

考虑进排气的飞翼静、动态气动特性数值模拟

米百刚, 詹浩

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘 要: 采用计算流体力学(CFD)数值模拟技术,以二维模型为例,建立了基于小幅度非定常运动的动导数计算方法,构建了考虑喷流引射效应的进排气模型、考虑管道效应的通气模型以及常规的保形模型,分别对其静态以及动态气动特性进行了数值模拟计算,并辨识了其纵向俯仰力矩系数组合动导数。研究表明:非定常动导数辨识方法较为准确可靠,相比保形模型,进排气以及通气模型的静态失速攻角(AOAs)增大,升力系数、阻力系数及俯仰力矩系数也增大,但力矩系数斜率基本不变,说明静态稳定性差异不大。而相同攻角下,进排气影响下的俯仰力矩系数组合动导数绝对值最大,表明了进排气模型具有最大的动态阻尼,而通气模型次之,保形模型的动导数绝对值最小。

关 键 词: 进排气模型; 通气模型; 保形模型; 静态特性; 动导数

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Numerical simulation of static and dynamic aerodynamics for flying wing with intake and exhaust effect

MI Baigang, ZHAN Hao

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Based on the computational fluid dynamics (CFD) technique, a two-dimensional model was adopted to carry out the simulation. A method to identify combined dynamic derivative was developed and testified with small amplitude oscillation, then three computational models: the model with intake and exhaust effect, the model with ventilating effect and traditional fairing model, were built, furthermore the static and dynamic aerodynamics of the models was numerically simulated, and the dynamic derivatives were also calculated. Results and their analysis indicate that the method to obtain dynamic derivative is reliable, and compared with fairing model, the static stall angles of attack (AOAs) of the other two models are bigger with increasing lift, drag and pitching moment coefficients, however, the slopes of pitching moment coefficient are almost the same, showing there is no clear difference of static stabilities among the models. Moreover, the absolute value of dynamic derivative of intake and exhaust models is the largest for all the models at the same AOA, showing this model has the largest dynamic damping, the model with ventilating effect takes the second place and the fairing model has the minimum value.

Key words: intake and exhaust model; ventilating model; fairing model; static characteristic; dynamic derivative

收稿日期:2016-01-17

基金项目:国家自然科学基金(11672236);航空科学基金(2015ZA53013)

作者简介:米百刚(1989—),男,博士生,主要从事飞行器气动设计及数值模拟研究。

引用格式:米百刚,詹浩.考虑进排气的飞翼静、动态气动特性数值模拟[J].航空动力学报,2017,32(9):2180-2186. MI Baigang, ZHAN Hao. Numerical simulation of static and dynamic aerodynamics for flying wing with intake and exhaust effect[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(9): 2180-2186.

现代飞行器技术的发展对隐身特性提出了更高的要求,这也拓展了飞翼式飞行器在未来军民应用市场的应用领域^[1-2]。该类飞行器采用翼身融合度极高的构型,内部空间较大,发动机和进排气道可以深埋于机体内部,使得高温的气流受到机体的遮蔽,能够有效减少红外信号特征,极大的提高隐身性能。然而,由于发动机进排气口位置的特殊性,吸气与尾喷气流会对飞机本身的流场特性产生影响,尤其是对俯仰力矩的干扰较大,这种效应的工作以前主要依赖昂贵的风洞试验,受限于周期和风洞尺寸,能够进行的试验项目受到严重制约,随着 CFD 技术的发展,耦合内外流开展一体化的流场数值模拟成为有力的手段且广泛应用于新型飞行器的设计研究中。

进气道的进气流和尾喷管后的尾喷流都会对飞机外部流场产生影响,从而改变全机的气动性能。传统的研究多关注进排气对静态气动特性的影响,文献[3]研究了飞翼布局无人机的进排气机理,对比分析了有无动力影响时的飞行器升阻、力矩特性;文献[4]对保形进气道和膨胀尾喷管风洞试验模型进行了数值模拟,获得了无人机全机气动特性以及进排气三维流场特性;文献[5]研究了背部进气式翼身组合体(N2B)的动力数值模拟方法;文献[6]对德国宇航院带动力复杂隐身组合体(DLR-F6)进行了静态流场的数值模拟和分析;文献[7]结合 M 型进气口开展了无人机推进系统的一体化设计。这些研究成果能够为无人机进排气系统的设计以及分析提供参考。然而,飞行器的技术的不断发展,使得动态气动特性的关注度越来越高,这其中很重要的一个方面就是动态稳定性,其评价的重要参数即是动导数^[8],飞翼布局的本体动稳定性与常规构型差异很大^[9-10],若再考虑内流的影响,会进一步增加分析的难度和复杂性。目前国内外开展的内外流一体化动态特性的研究工作非常少,且大多数研究都针对飞行器常规情况^[11-17],因而需要大量开展耦合内外流的动态气动特性分析工作。

