方形截面飞行器多配平点时的运动特性分析

陈琦*, 袁先旭, 陈坚强, 谢昱飞

中国空气动力研究与发展中心计算空气动力研究所, 绵阳 621000

* E-mail: chenqi@mail.ustc.edu.cn

收稿日期: 2017-05-31; 接受日期: 2017-10-20; 网络版发表日期: 2018-06-15

国家自然科学基金(批准号: 11172315, 11372341, 11532016)资助项目

摘要 飞行器从发射阶段到巡航阶段, 飞行速度跨度很大, 而随着马赫数的变化, 飞行器的稳定特性可能会发生显著改变, 甚至会发生配平点数量改变的极端情况, 对飞行安全产生不利影响. 针对某方形截面细长飞行器外形, 采用数值模拟的手段, 研究飞行器由稳定转变为不稳定、由单个配平点转变为3个配平点后, 其运动特性变化的问题. 研究表明, 该飞行器存在一临界马赫数, 低于该马赫数, 飞行器俯仰方向存在唯一的配平攻角; 大于临界马赫数, 飞行器配平点转变为3个, 新衍生的两个配平点是稳定的, 而原有的配平点转变为不稳定的. 在3个配平点情况下, 飞行器的俯仰运动在相图上呈现鞍结点分岔形态, 且最终收敛位置对初值条件高度敏感. 飞行器可能收敛到其中的一个稳定配平点, 但来流条件的微小变化, 就有可能使飞行器的收敛位置转变到另一个配平点.

关键词 稳定性, 方形截面弹, 配平攻角, 非定常, 数值模拟

1 引言

传统的导弹类飞行器多使用圆形截面布局, 但出于对隐身性能、内部组件的封装以及可以更好地整合到发射平台等诸方面的考虑, 非轴对称的飞行器机身布局, 如椭圆截面、方形截面甚至三角形截面等, 正引起人们极大的兴趣^[1~5]. 相关的研究表明^[6~10], 相对于同样体积的圆形截面的机身布局, 某些特定的非轴对称的机身布局可以显著提升法向力, 改善升阻比等. 但非圆截面外形也带来了不少的气动问题, 特别是三角形截面和方形截面飞行器, 其流场远比轴对称截面飞行器复杂, 同时, 流动分离被固定在尖锐的边上, 引起的体涡比预期中的要强很多. 这些因素将可能导致

大的涡-翼的相互作用, 使飞行器的稳定性降低.

以某方形截面飞行器为例, 风洞试验^[11]和数值计算^[12]均发现, 来流马赫数低于临界值时, 该飞行器在配平攻角附近是稳定的; 但当来流马赫数大于临界值时, 飞行器在该配平点附近是不稳定的, 且同时衍生出另外两个稳定的配平点. 飞行器的稳定性随马赫数改变而发生分岔的现象, 在返回舱等钝头体外形中较为常见. 如美国的猎户座飞船^[13], 日本的轨道再入实验飞船OREX^[14], 类联盟号返回舱^[15]等, 在配平攻角区均出现过动不稳定现象. 针对此现象, 张涵信等人^[16]和袁先旭等人^[17]应用非线性动力学理论对飞船返回舱的俯仰运动进行了定性理论分析, 给出了动稳定性判据及实现分岔的条件和分岔临界马赫数.

引用格式: 陈琦, 袁先旭, 陈坚强, 等. 方形截面飞行器多配平点时的运动特性分析. 中国科学: 技术科学, 2018, 48: 729–735

Chen Q, Yuan X X, Chen J Q, et al. Analysis of kinematic characteristics of square cross section vehicle at multi-trim angle of attack (in Chinese). Sci Sin Tech, 2018, 48: 729–735, doi: 10.1360/N092017-00166

本文则针对细长体方形截面飞行器外形, 采用数值模拟的手段, 研究飞行器在由稳定转变为不稳定, 由单个配平点转变为3个配平点后, 飞行器运动特性的改变. 研究发现, 对该飞行器, 在单个配平点时, 飞行器的运动形态为稳定的“结点”; 而随着马赫数的改变, 飞行器的配平点增加到3个, 此时, 飞行器的运动出现典型的“鞍结点”分岔现象.

