文章编号:1674-8190(XXXX)XX-001-08

航空发动机推力矢量喷流特性影响模拟研究

张峻箏[1,2],王涛[1],王瑞[2],曹继平[1]
(1.火箭军工程大学 作战保障学院,西安 710000)
(2.中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所,绵阳 621000)

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,对于流动结构变化规律分析较少。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。首先进行网格收敛性及与试验结果的一致性研究;然后针对有/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、压力系数云图三个方面进行分析,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:网格收敛性且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,喷流效应会随着攻角增大而增大。

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: V211.7 **文献标识码:** A
DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.XXXX.XX.01

Simulation research of the thrust vectoring jet effect on the aeroengine

ZHANG Junfeng[1,2], WANG Tao[1], WANG Rui[2], CAO Jiping[1]
(1. College of Military Operational Support, Rocket Force University of Engineering, Xi'an, 710000, China)
(2. Computational Aerodynamic Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, 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 flow past 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; then the flow with and without jet are all studied. Aerodynamic force coefficient, pressure distribution and flow pattern on the surface are analyzed. The deflection of the nozzle, change from the angle of attack and the vector jet effect that influence the aerodynamic characteristics of the Fifth generation fighter configuration standard model are studied. The results show that the grid convergence is good correlation with experimental measurements. The deflection of the nozzle change the lift character, the jet effect accelerates with the angle of attack.

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,王瑞,等. 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, XXXX, XX(XX): 1-8.
ZHANG Junfeng, WANG Tao, WANG Rui, et al. Simulation research of the thrust vectoring jet effect on the aeroengine[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, XXXX, XX(XX): 1-8. (in Chinese)

0 引 言

发动机矢量推力是现代先进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。国内外科研机构均进行了大量的研究。美国曾针对轴对称矢量喷管试验提出三项计划[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]，后面也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，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，对于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，通过数值模拟流场结果丰富的优势，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为在4 m×3 m低速风洞风洞中开展的喷流风洞试验，模型尺寸为：机身长度为1.412 1 m，平均气动弦长为0.516 m，参考面积为0.486 1 m^2。试验采用在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：来流风速为40 m/s，试验雷诺数为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°，为方便后文分别用d5、d0、d−5、d−10表示。

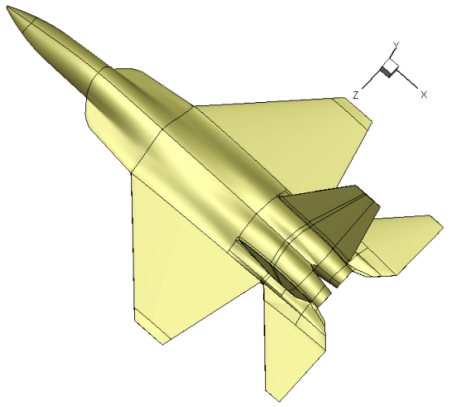


图1 飞机标模气动布局

Fig. 1 Fighter configuration standard model

计算采用多块结构网格，如图2所示。

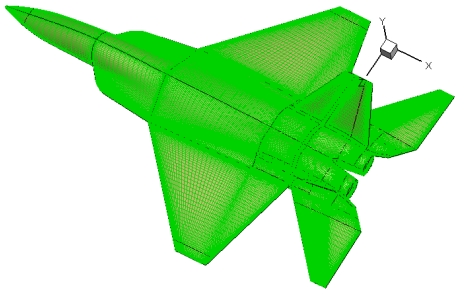


图2 计算模型表面网格

Fig. 2 Surface mesh of the model

1.2 计算方法

本文的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]。研究中采用有限体积法，并利用多块结构网格技术求解雷诺平均Navier-Stokes方程(RANS)。空间离散方法使用上，采用二阶MUSCL[14]差分格式对控制方程中的无粘项进行离散，且利用Roe格式进行通量分裂；而方程中粘性项的离散则采用二阶中心格式。时间离散方法上，方程组采用LU-SGS[15]方法。另外，计算中采用SST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,各个边界采用的边界条件如下: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0.117 6,来流声速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)三种规模的网格进行计算,为了便于表述分别记为Coarse、Medium、Fine。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

参数	粗网格	中等网格	细网格
网格数	6 767 145	16 040 640	54 137 160
处理器数量	64	192	480
网格间距	1.226 7e−5	9.200 0e−6	6.133 3e−6
网格点数	28	37	55
网格比	1.263	1.181	1.117

