

文章编号: 0258-1825(2017)02-0172-05

气动模型在现代气动试验设计中的应用研究

唐志共^{1,2}, 王文正^{1,2,*}, 陈 功^{1,2}, 袁先旭^{1,2}

(1. 空气动力学国家重点实验室, 四川 绵阳 621000;
2. 中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 简要比较分析了 MDOE 方法相对于传统 OFAT 方法的优势, 研究了 MDOE 方法的关键影响因素。研究表明气动模型是现代试验设计的关键因素之一, 提出基于气动模型的试验设计新方法。为此, 文章研究了一类带电缆罩的轴对称飞行器的气动数学模型, 并以三角级数的形式给出了模型的通用形式。以某飞行器为对象, 以饱和 D-最优为准则, 分别采用三角级数模型和常用的响应面模型, 开展了气动模型对现代试验设计的影响研究, 验证了气动数学模型在现代试验设计中的重要作用以及试验设计新方法的有效性, 获得了有价值的研究结果。

关键词: 现代试验设计方法; 气动模型; 风洞试验; 飞行器

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A **doi:** 10.7638/kqdlxxb-2015.0190

Research on the application of aerodynamic models in modern design of aerodynamic experiments

Tang Zhigong^{1,2}, Wang Wenzheng^{1,2,*}, Chen Gong^{1,2}, Yuan Xianxu^{1,2}

(1. State Key Laboratory of Aerodynamics, Mianyang 621000, China;
2. Computational Aerodynamics Institute of China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: This paper briefly analyzes the advantage of Modern Design of Experiments (MDOE) contrast to One Factor At a Time (OFAT) test method, and tries to find the key influence factors of MDOE. A new design method of experiments is presented based on aerodynamic models. The research shows that aerodynamic model is one of the key elements of MDOE. In order to prove that, this paper first gives a common trigonometric series model for a kind of axial symmetry vehicle with electrical cable cover. Then, taking a certain flight vehicle as an example, this paper researches the effects of trigonometric series and response surface aerodynamic models on MDOE, according to saturation D-optimal rule. This research shows that aerodynamic model play an important role in MDOE and the new design method of experiments is effective. Some valuable conclusions have been reached.

Keywords: MDOE; aerodynamic model; wind tunnel experiment; flight vehicle

0 引 言

风洞试验目前普遍采用传统的 OFAT (One Factor At a Time) 方法^[1], 它是一种基于数据的、以数据为中心的方法。普遍的试验理念是在保证高质量条件下、最大限度利用资源, 生产最多的风洞试验数据。风洞试验质量则用风洞试验单个数据点 (曲

线) 的重复性 (试验间隔相对较短时间) 和可再现性 (试验间隔相对较长时期) 来评估。

为提高风洞试验效率, 降低试验成本, 提高风洞试验数据的精准度, 自 20 世纪 90 年代以来, 美国 NASA 兰利研究中心开始创新发展基于现代试验设计 (Modern Design of Experiments, MDOE) 的风洞试验方法^[2-5]。现代试验设计方法是集试验设计、试

收稿日期: 2015-10-26; 修订日期: 2016-04-25

基金项目: 国家自然科学基金 (91216203)

作者简介: 唐志共 (1965-), 男, 广西桂林人, 研究员, 博士, 主要从事空气动力学研究。E-mail: tangzhigong@126.com

通信作者: 王文正* (1968-), 男, 四川简阳人, 研究员, 博士, 主要从事飞行力学与飞行控制研究。E-mail: success850012@163.com

引用格式: 唐志共, 王文正, 陈功, 等. 气动模型在现代气动试验设计中的应用研究[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(2): 172-176.

doi: 10.7638/kqdlxxb-2015.0190 Tang Z G, Wang W Z, Chen G, et al. Research on the application of aerodynamic models in modern design of aerodynamic experiments [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(2): 172-176.

