

高超声速多体分离的 Monte Carlo 模拟仿真分析研究

杜涛, 沈丹, 李凰立, 苏虹, 徐珊姝

(北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘要: 在临近空间飞行器飞行试验任务中, 运载器与飞行器之间的分离多数在临近空间发生。飞行器与箭体之间的气动特性, 对分离过程的安全性有重要影响。然而, 分离过程的动态特性和飞行器外形的复杂性给气动特性的正确预测造成了巨大困难, 地面试验也很难验证。为此, 发展了 Monte Carlo 打靶分析方法, 在误差带宽内随机生成气动特性, 通过增大气动特性的覆盖性, 大大提高了气动特性对分离过程的安全性影响评估的正确性和可靠性。

关键词: 高超声速; 分离; 分离气动特性; Monte Carlo 打靶仿真

中图分类号: V417 **文献标志码:** A **文章编号:** 2096-4080 (2017) 01-0054-06

Research on Monte Carlo Simulation for Hypersonic Multi-body Separation

DU Tao, SHEN Dan, LI Huang-li, SU Hong, XU Shan-shu

(Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: In the hypersonic vehicle flight experiment, separation between hypersonic vehicle and launch vehicle will take place in the near space. The separation aerodynamic characteristic plays an important role on security in separation process. However, because of complex configuration of vehicles and dynamic characteristic for separation process, the aerodynamic characteristic for separation process is difficult to be simulated with numerical method or in wind tunnel experiment. The Monte Carlo simulation method is developed to improve the validity and reliability for evaluating the separation process through stochastic aerodynamic characteristic being incumbent on error bound.

Key words: Hypersonic; Separation; Separation aerodynamic characteristic; Monte Carlo simulation

0 引言

传统宇航飞行任务中, 在严格的大气动压限制条件下, 头体分离、整流罩分离等过程选择在大气稀薄区域, 气动特性对分离的影响忽略不计。随着高超声速技术的发展, 诸多高超声速飞行试验任务要求在大气层内高速飞行条件下完成分离过程, 例如 X-43 的飞行器与运载器分离高度为 28km, 而分离速度达到 7 马赫^[1]。大气层内的分

离问题, 最大的困难在于分离气动特性的复杂性, 难以预测, 因为分离对象的气动特性与分离过程的状态高度耦合, 互相作用, 分离状态受分离气动特性影响。而分离气动特性除与来流和外形相关外, 还与分离体之间的几何位置和运动状态相关。要正确评估飞行器与运载器之间分离的安全性在飞行器设计上是一件非常困难的事情^[2]。

预测分离过程气动特性, 目前主要依靠风洞试验和数值仿真。模拟分离过程的风洞试验, 包

收稿日期: 2017-01-13; 修订日期: 2017-04-24

作者简介: 杜涛 (1973-), 男, 博士, 研究员, 主要从事高超声速空气动力学和气动布局方面研究。

E-mail: dutao_calt@yahoo.com

括轨迹捕获法 (CTS) 或者风洞自由飞技术^[3-4]。前者根据分离弹道模拟结果确定飞行体之间的几何位置关系, 确定模型在风洞中的位置关系, 从而测量获得分离体的气动特性。该方法的缺点是采用了准定常假设, 只能模拟分离体之间的静态几何关系, 无法模拟分离过程的动态效应, 同时模型支持方式对分离过程的气动特性也有影响。风洞自由飞能够克服轨迹捕获方法的缺点^[5], 模型在风洞试验过程无约束, 但是自由飞行的模型尺度一般比较小, 需要同时准确模拟几何外形和质量特性, 加工困难, 而且是一次性, 成本比较高, 同时分离的初始条件的准确实现比较困难^[6]。

随着数值模拟技术和计算机能力的提升, 数值仿真技术在飞行器设计上发挥着越来越大的作用^[7]。采用算流体动力学 (CFD) 和弹道方程耦合的方式可以开展头体分离过程的分析, 模拟动态分离过程, 甚至考虑控制律^[8]。但是数值仿真一次只能对单一工况进行模拟, 动态模拟耗时和成本仍然比较高。最大困难是目前缺乏对数值计算本身可信度的验证 (verification) 和确认 (validation), 给飞行器设计工作带来了风险^[9-10]。

