

大型运输机动力增升喷流效应数值模拟

龚志斌¹, 李杰¹, 蒋胜矩², 张恒¹

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072;

2. 中国兵器工业集团公司 西安现代控制技术研究, 西安 710065)

摘 要: 参照 C-17 运输机发动机安装位置, 考虑内、外涵道分开排气, 建立了外吹式襟翼动力增升全机几何分析模型以及相应的巡航构型。采用结构化多块网格技术, 基于雷诺平均 Navier-Stokes 方法, 分别对全机增升构型和单独发动机动力喷流进行数值模拟验证, 在此基础上对外吹式襟翼动力喷流效应展开研究。对于低速动力增升构型, 发动机喷流大部分直接冲刷襟翼下表面而后向下偏转, 部分高速气流经襟翼缝道引射并加速后吹向襟翼上表面, 两部分气流在襟翼后缘汇合并向下游延伸, 喷流冲刷襟翼时存在明显展向横流特征。在动力喷流影响下, 不仅襟翼环量大幅增加, 缝翼和主翼上的环量也均有所增加, 全机可用升力系数和最大升力系数均突破了机械式增升装置的极限, 达到 4.0 以上。同时, 全机低头力矩大幅增加, 为纵向配平带来额外的压力。对于相应的高速巡航构型, 发动机喷流主要影响机翼下表面的压力分布, 使得全机升力减小, 阻力明显增大。动力增升构型在基本翼设计过程中应充分考虑喷流的影响。

关 键 词: 外吹式襟翼; 动力增升; 结构化多块网格; 雷诺平均 Navier-Stokes 方法; 动力喷流效应

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Numerical simulation of powered high-lift jet effects for large transport

GONG Zhi-bin¹, LI Jie¹, JIANG Sheng-ju², ZHANG Heng¹

(1. School of Aeronautics,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Xi'an Modern Control Technology Research Institute,

China North Industries Group Corporation, Xi'an 710065, China)

Abstract: Taking C-17 transport engine installation as reference and considering external mixing of engine jet gas streams, a powered high-lift configuration with externally blowing flap (EBF) and the corresponding cruise model were constructed. Based on the structured multi-block grid techniques and Reynolds-averaged Navier-Stokes methods, numerical validations were carried out on a high-lift model and a fan-jet engine nacelle, and then the EBF effects were investigated. For powered high-lift configuration at low speed, most jet flow impinged directly on the lower flap surfaces and then deflected downward, while the rest was sucked and speeded up by the slots, and then blown upon the upper flap surfaces. The two parts of them converged at the flap trailing edge and extended downward. Spanwise lateral flow characteristics existed when the jet flow affected on the flap. Circulations increased significantly not just around the flaps but also on the slat and main wing. Both the available and maximum lift coefficients were larger than 4.0, breaking through the limit of the traditional mechanical high-lift systems. Longitude trim problems may be severer due to lar-

收稿日期:2014-11-14

基金项目:国家自然科学基金(11172240); 航空科学基金(2014ZA53002); 国家重点基础研究发展计划(2015CB755800)

作者简介:龚志斌(1986-),男,江西吉安人,博士生,主要从事理论与计算空气动力学研究。

ger nose down pitching moment. For the cruise model at high speed, the engine jet flow will obviously affect the pressure distributions on lower wing surface, making the lift decrease and the drag increase significantly. Thus jet effects should be well considered during the clean wing design for powered high-lift configuration.

Key words: externally blowing flap; powered high-lift; structured multi-block grid; Reynolds-averaged Navier-Stokes methods; power jet effects

以往对于机体/动力装置的研究大多是为了减小高速巡航状态下的不利干扰,通过一体化设计提高全机气动效率.事实上,充分利用发动机动力喷流效应,对于提高低速起飞、着陆阶段的气动性能也很有吸引力.外吹式襟翼(externally blowing flap,EBF)动力增升技术直接利用发动机排气,喷向偏转的襟翼,实现动力增升,简单而实用,其概念如图1所示^[1-3].美国C-17大型军用运输机正是由于采用外吹式襟翼动力增升技术而具备了优异的高升力性能,使得其既有战略运输机的航程与载运量,也有战术运输机的机动和灵活,能够在狭小空域和简易跑道上起降^[4].

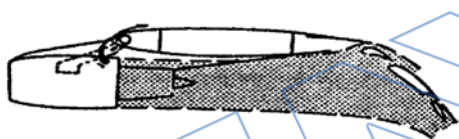


图1 外吹式襟翼动力增升原理示意图
Fig. 1 Typical schematic of powered high-lift for EBF system

国内外对于动力增升相关研究的公开文献和详细报道并不多见,尤其是在全机复杂构型基础上开展的数值模拟研究.2000年Slotnick等人^[5]采用OVERFLOW求解器,基于求解雷诺平均N-S方程(RANS),对外吹式襟翼全机构型开展了数值模拟,通过与试验结果的对比检验了RANS方法的能力,并展示了有限的结果.他们认为,尽管当前没有能够对动力增升构型中的各种复杂现象具备很好模拟能力的普适湍流模型,但是RANS方法仍然能够捕捉到动力增升中的许多流动现象,有助于分析其流动机理.Griffin等人^[6]基于RANS方法针对二维和简化的三维动力增升构型,比较了有无动力情况下的气动性能,探索了喷流强度、襟翼偏角等因素的影响.国内西北工业大学李少飞等人^[7]基于Euler方法评估了外吹式襟翼技术对全机的动力增升效果.刘李涛、郭少杰、李鑫等人^[8-12]基于RANS方法开展了外吹式襟翼动力增升的数值模拟,他们在研究

过程中对几何模型特别是发动机模型做了较大的简化处理,并且发动机位置也不尽合理,动力增升效能不是十分理想.

