数为 50,若连续 5 代最优解的改进幅度均小于 10^{-5} ,则算

法结束。优化过程中,单个个体需要利用 N-S 方程数值求解方法进行 12 次气动特性分析,其中设计状态 1 分析 5 次、设计状态 2 分析 1 次、设计状态 3 分析 5 次、设计状态 4 分析 1 次,设计状态 1 和设计状态 3 各分析 5 次,分别是为了得到相应设计状态下的最大升力系数和分离点升力系数。采用 8 核主频 3.6 GHz 处理器进行单次气动特性分析耗时约 18 s,单个个体所有状态气动特性分析共需 216 s。本次优化设计中,遗传算法于 27 代收敛结束,整个优化周期共耗时约 14 天。

3 设计结果与分析

优化搜索结束后,对设计结果和参考翼型进行对比。参考翼型与优化设计结果的相关参数如表 4 所示。参考翼型与优化设计结果的翼型外形如图 5 所示。参考翼型与优化设计结果在设计状态 1 的升力系数曲线、设计状态 2 的压力分布、设计状态 3 的升力系数曲线以及设计状态 4 的压力分布如图 6~图 9 所示。

表 4 参考翼型与设计结果参数对比

Table 4 Comparison of parameters between reference airfoil and design result

参数	参考翼型	设计结果
$C_{D \text{ cruise}}$	0.014 48	0.014 24
$C_{L \text{ max low speed}}$	1.338 00	1.371 00
$C_{M \text{ cruise}}$	-0.004 40	-0.004 80
$C_{L \text{ separation}}$	0.930 00	0.930 00
$C_{D \text{ drag divergence}}$	0.016 47	0.015 10
t	0.106 00	0.136 60