2 数值方法和研究外形

2.1 数值方法

在数值求解非定常Navier-Stokes方程时, 空间离散格式采用原始变量NND(none oscillation, none free parameter, dissipative difference scheme)格式^[18], 限制器选用min-mod限制器, 边界条件为: 远场采用无反射边界、物面速度满足无滑移条件, 物面温度边界给定绝热壁; 非定常时间推进采用Jameson的双时间步方法^[19]; 在求解刚体动力学方程时, 采用显示四阶龙格-库塔方法进行求解. 采用松耦合的方式解决Navier-Stokes方程和刚体动力学方程的耦合求解问题, 两组方程分别独立求解, 在时间域上交错推进, 从而获得耦合系统的响应.

2.2 研究外形

计算模型为方形截面弹外形, 参考文献^[12]生成, 由一个圆弧形头部和方形截面的弹身组成, 如图1所示. 弹身总长 $L=13D$, $D=93.98\text{ mm}$, 头部为切线圆弧, 长 $3D$, 圆弧半径 $R=6.717D$. 弹身截面为 $1D\times 1D$ 的正方形. 弹身尾部有4片“十”字布局的三角小翼, 小翼的长

图1 方形截面导弹模型和表面网格

和高均为 D , 宽为 $0.1D$.

3 静态气动力特性分析

计算马赫数范围在1.2~6.0之间, 以弹体全长为参考长度的雷诺数 $Re=1.6\times 10^7$. 力矩参考点在弹长的0.47处. 飞行器俯仰运动的转动惯量取 $J_z=2.0$.

从图2不同马赫数时俯仰力矩随攻角变化的模拟结果可以看到, 此飞行器存在一临界马赫数 Ma_{cr} . 在图2(a)中, 当来流马赫数低于临近马赫数时, 飞行器存在唯一的配平攻角 $\alpha_c=0^\circ$; 在配平点附近, 俯仰力矩对攻角的斜率为负, 表明该配平点是静稳定的; 随着马赫数增大, 在不断逼近临近马赫数的过程中, 俯仰力矩对攻角斜率的量值不断降低, 表明该配平点随着马赫数的增加, 静稳定度不断降低.

而在图2(b)中, 当来流马赫数大于临近值以后, 俯仰方向的配平点增加到3个. 其中, $\alpha_{c2}=0^\circ$ 仍是配平点之一, 但该配平点由静稳定转变为静不稳定, 随着马赫数增加, 静不稳定性也随之增加. 另外两个配平点围绕 α_{c2} 呈对称分布, 随着来流马赫数的增加, 配平攻角的量值略有增加, 以 $Ma=2.5$ 为例, $\alpha_{c1}=-12.6^\circ$, $\alpha_{c3}=12.6^\circ$.

图2 低于临界马赫数时(a)和大于临界马赫数时(b)俯仰力矩随攻角变化曲线

在不同的数值计算和风洞试验中, 均发现了方形截面飞行器在较高马赫数时出现的这种现象, 但导致飞行器气动特性显著改变的原因和机理尚无明确的研究结论, 本文则专注于研究配平点数量改变时对飞行器运动特性的影响。

4 运动特性分析

4.1 单个配平点时的运动特性分析

根据第3节静态气动力的分析, 来流马赫数低于临界马赫数时, 飞行器是静稳定的. 对飞行器的运动特性的研究, 还需要结合飞行器的动态稳定性来进行分析. 图3给出了不同马赫数时, 飞行器强迫俯仰振荡过程中

图3 (网络版彩图)不同马赫数时俯仰力矩对攻角的迟滞圈

俯仰力矩对攻角的迟滞圈. 迟滞圈的旋转方向均为逆时针方向, 表明飞行器的动导数为负, 即飞行器是动稳定的. 这意味着飞行器在配平点附近振荡时, 飞行器对气体做功, 气体对飞行器的振荡起阻尼作用。

图4(a)以马赫数 $Ma=2.2$ 为例, 给出了从不同初始攻角释放后, 飞行器自由振荡的时间历程曲线. 可以看到, 飞行器的振荡过程不断衰减, 最终收敛到配平位置 $\alpha_c=0^\circ$. 图4(b)还给出了不同马赫数时(均低于临界马赫数), 飞行器从相同初始攻角释放后, 飞行器自由振荡的时间历程曲线. 与图4(a)的结论类似, 在低于临界马赫数时, 飞行器的自由运动最终都会收敛到配平位置。

