

12-13-2019

## Multi-objective Optimization Design of Aerodynamic Layout for Twin Swept-wing Aircraft

Yuchang Lei

*School of Aeronautics, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;*

Dengcheng Zhang

*School of Aeronautics, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;*

Yanhua Zhang

*School of Aeronautics, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;*

Guangxu Su

*School of Aeronautics, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;*

*See next page for additional authors*

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the [Artificial Intelligence and Robotics Commons](#), [Computer Engineering Commons](#), [Numerical Analysis and Scientific Computing Commons](#), [Operations Research, Systems Engineering and Industrial Engineering Commons](#), and the [Systems Science Commons](#)

---

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

---

# Multi-objective Optimization Design of Aerodynamic Layout for Twin Swept-wing Aircraft

## Abstract

**Abstract:** Multi-objective optimization of aerodynamic layout is a key technology in the design of vehicles. The overall configuration of the shape parameters is optimized with a double swept-shaped wave shape as the basic configuration. We use *NSGA-II multi-objective genetic algorithm*, take the aircraft double sweep angle as the design variable, consider the maximum takeoff weight, range, volume ratio and other performance indicators, use *Elman neural network* to establish the relationship between shape parameters and performance parameters, and establish constraints based on mission planning requirements. The Pareto optimal solution set is obtained by using optimized design and the individuals with better overall performance are selected. Through the data fitting of individuals with better overall performance, we obtain that the design of internal sweep angle of  $[60^\circ, 63^\circ]$ , and outer sweep angle of  $[43^\circ, 44^\circ]$  can achieve a better solution.

## Keywords

optimal design, NSGA-II, neural network, Pareto optimum solution

## Authors

Yuchang Lei, Dengcheng Zhang, Yanhua Zhang, Guangxu Su, Luo Hao, and Zhan Ren

## Recommended Citation

Lei Yuchang, Zhang Dengcheng, Zhang Yanhua, Su Guangxu, Luo Hao, Zhan Ren. Multi-objective Optimization Design of Aerodynamic Layout for Twin Swept-wing Aircraft[J]. Journal of System Simulation, 2019, 31(12): 2885-2891.

## 一种双后掠翼飞行器气动布局的多目标优化设计

雷玉昌, 张登成, 张艳华, 苏光旭, 罗浩, 詹韧

(空军工程大学 航空工程学院, 陕西 西安 710038)

**摘要:** 气动布局的多目标优化是飞行器设计中的关键技术。以一种双后掠形状的乘波外形为基本构型, 对外形参数进行了总体优化设计。采用 NSGA-II 多目标遗传算法, 以飞行器双后掠角参数作为设计变量, 考虑了最大起飞重量、航程、容积率等性能指标, 利用 Elman 神经网络函数建立外形参数与性能参数的相互关系, 基于任务规划需求建立了约束条件。优化设计得到 Pareto 最优解集, 并筛选出总体性能较优的个体。对总体性能较优的个体进行数据拟合, 得到内后掠角  $A_1=[60^\circ, 63^\circ]$ , 外后掠角  $A_2=[43^\circ, 44^\circ]$  的设计能在全局范围取得较优解。

**关键词:** 优化设计; NSGA-II; 神经网络; Pareto 最优解

中图分类号: TP391.9

文献标识码: A

文章编号: 1004-731X (2019) 12-2885-07

DOI: 10.16182/j.issn1004731x.joss.19-FZ0395

## Multi-objective Optimization Design of Aerodynamic Layout for Twin Swept-wing Aircraft

Lei Yuchang, Zhang Dengcheng, Zhang Yanhua, Su Guangxu, Luo Hao, Zhan Ren

(School of Aeronautics, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

**Abstract:** Multi-objective optimization of aerodynamic layout is a key technology in the design of vehicles. The overall configuration of the shape parameters is optimized with a double swept-shaped wave shape as the basic configuration. We use NSGA-II multi-objective genetic algorithm, take the aircraft double sweep angle as the design variable, consider the maximum takeoff weight, range, volume ratio and other performance indicators, use Elman neural network to establish the relationship between shape parameters and performance parameters, and establish constraints based on mission planning requirements. The Pareto optimal solution set is obtained by using optimized design and the individuals with better overall performance are selected. Through the data fitting of individuals with better overall performance, we obtain that the design of internal sweep angle of  $[60^\circ, 63^\circ]$ , and outer sweep angle of  $[43^\circ, 44^\circ]$  can achieve a better solution.

