

分布式动力系统尾缘射流与边界层抽吸的数值分析

段静瑶, 袁巍, 李秋实

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 为研究带有边界层抽吸的分布式动力系统尾缘射流对机身气动性能及推进效率的影响,将机身简化为二维翼型,并加入尾缘射流及边界层抽吸的作用,利用数值模拟的手段来研究来流攻角、射流偏转角、边界层抽吸对推进效率及气动性能的影响,为分布式动力系统的设计与应用提供初步的建议.结果表明在中、小来流攻角(2° 及 0.6°)的情况下尾缘射流及边界层抽吸能够提高升阻比,推进效率可超过80%;而在大来流攻角(4°)情况下射流偏转角增大使翼型的阻力大幅上升,对气动性能和推进效率产生极为不利的影响.

关 键 词: 分布式动力; 尾缘射流; 边界层抽吸; 计算流体动力学; 推进效率

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical investigation on trailing edge jet and boundary layer ingestion in distributed propulsion system

DUAN Jing-yao, YUAN Wei, LI Qiu-shi

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,
School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to study the influence of boundary layer ingestion on airframe aerodynamic performance and propulsion efficiency of the distributed propulsion system with trailing edge jet, a two-dimensional airfoil with trailing edge jet and boundary layer ingestion, modeling the airframe, was studied numerically to discuss the influence of incoming angle of attack, jet angle and boundary layer ingestion on aerodynamic performance and propulsion efficiency. Some suggestions on design and application of the distributed propulsion system were carried out. Results show that trailing edge jet and boundary layer ingestion are able to improve the lift-drag ratio at medium/small incoming angle of attack (2° and 0.6°). Propulsion efficiency is able to reach the level over 80%. However, drag of airfoil rises significantly at high incoming angle of attack (4°) with jet angle increasing, resulting in adverse impact on both aerodynamic performance and propulsion efficiency.

Key words: distributed propulsion; trailing edge jet; boundary layer ingestion; computational fluid dynamics; propulsive efficiency

现代航空运输的高速发展对民用航空运输机的安全性、可靠性、环境相容性及经济性提出了更

高的要求.传统动力布局的飞机在提高升阻比、降低耗油率、增大载运量等方面的提升已经非常有

收稿日期:2013-08-31

作者简介:段静瑶(1989—),女,陕西西安人,硕士生,研究方向为分布式动力系统.

通讯作者:袁巍(1974—),男,山东青岛人,副教授,博士,主要从事叶轮机内部流动的相关研究.

限,人们迫切需要寻找一种新的动力系统以满足日益严峻的发展需求.分布式动力系统(以下简称分布式动力)是使用多个小型或微型发动机代替常规大尺寸发动机的动力系统^[1].研究认为,分布式动力通过推力的重新分配达到降低噪声、缩短起飞着陆时间、降低燃油消耗率及增大航程的目的^[2].

使用分布式动力时,通常将多个小型发动机沿翼展方向置于机身上方靠近尾缘处,发动机嵌入机身或十分靠近机身^[3-4],一方面发动机进气道对机身上表面的边界层产生抽吸作用,另一方面尾喷管的射流势必对机身后部特别是尾缘分离流产生影响.以往的研究表明,自机身尾缘附近发出的射流能够补充尾缘分离流产生的尾迹亏损,从而提高推进效率^[5];同时不同的射流偏转角度对翼型气动参数也有着不同的影响^[6].

针对分布式动力发动机射流的研究中,通常将飞机机身截面简化为二维翼型,并在尾缘处加入射流.一些研究成果表明尾缘射流在一定适用范围内对翼型的气动性能具有积极的作用^[7-8].但以往研究鲜有综合考虑边界层抽吸(boundary layer ingestion, BLI)与尾缘射流(trailing edge jet)共同作用的研究成果.为综合考虑两者对机身气动性能及动力系统推进效率的影响,同样以二维翼型作为模型,在明确尾缘射流对流场及气动性能影响规律的基础上,于机身上方加入边界层抽吸的作用,模拟发动机位于机身后部上方所带来的机背边界层抽吸效应,从而利用这种简化的物理模型为分布式动力的设计与应用提出初步的建议.

1 研究对象

出于动力/机身一体化的考虑,当前的分布式动力研究常以翼身融合体飞机(blended-wing-body aircraft, BWB aircraft)为平台.翼身融合体飞机是一种新型高升阻比低燃油消耗率的大型运输机,机身与机翼融为一体,如图 1^[9],是一种高度集成的布局,在安全性、舒适性和环境噪声等方面具有潜在优势^[10-12].图中分布式动力位于机身后部上方,与机身高度一体化.若在机身处截取翼展剖面,则分布式动力可以看作在翼型上表面抽吸边界层,并在尾缘附近排气^[13-14].

为简化翼型结构,且不失一般性,本文选取 NACA 0012 翼型代表翼身融合体飞机的机身翼展剖面. NACA 0012 为对称翼型,最大厚度位置

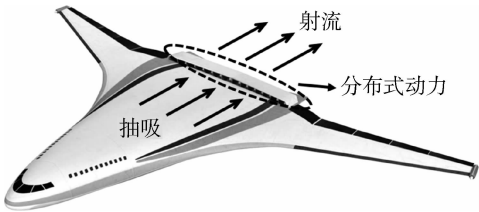


图 1 翼身融合体飞机示意图^[9]

Fig. 1 Schematic of blended-wing-body aircraft^[9]

为 30%弦长,翼型弦长设为 1 m. 为在尾缘处加入具有一定厚度的射流,对翼型进行修改,在原始尾缘上游 2%弦长处截得一个钝头尾缘,其厚度即射流厚度 $h_{jet} = 7.25 \times 10^{-3}$ m. NACA 0012 翼型及钝头尾缘位置如图 2 所示. 同时,为了加入抽吸的效果,在上翼面取长为 4.3%弦长的固壁作为抽吸段. 为对不同位置抽吸段的抽吸效果进行评估,选取了两个抽吸位置,抽吸段前缘分别距翼型前缘为 42.9%及 78.8%弦长,如图 2 所示.