4.2 三个配平点小扰动时的运动特性分析

随着来流马赫数的增加, 飞行器的配平点由1个增加到3个, 其中有两个稳定的配平点呈对称分布. 与前述分析方法类似, 首先研究飞行器在配平点附近的动稳定特性. 仍以马赫数 $Ma=2.5$ 为例, 其动导数随攻角的变化见图5, 可以看到, 在 $\alpha_{c1}=-12.6^\circ$ 和 $\alpha_{c3}=12.6^\circ$ 两个配平点附近, 其动导数的值均为负, 表明飞行器在配平点附近是静稳定的。

此时, 可以预见, 若飞行器从任一配平点附近释放, 飞行器的自由振荡将收敛到距离初始释放位置最近的一配平点. 图6给出了从不同初始攻角释放后, 方形截面飞行器自由振荡过程中俯仰角速度对攻角的相图. 从图6的模拟结果可以看到, 对配平点 $\alpha_{c3}=12.6^\circ$, 其吸引域范围为 $(0^\circ, 17^\circ]$, 在该攻角范围内, 飞行器释放后均收敛到 α_{c3} 配平点. 而配平点 $\alpha_{c1}=-12.6^\circ$ 对应的吸

图4 (网络版彩图)攻角变化的时间历程曲线(a)和不同马赫数时攻角随时间的变化曲线(b)

图5 (网络版彩图)动导数随攻角变化曲线($Ma=2.5$)

引域范围为 $[-17^\circ, 0^\circ]$.

飞行器的初始释放位置距离配平点越远, 相当于施加了越大的扰动, 因而, 上述结论可简单总结为, 在小扰动情况下, 3个配平点飞行器的运动特性与单个配平点时并无本质区别, 最大的不同是飞行器的吸引子个数和吸引域范围的大小.

4.3 三个配平点较大扰动时的运动特性分析

随着初始攻角的加大, 也即扰动的增加, 飞行器的运动特性也会发生相应的改变. 从图7的模拟结果可以看到, 随着初始攻角 α_0 增加到 18° , 此时若按照小扰动的理论, 飞行器的俯仰运动将收敛到距离其最近的配平点, 即 $\alpha_{c3}=12.6^\circ$, 但模拟结果却显示, 飞行器的俯仰

图6 (网络版彩图)较小扰动时俯仰角速度-攻角相图

运动收敛到另一个配平点 $\alpha_{c1}=-12.6^\circ$. $\alpha_0=19^\circ$ 的模拟结果与上述一致. 而当 α_0 再进一步增大, $\alpha_0=20^\circ$ 和 21° 时, 飞行器俯仰运动的收敛位置再次回到 12.6° .

从非线性动力系统分岔理论的观点来看, α_{c2} 是典型的“鞍点”, 而 α_{c1} 和 α_{c3} 则是稳定的“结点”, 飞行器的俯仰运动随初始条件的改变呈现典型的“鞍结点”分岔现象.

上述飞行器俯仰运动的收敛位置随初始攻角增加而来回切换的现象一直持续, 在模拟的攻角范围内, 飞行器的收敛位置每隔 2° 攻角来回切换一次. 图7(b)是 $\alpha_0=39^\circ$ 和 40° 时, 俯仰角速度对攻角的相图, 在初始很长的一段时间内, 飞行器的运动轨迹都几乎相同, 但最终的收敛位置却相距甚远. 正所谓“失之毫厘, 谬以

图7 (网络版彩图)较大扰动时俯仰角速度-攻角相图

千里”,不同初始条件对飞行器运动特性的影响可见一斑.

造成上述现象的主要原因是,飞行器由1个配平点后,配平点的吸引域范围发生了显著改变.对本文的方形截面细长体飞行器,在计算攻角范围内,在只有一个配平点 $\alpha_c=0^\circ$ 时,其吸引域范围为 $[-40^\circ, 40^\circ]$;在配平点增加到3个后,有两个稳定的配平点,对应的吸引域分别为 $[-17^\circ, 0^\circ)$, $(0^\circ, 17^\circ]$,每个配平点的吸引域都比较小.