本文结合 CFD 数值模拟技术,开展了二维构型进排气模型、通气模型以及保形模型的静态以及动态流场计算分析,建立了基于小幅度强迫振动的动导数模拟方法并对 3 种模型的动导数进行了辨识计算,并分析了其静态、动态稳定性的差异。

1 控制方程

文中采用的控制方程为二维积分形式的雷诺

平均 N-S(Navier-Stokes)方程。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \mathbf{W} dV + \int_{\partial V} \mathbf{F} \cdot \mathbf{n} ds = \frac{1}{Re} \int_{\partial V} \mathbf{F}_v \cdot \mathbf{n} ds \quad (1)$$

其中 V 为任意控制体, $\mathbf{W}$ 是守恒变量, $\mathbf{F}$ 为无黏(对流)通矢量项, $\mathbf{F}_v$ 为黏性通量, ∂V 为控制体的边界, $\mathbf{n}$ 为控制体边界单位外法向矢量, Re 为计算的雷诺数。

空间离散采用 2 阶迎风格式——通量差分分裂(Roe-FDS)格式,采用双时间步推进并用隐式 lower-upper symmetric Gauss-Seidel (LU-SGS)格式迭代求解。湍流模型使用 Spalart-Allmaras (S-A)一方程模型。

2 动导数计算方法及验证

2.1 计算方法

动导数是表征飞行器动态稳定性的重要参数之一,其值的符号以及大小分别代表了动态阻尼的性质和大小。

本文使用经典的基于小幅度谐和振动的方式来建立纵向组合动导数辨识方法^[13]。该方法通过对谐和振动时的飞行器非定常气动力进行泰勒展开,形成式(2)的表达形式

$$M_z = M_{z0} + M_z^a \Delta\alpha + M_z^{\dot{a}} \dot{\Delta\alpha} + M_z^{\omega_z} \omega_z + M_z^{\dot{\omega}} \dot{\omega} + \hat{\Delta}(\Delta\alpha, \omega_z) \quad (2)$$

其中 M_z^a 为气动力矩静导数, $M_z^{\dot{a}}$ 为气动力矩对迎角的 1 阶动导数, $M_z^{\omega_z}$ 为气动力矩对俯仰角速度的 0 阶动导数, $M_z^{\dot{\omega}}$ 为气动力矩对俯仰角速度的 1 阶动导数, $\hat{\Delta}$ 为高阶导数项。

结合模型的运动方程,即可得到最终的无量纲组合动导数表达形式为

$$C_{m\dot{a}} + C_{m\dot{q}} = \frac{C_{m\dot{a}t=2n\pi} - C_{m0}}{k\theta_0} \quad (3)$$

式中 $C_{m\dot{a}} + C_{m\dot{q}}$ 为俯仰力矩系数组合动导数, $C_{m\dot{a}t=2n\pi}$ 为谐和振动第 n 个周期时的瞬时俯仰力矩系数, C_{m0} 为初始位置静态俯仰力矩系数, k 为减缩频率, θ_0 为运动的振幅。

2.2 算例验证

目前国内外对动态时的内外流一体化的试验和数值计算研究都非常少,因而本节使用常规的算例来对该动导数计算方法进行验证说明。验证的模型为 SACCON(stability and control configuration)飞翼(图 1),是北约研究稳定性与控制的风洞模型。该无人机(UAV)构型是一个前缘后掠角为 53°的 λ 机翼,根弦长接近 1 m,翼展为 1.53 m,平均气动弦长 l 为 0.479 m,参考面积为 0.77 m²,俯仰以

及偏航运动的支撑点(point of rotation DNW-NWB)位于根弦长的尾端,力矩参考点(MRP)的下游。计算其纵向的组合动导数,马赫数 $Ma=0.147$,基于平均气动弦长 l 的雷诺数 $Re=1.61\times10^6$,初始攻角 α_0 取为 $0^\circ, 5^\circ$ 及 10° ,减缩频率 $k=\omega l/2V_\infty=0.090289373$,其中 ω 为正弦运动的角频率, V_∞ 为自由来流速度,运动规律为 $\Delta\alpha=1^\circ\sin(6\pi t)$ 。