本文参照C-17运输机发动机安装位置,考虑内、外涵道分开排气,建立外吹式襟翼动力增升全机几何分析模型以及相应的巡航构型.基于RANS方法,分别对全机增升构型和单独发动机动力喷流进行数值模拟验证.在此基础上,针对动力增升构型,研究发动机喷流与襟翼相互作用的流场特征,分析动力喷流效应影响下的翼面压力分布及宏观气动特征,最后针对相应巡航构型分析动力喷流影响.

1 几何模型与网格生成

所建立的动力增升几何分析模型如图2所示,由机身、机翼和两个翼吊发动机组成.为了研究方便,没有构造挂架,也没有尾翼.为节省计算资源,仅对半模进行计算.机翼由前缘缝翼、主翼和后缘3段襟翼组成,仍然属于常规的机械式增升系统,其中缝翼偏角为 25° ,襟翼偏角为 40° .考虑涡扇发动机内、外涵道分开排气,参照C-17发动机的安装位置大致安装,安装角为 -2° ,两台发动机展向方向上分别位于26.35%和48.50%的机翼半展长位置.图3给出了靠近机身的内侧发动机子午面截面外形轮廓图.表1给出了全机总体参数和发动机尺寸及位置参数.

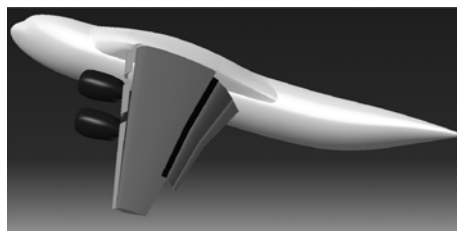


图2 动力增升几何分析模型
Fig. 2 Geometric model of powered high-lift analysis

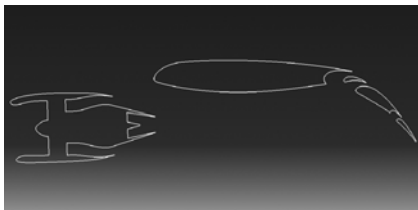


图 3 内侧发动机子午面位置的截面外形轮廓
Fig. 3 Profiles at meridian of the inner engine

表 1 模型几何参数

Table 1 Geometric parameters for the model

参数	数值
机身长度/m	45
机翼展长/m	46
机翼面积/m ²	304
翼根弦长/m	10
翼梢弦长/m	2.8
平均气动弦长/m	6.8
机翼前缘后掠角/(°)	25
发动机最大直径/m	2.15
发动机长度/m	4.2
发动机外涵出口与当地干净翼剖面前缘点水平间距/m	1.1
发动机轴线与当地干净翼剖面前缘点竖直距离/m	≈1.5

以机头前缘点为坐标原点,围绕模型建立 $25L \times 10L \times 20L$ (L 为机身长度) 的计算域. 机身轴线位于 X 方向,上游边界到原点的距离为 $10L$,下游边界距离原点 $15L$, Y 方向左侧边界距离模型对称面 $10L$, Z 方向上、下边界间距为 $20L$. 采用 ICEM CFD 软件,生成结构化黏性计算网格,使用 O 型网格以保证近壁面区域的网格正交性,物面第 1 层网格高度为 10^{-5} 倍的平均气动弦长,采用相对简单的 H 型网格对流场其他区域进行划分,网格总量约为 3000 万. 图 4 给出了动



图 4 动力增升全机构型表面网格
Fig. 4 Structured surface grid for powered high-lift transport

力增升全机构型表面网格.

2 数值方法与算例验证

基于有限体积法,对三维非定常 RANS 方程进行求解,湍流模型选用 S-A (Spalart-Allmaras) 模型. 空间离散无黏项采用 Roe-FDS (Roe's flux difference splitting) 分裂格式和 3 阶 MUSCL (monotonic upstream-centered scheme for conservation laws) 插值方法,黏性项采用 2 阶中心差分格式,时间项推进采用隐式 LU-SGS (lower-upper symmetric-Gauss-Seidel) 双时间法. 物面给定绝热壁、无滑移和法向零压力梯度条件,远场采用无反射边界条件.