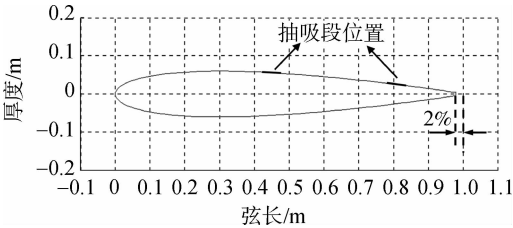


图 2 NACA 0012 翼型及钝头尾缘位置示意图

Fig. 2 Schematic of NACA 0012 airfoil and position of blunt trailing edge

图 3 根据文献^[6]定义了所使用的坐标系、来流攻角及射流偏转角. 翼型弦长与笛卡儿坐标系的 x 轴方向相同. 远前方来流的速度为 U_∞ , 来流攻角为 α , 来流方向相对弦长方向沿逆时针偏转则来流攻角为正,反之则来流攻角为负. 射流速度为 U_{jet} , 射流偏转角 τ 定义为射流方向与弦长方向的夹角,射流方向相对弦长方向沿顺时针偏转则射流偏转角为正,反之则为负. 升力的方向与来流方向垂直,阻力的方向与来流方向相同.

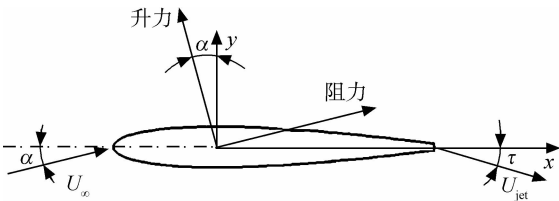


图 3 坐标系、来流攻角及射流偏转角的定义

Fig. 3 Definition of coordinate system, incoming angle of attack and jet angle

2 数值方法

计算采用 Fluent 软件中基于压力的耦合隐式算法及 2 阶迎风差分格式,选取 Spalart-Allmaras 湍流模型^[15]进行求解.使用 ICEM 软件对求解域进行结构化网格的划分.设原始翼型弦长为 C ,则翼型距求解域上游及侧面边界的距离为 $15C$,距下游边界距离为 $20C$,如图 4 所示.网格在翼型表面及尾缘附近加密,网格数达到 14.6 万.

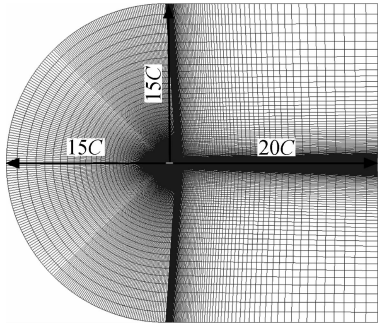


图 4 计算域网格示意图

Fig. 4 Schematic of mesh of computational domain

模拟计算飞行器在海拔 11 km 处的巡航状态,来流静温 $T_\infty = 216\text{ K}$,静压 $p_\infty = 22\,700\text{ Pa}$,来流马赫数 $M_\infty = 0.7$,雷诺数 $Re = 5.18 \times 10^6$.计算域进口采用压力远场条件,出口采用压力出口条件,翼型表面为绝热无滑移壁面.计算中将参考压力设为 $22\,700\text{ Pa}$.

为了在尾缘处加入射流,将尾缘截面设为压力进口,给定总温、总压、射流方向及射流静压.其中射流静压 p_{jet} 取为无射流时翼型尾缘处上下表面压力的平均值,总温、总压可由射流马赫数 Ma_{jet} (射流出口的马赫数)求得.射流马赫数 Ma_{jet} 与翼型的阻力有关.将射流翼型看作自推进系统,即射流产生的推力在来流方向上的分量与当地的阻力相同,如下式:

$$F_{\text{thrust-jet}} \cdot \cos(\alpha + \tau) = D \quad (1)$$

其中 $F_{\text{thrust-jet}}$ 为射流产生的推力, D 为当地的阻力.

认为翼型在翼展方向上的长为一个长度单位,由推力公式,式(1)可以改写为

$$\rho_{\text{jet}} \cdot U_{\text{jet}} \cdot h_{\text{jet}} \cdot (U_{\text{jet}} - U_\infty) + (p_{\text{jet}} - p_\infty) \cdot h_{\text{jet}} = \frac{C_d \cdot \left(\frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot U_\infty^2 \cdot C \right)}{\cos(\alpha + \tau)} \quad (2)$$

其中 C_d 为阻力系数, ρ_∞ 为远前方来流的密度, ρ_{jet}

为射流的密度.

在自推进假设下,翼型的净阻力系数 C_{dnet} 应等于或接近于 0.净阻力系数可由下式求得:

$$C_{\text{dnet}} = \frac{D_{\text{net}}}{\frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot U_\infty^2 \cdot C} \quad (3)$$

其中 D_{net} 为净阻力,即翼型阻力与射流推力在来流方向上的合力.

为满足自推进假设,首先对无射流翼型进行数值模拟,将其翼型阻力作为阻力初值,并由式(2)得到射流速度初值,算出射流总温、总压,设定边界条件,通过模拟得到该射流速度下的净阻力系数.根据净阻力的大小,调整射流速度的大小并重复以上步骤,从而得到使净阻力接近于 0 的射流速度值.