利用不同规模网格得到的全机气动特性如表2所示。

表2　不同规模网格气动特性
Table 2　Aerodynamic characters for different mesh dimensions

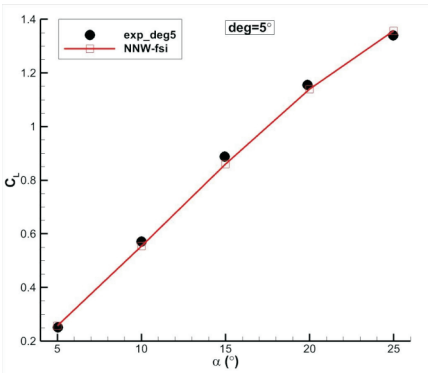
网格规模	C_L	C_D	$C_{D,f}$	$C_{D,p}$	C_m
粗网格	1.155 6	0.418 6	0.011 35	0.407 2	0.086 27
中间网格	1.149 7	0.416 9	0.011 68	0.405 2	0.086 47
细网格	1.141 0	0.414 1	0.011 99	0.402 1	0.086 82

从表2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,摩阻逐渐增大,压差阻力逐渐减小。即当前的计算体现出网格收敛性,中等和密网格的差量均小于0.5%,为了减少计算量,本文后续的研究均采用中等规模网格。

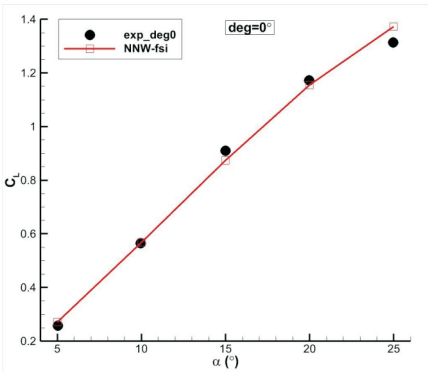
2　试验结果比较分析

针对试验进行的偏转战斗机喷管的喷流试验,进行了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。

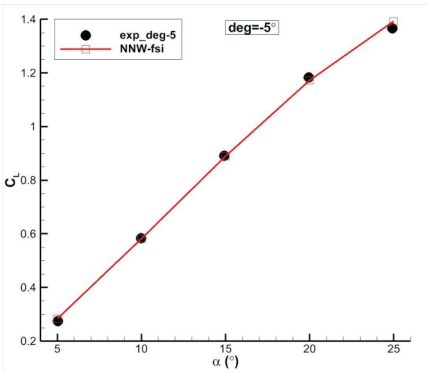
采用不同喷管偏转角度模拟得到的有喷流计算结果与试验结果的对比如图3所示,横坐标为攻角(α),纵坐标为升力系数(C_L),NNW-FSI为有喷流结果,exp为试验结果。



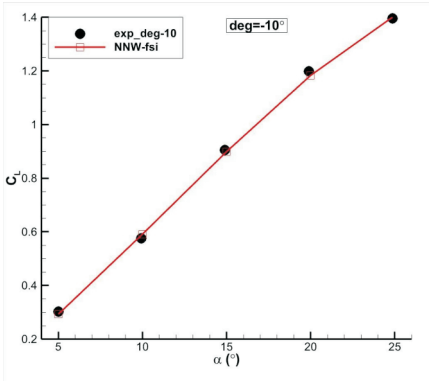
(a) upward 5° of C_L



(b) upward 0° of C_L



(c) downward 5° of C_L



(d) downward 10° of C_L

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 for different deflection angles

从图 3 可以看出：不同喷管偏转角度下，有喷流计算结果均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(C_L)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，数值模拟结果是合理可靠的。s

表 3 不同喷管偏角下的升力特性

Table 1 Lift characters of Fifth generation fighter configuration standard model for different deflection angles

α/°	C_L								ΔC_L/%			
	Exp				*NNW−FSI*							
	−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按照横坐标喷管偏转角度，纵坐标升力系数的方式绘制曲线，如图 4 所示，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，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，偏转喷管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～ −0.084，但变化量占比为 7.1%～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。