基于等熵原理法^[13-14],发动机工作状态以来流条件、质量流量和喷口总温总压的形式给出. 定义发动机风扇入口的质量流量为 $\dot{m}_{fan} = \rho_{fan} u_{fan} \cdot A_{fan} = \rho_{\infty} u_{\infty} A_{\infty}$, 对应的质量流量比 $R_{mf} = \frac{A_{\infty}}{A_{hl}} = \frac{\rho_{fan}}{\rho_{\infty}} \cdot \frac{u_{fan}}{u_{\infty}} \cdot \frac{A_{fan}}{A_{hl}}$, ρ 为密度, A 为面积, u 为速度,下标 fan 表示风扇, ∞ 表示自由来流, A_{hl} 为吊舱前缘处横截面面积. 外涵出口和内涵出口的质量流量之比用涵道比 (R_b) 表示. 风扇入口边界和内外涵出口边界通过马赫数、总压比 (p_0/p_{∞})、总温比 (T_0/T_{∞}) 3 个参数统一定义, p_0 为总压, T_0 为总温.

由于目前没有公开或可靠的风洞试验数据能够用于动力增升问题的数值模拟验证,本文将分别对全机增升构型和单独发动机动力喷流进行计算验证.

全机增升构型选用美国 AIAA 第 1 次高升力预测会议公布的 Config1 构型 (HiLiftPW-1), 机翼由全展长的前缘缝翼、主翼和后缘襟翼组成,其中前缘缝翼偏角为 30° ,后缘襟翼偏角为 25° ,平面形状和几何参数详见参考文献[15-16]. 图 5 给出了相应的结构化表面网格. 来流马赫数为 0.201,来流雷诺数为 4.63×10^6 . 从图 6 和图 7 可

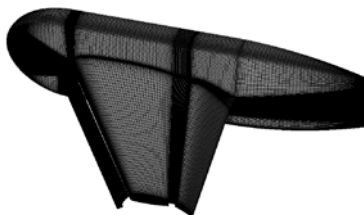


图 5 HiLiftPW-1 构型结构化表面网格
Fig. 5 Structured surface grid of HiLiftPW-1 configuration

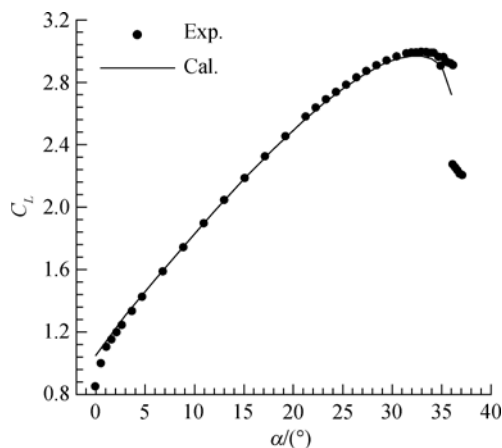


图6 升力系数计算与试验结果对比

Fig. 6 Comparison of lift coefficients between calculation and experiment

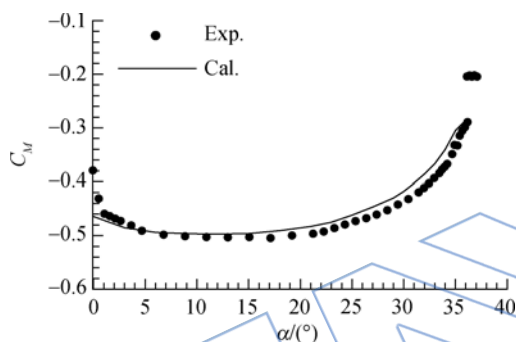


图7 低头力矩系数计算与试验结果对比

Fig. 7 Comparison of pitching moment coefficients between calculation and experiment

以看出,升力系数(C_L)和低头力矩系数(C_M)的计算结果与试验吻合较好,说明本文的网格策略和数值方法能够满足复杂增升构型的计算要求.图中 α 为迎角.

为验证发动机动力喷流数值模拟方法的准确性和可靠性,选取日本航空宇航技术研究所的NAL-AERO-02-01涡轮动力模拟器(TPS)风洞试验模型^[17-18]进行计算分析.图8给出了模型子午面计算网格.选取的试验工况为: $Ma_\infty =$

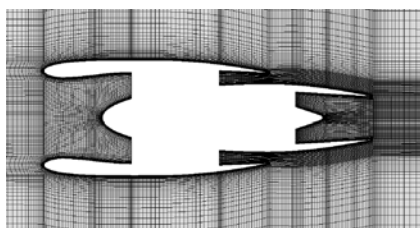


图8 TPS模型子午面网格

Fig. 8 Meridian grid for TPS model

0.501, 0.801, $Re_\infty = 10^6$ (基于模型最大直径), 对应文献[14] 喷流条件中的状态3和状态1. 图9为发动机短舱表面压力系数(C_p)分布计算与试验结果的对比. 从图9可以看出, 本文所采用的网格生成策略和数值方法可用于准确模拟发动机动力喷流效应.