为在机身上表面加入边界层抽吸的效果,将某段上翼面设为压力出口,使这段边界具有抽吸流体的作用.计算中通过调节背压保证通过抽吸边界的流量与通过射流边界的流量相等,模拟实际情况下进气道与尾喷管的流量相匹配的情况.

为验证网格划分及计算方法,对来流马赫数为 0.7,来流攻角为 1.49° 的 NACA 0012 翼型进行数值模拟,其中翼型弦长为 1 m,雷诺数为 9×10^6 ,静温为 288 K,静压为 56 867 Pa.图 5 中数值计算与实验^[16]得到的压力系数 C_p 沿翼型表面的分布曲线的对比可以看到,两者重合度较高,基本吻合.此外,计算得到的升力系数 $C_l = 0.24$ 及阻力系数 $C_d = 0.0086$ 与实验得到的 0.241 及 0.0079 相比误差较小,数值计算结果与实验结果较为符合.上述数值模拟与实验结果的对比均表明,计算所使用的计算网格与计算方法能够较为准确地模拟流体流经二维翼型的流动.

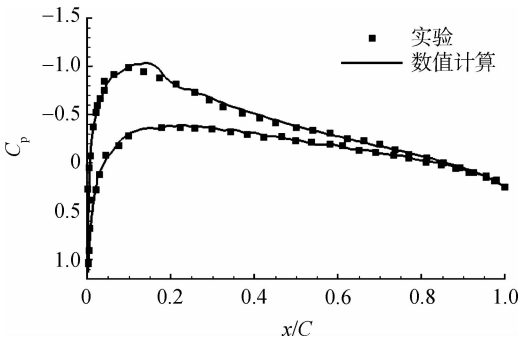


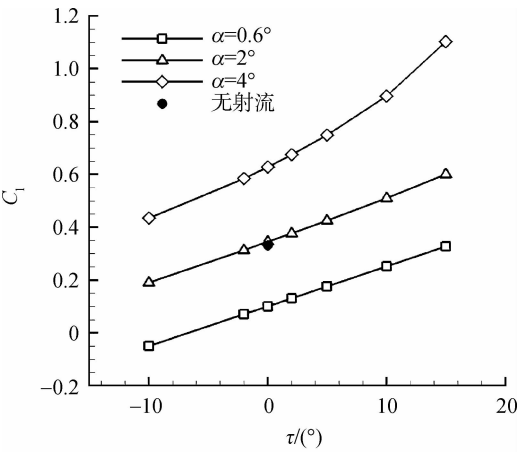
图 5 NACA 0012 表面压力系数分布曲线
Fig. 5 Pressure coefficient distribution curves of NACA 0012 surface

3 结果与分析

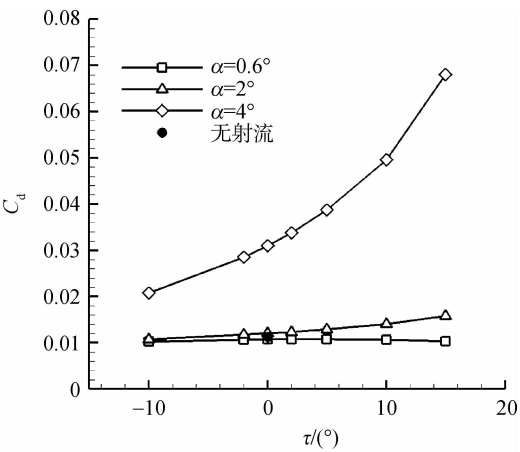
首先考察仅带有尾缘射流的情况下射流偏转角及来流攻角对气动性能及推进效率的影响. 计算在 $\alpha=0.6^\circ, 2^\circ$ 及 4° 三个来流攻角下进行. 每个来流攻角下对 7 组不同射流偏转角的流场进行了数值模拟(射流偏转角分别为 $-10^\circ, -2^\circ, 0^\circ, 2^\circ, 5^\circ, 10^\circ$ 及 15°). 射流边界条件的选取满足自推进假设. 图 6 给出了不同来流攻角下, 升力系数 C_l 、阻力系数 C_d 、升阻比 C_l/C_d 及推进效率 η_p 随射流偏转角变化的关系图. 其中推进效率 η_p 表示动力装置作为推进器的有效性, 为推进功率与循环有效功率之比^[17]. 将推进功率与循环有效功率的表达式代入并简化, 得到推进效率计算公式如下:

$$\eta_p = \frac{2}{1 + U_{jet}/U_\infty} \tag{4}$$

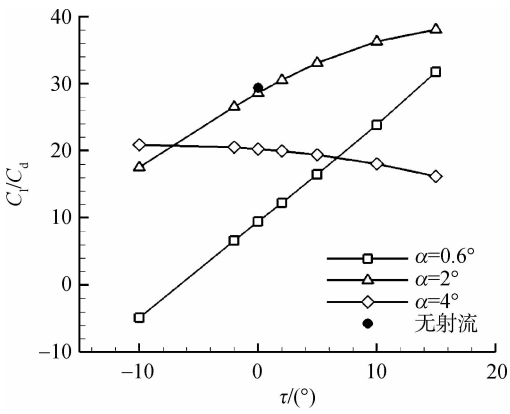
图 6 中各系数的变化趋势与文献[6]中的结果相近. 图中还表示了 2° 来流攻角下无射流时的气动参数.



