



基于气动导数的高压捕获翼飞行器纵向稳定性数值研究

常思源¹, 田中伟^{2*}, 李广利^{1,3}, 肖尧^{1,3}, 崔凯^{1,3}

1. 中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190;

2. 中国科学院力学研究所宽域飞行工程科学与应用中心, 北京 100190;

3. 中国科学院大学工程科学学院, 北京 100049

* E-mail: tzw@imech.ac.cn

收稿日期: 2022-09-26; 接受日期: 2022-11-03; 网络版发表日期: 2023-06-08

国家自然科学基金(批准号: 12002347)和中国科学院基础前沿科学研究计划(编号: ZDBS-LY-JSC005)资助项目

摘要 纵向稳定性是关乎临近空间高超声速飞行器操稳特性、飞行安全和飞行品质的关键因素之一。目前纵向稳定性的研究主要围绕常规单升力面气动布局, 而对具备双升力面结构的高压捕获翼新型气动布局, 相关研究还有待加强。本文面向一种高压捕获翼飞行器, 结合小振幅强迫振荡法、非定常数值模拟方法和最小二乘法辨识纵向气动导数, 详细研究了飞行姿态、振荡参数、来流条件和质心位置等因素的不确定性对飞行器纵向静、动稳定特性的影响规律。研究发现, 当平衡攻角从 -10° 逐渐增大到 14° 时, 纵向静稳定性整体呈现出波动减弱的趋势, 而动稳定性却先小幅波动后迅速增强。振荡频率越大时, 纵向稳定性越强, 但总体影响不太明显; 当振荡幅值低于 2° 时, 气动导数的辨识结果相近, 而在较大的振荡幅值下, 最大攻角附近非定常气动力的迟滞效应显著增强。飞行马赫数增大时, 静、动稳定性均显著减弱, 且对较小的飞行马赫数比较敏感。飞行高度增大时, 静稳定性逐渐减弱而动稳定性却逐渐增强, 且均对较大的飞行高度更加敏感。飞行器纵向质心位置的改变主要对静稳定性影响较大, 而对动稳定性的影响却相当有限。

关键词 高压捕获翼, 数值模拟, 纵向稳定性, 动稳定导数, 不确定性

1 引言

自20世纪50年代超声速燃烧概念的提出, 高超声速飞行器技术已经历了70年的发展, 相关关键技术正在逐步成熟中。面向不同的任务需求, 目前高超声速飞行器主要有轴对称旋成体、升力体、翼身组合体、

翼身融合体和乘波体等几种典型布局^[1]。近年来, 基于超声速有益干扰原理, 国内外许多学者在高超声速飞行器气动布局领域陆续进行了一些新的探索, 如双向飞翼布局^[2]、Busemann双翼布局^[3]、被动乘波体^[4]、高压捕获翼(high-pressure capturing wing, HCW)布局^[5]等。

引用格式: 常思源, 田中伟, 李广利, 等. 基于气动导数的高压捕获翼飞行器纵向稳定性数值研究. 中国科学: 技术科学, 2024, 54: 275-288
Chang S Y, Tian Z W, Li G L, et al. Numerical study on longitudinal stability for HCW aircraft based on aerodynamic derivatives (in Chinese). Sci Sin Tech, 2024, 54: 275-288, doi: 10.1360/SST-2022-0309

HCW新型气动布局由崔凯等人^[6]在2013年正式提出,其基本原理如下:在隆起的机身上方合适的位置添加一个增升薄翼,这样机体头激波会在该薄翼上发生反射,从而在薄翼下表面诱导出很大一片高压区(因此该薄翼称为“高压捕获翼”,简称捕获翼);由于捕获翼上表面压力与来流压力基本相等,这样捕获翼的上下表面将产生一个较大的压力差,使得整机获得较大的升力补偿.另一方面,捕获翼的位置与来流基本平行,且属于薄翼结构,因此其所带来的附加阻力相对有限,从而整机的升阻比也将获得大幅提高.

从HCW布局提出至今已有10年,目前研究工作主要集中在高超声速条件下概念外形的优化设计和基于数值计算/风洞试验的气动力/热性能评估^[5,7]等.同时,为了探究HCW布局用于可重复使用天地往返运载器的潜力,王浩祥等人^[8]和田鹏等人^[9]分别针对其在亚、跨、超宽速域及稀薄过渡流域内的气动特性展开了数值研究.此外,以HCW布局为基础的高气动性能创新构型也陆续涌现,如HIAC构型^[10]、HCW-升力体构型^[11]和HCW-V构型^[12]等.以上研究表明,HCW布局最大的特点是在可以保证较高容积率的同时,在很宽泛的飞行状态下具备较高的升力和升阻比.

对于一款实用飞行器而言,高升阻比很大程度上决定了它能具有较远的航程.然而,先进的高超声速飞行器不仅要能飞得远,更要能飞得稳.文献^[13]指出高速飞行器升阻比的提高通常会伴随操稳性能的严重恶化,维持可用的稳定性和操纵性已成为提高飞行器性能的掣肘.稳定性关乎高超声速飞行器的飞行安全、飞行品质和机动性能等方面,是气动布局设计过程中关心的关键问题之一,近年来不少学者针对多种高超声速飞行器都开展了详细的气动稳定性研究^[14-16].因此,为了使HCW新型布局从概念设计逐步向工程应用推进,对稳定性方面开展相关研究^[17]是很有必要的.

在对飞行器的稳定性进行评判和分析时,气动导数是一个十分关键的参数.目前气动导数的获取手段主要有风洞/飞行试验、理论预测及数值计算.从20世纪90年代起,随着计算机软硬件系统能力的极大提升,计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD)迎来了一个高速发展的黄金时期.从国外经验看,通过CFD数值计算获得气动导数^[18,19]是当今高超声速飞行品质 and 操纵稳定特性研究中一种最理想、最现实的方式,

且可靠性有望接近飞行试验^[20].

在实际飞行过程中,飞行器的运动方式十分复杂,存在诸如飞行马赫数、飞行高度、质心位置等多种不确定性因素的影响.为了考察此类HCW飞行器的稳定性受这些因素的影响情况,本文基于数值计算气动导数,探讨了气动导数数值求解中的关键影响因素,系统地分析了纵向稳定性随主要运动参数的变化规律,为基于HCW气动布局的临近空间高超声速飞行器的动力学分析和控制率设计提供参考和指导.

2 纵向气动导数计算方法

本文采用强迫振荡法^[19]计算纵向动导数.首先给飞行器施加小幅强迫俯仰振荡,通过CFD非定常数值仿真技术获取气动系数随时间的变化历程,然后基于Etkin气动力模型建立动导数与运动状态变量之间的函数关系,最后采用参数辨识方法对时域数据进行处理来计算动导数,进而分析各个因素对飞行器纵向稳定性的影响规律.

2.1 强迫振荡法

目前数值预测动导数的常用方法主要有强迫振荡法和自由振荡法两种.对于简单构型如轴对称弹体,两种方法预测的动导数结果可以互为补充,相互验证;而对于复杂构型如升力体外形,在攻角大于10°后,自由振荡法预测出的动导数往往并不理想,此时更建议采用小幅强迫振荡法来预测动导数^[21].考虑到所研究的高压捕获翼飞行器外形相对比较复杂,因此本文采用强迫振荡法来计算气动导数.

对于俯仰方向,强迫振荡法一般是对飞行器施加一个如下形式的小幅简谐俯仰振荡:

$$\begin{aligned} \alpha(t) &= \alpha_0 + \alpha_m \sin(\omega t), \\ \dot{\alpha}(t) &= q(t) = \omega \alpha_m \cos(\omega t), \end{aligned} \quad (1)$$

式中, α_0 为振荡起始攻角,也称平衡攻角; α_m 为攻角的振荡幅值; $\dot{\alpha}$ 和 q 分别为攻角速度和俯仰角速度; ω 为简谐振荡的圆频率,有 $\omega = 2\pi f$,其中 f 为简谐振荡的频率.