验实施和试验分析全过程的一体化系统方法。与传统的 OFAT 相比, MDOE 方法追求的是能够使试验误差风险降低到可接受程度所必须的最少数据点, 而不是进行大量的风洞试验来获取大量数据, 强调通过合理设计试验和精选少量精高度高的试验来提高通过数学模型获取数据的精高度, 它使风洞试验从传统的获取“数据”(data) 向获取数据中蕴含着的“知识”(knowledge) 转变。

在方法方面, MDOE 已发展状态选取方法、方差分析方法^[5]及数据分区方法等; 在应用方面, MDOE 已在常规风洞试验设计^[6-7]、天平校正^[8]、转换位置研究^[9-10]等方面得到应用。气动数学模型通常采用基于多项式的响应面模型, 基本形成了一套完整的方法。

风洞试验设计的最终目的是形成一个风洞试验运行表, 指导试验的实施。本质上来讲, 试验设计过程需要回答两个问题: 1) 需要多少个数据点? 2) 这些数据点怎么选取? 要回答两个问题其关键在于确定合适的气动数学模型, 因为在 MDOE 方法中, 试验点个数决定于两个方面: 一是需要有足够的数据用于建立数学模型, 使得该数学模型在一定范围内能反映独立变量和响应变量之间的变化关系; 二是还需要有额外的数据对数学模型进行评估, 检验能否满足设计精度要求。可见, 气动数学模型在现代试验设计中占有重要的地位, 合理的气动数学模型是实现 MDOE 方法的关键因素。

然而, 在现有的 MDOE 研究中都以响应面模型为基础, 并未开展气动模型的变化对 MDOE 效果影响的研究。为此, 本文首次开展了气动模型在现代气动试验设计中的影响研究, 以提高对气动模型在 MDOE 中重要性的认识, 提出基于气动模型的气动试验设计方法。

1 一类轴对称飞行器气动力数学模型

现代飞行器中有一大类属于轴对称布局, 具有轴对称特性和镜像对称特性。本节研究如何利用轴对称特性和镜像对称特性建立这类飞行器的气动力数学模型^[11], 以区别于常用的响应面模型。

1.1 基于轴对称特性和镜像对称特性的气动力数学模型

在一般情况下, 空气动力系数的函数关系式取决于速度向量方位、操纵面的偏转角和相对于重心的旋转角速度。如果只考虑空气动力系数静态分量, 其气动力模型为:

$$F_{dc} = F(\eta, \phi_n, \delta, \phi_\delta, \delta_x) \quad (1)$$

式中, η 、 ϕ_n 分别为总迎角和气动滚转角; δ_x 为滚转

(副翼)操纵面的当量偏转角; δ 、 ϕ_δ 按下列关系决定升降舵当量偏转角 δ_z 和方向舵当量偏转角 δ_y :

$$\begin{aligned} \delta_z &= \delta \cos \phi_\delta \\ \delta_y &= \delta \sin \phi_\delta \end{aligned} \quad (2)$$

当 η 、 δ 和 δ_x 一定时, 由表达式(1)确定的空气动力系数就是两个幅角的某种函数 $F(\phi_n, \phi_\delta)$, 它在一般情况下任意偏转是周期性的, 其周期是每个幅角的 2π 值。对于这种情况, 应该把空气动力系数函数关系式写成二重三角级数的形式来求解:

$$\sum_{i,j=-\infty}^{\infty} [a_{i,j} \sin(i \cdot \phi_n + j \cdot \phi_\delta) + b_{i,j} \cos(i \cdot \phi_n + j \cdot \phi_\delta)] \quad (3)$$

式中级数的系数 $a_{i,j}$ 和 $b_{i,j}$ 是角 η 、 δ 和 δ_x 的函数。利用对称特性对表达式进行展开和简化。

1) 轴对称特性。飞行器相对于纵轴转动一个与 $2\pi/n$ (令 $\Delta\phi = 2\pi/n$) 成倍数的角度后, 如果速度向量 $\mathbf{V}$ 和舵面偏转角向量 $\boldsymbol{\delta}$ 在空间保持方位不变, 并不改变作用到飞行器上的气动力的总向量和气动力矩总向量。

2) 镜象对称特性。当镜象映射时, 相对垂直于对称镜面平面的速度向量 $\mathbf{V}$ 、舵面偏转角向量 $\boldsymbol{\delta}$ 和副翼偏转角 δ_x , 作用于对称镜面平面内的力和力矩不变号, 而作用在垂直面内的符号反号。

1.2 针对小不对称特性的模型修正

很多飞行器主体上属于轴对称布局, 但外形是轴不对称的, 不对称的原因是在表面上有各种形式的突出物——控制部件的电气和液压通路(整流罩)、无线电通讯的天线整流罩、管箍等。突出物的纵向尺寸可能与飞行器的纵向尺寸是同一个量级, 而突出物上有代表性的横向尺寸显著地小于飞行器尺寸, 因此飞行器的气动特性与轴对称外形有较小的差别。虽然差得小, 但会影响飞行器的空气动力, 特别是会破坏轴对称飞行器有代表性的空气动力特性函数关系式的形式。因此, 必须建立描述轴不对称飞行器对其空气动力特性可能影响的数学模型。