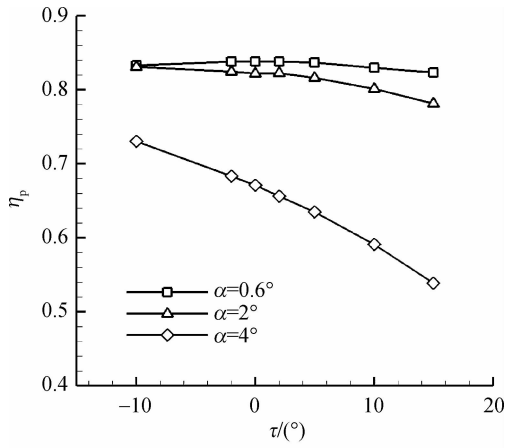
(a) 升力系数



(b) 阻力系数



(c) 升阻比



(d) 推进效率

图 6 不同来流攻角下气动参数随射流偏转角的变化
Fig. 6 Aerodynamic parameters varying with jet angle with different incoming angles of attack

下文中首先对来流攻角为 2° 时射流偏转角对气动性能及流场的影响进行分析, 在此基础上, 进一步探索不同来流攻角下射流偏转角的影响规律.

3.1 $\alpha=2^\circ$ 时射流偏转角 τ 的影响

由图 6 可以看到, 在来流攻角为 2° 的情况下, 射流偏转角为 0° 时的升力系数、阻力系数及升阻比与无射流情况下相比均较为接近, 而随着射流偏转角的增大, 升力系数、阻力系数及升阻比均随之提高, 反之则随之减小. 可见射流偏转角对射流的效果具有重要影响.

图 7 中给出了几组典型工况下的压力系数分布, 分别对无射流及射流偏转角为 $-10^\circ, 0^\circ, 5^\circ$ 和 10° 的情况进行了对比. 可以看到, 射流偏转角为 0° 时, 表面压力分布与无射流的情况十分相近, 这与图 6 中气动参数对比得到的结论是相符的. 当射流偏转角大于 0° 时, 上下翼面的吸/压力在整个弦长范围内均有所升高, 且上翼面的吸力峰位置向下游移动, 上下翼面的压力差增大, 翼型的升

力提高.这是由于当射流偏转角为正时,为了与射流方向保持一致,上翼面的流体在尾缘附近加速向下偏转,从而使上翼面的压力降低.因此,尾缘射流向下偏转时的作用类似于尾缘襟翼,增加翼型的弯度与环量,起到了增升的效果.射流偏转角增大相当于进一步增加翼型弯度,故射流偏转角越大增升的作用越明显.当射流偏转角小于 0° 时,上翼面尾缘附近流体减速,整个上翼面压力增大,吸力峰前移,而下翼面压力下降, C_p 曲线所包围的面积减小,翼型的升力下降.

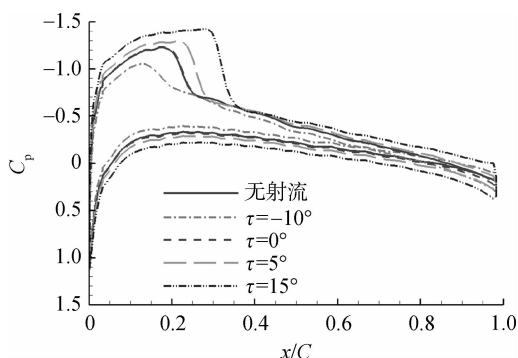


图7 $\alpha=2^\circ$ 下不同射流偏转角的压力系数分布曲线

Fig. 7 Pressure coefficient distribution curves with different jet angles at $\alpha=2^\circ$

此外,吸力峰峰值之后,气流在翼型上表面减速,吸力峰峰值越高,气流减速受到的逆压梯度也就越大,气流更易发生分离,产生的阻力也越大.从图7中可见,吸力峰位置随着射流偏转角的增大向下游移动,且吸力峰峰值随之升高,相应地阻力也就越大.故阻力系数随着射流偏转角的增大而升高.升阻比则受到升力和阻力的共同制约.升力和阻力均随着射流偏转角的增大而增大,但升力的增大幅度更大,故升阻比也随着射流偏转角的增大而升高.

在推进效率方面,典型涡扇发动机在飞行马赫数为0.85时,其推进效率约为80%^[18].由图6(d)可以看到,该分布式动力在大多数射流偏转角范围内的推进效率均大于典型涡扇发动机的80%.但随着射流偏转角的增大,推进效率随之下降;当射流偏转角为 15° 时,推进效率下降至78%左右.

图8给出了尾缘下游2%弦长位置处不同射流偏转角情况下的相对速度分布(U 为尾缘下游的流速).图中可以看到,当尾缘无射流存在时,尾缘下游存在一个明显的低速尾迹区.而射流的加入填补了部分低速区域,且射流偏转角越大,射流

的速度也越大.这是由于当射流偏转角增大时,阻力升高, $\cos(\alpha+\tau)$ 下降,由式(2)可知射流速度随之上升.从式(4)中又可以看到,推进效率 η_p 与射流速度 U_{jet} 呈负相关.故推进效率随着射流偏转角的增大而下降.

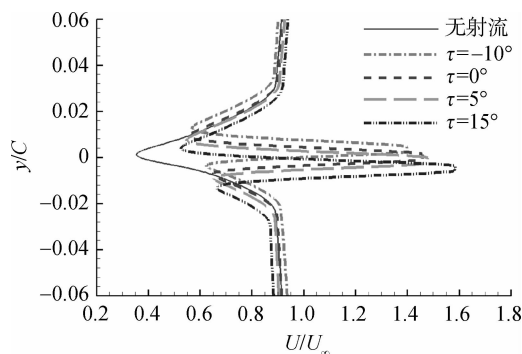


图8 不同射流偏转角情况下的相对速度分布

Fig. 8 Relative velocity profiles with different jet angles

3.2 不同来流攻角 α 下射流的影响

下面对不同来流攻角下气动性能及推进效率随射流偏转角的变化进行分析.由图6可以看到,不同来流攻角下升力系数均随射流偏转角的增大而上升,与来流攻角为 2° 时的趋势相同.阻力系数在来流攻角较小时几乎不随射流偏转角发生变化,但在较大来流攻角下($\alpha=4^\circ$)随射流偏转角的增大而迅速上升.