根据Etkin气动模型^[22],飞行器气动力不仅与当前瞬时的运动状态变量有关,还与当前时刻以前的历史效应有关.忽略高阶项,飞行器在该运动模式下所受的俯仰力矩系数 C_m 随时间的变化规律如下:

$$\begin{aligned}
C_m(t) &= C_{m0} + \Delta C_m(t) \\
&= C_{m0} + C_{m\alpha} \Delta \alpha(t) + C_{m\dot{\alpha}} \left(\frac{L_{\text{ref}}}{2V_\infty} \right) \Delta \dot{\alpha}(t) \\
&\quad + C_{mq} \left(\frac{L_{\text{ref}}}{2V_\infty} \right) \Delta q(t),
\end{aligned} \quad (2)$$

式中, C_{m0} 为平衡攻角下的俯仰力矩系数, ΔC_m 为任意时刻下的俯仰力矩系数与 C_{m0} 的差值, L_{ref} 为参考长度, 在本文取飞行器轴向往总长, V_∞ 为来流速度, $C_{m\alpha}$ 为俯仰力矩系数关于攻角 α 的静稳定导数, $C_{m\dot{\alpha}}$ 和 C_{mq} 分别为俯仰力矩系数关于无量纲化的攻角速度 $\dot{\alpha}$ 和俯仰角速度 q 的动稳定导数.

此外, 定义无量纲的减缩频率为

$$k = \frac{L_{\text{ref}} \omega}{2V_\infty}. \quad (3)$$

将式(1)和(3)代入式(2)可得

$$\begin{aligned}
C_m(t) &= C_{m0} + C_{m\alpha} \alpha_m \sin(\omega t) \\
&\quad + (C_{m\dot{\alpha}} + C_{mq}) k \alpha_m \cos(\omega t).
\end{aligned} \quad (4)$$

使用CFD技术对上述强迫简谐俯仰振荡进行非定常数值模拟, 获取俯仰力矩系数的时间历程曲线, 然后进行参数辨识便可以计算出相应的气动导数.

值得说明的是, 采用强迫振荡法求解气动导数虽然有求解精度高、对不同种类的气动导数辨识适用性好等优点, 但存在振荡频率的选取问题^[21], 不当的取值会对气动导数的量值乃至符号产生很大的影响. 因此往往需要结合飞行器的典型飞行状态、质量特性和静导数, 估算出典型的振荡频率.

2.2 CFD数值模拟方法

CFD数值算法方面, 本文基于有限体积法求解三维可压缩Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS)方程, 其中空间离散采用二阶精度的多维TVD格式; 时间推进采用隐式双时间步法; 采用绝热壁面; 黏性通量计算采用二阶中心差分格式, 湍流模型采用目前应用广泛的SST $k-\omega$ 两方程模型. 对于超/高超声速定常流场, 该CFD求解器的可靠性已在文献[8]中进行了详细验证, 因为篇幅有限, 此处不再赘述.

在模拟含运动边界的问题时, 需要采用动网格技术. 为了提高CFD数值模拟的计算精度和效率, 本文采用了全局刚性动网格技术. 其基本思想是令全场网

格随飞行器一起做刚性运动, 计算过程中网格单元仅进行旋转和平移而不进行变形, 即可以始终保持初始的网格质量. 相比局部刚性动网格技术, 全局刚性动网格技术无需对运动和静止网格区域的交界面进行特殊处理, 只需使流场边界随飞行器刚性运动即可, 因此在模拟这类强迫振荡时具有更高的效率.

2.3 气动导数辨识方法

在已知数据模型和数据集的情况下, 求解待定模型参数的过程称为参数辨识. 在动导数的计算过程中, 常用的参数辨识方法有最小二乘法、积分法和迟滞环法.

当采用最小二乘法辨识动导数时, 首先根据式(3), 将俯仰力矩系数表示为

$$C_m(t) = C_{m0} + A \sin(\omega t) + B \cos(\omega t), \quad (5)$$

式中, A 和 B 为待定系数. 然后, 提取CFD数值计算出的最后一个完整周期下的俯仰力矩系数, 建立离散数据集 (t, C_m) , 将其代入式(5)获得超定方程组. 最后通过最小二乘拟合策略得到待定系数, 进而可计算出相应的纵向静、动导数, 具体表达式为

$$\begin{cases} C_{m\alpha} = \frac{A}{\alpha_m}, \\ C_{m\dot{\alpha}} + C_{mq} = \frac{B}{k\alpha_m}. \end{cases} \quad (6)$$

此外, 可以根据气动系数随攻角变化的迟滞环上关键位置的信息计算气动导数, 即所谓的迟滞环法. 对于俯仰力矩系数 C_m 随攻角 α 变化的迟滞环, 如图1所示, “Up”表示上仰运动, “Down”表示下俯运动, 且规定正的俯仰力矩表示抬头力矩, 攻角为正对应抬头(下文亦同). 静导数可以由俯仰运动中最大/最小攻角对应两点连线的斜率来确定, 而组合动导数可以根据俯仰运动中平衡攻角 α_0 对应的两点数值来计算, 具体表达式为

$$\begin{cases} C_{m\alpha} = \frac{C_m^+ - C_m^-}{2\alpha_m}, \\ C_{m\dot{\alpha}} + C_{mq} = \frac{C_m^\uparrow - C_m^\downarrow}{2k\alpha_m}. \end{cases} \quad (7)$$

由上述可知, 根据迟滞环的倾斜方向、面积及旋转方向, 可以在一定程度上判断静、动导数的符号和大小, 进而评估静、动稳定性. 迟滞环的面积表示飞

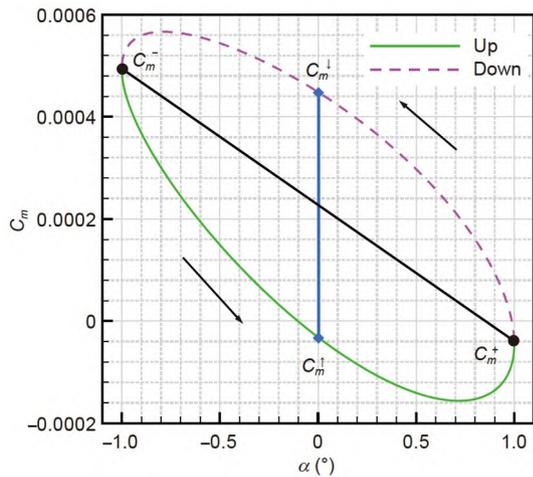


图1 迟滞环法求解气动导数示意图
Figure 1 Schematic diagram of the hysteresis loop method for solving aerodynamic derivatives.

飞行器振荡过程中环境对其做功的大小, 面积越大说明局部动态阻尼越大. 迟滞环的旋转方向表示做功的方向, 在本文规定的符号体系下, 逆时针旋转表示飞行器对环境做功, 对动导数的贡献为负, 起稳定作用; 顺时针旋转表示环境对飞行器做功, 对动导数的贡献为正, 起不稳定作用.

3 方法验证

采用国际通用超声速带翼导弹标模ANF(Army-Navy Basic Finner), 对其进行CFD非定常数值模拟, 计算其纵向组合动导数, 然后将本文结果与文献中获取的风洞试验结果及数值模拟结果进行相互对比, 来检验本文所采用的纵向气动导数数值计算方法的可靠性.

图2给出了ANF导弹标模的几何尺寸示意图, 其中弹径 $D=30\text{ mm}$, 模型尾部具有四片呈“十”字形分布的矩形小翼. 本文采用多块拼接结构网格进行空间离散, 总网格量约为1051万. 壁面法向第一层网格的高度为 $L \times 10^{-5}$, 其中 L 为导弹轴向长度, 对称面、物面及边界层局部的网格分布如图3所示.

非定常模拟时需要以定常模拟的结果作为初始流场, 因此先进行定常模拟, 来流状态为海平面大气参数, 飞行马赫数取 $1.5 \sim 4.5$, 攻角为 0° . 图4给出了 $Ma=4.47$ 下纵对称平面的流场云图, 可以看出, 所用的CFD求解器和网格能很好地刻画出流场中头部激波和

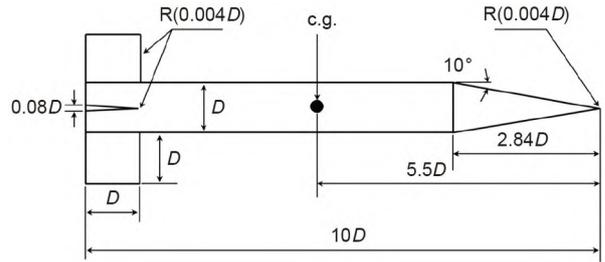


图2 ANF导弹模型示意图
Figure 2 Schematic diagram of the ANF missile model.