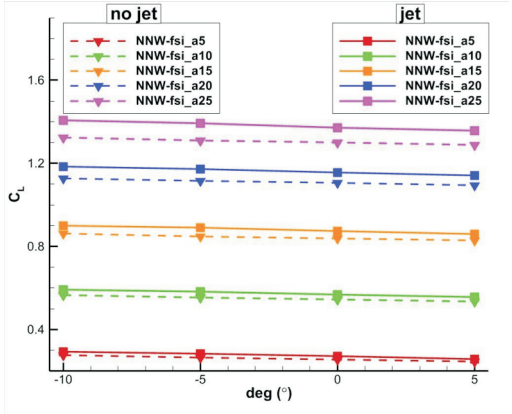
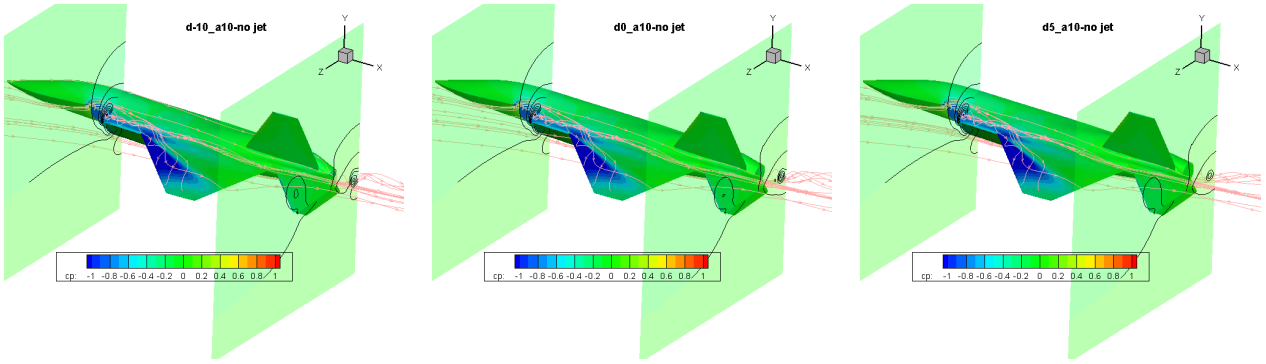


图 4 不同攻角下有/无喷流升力系数计算结果

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

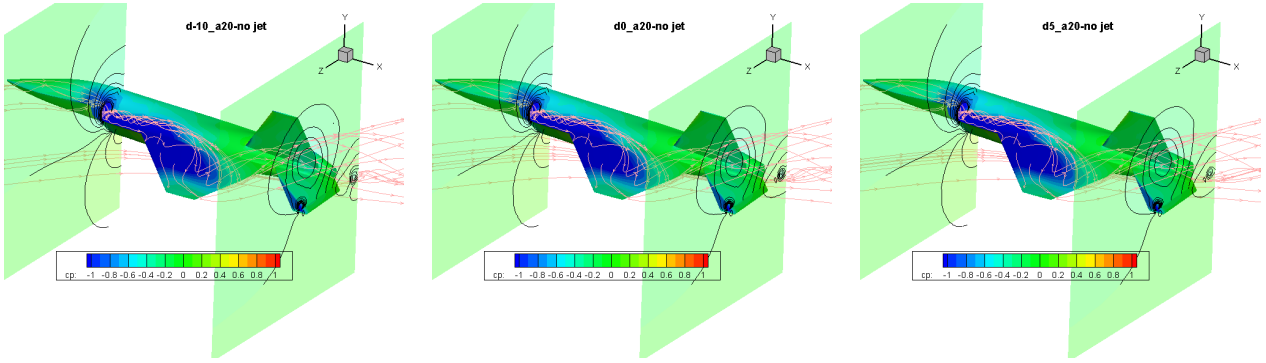
不同喷管偏角下,攻角 10°、20°的无喷流全机表面压力系数云图及流线如图 5～图 6 所示,可以看出:无喷流条件攻角 10°时,不同喷管偏角下,机身边条、机翼及喷管附近表面压力分布未表现处明显变化;从流线表示的流动形态上,喷管偏角主要影响喷管后部区域的流动形态,对机翼前缘及机身边条处的流动形态影响较小。攻角 20°时,喷管偏角的影响与攻角 10°喷管偏角的影响一致。喷管偏角不变时,随着攻角的增大由机身边条卷起的脱体边条涡增大,边条上表面和机翼前缘上表面的低压区域增大。



(a) downward 10°　　(b) upward 0°　　(c) upward 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 C_p distribution contour and streamlines of different deflection angles without jet at α=10°