临近空间飞行器的分离问题, 还有自身的特殊性, 高马赫数带来了化学反应、非平衡效应对气动特性的影响^[11], 跨流域问题涉及流动是连续流、过渡流还是稀薄流动的复杂性^[12-13], 即使采用 CFD 方法或者地面试验手段开展临近空间飞行的飞行器的静态气动特性的模拟, 无论理论研究, 还是开展工程研制都是困难和有挑战性的问题^[14]。同时分离过程的动态特性, 采用准定常假设, 可能会导致计算不准确, 甚至计算错误。因此, 如何正确评估出气动特性对临近空间分离的影响显得非常重要。

综上所述, 目前并没有一种方法可以为大气层内高速分离问题的评估提供准确的模拟。设计上更关心的不是对分离过程的正确模拟, 更关注分离的安全裕度和鲁棒性, 在允许的偏差范围内, 分离是否仍然安全。Monte Carlo 打靶分析方法是一种有效的方法, 可以克服上述方法的不足, 给分离的安全性评估提供有价值的结论。Monte Carlo 打靶方法的基本原理是在已有分离气动数据库的基础上, 通过引进一个满足某种分布的随机变量, 产生某些在允许偏差范围内变动的随机参数, 作为单次分析的输入量, 通过大量的分析,

从统计的角度评估这些参数变动对分离过程的影响。Monte Carlo 分析方法的优点是计算量小, 结果覆盖性强, 可以分离出多种因素对分离结果的影响。Tartabini 等^[14]用 Monte Carlo 打靶分析方法分析了飞行姿态和飞行参数相关的分离条件在 3σ 范围内变化对 X-43A 在马赫数为 10 的条件下分离的安全性评估, 陈波等^[15]用 Monte Carlo 方法分析了正态分布的随机量来模拟弹射力、导弹质量、惯矩、分离高度等偏差引起的分离边界。本文将利用 Monte Carlo 打靶分析方法开展气动特性偏差对头体分离的安全性开展评估, 能够以比较少的计算量, 通过覆盖偏差条件, 实现对头体分离安全性的全面和准确的评估。

1 Monte Carlo 打靶分析方法

分析由初始分离条件开始, 根据飞行器在每一时刻的位置和飞行器与箭体之间的相对几何关系, 从气动特性数据库中插值确定当前时刻的气动力。然后, 随机地在误差范围内确定误差值, 从而得到包含误差的气动力的特性。最后由六自由度运动方程确定下一时刻的位置, 以此推进, 直到头体距离足够安全, 仿真分析结束。分离过程中的每一个步骤都要对分离的安全性进行判断, 一旦发现飞行器与箭体发生相撞, 宣告分离失败, 中止仿真。上述分析仿真步骤通常反复进行上千次, 每次仿真的气动特性都由随机变量获取, 以保证仿真结果具有充分的可靠性和覆盖性。

1.1 标准气动特性数据库

参考 CFD 数值仿真与弹道方程耦合仿真的结果, 确定分离体之间的几何位置状态的网格化状态, 完整覆盖耦合仿真结果。通过 CFD 数值仿真计算产生上述状态下的准定常气动力特性, 构建出一个完整的气动特性数据库。气动力数据库要求能够覆盖所有分离过程中可能的分离姿态。

分离过程持续时间很短, 耦合分析表明, 整个分离过程中飞行器速度变化不超过 3m/s , 因此尽管这个速度变化对分离过程很重要, 但是对气动特性变化并不重要, 在气动特性预测上可以不考虑飞行器速度变化的影响。同时, 假定飞行器和箭体分离发生在一个平面上, 暂不考虑横侧向气动特性, 以简化问题。耦合仿真表明, 分离过程的法向位置变化不到 0.2m , 上述假设是合理的。

气动数据库的自变量为：两个物体之间的距离 dL ，飞行器姿态角 α_1 ，运载器姿态角 α_2 。

气动特性数据库是一个三维数据库，每个维度包含 6 个状态，状态根据耦合仿真结果确定，数

据库共计由 216 个状态组成。采用 N-S 方程求解准定常状态获得，精度较高，状态如表 1 所示。已知分离体的位置及姿态后，采用三线性插值，就可以得到该时刻的气动力特性。