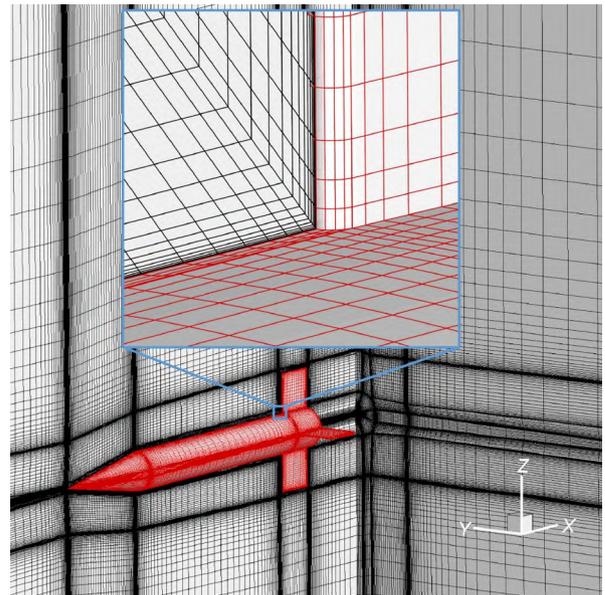


图3 ANF导弹模型计算网格
Figure 3 Computational grid of the ANF missile model.

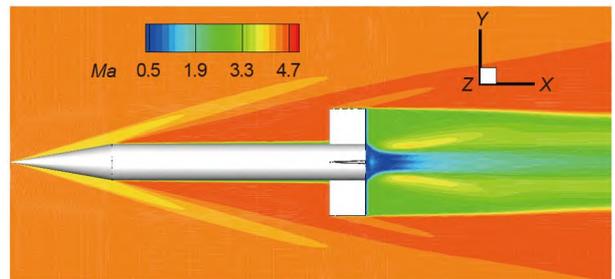


图4 马赫数分布云图($Ma=4.47$)
Figure 4 Mach number contours ($Ma=4.47$).

尾迹区的低速流动等现象.

在对多个马赫数状态开展非定常计算时, 减缩频率取 0.1 , 振幅取 0.25° , 每个振荡周期均计算 200 步. 图

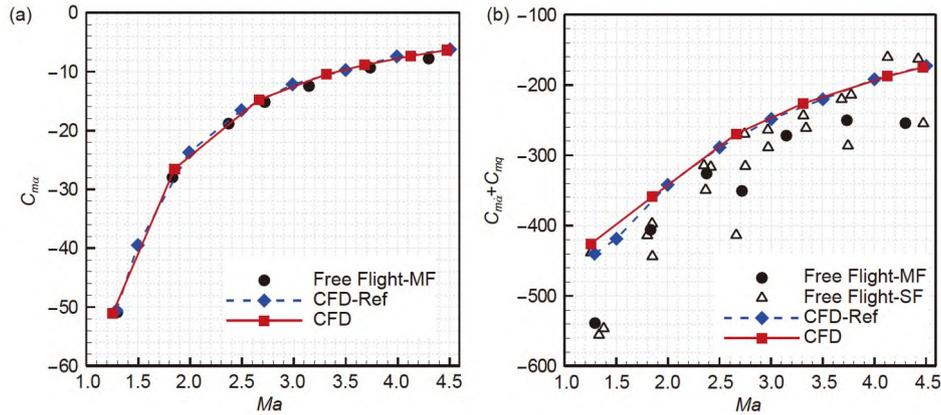


图5 不同马赫数下ANF导弹模型的俯仰静、动导数。(a) 俯仰静导数; (b) 俯仰组合动导数

Figure 5 Pitch static and dynamic derivatives at different Mach numbers of the ANF missile model. (a) Pitch static derivative; (b) pitch combined dynamic derivative.

5给出了不同马赫数条件下基于最小二乘法辨识出的俯仰力矩静导数 $C_{m\alpha}$ 和组合动导数 $C_{m\alpha} + C_{mq}$ 。作为比较, 图中还给出了两组风洞自由飞试验(分别记为MF和SF)结果^[23]以及Bhagwandin和Sahu^[24]的CFD数值模拟结果, 可以看出, 风洞试验的结果具有较大的离散度, 而两种CFD计算结果基本一致, 且与试验结果的趋势和量级吻合良好, 反映本文所用的CFD非定常模拟方法及动导数计算方法在一定程度上是可靠的。

4 高压捕获翼飞行器气动导数计算

4.1 高压捕获翼飞行器

在前期高压捕获翼风洞试验构型^[7]的基础上, 通过若干外形优化, 初步设计了一款面向实际工程应用的高压捕获翼飞行器。该飞行器主要结构由机身、下翼面、背置捕获翼及垂直双支撑构成。全机轴向长度为2.05 m, 展向长度为1.25 m, 俯视投影面积为1.61 m², 质心与机头的轴向距离为1.19 m, 捕获翼前缘顶点与机头的轴向距离为0.85 m。

图6给出了该高压捕获翼飞行器在进行纵向气动导数计算时所用的网格, 网格总量约为1800万(网格收敛性分析见第4.2节)。采用混合型网格, 其中全机壁面由三角形单元划分; 空间区域主要由六面体单元填充, 局部由四面体和四棱锥单元进行过渡; 附面层由三棱柱单元组成, 且壁面法向第一层网格的高度为 5×10^{-5} m。

4.2 CFD计算参数的影响

数值模拟预测气动导数时, 很多计算参数的选取都会影响辨识结果。在求解非定常流动控制方程时, 一般采用双时间步方法, 研究表明内迭代步数的选取对动导数的影响较大^[21], 内迭代步数过少时会严重降低动导数的预测精度, 而过多又会造成计算时间的剧增。在采用强迫振荡法计算动导数时, 简谐振荡的周期数也是需要考虑的参数, 当计算的周期数较少时, 流场可能尚未建立起稳定的周期演化, 此时辨识出的

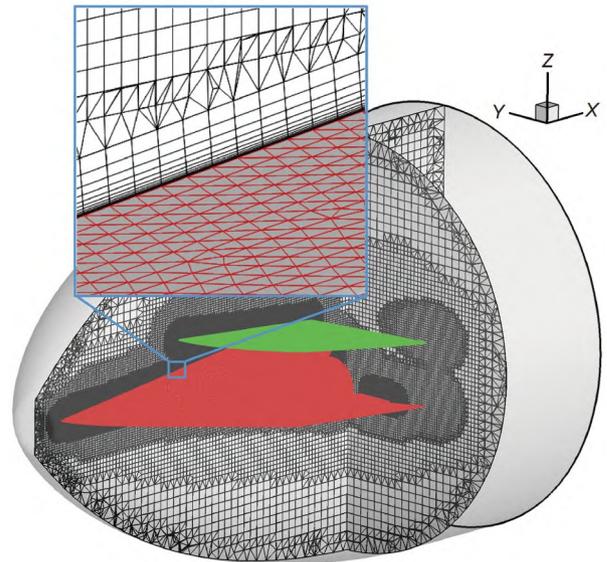


图6 高压捕获翼飞行器计算网格
Figure 6 Computational grid of the HCW aircraft.

动导数可能有显著的偏差; 而计算的周期数过多时, 计算效率将大大降低, 因此需要评估适合的计算周期数, 兼顾计算精度和效率. 此外, CFD计算所采用的流动控制方程以及网格量大小对气动导数的影响也需要进行分析评估. 因此, 针对以上四个方面, 本文对该高压捕获翼飞行器在典型状态下气动导数计算开展了一系列数值试验, 为后续不确定分析中的CFD数值计算参数选取奠定基础.

如无特殊说明, 对于高压捕获翼飞行器, 本文默认采用的非定常工况计算条件为: 飞行高度 $H=35$ km, 飞行马赫数 $Ma=6$, 平衡攻角 $\alpha_0=0^\circ$, 简谐振荡幅值 $\alpha_m=1^\circ$, 简谐振荡频率 $f=10$ Hz.

由于不同的飞行器外形、不同疏密的网格以及不同的CFD求解算法都会在一定程度上影响内迭代步数的收敛性, 因此在进行动导数计算时, 有必要检验内迭代收敛曲线. 图7给出了采用不同内迭代步数 N_{inner} 时所计算出的俯仰组合动导数和静导数, 可以看出, 随着内迭代步数增加, 气动导数预测结果逐渐收敛到某个数值. 对于本文研究对象, 可以认为当 $N_{inner}=30$ 时, 动导数的预测结果基本收敛.

