文章编号:1674-8190(2026)04-108-07

航空发动机推力矢量喷流特性影响模拟研究

张峻箏,王涛,曹继平
(火箭军工程大学 作战保障学院,西安 710000)

摘 要: 航空发动机主要通过试验手段开展矢量推力研究,仅得到了宏观特性影响,对流动结构变化规律的分析较少。基于国产NNW-FSI V1.0软件平台,采用类五代战斗机构型标模,进行全机带矢量喷流一体化数值模拟,研究航空发动机推力矢量喷流特性对全机气动特性的影响规律。进行网格收敛性及与试验结果的一致性研究,针对有/无喷流条件对该标模进行流动模拟,并分别从气动特性曲线、表面流态、压力系数云图3个方面进行分析,研究喷管偏转、攻角变化以及喷流效应对该战斗机构型气动特性的影响规律。结果表明:网格收敛性与试验结果一致性较好;喷管偏转对升力特性影响明显,与试验结果规律性吻合较好;喷流效应随着攻角增大而影响显著。

关键词: 数值模拟;推力矢量喷流效应;类五代战斗机构型;气动特性
中图分类号: V231 **文献标识码:** A
DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2026.04.11

Simulation research of thrust vectoring jet effect on aero engine

ZHANG Junfeng, WANG Tao, CAO Jiping
(College of Military Operational Support, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710000, China)

Abstract: Aero engines mainly carry out vector thrust research by experimental means, and only the macroscopic characteristics are affected, and the flow structure change law is less analyzed. Based on the NNW-FSI V1.0 software, the Fifth generation fighter configuration is selected to study the thrust vectoring jet effect on the aerodynamic characteristics of the aircraft with the integrated simulation. At first the grid convergence and experimental data correlation are conducted. And then, the standard mode with and without jet is performed with flow simulation. Aerodynamic force coefficient, pressure distribution and flow pattern on the surface are analyzed. The influence rules of the deflection of the nozzle, change from the angle of attack and the vector jet effect on the aerodynamic characteristics of the Fifth generation fighter configuration are studied. The results show that the grid convergence is good correlation with experimental measurements. The deflection of the nozzle has great influence on lift characteristics, which is well consistent with regularity of experimental results. The jet flow effect becomes significantly more pronounced as the angle of attack increased.

Key words: numerical simulation; thrust vectoring jet effect; fifth generation fighter configuration standard model; aerodynamic characteristics

收稿日期: 2024-11-17; **修回日期:** 2025-08-03
通信作者: 张峻箏(1988—),男,硕士,工程师。E-mail: xiaofenglunwen@126.com
引用格式: 张峻箏,王涛,曹继平. 航空发动机推力矢量喷流特性影响模拟研究[J]. 航空工程进展, 2026, 17(4): 108-114,125.
ZHANG Junfeng, WANG Tao, CAO Jiping. Simulation research of thrust vectoring jet effect on aero engine[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2026, 17(4): 108-114,125. (in Chinese)

0　引　言

发动机矢量推力是现代战斗机的典型标志性技术,现有的第五代战斗机如F-22、Su-57等均采用了矢量推力技术。战斗机采用矢量推力喷管,再结合飞机操纵面的综合作用,可以有效拓展战斗机飞行作战包线,极大提高作战能力。发动机矢量推力技术是航空领域的重要关键技术。

战斗机矢量推力技术涉及领域广,技术难度高,国内外科研机构进行了大量的研究。美国曾针对轴对称矢量喷管试验提出3项计划[1-3],即多轴推力矢量计划(MATV)、综合飞行器先进控制技术计划(ACTIVE)、空气动力学和控制系统研究发展一体化计划(PACIR)。俄罗斯先采用Su-27飞机二元喷管进行验证[4],然后采用轴对称矢量喷管在Su-27M飞机上进行多次飞行试验,在改进中逐渐提升对矢量推进技术的认识。美国与俄罗斯通过各自的研究,取得矢量推力技术的突破,实现了矢量推力战斗机的成功研发。国内的矢量推力研究开始自“九五”计划期间,通过长期积累取得了丰硕的成果,在进气道、喷管等风洞试验技术上均有相应发展,先是研究矢量喷管内部静态性能[5],然后进行相应监控系统[6]、张线支撑系统[7]研究,再进行低速风洞试验[8-10],并于2018年11月的第12届珠海航展上公开亮相了装配国产大推力矢量发动机的某型推力矢量验证机。

