

高雷诺数二维充气机翼构形的气动特性

张俊韬, 侯中喜, 郭 正
(国防科学技术大学 航天科学与工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 针对基于二维充气机翼的构形特征进行高雷诺数条件下的气动特性分析. 首先通过对二维充气机翼构形特征的设计, 建立了描述逼近程度的误差参数和若干模型; 进一步运用数值方法, 通过标准翼型的对比, 分析充气机翼的气动性能及其误差参数的敏感性. 数值结果表明: 在高雷诺数条件下, 充气机翼的气动性能相对于标准翼型有所降低. 同时, 结合对流场特征的分析, 从机理上解释二维充气机翼与标准翼型气动性能差异形成的原因, 即导致总的阻力系数明显增加的主要原因是其凹凸起伏的表面对充气机翼表面压力分布所引起的变化, 局部压力升高从而大幅增加了压差阻力.

关 键 词: 充气机翼; 逼近误差; 气动性能; 参数敏感性; 流动机理

中图分类号: V211 **文献标志码:** A

Aerodynamic performance of configurations of two-dimension inflatable wings under high Reynolds number

ZHANG Jun-tao, HOU Zhong-xi, GUO Zheng
(College of Aerospace Science and Engineering,
National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The aerodynamic performance analysis based on the configurations of two-dimension inflatable wings under high Reynolds number was analyzed. Firstly, configuration characteristic of the two-dimension inflatable wing was designed to define an offset parameter describing the degree of approximation between an inflatable wing profile and a standard airfoil, then several models were developed. Furthermore, with the numerical method, aerodynamic performance of the inflatable wing and the sensibility of the offset parameter was studied and compared with the standard airfoil. Numerical result showed that the aerodynamic performance of the inflatable wing had loss to a certain degree under high Reynolds number. Meanwhile, with the flow field characteristic analysis, the reason for the total drag increasing significantly was explained from mechanism that, in those bumpy areas, the pressure distribution changed a lot, so the increase of the local pressure caused significant increase of pressure drag.

Key words: inflatable wings; approximate offset; aerodynamic performance; parameter sensibility; flow mechanism

收稿日期:2015-07-23
基金项目:航空科学基金(20145788006)
作者简介:张俊韬(1986—),男,博士生,主要从事飞行器设计方面的研究.

引用格式:张俊韬,侯中喜,郭正. 高雷诺数二维充气机翼构形的气动特性[J]. 航空动力学报,2017,32(3):657-665. ZHANG Jun-tao, HOU Zhongxi, GUO Zheng. Aerodynamic performance of configurations of two-dimension inflatable wings under high Reynolds number[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(3): 657-665.

充气机翼一般采用轻质柔性复合材料作为蒙皮和内部约束,并通过充气进而成型^[1].这种设计概念在于用柔性材料代替了传统机翼的刚性骨架结构,因此容易实现大尺度结构的轻量化.在飞行器总体设计中,充气机翼的运用也可以起到降低翼载荷、减少能源系统消耗、提高结构安全性的作用,因此具有良好和广泛的应用前景.

国内外在充气机翼及其飞行器的研究已取得了一些成果.20 世纪 50 年代,美国 Goodyear 公司研制的 GA-468 型充气飞机曾计划被用作侦察机、通讯机等,它未充气时体积很小,可以通过小型汽车运往任何需要的地点,空质量仅 100 kg,充气后翼展达 6.7 m,可连续飞行 6.5 h,由于结构质量轻,起飞滑行距离仅 76 m. NASA 也开展了充气折叠机翼 I-2000 无人机的研究,至 2001 年 6 月, I-2000 已完成 3 次充气伸展机翼技术的飞行试验.肯塔基大学^[2]牵头的 Baseline Inflatable-wing Glider, Balloon-Launched Unmanned Experiment (BIG BLUE) 项目,研究充气结构用于火星探测的飞行器,涉及充气/刚化翼、气动弹性特性等方面,现已发展成为一个充气式飞行器系列^[3-7].此外,如 Saint Louis 大学及 Colorado 大学等也在 BIG BLUE 项目的基础上开展了相关研究^[8-12]. ILC Dover 公司^[5,13]参与了包括 BIG BLUE 在内的多项充气机翼项目,其在充气机翼总体设计、结构性能分析、试验研究等方面都进行了大量研究.文献^[14]针对点阵式充气机翼,采用了逆向迭代的方法进行了保形设计.文献^[15]研究了充气机翼的设计和工艺方法,同时进行了力学性能测试和飞行试验.文献^[16]对充气机翼的承载能力进行了分析,同时进行了气动仿真计算.

特别在二维充气机翼构形及其气动性能的研究方面,文献^[10]介绍了充气机翼的试验和计算,选择了两种不同的翼型 (Eppler398 和 NACA 4318) 作为参考基准,通过分析发现充气机翼与标准翼型在流场特征上存在一些相似趋势,但又有所区别,进而预测了在较低雷诺数条件下,充气机翼的气动性能可以优于标准翼型. Simpson 等^[17]进行了风洞试验,利用流动可视化,观察到了当雷诺数小于 5×10^4 时,充气机翼由于表面凹凸不平,使得大迎角条件下其分离区较之标准翼型更小,因而失速性能有所提高.

