风洞实验数据的分析与关联方法

罗长童，姜宗林，胡宗民

中国科学院力学研究所，高温气体动力学国家重点实验室（筹），北京海淀区 100190

摘要 风洞实验的数据分析与数据关联是高超声速飞行器的设计与优化的关键环节。其目标是充分利用这些宝贵的实验数据，最大限度地提取数据所蕴含的信息，洞察数据说反映的潜在物理规律，进行飞行状态下的气动力/热预测。本文提出五种实验数据的分析与关联方法：1) 响应面对齐法，适用于不同风洞实验数据的对比分析；2) 相关阵图法，适用于实验数据的分量相关分析；3) 子空间分析法，适用于实验数据的单/多变量分析；4) 权衡分析法，适用于实验数据的关联分析；5) 模型残量法，适用于实验数据的异常值探测。同时，将上述方法应用于空天飞机气动力实验数据的分析与关联。初步结果表明，新方法对实验数据信息的提取和物理规律的发掘有很大帮助。

关键词 数据分析，数据关联，变量分析，风洞实验，异常值

引　言

每种新型高超声速飞行器上天之前，都要进行大量的地面风洞实验，通过风洞实验数据的分析与关联，把握飞行器的气动规律，预测其在飞行状态下的气动力/热特性，从而进行飞行器的设计与优化。

为了预测真实的飞行状态，一方面（这一步是基础）需要进行风洞数据分析，包括不同风洞数据的对比分析，实验数据分量的相关性分析，实验数据的单/多变量分析和异常值探测；另一方面（这一步是关键）就是以数据分析为基础，进行数据的关联分析，建立风洞实验数据的天地关联模型，从而利用已知数据预测真实飞行状态下的气动性能参数，比如：1944 年在加利福尼亚对北美 P-51B 飞行器进行了三次成功俯冲飞行，目的就是研究风洞和飞行实验的阻力数据关联（Ulbrich, 2010）。

因而，如何进行数据分析与关联，充分利用这些宝贵的已知数据，最大限度地提取有用信息，进行飞行状态下的气动力/热预测具有重大的科学意义和应用价值。

目前，国内外已有的数据分析方法和数据关联方法尚存在很多问题。如：风洞的数据对比往往只以最主要的参数（如：马赫数）为参考，忽略了其他参数的影响。实验数据分量的相关性分析和实验数据的单/多变量分析缺乏直观、科学的方法。异常数据探测方法多基于统计学的概念（假定数据服从正态分布等）给出，但高超声速飞行器的实验数据并不是统计意义下的数据。数据关联方法限制了关联模型的函数结构，如：(Peterson et al., 1980) 采用插值法（外插）研究了超声速巡航飞行器 XB-70－1 气动特点的风洞/飞行数据关联。(Rufolo1 et al., 2008) 采用了一维的幂函数模型，用非线性拟合的方法分析了实验飞行器 PRORA USV 1 的气动数据分析。(Morelli et al., 2005)在分析 X43-A 实验数据过程中采用了逐步回归和正交函数建模的方法。（汪清等，2008）采用极大似然估计法进行导弹气动参数辨识与优化输入设计；(Lee et al., 2009) 也采用极大似然估计法分析了飞行导数的估计精度。（Norgaard et al., 1997; Rajkumar 2002）采用了神经网络预测方法。

针对上述问题，本文提出五种实验数据的分析与关联方法，包括适用于不同风洞实验数据对比分析的响应面对齐法，适用于实验数据分量相关分析的相关阵图法，适用于实验数据单/多变量分析的子空间分析法，适用于实验数据关联分析的权衡分析法和适用于实验数据异常值探测的模型残量法。同时，将上述方法应用于空天飞机跨超声速风洞气动力实验（李素循，2007）数据的分析与关联，检验方法的有效性。