图9给出了不同来流攻角下射流偏转角为 10° 的马赫数云图.当来流攻角较小时,上翼面的逆压梯度较小,随着射流偏转角的增大,逆压梯度逐渐增大,但并不足以使边界层发生分离,如图9(a)、图9(b)所示,故阻力变化不大;当来流攻角较大时,随着射流偏转角的增大,上翼面激波强度增强并向下游移动,较大的逆压梯度使激波后的边界层发生分离,上翼面边界层变厚,如图9(c)所示,故来流攻角较大时翼型阻力随射流偏转角增大而迅速上升.

升力系数在不同来流攻角下的变化趋势大致相同,因此大来流攻角下阻力的显著上升导致了翼型在 4° 来流攻角下升阻比性能较差,且推进效率随射流偏转角增大而迅速下降,如图6(c)、图6(d)所示.而来流攻角较小, $\alpha=0.6^\circ$ 及 2° 时,翼型具有较好的升阻比性能,且在较大来流攻角下仍保持较高的推进效率.

3.3 边界层抽吸与尾缘射流的共同作用

接下来在上翼面加入抽吸的作用,探讨边界

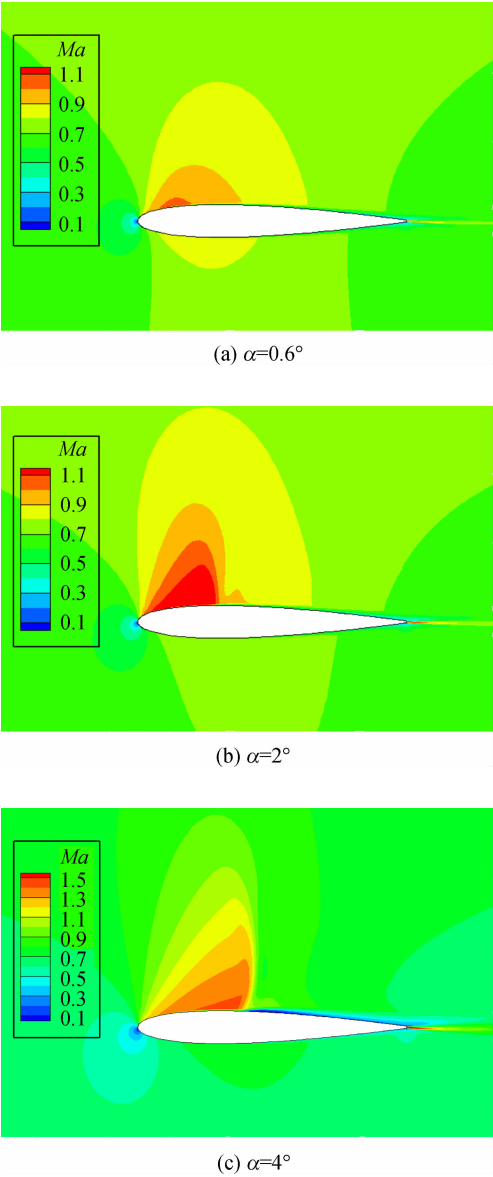


图 9 射流偏转角为 10° 时不同来流攻角下的马赫数云图
Fig. 9 Mach number contours with different incoming angles of attack at jet angle of 10°

层抽吸与尾缘射流共同作用时对气动性能及推进效率带来的影响。首先对两组抽吸段长度相同、抽吸位置不同的翼型在 3 组来流攻角、0° 射流偏转角下对其气动参数进行对比, 选出合适的抽吸位置。方案 1 的抽吸段距前缘为 42.9% 弦长, 位于最大厚度位置下游在大来流攻角下易发生分离的位置; 方案 2 中抽吸段距前缘为 78.8% 弦长。

计算得到了各工况下的升/阻力系数、升阻比及抽吸马赫数 Ma_{bli} (抽吸入口的马赫数), 如表 1 所示。方案 1 在 4° 来流攻角下的抽吸马赫数过大, 抽吸流量无法与射流流量相等, 故未列出数据。由表 1 可见, 来流攻角为 0.6° 及 2° 时, 方案 2 中的升/阻力系数均大于方案 1, 方案 1 在 2° 来流攻角

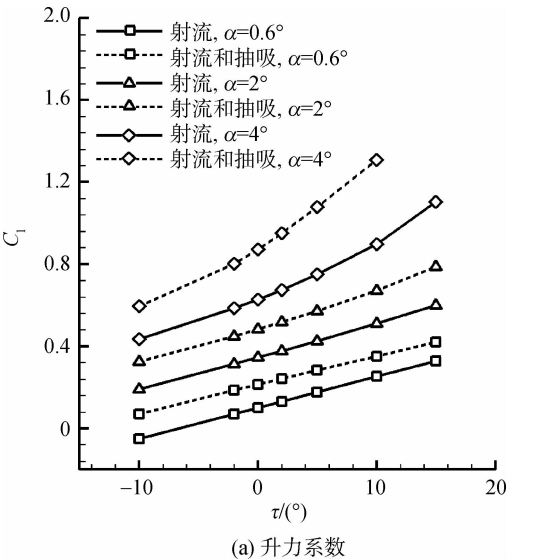
下的升阻比较大。但方案 1 的抽吸马赫数较高, 在 2° 来流攻角下甚至超过了 1。而目前对分布式动力的研究针对民用航空展开, 对抽吸马赫数大于 1 的情况暂不做讨论。考虑到这方面原因, 选取方案 2 进行进一步研究。