对于相对较高的雷诺数条件下 (大于 10^6), 充气机翼的气动特性目前研究较少,主要原因在于随着雷诺数的升高,可以预见充气机翼的气动

性能将会下降.然而,仅以此不能说明充气机翼在较高雷诺数范围就没有应用价值,因而本文的针对充气机翼在高雷诺数条件下的气动特性进行探讨,并分析误差参数的影响.同时需要说明的是,由于实际充气结构存在变形、蒙皮褶皱等复杂问题,而本文主要关注气动特性,因而忽略上述结构方面的因素,把问题简化为只研究充气机翼的表面凹凸外形所导致的气动问题,这是本文的核心和着眼点.

1 构形逼近的误差描述

当前,二维充气机翼的构形大多采用如图 1 所示的形式,其主要特征是在蒙皮囊体内部沿弦长方向设置一系列的拉条约束,充气后通过拉力约束表面蒙皮,形成局部凹凸起伏但整体逼近翼型形状的截面构形.每个拉条上均留有通气孔,使得充气后蒙皮内部气体连通,压力均匀一致,同时保持一定的内部超压,以维持一定的刚度和机翼外形.

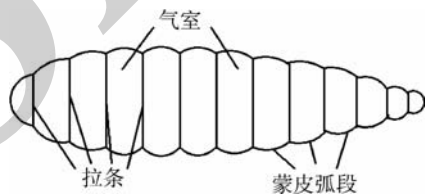


图 1 二维充气机翼截面

Fig. 1 Two-dimensional section of inflatable wing

在文献^[3,6]中,有些充气机翼的构形是通过测量一个实际的机翼结构得到的;而在文献^[18]中,其构形是假设由一系列的内切圆的边界构成的,这些圆内切于标准翼型的边界曲线.由于第 2 种方法更广泛,更便于分析,因此本文的构形选择以内切圆的方法为基准.而在内切圆构形方法中,以内切圆数量来逼近标准翼型,这样做的好处是简单直观,不足在于无法保证凹槽区域与基准曲线之间的误差保持均匀,因此本文定义一个构形误差参数 δ ,如图 2 所示,其含义为每个凹槽的最低点到标准翼型的边界曲线的距离 d 与该处翼型一半厚度 D 的比值.其表达式为

$$\delta = d/D \quad (1)$$

取所有凹槽处的 δ 均为相同值,则整个构形在各处的几何逼近是均匀的.如图 3 所示,基于 NACA 0012 标准翼型建立了若干二维充气机翼构形 ($\delta = 5\%, 10\%, 15\%, 20\%$). 可以看到, δ 越

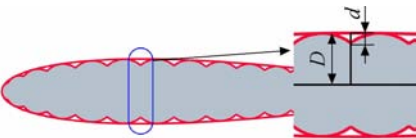


图 2 误差参数 δ 示意图
Fig. 2 Sketch of offset parameter δ

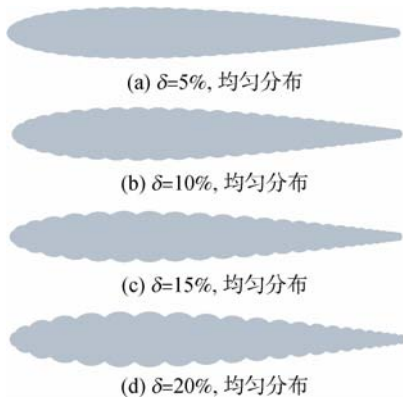


图 3 $\delta=5\%, 10\%, 15\%, 20\%$ 的充气机翼模型
Fig. 3 Models of inflatable wing of $\delta=5\%, 10\%, 15\%, 20\%$

小,则内切圆越密集,充气机翼外形也就越接近 NACA 0012.

然而,对于实际工程应用而言,任何材料都会存在变形,因此需要再次强调的是,利用内切圆描述充气机翼构形特征的方法只是一种合理的近似,实际机翼充气成型后每个弧段可能不完全是圆弧,但是必然是比较逼近的,以此为基础进行气动分析是符合理论分析要求的. 以上构形特征分析是充气机翼气动分析的基础.

2 数值方法

2.1 网格划分

采用 C-H 型网格拓扑来划分计算域,如图 4 所示. 二维计算域的长度为弦长的 30 倍,高度为弦长的 20 倍.

壁面附近第 1 层网格厚度为弦长的 10^{-4} ,通过先验核算得到对应的 y^+ 最大不超过 2,如图 5 所示,满足近壁面附面层的要求.