图8给出了计算不同周期数 N_{period} 时所预测出的俯仰组合动导数及静导数, 可见当 $N_{period}=2$ 时, 气动导数的预测结果便已经收敛, 这可能是因为高超声速条件下飞行器外流场随姿态变化后重新稳定所需的时间较少. 因此, 对本文算例, 默认计算周期数取2, 并检查气动迟滞环的重复性, 当重复性不好时, 再补算1~2个振荡周期, 保证所有算例的气动导数都是根据稳定周期下的数据进行辨识的.

进一步, 图9比较了分别采用无黏Euler方程、层流NS方程以及耦合 $k-\varepsilon$ 或SST $k-\omega$ 湍流模型的RANS方程计算出的俯仰力矩系数迟滞环, 表1给出无黏Euler方程计算出的静、动导数相比有黏结果更小, 即无黏计算会高估静、动稳定性; 而考虑黏性时, 无论是用层流模型还是不同的湍流模型, 静导数值基本一致. 此外, 采用四种方程计算出的动导数结果离散度更大, 其中Euler方程计算结果的偏差较大, NS方程计算结果介于无黏和考虑湍流模型之间, 两种RANS方程计算结果相差约8%. 通过以上分析, 本文算例默认采用耦合SST $k-\omega$ 湍流模型的RANS方程进行计算, 保证静、动导数的计算结果具有较高的可信度.

网格收敛性分析校核CFD数值结果的重要环节.

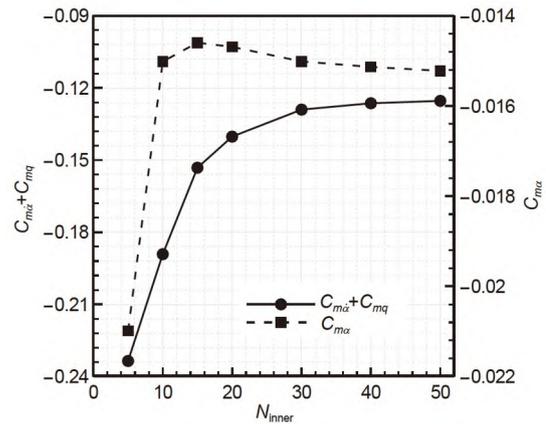


图7 内迭代步数对气动导数的影响
Figure 7 Effect of the inner-iteration step number on aerodynamic derivatives.

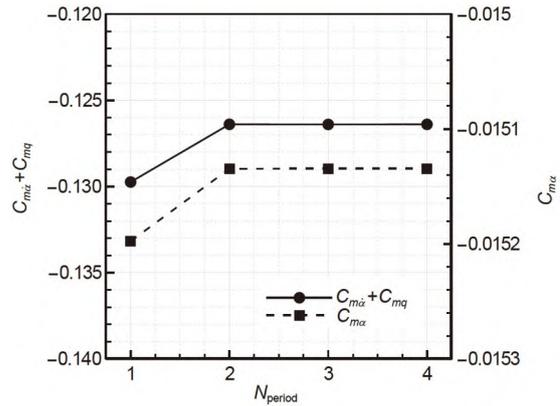


图8 周期数对气动导数的影响
Figure 8 Effect of the period number on aerodynamic derivatives.

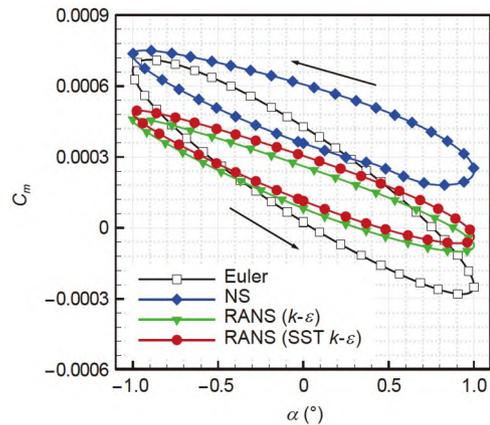


图9 采用不同控制方程预测的俯仰力矩系数迟滞环
Figure 9 Hysteresis loops of pitching moment coefficient predicted by different flow governing equations.

表 1 采用不同流动控制方程预测的俯仰静、动导数**Table 1** Pitch static and dynamic derivatives predicted by different flow governing equations

俯仰静、 动导数	Euler	NS	RANS ($k-\varepsilon$)	RANS (SST $k-\omega$)
$C_{m\alpha}$	-0.0260	-0.0140	-0.0153	-0.0150
$C_{m\dot{\alpha}} + C_{m\dot{q}}$	-0.2712	-0.1732	-0.1187	-0.1290

本文生成了稀疏(Coarse)、中等(Medium)和稠密(Refined)三套网格来考察气动导数的计算精度, 网格单元总量依次约为1179万、1800万和2996万, 壁面第一层网格厚度分别为 1×10^{-4} 、 5×10^{-5} 和 2×10^{-5} m, 结果如表2所示。可以看出, 网格疏密对静导数影响较小, 对动导数影响很大; 以Refined网格的计算结果为基准, Medium网格的计算结果相差较小, 最大在1.42%以内, 而Coarse网格的计算结果偏差较大, 最大差异为俯仰动导数变化18.81%。因此, 本文认为基于Medium网格, 即网格量1800万左右, 获得的气动导数是可靠的。

5 不确定性分析

5.1 平衡攻角的影响

平衡攻角决定了强迫简谐运动时的平均流场形态, 由于非常气动特性受流场的历史效应影响较大, 因此本节对高压捕获翼飞行器纵向静、动稳定性随平衡迎角的变化规律展开研究。

考虑到在高超声速飞行条件下, 飞行器的攻角变化范围相对有限, 因此本文主要选取了平衡攻角在 $\alpha_0 =$

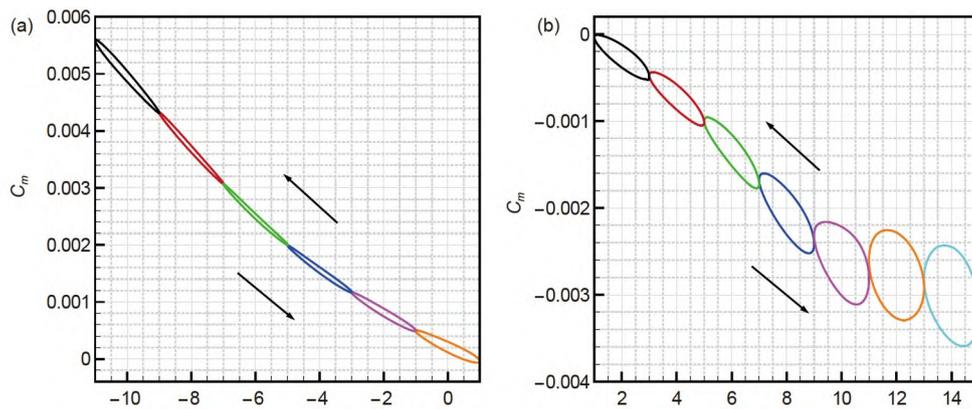
表 2 采用不同网格预测的俯仰静、动导数**Table 2** Pitch static and dynamic derivatives predicted by different grids

俯仰静、动导数	Coarse grid	Medium grid	Refined grid
$C_{m\alpha}$	-0.0260	-0.0150	-0.0153
$\Delta C_{m\alpha}$	-5.30%	-0.66%	-
$C_{m\dot{\alpha}} + C_{m\dot{q}}$	-0.2712	-0.1290	-0.1187
$\Delta(C_{m\dot{\alpha}} + C_{m\dot{q}})$	18.81%	1.42%	-

$-10^\circ \sim 14^\circ$ 的状态进行考察。图10为不同平衡攻角对应的俯仰力矩系数迟滞环, 并规定正平衡攻角表示飞行器初始抬头, 负平衡攻角表示低头。图11给出了对应的俯仰静、动导数的变化曲线, 其中符号为负表示飞行器是静、动稳定的, 量值越大表示飞行器的静、动稳定性越强。

从图10可以看出, 对于不同平衡攻角, 所有俯仰力矩迟滞环都是逆时针的, 说明该外形在纵向是动态稳定的。具体地, 在负平衡攻角下, 迟滞环的外形和倾斜方向基本一致, 都呈现出“细扁状”, 意味着此时流场的迟滞效应不强, 图11中对应的组合动导数量值较小且变化较为平缓; 当平衡攻角为正时, 特别是 $\alpha_0 > 6^\circ$ 后, 迟滞环越来越胖, 且倾斜方向逐渐沿顺时针方向旋转, 此时图11中对应的组合动导数的量值迅速增大, 意味着动态稳定性迅速增强。

相比之下, 该飞行器纵向静导数随平衡攻角的变化规律更加复杂, 为了说明这种变化规律与高压捕获翼气动布局本身的独特性密切相关, 图11同时给出了

**图 10** 不同平衡攻角下的俯仰力矩系数迟滞环。(a) 负平衡攻角; (b) 正平衡攻角**Figure 10** Hysteresis loops of the pitching moment coefficient at different average angles of attack. (a) Negative average angles of attack; (b) positive average angles of attack.