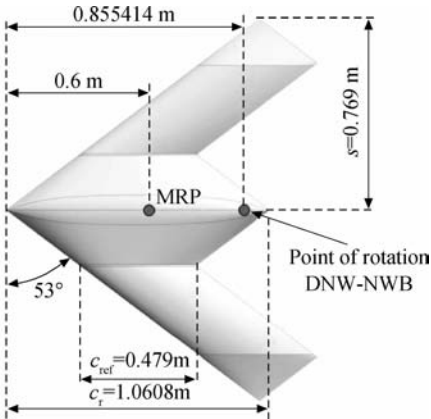


图 1 SACCON 几何外形
Fig.1 Geometry of SACCON UAV

使用本文的计算方法得到不同攻角 α 下的俯仰力矩系数 C_{my} 迟滞环见图 2,迟滞环方向为逆时针,表明在这 3 个攻角下,该构型具有纵向的动态阻尼。

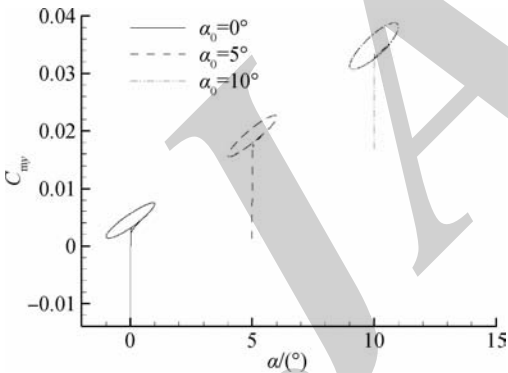


图 2 SACCON 无人机俯仰力矩系数迟滞环曲线
Fig.2 Pitching moment coefficient hysteresis loops of SACCON UAV

根据本文的计算方法,对该计算状态下的纵向组合动导数进行计算,结果见表1,计算值与风

表 1 纵向组合动导数计算结果

Table 1 Computational result of longitudinal combined dynamic derivative			
初始攻角/ (°)	纵向组合动导数		误差/%
	计算值	试验值	
0	-0.8657	-0.928571	6.77
5	-0.83092	-0.88867	6.50
10	-1.407	-1.3406	4.95

洞试验值^[18]吻合的较好,表明该方法的有效性。

3 算例分析

3.1 计算模型

采用二维构型进行分析,考虑到通常的计算模型及方法,本文使用 3 种外形进行对比分析。图 3(a)是本文研究的带进气道以及尾喷管道的外形,其基本几何外形来源于飞翼的几何截面,进气道形式呈现 S 型,它可以有效的克服进入进气道的雷达波在发动机前一级叶片的角反射作用,对隐身性能有利,这种形式是最接近真实截面形状的。图 3(b)是通常情况下考虑进气道存在时使用的通气模型,该模型将进气道简化为一个流通的管道,保留了进气道的形状。图 3(c)则是在工程上分析时更为简化也最为常用的外形,它不考虑进气道的存在,也即忽略进气道的影响,并在尾部添加堵锥修型来避免后缘出现的分离区,修型的形状对于气动性能存在影响,本文采取的措施时常见的沿着弧形曲线相交的办法。

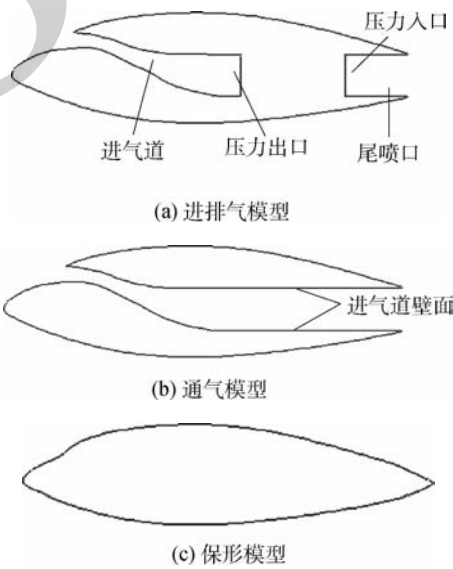


图 3 计算模型
Fig.3 Computational models

3.2 计算网格

非定常运动使用刚性动网格技术,这种方法相对简单,计算过程中网格作为一个整体进行运动,不发生变形,能够保证网格质量,适用于小幅度的单轴运动。3 种模型的计算网格见图 4。