2.2 CFD 数值模拟

采用商业代码 FLUENT 6. 3. 26 进行求解,利用其二维、有限体积法求解稳态不可压 Navier-Stokes 方程. 考虑到来流方向(后续仿真计算中均采用正迎角),仍如图 4 所示,因此前端弧面和下端水平面设为来流入口,具体的入口边界条件

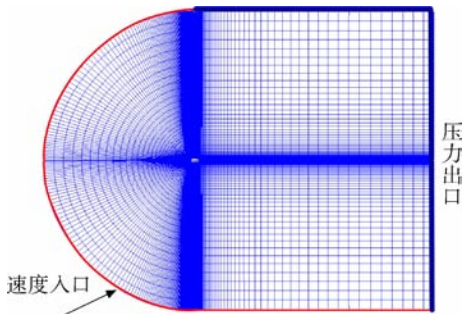


图 4 C 型网格拓扑
Fig. 4 Topology of C type grids

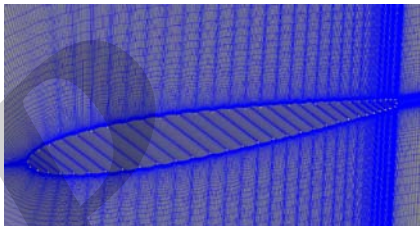


图 5 近壁面网格细节
Fig. 5 Detail of grids near the wall

设置为速度入口,给定速度的大小和方向,来流的其他一些基本参数如表 1 所示. 后端面和上端水平面设为来流出口,出口边界条件设置为压力出口,给定出口的压力值. 壁面边界条件设置为无滑移绝热壁. 根据文献[19],选择 SST(shear stress transport) $k-\omega$ 湍流模型,以适合翼型的数值模拟,具有较好的结果精度.

计算工况的参数仍然如表 1 所示,机翼的弦长取 2. 4 m,与文献[20]中一致,则对应的计算工况的雷诺数大约为 3×10^6 .

表 1 来流物性参数
Table 1 Physical parameters of the incoming flow

参数	数值	参数	数值
高度/km	1	密度/(kg/m^3)	1. 11
温度/K	281. 6	动力黏度/ $10^{-5}(\text{Pa} \cdot \text{s})$	1. 757 85
压力/Pa	89 876. 3	速度/(m/s)	20

3 结果分析

3.1 算例验证

3.1.1 网格收敛性分析

利用 NACA 0012 来分析网格收敛性. 在雷诺数为 3×10^6 的条件下,采用网格数约为 50 000, 70 000 和 90 000 的 3 套网格分别计算 2° 迎角下的

升力系数. 如图 6 所示,随着网格数增加,计算结果逐步收敛,70 000 网格数量已满足精度要求,因此后续算例中均采用此套网格.

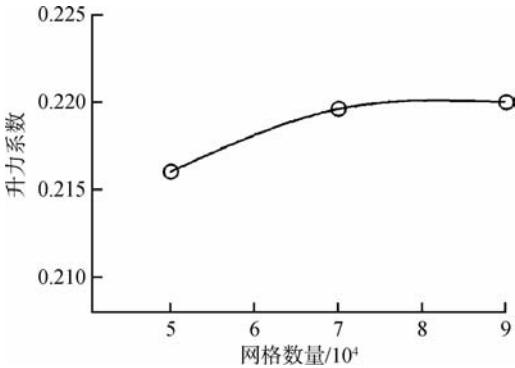


图 6 不同网格数 2°迎角下的升力系数
Fig. 6 Lift coefficients at 2° angle of attack with different grid numbers

3. 1. 2 数值方法的可靠性校验

需要强调的是,FLUENT 6. 3. 26 在计算过程中是将湍流模型加载到整个计算域的,这与实际流动过程(从层流到湍流的转捩)是有区别的,因此 CFD 的阻力计算结果往往大于试验值. 对此,Johansen^[21]在 1997 年就进行了相关的计算,采用全场湍流计算 NACA 0012(雷诺数为 3×10^6),因此以他的结果作为参照来验证本算例的可靠性是有参照意义的. 该算例通过数值计算得到了升力系数和阻力系数随迎角的变化曲线,如图 7(a)和图 7(b)所示,可以看到升力系数和阻力系数与 Johansen^[21]的数据吻合得很好,说明本文采用数值方法是可靠的.

进一步,考虑到充气机翼构形后缘均为钝的圆弧形,因此也将钝后缘 NACA 0012 作为参照(钝后缘的具体形式为:其后缘半径与所要对比的充气机翼尾部最后一个内切圆的半径相同),这样的可以使气动系数更具有对比性. 同样如图 7(a)和图 7(b)所示,钝后缘的 NACA 0012 升力系数与尖后缘基本上没有差别,但阻力系数增大了. 说明钝后缘在一定程度上增加了形阻(压差阻力).

3. 2 升阻特性

3. 2. 1 δ 大小的影响

对于前述设计的 4 种构形(δ 分别为 5%, 10%, 15%, 20%),分别计算其升阻力系数,并与钝后缘 NACA 0012 进行比较.