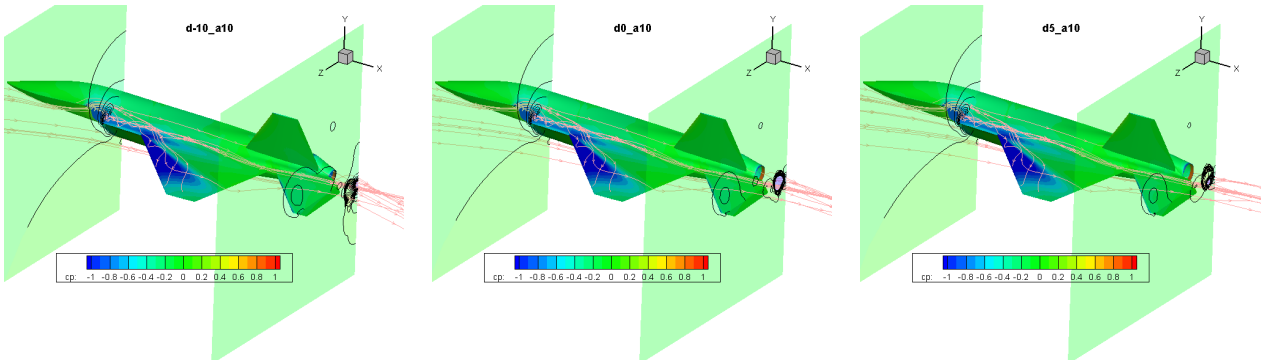


(a) downward 10°　　(b) upward 0°　　(c) upward 5°

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 C_p distribution contour and streamlines of different deflection angles without jet at α=20°

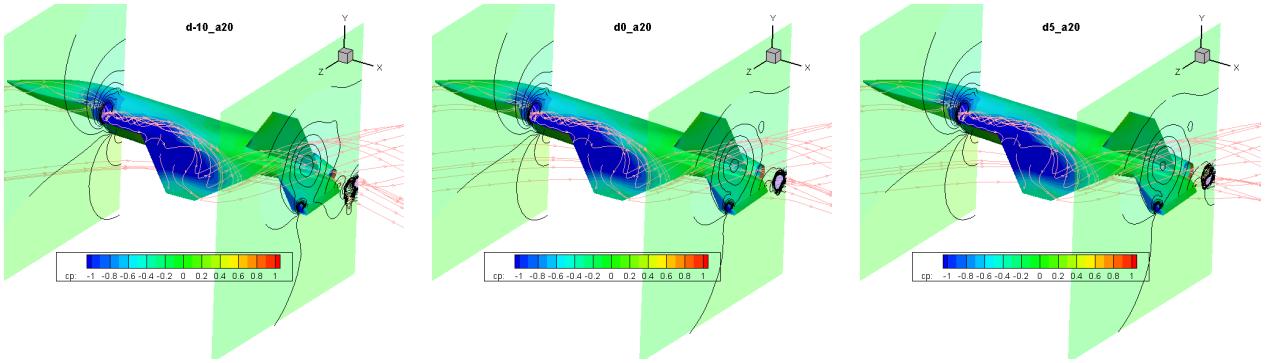
不同喷管偏角下,攻角 10°、20°的有喷流全机表面压力系数云图及流线如图 7～图 8 所示,可以看出:有喷流条件喷管偏角不变时,攻角对边条涡与机翼前缘及机身边条上的压力变化的影响与无喷流条件是一致的;有喷流条件攻角不变时,喷管偏角的影响区域无喷流状态也比较一致,主要影响喷管后部区域的流动形态。另外,喷管后部区域的流线,无喷流时,其流线体现为为底部绕流流线形式;有喷流时,喷流流动主导了该区域的流动。因此,相比于无喷流,喷流流动带来喷管后部区域的流动加速,在引射作用的影响下,会明显带动喷管附近区域的流动速度,从而影响喷管附近区域的压力分布。



(a) downward 10° (b) upward 0° (c) upward 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 C_p distribution contour and streamlines of different deflection angles at $\alpha=10°$

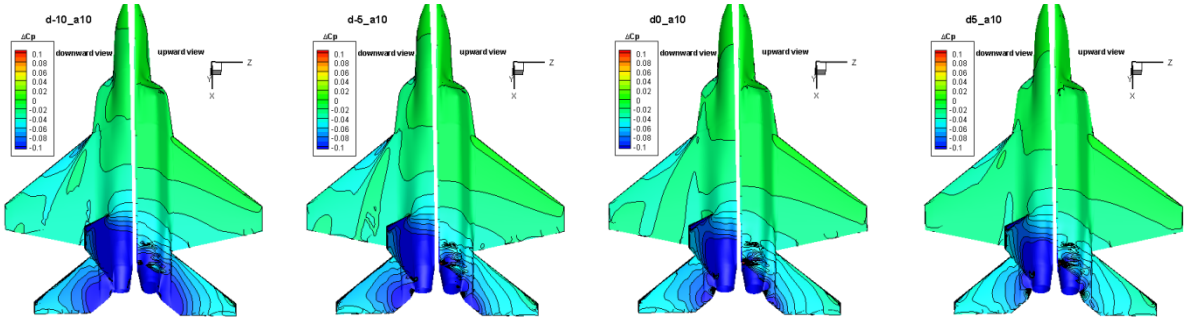


(a) downward 10° (b) upward 0° (c) upward 5°

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 C_p distribution contour and streamlines of different deflection angles at $\alpha=20°$