表 1 两组抽吸位置在不同来流攻角下的气动参数
Table 1 Aerodynamic parameters of two ingestion positions with different incoming angles of attack

方案	来流攻角 $\alpha/(^{\circ})$	升力系数 C_l	阻力系数 C_d	升阻比 C_l/C_d	抽吸马赫数 Ma_{bli}
1	0.6	0.11	0.0043	25.91	0.99
	2	0.36	0.0049	74.95	1.02
2	0.6	0.21	0.0078	27.29	0.75
	2	0.48	0.0109	44.54	0.76
	4	0.87	0.0467	18.67	0.84

针对所选取的方案, 同样在 3 种不同来流攻角及 7 组不同射流偏转角下进行了数值模拟, 根据计算结果, 得到了不同来流攻角下翼型气动性能及推进效率与射流偏转角的关系, 并与不带抽吸的计算结果进行对比, 如图 10 所示。图中可以看出, 加入边界层抽吸后气动参数的变化趋势与抽吸前大致相同。不同来流攻角下的升力系数均随射流偏转角的增大而升高, 且同一射流偏转角下, 抽吸后的升力系数大于抽吸前, 如图 10(a) 所示。选取来流攻角为 2°, 射流偏转角为 0° 的情况对边界层抽吸改善升力的原因进行分析。

图 11 给出了边界层抽吸对压力系数分布及



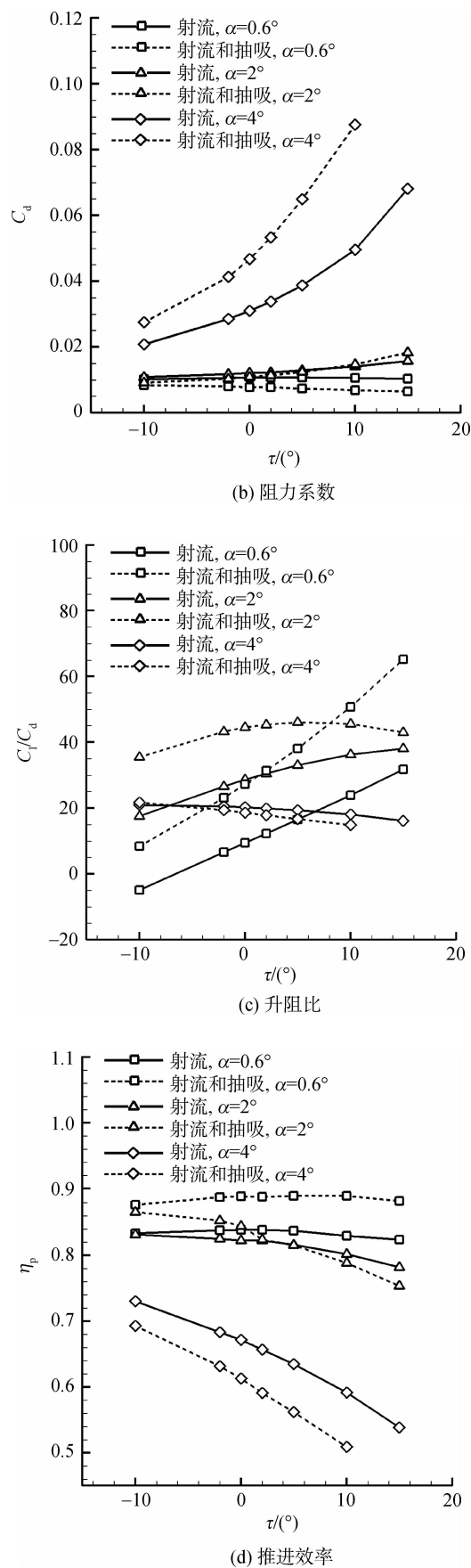


图 10 加入边界层抽吸前后翼型气动参数的对比
Fig 10 Comparison of aerodynamic parameters with/without boundary layer ingestion

马赫数分布的影响. 无射流、射流以及射流和抽吸 3 种情况下的压力系数分布如图 11(a)所示. 射流偏转角为 0° 时,射流对翼面压力分布几乎没有影响. 加入抽吸后,由于在抽吸段给定反压,压力系数分布在抽吸段所在位置出现了一个低压平台. 低压区域使激波位置后移,抽吸位置前的静压下降.

图 11(b)、图 11(c)中给出了加入抽吸前后的马赫数分布,与图 11(b)相比,图 11(c)中激波强度增强,位置更靠近下游. 图 11(a)中在抽吸段下游的表面压力突然升高. 这是由于抽吸段不仅抽吸了上游的边界层,其下游流体也被吸入抽吸段,