如图 8(a)和图 8(b)所示,对于升力而言,在

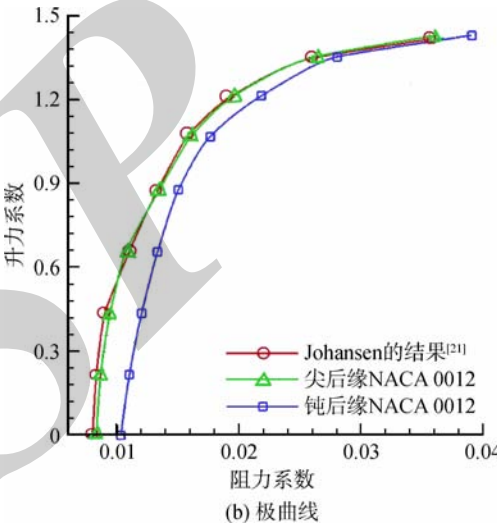
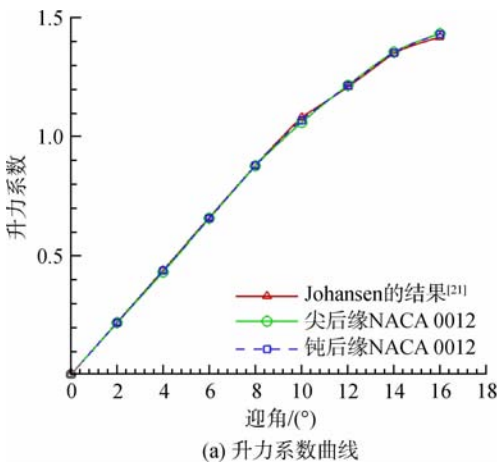
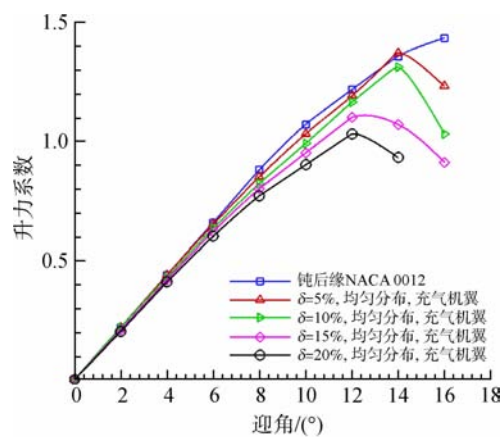


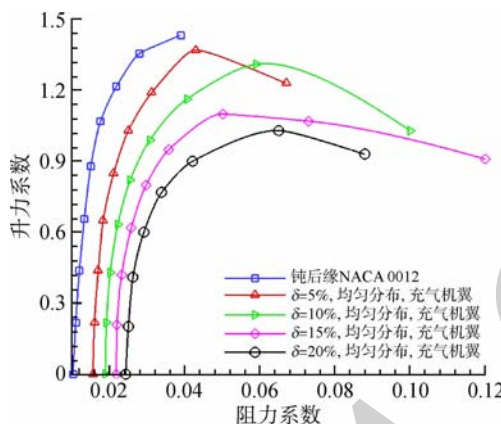
图 7 尖后缘、钝后缘 NACA 0012 以及文献[21]结果的验证对比($Re=3 \times 10^6$)
Fig. 7 Comparison for verification between results of sharp trailing edge, blunt trailing edge NACA 0012 and Ref. [21] ($Re=3 \times 10^6$)

迎角较小的情况下,充气机翼各种构形的升力系数与 NACA 0012 十分接近,当迎角增大时,充气机翼的升力系数逐渐显示出小于 NACA 0012 的趋势,说明在大迎角条件下升力系数有所损失,并且 δ 越大,损失越明显. 同时可以看到充气机翼的失速更早发生,这个结论与文献[17]中低雷诺数的情况是不同的.

对于阻力而言,充气机翼的阻力系数相比 NACA 0012 有了比较显著的增大,并且 δ 越大,则增大越多. 综上,可以推断在高雷诺数条件下,充气机翼相比 NACA 0012 而言升阻比是降低的,其气动性能将有所损失,但从趋势上来看, δ 越小,几何构形上越逼近 NACA 0012,其性能损失也就越小.



(a) 升力系数曲线



(b) 极曲线

图 8 不同的 δ 均匀分布的各充气机翼构形与钝后缘 NACA 0012 气动系数对比($Re=3\times 10^6$)

Fig. 8 Comparison of aerodynamic coefficients between blunt trailing edge NACA 0012 and inflatable wing profiles of uniform distribution with different δ ($Re=3\times 10^6$)

3. 2. 2 δ 分布的影响

既然 δ 越小,其性能损失也就越小,那么可以预测如果 δ 无限小,充气机翼的构形也将无限接近 NACA 0012,但是这样做就使得内切圆的数量需要增加很多,而且从结构的工艺上也不易实现,因此是没有实际应用价值的.基于此,研究在尽量减小气动特性损失的条件下,不过多地增加结构复杂程度.