国内外科研机构主要通过试验手段开展矢量推力研究[11-12],仅得到宏观特性影响,对流动结构变化规律分析较少。本文针对公开查阅到的某国外第五代战斗机,基于国产自主研发的NNW-FSI软件平台,对不同偏角下矢量推力喷流流场进行模拟,研究发动机矢量推力喷流对飞机外部流场的影响。

1　数值仿真模型与方法

1.1　仿真模型

本文选择的战斗机模型为类五代战斗机标模,采用外倾、双立尾、双发构型,其外形如图1所示。

本文采用的计算模型在4 m×3 m低速风洞中开展喷流风洞试验,模型尺寸为:机身长度1.412 1 m,平均气动弦长0.516 m,参考面积0.486 1 m^2。试验中高压空气通过导气管连接到喷管实现喷流,喷管偏角采用更换固定偏度的喷管部件实现。本文采用的验证工况为:来流风速40 m/s,试验雷诺数1.42×10^6。

另外,试验中采用喷流试验系统进行喷流模拟,喷流落压比为2.0,计算采用相同喷流条件。喷管偏转角度分别为上偏5°、不偏、下偏5°、下偏10°。计算采用多块结构网格,如图2所示。

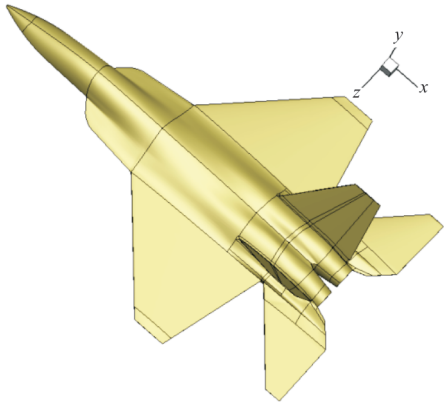


图1　飞机标模气动布局

Fig. 1　Fighter configuration standard model

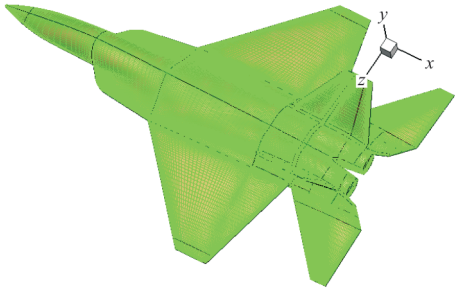


图2　计算模型表面网格

Fig. 2　Surface mesh of the model

1.2　计算方法

本文研究工作基于国产自主研发的高精度CFD软件平台NNW-FSI V1.0进行数值模拟[13]。采用有限体积法,并利用多块结构网格技术求解雷诺平均Navier-Stokes(RANS)方程。空间离散方法采用二阶守恒律的单调上游中心格式(MUSCL)[14]差分对控制方程中的无黏项进行离散,并利用Roe格式进行通量分裂;方程中黏性项的离散采用二阶中心格式。时间离散方法上,方程组采用上下对称高斯—客德尔(LU-SGS)[15]方法。另外,计算中采用SST(Shear Stress Transport)两方程湍流模型进行全湍流模拟,且采用多重网格技术和大规模并行计算技术进行收敛加速。

本文中计算包含的边界条件有远场边界、物面边界和喷流边界，远场采用黎曼远场来流边界条件；物面采用无滑移固壁边界；喷流采用总温总压边界，基于等熵条件下的总静参数关系式，计算得出相应的边界参数。

1.3 网格收敛性研究

选择喷管偏转角度0°、攻角20°状态进行网格收敛性研究。来流马赫数为0.117 6，来流声速为340 m/s，基于平均气动力弦长(0.516 m)的来流雷诺数为1.42×10^6。

分别采用粗网格(Coarse)、中等网格(Medium)、细网格(Fine)进行计算，网格相关信息如表1所示。

表1 不同规模网格参数

Table 1 Grid parameters for different mesh dimensions

网格规模	网格数	处理器数量	网格间距/10^{-6}	网格点数	网格比
粗网格	6 767 145	64	12.267 0	28	1.263
中等网格	16 040 640	192	9.200 0	37	1.181
细网格	54 137 160	480	6.133 3	55	1.117