在扰动较小时, $\alpha_0 \in (0^\circ, 17^\circ]$, 飞行器的俯仰运动仍然被限定在各自的吸引域范围内;当扰动增大到一定程度后, $\alpha_0 \in [18^\circ, 19^\circ]$, 超出了该配平点(12.6°)吸引域的范围,其运动就会跨过该吸引域,到达另一个配平点(-12.6°)的吸引域范围,从而被另一个配平点“捕获”;但扰动继续增大后, $\alpha_0 \in [20^\circ, 21^\circ]$, 虽然俯仰运动跨过了 $\alpha_{c3}=12.6^\circ$ 配平点的吸引域,并到达 $\alpha_{c1}=-12.6^\circ$ 配平点的吸引域,但对 α_{c3} 而言,该扰动仍然属于“大扰动”,因而俯仰运动再次挣脱束缚,回到 α_{c1} 的吸引域,并最终收敛到该配平点.当扰动再次增大后,飞行器的俯仰运动将首先围绕两个配平点来回振荡,最终收敛的位置与初始条件高度相关.

需要说明的是,这里“小扰动”、“大扰动”的概念只具有相对意义,主要依据对运动特性的影响进行分类.不同来流参数下,如随着马赫数增加,配平点的吸引域范围增大,“大扰动”也可能转变为“小扰动”.

4.4 其他因素对运动特性的影响分析

影响飞行器运动特性的因素很多,除了起始攻角外,转动惯量以及初始角速度等都会对飞行器的运动特性产生较大的影响.图8是固定初始攻角 $\alpha_0=13^\circ$,但对飞行器施加了不同初始俯仰角速度的模拟结果,从模拟结果来看,与增大初始攻角的效果类似,当初始俯仰角速度增大到一定数值后,飞行器的俯仰运动也会发生“鞍结点”分岔.

图8 (网络版彩图)不同初始角速度时俯仰角速度-攻角相图

5 总结

针对方形截面细长体飞行器俯仰方向配平点数量随来流马赫数变化而改变的现象,采用数值模拟的方式研究了其运动特性,主要有以下结论.

(1) $Ma \leq 2.2$ 时,方形截面飞行器俯仰方向运动表现为稳定的“结点”形态; $Ma \geq 2.4$ 之后,飞行器的配平点由1个转变到3个,运动形态表现为“鞍结点”分岔.

(2) 配平点数量随马赫数增加而增加后,单个稳定结点的吸引域范围也相应缩小,导致其运动特性对初始条件的变化更敏感.初始释放位置相差 1° 攻角,俯仰运动最终的收敛位置却可能相差 25° ,从而给飞行控制系统的设计带来巨大挑战,在飞行器设计阶段就应尽量避免这种情况出现.

(3) 飞行器配平点数量随来流马赫数不同而改变的现象,以往只在飞船返回舱外形上有所发现,如今细长体外形也出现该现象,应引起飞行器设计人员足够的重视.

参考文献

- Birch T J, Cleminson J R. Aerodynamic characteristics of a square cross-section missile configuration at supersonic speeds. In: 22nd Applied Aerodynamics Conference and Exhibit. Providence, 2004. AIAA 2004-5197
- 陈琦, 陈坚强, 袁先旭, 等. 飞行器俯仰振荡对滚转特性的影响. 力学学报, 2016, 48: 1290-1300
- Mahjoob S, Mani M, Taeibi-Rahni M. Aerodynamic analysis of circular and noncircular bodies using computational and semi-empirical methods.