如图 9 所示,将机翼大体分为头部分、中间部分、后缘部分,并将这几部分的 δ 取不同的值,分析每一部分 δ 变化对气动性能的影响以及相互关系.以 $\delta=5\%$,均匀分布为参考,分别计算了头部 $\delta=10\%$ 和 15% ,中部 $\delta=10\%$ 和 15% ,尾部 $\delta=10\%$ 和 15% 以及头部和尾部同时 $\delta=10\%$ 和 15% 的情况.

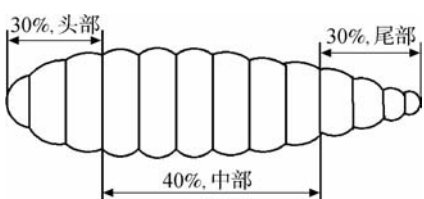


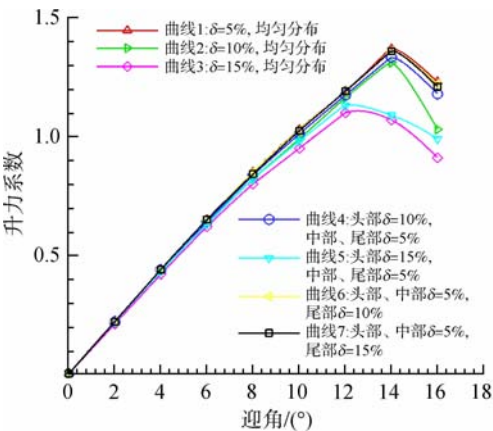
图 9 头部、中部和尾部的示意图

Fig. 9 Sketch of the header, middle and trail

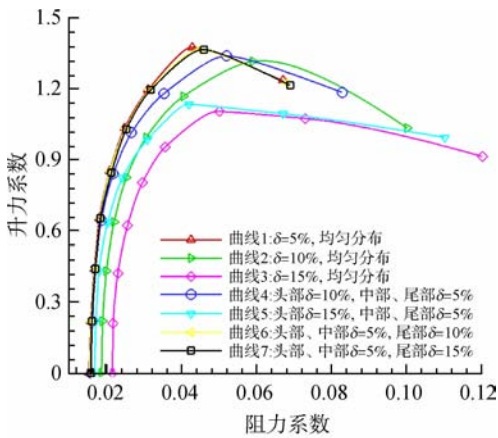
如图 10(a)和图 10(b)所示,对比曲线 1 和曲线 6、曲线 7 可以看出,它们的升阻力系数都十分接近,说明尾部的 δ 单独变化对于充气机翼气动特性的影响很小,即尾部的误差参数的气动敏感性很低.对比曲线 2 和曲线 4、对比曲线 3 和曲线 5 可以看出,头部 δ 为 10% 的构形比 10% 均匀分布的升阻特性均略有提高,但整体的气动性能比较接近,与头部 δ 为 15% 的情况也是类似趋势;然而,以上两者与头部 δ 为 5% 的构形相比,气动性能还是有比较明显的下降,说明头部的构形变化对充气机翼的气动特性有较大影响.

如图 10(c)和图 10(d)所示,对比曲线 1 和曲线 6、曲线 7 可以看出,随着中部 δ 的逐渐增加,气动性能逐渐下降,说明中间部分的 δ 的单独变化对于充气机翼气动特性有一定的影响;同时,对比曲线 2 和曲线 7,曲线 7 的气动性能好于曲线 2.因此,综上说明中部误差参数的气动敏感性介于头部和尾部之间.对比曲线 2 和曲线 4、对比曲线 3 和曲线 5 可以看出,头尾一起变化等同于中部单独变化,因此其结论类似.

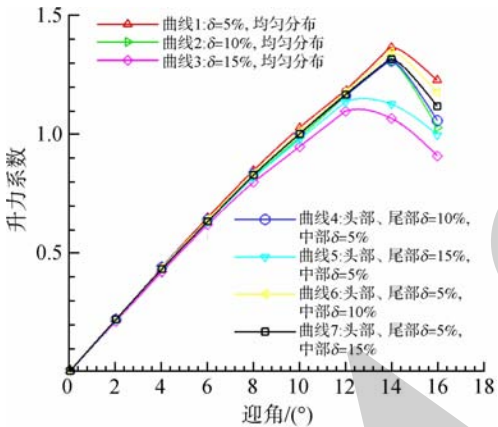
通过上述现象分析,可以总结其规律性,即头部误差参数的气动敏感性最高,中部的影响次之,尾部的影响最小.由此可以进一步推论,在设计充气机翼构形时,头部需要比较精细化地逼近标准翼型,而尾部可以采取相对简化的设计.