3.3 边界条件及计算状态

考虑进排气的计算边界包括远场边界,物面

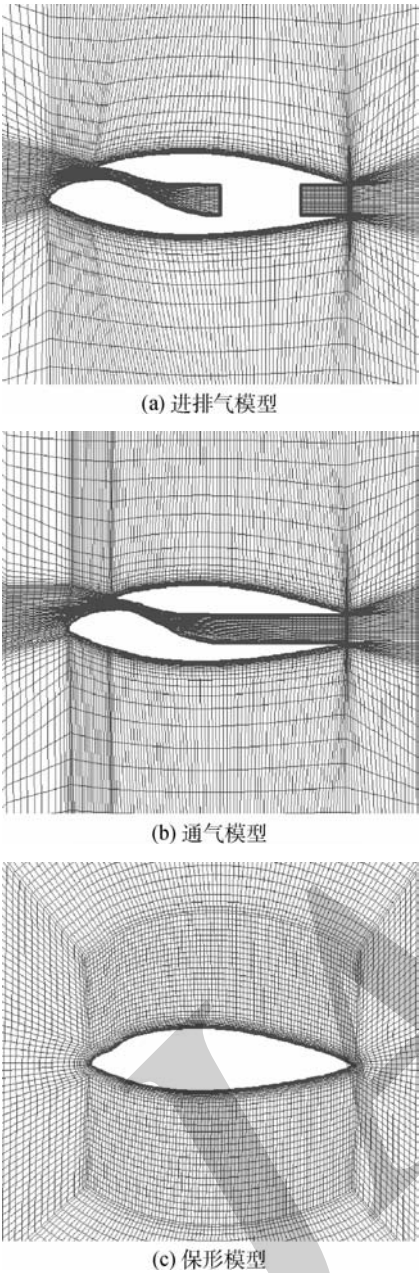


图 4 计算网格

Fig. 4 Computational grids

边界,压力入口以及出口边界。作为算例,本文参考某型发动机的实际工作状态,计算时取飞行高度为 20 km,飞行马赫数为 0.6,远场边界给定湍流强度 5%;进气道出口定义为压力出口边界 (pressure-outlet),根据进气道进出口面积比值确定压强边界设定为 5750 Pa,回流总温为 230 K,湍流强度 5%;尾喷管进口定义为压力进口边界 (pressure-inlet),根据出口处马赫数约为 1 的设计目标,设定压强为 9773 Pa,总温为 677 K,给定湍流黏度比为 10%。

通气模型与保形模型的边界类似,主要包括远场条件,壁面条件。

静态以及动态特性的计算参数见表 2。

表 2 计算状态参数

Table 2 Computational condition parameters	
参数	数值
马赫数	0.6
飞行高度/km	20
静态计算攻角范围/(°)	-2~13
动态计算攻角范围/(°)	-2~6

需要说明的是,考虑到实际情况,马赫数 $Ma=0.6$ 时,飞行器在飞行高度 $H=20\text{ km}$ 主要做巡航飞行,做机动的攻角范围较小,因而动态气动特性计算时选取的攻角范围相应较小。

3.4 静态气动特性

静态的升阻力系数分别见图 5、图 6,可以看出,对于升力系数 C_l ,考虑通气以及进排气效应的升力系数相比通常的保形构型有了较大的提高,升力线斜率增大,失速攻角增大,主要的原因在于,同一攻角下,考虑进排气效应时,不仅原上下翼面产生升力,同时由于进排气道上下壁面与原翼面之间因为压力的差异也会形成上下两部分的局部升力体,由此产生可观的附加升力,通气模型也有着同样的作用。对于阻力系数 C_d 而言,由于考虑进排气以及通气效应时,增加了模型的表面浸湿面积,从而引起阻力的增大,其中通气模型的内流管道面积最大,因而阻力增加的比较显著,而大攻角时,由于进排气模型的前部进气道的吸流作用,在 S 型进气道内部形成出现分离的复杂流动,引起了阻力的急剧增大。3 种计算模型的力矩特性随迎角的变化见图 7。可以看出,考虑进排气影响以及通气效应的力矩系数要高于保形模型,这是因为作用在 S 型进气道上下壁面的压力差造成了抬头力矩的增