1 不同风洞实验数据对比的响应面对齐法

不同风洞实验数据的对比是最基本的分析方法。它可以帮助我们发现不同风洞的差异，同时也能在一定程度上反映数据的可靠性。以空天飞机跨超声速风洞气动力实验（李素循，2007）为例，其中引起风洞结果的差异因素分为四类：I: 不同马赫数（Ma）；II： 不同的雷诺数(Re)，不同的总压(P0)，不同的总温(T0)，不同的动压(q_inf)；III：其他没有考虑的次要参数；IV：风洞的差异，如流场干扰和测量误差等。其中，文献（李素循，2007）在对比不同风洞数据时，考虑了其中影响最大的第一种因素（马赫数），将相同马赫数下的数据差异统一归结为风洞的差异。实际上，我们完全可以利用数学方法，在多空间中构造响应面，然后利用响应面的结果将引起数据差异的其他参数（如 Re, P0, T0, P_inf）对其到其中一个风洞的值。因为第 III 类差异的因素往往是可以忽略不计的，于是对齐之后所得的结果更能反映不同风洞直接的差异。如图 1 中，*表示原始数据，o 表示对齐后数据，以 Ma=1.1 为例，对齐前的风洞数据差异为红色星和蓝色星之间的距离，对齐后的风洞数据差异为红色 o 和蓝色 o 之间的距离。可见，对齐后，也就是在相同 Ma 数的情况下，同时考虑了 Re 等因素影响后，实际的风洞差异缩小了。对齐后的数据差异更能准确反映风洞差异。在图 1 中总共有 9 个 Ma 数的结果对比，其中 8 个对齐后差异缩小，其中第 1，第 7 和第 9 组数据对齐后几乎重合；只有第 8 组数据（Ma=2 附近）反而差异增大，说明这两个风洞的测试结果总体看来具有很高的可信度。

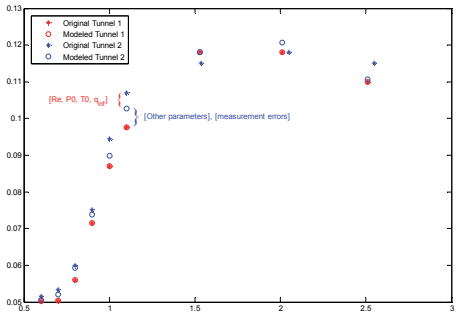

图 1 空天飞机测力模型(JF-F)在高速风洞 FD-06 和 FL-1 中在 5 度攻角下的阻力系数对比结果

2 数据分量相关分析的相关阵图法

风洞数据各分量往往具有一定的相关性，有些相关是显然的，可以直接从物理公式获得，有些分量间的相关性就需要根据具体飞行器形状确定，因而可以通过风洞实验数据进行分析。如图 2 中，我们可以从数据分量的相关阵图清晰地看出，动压(q_inf)和马赫数(Ma)是明显正相关的，阻力系数(C_D)单独来看，和马赫数 Ma, 雷诺数 Re, 总压 P0, 动压 q_inf 都存在正相关关系，其中与动压(q_inf)的线性相关关系最为显著。

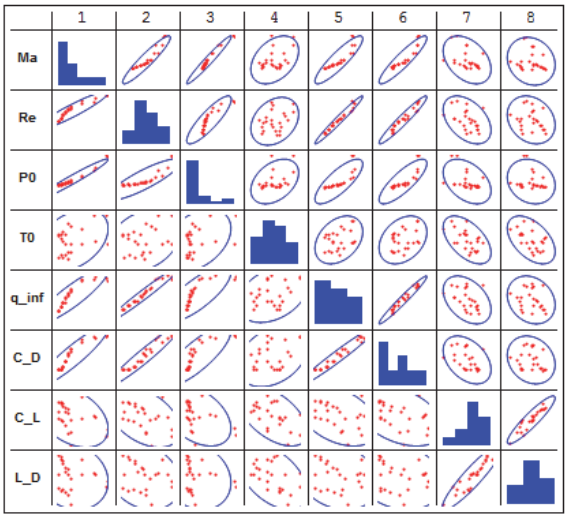

图 2 空天飞机测力模型(JF-F)在高速风洞 FD-06 和 FL-1 中在 0 度攻角下的实验数据分量的相关阵图

3 单/多变量分析的子空间分析法

风洞实验参数的调节并不是任意的，比如，在跨超声速风洞空天飞机模型测力实验中，Ma 数确定后，同一个风洞的其他参数(Re, P0, T0, q_inf)也相应确定。因而，得到规则的矩形网格点数据有一定困难。况且，即使数据是网格数据，在固定 Re 后，分析其中单个参数（如 Ma 数）影响时，其他附近的点实际上也包含了有益信息，如果忽略了附件的点，而仅仅使用一条直线上的数据点，那么实际上是一种信息的浪费。因而，如何充分利用全空间的数据点进行单变量分析，具有一定的研究意义。本文提出在高维空间中构造关联模型，然后降维到二维和三维空间中的子空间分析法。降维实际上是选取一个可调的参考点，也就是临时固定其他参数，如图 3、图 4 所示，通过拉动滚动条便