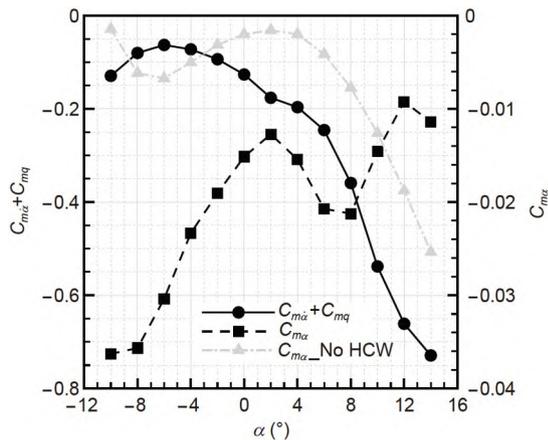


图 11 平衡攻角对气动导数的影响
Figure 11 Effect of the average angle of attack on aerodynamic derivatives.

常规单升力面气动布局飞行器(即去除该高压捕获翼飞行器的捕获翼及支撑结构,下文简称常规飞行器)的纵向静导数结果作为对比.可以看出,当平衡攻角 α_0 从 -10° 增大到 14° 时,高压捕获翼飞行器静导数的量值整体上呈现出波动减小的趋势,与常规飞行器静导数的变化趋势差异明显.具体地,在负攻角时,高压捕获翼飞行器相比常规飞行器具有更强的静稳定性;随着攻角逐渐接近 0° ,两者静稳定性均有所降低,但高压捕获翼静稳定性下降更快,即对攻角更加敏感.在正攻角时,高压捕获翼飞行器静稳定性的变化更加复杂;当攻角高于某一临界角度($\alpha_0=2^\circ$)后,两者的静稳定性均开始增强,不同的是,常规飞行器的静稳定性单调增强,而高压捕获翼飞行器的静稳定性却呈现出明显的波动变化,且数值试验表明这种波动的存在对质心的位置并不敏感.

为了更好地理解高压捕获翼飞行器静稳定性在正攻角范围内波动变化的原因,图12给出了不同来流攻角下高压捕获翼飞行器纵对称平面压强云图,从中可以清晰地看出波系干扰的演化过程.在攻角 $\alpha_0=0^\circ$ 时,来流经机体上表面压缩后会产生一道较强的斜激波,该激波与捕获翼前缘激波相交后在捕获翼下壁面发生反射,从而使得捕获翼下表面压强显著增高.随着攻角逐渐增大,机体上方的激波逐渐减弱并退化压缩波,特别地,由于该飞行器的机体上压缩角为 8° ,因此当 $\alpha_0>8^\circ$ 时,来流经过机体上表面后将产生膨胀波,且膨胀区随攻角增大而逐渐扩大,并最终包裹住整个捕获翼.

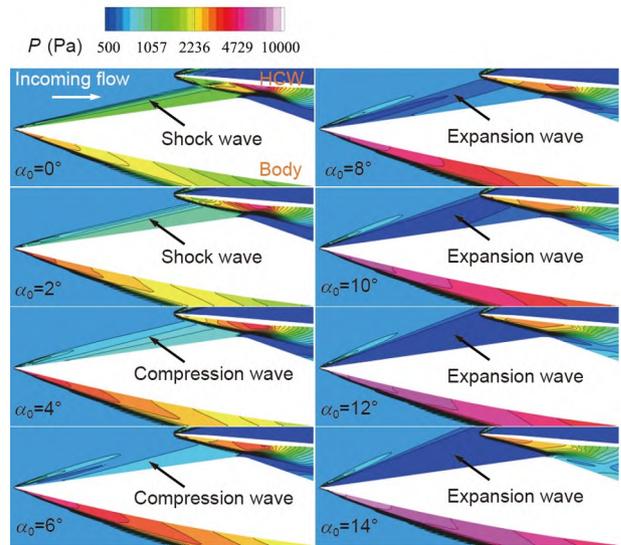


图 12 不同来流攻角下的纵对称平面压强云图
Figure 12 Pressure contours on the longitudinally symmetric planar at different angles of attack.

进一步观察图12中压强分布和大小的变化可知,当攻角 $\alpha_0=2^\circ\sim 8^\circ$ 时,机体下表面的压强大小变化比较剧烈,捕获翼下表面的压强虽有所降低但高压区位置基本保持不变,因此可以认为在该攻角范围内,高压捕获翼飞行器静稳定性的改变主要来自机体,即与常规飞行器的趋势一致.当 $\alpha_0=8^\circ\sim 12^\circ$ 时,捕获翼下表面的压强分布出现了剧烈变化,高压区逐渐从中部向前缘移动,而机体表面压强分布变化相对有限,因此在该攻角范围内,飞行器静稳定性的变化主要来自捕获翼,即呈现减弱的趋势.当攻角 $\alpha_0>12^\circ$,捕获翼下表面的压强显著降低,飞行器静稳定性再次受机体主导.

5.2 振荡频率的影响

对于实际飞行的高超声速飞行器,很多因素都将导致飞行器的固有频率不断变化,进而影响飞行器的动态特性.例如,飞行高度的大幅变化会显著改变来流的物理特性;在垂向突风、舵偏、侧向喷流等扰动的作用下,飞行器将出现受迫振荡;油箱中燃料的持续消耗、表面防隔热材料的烧蚀及脱落、载荷的释放、结构的变形等过程都会导致飞行器的转动惯量发生显著改变.虽然在固有频率附近预测得到的气动导数对飞行器才有实际意义,但高压捕获翼飞行器的固有频率尚不确定,因此需要考察一定范围内振荡频率

对飞行器纵向稳定性的影响规律. 文献[21]指出, 在采用强迫振荡法计算气动导数时, 若不清楚飞行器的固有频率, 通常根据经验选择较大的振荡频率, 一般给定 $f=2\sim 10$ Hz, 以提高非定常计算效率.

本文在默认工况条件的基础上, 辨识得到了不同振荡频率($f=1, 2, 5, 10, 25, 50, 100$ Hz)对应的气动导数. 值得注意的是, 高速飞行器的振荡频率一般不可能达到100 Hz, 这里主要为了探索某些极限情况下飞行器的运动特性. 图13为不同振荡频率下俯仰力矩系数的迟滞环. 可以看出, 该外形在 $f=1$ Hz条件下的迟滞环非常扁, 随着振荡频率提高, 迟滞环包围的面积明显增大, 这是由于振荡频率越高, 飞行器周围的流场越难以响应俯仰运动快速的姿态变化, 因此气动力矩的迟滞效应增强. 此外, 平衡攻角 $\alpha_0=0^\circ$ 对应的力矩系数差异最大, 而处于最大和最小攻角状态下的力矩系数值保持不变, 这可能是由于不同频率运动时俯仰角速度的差异性导致的, 即俯仰角速度在平衡攻角处变化最大, 而在攻角的最大和最小状态时均为0.

图14给出了不同振荡频率下的气动导数, 可以看出, 当振荡频率较小时($f=1\sim 10$ Hz), 纵向动导数的量值随振荡频率的提高而明显增大, 而静导数的量值基本不变; 当振荡频率较大时($f > 10$ Hz), 纵向动导数的量值随振荡频率的提高而缓慢增加, 静导数的量值却迅速增大; 整体来看, 振荡频率从1 Hz提高到100 Hz, 静、动导数的量值分别增大了约11.6%和20.2%. 综上所述, 对于这种高压捕获翼飞行器, 随着振荡频率的提高, 其纵向静、动稳定性均有一定幅度的增强.

5.3 振荡幅值的影响

采用强迫振荡法辨识气动导数通常要求振荡幅值较小, 一般取 1° 左右, 即满足气动力模型的线性化小扰动假设; 而当振荡幅值较大时, 气动力的非定常、非线性效应可能会显著增强, 此时面临着动导数概念的适用性问题. 近年来, 随着动态风洞试验装备性能的快速提升, 大振幅强迫振荡试验已在国内外很多风洞展开, 一些学者尝试从中获得更多有用的气动导数信息[25]. 由于非定常气动特性受气流时间历程的影响较大, 为了探究俯仰振荡幅值对高压捕获翼飞行器动态气动特性的影响规律, 本节在默认工况条件的基础上, 计算了不同振荡幅值($\alpha_m=1^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ$)下飞行器所受的非定常气动力.