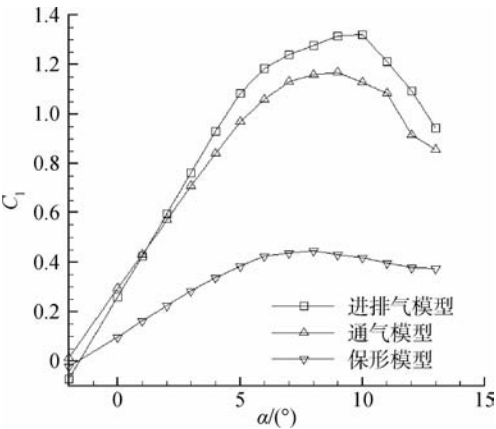


图 5 升力系数

Fig. 5 Lift coefficients

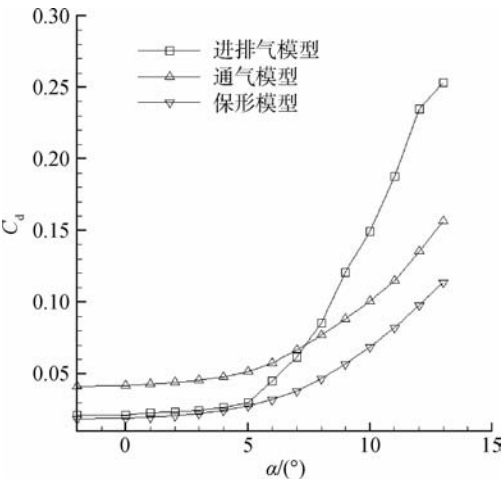


图 6 阻力系数

Fig. 6 Drag coefficients

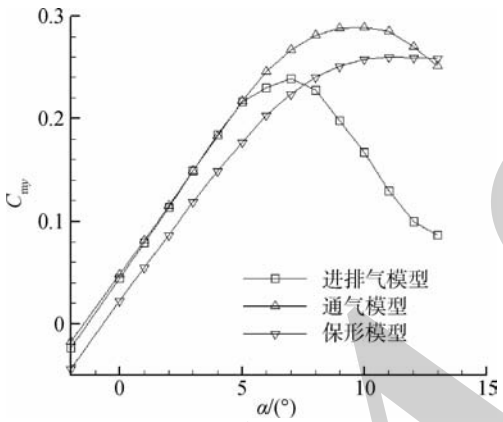


图 7 俯仰力矩系数

Fig. 7 Pitching moment coefficients

大,但是力矩系数的斜率变化不明显,也即这 3 种模型的静稳定性相似,但是力矩系数的拐点从原来的 7°延迟到 10°左右,这是喷流引射效应与通气模型使得翼面分离延迟所致。