可调节相应参考点的位置，观察相应曲线/曲面的变化。

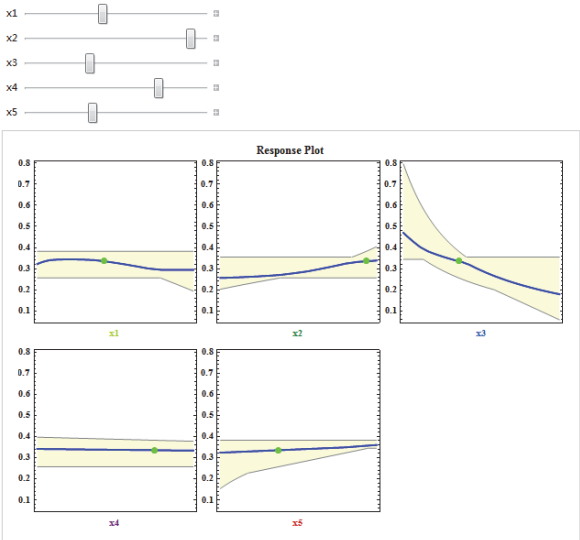

图 3 空天飞机测力模型(JF-F)在高速风洞 FD-06 和 FL-1 中在 5 度攻角下的升力系数响应曲线

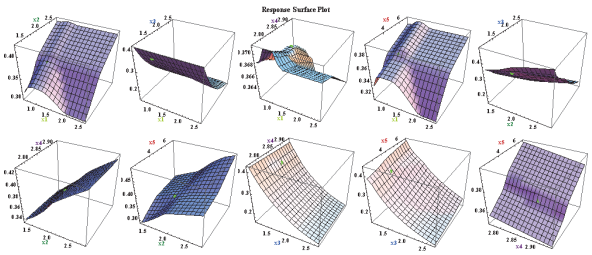

图 4 空天飞机测力模型(JF-F)在高速风洞 FD-06 和 FL-1 中在 5 度攻角下的升力系数响应曲面

4 实验数据关联的权衡分析法

数据分析和变量分析是基础，根据风洞试验数据关联才是最核心的工作。试验数据关联的目标是构造一个能反映气动力/热性能指标关于气动参数变化规律的关联模型，并利用该模型进行分析和预测。数据关联以物理理论分析、数据分析和变量分析为基础，得到的模型函数应当具有一定的简洁性（可以用函数的复杂度来衡量）、准确性（可以用模型精度来度量）和稳定性（不能包含奇点，应当具有一定的外推能力）。我们提出一种权衡分析法，即利用优化算法从函数空间中找出复杂度尽可能低的、模型精度（与实验数据的吻合程度）尽可能高的函数集合，然后利用这些函数集构造具有一定稳定性的关联模型。如图 5，每一个点代表一个相应面函数，其中红色圆点是权衡模型复杂度和模型精度的 Pareto 最优点。其中最左端（复杂度最低）红色圆点代表线性函数 -0.00770149+0.0155224x5，这恰好和第 2 小节中的结论“阻力系数(C_D)与动压(q_inf)的线性相关关系最为显著”一致.

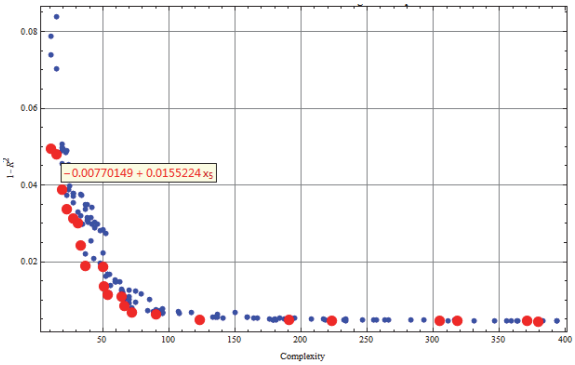

图 5 空天飞机测力模型(JF-F)在高速风洞 FD-06 和 FL-1 中在 0 度攻角下的阻力系数响应曲面模型函数集合的分布情况

利用这些 Pareto 最优点对应的函数集合，再通过函数稳定性分析（区间分析法）、函数多样性分析等挑选出最终的关联模型函数集合(如图 6 中的虚线)，构造关联模型。关联模型(Ensemble)的构造仍然定义为这些函数的权衡，是响应值意义下的权衡（如图 6 所示）。