利用不同规模网格得到的全机气动特性如表2所示，可以看出：随着网格加密，升力系数、俯仰力矩系数、阻力系数及其摩阻分量与压阻分量均表现为单调变化；升力系数逐渐减小，俯仰力矩系数逐渐增大，阻力系数逐渐减小，摩阻系数逐渐增大，压阻系数逐渐减小。本文计算体现出网格收敛性，中等和密网格的参数差值均小于0.5%，为了减少计算量，本文后续的研究采用中等网格。

表2 不同规模网格气动特性

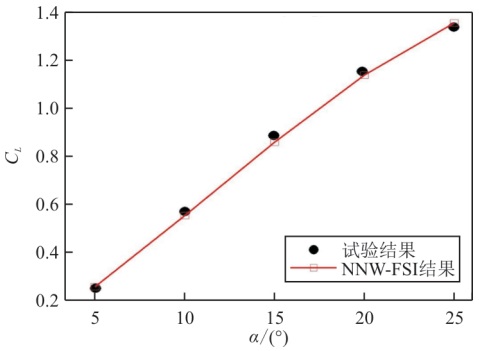
Table 2 Aerodynamic characters for different mesh dimensions

网格规模	C_L	C_D	$C_{D,f}$	$C_{D,p}$	C_m
粗网格	1.155 6	0.418 6	0.011 35	0.407 2	0.086 27
中等网格	1.149 7	0.416 9	0.011 68	0.405 2	0.086 47
细网格	1.141 0	0.414 1	0.011 99	0.402 1	0.086 82

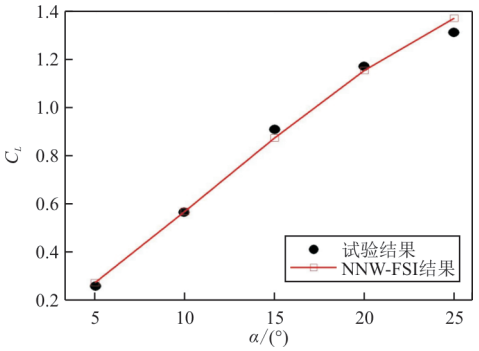
2 试验结果比较分析

针对偏转战斗机喷管的喷流试验，进行同样的偏转喷管角度喷流数值模拟。计算中，采用与试验模型同样尺度的数模进行网格生成，且有喷流计算时，喷管入口处的落压比为2，与试验状态保持一致。

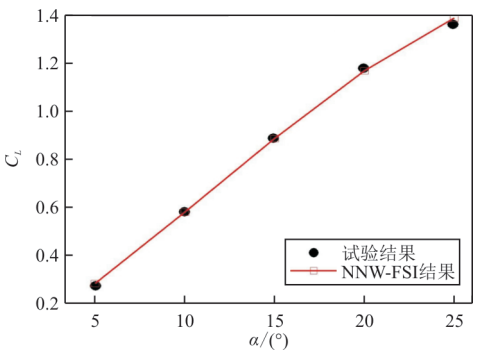
采用不同喷管偏转角度模拟得到的有喷流计算结果与试验结果对比如图3所示。



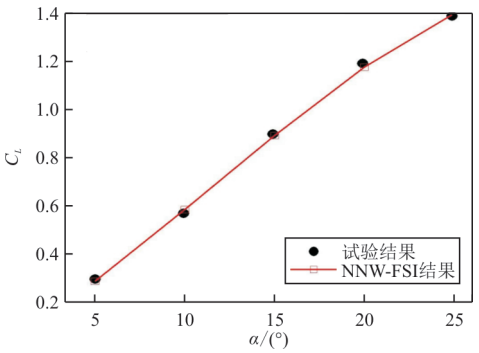
(a) 上偏5°



(b) 上偏0°



(c) 下偏5°



(d) 下偏10°

图3 不同喷管偏角下计算结果与试验结果对比

Fig. 3 Compare of calculation and experiment results for different deflection angles

从图 3 可以看出:不同喷管偏转角度下,有喷流计算结果与试验结果吻合较好,表明喷流计算具有较高的可信度。

不同喷管偏角下得到的升力系数如表 3 所示,可以看出:有喷流计算结果与试验结果吻合较好,其与试验结果的相对误差最大为 5.12%(该攻角下升力系数绝对值较小,因此相对误差较大)。