**Keywords:** optimal design; NSGA-II; neural network; Pareto optimum solution

## 引言

在航空航天领域, 飞行器的气动布局设计是一项非常复杂的系统工程, 不同的飞行器对于其

性能指标的要求是不同的。对于军用飞机来说, 要考虑其气动特性、航程、隐身性等多项性能指标; 而对于民用飞机而言, 其安全性、舒适性、经济性则是其首要考虑的因素<sup>[1]</sup>。因此, 飞行器的设计是一个多学科多目标的综合设计优化过程。乘波体是一种外形呈现流线型, 主要针对无翼飞行器的设计<sup>[2]</sup>。激波完全贴体会抑制上下表面压力差导致的横向流动, 使得下表面的压缩升



收稿日期: 2019-05-06 修回日期: 2019-08-01;  
作者简介: 雷玉昌(1996-), 男, 山西应县, 硕士生, 研究方向为飞行器设计、论证与作战使用; 张登成(1969-), 男, 河北怀安, 博士, 教授, 研究方向为飞行器设计、论证与作战使用; 张艳华(1979-), 女, 内蒙赤峰, 博士, 讲师, 研究方向为等离子体流动控制、飞行器设计、论证与作战使用。

<http://www.china-simulation.com>

• 2885 •

力能够得到充分利用,因此,设计状态下的乘波体上下表面存在很大的压力差,能够产生很大的升阻比<sup>[3]</sup>。本文基于乘波体设计了一种双后掠翼飞行器,能在较大范围内满足飞行器的气动特性要求。

飞行器总体设计的过程是一个综合考虑各项性能指标、进行取舍最终达到最佳优化性能的过程,目前针对飞行器设计发展了大量的优化理论。邓帆等<sup>[4]</sup>通过分析飞行器几何参数对总体性能的影响程度,进行了面向总体性能的高速飞行器布局优化。孙康文等<sup>[5]</sup>通过对飞行器设计中不确定性因素存在根源和分类的分析和不确定性问题的方法,提高了飞行器的总体性能。叶友达<sup>[6]</sup>总结了飞行器气动布局设计优化的发展过程,提出了气动布局的优化算法并给出了一些典型高升阻比飞行器气动设计优化得到结果。王丹<sup>[7]</sup>提出了一种基于标准微分进化算法的 FA-DE 优化搜索方法,建立了一种自适应 RBF 神经网络模型,基于压力分布预测进行了飞行器气动外形优化,减小了巡航阻力。国内的西北工业大学、北京航空航天大学<sup>[8-9]</sup>等都进行过相关的研究。本文将采用类似的工作思路,建立优化模型并进行气动外形全局寻优。

## 1 优化算法和设计模型

### 1.1 多目标极值寻优算法

进行一个多目标优化设计的一般过程首先是建立多目标优化问题模型,接下来就是利用各种寻优算法找到符合条件的解。遗传算法作为一种全局性的优化算法,近年来已被大量应用于飞行器的优化设计之中。NSGA-II 是目前最流行的多目标遗传算法之一,它引入精英策略,扩大了采样空间,降低了非劣排序遗传算法的复杂性,具有运行速度快,解集的收敛性好的优点。NSGA-II 算法具有更强的鲁棒性和更高的计算速度。本文将建立以飞行器设计为基础的多目标优化模型,利用 Elman 神经网络建立离散值的约束条件,采用 NSGA-II 多目标遗传算法作为优化算法,在全局范围内寻求 Pareto 最优解。NSGA-II