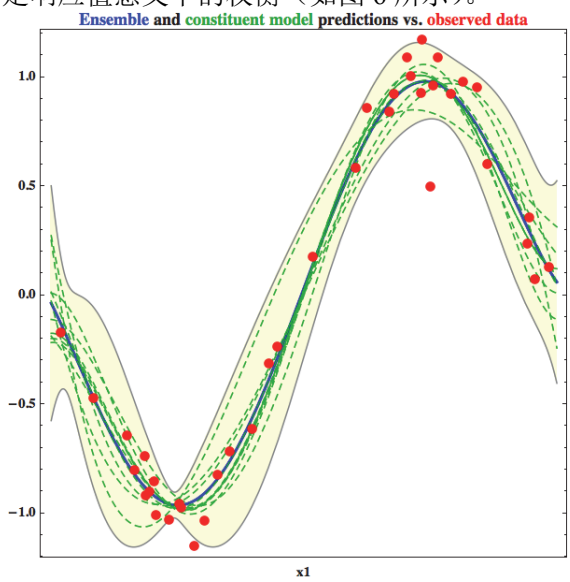

图 6 根据响应曲线构造关联模型示意图

图 7 给出了根据试验数据利用关联模型进行预测的结果，其中红点位于对角线上方表明预测值偏高，位于对角线下方表示预测值偏低，落在对角线上表示预测值和观测值一致。可见，

总体来看本例中的预测值和观测值还是很接近的。

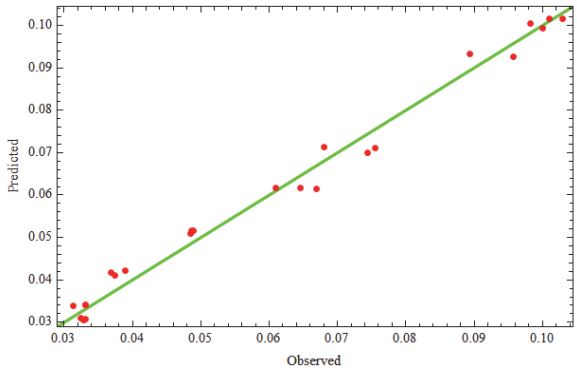

图 7 空天飞机测力模型(JF-F)在高速风洞 FD-06 和 FL-1 中在 0 度攻角下的阻力系数预测值和观测值的对比结果

5 实验数据异常值探测的模型残量法

文献中的异常值探测方法往往假定统计观测变量符合某种已知分布（如正态分布），然而，在同一状态下（所有气流参数都相同）不可能得到具有统计意义的数据，因而并不适用。本文提出基于关联模型的模型残量法，根据关联模型的成员函数反映的置信区间(如图 8 所示)，根据数值偏离置信区间的程度判定其是否异常。必须强调，根据本方法，也包括目前已有的其他方法得到的所谓“异常值”，并不一定是物理的，也有可能（尽管统计意义下概率很小）是探测方法的问题。因而，“异常值”需谨慎处理，进行更深入地分析。如果认定是异常值，则提出后改进关联模型，否则它应当作为包含信息量最大的点，以更大的权重进入关联模型构造过程。

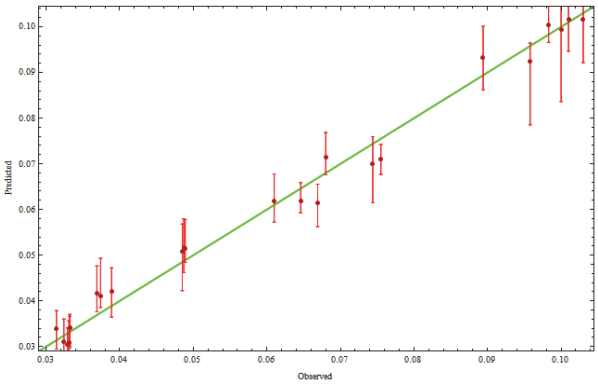

图 8 空天飞机测力模型(JF-F)在高速风洞 FD-06 和 FL-1 中在 0 度攻角下的阻力系数响应值的置信区间

6 结论

针对目前实验数据的分析与关联的难点，本文提出五种方法：1) 响应面对齐法，适用于不同风洞实验数据的对比分析；2) 相关阵图法，适用于实验数据的分量相关分析；3) 子空间分析法，适用于实验数据的单/多变量分析；4) 权衡分析法，适用于实验数据的关联分析；5) 模型残量法，适用于实验数据的异常值探测。同时，将上述方法应用于空天飞机气动力实验数据的分析与关联。初步结果表明，新方法对实验数据信息的提取和物理规律的发掘有很大帮助。

