

凝结相变对低温风洞雷诺数试验的影响

孙 皖¹, 徐 涛¹, 刘秀芳², 侯 予²

(1. 重庆大学 低品位能源利用技术及系统教育部重点实验室, 重庆 400044;

2. 西安交通大学 能源与动力工程学院, 西安 710049)

摘 要: 为了研究凝结相变对低温风洞雷诺数试验能力的影响,基于 Fluent 软件建立了气-液两相凝结流动模型,相变模型采用考虑非等温效应修正的经典成核理论和 Gyarmathy 液滴生长理论;针对不同来流压力和不同试验雷诺数工况条件,对氮气绕流 NACA 0012 翼型进行了数值模拟。模拟结果表明:随着来流温度的降低,翼型附近区域气体膨胀越过气态饱和线并达到过冷状态,进一步降低来流温度则会在宏观层面上观测到凝结相变对当地流场的改变,与无凝结相变的流场相比,释放的潜热加热气流导致马赫数降低及压力系数的改变;在确保不破坏翼型气动性能试验的前提下,充分利用气体过冷区域来降低来流压力以此减少驱动功率和液氮喷入量是可行的,或者保持来流压力不变提升低温风洞的试验雷诺数。

关 键 词: 低温风洞; 凝结相变; 雷诺数试验; 来流温度; 来流压力; 气体过冷; 压力系数

中图分类号: V211.74

文献标志码: A

Effect of condensation phase transient on Reynold number test for cryogenic wind tunnel

SUN Wan¹, XU Tao¹, LIU Xiufang², HOU Yu²

(1. Key Laboratory of Low-Grade Energy Utilization Technologies and System, Ministry of Education, Chongqing University, Chongqing 400044, China;

2. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: In order to investigate the condensation effect on Reynold number test for the cryogenic wind tunnel, a two-phase condensing flow model was established based on the Fluent software. The classic nucleation theory considering the non-isothermal effect and Gyarmathy droplet growth theory were employed for the prediction of spontaneous condensation. Under varying inflow pressures and testing Reynold numbers, the numerical simulations of nitrogen flowing around the NACA 0012 airfoil were carried out. The simulation results showed that the decrease of incoming flow temperature resulted in rapid expansion and the gas supercooled state at region near the airfoil surface. With further reduction of the incoming flow temperature, significant change of local flow fields affected by condensation was observed at a macroscopic level. The release of latent heat heated up the nitrogen flow and thus resulted in a deceleration of Mach number and a deviation of pressure coefficient in comparison

收稿日期: 2020-02-23

基金项目: 国家自然科学基金青年基金(51706025); 重庆市自然科学基金(cstc2019jcyj-msxmX0494)

作者简介: 孙皖(1988—),男,副教授、硕士生导师,博士,主要从事低温风洞跨声速流动、低温两相流研究。

E-mail:sunwan@cqu.edu.cn

引用格式: 孙皖,徐涛,刘秀芳,等. 凝结相变对低温风洞雷诺数试验的影响[J]. 航空动力学报,2020,35(9):1893-1899. SUN Wan, XU Tao, LIU Xiufang, et al. Effect of condensation phase transient on Reynold number test for cryogenic wind tunnel[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(9): 1893-1899.

with the case without condensation. Without destroying the airfoil aerodynamic performance test, it was feasible to make full use of gas supercooling for reducing the incoming flow pressure, which also meant few cost of driving power and liquid nitrogen injection. Alternatively, keeping the incoming flow pressure constant increased the testing Reynold number of the cryogenic wind tunnel.

Key words: cryogenic wind tunnel; condensation phase transient;
Reynold number test; incoming flow temperature;
incoming flow pressure; gas supercooling; pressure coefficient

风洞是利用可控制气流对飞行器气体动力学性能进行模拟的试验设备。随着大型运输机和高速飞行器的发展,出现了尖峰、平顶、超临界等先进机翼,跨声速飞行时翼型气动特性对雷诺数十分敏感,尤其是影响经济性的阻力特性和影响安全性的最大升力系数;且雷诺数效应具有广泛性、非线性和复杂性等特点,传统方法无法满足研制需求,这就对风洞全尺寸雷诺数试验提出了新挑战^[1]。从模型准确性、平衡、负载、造价和运行成本等综合方面考虑,降低风洞气流温度被认为是提高试验雷诺数的最佳方案^[2-3]。在模型尺寸和总压不变时,若将风洞总温由 322 K 降至 100 K,雷诺数可提高 5~6 倍,驱动功率降低 44%;在相同雷诺数下,低温风洞尺寸可比常规风洞减小 5 倍^[4]。

考虑大空间内大流量条件下气体降温需要,低温风洞通常采用液氮喷雾方式冷却^[5-7],气化后的氮气作为试验介质,且氮气与空气物性最为接近。气流温度越低雷诺数提升越明显,所以为了最大提升雷诺数冷却后气流温度通常接近液氮温度,如此低温的气流经过喷管或机翼模型时由于膨胀降温极易引起凝结问题,从而破坏气动性能试验相似准则的有效性^[8]。纯净气体膨胀降温至凝结是一个复杂的高过冷状态非平衡相变过程,其凝结机理是发生在纳米量级上的传热传质过程^[9]。目前国内外对于高速流动下自发凝结现象研究主要集中在蒸汽涡轮^[10-11]和超声速旋转分离技术领域^[12-13],而对于低温氮气自发凝结两相流动问题的理论与试验研究还比较少,尤其是机翼绕流方式的自发凝结。Wegener^[14]对超声速喷管内氮气的成核理论和 Wilson 点试验数据进行了总结分析;计光华^[15]结合氮气 Wilson 点试验针对指定工况探讨了风洞温度等级的选择;孙皖等^[16]则评估了采用不同成核模型对拉瓦尔喷管内氮气自发凝结流动预测的准确性。