结合图 3 与表 3 的结果可以看出,对于带喷流外形,本文喷流计算结果具备较高可信度,数值模拟结果合理。

表 3　不同喷管偏角下的升力特性

Table 3　Lift characters under different deflection angles

α/(°)	C_L(试验结果)				C_L(NNW-FSI)				ΔC_L/%			
	−10°	−5°	0°	5°	−10°	−5°	0°	5°	−10°	−5°	0°	5°
5	0.302 9	0.275 0	0.257 7	0.251 1	0.292 7	0.284 2	0.270 9	0.257 7	−3.37	3.35	5.12	2.63
10	0.576 0	0.583 3	0.565 2	0.571 1	0.591 8	0.582 5	0.568 7	0.554 8	2.74	−0.14	0.62	−2.85
15	0.904 5	0.891 7	0.910 1	0.888 0	0.899 5	0.889 0	0.874 2	0.859 7	−0.55	−0.30	−3.94	−3.19
20	1.198 9	1.183 3	1.171 9	1.154 4	1.183 4	1.171 7	1.154 4	1.140 2	−1.29	−0.98	−1.49	−1.23
25	1.395 2	1.366 7	1.313 2	1.340 7	1.405 7	1.393 5	1.372 0	1.357 8	0.75	1.96	4.48	1.28

3　喷流影响研究分析

为了研究喷流对战斗机流场的影响,还需进行对应的无喷流数值模拟。该情况下,战斗机喷管处由喷流条件转变为固壁边界条件,其余计算参数保持不变。在进行数据对比时,无喷流条件的气动特性需扣除喷流出口的固壁部件。

将计算得到的不同攻角下有无喷流的结果如图 4 所示。

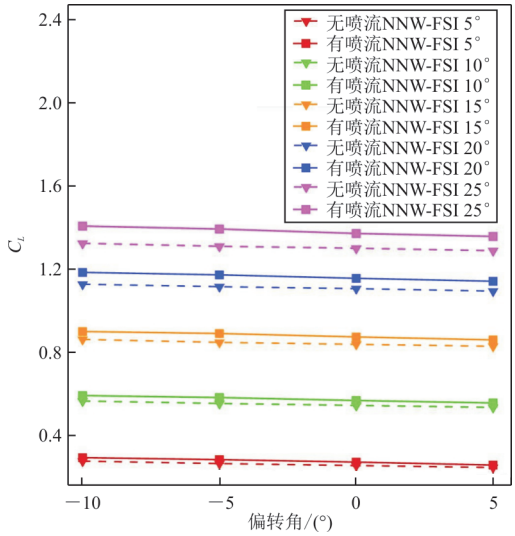
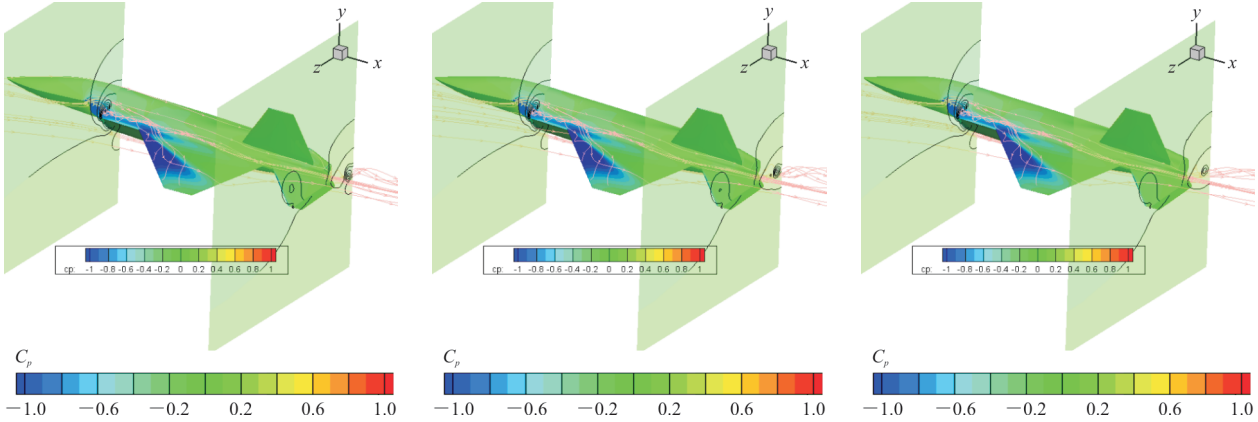


图 4　不同攻角下有/无喷流升力系数计算结果

Fig. 4　Calculation results of lift characteristics with/without jet under different angles of attack