图 8 分别显示了 10°攻角下 3 种构型的翼面压力系数 C_p 及各自的压力云图,图中 x 表示沿机翼弦向的位置。攻角的增大使得进排气模型后

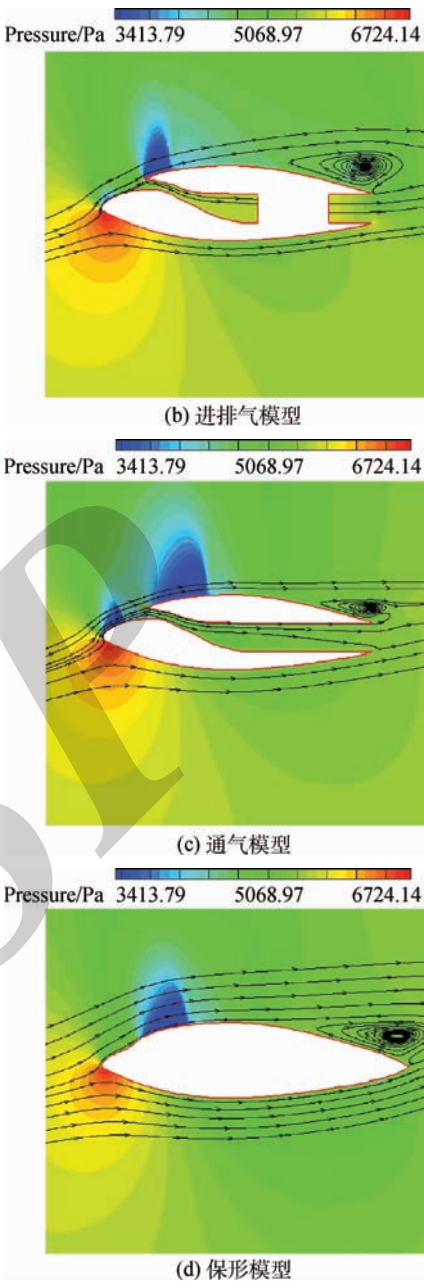


图 8 10°攻角时的流场特性

Fig. 8 Flow field characteristics at angle of attack of 10°

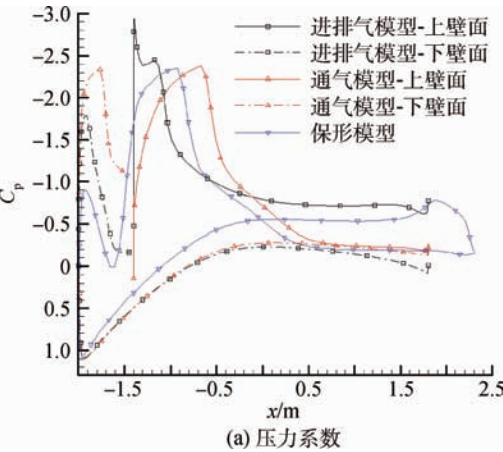
缘的分离涡快速增大,但是这种分离涡的存在显著的削弱了激波的影响,上表面的压力变化相对较为稳定,因而延迟了失速的发生,而通气模型的管道效应的存在使得上翼面后缘的分离涡的发展相对缓慢,强度也较保形模型弱,故也使得失速攻角有所提高。

3.5 动态气动特性

计算动态气动特性时采用的非定常正弦振动运动形式为

$$\alpha = \alpha_0 + 1^\circ \sin(4.659t) \quad (4)$$

式中对应的减缩频率 $k=0.05$, α 为瞬时攻角, α_0



(a) 压力系数

为初始攻角。

图 9 为 $-2^{\circ}\sim 6^{\circ}$ 初始攻角下的纵向俯仰力矩系数组合动导数的计算值,可以看出,考虑进排气效应的计算模型、通气模型以及保形模型的动态特性差别很大。首先,动导数随着攻角的变化趋势上,三者基本一致,俯仰力矩系数组合动导数的绝对值先增大后减小,反映出纵向阻尼随着攻角先增大在减小,但是趋势发生转折的攻角并不相同,保形模型的转折攻角为 1° ,其他两种模型的趋势转折攻角均发生在 4° 。另外,同一攻角下的动导数数值差异很大,进排气模型的组合动导数绝对值最大,其次是通气模型,保形模型最小,由此说明,进排气对于二维飞翼构型的动态稳定特性有很大影响,考虑了进排气效应、通气效应的非定常运动的纵向阻尼量值增大,同时由于阻尼变化的攻角增大,扩展了巡航飞行的可用攻角范围。图 10 的 2° 以及 5° 攻角时的俯仰力矩系数迟滞环曲线更为清晰地表明了这一点,此时 3 种模型的迟滞环曲线均为逆时针,表明了纵向的阻尼是正的;同时,考虑了进排气效应和通气效应下的迟滞环面积均比保形模型的要大,也即相同攻角下的动态阻尼越大。这种现象的原因在于,非定常谐和运动时,随着俯仰角的增大,内流管道的喷流引射效应会增加后半段的升力,产生显著的低头力矩,形成阻尼效应,通气效应也有此作用,但是由于没有动力的影响,尾喷口的速度相比进排气模型小,因而形成的阻尼作用比进排气效应弱。

通常情况下在计算飞行器的动态气动特性时,为了简化工作,提高效率,往往将进排气系统进行保形处理,不考虑其效应的影响,而通过对二维构型的动态特性的计算分析可以看出,3 种构

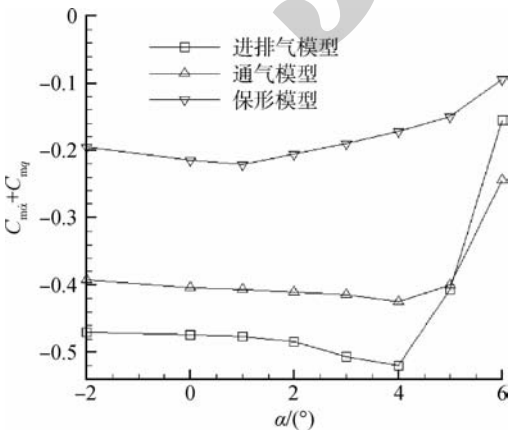


图 9 纵向俯仰力矩系数组合动导数
Fig. 9 Longitudinal pitching moment coefficient combined dynamic derivatives