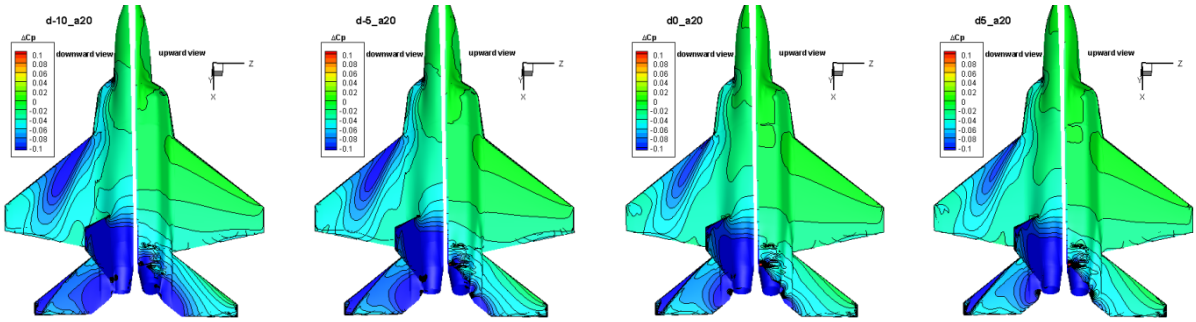
为进一步说明有喷流条件相对无喷流条件的影响区域及影响趋势,在机身表面绘制攻角状态 10°、20°,不同喷管偏角下,利用有喷流状态表面压力系数减去无喷流状态表面压力系数得到的表面差量压力系数分布云图,如图 9~图 10 所示。图中的差量展现了有喷流状态对无喷流状态压力系数的喷流影响。



(a) downward 10° (b) downward 5° (c) upward 0° (d) upward 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) downward 10°　(b) downward 5°　(c) upward 0°　(d) upward 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 $\alpha=20°$

图中左侧为俯视图,右侧为仰视图。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往上偏转,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 的结果表述一致,攻角越大,有/无喷流状态的升力系数差值越大。

4　结　论

1) 数值模拟结果表现出良好的网格收敛性。

2) 数值模拟结果与试验结果对比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。

3) 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;相同偏转角度下,在攻角 5~25°变化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% 到 6.0% 变化不大。

4) 本文仅模拟了与试验相同总温总压的冷空气喷流,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, Virginia: 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, Virginia: 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. 2.4m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, QING Jianhua. Turbine powered simulator security monitor system in 2.4m 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 Xunnina, 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 vectoring thrust test technology in low-speed wind tunnel [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2014, 28(6): 92-97. (in Chinese)

[11] 肖中云, 江雄, 牟斌, 等. 流体推力矢量技术研究综述[J]. 实验流体力学, 2017, 31(4): 8-15.
XIAO Zhongyun, JIANG Xiong, MOU Bin, et al. Advances influidic thrust vectoring technique research[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2017, 31(4): 8-15. (in Chinese)

[12] 王海峰. 战斗机推力矢量关键技术及应用展望[J]. 航空学报, 2020, 41(6): 524057.
WANG Haifeng. Key technologies and future applications of thrust vectoring on fighter aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(6): 524057. (in Chinese)

[13] 李伟, 王运涛, 洪俊武, 等. 采用TRIP3.0模拟CHN-T1模型气动特性[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(2): 272-279.
LI Wei, WANG Yuntao, HONG Junwu, et al. Aerodynamic characteristics simulation of CHN-T1model with TRIP3.0[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(2): 272-279. (in Chinese)

[14] VAN LEER B. Towards the ultimate conservative difference scheme. II. Monotonicity and conservation combined in a second-order scheme [J]. Journal of Computational Physics, 1974, 14(4): 361-370.

[15] YOON S, JAMESON A. Lower-upper symmetric-Gauss-seidel method for the Euler and Navier-Stokes equations [J]. AIAA Journal, 1988, 26(9): 1025-1026.

(编辑:丛艳娟)