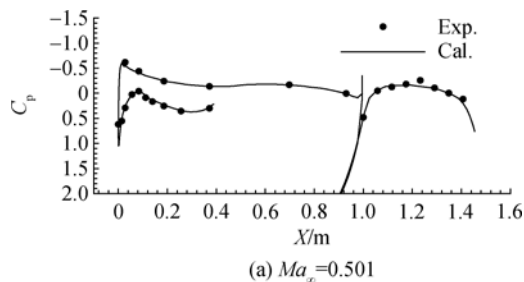
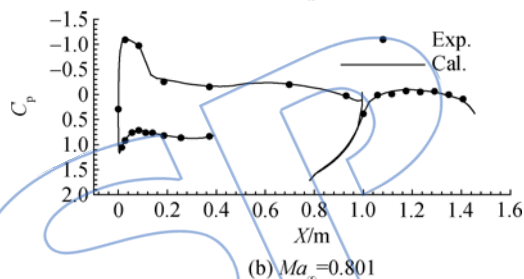
(a) $Ma_x = 0.501$ (b) $Ma_x = 0.801$

图9 发动机短舱表面压力系数分布计算与试验结果对比

Fig. 9 Comparison of pressure coefficients on nacelle surfaces between calculation and experiment

3 动力增升效应计算分析

下面将开展外吹式襟翼动力增升喷流效应数值模拟研究. 为了更加贴近实际飞行状态, 取海平面标准大气条件, 来流状态为: $Ma_\infty = 0.2$, $Re_\infty = 3.18 \times 10^7$. 假定发动机风扇入口的质量流量比为 $\epsilon = 0.7$, 涵道比 $\zeta = 6.0$. 发动机风扇入口边界条件为: $Ma = 0.1829$, $p_0/p_\infty = 1.0283$, $T_0/T_\infty = 1.008$. 外涵出口边界条件为: $Ma = 0.1181$, $p_0/p_\infty = 1.9$, $T_0/T_\infty = 1.2$. 内涵出口边界条件为: $Ma = 0.1233$, $p_0/p_\infty = 1.6$, $T_0/T_\infty = 2.8$. 在无动力情况下, 内、外涵出口边界与风扇入口边界的总压比、总温比相同.

3.1 发动机喷流流动与襟翼横向流动特征

图10给出了迎角 $\alpha = 8^\circ$ 下内、外侧发动机子午面马赫数云图, 内、外涵道分开排气的喷流流动特征得到了很好的模拟, 襟翼系统正好处于发动机高速喷流作用的区域范围内.

外涵出口由于总压比高, 流速快, 在发动机动力喷流效应中起到决定性作用. 大部分喷流直接

冲刷襟翼,然后顺着襟翼下表面偏转并流向下游,襟翼对喷流形成的阻挡效应与推力矢量作用类似.靠近机翼下表面的部分高速气流会受到一定的牵引而流向缝道,进一步加速后沿襟翼上表面吹出,这对于襟翼上表面可能出现的流动分离有较好的抑制作用.襟翼上、下表面高速气流在后缘汇合后,将继续向下游延伸较长距离,能够起到类似“气动襟翼”的效果.

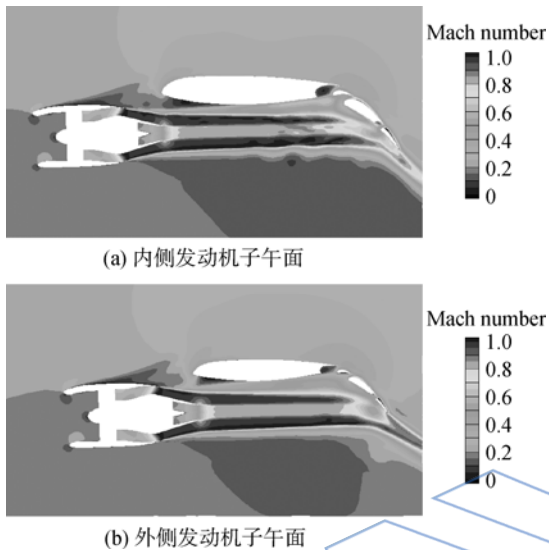


图10 内、外侧发动机子午面马赫数云图($\alpha=8^\circ$)

Fig. 10 Mach number contours on meridian of inner and outer engines ($\alpha=8^\circ$)

图11给出了从发动机出口始发的流线到达襟翼时的流动特征.可以看出,发动机喷流在冲刷襟翼后流动方向不仅是简单的偏转,而是会沿展向扩散至整个襟翼,产生明显横向流动特征.

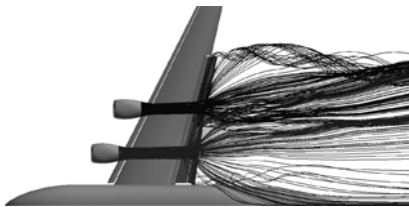


图11 发动机喷流流线图($\alpha=8^\circ$)

Fig. 11 Streamlines characteristics for engine jet flow ($\alpha=8^\circ$)

3.2 翼面压力分布特征

发动机喷流对于襟翼下表面的“冲刷”作用和对襟翼上表面的“吹气”作用,还有沿展向的横向流动必然会导致襟翼乃至整个机翼翼面压力系数的显著变化.