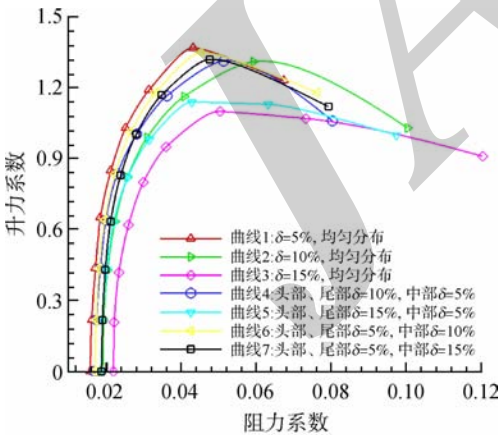
(a) 不同头、尾分布的升力系数曲线



(b) 不同头、尾分布的极曲线



(c) 不同中部分布的升力系数曲线



(d) 不同中部分布的极曲线

图 10 不同的均匀、非均匀 δ 分布的气动系数对比
($Re=3\times 10^6$)

Fig. 10 Comparisons of aerodynamic coefficients between uniform and non-uniform distributions with different δ ($Re=3\times 10^6$)

3.3 流动机理分析

3.3.1 升力分析

表面压力系数 C_p 的表达式为

$$C_p = \frac{p_0 - p_\infty}{\frac{\rho}{2} V_\infty^2} = 1 - \left(\frac{V_0}{V_\infty} \right)^2 \quad (2)$$

式中 V_0 表示表面上某点的流速; p_0 表示对应的静压值; V_∞ 和 p_∞ 分别代表来流的速度和静压; ρ 代表密度。

在小迎角条件下,以 2° 迎角为例,如图 11 所示,通过与 NACA 0012 对比发现,充气机翼由于表面凹凸起伏,其表面压力系数呈现不断波动的形态。根据升力系数与上下表面压力系数的关系式

$$C_l = \int_0^{X_{\max}} (C_{p2} - C_{p1}) \cos \alpha dx \quad (3)$$

式中 C_l 为升力系数, C_{p2} 为下表面压力系数, C_{p1} 为上表面压力系数, α 为迎角, dx 为弦长的微分, $X_{\max}$ 为最大弦长。因此,升力系数可以看作是上下表面压力系数所围成的面积在升力方向的投影。然而,也可以看出,充气机翼表面压力系数整体的变化趋势仍然是按照 NACA 0012 的压力系数曲线为基准线变化的,所围成的面积基本相同,说明两者升力系数差别很小,充气机翼的构形对升力影响很小。

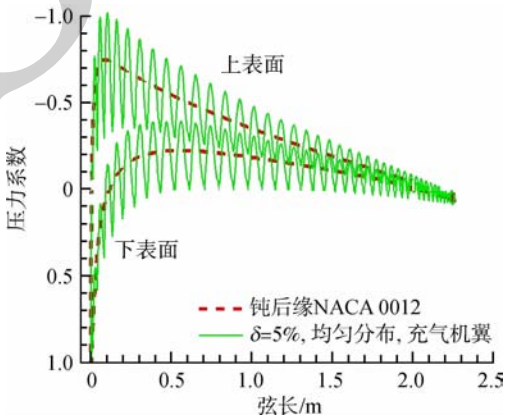


图 11 2° 迎角下的压力系数对比
Fig. 11 Comparison of pressure coefficients at 2° angle of attack

在大迎角条件下,以 12° 迎角为例,如图 12 所示,与 2° 迎角的情况类似,压力系数在不断波动的情况下,其整体变化趋势仍然保持与 NACA 0012 基本一致。然而,由于迎角大了,并且充气机翼凹凸起伏区域,使得其表面压力系数积分后投影到升力方向的分量就相对少了,因此升力系数与 NACA 0012 的差距就明显了。

3.3.2 阻力分析

总体上来说,充气机翼的阻力系数相对于 NACA 0012 言有显著的增加,这是致使充气机翼

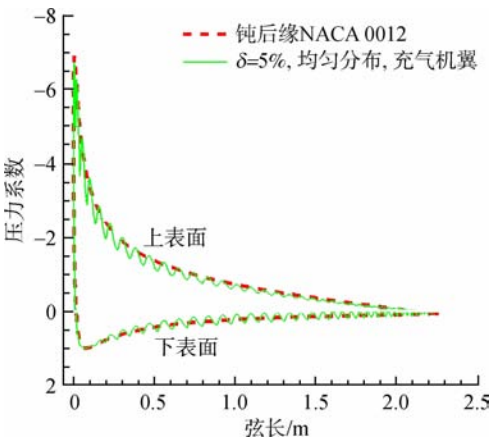


图 12 12°迎角下的压力系数对比
Fig. 12 Comparison of pressure coefficients at 12° angle of attack

气动性能损失的主要原因。

分析阻力增加的原因,除了之前提到的钝后缘因素之外(本质上仍是增加了压差阻力),仍然从阻力的两个方面:摩擦阻力和压差阻力进行分析。

在 2°迎角条件下,对比 NACA 0012 与各充气机翼构形之间的阻力系数,如表 2 所示,其中,对于 NACA 0012 的阻力系数,摩擦阻力的比重约为 65%,而压差阻力约占 35%,说明摩擦阻力是总阻力的主要来源;而对于充气机翼而言,摩擦阻力相比于 NACA 0012 甚至还有一定程度的减小,且 δ 越大,摩擦阻力越小,但同时压差阻力却越大,且增加将近一个量级之多,因此表现出总的阻力系数就明显增加。