表 1 计算状态参数

飞行高度/km	马赫数	飞行器攻角/ (°)	运载器攻角/ (°)	分离间距/m
70	23	0, -5, -10, -15, -20, -25	0, 5, 10, 15, 20, 25	0, 0.1, 0.3, 0.8, 1.5, 2.5
80	23	-2, -1, 0, 1, 2, 4	-20, -10, -5, 0, 5, 10	0, 0.1, 0.3, 0.8, 1.5, 2.5

1.2 伪随机数的生成

素数模乘同余发生器获得满足均匀分布的伪随机数：

$$X_{i+1} = aX_i \bmod m$$

$$\delta = r_i = X_i / m$$

r_i 为服从均匀分布的伪随机数。

由伪随机数生成满足各种分布的随机数的过程称为随机变量的抽样，本文采用正态分布的抽样，公式为：

1) 产生 $r \sim U(0, 1)$ ；

2) 计算 $y = \sqrt{-2 \ln a}$ ，其中 $a = \begin{cases} r, & r \leq 0.5; \\ 1-r, & r > 0.5 \end{cases}$

3) 令 $X = \text{sign}(r - 0.5) \left(y - \frac{c_0 + c_1 y + c_2 y^2}{1 + d_1 y + d_2 y^2 + d_3 y^3} \right)$ ，其中，
 $c_0 = 2.515517$, $c_1 = 0.802853$, $c_2 = 0.010328$,
 $d_1 = 1.432788$, $d_2 = 0.189269$, $d_3 = 0.001308$,
 产生的 $X \sim N(0, 1)$ 。

4) 令 $Y = \sigma X + \mu$ ，则 Y 服从均值为 μ ，方差为 σ 的正态分布。

1.3 气动特性的修正

通过气动数据库插值得到的是标准的气动特性，在每次仿真中，借助伪随机数，以气动偏差的形式对标准气动特性进行修正。修正公式为：

$$F_{\text{modify}} = F + \delta \cdot \Delta \cdot F$$

其中， F 是气动数据库插值得到的气动力（或力矩）， δ 是服从正态分布的随机数， Δ 是气动力误差宽带或力矩误差宽带。在本文中，气动力特性误差宽带设定为 50%，俯仰力矩误差宽带设定为 100%。单次的分离过程仿真过程中伪随机数 δ 保持不变。通过监测子样的分布情况，可以确定分离仿真计算子样的数量足够多，保证随机数的

取值能够覆盖整个误差带宽范围。经过分析，3000 次仿真能够满足覆盖性要求。修正后的气动特性参与飞行器的动力学计算。

1.4 碰撞判据

每一步迭代计算后，需要判断飞行器与箭体之间是否发生碰撞，一旦飞行器与运载器之间在空间中发生重叠或相交，即宣布本次仿真分离过程失败，计算中止。采用一个更加偏严格的判据，对箭体和飞行器是否发生碰撞进行识别。当满足如下关系时候，即宣告两者发生碰撞，仿真中止：

$$\delta < (\delta_1 + \delta_2)$$

其中， δ 表示飞行器质心与箭体质心之间的距离， δ_1 表示飞行器质心到后端面的距离， δ_2 表示箭体质心到前端面的距离。当飞行器质心与箭体质心之间的距离大于 δ_1 和 δ_2 之和时，飞行器是安全的，不会与箭体发生碰撞。

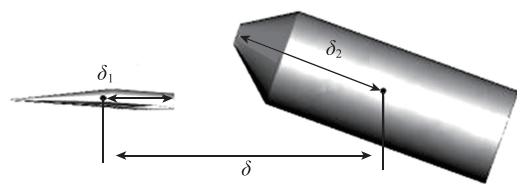


图 1 头体分离姿态安全性判据

2 仿真结果

本文对两个例子进行了飞行器和箭体分离的 Monte Carlo 打靶分析仿真分析，每一例子共计进行了 3000 次打靶仿真。两个例子均是马赫数为 23，不同的是第一个例子的飞行高度为 70km，攻角为 0° ，第二个例子的飞行高度为 80km，初始攻角为 10° 。下面分别给出两个例子的分析结果。

2.1 分离高度为 70km 和初始攻角为 0°

图 2 给出了飞行器质心位置变化，图中每一条

线代表一次仿真结果。图中标识的两条线分别表示采用 CFD 与动力学耦合仿真在相同高度和攻角下马赫数分别为 20 和 25 的仿真结果，后面图中表示相同。图 3~图 5 依次给出了运载器质心位置变化，飞行器攻角变化和运载器攻角变化历程。