图12给出了压力分布展向站位示意图,图13给出了有、无动力情况下不同站位机翼截面压力系数分布对比,图中横坐标 C 为平均气动弦长.在26%和48%站位,由于处于高速喷流的正后方,襟翼下表面受到正面冲击使得压力有极大的增加,对襟翼环量增加有相当大的贡献.在发动机附近的17%和37%站位,襟翼下表面压力仅略有增加.襟翼上从17%到65%站位压力系数分布计算结果显示,在襟翼全展长范围内,襟翼上表面的负压均有明显增大,这与沿展向的横向流动和

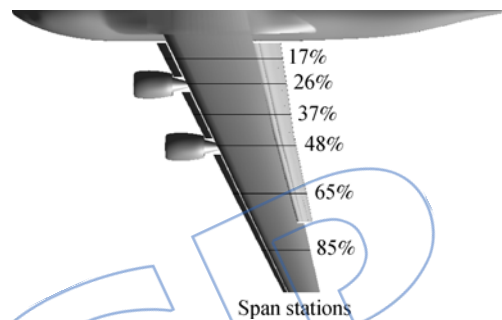
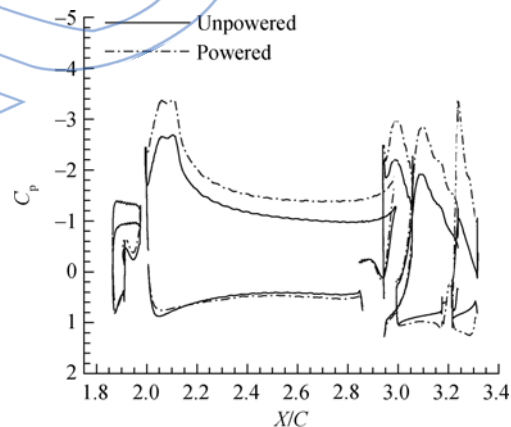
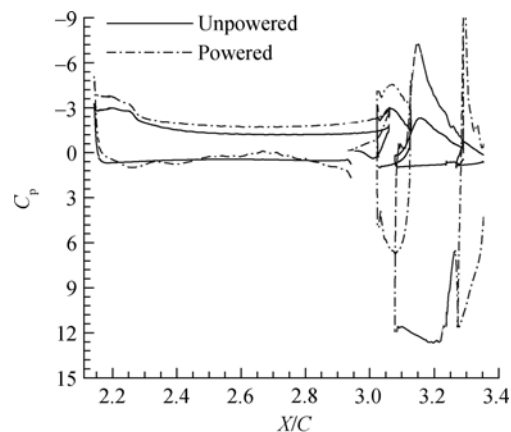


图12 压力分布展向站位示意图

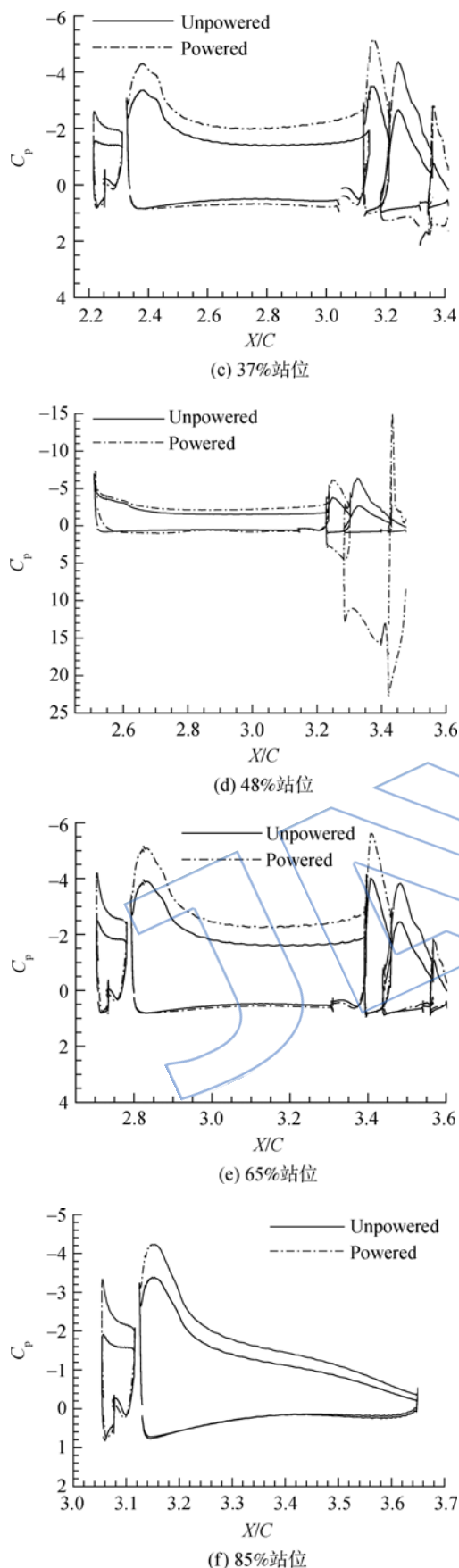
Fig. 12 Span locations for pressure distributions