从图 4 可以看出:在相同攻角下,随着喷管上偏(偏转角度由下至上),全机整体升力系数呈现出线性减小的趋势,而有喷流升力系数与无喷流升力系数的差值基本保持不变,即攻角不变时,喷管偏转角度带来的升力影响是线性的,而喷流带来的升力影响量基本保持不变;相同喷管偏转角度下,增大攻角,升力系数增大,且喷流带来的升力影响量也增大,但升力系数的占比变化不大,以喷管偏转−5°为例,5°~25°喷流带来的升力影响量由 0.020 变化为−0.084,但变化量占比从 7.1% 变化到 6.0%。另外,喷管下偏带来的升力增加量小于攻角增大带来的升力增加量。

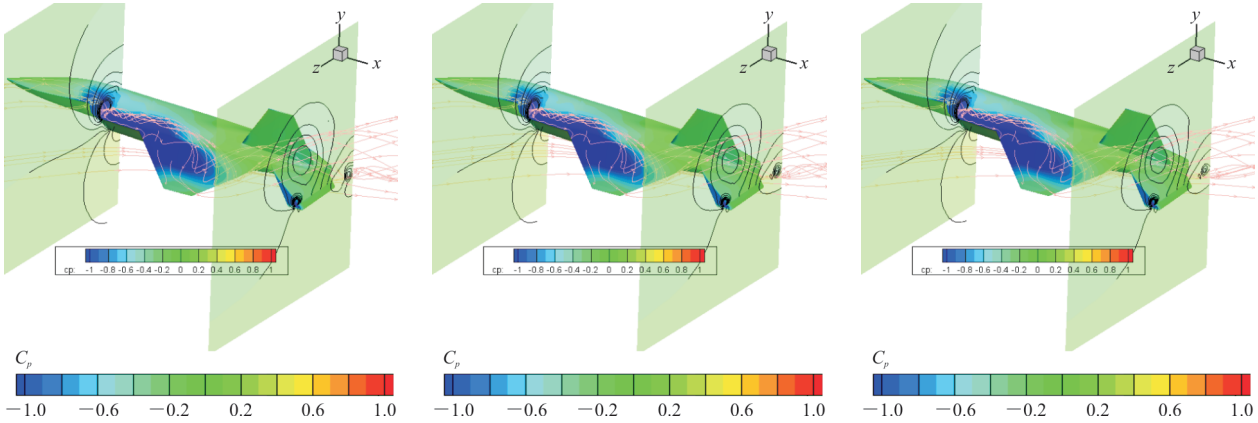
不同喷管偏角下,攻角 10°、20°的无喷流全机表面压力系数云图及流线如图 5 和图 6 所示,可以看出:无喷流条件攻角 10°时,不同喷管偏角下,机身边条、机翼及喷管附近表面压力分布未表现出明显变化;从流线表示的流动形态上,喷管偏角主要影响喷管后部区域的流动形态,对机翼前缘及机身边条处的流动形态影响较小。攻角 20°时,喷管偏角的影响与攻角 10°的影响一致。喷管偏角不变时,随着攻角的增大,由机身边条卷起的脱体边条涡增大,边条上表面和机翼前缘上表面的低压区域增大。



(a) 下偏 10° (b) 上偏 0° (c) 上偏 5°

图 5 攻角 10°不同喷管偏角无喷流全机表面压力系数分布云图及流线

Fig. 5 Surface distribution contour and streamlines of different deflection angles without jet at $\alpha=10^\circ$