算法流程如图 1 所示。

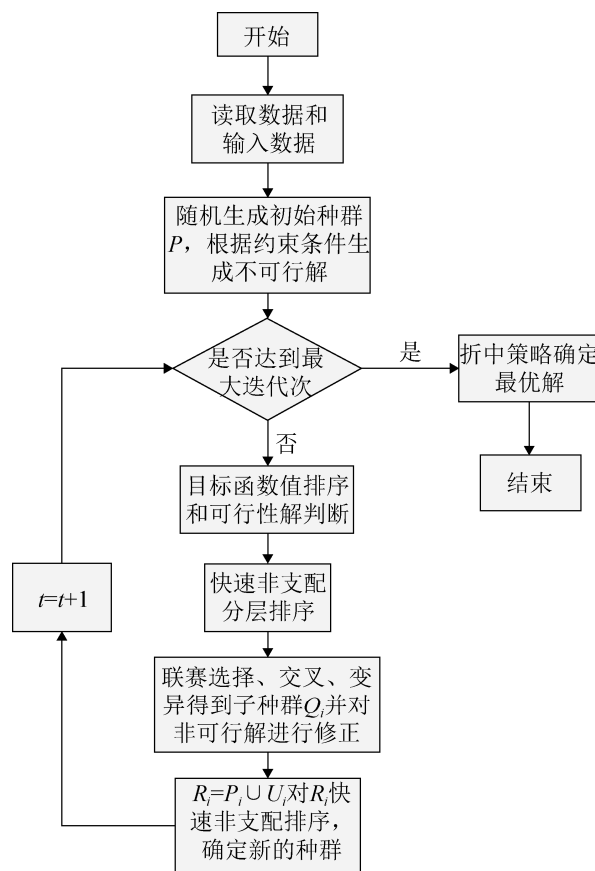


图 1 NSGA-II 算法的流程

Fig. 1 Flow of NSGA-II algorithm

### 1.2 飞行器参数建模

#### 1.2.1 飞行器设计参数

在进行飞行器的气动外形优化计算之前,需要确定飞行器的外形参数,而且设计参数的数量直接影响外形优化的效率和准确性。本文以具有双后掠形状的乘波外形为基本构型,对该构型进行气动布局优化研究。根据相关研究结果,飞行器在一定的任务要求下(如航程、载荷等)和一定的技术限制条件下(发动机的比冲、推力等),飞行器的外形尺寸会受到限制<sup>[10]</sup>。图 2 给出了本文研究用的飞行器基本构型。因此采用 NSGA-II 算法,主要以双后掠角为设计变量,考虑的优化目标包括航程、起飞总重量以及容积率等性能指标。进行优化设计得到了 Pareto 最优解并进行了飞行器性能分析。

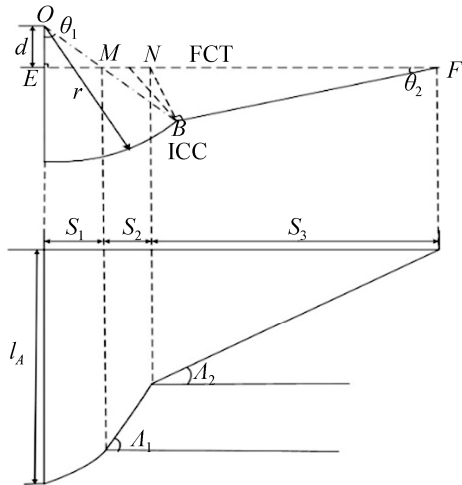


图 2 具有双后掠形状的基本构型  
Fig. 2 Basic configurations with double sweep shapes

本文所设计构型主要面向大型飞行器, 以欧洲大型客机为例的飞行器初步设计为参考<sup>[11]</sup>, 列出飞行器的各项主要的设计性能指标之间的关系, 可由以下线性方程组来表示:

$$\begin{cases} \tau = \frac{V_{tot}}{S_{plan}^{1.5}} \\ S_{wet} = K_w(\tau) \cdot S_{plan} \\ W_{prop} = \frac{1}{ETW} \left( \frac{D}{L} \right) TOGW \\ W_{str} = I_{str} K_w(\tau) S_{plan} \\ TOGW = W_{pay} + W_{sys} + W_{fuel} + W_{prop} + W_{str} \\ V_{fuel} = \frac{W_{fuel}}{\rho_{fuel}} \\ R = -RF \ln(1 - ff) \\ RF = aMI_{sp} \cdot \frac{L}{D} \\ ff = \frac{W_{fuel}}{TOGW} \\ \frac{W_{fuel}}{TOGW} = 1 - e^{-\frac{R}{aMI_{sp} \cdot \frac{L}{D}}} \\ V_{pay} = \frac{W_{pay}}{\rho_{pay}} \\ V_{void} = V_{tot} \cdot (1 - \eta_v) \\ V_{tot} = V_{pay} + V_{fuel} + V_{void} \\ W_{sys} = \frac{W_{sys}}{TOGW} TOGW = r_{sys} \cdot TOGW \end{cases}$$

式中:  $M$  为巡航速度;  $H$  为巡航高度, 本文中为 25 000 M;  $R$  为航程;  $V_{tot}$  为总容积;  $S_{plan}$  为飞机

参考面积;  $S_{wet}$  为飞机浸润面积;  $\tau$  为容积率;  $K_w(\tau)$  为浸润与参考面积之比;  $L/D$  为升阻比(高超声速下的);  $V_{fuel}$  为燃油总容积;  $\rho_{fuel}$  为燃油密度。对于研究的飞行器设计发动机而言, 主要使用液态碳氢燃料, 其密度为  $775 \text{ kg/m}^3$ ;  $RF$  为航程因子;  $W_{pay}$ -有效载重 在本文中以波音 747 飞机为参照, 取  $110\ 000 \text{ kg}$ ;  $ff$  为燃油重量系数;  $W_{fuel}$  为燃油总重量;  $TOGW$  为起飞总重量;  $V_{pay}$  为载荷容积;  $\rho_{pay}$  为载荷密度, 本文的主要研究对象为大型载人飞行器, 取  $1\ 000 \text{ kg/m}^3$ ;  $V_{void}$  为冗余容积;  $\eta_v$  为可用容积率;  $W_{sys}$  为机载设备重量;  $r_{sys}$  为机载设备重量系数, 对于大型飞机而言, 机载设备所占重量比重较小, 取  $0.15$ ;  $W_{str}$  为结构重量;  $I_{str}$  为结构系数, 该系数越大表示飞行器的结构强度越大, 对于远航程飞机而言, 取  $18 \text{ kg/m}^2$ ;  $W_{prop}$  为推进系统重量, 本文中为  $2\ 000 \text{ kg}$ ;  $ETW$  为推重比;  $I_{sp}$  为发动机比冲。根据目前涡轮基组合动力 TBCC 发动机的发展水平, 假设比冲为  $1\ 500 \text{ s}$ 、推重比  $ETW=8.0$ 。

### 1.2.2 Elman 神经网络函数约束

本文作者前期已经就双后掠翼飞行器的气动特性进行了大量的数值仿真工作。飞行器的几何外形和尺寸由内后掠角  $A_1$ 、外后掠角  $A_2$  和机身总长  $l_a$  决定。飞行器设计参数中, 以下几个指标由  $A_1$ 、 $A_2$  和  $l_a$  决定: 总容积  $V_{tot}$ , 飞机参考面积  $S_{plan}$ , 飞机浸润面积  $S_{wet}$ , 容积率  $\tau$ , 即存在映射关系  $Y=F(X)$ , 其中指标  $A_1, A_2, l_a$  作为输入向量  $X=[A_1, A_2, l_a]^T$ , 则存在输出向量  $Y=[V_{tot}, S_{plan}, S_{wet}, \tau, C_b, C_d, L/D]^T$ 。为了将飞机的尺寸和重量限制在一定范围内, 本文中规定  $l_a=20\text{m}$ 。因此为了排除  $l_a$  对  $A_1, A_2$  与  $Y$  中指标关系的影响, 已知  $S_{plan}, S_{wet}$  与  $l_a^2$  成正比,  $V_{tot}$  与  $l_a^3$  成正比, 现变换为:

$$\begin{cases} S_{plan}^* = \frac{S_{plan}}{l_a^2} \\ S_{wet}^* = \frac{S_{wet}}{l_a^2} \\ V_{tot}^* = \frac{V_{tot}}{l_a^3} \end{cases}$$