图 6 给出了飞行器与运载器之间距离的变化历程。经过统计，发现 0.3% 的分离过程失败。因此，70km 高度条件下的分离过程，存在分离过程发生碰撞的可能性。但是发生碰撞的概率非常低，采取一些措施，能够消除发生碰撞的可能性。

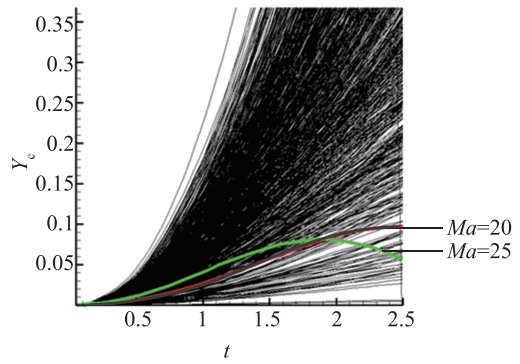


图 3 运载器质心位置变化

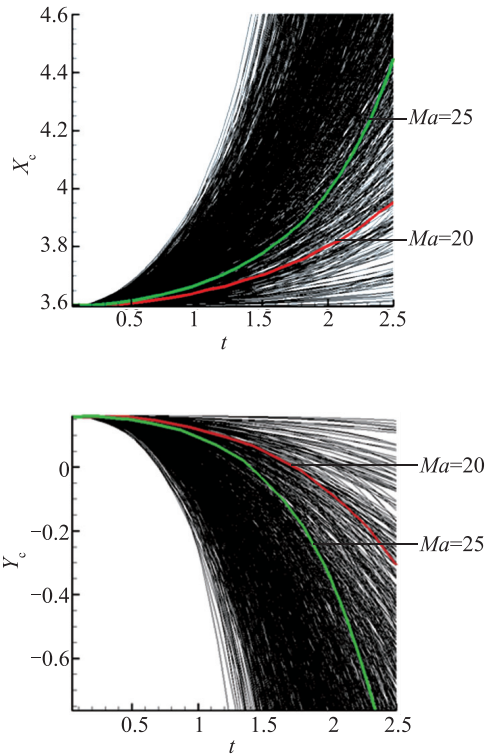


图 2 飞行器质心位置变化

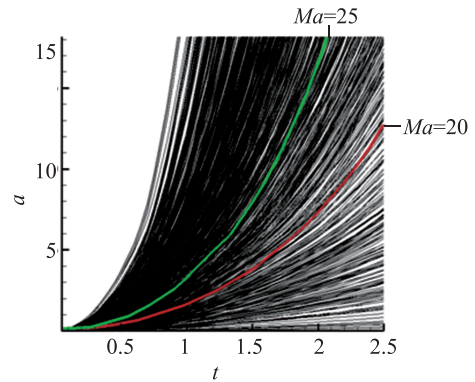


图 4 飞行器攻角变化

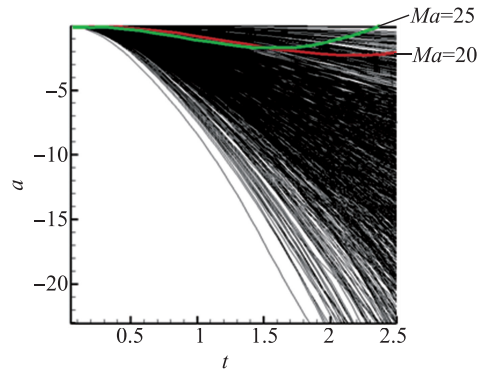


图 5 运载器攻角变化

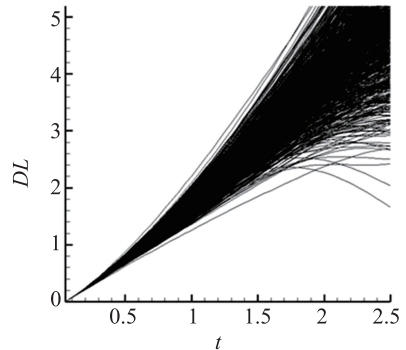
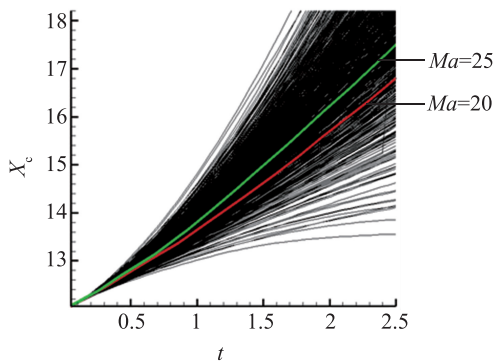