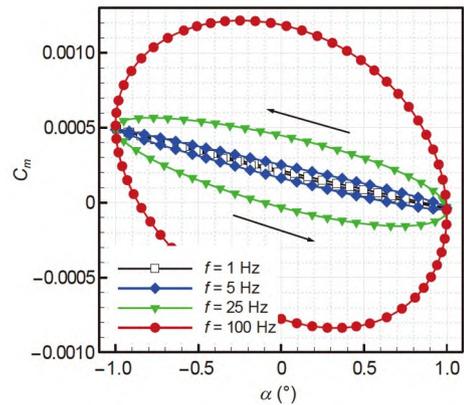


图13 不同振荡频率下的俯仰力矩系数迟滞环
Figure 13 Hysteresis loops of the pitching moment coefficient at different oscillation frequencies.

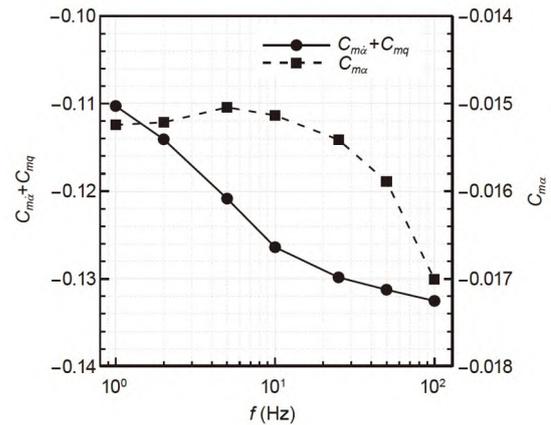


图14 振荡频率对气动导数的影响
Figure 14 Effect of the oscillation frequency on aerodynamic derivatives.

图15给出了不同振荡幅值时的俯仰力矩系数迟滞环, 其中还给出了定常条件下不同攻角对应的俯仰力矩系数. 可以看出, 所有的迟滞环都是逆时针的, 说明无论俯仰振荡的幅值多大, 该飞行器在纵向总是动态稳定的. 不同的是, 当振荡幅值较小时, 如图15(a)所示, 迟滞环近似为棒槌形; 当振荡幅值 $\alpha_m > 10^\circ$ 时, 如图15(b)所示, 迟滞环在最大和最小攻角附近发生了不同程度的扭曲. 由图11可知, 小攻角对应的飞行器的动稳定性较弱, 大攻角对应的飞行器的动稳定性较强, 因此当大振幅俯仰振荡运动到最大攻角附近时, 相比运动到最小攻角附近, 其俯仰力矩系数在上下行过程中的差异更大, 即最大攻角附近的迟滞曲线更加扭曲.

表3给出了小振荡幅值下($\alpha_m=1^\circ, 2^\circ, 4^\circ$)预测出的

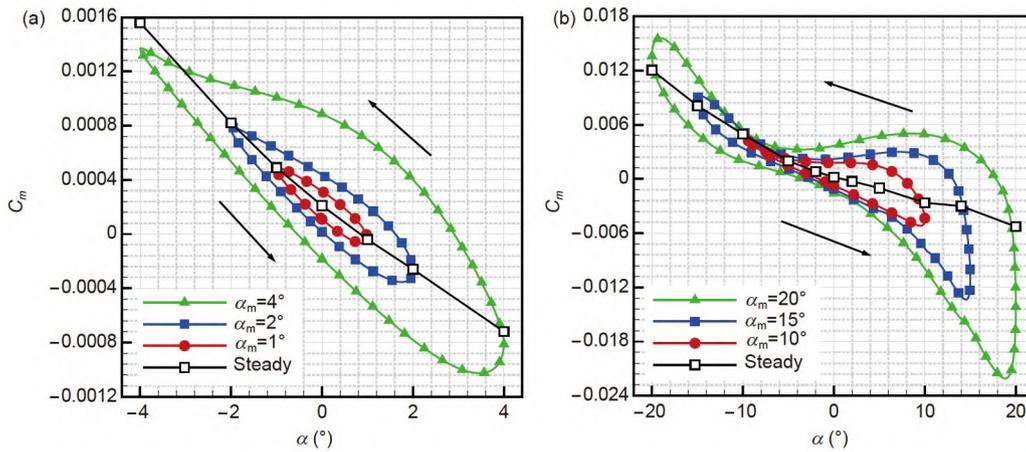


图 15 不同振荡幅值下的俯仰力矩系数迟滞环. (a) 小振荡幅值; (b) 大振荡幅值

Figure 15 Hysteresis loops of the pitching moment coefficient at different oscillation amplitudes. (a) Low oscillation amplitudes; (b) high oscillation amplitudes.

俯仰静、动导数, 并显示了基于 $\alpha_m=1^\circ$ 结果的相对误差. 可以看出, 相比静导数, 动导数对振荡幅值更加敏感, 采用 $\alpha_m=2^\circ$ 与 $\alpha_m=1^\circ$ 计算出的结果差异较小, 在 2.03%以内, 而当 $\alpha_m=4^\circ$, 动导数计算结果的偏差迅速增大到 20.61%. 因此, 对于这类高压捕获翼飞行器, 在进行气动导数辨识时, 建议振荡幅值的选取不高于 2° .

5.4 飞行马赫数的影响

飞行马赫数的改变引起了飞行速度的变化, 从而直接影响飞行器的气动特性, 导致其短周期频率增加^[26]. 为了考察飞行马赫数对高压捕获翼飞行器动态特性的影响规律, 本节在默认工况条件的基础上, 计算了飞行马赫数 $Ma=4\sim 10$ 对应的气动导数.

图 16 给出了不同飞行马赫数下的俯仰力矩系数迟滞环. 可以看出, 所有的迟滞环都是逆时针的, 即飞行器都是动态稳定的, 但是飞行马赫数越小, 迟滞环所包围的面积越大, 这是由于飞行马赫数越小, 俯仰振荡相对于来流的扰动更加明显, 因此迟滞效应也越显著. 图 17 给出了不同飞行马赫数下的气动导数, 可以看出, 在 $Ma=4\sim 8$ 范围内, 随着飞行马赫数增大, 无论是俯仰静导数还是动导数, 其量值均显著减小, 即纵向静、动稳定性均减弱. 值得注意的是, 当飞行马赫数 $Ma>8$ 时, 该飞行器逐渐从静稳变为静不稳, 但仍然具备一定的动稳定性, 同时可以看出此时静、动导数数值的变化速度明显趋缓, 这与高超声速马赫数无关原理^[27]是相符的.

5.5 飞行高度的影响

飞行高度决定了来流的物理性质, 对飞行器的气动特性也具有较大的影响. 为了探究飞行高度对高压

表 3 不同振荡幅值下预测的俯仰静、动导数

Table 3 Pitch static and dynamic derivatives predicted by different oscillation amplitudes

α_m	$C_{m\alpha}$	$\Delta C_{m\alpha}$	$C_{m\dot{\alpha}} + C_{m\ddot{\alpha}}$	$\Delta(C_{m\dot{\alpha}} + C_{m\ddot{\alpha}})$
1°	-0.0147	-	-0.1403	-
2°	-0.0148	0.88%	-0.1431	2.03%
4°	-0.0154	4.62%	-0.1692	20.61%

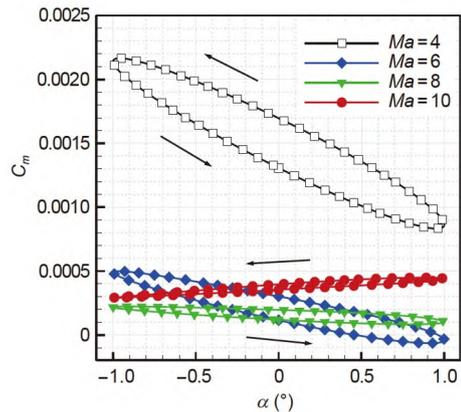


图 16 不同飞行马赫数下的俯仰力矩系数迟滞环

Figure 16 Hysteresis loops of the pitching moment coefficient at different flight Mach numbers.