这样  $S_{plan}^*$ ,  $S_{wet}^*$ ,  $V_{tot}^*$  便变成了只与  $A_1, A_2$  相关的无量纲数, 同时令  $\mathbf{X}^*=[A_1, A_2]^T$ ,  $\mathbf{Y}^*=[S_{plan}^*, S_{wet}^*, V_{tot}^*, \tau, C_l, C_d, L/D]^T$  分别作为 Elman 神经网络的输入和输出向量。

为了简化模型, 现提出几个假设:

(1) 假设 1: 飞行器的航程只计算飞机的高超声速下的巡航航程;

(2) 假设 2: 飞行器在高空和低空的各自的飞行状态不变, 即各自所对应的马赫数和迎角不变;

(3) 假设 3: 飞行器的质量不会随着油耗增加而减少, 即飞行总重量不变。

无论是在高速还是低速下, 双后掠翼飞行器本身的气动特性不会随着后掠角的改变而改变, 因此可以以  $60^\circ\sim 40^\circ$  后掠角组合的最优气动性能对应的迎角和马赫数推广到所有后掠角组合, 先前的研究表明: 最大的升力系数和升阻比以及最小的阻力系数不能兼得, 且均出现在马赫数 6,  $10^\circ$  迎角, 因此, 本文选用的高速巡航状态为该马赫数迎角组合。同时本文将不再进行速度和迎角方面的研究。

现将已知的气动数据代入 Elman 神经网络, 构建  $\mathbf{X}$  和  $\mathbf{Y}$  之间的函数映射关系。训练 Elman 神经网络, 一共有 100 组样本, 其中  $A_1=[50^\circ, 65^\circ]$ ,  $A_2=[30^\circ, 50^\circ]$ , 数据间隔为  $1^\circ$  分别指定延迟、隐含层神经元个数、训练函数等参数及判定条件后对网络进行初始化。然后将归一化后的训练样本集输入 Elman 网络进行训练, 即可得到训练完成的网络模型, Elman 神经网络的设置所需的参数如表 1 所示。

表 1 Elman 神经网络参数设置

Tab. 1 Elman neural network parameters setup

神经网络参数	设置值
隐含层神经元个数	10
输入层神经元个数	10
输出层神经元个数	10
训练函数	traingdx
输入层到隐含层的传递函数	transig
隐含层到输出层的传递函数	purelin

经过 10 000 次迭代后, 网络的均方误差(MSE)已经降低到  $10^{-3}$  以下, 已经符合飞行器气动数据预测的需求。利用训练完毕的网络进行预测, 10 组预测的结果如表 2 所示, 100 组数据中的 3 个气动参数平均相对误差为 5.29%、6.35%和 4.21%, 均方相对误差为 7.34%、5.48%和 3.69%, 符合工程上的误差要求。

表 2 Elman 神经网络预测误差

Tab. 2 Neural network prediction error

参数	1	2	3	4	5
$A_1/^\circ$	60	60	60	60	50
$A_2/^\circ$	30	35	45	50	40
$\delta_{Cl}/\%$	5.41	6.23	6.55	2.32	4.26
$\delta_{Cd}/\%$	2.36	5.48	4.65	6.43	2.35
$\delta_{LD}/\%$	3.64	2.10	5.65	4.55	2.49
参数	6	7	8	平均值	均方差
$A_1/^\circ$	55	60	65	/	/
$A_2/^\circ$	40	40	40	/	/
$\delta_{Cl}/\%$	1.23	6.81	4.77	4.70	2.02
$\delta_{Cd}/\%$	4.98	3.15	3.67	3.94	1.97
$\delta_{LD}/\%$	7.23	8.76	1.24	4.46	2.62

训练后的神经网络模型实际上已经建立了输入向量  $\mathbf{X}^*$  和输出向量  $\mathbf{Y}^*$  之间的数学映射关系。该映射关系同上述的飞机设计参数一同构成了约束条件中的等式关系。