假设突出物的存在对飞行器操纵面的效率没有实质性的影响。此时, 小的轴不对称飞行器的空气动力系数函数关系式可以写成下式:

$$F = F_{ns}(\eta, \phi_n) + F_{dc}(\eta, \phi_n, \delta, \phi_\delta, \delta_x) \quad (4)$$

式中, F 为空气动力系数, 如 c_x 、 c_{y_n} 、 c_{z_n} 、 m_x 、 m_{y_n} 和 m_{z_n} ; $F_{dc}(\eta, \phi_n, \delta, \phi_\delta, \delta_x)$ 是与轴对称外形相对应的空气动力系数的分量; $F_{ns}(\eta, \phi_n)$ 是由轴不对称布局引起的空气动力系数的增量。

通常突出物位于两个位置中的一个: 尾翼平面内或在其分角面内。突出物的这样布置要求飞行器尽

可能有一个镜像对称面。镜像对称面以相对于纵轴 OX 作顺时针转动来与 OXY 平面重合, 这个转角定义为镜像对称面的方位角 ϕ_r 。利用镜像对称性, $F_{ns}(\eta, \phi_n)$ 满足如下关系:

对于系数 c_x 、 c_{ym} 和 m_{zn} :

$$F_{ns}(\eta, \phi_n) = F_{ns}(\eta, -\phi_n + 2\phi_r) \quad (5a)$$

对于系数 c_{zn} 、 m_x 和 m_{ym} :

$$F_{ns}(\eta, \phi_n) = -F_{ns}(\eta, -\phi_n + 2\phi_r) \quad (5b)$$

2 研究的思路及方法

本文的主要目的是开展气动力模型在现代气动试验设计中的影响研究, 增强对气动模型在 MDOE 中的作用和地位认识。为此, 选取上节给出的三角级数模型和常规的响应面模型为研究对象, 并仅考虑单个影响因素(本文以滚转力矩随气动滚转角变化的模型为对象)进行研究。

基于上节的研究结果, 滚转力矩系数的三角级数数学模型关于气动滚转角的一般形式为:

$$m_x = \sum_{i=0}^{\infty} m_{xi} \sin(i \cdot (n\phi_n)) + \sum_{i=1}^{\infty} m_{xin} \sin(i \cdot (\phi_n - \phi_r)) \quad (6)$$

其中, ϕ_r 为电缆罩位置。

常规的滚转力矩系数的响应面模型关于气动滚转角的一般形式为:

$$m_x = \sum_{i=0}^N m_{xi} \cdot \phi_n^i \quad (7)$$

式(6)和式(7)给出了滚转力矩数学模型关于气动滚转角的一般形式, 由无穷多项组成, 无法应用。因此, 还需要确定滚转力矩数学模型项数及对应项。数学模型的确定过程首先依据滚转力矩数学模型关于气动滚转角的一般形式, 形成候选模型集, 再利用试验数据, 采用逐步回归法、正交最小二乘法等确定模型的具体形式。

在已确定模型的情况下, 试验设计主要是选择设计点, 使已知模型的系数能够获得最优的估计(在一定准则下的最优), 并使模型的预测误差满足要求。本文采用 D-最优设计准则^[12], 即最小化待估系数置信度椭球体积的设计。

3 算例

3.1 对象模型建立

图 1 给出了某飞行器马赫数 2 时, 无舵偏的滚转力矩风洞试验数据。气动滚转角从 -90° 到 90° 间隔 5.625° , 共 33 个状态。

对于三角级数模型, 模型的项数越少, 所需的最

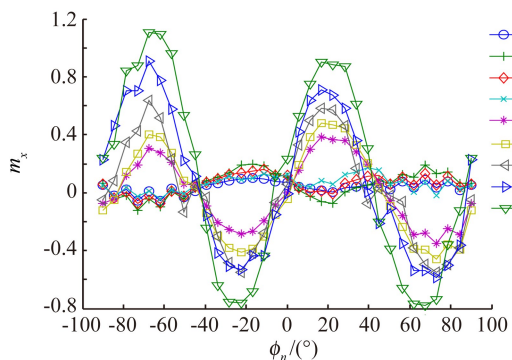


图 1 风洞试验得到的飞行器滚转力矩系数

Fig. 1 Roll moment coefficient of a vehicle by wind tunnel test

少试验量越小。采用五项、六项和七项三角级数模型, 基于全部试验数据, 建模平均误差分别为 10%、8.8% 和 8.4%。如果把建模误差控制在 10% 以内, 则六项三角级数模型为该对象最简化数学模型, 具体形式为:

$$m_x = m_{x0} + m_{x1} \sin(4\phi_n) + m_{x2} \sin(8\phi_n) + m_{x3} \sin(\phi_n - 135^\circ) + m_{x4} \sin(3(\phi_n - 135^\circ)) + m_{x5} \sin(5(\phi_n - 135^\circ)) \quad (8)$$