图 6 飞行器与运载器之间距离变化

2.2 分离高度为 80km 和初始攻角为 10°

飞行器整体尺寸为米级，在 80km 高空高马赫数飞行的 Kn 数比较小，整体处于连续流状态，但是局部区域已经有过渡流动特征，相关研究可以参见文献 [16]。

图 7 给出了飞行器质心位置变化，图中每一条线代表一次仿真结果。图中标识的两条线分别表示采用 CFD 与动力学耦合仿真在相同高度和攻角下马赫数分别为 20 和 25 的仿真结果，后面图中表示相同。图 8~图 10 依次给出了运载器质心位置变化，飞行器攻角变化和运载器攻角变化历程。

图 6 给出了飞行器与运载器之间距离的变化历程。经过统计，发现所有的分离过程都不会发生碰撞。因此，80km 高度条件下的分离过程，是比较安全的，即使在气动特性的偏差条件下，也不会发生由于气动特性引起的碰撞的可能性。

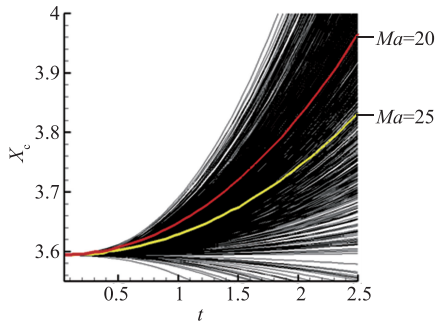


图 7 飞行器质心位置变化

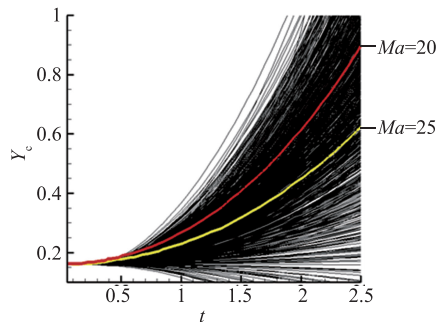


图 8 运载器质心位置变化

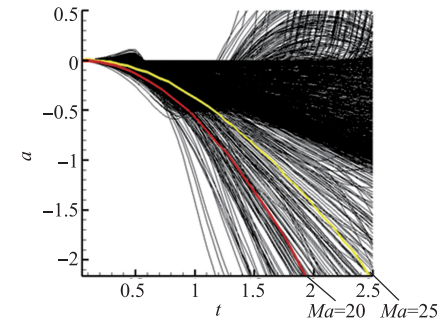


图 9 飞行器攻角变化

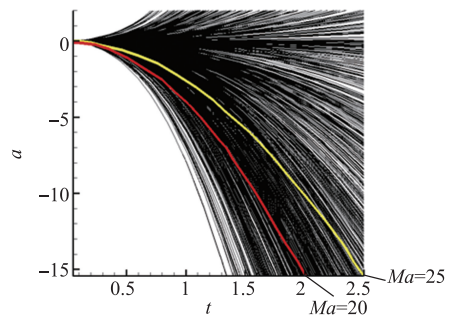


图 10 运载器攻角变化

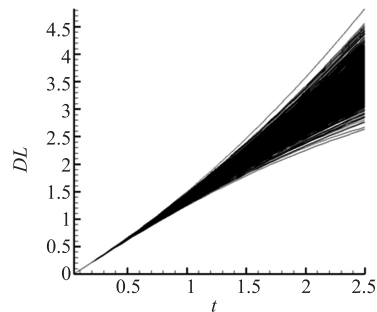
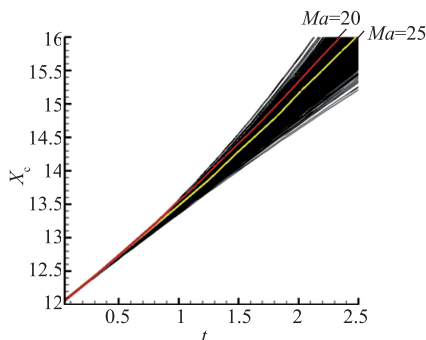