表 2 阻力系数的对比(2°迎角)
Table 2 Comparison of drag coefficients (2° angle of attack)

翼型	摩擦阻力 系数	压差阻力 系数	总阻力 系数
钝后缘 NACA 0012	0.0073	0.0041	0.0114
$\delta=5\%$, 充气机翼	0.0046	0.0113	0.0159
$\delta=10\%$, 充气机翼	0.0039	0.0153	0.0192
$\delta=15\%$, 充气机翼	0.0035	0.0187	0.0222
$\delta=20\%$, 充气机翼	0.0031	0.0221	0.0252

进一步,如图 13 所示,从某一局部凹陷区域的流线图可以看出,虽然充气机翼的表面积相对于光滑翼型而言,由于凹凸起伏而有所增加,但流动在经过这个区域时形成了回流,产生了局部的旋涡,涡的转动方向为逆时针,则凹陷部分很大一

片的区域贴近壁面流体的流动方向是与主流方向相反的,从而导致局部的摩擦力方向与总体摩擦力反向,综合的效果是削弱了正向摩擦力,这就从流动现象和机理上解释了充气机翼的摩擦阻力在一定程度上减小的原因.与此同时,从压力等值线的分布细节可以看出,此凹陷区域的局部压力分布并不均匀,而是在靠前的部分较低,靠后的部分较高.因此,结合壁面方向,导致其作用在壁面上的压力再投影到阻力的方向上,就形成了一个正向的阻力作用.多个局部区域的效果叠加就导致了压差阻力的大幅增加.至此可以推论,大部分凹陷区域形成了一个小的流动分离区,这些区域一定程度上减小了摩擦阻力,但增加了压差阻力,这是从机理上解释了总阻力增加的原因。

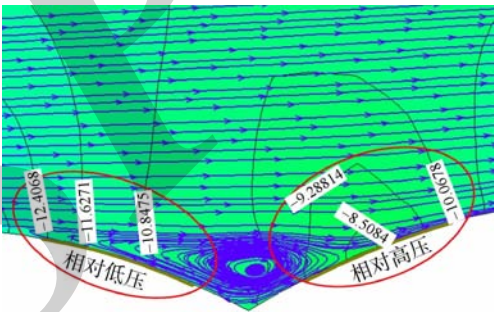


图 13 充气机翼局部凹陷区域的流线和压力云图
(单位:Pa)

Fig. 13 Streamlines and pressure contour of inflatable wing at local bumpy area (unit:Pa)

3. 3. 3 头部影响的分析

针对头部的构形对于充气机翼气动性能影响较大的现象进行分析.在相同条件下的头部压力等值线和流线对比如图 14 所示。

两种充气机翼构形的压力分布大致与 NACA 0012 基本相似,其中下表面的压力分布从数值上十分接近,而充气机翼的上表面在头部区域的负压有所减弱,并且头部 δ 越大,减弱越明显.从图 14 中两种充气机翼构形的上表面压力分布可以明显看出这一点,这就解释了在大迎角下,升力损失逐渐明显的原因.进一步, $\delta=5\%$ 均匀分布的充气机翼由于凹陷区域的尺度相对较小,从流线图可以看出基本不产生分离,而头部 $\delta=15\%$ 的充气机翼其凹陷区域的尺度明显增大,导致这些局部区域所产生比较明显的集中涡,从而引起该处壁面的局部负压减弱,具体原因在第 3. 3. 2 节已经分析,这是压差阻力增大的主要原因。

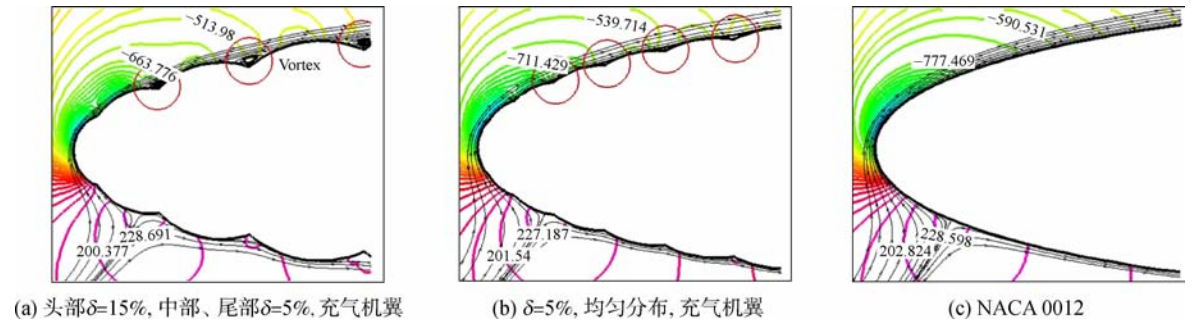


图 14 不同头部压力等值线和流线对比(单位:Pa)

Fig. 14 Comparison of pressure contours and streamlines with different headers (unit:Pa)

4 结 论

本文针对高雷诺数条件下的二维充气机翼构形进行气动特性分析,得到的主要结论如下:

1) 在所设计的雷诺数条件下(3×10^6),二维充气机翼的气动性能相比于标准翼型有所降低,且外形越逼近,气动性能损失越小。

2) 充气机翼不同部位的构形误差参数对气动性能影响的敏感性是不同的,头部影响最大,中部次之,尾部影响最小。

3) 充气机翼的气动性能损失主要体现在升力系数在小迎角下基本相当,在大迎角下略降低,而阻力系数有一个量级的显著增加。

4) 充气机翼表现出的升阻特性,其流动机理主要在于众多凹陷区域的存在使得局部流动分离产生旋涡,综合效果导致摩擦阻力有所减小,压差阻力有一个量级的显著增加。

5) 头部逼近程度对气动性能的影响主要在于,随着凹陷区域尺度增大,局部流动分离越发明显,使头部上表面压力分布升高,从而导致气动特性的损失。

参考文献:

[1] Cadogan D, Scarborough S, Gleeson D, et al. Recent development and test of inflatable wing[R]. AIAA-2006-2139, 2006.

[2] Simpson A, Jacob J, Smith S, et al. BIG BLUE II: Mars aircraft prototype with inflatable-rigidizable wings[R]. AIAA-2005-813, 2005.

[3] Reasor D A, LeBeau R P, Smith S W, et al. Flight testing and simulation of a Mars aircraft design using inflatable wings[R]. AIAA-2007-0243, 2007.

[4] Reasor D A, LeBeau R P. Numerical study of bumpy airfoil control for low Reynolds numbers[R]. AIAA-2007-4100, 2007.

[5] Smith S W, LeBeau R P, Seigler T M, et al. Testing of compact inflatable wings for small autonomous aircraft

[R]. AIAA-2008-2216, 2008.

[6] LeBeau R P, Gilliam T D, Schloemer A, et al. Numerical comparison of flow over bumpy inflatable airfoils[R]. AIAA-2009-1306, 2009.

[7] Thamann M. Aerodynamics and control of a deployable wing UAV for autonomous flight. [D]. Lexington, US: University of Kentucky, 2012.

[8] Hauser T, Johansen T A, LeBeau R P. Computational optimization of a low Reynolds number inflatable airfoil[R]. AIAA-2011-3534, 2011.

[9] Takahashi D, LeBeau R P. Computational investigation of Reynolds number effects on flow over inflatable airfoils[R]. AIAA-2011-337, 2011.

[10] Ghobadi K J, LeBeau R P, Hauser T. Computational testing of inflatable airfoils for improved design[R]. AIAA-2012-1213, 2012.

[11] Ghobadi K J, Pifer E, LeBeau R P, et al. A computational and experimental investigation of flow over an inflatable wing[R]. AIAA-2012-2899, 2012.

[12] Zhang F, Ghobadi K J, Spencer G, et al. Examination of three-dimensional flow over a chambered inflatable wing[R]. AIAA-2014-0556, 2014.

[13] Allred R E, Hoyt A E, Harrah L A, et al. Light curing rigidizable inflatable wing[R]. AIAA-2004-1809, 2004.

[14] 王长国, 刘远鹏, 崔宇佳, 等. 逆向迭代的点阵式充气机翼三维保形分析[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2013, 45(9): 31-34.

WANG Changguo, LIU Yuanpeng, CUI Yujia, et al. Inverse iterative three-dimensional initial shape analysis of inflatable wing. [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2013, 45(9): 31-34. (in Chinese)

[15] 吕强, 叶正寅, 李栋. 充气结构机翼的设计和试验研究[J]. 飞行力学, 2007, 25(4): 77-81.

LÜ Qiang, YE Zhengyin, LI Dong. Research on design and test of inflatable wing[J]. Flight Dynamics, 2007, 25(4): 77-81. (in Chinese)

[16] 王伟, 王华, 贾清萍. 充气机翼承载能力和气动特性分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(10): 2296-2301.

WANG Wei, WANG Hua, JIA Qingping. Analysis on bearing capacity and aerodynamic performance of an inflatable wing[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(10): 2296-2301. (in Chinese)

[17] Simpson A, Santhanakrishnan A, Jacob J, et al. Flying on air: UAV flight testing with inflatable wing technology [R]. AIAA-2004-6570, 2004.

[18] Marzocca P, Gürdal Z, Hol J, et al. Design and shape optimization of inflatable wings[R]. AIAA-2006-1823, 2006.

[19] Eleni D C, Athanasios T I, Dionissios M P. Evaluation of the turbulence models for the simulation of the flow over a National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) 0012 airfoil [J]. Journal of Mechanical Engineering Research, 2012, 4(3): 100-111.

[20] Noll T E, Brown J M, Perez-Davis M E, et al. Investigation of the Helios prototype aircraft mishap [R]. Hampton, US: NASA Report, 2004.

[21] Johansen J. Prediction of laminar/turbulent transition in airfoil flows [R]. Copenhagen, Denmark: Risø National Laboratory Report, Risø-R-987(EN), 1997.

(编辑:陈 越)