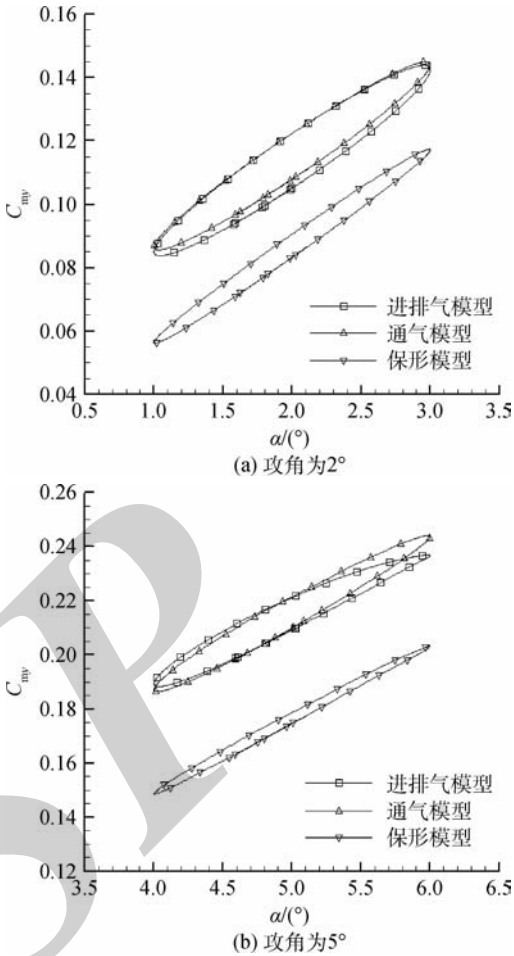


图 10 3 种模型的俯仰力矩系数迟滞环
Fig. 10 Pitching moment coefficient hysteresis loops of three models

型中,考虑了进排气效应的模型与通气模型之间的动态气动特性有着比较接近的结果,而两者与一般的保形模型的动态效应差别很大。这说明了在对飞翼式的飞行器进行动态气动特性分析时,忽略了进排气的影响对于动态气动特性的评估可能会有很大的偏差,进而影响飞行动力学分析以及飞控系统的设计,而这 3 种模型之间,通气模型保留了进排气系统的形状,但又不用添加进排气条件,能够在降低这种偏差的同时提高计算的效率,是一种折中的选择分析方法。

二维构型的特性可以部分说明进排气效应的影响,但是进排气引起的展向流动改变对于横航向的动态稳定特性的影响还需要开展进一步的三维构型验证,同时由于试验及计算数据的缺乏,后续仍需要开展大量的对比验证工作。

4 结 论

1) 建立的基于非定常小幅度谐和振动的动导数计算方法能够较为准确的辨识获取动导数数据;

2) 进排气效应以及通气效应的影响使得静态流场的升阻特性与常规的保形模型差异很大。这两种效应使得失速攻角提高,同一攻角下的升力系数增大,同时两种模型的阻力系数亦增大。

3) 进排气与通气模型的俯仰力矩系数比正常保形模型大。但是力矩曲线的斜率基本一致,说明了静态稳定性变化很小。

4) 喷流引射效应和管道效应的存在影响了非定常运动时的俯仰力矩系数迟滞特性,使得相同攻角下的这两种模型的迟滞环面积增大,动态阻尼增强,相应的动导数绝对值增大,而这 3 种模型中,进排气模型的动导数绝对值最大,通气模型次之,常规的保形模型最小,计算表明在进行气动设计分析时,需要尽可能的考虑进排气的影响。

5) 由于内外流一体化的动态试验极少开展,后续需要结合试验开展数值模拟的进一步验证,并开展三维构型的纵、横航向的动态特性计算分析。

参考文献:

[1] 齐红德,岳奎志,郁大照. 飞翼隐身特性数值模拟[J]. 海军航空工程学院学报,2015,30(3):258-262.
QI Hongde, YUE Kuizhi, YU Dazhao. Numerical simulation of the flying wing stealth[J]. Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University, 2015, 30(3): 258-262. (in Chinese)

[2] 陈世春,黄沛霖,姬金祖. 典型隐身飞机的 RCS 起伏统计特性[J]. 航空学报,2014,35(12):3304-3314.
CHEN Shichun, HUANG Peilin, JI Jinzu. Radar cross section fluctuation characteristics of typical stealth aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(12): 3304-3314. (in Chinese)