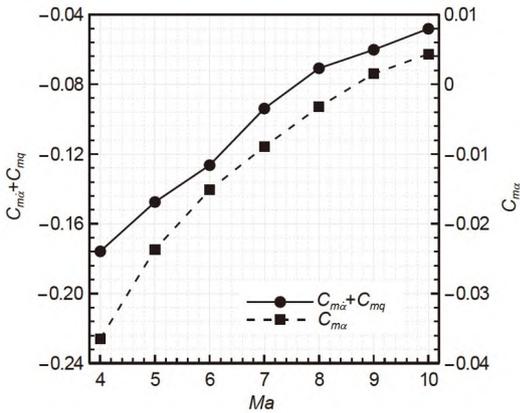


图 17 飞行马赫数对气动导数的影响
Figure 17 Effect of the flight Mach number on aerodynamic derivatives.

捕获翼飞行器动态特性的影响规律, 本节在默认工况条件的基础上, 计算了不同飞行高度($H=25\sim 45$ km)下的气动导数。

图18给出了不同飞行高度下的俯仰力矩系数迟滞环, 图19给出了对应的纵向静、动导数。可以看出, 所有迟滞环都是逆时针的, 即飞行器都是动态稳定的; 随着飞行高度增加, 纵向动导数的量值逐渐增大, 而静导数的量值却逐渐减小, 即飞行器动稳定增强的同时静稳定性会减弱。就定量而言, 当飞行高度从 $H=25$ km增大到 $H=45$ km, 静、动导数值分别变化了约43.65%和21.77%。此外, 飞行高度越高, 气动导数对飞行高度的变化越敏感, 即稳定性随飞行高度的变化是非线性的。因此该飞行器在高空飞行时, 更需要注意飞行高度改变对其动态特性的影响。

5.6 质心位置的影响

飞行器在实际飞行过程中, 考虑到内部燃料的消耗及外部构件的变形, 其质量特性往往是动态变化的, 因此需要考察质心位置的不确定性对飞行器动态气动特性的影响。由于飞行器是绕纵向质心进行俯仰振荡的, 因此纵向质心位置的不同将影响流动的时间历程, 进而对气动导数产生影响。本节通过改变高压捕获翼飞行器无量纲纵向质心位置, 默认 $X_{cg}=0.58$ (相对于机体轴向总长), 进行气动导数的计算与分析。

图20给出了质心位置 $X_{cg}=0.50\sim 0.66$ 下的纵向静、动导数。可以看出, 随着质心位置变化, 纵向动导数非单调变化, 但整体上变化较小。相比之下, 静导数随着

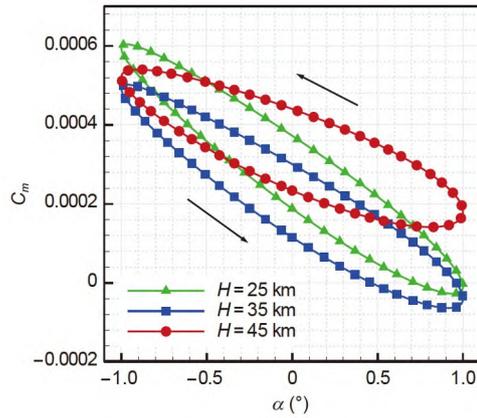


图 18 不同飞行高度下的俯仰力矩系数迟滞环
Figure 18 Hysteresis loops of the pitching moment coefficient at different flight altitudes.

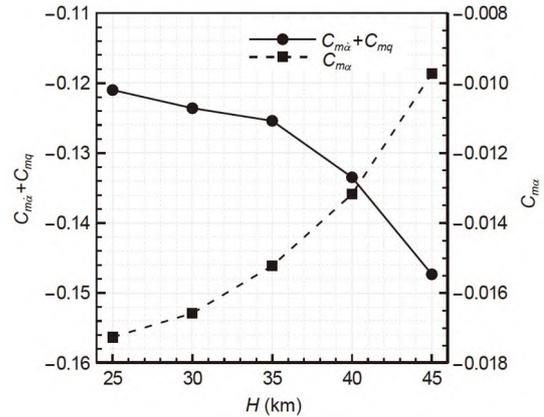


图 19 飞行高度对气动导数的影响
Figure 19 Effect of the flight altitude on aerodynamic derivatives.

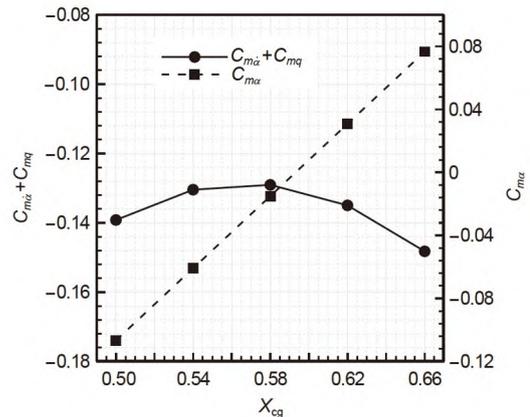


图 20 质心位置对气动导数的影响
Figure 20 Effect of the center-of-gravity position on aerodynamic derivatives.

质心后移而显著增大,且这种变化基本上线性的.特别地,当 $X_{cg}>0.60$,飞行器从静稳定变为静不稳定,这种稳定性的极性转变会显著增加控制系统设计的复杂性,需要特别注意.

6 讨论与结论

本文面向一种基于高压捕获翼新型气动布局的高超声速飞行器,对其在临近空间高速飞行时的纵向静态和动态稳定特性展开研究.在Etkin气动力模型的基础上,结合强迫振荡法、CFD数值模拟方法和最小二乘法辨识纵向气动导数,评估了内迭代步数、振荡周期数等CFD计算参数对气动导数的影响,详细研究了平衡攻角、振荡频率/幅值、飞行马赫数/高度、质心位置等不确定性参数对飞行器纵向稳定特性的影响规律.主要结论如下.

对于这类飞行器而言,在计算的平衡攻角范围($-10^{\circ}\sim 14^{\circ}$)内,其纵向都是静、动稳定的.当平衡攻角逐渐增大时,静稳定性整体呈现出波动减弱的趋势,而动稳定性呈现出先缓慢波动后迅速增强的趋势.特别

地,在较大的平衡攻角范围($8^{\circ}\sim 12^{\circ}$)内,受捕获翼下表面压强分布的改变,飞行器的静稳定性逐渐减弱.

在考虑的振荡频率范围($1\sim 100$ Hz)内,振荡频率越大,飞行器所受非定常气动力的迟滞效应越强,相应的纵向稳定性越强,但变化的幅度相对有限.该飞行器在 $1^{\circ}\sim 20^{\circ}$ 的振荡幅值下均是纵向动稳定的,当振荡幅值大于 10° 后,最大攻角附近气动力的迟滞效应将显著增强;当采用强迫振荡法辨识气动导数时,对于该外形,振荡幅值的选取建议不高于 2° .

在一定范围内,该飞行器的纵向稳定性随飞行马赫数($4\sim 10$)和飞行高度($25\sim 45$ km)均单调变化,但变化趋势有所差别.当飞行马赫数增大时,飞行器的静、动稳定性都会减弱,但对较大的马赫数不太敏感;当飞行高度增大时,飞行器的静稳定性逐渐减弱,而动稳定性逐渐增强,且静、动稳定性对较高的飞行高度更加敏感.

飞行器质心位置改变主要对其静稳定性影响较大,而对动稳定性的影响相对有限.质心位置越靠后,静稳定性越弱,特别地,静稳定性随质心位置变化呈现出明显的线性关系.