图 11 飞行器与运载器之间距离变化

3 结论

采用 Monte Carlo 打靶方法评估了分离气动特

性对临近空间飞行器与运载器在大气层内分离的安全性。研究表明, Monte Carlo 打靶方法中引入了误差的随机分布, 可以有效识别不确定性因素对飞行安全性的影响, 从而提高分析结果的可靠性和工程可用性, 并指导工程设计的改进。在无法完全评估偏差因素对分离过程的影响下, Monte Carlo 打靶方法在飞行器设计上可以提供覆盖性的评估结果。该方法还可用在多种因素的影响评估上发挥作用。在后续研究中, 将进一步利用 Monte Carlo 打靶方法分离单一因素对分离过程的影响评估, 开展多重独立不确定性干扰源作用下, 对分离过程的安全性影响研究。

参考文献

- [1] Joyce P J, Pomroy J B, Grindle L. The Hyper-X launch vehicle: challenges and design considerations for hypersonic flight testing [R]. AIAA 2005-3333, 2005.
- [2] Bermdez L M, Gladden R D, Jeffries M S, et al. Aerodynamic characterization of the Hyper-X launch vehicle [R]. AIAA 2003-7074, 2003.
- [3] 王元靖, 吴继飞, 陶洋, 等. 高超声速多体干扰与分离试验 [J]. 航空动力学报, 2010, 25 (4): 902-906.
- [4] 王飞, 祝汝松, 张俊生. 卡尔曼滤波在某跨声速风洞 CTS 机构连续动态轨迹捕获试验技术中的应用 [J]. 实验流体力学, 2015, 29 (1): 103-108.
- [5] 杨益农, 贾区耀. 多体分离抛撒初条件与分离特征参数 [J]. 宇航学报, 2005, 26 (2): 140-142.
- [6] 贾区耀, 杨益农, 蒋增辉. 风洞自由飞实验结果的精度、准度 [J]. 宇航学报, 2005, 30 (6): 2082-2085.
- [7] 王巍, 刘君, 白晓征, 等. 非结构动网格技术及其在超声速飞行器头罩分离模拟中的应用 [J]. 空气动力学学报, 2008, 26 (1): 131-135.
- [8] Clifton J D, Ratcliff C J, Bodkin D J, et al. Determining the stability and control characteristics of high-performance maneuvering aircraft using high-resolution CFD simulation with and without moving control surfaces [R]. AIAA 2013-0972, 2013.
- [9] 邓小刚, 宗文刚, 张来平, 等. 计算流体力学中的验证与确认 [J]. 力学进展, 2007, 35 (2): 279-288.
- [10] American Institute of Aeronautics and Astronautics Staf. AIAA guide for the verification and validation of computational fluid dynamics simulations [C]. AIAA G-007-1998, 1998.
- [11] James N M, Vincent C J R, Simmonds A L. Non-equilibrium effects for hypersonic transitional flows [R]. AIAA 1987-0404, 1987.
- [12] 王智慧, 鲍麟, 童秉纲. 高超声速尖头体驻点热流从连续态过渡到稀薄态的变化特征和桥函数研究 [J]. 中国科学 G, 2009, 39 (8): 1134-1140.
- [13] Wang W L, Boyd I D. Continuum breakdown in hypersonic viscous flows [R]. AIAA 2002-0651, 2002.
- [14] Tartabini P V, Bose D M, Thornblom M N, et al. Mach 10 stage separation analysis for the X43-A [C]. AIAA 2006-1038, 2006.
- [15] 陈波, 刘刚, 肖涵山, 等. 基于蒙特卡罗模拟的导弹分离边界计算方法研究 [J]. 空气动力学学报, 2012, 30 (4): 508-513.
- [16] 李志辉, 蒋新宇, 吴俊林, 等. 求解 Boltzmann 模型方程高性能并行算法在航天跨流域空气动力学应用研究 [J]. 计算机学报, 2016, 39 (9): 1801-1811.