(a) 17%站位



(b) 26%站位

图13 翼面压力系数分布对比($\alpha=8^\circ$)Fig. 13 Comparison of pressure coefficient distributions on wing surfaces ($\alpha=8^\circ$)

缝道对高速气流的再加速有直接关系. 不仅襟翼环量增加, 前缘缝翼和主翼上表面的负压也有所增大, 环量有大幅提高. 这主要是由于后面襟翼环量增加, 对前面缝翼和主翼的上洗增强, 导致缝翼和主翼当地有效迎角增大. 85% 站位并没有襟翼的存在且距离发动机喷流位置较远, 但是缝翼和主翼上表面负压仍有所增大, 这是由于内翼升力增加, 对外翼的上洗增强, 导致外翼当地有效迎角增大. 也就是说, 在发动机喷流的影响下, 包括襟翼、主翼以及前缘缝翼在内的大部分上翼面流动都得到了加速, 当地有效迎角增大.

3.3 宏观气动特征

机翼各部件环量增加, 宏观气动也会相应地产生明显的变化. 如图 14 所示, 在给定的动力喷流条件下, 全机构型线性段范围得到有效拓宽, 可用升力系数和最大升力系数大幅增加, 突破了机械式增升系统的极限, 达到了 4.0 以上, 最大升力系数接近 4.5, 均位于文献[4]外吹式襟翼动力增升技术升力系数的统计范围内. 相比于无动力情况, 线性段内升力系数增量达到 1.3, 最大升力系数增量接近 1.5, 失速迎角略有增加, 但失速和缓程度有一定的减弱.

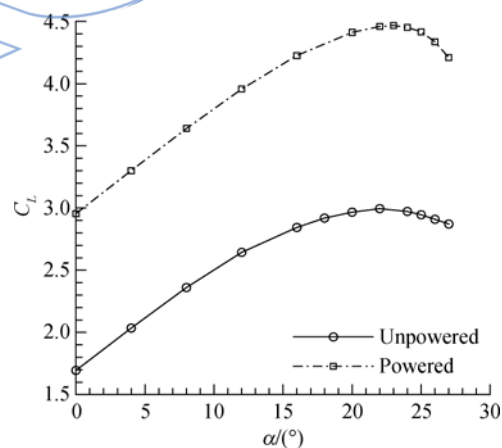


图14 升力系数计算结果对比

Fig. 14 Comparison of computational results of lift coefficient

图 15 结果表明全机阻力会大幅度增加, 并且随着迎角的增大而增大, 升、阻力同时增加对于着陆状态是非常有利的. 从图 16 低头力矩系数特性曲线来看, 在动力喷流影响下, 全机构型低头力矩会有大幅度的增加, 这主要是因为机翼上环量增加尤其是襟翼上环量的增加, 并且机翼有较大的前缘后掠角. 对于动力增升构型而言, 全机纵向配平的压力将明显增大.

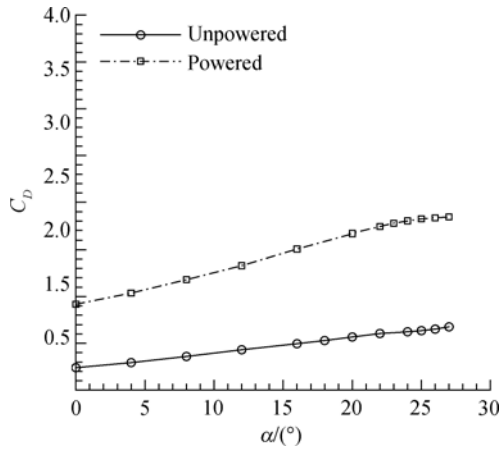


图 15 阻力曲线计算结果对比

Fig. 15 Comparison of computational results of drag coefficient

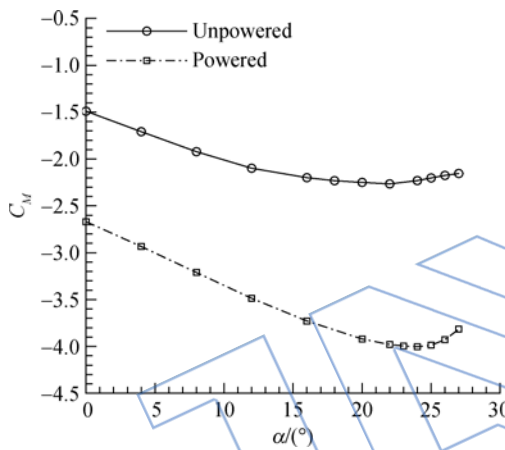


图 16 低头力矩系数计算结果对比

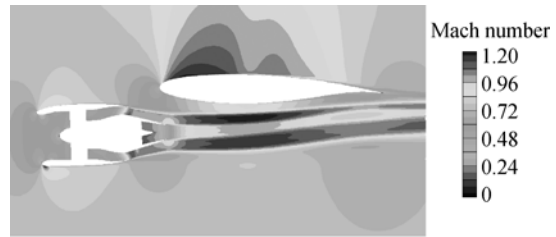
Fig. 16 Comparison of computational results of moment coefficient