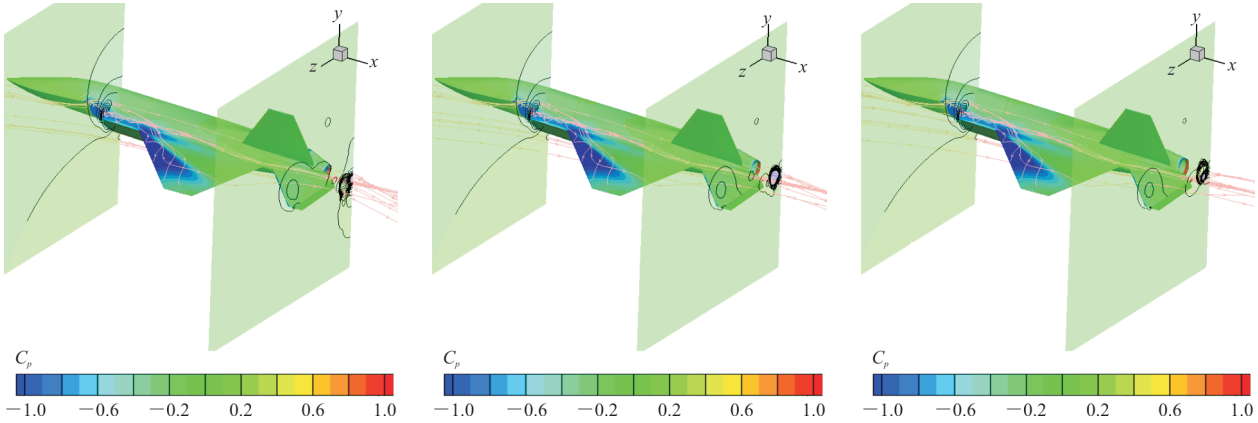


(a) 下偏 10° (b) 上偏 0° (c) 上偏 5°

图 6 攻角 20°不同喷管偏角无喷流全机表面压力系数分布云图及流线

Fig. 6 Surface distribution contour and streamlines of different deflection angles without jet at $\alpha=20^\circ$

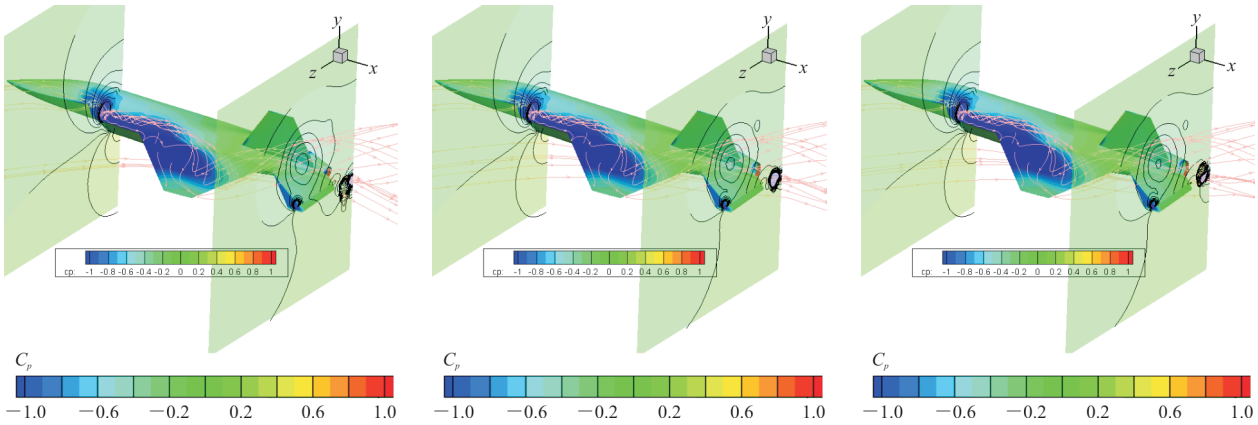
不同喷管偏角下,攻角 10°、20°的有喷流全机 表面压力系数云图及流线如图 7 和图 8 所示。



(a) 下偏 10° (b) 上偏 0° (c) 上偏 5°

图 7 攻角 10°不同喷流偏角全机表面压力系数分布云图及流线

Fig. 7 Surface distribution contour and streamlines of different deflection angles at $\alpha=10^\circ$