### 1.3 优化设计约束条件

在实际工程应用中, 飞行器的性能收到诸多因素的限制, 例如飞行器在爬升和巡航阶段, 其最小升力不得低于其所受的重力; 飞行器要在某一条件下维持巡航, 必须使得最大可用推力大于其受到的阻力; 为了安装足够的设备, 飞行器的容积率必须大于一定数值, 以安装发动机、燃油、航电系统等一系列机载设备等。因此, 为了满足实际工程中的需要, 设计者往往需要在这些实际因素的限制下, 尽可能做到气动性能的最优化。因此, 本文结合实际任务需求, 对构型展开任务约束下的气动外形最优化。

约束条件主要包括简单的变量上下限约束和

复杂的不等式约束, 其中不等式约束条件中包含的飞行器设计参数以及和双后掠角大小的等式关系在以上内容中给出。不等式约束条件包括:

(1) 满足巡航条件: 在巡航的高度速度的条件下, 最大升力必须大于其起飞重量; 发动机最大可用推力必须满足大于此时的气动阻力。

(2) 满足起飞条件: 低空最大升力要大于起飞总量。

(3) 最小容积率约束: 为了满足装载燃油和机载设备的需要, 飞行器的内部容积不能低于一定值, 本文规定其  $\tau \geq 0.4$ 。

除上述约束条件外, 其余所有变量全部大于零。

## 2 总体优化设计

在任务规划中, 尤其是对于大型运输飞机而言, 容积率和航程往往是最重要的设计指标, 因此, 在本例中, 把  $\tau$ 、航程、最大起飞重量作为优先考虑的因素, 而实际上, 对于飞行器而言,  $\tau$  的大小往往和  $L/D$  成负相关, 也就是说,  $\tau$  与航程和最大起飞重量实际上是相互制约的。因此, 其多目标优化的数学模型可以表示如下:

- Max (1) 航程  $R$   
 (2) 最大起飞重量  $TOGW$   
 (3) 容积率  $\tau$
- s.t (1) 最大升力  $L_{max} = 0.5C_{lmax}\rho V_{cruise}^2 \geq$  最大起飞重量  $TOGW$   
 (2) 最大推力  $T_{max} = ETW \times W_{prop} \geq$  巡航阻力  $D_{cruise} = 0.5C_d\rho V_{cruise}^2$   
 (3) 容积率  $\tau \geq 0$   
 (4) 等式与不等式约束条件  
 (5) 神经网络约束条件

利用 NGS-II 算法进行求解, 设置的参数条件为: 种群个数为 200, 进化代数为 150, 变异概率为 0.01, 交叉概率为 0.09, 经过得到的 Pareto 最优解集一共有 218 个。得到的 Pareto 解集中个体性能指标分布不均衡, 个别指标太好, 而相应其

余指标较差。这是因为各个指标之间相互制约, 不可能同时达到最优, 因此无法得到所有指标都最优的个体。那么寻找 Pareto 解集中所有指标的数据都相对较好, 或者某一指标突出而其他指标下降不明显的个体, 是基于 Pareto 解的多目标优化设计的可行方案。

为了能够提高筛选效率, 将得到的 218 个 Pareto 最优解进行初步筛选, 筛选的原则主要包括以下方面:

- (1) 首先去掉解集中某一参数出现极值的情况。包括极大值和极小值。  
 (2) 在相同后掠角配置下比较各参数的值, 在配置相同的情况下只选取参数值最优的一个解。  
 (3) 基于方差分析理论去掉各个参数方差之和较大的解。

最终筛选得到的 10 个解如表 3 所示。

表 3 飞行器总体参数的一组 Pareto 最优解  
 Tab. 3 Pareto optimal solutions for the overall parameters of the aircraft