参考文献

- Ye Y D. Study on aerodynamic characteristics and design optimization for high speed near space vehicles (in Chinese). *Adv Mech*, 2009, 39: 683–694 [叶友达. 近空间高速飞行器气动特性研究与布局设计优化. *力学进展*, 2009, 39: 683–694]
- Liu X B, Xu K Z, Zhu G X. Research on bi-directional flying wing space shuttle configuration (in Chinese). *Acta Aerodyn Sin*, 2017, 35: 415–420, 443 [刘晓斌, 徐柯哲, 朱国祥. 双向飞翼空天飞行器概念外形研究. *空气动力学学报*, 2017, 35: 415–420, 443]
- Liu S H, Zhu Z X. Research on three dimensional hypersonic wing based on Busemann biplane (in Chinese). *Acta Aeronaut Astronaut Sin*, 2018, 39: 6–17 [刘姝含, 朱战霞. 基于Busemann双翼的三维高超声速机翼研究. *航空学报*, 2018, 39: 6–17]
- Lyu Y C, Jiang C W, Gao Z X, et al. Passive waverider method and its validation. *AIAA Paper 2014-4346*, 2014
- Cui K, Li G L, Xiao Y, et al. High-pressure capturing wing configurations. *AIAA J*, 2017, 55: 1909–1919
- Cui K, Li G L, Xiao Y, et al. Conceptual studies of the high pressure zone capture wing configuration for high speed air vehicles (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2013, 43: 652–661 [崔凯, 李广利, 肖尧, 等. 高速飞行器高压捕获翼气动布局概念研究. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2013, 43: 652–661]
- Li G L, Cui K, Xu Y Z, et al. Experimental investigation of a hypersonic I-shaped configuration with a waverider compression surface. *Sci China-Phys Mech Astron*, 2020, 63: 254721
- Wang H X, Li G L, Yang J, et al. Numerical study on flow characteristics of high-pressure capturing wing configuration at subsonic, transonic and supersonic regime (in Chinese). *Chin J Theor Appl Mech*, 2021, 53: 3056–3070 [王浩祥, 李广利, 杨靖, 等. 高压捕获翼构型亚跨超流动特性数值研究. *力学学报*, 2021, 53: 3056–3070]
- Tian P, Li G L, Cui K, et al. Aerodynamic characteristics of high-pressure capturing wing configuration in multi-regime (in Chinese). *Acta Aerodyn Sin*, 2021, 39: 11–20 [田鹏, 李广利, 崔凯, 等. 高压捕获翼构型的跨流域气动特性. *空气动力学学报*, 2021, 39: 11–20]
- Cui K, Xiao Y, Xu Y Z, et al. Hypersonic I-shaped aerodynamic configurations. *Sci China-Phys Mech Astron*, 2018, 61: 024722
- Ma Y, Zhou W, Han Q, et al. Aerodynamic configuration of the HCW based on the lifting body. *J Aerosp Eng*, 2019, 32: 04019004

- 12 Wang Y, Wei Y, Wang C, et al. Theoretical and numerical simulation study on aerodynamics of V configuration high-pressure capture wing (HCW-V). *Phys Fluids*, 2022, 34: 086106
- 13 Du T, Chen Y, Cai Q Y, et al. Research on aerodynamic configuration design principle for advanced hypersonic vehicle (in Chinese). *Acta Aerodyn Sin*, 2015, 33: 501–509 [杜涛, 陈宇, 蔡巧言, 等. 高超声速飞行器先进气动布局的设计原理研究. *空气动力学学报*, 2015, 33: 501–509]
- 14 Pezzella G, Marini M, Reimann B, et al. Aerodynamic design analysis of the HEXAFLY-INT hypersonic glider. In: 20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Glasgow, 2015
- 15 Liu X, Liu W, Zhao Y. Navier-Stokes predictions of dynamic stability derivatives for air-breathing hypersonic vehicle. *Acta Astronaut*, 2016, 118: 262–285
- 16 Bykerk T, Verstraete D, Steelant J. Low speed longitudinal dynamic stability analysis of a hypersonic waverider using unsteady Reynolds averaged Navier Stokes forced oscillation simulations. *Aerosp Sci Tech*, 2020, 103: 105883
- 17 Chang S Y, Xiao Y, Li G L, et al. Effect of wing dihedral and anhedral angles on subsonic aerodynamic characteristics of HCW configuration (in Chinese). *Chin J Theor Appl Mech*, 2022, 54: 2760–2772 [常思源, 肖尧, 李广利, 等. 翼反角对高压捕获翼构型亚声速气动特性影响分析研究. *力学学报*, 2022, 54: 2760–2772]
- 18 Da Ronch A, Vallespin D, Ghoreyshy M, et al. Evaluation of dynamic derivatives using computational fluid dynamics. *AIAA J*, 2012, 50: 470–484
- 19 Mi B, Zhan H. Review of numerical simulations on aircraft dynamic stability derivatives. *Arch Computat Methods Eng*, 2020, 27: 1515–1544
- 20 Liu X, Liu W, Chai Z X, et al. Research progress of numerical method of dynamic stability derivatives of aircraft (in Chinese). *Acta Aeronaut Astronaut Sin*, 2016, 37: 2348–2369 [刘绪, 刘伟, 柴振霞, 等. 飞行器动态稳定性参数计算方法研究进展. *航空学报*, 2016, 37: 2348–2369]
- 21 Yuan X X, Chen Q, Xie Y F, et al. Problems in numerical prediction of dynamic stability derivatives (in Chinese). *Acta Aeronaut Astronaut Sin*, 2016, 37: 2385–2394 [袁先旭, 陈琦, 谢昱飞, 等. 动导数数值预测中的相关问题. *航空学报*, 2016, 37: 2385–2394]
- 22 Etkin B, Reid L D. *Dynamics of Flight: Stability and Control*. New York: Wiley, 1996
- 23 Dupuis A. Aeroballistic range and wind tunnel tests of the basic finner reference projectile from subsonic to high supersonic velocities: TM 2002-136. Ottawa: Defense Research & Development Valcartier, 2002
- 24 Bhagwandin V A, Sahu J. Numerical prediction of pitch damping stability derivatives for finned projectiles. *J Spacecraft Rockets*, 2014, 51: 1603–1618
- 25 Huang D. Unsteady aerodynamic characteristics for the aircraft oscillation in large amplitude (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007 [黄达. 飞行器大振幅运动非定常空气动力特性研究. 博士学位论文. 南京: 南京航空航天大学, 2007]
- 26 Zhang Q, Ye Z Y. Longitudinal stability analysis for X-37B like trans-atmospheric orbital test vehicle based on aerodynamic derivatives (in Chinese). *J Beijing Univ Aeronaut Astronaut*, 2020, 46: 77–85 [张庆, 叶正寅. 基于气动导数的类X-37B飞行器纵向稳定性分析. *北京航空航天大学学报*, 2020, 46: 77–85]
- 27 Wu Z N, Bai C Y, Li J, et al. Analysis of flow characteristics for hypersonic vehicle (in Chinese). *Acta Aeronaut Astronaut Sin*, 2015, 36: 58–85 [吴子牛, 白晨媛, 李娟, 等. 高超声速飞行器流动特征分析. *航空学报*, 2015, 36: 58–85]

Numerical study on longitudinal stability for HCW aircraft based on aerodynamic derivatives

CHANG SiYuan¹, TIAN ZhongWei², LI GuangLi^{1,3}, XIAO Yao^{1,3} & CUI Kai^{1,3}

¹ LHD of Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

² WESA of Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

³ School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China

Longitudinal stability is one of the most important aspects related to the handling and stability characteristics, flight safety, and flight quality of near-space hypersonic vehicles. At present, most research on longitudinal stability characteristics focuses on the conventional aerodynamic layout with a single-lifting surface. Meanwhile, relevant research on the aerodynamic layout of the new high-pressure capturing wing (HCW) with a double-lifting surface must be strengthened. In this study, the longitudinal aerodynamic derivatives for an HCW aircraft were predicted by combining the small-amplitude forced oscillation, unsteady numerical simulation, and least square methods. Furthermore, the influence of the uncertainties of flight attitude, oscillation parameters, inflow conditions, and center-of-gravity positions on the longitudinal static and dynamic stability characteristics of the HCW aircraft was examined. The results indicate that the longitudinal static stability generally exhibits a trend of weakening fluctuations as the average angle of attack gradually increases from -10° to 14° , while the dynamic stability initially fluctuates slightly and then increases rapidly. Therefore, the larger the oscillation frequency, the stronger the longitudinal stability, but the overall effect is not evident. When the oscillation amplitude is lower than 2° , the prediction results of the aerodynamic derivatives are similar. However, at a larger oscillation amplitude, the hysteresis effect of unsteady aerodynamic forces near the maximum angle of attack is significantly enhanced. Meanwhile, as the flight Mach number increases, the static and dynamic stability are significantly weakened and become more sensitive to a smaller flight Mach number. When the flight altitude increases, the static stability gradually weakens, but the dynamic stability gradually improves, and both become more sensitive to larger flight altitudes. Static stability is greatly influenced mainly by the change of the center-of-gravity position of the aircraft, while the influence on dynamic stability is quite limited.

high-pressure capturing wing, numerical simulation, longitudinal stability, dynamic stability derivative, uncertainty

doi: [10.1360/SST-2022-0309](https://doi.org/10.1360/SST-2022-0309)