其中, $m_{x0} \sim m_{x5}$ 为待估计系数, ϕ_n 为气动滚转角。利用试验数据, 模型系数 $m_{x0} \sim m_{x5}$ 的估计值分别为 0.17724、0.86640、-0.05531、0.11156、-0.07189、0.09706。图 2 给出了总迎角 $\eta = 30^\circ$ 时, 该滚转力矩模型与试验数据的对比。由图可见, 模型预测值与试验数据符合较好, 建模精度较高。

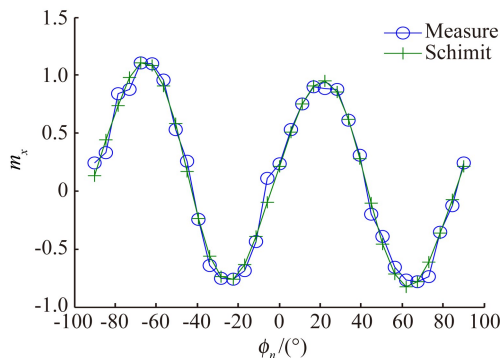


图 2 六项级数模型与试验数据对比
($Ma=2, \eta=30^\circ, \delta_x=\delta_y=\delta_z=0^\circ$)

Fig. 2 Comparison of six series model and test data
($Ma=2, \eta=30^\circ, \delta_x=\delta_y=\delta_z=0^\circ$)

3.2 试验设计

依据式(8), 采用 D-最优设计准则, 按照试验状态对置信度椭球体积的影响大小, 对试验状态进行排序。依次剔除影响最小的数据点, 直到剩下 6 个为止。表 1 给出了依次剔除的试验状态点(对数学模型越不重要的点, 越先被剔除), 气动滚转角 -45.0° 最先被剔除, -61.875° 最后被剔除。

表 1 饱和 D-最优设计依次剔除的试验状态点

Table 1 A series of eliminated data points by saturation D-optimal design method

序号	角度/(°)	序号	角度/(°)	序号	角度/(°)
1	-45.000	10	45.000	19	-56.250
2	-50.625	11	-33.750	20	-22.500
3	-39.375	12	-73.125	21	61.875
4	90.000	13	67.500	22	16.875
5	0.000	14	-11.250	23	78.750
6	-5.625	15	28.125	24	39.375
7	84.375	16	50.625	25	-78.750
8	22.500	17	-84.375	26	-28.125
9	-67.500	18	5.625	27	-61.875

图 3 给出了三角级数模型预测相对误差随试验点不断减小后变化的情况,在试验数据减少量小于 16 的情况下,模型预测相对误差并不随试验数据的减少而显著增加,甚至略有减小;当减少量超过 17 至 22 时,模型预测相对误差突升,超过 9.5%;当减少量超过 22 时,模型预测相对误差再次突升,超过 11%。因此,可以根据对模型预测精度的要求,对试验状态点进行设计。

图 4 给出了六项三角级数模型的最优最小数据需求的试验方案,红点即为对应的最佳试验状态点。

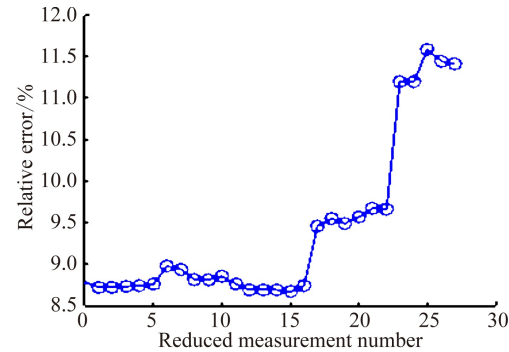


图 3 三角级数模型预测相对误差随试验点变化情况
Fig. 3 Variation of relative prediction error of trigonometric series model with the number of test data