目前，我国风洞实验测试技术已逐步达到国际先进水平，只要能在实验数据分析与关联上再有所突破，就能形成从地面到天空的一个系统性的解决方案，在航空、航天领域有重要的应用价值。

参 考 文 献

1. 李素循，典型外形高超声速流动特性，北京：国防工业出版社，2007.
2. Dennis M. Bushnell, Scaling: wind tunnel to flight, Annu. Rev. Fluid Mech., vol. 38, pp. 111-128, 2006.
3. Mark C. Davis and J. Terry White, X-43A Flight-Test-Determined Aerodynamic Force and Moment Characteristics at Mach 7.0, J. Spacecraft Rockets, Vol. 45, No. 3, pp. 472-484, 2008.
4. 蒋晓莉，简论风洞实验数据到飞行数据修正体系，民用飞机设计与研究，2009 年 02 期.
5. Jung-hoon Lee, Eung Tai Kim, Byung-hee Chang, In-hee Hwang, Dae-sung Lee, The Accuracy of the Flight Derivative Estimates Derived from Flight Data, World Academy of Science, Engineering and Technology, vol. 58, pp.843-849, 2009.
6. 刘仙名，风洞实验数据用于型号设计时的若干问题，航空兵器，1998 年第 1 期.
7. Norgaard, M., Jorgensen, C., and Ross, J., Neural Network Prediction of New Aircraft Design Coefficients, NASA Technical Memorandum 112197, 1997.
8. T. Rajkumar and Jorge Bardina, Prediction of Aerodynamic Coefficients using Neural Networks for Sparse Data, in: FLAIRS-02 Proceedings, pp. 242-246, 2002. .
9. Giuseppe C. Rufolo, Pietro Roncioni, Marco Marini, Salvatore Borrelli， Post Flight Aerodynamic Analysis of the Experimental Vehicle PRORA USV 1， AIAA 2008-2661.
10. Morelli, E.A., Derry, S.D., and Smith, M.S.，Aerodynamic Parameter Estimation of the X-43A (Hyper-X) from Flight Test Data, AIAA-2005-5921, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, San Francisco, CA, August 2005.
11. Peterson JB Jr, Mann MJ, Sorrells RB III, Sawyer WC, Fuller DE, Wind tunnel/flight correlation study of aerodynamic characteristics of a

large flexible supersonic cruise airplane (XB-70–1), II—Extrapolation of wind-tunnel data to full scale conditions. NASA TP-1515, 1980.
12. N. Ulbrich, Correlation of Wind Tunnel and Flight Test Results for a P–51B Airplane, AIAA 2010-742.
13. 汪清，钱炜祺，何开锋，导弹气动参数辨识与优化输入设计，宇航学报， vol. 29, no. 3, pp. 789-793, 2008.

HYPERSONIC-WIND-TUNNEL TEST DATA ANALYSIS AND CORRELATION METHODS

LUO Changtong, JIANG Zonglin, HU Zongmin

State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, C A S, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China

Abstract Data analysis and correlation is a crucial step after numerious wind tunnel experiments. The results can support hypersonic vehicle design and optimization. The goal of data analysis and correlation is to predict aerodynamic / thermal performance under some flight conditions. To this end, it extracts valuable information from the data and tries to find some potential physics laws. In this paper, we propose five methods for data analysis and data correlation: 1) Respond surface alignment, suitable for the comparison of different wind tunnel experimental data analysis; 2) Correlation matrix diagram method, applicable to the component correlation analysis of experimental data; 3) Sub-space analysis, applicable to the single / multi-variable analysis of experimental data; 4) Tradeoff analysis method, suitable for the correlation analysis of experimental data; 5) Model residual method for the experimental data outlier detection. The above methods are applied to a real-world problem, data analysis and correlation of a space plane experiments. The preliminary results show that proposed methods help to extract the desired information and predict flight behaviour.

Key words Data analysis, data correlation, multivariate analysis, wind tunnel experiments, outlier