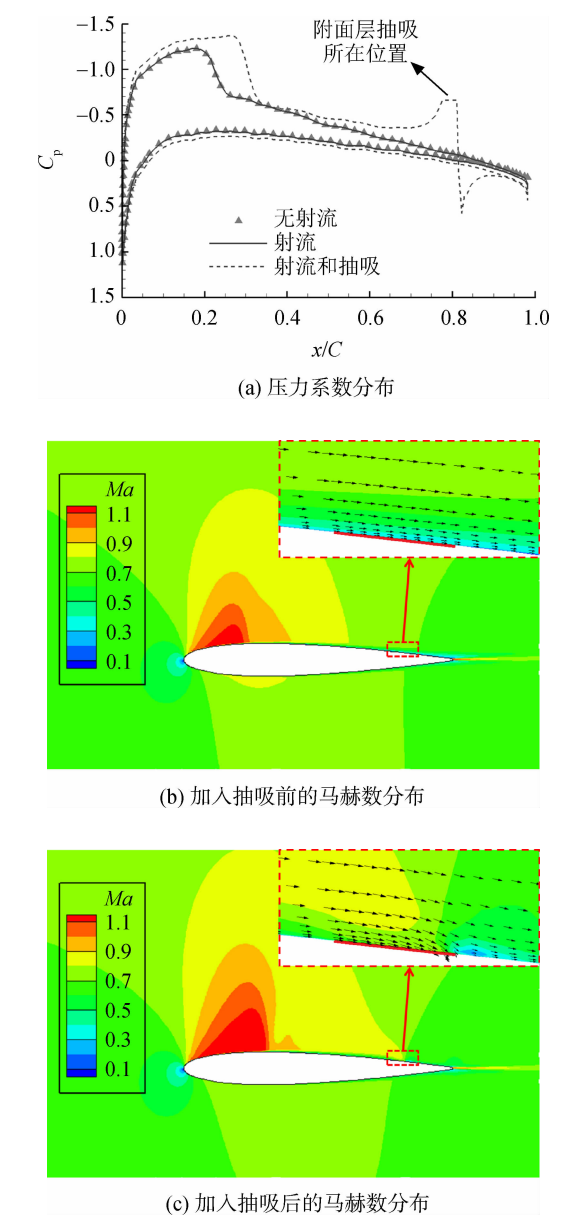


图 11 $\alpha=2^\circ, \tau=0^\circ$ 下边界层抽吸对翼型性能的影响
Fig. 11 Effect of boundary layer ingestion on airfoil performance at $\alpha=2^\circ, \tau=0^\circ$

使下游出现一个局部低速区域,如图 11(c) 右上角所示,图中红色线段表示抽吸段所在位置. 在加入抽吸前,翼型上表面的边界层较厚,边界层内的流速较低,如图 11(b) 所示;抽吸段的加入显著吸除了上游的低速边界层,但抽吸段下游出现局部低速区域,与压力系数分布中观察到的压力突变的情况相符. 抽吸段下游流动速度逐渐恢复正常,上翼面压力高于抽吸前的情况,会降低翼型升力;但其抽吸上游边界层对升力的积极影响更大, C_p 曲线包围的面积扩大了,故加入抽吸之后升力提高. 其他来流攻角下加入抽吸后压力系数上升的原因与 2° 来流攻角下的情况类似.

从图 10(b) 中可以看到,加入抽吸前后阻力系数随射流偏转角的变化趋势是相同的,但同一射流偏转角下射流对阻力系数的影响与来流攻角及射流偏转角的大小有关:当来流攻角较小为 0.6° 时,加入抽吸后阻力系数在整个射流偏转角范围内均有所下降;当来流攻角为 4° 时,各个射流偏转角下的阻力系数均明显增大;来流攻角为 2° 时,射流偏转角为负时阻力系数小于抽吸前的情况,随着射流偏转角的增大,阻力系数增大的趋势逐渐超过了抽吸前的情况,当射流偏转角超过 10° 后抽吸作用下的阻力系数已经大于抽吸前.

图 11 给出了 $\alpha=2^\circ, \tau=0^\circ$ 时加入抽吸前后的马赫数分布,代表了小来流攻角在不同射流偏转角下及中等来流攻角在较小射流偏转角下的典型情况. 抽吸段加速了上翼面的流动,并有效地抽吸上游来流的边界层,减小了压差阻力与摩擦阻力.

图 12 中给出了 $\alpha=4^\circ, \tau=10^\circ$ 下边界层抽吸前后的马赫数分布,代表了大来流攻角在不同射流偏转角下及中等来流攻角在较大射流偏转角下的典型情况.

该工况下,加入抽吸前激波的位置已经位于最大厚度位置之后且强度较强,激波后边界层已经发生了分离,近壁面流动的速度较低,如图 12 (a) 所示. 加入抽吸后,激波位置进一步后移至 50% 弦长位置之后且强度更强. 抽吸并不能改善激波后边界层分离的情况,但能够作用于抽吸段附近的边界层,使抽吸段下游的边界层厚度减小,摩擦阻力下降. 此时激波的位置已经超过了最大厚度位置,最大厚度下游的表面压力下降. 由于这一部分翼面表面压力的合力在来流方向上的分量与阻力方向相反,故这部分的表面压力下降势必带来压差阻力的升高. 与减小摩擦阻力的效果相比,这一作用对阻力的影响更为明显,故抽吸的加

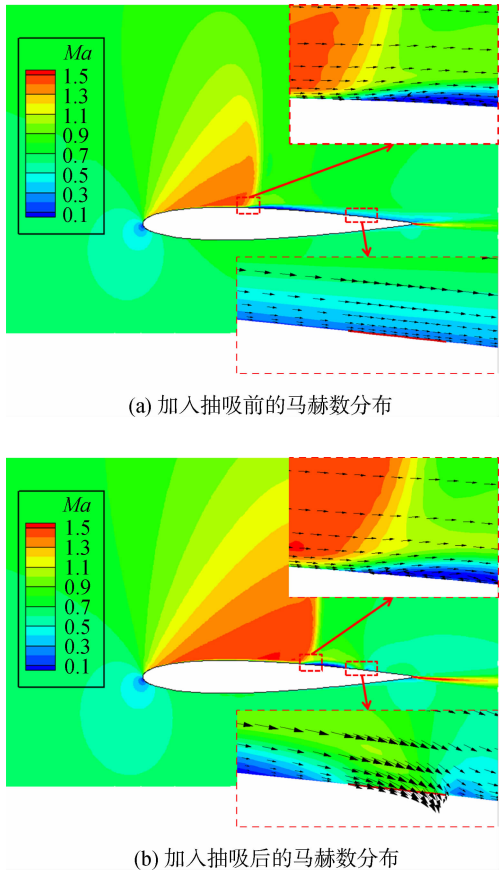


图 12 $\alpha=4^\circ, \tau=10^\circ$ 下边界层抽吸前后的马赫数分布
Fig. 12 Mach number distribution with/without boundary layer ingestion at $\alpha=4^\circ, \tau=10^\circ$

入在较大来流攻角下使得阻力上升.