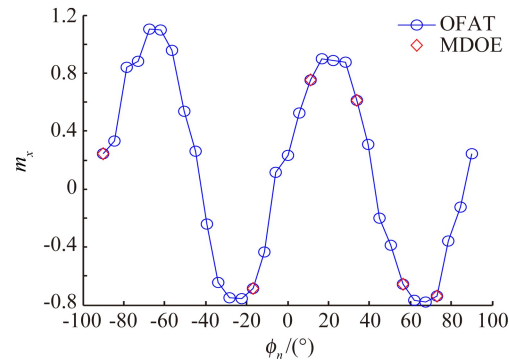


图 4 三角级数模型 MDOE 最优最小数据需求试验方案
Fig. 4 Optimum and minimum data number for MDOE test scheme of trigonometric series model

图 5 给出了六项三角级数模型利用最优最小数据方案建立的模型预测值与全部试验数据的比较。可见,二者符合较好,平均预测误差为 11.4%。

为了研究不同模型对 MDOE 的影响,同样选取如下经优化筛选后的六项响应面模型进行建模和试验方案优选。

$$m_x = m_{x0} + m_{x1} \cdot \phi_n + m_{x2} \cdot \phi_n^3 + m_{x3} \cdot \phi_n^5 + m_{x4} \cdot \phi_n^7 + m_{x5} \cdot \phi_n^9 \quad (9)$$

图 6 给出了响应面模型预测相对误差随试验点不断减小后变化的情况。由图可见,在试验数据减少量小于 22 的情况下,模型预测相对误差,随试验数据的减少而缓慢增加,大约为 13%~14%;当减少量超过 25 后,模型预测相对误差突升至 24%。

图 7 给出了响应面模型的最优最小数据需求的试验方案,其中红点即为对应的最佳试验状态点。

图 8 给出了六项响应面模型利用最优最小数据方案建立的模型预测值与全部试验数据的比较。可见,二者整体趋势符合较好,局部误差较大,平均预测误差为 24%。

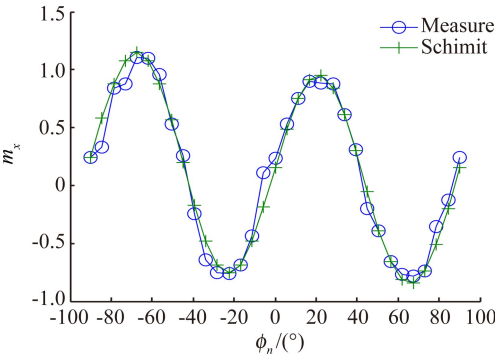


图 5 三角级数模型预测值与试验值的比较
($Ma=2, \eta=30^\circ, \delta_x=\delta_y=\delta_z=0^\circ$)
Fig. 5 Comparison between prediction of trigonometric series model and test data(measurement)
($Ma=2, \eta=30^\circ, \delta_x=\delta_y=\delta_z=0^\circ$)

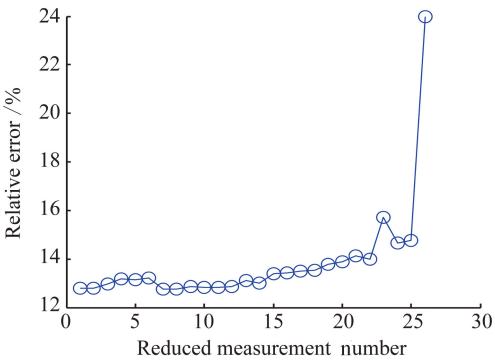


图 6 响应面模型相对误差随试验点变化情况
Fig. 6 Variation of relative prediction error of response surface model with the number of test data

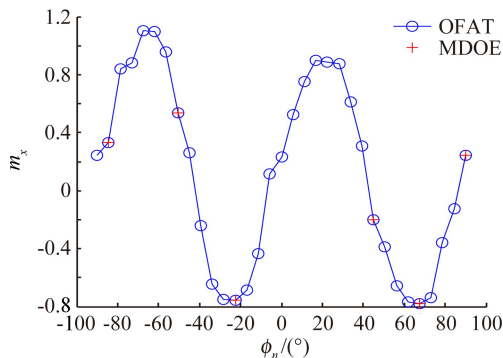


图 7 响应面模型 MDOE 最优最小数据需求试验方案

Fig. 7 Optimum and minimum data number for MDOE test scheme of response surface model