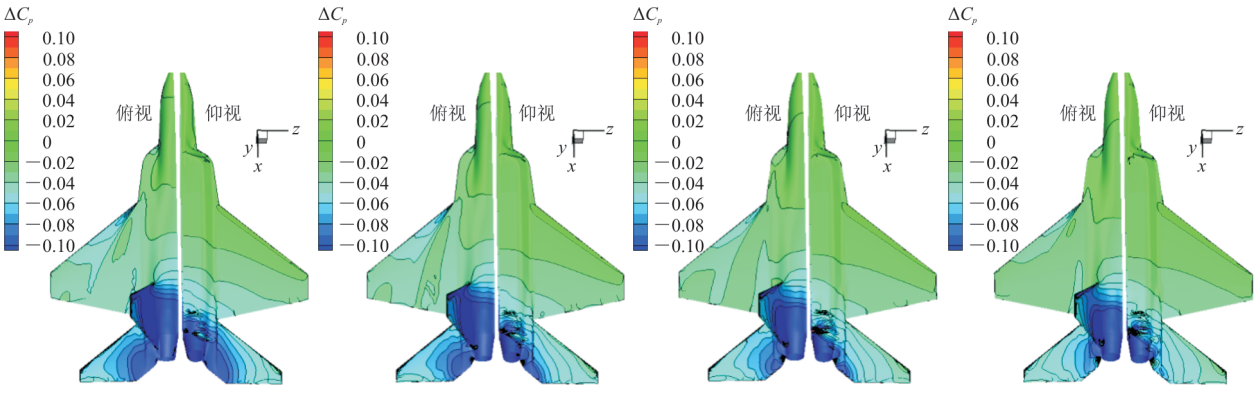
(a) 下偏 10°　(b) 上偏 0°　(c) 上偏 5°

图 8　攻角 20°不同喷流偏角全机表面压力系数分布云图及流线

Fig. 8　Surface distribution contour and streamlines of different deflection angles at $\alpha=20°$

从图 7 和图 8 可以看出:有喷流条件喷管偏角不变时,攻角对边条涡与机翼前缘及机身边条上的压力变化影响与无喷流条件是一致的;有喷流条件攻角不变时,喷管偏角的影响区域与无喷流状态比较一致,主要影响喷管后部区域的流动形态。另外,喷管后部区域的流线,无喷流时,其流线体现为为底部绕流流线形式;有喷流时,喷流流动主导了该区域的流动。因此,相比于无喷流状态,喷流流动带来喷管后部区域的流动加速,在引射作用的影响下,会明显带动喷管附近区域的流动速度,从而影响喷管附近区域的压力分布。

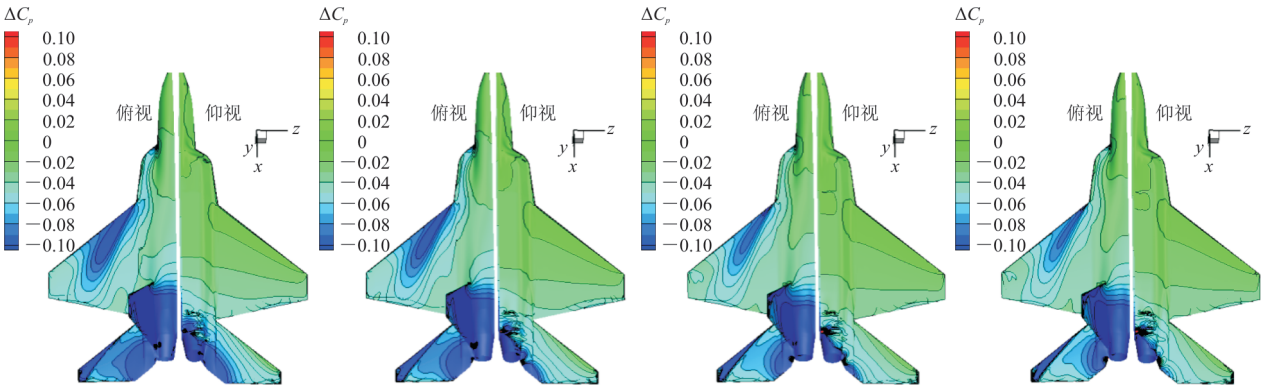
为进一步说明有喷流条件相对无喷流条件的影响区域及影响趋势,机身表面攻角状态 10°、20°,不同喷管偏角下,利用有喷流状态表面压力系数减去无喷流状态表面压力系数得到表面差量压力系数分布云图,如图 9～图 10 所示,可以看出:在攻角 10°时,喷流的主要影响区域为喷管附近区域、V 尾内侧区域、机翼上表面前缘靠近边条区域。随着喷管偏角由下偏 10°逐渐偏转到上偏 5°,机翼上表面、喷管上表面、平尾上表面及 V 尾内侧表面的低压区域面积减小,机翼下表面、喷管下表面、平尾下表面的低压区域面积减小。因此随着喷管偏角由下向上偏转,飞机上下表面低压区域均减小。在攻角 20°时,喷管偏角带来的影响与攻角 10°的影响一致。另外,对比相同喷管偏角下不同攻角的差量压力系数分布云图,可以发现,相同喷管偏角下,随着攻角增大,机翼上表面、喷管上表面、平尾上表面及 V 尾内侧表面的低压区域面积增大,而机翼下表面、喷管下表面及平尾下表面的变化均不大,即攻角增大使得喷流对机体上表面的影响更大。此结果与图 3 的结果一致,攻角越大,有/无喷流状态的升力系数差值越大。