4 巡航状态喷流影响计算分析

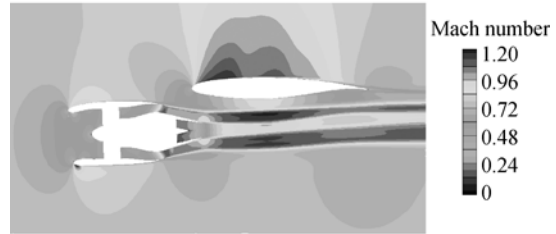
动力增升构型由于要充分利用动力喷流效应,发动机位置十分靠近机翼,但是在巡航阶段并不希望动力喷流冲刷到收起的襟翼下表面,以免大幅降低巡航效率.下面对巡航状态下动力喷流的影响进行计算分析并检验发动机喷流是否会冲刷机翼.计算来流马赫数为 0.75,来流雷诺数为 4.34×10^7 ,迎角为 2° .外涵出口和内涵出口的总压比分别给定为 2.4 和 2.0,总温比保持不变.

图 17 给出了发动机子午面马赫数云图.从计算结果来看,发动机喷流在起到良好动力增升效果的同时并没有冲刷到襟翼收起后的巡航机翼下翼面,发动机位置和喷流方位基本合理.

从表 2 可看出,有动力情况下,不仅升力有所减小,阻力更是增加了 66.6 counts(1 count 等于



(a) 内侧发动机子午面



(b) 外侧发动机子午面

图 17 巡航构型发动机子午面马赫数云图($\alpha=2^\circ$)

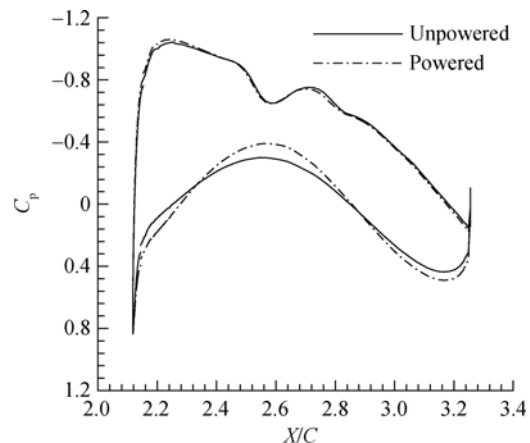
Fig. 17 Mach number contours on meridian for cruise configuration ($\alpha=2^\circ$)

无量纲的阻力系数 0.0001).图 18 给出了巡航构型在有、无动力情况下机翼截面压力系数分布对比,发动机喷流对机翼下表面压力影响较为明显,其中前缘压力增大而最大厚度位置附近压力减小.文献[14]结论指出,在常规飞机机体/动力装置一体化设计过程中采用通气模型简化分析是可行的.从本文计算结果来看,动力增升构型巡航基本翼设计过程中应充分考虑发动机动力喷流的影响.

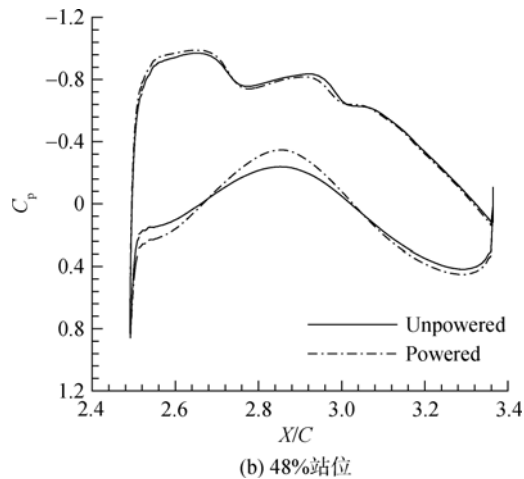
表 2 巡航构型有、无动力下的升、阻力结果($\alpha=2^\circ$)

Table 2 Lift and drag coefficients for cruise configuration at unpowered and powered conditions ($\alpha=2^\circ$)

工况	C_L	C_D	ΔC_L	ΔC_D
无动力	0.6307	0.03416		
有动力	0.6133	0.04082	-0.0174	0.00666



(a) 26%站位



(b) 48%站位

图 18 巡航构型发动机子午面位置机翼截面压力系数分布对比 ($\alpha=2^\circ$)

Fig. 18 Comparison of pressure coefficient distributions on meridian for cruise configuration ($\alpha=2^\circ$)

5 结 论

本文参照 C-17 大型运输机发动机安装位置,考虑内、外涵道分开排气,建立了外吹式襟翼动力增升全机几何分析模型以及相应的巡航构型。基于 RANS 方法,对外吹式襟翼动力喷流效应进行了数值模拟。计算结果表明:

1) 发动机动力喷流中大部分直接冲刷到襟翼下表面,部分高速气流经襟翼缝道引射并加速后吹向襟翼上表面,两部分气流在襟翼后缘汇合向下游延伸,能够起到类似于“气动襟翼”的效果,喷流冲刷襟翼时有明显的展向横流特征,整个机翼上表面的流动都得到了加速,当地有效迎角增大。

2) 在动力喷流影响下,不仅襟翼环量有大幅增加,缝翼和主翼上的环量也均有所增加,全机升力系数大幅提高,最大升力系数突破了机械式增升装置的极限。全机产生较大的低头力矩增量,为纵向配平带来额外的压力。

3) 动力喷流会使得高速巡航状态升力减小,阻力明显增加,机翼下翼面前缘和最大厚度位置附近的压力分布受到影响较大。动力增升构型在巡航基本翼设计过程中应充分考虑发动机动力喷流的影响。

参考文献:

[1] Kimberlin R D, Sinha A K. STOL attack aircraft design based upon an upper surface blowing concept[R]. AIAA 83-2535, 1983.
[2] White A, Yaros S F, Sextstone, M G, et al. Synergistic air-

frame-propulsion interactions and integrations[R]. NASA TM-1998-207644, 1998.

- [3] Deckert W H, Frankin J A. Powered-lift aircraft technology[R]. NASA SP-501, 1989.
[4] 戴思宗,董建鸿. 外吹式动力增升技术在大型运输机上的应用研究[J]. 航空科学技术, 2006, 17(2): 33-38.
DAI Sizong, DONG Jianhong. A study of externally blowing powered-lift technique for application to large transport[J]. Aeronautical Science and Technology, 2006, 17(2): 33-38. (in Chinese)
[5] Slotnick J P, An M Y, Mysko S J, et al. Navier-Stokes analysis of a high wing transport high-lift configuration with externally blown flaps[R]. AIAA-2000-4219, 2000.
[6] Griffin H A, Gonzalez L F, Shrinivas K. Computational fluid dynamics analysis of externally blown flap configuration for transport aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(1): 172-184.
[7] 李少飞,李杰,刘正宾. 外吹式襟翼动力增升绕流数值分析[J]. 航空计算技术, 2008, 38(5): 45-47.
LI Shaofei, LI Jie, LIU Zhengbin. Numerical simulation of externally blown flap with powered-lift flow[J]. Aeronautical Computing Technique, 2008, 38(5): 45-47. (in Chinese)
[8] 刘李涛,杨永,李喜乐. 外吹式动力吹气襟翼 NS 方程数值分析[J]. 航空计算技术, 2008, 38(3): 61-64.
LIU Litao, YANG Yong, LI Xile. Numerical analysis of high-lift system with externally blown flap using N-S equations[J]. Aeronautical Computing Technique, 2008, 38(3): 61-64. (in Chinese)
[9] 郭少杰,王豪杰,李杰. 外吹式襟翼动力增升数值模拟方法研究[J]. 航空工程进展, 2010, 1(1): 49-54.
GUO Shaojie, WANG Haojie, LI Jie. Numerical simulating method for powered high-lift flow[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2010, 1(1): 49-54. (in Chinese)
[10] 郭少杰. 下吹式襟翼动力增升效能数值模拟分析研究[D]. 西安:西北工业大学, 2010.
GUO Shaojie. The aerodynamic performance analysis and design for high-lift configuration aircraft[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2010. (in Chinese)
[11] 李鑫,李杰,刘城斌. 外吹式襟翼动力增升的机理研究[J]. 应用力学学报, 2013, 30(2): 141-147.
LI Xin, LI Jie, LIU Chengbin. Flow theory investigation of externally blown flap powered high-lift configuration[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2013, 30(2): 141-147. (in Chinese)
[12] 李鑫. 外吹式襟翼动力增升数值模拟研究[D]. 西安:西北工业大学, 2013.
LI Xin. The aerodynamic performance analysis and design for high-lift configuration aircraft[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2013. (in Chinese)
[13] LI Jie, E Qin, LI Fengwei, et al. 3-D flow simulations for general powered engine nacelles using Euler equations

- [R]. AIAA 98-0929, 1998.
- [14] 谭兆光, 陈迎春, 李杰等. 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, LI Jie, et al. Numerical simulation method for the powered effects in airframe/propulsion integration analysis[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(8): 1766-1772. (in Chinese)
- [15] Slotnick J P, Hannon J A, Chaffin M. Overview of the first AIAA CFD high lift prediction workshop[R]. AIAA-2011-862, 2011.
- [16] Park M A, Lee-Rausch E M, Rumsey C L. FUN3D and CFL3D computations for the first high lift prediction workshop[R]. AIAA-2011-936, 2011.
- [17] Hirose N, Asai K, Ikawa K. Transonic 3-D Euler analysis of flows around fan jet engine and turbine powered simulator[R]. NAL-TR-1045, 1989.
- [18] Hirose N, Asai K, Ikawa K, et al. 3-D Euler flow analysis of fan jet engine and turbine powered simulator with experimental comparison in transonic speed[R]. AIAA 89-1835, 1989.

(编辑: 陈 越)

JALSP