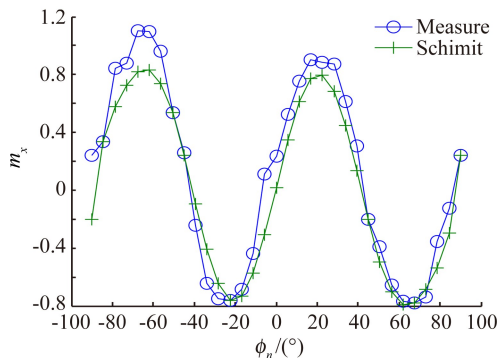


图 8 响应面模型预测值与试验值的比较
($Ma=2, \eta=30^\circ, \delta_x=\delta_y=\delta_z=0^\circ$)

Fig. 8 Comparison between prediction of response surface model and test data(measurement)
($Ma=2, \eta=30^\circ, \delta_x=\delta_y=\delta_z=0^\circ$)

通过以上基于两种模型 MDOE 试验方案对比可以看出,采用 MDOE 方法能够大幅减小试验数据量,提高试验效率,但不同气动模型对 MDOE 试验点的选取和模型预测精度都有很大影响,三角级数模型更适用于轴对称飞行器气动建模。

4 结 论

本文简要介绍了现代试验设计方法的基本概念和过程,分析了 MDOE 方法相对于传统 OFAT 方法的优势。通过研究带电缆罩的一类轴对称飞行器关于气动滚转角的气动数学模型,给出了模型的通用形式,并基于该模型,以某飞行器风洞试验数据为对象,开展了试验设计研究,得出了以下结论:

1) 气动数学模型在 MDOE 方法中具有重要作用,它不仅决定了试验设计点的选取,还对模型的预测精度有较大影响;

2) 在满足一定的模型预测精度要求的前提下,采用 MDOE 可大大减少试验数据量;

3) 试验点选取越多,气动模型的预测精度不一定越高,这里有一个优化的问题;

4) 饱和 D-最优设计方法在风洞试验设计中基本可行,它的大小与预测误差的大小基本一致。

参 考 文 献:

- [1] Zhan Peiguo. Review of modern design of experiment methods in wind tunnel test[J]. Science and Technology of Aviation, 2011, 6: 11-14. (in Chinese)
战培国. MDOE 风洞试验方法研究[J]. 航空科学技术, 2011, 6: 11-14.
- [2] DeLoach R. Applications of modern experiment design to wind tunnel testing at NASA Langley Research Center. AIAA-98-0713[R]. Reston: AIAA, 1998.
- [3] DeLoach R. Improved quality in aerospace testing through the modern design of experiments. AIAA 2000-0825[R]. Reston: AIAA, 2000.
- [4] DeLoach R. Analysis of variance in the modern design of experiments. AIAA 2010-1111[R]. Reston: AIAA, 2010.
- [5] Line W B. Proven cost savings by using modern design of experiments (MDOE). AIAA 2010-81 [R]. Reston: AIAA, 2010.
- [6] DeLoach R. Comparison of resource requirements for a wind tunnel test designed with conventional vs. modern design of experiments methods. AIAA 2011-1260 [R]. Reston: AIAA, 2011.
- [7] Dias J F. Aircraft wind tunnel characterization using modern design of experiments. AIAA 2013-1502[R]. Reston: AIAA, 2013.
- [8] DeLoach R, Iwan Philipsen. Stepwise regression analysis of MDOE balance calibration data acquired at DNW. AIAA 2007-144[R]. Reston: AIAA, 2007.
- [9] Marino A, Fauci R, et al. Hypersonic laminar-turbulent transition experiment design: from wind tunnel model definition to MDOE approach. AIAA 2010-1112 [R]. Reston: AIAA, 2010.
- [10] Antonello Marino, Alessandro d'Argenio, Francesca D'Errico, et al. Effect of concentrated roughness on transition location at transonic speed: from infrared and high frequency pressure measurements to MDOE approach[C]//29th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Hawaii, 2011, 6: 7-22.
- [11] He Kaifeng, Wang Wenzheng, Qian Weiqi. Mathematic modeling for the missile aerodynamics with tail-wing according to wind-tunnel test results[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2004, 4(18): 62-66. (in Chinese)
何开锋, 王文正, 钱玮琪. 根据风洞试验结果建立有尾翼导弹数学模型[J]. 流体力学实验与测量, 2004, 4(18): 62-66.
- [12] Fang Kaitai, Liu Minqian, Zhou Yongdao. Experiments design and model[M]. Beijing: Higher Education Press, 2011: 201-223. (in Chinese)
方开泰, 刘民千, 周永道. 试验设计与建模[M]. 北京: 高等教育出版社, 2011: 201-223.