升阻比与推进效率的变化规律与升力及阻力的变化有关. 抽吸使各工况下的升力均有所上升,且对小来流攻角下的阻力特性影响不大,翼型在小来流攻角下具有比加入抽吸前更好的升阻比性能. 但大来流攻角下的升力及阻力在抽吸作用下均显著上升,故升阻比也变化不大,在大射流偏转角下略有下降. 而推进效率与阻力呈负相关的关系,阻力越高,推进效率就越低. 如图 10(b)、图 10 (d) 所示.

4 结 论

本文利用 NACA 0012 二维翼型作为分布式动力机身的简化模型,在翼型上加入尾缘射流及边界层抽吸的作用,利用数值模拟手段对不同来流攻角、射流偏转角情况下射流及抽吸对翼型气动性能及动力系统推进效率的影响进行了研究,得到了以下几点结论:

1) 在小来流攻角或中等来流攻角下,射流及抽吸的引入对翼型气动性能的改善效果最好. 中、

小来流攻角下的升力系数随着射流偏转角的增大而增大,同时阻力系数的变化很小;抽吸的作用改善了各个来流攻角范围的升力系数,并使小来流攻角下的阻力系数有所下降. 两者的共同作用使得翼型在较小来流攻角下具有较好的升阻比性能并保持较高的推进效率.

2) 大来流攻角下,较大的射流偏转角及抽吸的引入使得上翼面流动更易发生分离,在改善了升力系数的同时也带了更大的阻力,翼型在大来流攻角下的升阻比及推进效率较低.

参考文献:

[1] Sehra A K, Whitlow W. Propulsion and power for 21st century aviation[J]. Progress in Aerospace Sciences,2004, 40(4):199-235.

[2] Gohardani A S,Doulgeris G,Singh R. Challenges of future aircraft propulsion;a review of distributed propulsion technology and its potential application for the all electric commercial aircraft[J]. Progress in Aerospace Sciences,2011, 47(5):369-391.

[3] Ko A,Leifsson L T,Schetz J A,et al. MDO of a blended-wing-body transport aircraft with distributed propulsion [R]. AIAA-2003-6732,2003.

[4] Kim H D,Brown G V,Felder J L. Distributed turbo-electric propulsion for hybrid wing body aircraft[C] // Proceedings of 2008 International Powered Lift Conference. London;Royal Aeronautical Society,2008;1-11.

[5] Ko A,Schetz J A,Mason W H. Assessment of the potential advantages of distributed-propulsion for aircraft[R]. International Society for Air Breathing Engines, ISABE Paper 2003-1094,2003.

[6] Manti ẽLugo V,Doulgeris G,Gohardani A,et al. Computational analysis of the aerodynamic performance of a jet-flap airfoil in transonic flow[J]. Journal of Aerospace Engineering,2012,226(6):664-678.

[7] Schetz J A,Hosder S,Dippold III V,et al. Propulsion and

aerodynamic performance evaluation of jet-wing distributed propulsion [J]. Aerospace Science and Technology, 2010,14(1):1-10.

[8] Schetz J A,Hosder S,Walker J,et al. Numerical studies of jet-wing distributed propulsion flow fields[R]. International Society for Air Breathing Engines, ISABE Paper 2005-1123,2005.

[9] Felder J L,Kim H D,Brown G. Turboelectric distributed propulsion engine cycle analysis for hybrid-wing-body aircraft[R]. AIAA-2009-1132,2009.

[10] Liebeck R H. Design of the blended wing body subsonic transport[J]. Journal of Aircraft,2004,41(1):10-25.

[11] Qin N,Vavalle A,Le Moigne A,et al. Aerodynamic considerations of blended wing body aircraft[J]. Progress in Aerospace Sciences,2004,40(6):321-343.

[12] 李晓勇,张森,鲁素芬,等. 翼身融合飞机的空气动力学研究进展[J]. 飞机设计,2007,27(2):1-9.

LI Xiaoyong,ZHANG Miao,LU Sufen,et al. Advances in aerodynamics for blended-wing-body aircraft[J]. Aircraft Design,2007,27(2):1-9. (in Chinese)

[13] Ko A. The multidisciplinary design optimization of a distributed propulsion blended-wing-body aircraft [D]. Blacksburg;Virginia Polytechnic Institute and State University,2003.

[14] Dippold III V F. Numerical assessment of the performance of jet-wing distributed propulsion on blended-wing-body aircraft[D]. Blacksburg;Virginia Polytechnic Institute and State University,2003.

[15] Spalart P,Allmaras S. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA 92-0439,1992.

[16] Harris C D. Two-dimensional aerodynamic characteristics of the NACA 0012 airfoil in the Langley 8-foot transonic tunnel[R]. NASA TM-81927,1981.

[17] 廉筱纯,吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,2008.

[18] Hill P G,Peterson C R. Mechanics and thermodynamics of propulsion[M]. New York:Addison-Wesley,1992.