[3] 郁新华,陶于金,张琳,等. 飞翼布局无人机进排气影响及机理分析[J]. 北京航空航天大学学报,2015,41(5):786-792.
YU Xinhua, TAO Yujin, ZHANG Lin, et al. Influence of engine inlet and exhaust on flying wing UAV and its mechanism analysis[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 786-792. (in Chinese)

[4] 张乐,周洲,许晓平,等. 飞翼无人机保形进排气系统动力数值模拟与流场特性分析[J]. 西北工业大学学报,2015,33(3):353-360.
ZHANG Le, ZHOU Zhou, XU Xiaoping, et al. Numerical simulation of power and flow field characteristics of conformal intake and exhaust for flying wing unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2015, 33(3): 353-360. (in Chinese)

[5] HYOUNGJIN K, MENG SING L. Flow simulation of N2B hybrid wing body configuration[R]. AIAA-2012-0838, 2012.

[6] 谭兆光,陈迎春. 机体/动力装置一体化分析中的动力影响效应数值模拟[J]. 航空动力学报,2009,24(8):1766-1772.

TAN Zhaoguang, CHEN Yingchun. Numerical simulation method for the powered effects in airframe/propulsion integration analysis[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(8): 1766-1772. (in Chinese)

[7] JOHANSSON M. Propulsion integration in an UAV[R]. AIAA-2006-2834, 2006.

[8] 方振平,陈万春,张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005.

[9] 马松辉,吴成富,陈怀民. 飞翼飞机稳定性与操纵性研究[J]. 飞行力学,2006,24(3):17-21.
MA Songhui, WU Chenfu, CHEN Huamin. Study on stability and maneuverability of flying wing aircraft[J]. Flight Dynamics, 2006, 24(3): 17-21. (in Chinese)

[10] 张子军,王磊,王立新,等. 大展弦比飞翼布局飞机的三轴稳定特性[J]. 系统工程理论和实践,2012,32(5):1130-1135.
ZHANG Zijun, WANG Lei, WANG Lixin, et al. Three-axis stability characteristics of flying wing with high aspect ratio[J]. System Engineering Theory and Practice, 2012, 32(5): 1130-1135. (in Chinese)

[11] 刘绪,刘伟,周云龙,等. 吸气式内外流一体化飞行器动导数数值模拟[J]. 空气动力学报,2015,33(2):147-155.
LIU Xu, LIU Wei, ZHOU Yunlong, et al. Numerical simulation of dynamic derivatives for air breathing hypersonic vehicle[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(2): 147-155. (in Chinese)

[12] 叶川,马东立. 利用 CFD 技术计算飞行器动导数[J]. 北京航空航天大学学报,2013,39(2):196-200.
YE Chuan, MA Dongli. Aircraft dynamic derivatives calculation using CFD techniques[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(2): 196-200. (in Chinese)

[13] 孙涛,高正红,黄江涛. 基于 CFD 的动导数计算与减缩频率影响分析[J]. 飞行力学,2011,29(4):15-18.
SUN Tao, GAO Zhenghong, HUANG Jiangtao. Identify of aircraft dynamic derivatives based on CFD technology and analysis of reduce frequency[J]. Flight Dynamics, 2011, 29(4): 15-18. (in Chinese)

[14] RONCH A D, VALLESPIN D. Computation of dynamic derivatives using CFD[R]. AIAA-2010-4817, 2010.

[15] 席柯,阎超,黄宇,等. 俯仰阻尼导数分量的 CFD 数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报,2015,41(2):222-227.
XI Ke, YAN Chao, HUANG Yu, et al. Numerical simulation of individual components of pitching-damping coefficient sum[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 222-227. (in Chinese)

[16] JEAN-FRANCOIS L, STEPHANE M, DOMINIQUE F. Static and dynamic derivatives on generic UCAV without and with leading edge control[R]. AIAA-2014-2391, 2014.

[17] JEAN-FRANCOIS L, STEPHANE M. SACCON CFD static and dynamic derivatives using elsA[R]. AIAA-2010-4562, 2010.

[18] VICROY D D, LOESER T D, SCHUTTE A. SACCON forced oscillation tests at DNW-NWB and NASA Langley 14x22-foot tunnel[R]. AIAA-2010-4394, 2010.