- [J Aircraft](#), 2004, 41: 399–402
- 4 孙凯军, 宋文萍, 韩忠华. 基于Kriging模型的高超声速舵面优化设计. *航空计算技术*, 2012, 42: 9–12
 - 5 陈坚强, 陈琦, 袁先旭, 等. 方形截面飞行器上仰机动对滚转特性影响的数值模拟研究. *航空学报*, 2016, 37: 2565–2573
 - 6 陶洋, 袁先旭, 范召林, 等. 方形截面导弹摇摆特性数值研究. *空气动力学学报*, 2010, 28: 285–290
 - 7 Sahu J, Sifton S, Heavey K. Numerical computations of supersonic flow over non-axisymmetric configurations. In: 22nd Applied Aerodynamics Conference and Exhibit. Providence, 2004. AIAA2004-5456
 - 8 C Hoke, V Burnley, G Schwabacher. Aerodynamic analysis of complex missile configurations using AVUS (Air Vehicles Unstructured Solver). In: 22nd Applied Aerodynamics Conference and Exhibit. Providence, 2004. AIAA2004-5452
 - 9 J Sahu, K Heavey. Computations of supersonic flow over a complex elliptical missile configuration. In: AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Chicago, 2009. AIAA2009-5714
 - 10 李剑, 李斌, 敬代勇. 方形截面导弹气动特性数值研究. *弹箭与制导学报*, 2015, 35: 111–113
 - 11 Floyd J Wilcox, Trevor J Birch. Force, surface pressure, and flowfield measurements on a slender missile configuration with square cross-section at supersonic speeds. In: 22nd Applied Aerodynamics Conference and Exhibit. Providence, 2004. AIAA2004-5451
 - 12 Birch T J, Petterson K. CFD predictions of square and elliptic cross-section missile configurations at supersonic speeds. In: 22nd Applied Aerodynamics Conference and Exhibit. Providence, 2004. AIAA2004-5453
 - 13 James S G, Benjamin S K, Randolph P L, et al. Crew Exploration Vehicle (CEV) crew module shape selection analysis and CEV aeroscience project overview. In: 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, 2007. AIAA2007-603
 - 14 Matsumoto S, Kondoh Y, Nagai S, et al. Aerodynamic oscillation and attitude control analysis for reentry capsule using OREX flight data and wind tunnel data. In: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. San Diego, 2016
 - 15 Zhang H X, Zhang Z, Yuan X X, et al. Physical analysis and numerical simulation for the dynamic behaviour of vehicles in pitching oscillations or rocking motions. [Sci China Ser E-Tech Sci](#), 2007, 50: 385–401
 - 16 张涵信, 袁先旭, 叶友达, 等. 飞船返回舱俯仰振荡的动态稳定性研究. *空气动力学学报*, 2002, 20: 247–259
 - 17 袁先旭, 陈琦, 张涵信, 等. 再入飞行器失稳的分叉理论分析与数值仿真验证. *气体物理*, 2016, 1: 12–26
 - 18 Zhang H X, Zhang F G. NND schemes and their application to numerical simulation of two and three dimensional flows. [Adv Appl Mech](#), 1991, 29: 193–256
 - 19 Jameson A. Time dependent calculation using multi-grid with application to unsteady flows past airfoils and wings. In: 10th Computational Fluid Dynamics Conference. Honolulu, 1991. AIAA-1991-1596

Analysis of kinematic characteristics of square cross section vehicle at multi-trim angle of attack

CHEN Qi, YUAN XianXu, CHEN JianQiang & XIE YuFei

Computational Aerodynamics Institute of China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China

The velocity range of vehicle is quite considerable from launch phase to cruise phase, and the stability would be significantly altered with the change of Mach number, even worse, the number of trim angle of attack may be altered in some cases. Variety of kinematic characteristics is studied using the numerical simulation method on a square cross section vehicle which was changed from stable to instable, from one trim angle of attack to three trim angles of attack with the increase of Mach number. The simulation results show the existence of the critical Mach number M_{cr} in the aspect of stability. The vehicle is stable nearby the unique equilibrium point where Ma is smaller than M_{cr} ; otherwise, the number of equilibrium points would increase to three, the pre-equilibrium point is instable and the two new equilibrium points are stable. The saddle-node bifurcation phenomenon will take place in the pitching motion of the vehicle in case of having three equilibrium points, and the final convergent position is extremely sensitive to the variety of initial condition. The pitching motion could be convergent to one trim angle of attack under certain conditions, but the convergence may alter to the other trim angle of attack with little change in the initial conditions.

stability, square cross section missile, trim angle of attack, unsteady, numerical simulation

doi: [10.1360/N092017-00166](https://doi.org/10.1360/N092017-00166)