总体参数	1	2	3	4	5
$A_1/^\circ$	60	64	63	61	60
$A_2/^\circ$	40	41	43	43	44
$R/km$	6 150	5 968	5 901	5 870	6 400
$TOGW/t$	48.9	47.5	47.2	46.4	51.7
$\tau$	4.1824	4.2888	4.2926	4.2928	4.2302
总体参数	6	7	8	9	10
$A_1/^\circ$	65	54	52	57	68
$A_2/^\circ$	44	40	42	44	45
$R/km$	6 121	5 527	5 483	5 920	6 248
$TOGW/t$	52.5	55.6	58.5	60.4	61.2
$\tau$	4.1874	4.0372	4.0567	3.9925	4.1199

## 3 性能分析

利用 MATLAB 数据拟合工具箱分别对最大起飞重量、航程、容积率进行数据拟合, 对 3 项参数进行多项式拟合, 同时对后掠角进行不同阶拟合, 发现对内后掠角  $A_1$  进行二阶拟合, 外后掠角  $A_2$  进行三阶拟合, 即形成如下的拟合关系式, 拟

合效果最好。

$$f(A_1, A_2) =$$

$$p_{00} + p_{10}A_1 + p_{01}A_2 + p_{20}A_1^2 + p_{11}A_1A_2 +$$

$$p_{02}A_2^2 + p_{21}A_1^2A_2 + p_{12}A_1A_2^2 + p_{03}A_2^3$$

最大起飞重量、航程、容积率进行数据拟合

如图3所示。

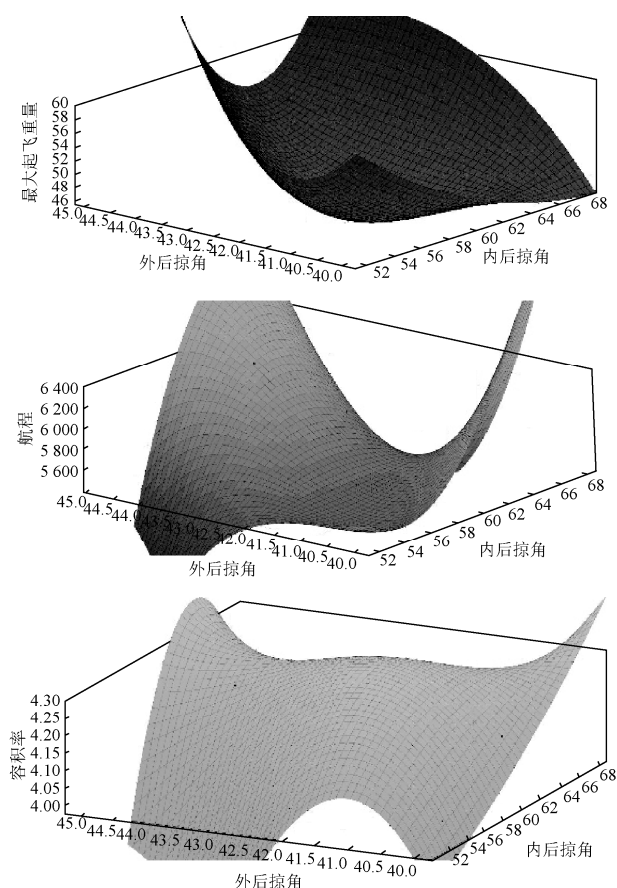


图3 多项式拟合曲面  
Fig. 3 Polynomial fitting surface

通过对多项式数据拟合的对比分析,可以发现飞行器最大起飞重量受 $A_2$ 影响较大,在 $A_2$ 较大的情况下有较高的数值;航程均衡的受 $A_2$ 和 $A_1$ 的影响,在高 $A_2$ 且高 $A_1$ 或者低 $A_2$ 都有较好的表现;容积率受 $A_1$ 影响较大,在中等 $A_1$ 都有较好表现。因此,选取中等内后掠角 $A_1=[60^\circ, 63^\circ]$ ,高外后掠角 $A_2=[43^\circ, 44^\circ]$ 能在全局范围取得3个指标相对较好的方案。

## 4 结论

本文针对一种双后掠翼飞行器气动布局的总体设计问题,以多目标极值优化问题为基础,建立了双后掠形状基本构型的优化数学模型,包括:

(1) 基于任务规划需求和双后掠翼飞行器实际,定义了优化参数,建立了优化模型中需要进行全局寻优的变量;

(2) 根据飞行器的实际使用情况,建立了不等式约束条件。构建了飞行器设计参数的等式关系。基于计算出来的气动数据,利用Elman神经网络建立构型几何参数和设计指标之间的函数映射关系;

(3) 建立了优化模型,通过NGSA-II算法,找到了构型的Pareto非劣解;

(4) 基于数据拟合工具箱进行几何参数和设计指标之间的最优解拟合,分析得出中等内后掠角 $A_1=[60^\circ, 63^\circ]$ ,高外后掠角 $A_2=[43^\circ, 44^\circ]$ 的设计能在全局范围取得3个指标相对较好的方案。

## 参考文献:

- [1] 彭鑫. 遗传算法在机翼气动布局优化中的技术研究[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心研究生部, 2012.  
Peng Xin. Research of the Wing Aerodynamics Optimization Technology Based on a Improved Genetic Algorithm[D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center Graduate School, 2012.
- [2] 李世斌. 新概念宽速域飞行器气动外形设计与优化[D]. 长沙: 国防科技大学研究生院, 2012.  
Li Shibin. Design and Optimization of Aerodynamic Configuration for the Novel-concept Vehicle with the Wide-range Mach Numbers[D]. Graduate School of National University of Defense Technology, 2012.
- [3] 张强. 乘波构型设计与预压缩性能研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2014.  
Zhang Qiang. Design of Waverdiers and Research of Precompression Performance[D]. Wuhan: Huazhong University of Science & Technology, 2014.
- [4] 邓帆, 焦子涵, 付秋军, 等. 面向总体性能的高速飞行器布局优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2587-2595.  
Deng Fan, Jiao Zihan, Fu QiuJun, et al. Hypersonic vehicle shape optimal design based on overall



- performance[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2016, 42(12): 2587-2595.
- [5] 孙康文, 黄俊, 熊雯. 飞行器设计中不确定性因素分析[J]. *飞行力学*, 2008, 26(3): 1-4.  
Sun Kangwen, Huang Jun, Xiong Wen. Analysis of Uncertainty in Aircraft Design[J]. *Light Dynamics*, 2008, 26(3): 1-4.
- [6] 叶友达. 近空间高速飞行器气动特性研究与布局设计优化[J]. *力学进展*, 2009, 39(6): 683-694.  
Ye Youda. Study on Aerodynamic Characteristics and Design Optimization for High Speed Near Space Vehicles[J]. *Advances in Mechanics*, 2009, 39(6): 683-694.
- [7] 王丹. 飞行器气动外形优化设计方法研究与应用[D]. 西安: 西北工业大学, 2015, 6.  
Wang Dan. Approache and Application Research on Aerodynamic Shape Optimization Design[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2015, 6.
- [8] 张彬乾, 罗烈, 陈真利, 等. 飞翼布局隐身翼型优化设计[J]. *航空学报*, 2014, 35(4): 957-967.  
Zhang Bingqian, Luo Lie, Chen Zhenli, et al. On stealth airfoil optimization design for flying wing configuration[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(4): 957-967.
- [9] 许瑞飞, 宋文萍, 韩忠华. 改进 Kriging 模型在翼型气动优化设计中的应用研究[J]. *西北工业大学学报*, 2010, 28(4): 503-510.  
Xu Ruifei, Song Wenping, Han Zhonghua. Application of improved Kriging-model-based optimization method in airfoil aerodynamic design[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2010, 28(4): 503-510.
- [10] Zhang T T, Wang Z G, Huang W, et al. Parameterization and optimization of hypersonic-gliding vehicle configurations during conceptual design [J]. *Aerospace Science and Technology (S1270-9638)*, 2016, 58: 225-234.
- [11] Ingenito A, Gulli S, Bruno C. Preliminary Sizing of a Hypersonic Air breathing Airliner[J]. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical & Space Sciences Aerospace Technology Japan (S1884-0485)*, 2010, 8(27): 19-28.