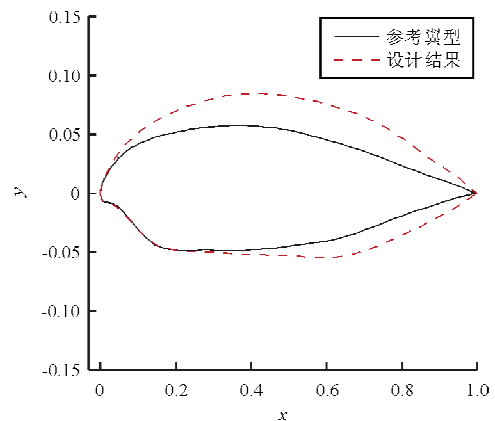


图 5 参考翼型与设计结果翼型外形

Fig. 5 Geometries of reference airfoil and design result

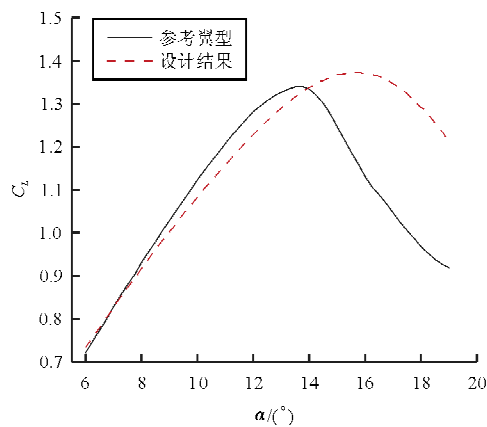


图 6 设计状态 1 升力系数曲线

Fig. 6 Lift coefficient curve of design state 1

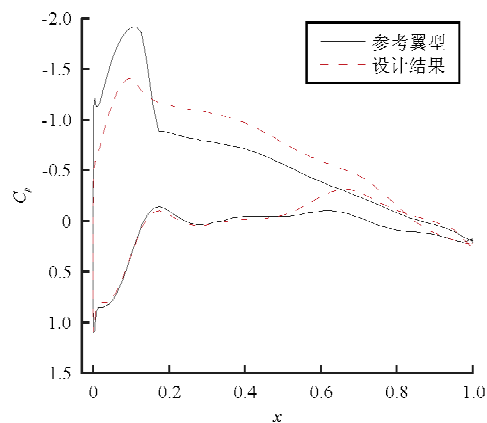


图 7 设计状态 2 压力分布

Fig. 7 Pressure distribution curve of design state 2

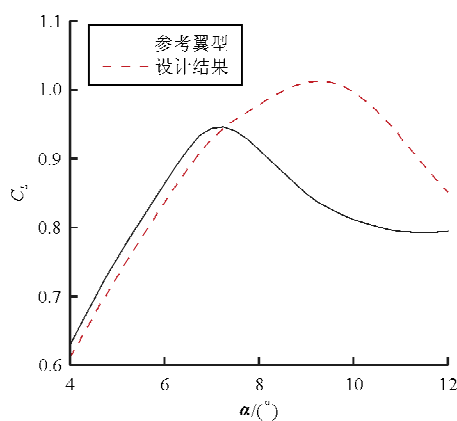


图 8 设计状态 3 升力系数曲线

Fig. 8 Lift coefficient curve of design state 3

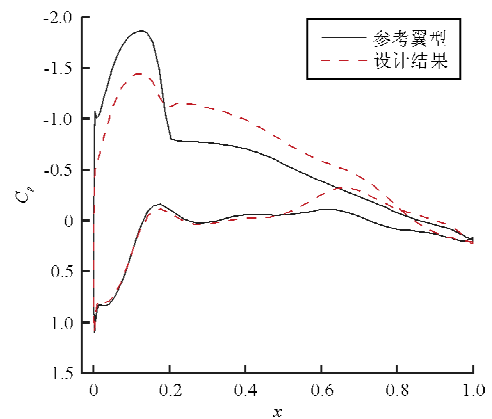


图 9 设计状态 4 压力分布

Fig. 9 Pressure distribution curve of design state 4

从表 4 可以看出:参考翼型与设计结果均满足所有设计约束,均为可行解。

从图 5 可以看出:两翼型外形存在较大差异,设计结果具有更大的相对厚度。

从图 6 可以看出:与参考翼型相比,设计结果具有较大的最大升力系数和较小的升力线斜率。

从图 7 和图 9 可以看出:参考翼型在设计状态 2 和设计状态 4 上翼面均存在较强激波,导致其阻力系数较大;设计结果在设计状态 2 没有激波存在,在设计状态 4 仅存在较弱激波,因此具有较小的阻力系数。

从图 8 可以看出:两翼型在设计状态 3 的分离点升力系数均为 0.93,但设计结果具有更为和缓的失速特性和更大的最大升力系数。

综上所述,设计结果的几何特性和气动特性均优于参考翼型,是令人满意的设计结果。

4 结 论

(1) 在典型翼型参数化方法中,PARSEC 参数化方法、样条参数化方法对前加载翼型外形的控制能力较差。

(2) Hicks-Henne 参数化方法和 CST 翼型参数化方法均能够精确控制前加载翼型外形;二者相比,CST 翼型参数化方法采用的参数个数相对较少。

(3) 在确定翼型设计状态和设计要求并建立优化设计模型的基础上,将 CST 翼型参数化方法、N-S 方程数值求解方法和遗传算法相结合,对前加

载翼型进行多点综合优化设计,得到了令人满意的设计结果,表明该方法具有较强的工程实用性。

参考文献

- [1] 陈曦,白俊强,李权. 某飞翼布局隐身飞行器的翼型优化[J]. 航空计算技术, 2013, 43(6): 46-49.
Chen Xi, Bai Junqiang, Li Quan. Airfoil optimization of a stealth flying wing aerial vehicle[J]. Aeronautical Computing Technique, 2013, 43(6): 46-49. (in Chinese)
- [2] Biber, Kasim, Carl P Tilmann. Supercritical airfoil design for future high-altitude long-endurance concepts[J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(1): 156-164.
- [3] Youngren, Harold. Multi-point design and optimization of a natural laminar flow airfoil for a mission adaptive compliant wing[C]. AIAA-2008-293, 2008.
- [4] David F Cerra, Joseph Katz. Design of a high-lift, thick airfoil for unmanned aerial vehicle applications[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(5): 1789-1793.
- [5] Hicks R M, Henne P A. Wing design by numerical optimization[J]. Journal of Aircraft, 1978, 15(7): 407-412.
- [6] 王建军,高正红. Hicks-Henne翼型参数化方法分析及改进[J]. 航空计算技术, 2010, 40(4): 46-49.
Wang Jianjun, Gao Zhenghong. Hicks-Henne airfoil parameterization method analysis and improvement[J]. Aeronautical Computing Technique, 2010, 40(4): 46-49. (in Chinese)
- [7] Sripawadkul V, Padulo M, Guenov M. A comparison of airfoil shape parameterization techniques for early design optimization[C]. AIAA-2010-9050-142, 2010.
- [8] Sobieczky II. Parametric airfoils and wings[C] // Recent Development of Aerodynamic Design Methodologies. Vieweg Teubner Verlag, 1999: 71-87.
- [9] Brenda M Kulfan, John E Bussoletti. "fundamental" parametric geometry representations for aircraft component shapes[C]. AIAA-2006-6948, 2006.
- [10] Brenda M Kulfan. Universal parametric geometry representation method[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(1): 142-158.
- [11] Brenda M Kulfan. A universal parametric geometry representation method-"CST"[C]. AIAA-2007-62, 2007.
- [12] 艾德·奥波特. 运输类飞机的空气动力设计[M]. 顾松芬, 吴兴世, 杨新军, 译. 上海: 上海交通大学出版社, 2010.
Ed Obert. Aerodynamic design of transport aircraft[M]. Translated by Gu Songfen, Wu Xingshi, Yang Xinjun. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2010. (in Chinese)
- [13] Anderson John David. Computational fluid dynamics: Vol. 206[M]. New York: McGraw-Hill, 1995.
- [14] Hirsch, Charles. Numerical computation of internal and external flows; the fundamentals of computational fluid dynamics; Vol. 1[M]. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2007.
- [15] Jones G, Willett P, Glen R C, et al. Development and validation of a genetic algorithm for flexible docking[J]. Journal of Molecular Biology, 1997, 267(3), 727-748.
- [16] Whitley Darrell. A genetic algorithm tutorial[J]. Statistics and Computing, 1994, 4(2), 65-85.

作者简介:

张德虎(1986—),男,博士,工程师。主要研究方向:飞行器总体设计。

李军府(1981—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器设计。

李士途(1978—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞行器总体设计。

(编辑:赵毓梅)