(a) 下偏 10°　(b) 下偏 5°　(c) 上偏 0°　(d) 上偏 5°

图 9　攻角 10°机身表面差量压力系数分布云图

Fig. 9　Surface ΔC_p distribution contour of the aircraft at $\alpha=10°$



(a) 下偏 10° (b) 下偏 5° (c) 上偏 0° (d) 上偏 5°

图 10 攻角 20°机身表面差量压力系数分布云图

Fig. 10 Surface ΔC_p distribution contour of the aircraft at $\alpha=20^\circ$

4 结 论

1) 数值模拟结果与试验结果显示出良好的一致性,表明对于此类带喷流战斗机构型,NNW-FSI软件平台的模拟结果具有良好的适用性。

2) 相同攻角下,喷管由下向上偏转,升力系数会线性减小,喷流的升力影响量几乎保持不变;相同偏角下,在攻角从5°增加到25°的过程中,喷流的升力影响量由0.020增大到0.084,但变化量占比由7.1%减小到6.0%。

本文仅模拟了与试验总温总压相同的冷空气喷流,针对真实飞行的航空飞行器,发动机燃烧喷流还包括燃烧、化学非平衡、比热比变化等问题,仍有许多值得深入研究的问题。

参 考 文 献

[1] Richey G, Berrier B, Palcza J. Two-dimensional nozzle/airframe integration technology: an overview[C]// 13th Propulsion Conference. Reston: AIAA, 1977: 839.

[2] Capone F J, Bangert L S, Asbury S C, et al. The NASA langley 16-foot transonic tunnel: historical overview, facility description, calibration, flow characteristics, test capabilities: NASA TP-3521[R]. US: NASA, 1995.

[3] Paryz R. Upgrades at the NASA Langley research center national transonic facility[C]// 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2012: 102.

[4] Chepkin V. New generation of russian aircraft engines conversion and future goals: ISABE 99-7042[R]. US: ISABE, 1999.

[5] 卢燕, 樊思齐. 轴对称推力矢量喷管的静态内部性能分析[J]. 飞机设计, 2002, 22(2): 14-17.
Lu Yan, Fan Siqi. Static internal performance analysis of axisymmetric thrust-vectoring nozzle[J]. Aricraft Design, 2002, 22(2): 14-17. (in Chinese)

[6] 高静, 郝卫东, 闫永昌, 等. 进气道低速特性试验技术研究[J]. 流体力学实验与测量, 2004, 18(1): 38-42.
Gao Jing, Hao Weidong, Yan Yongchang, et al. Experimental investigation on low speed characteristics of inlet[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2004, 18(1): 38-42. (in Chinese)

[7] 杜林, 芮伟, 秦建华. 2.4 m跨声速风洞带涡轮动力模拟器安全监控系统[J]. 自动测量与控制, 2007, 26(4): 81-82.
Du Lin, Rui Wei, Qin Jianhua. Turbine powered simulator security monitor system in 2.4 m transonic wind tunnel[J]. Automatic Measurement and Control, 2007, 26(4): 81-82. (in Chinese)

[8] 巫朝君, 孔鹏, 王勋年, 等. 基于张线尾撑的进气道低速风洞试验技术研究[J]. 实验流体力学, 2012, 26(2): 86-89.
Wu Chaojun, Kong Peng, Wang Xunnian, et al. The investigation of the inlet test technology based on wire sting support in low speed wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012, 26(2): 86-89. (in Chinese)

[9] 王勋年, 巫朝君, 陈洪, 等. 战斗机推进系统模拟低速风洞试验技术研究[J]. 实验流体力学, 2011, 25(3): 46-49.
Wang Xunnian, Wu Chaojun, Chen Hong, et al. Investigation on test technique of fighters with propulsion simulation in a low speed wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2011, 25(3): 46-49. (in Chinese)

[10] 贾毅, 郑芳, 黄浩, 等. 低速风洞推力矢量试验技术研究[J]. 实验流体力学, 2014, 28(6): 92-97.
Jia Yi, Zheng Fang, Huang Hao, et al. Research on vecto-

(下转第 125 页)