本文针对低温风洞雷诺数试验时可能会遇到的凝结相变问题,考虑成核和液滴生长过程,构建

了气-液两相凝结流动模型,完成了不同来流温度和不同来流压力条件下低温氮气绕流机翼的数值模拟,基于翼型附近液相质量分数和气体过冷度等流场参数分析,研究了凝结相变对马赫数和翼型表面压力系数等气动性能参数的影响,为大型跨声速低温风洞实现高雷诺数试验有效运行提供理论依据。

1 数学模型

1.1 控制方程

基于 Fluent 软件,构建了气-液两相凝结流动模型,考虑到高速膨胀过程中自发凝结形成的液滴直径很小,认为气体和液滴之间的速度为无滑移条件,且忽略液滴内部的导热热阻,认为液滴温度等于饱和温度;因此混合相连续与动量控制方程,以及气相和液相能量控制方程分别为

$$\frac{\partial \rho_m}{\partial t} + \frac{\partial (\rho_m u_i)}{\partial x_i} = 0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial (\rho_m u_j)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho_m u_i u_j)}{\partial x_i} = - \frac{\partial p}{\partial x_j} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_i} \tag{2}$$

$$\begin{aligned} &\frac{\partial \varphi_g (\rho_g h_{0,g} - p)}{\partial t} + \frac{\partial (\varphi_g \rho_g u_i h_{0,g})}{\partial x_i} = \\ &\frac{\partial}{\partial x_i} \left(\varphi_g \lambda_g \frac{\partial T_g}{\partial x_i} \right) + \frac{\partial (\varphi_g u_j \tau_{ij})}{\partial x_i} - S_{\text{mass}} h_{0,g} + S_e \end{aligned} \tag{3}$$

$$T_d = T_{\text{sat}} \tag{4}$$

式中下标 m、g 和 d 分别表示气液混合物、气相和液滴相; ρ 为密度(kg/m^3); u_i 和 u_j 为速度张量的分量(m/s); τ_{ij} 为切应力张量的分量; $h_{0,g}$ 为气相滞止比焓值(J/kg); φ_g 为气相体积分; λ_g 为气相热导率($\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$); T_d 和 T_{sat} 为液滴温度和饱和温度(K); S_{mass} 为凝结相变引起的质量交换源项($\text{kg}/(\text{m}^3 \cdot \text{s})$); S_e 为能量方程源项,等于质量源项与凝结潜热的乘积(W/m^3)。

为了使求解方程封闭,还需构建额外的液相

质量分数 w 和液滴数密度 η (单位: 个/ m^3) 两个控制方程

$$\frac{\partial(\rho_m w)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho_m u_i w)}{\partial x_i} = S_{\text{mass}} \quad (5)$$

$$\frac{\partial(\rho_m \eta)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho_m u_i \eta)}{\partial x_i} = \rho_m J \quad (6)$$

式中 J 为成核率, 定义为单位时间单位体积内过冷气体分子形成凝结核心的个数, 单位为 $(\text{m}^3 \cdot \text{s})^{-1}$ 由成核率模型控制。

1.2 相变模型

气液两相间的质量交换源项 S_{mass} 可以分为两部分, 第一项为由于凝结核心产生引起的质量传递, 第二项为由于在凝结核心基础上液滴生长引起的质量传递, 两部分分别由成核模型和液滴生长模型来控制。两者分别采用非等温修正成核模型^[17] 和 Gyarmathy 液滴生长模型^[18]

$$J = \frac{q_c}{1 + \nu} \cdot \frac{\rho_g^2}{\rho_d} \sqrt{\frac{2\sigma}{\pi m_1^3}} \exp \left\{ -\frac{16}{3} \cdot \frac{\pi \sigma^3 (v^d)^2}{(k_B T_g)^2 \left[\ln \left(\frac{p}{p_{\text{sat}}} \right) \right]^2} \right\} \quad (7)$$

$$\frac{dr}{dt} = \frac{\lambda_g}{\rho_d r} \cdot \frac{1}{1 + 3.18 \cdot Kn} \cdot \frac{(T_d - T_g)}{h_{\text{gd}}} \quad (8)$$

式中 q_c 为凝结系数; ν 为非等温效应因子; σ 为表面张力 ($\text{N} \cdot \text{m}$); m_1 为单个分子的质量 (kg); v^d 为单个分子的体积 (m^3); k_B 为玻耳兹曼常数, $1.3806488 \times 10^{-23}$ (J/K); p 为当地压力 (Pa); p_{sat} 为气体当地温度对应的饱和压力 (Pa); dr/dt 为液滴生长率 (m/s); r 为液滴半径 (m); Kn 为克努森数; h_{gd} 为凝结潜热 (J/kg)。因此, 质量交换源项和由质量交换引起的气相能量方程中的源项为

$$S_{\text{mass}} = m^* \alpha_g J + \rho_d \frac{3\alpha_d}{r} \cdot \frac{dr}{dt} \quad (9)$$

$$S_e = S_{\text{mass}} \cdot h_{\text{gd}} \quad (10)$$

1.3 湍流模型和气体状态方程

湍流计算采用 Spalart-Allmaras 单方程湍流数学模型, 由于其可以很好地解决具有逆压梯度的边界层流动性问题, 因此广泛应用于航空航天领域空气动力学数值计算案例中^[19]; 跨声速低温风洞试验以气化后的纯氮气为工作介质, 其气体状态方程采用理想气体状态方程, 密度、热导率、动力黏度等参数由 NIST (National Institute of Standards and Technology) 查询通过 Fluent UDF (user defined function) 定义。

2 求解计算

2.1 网格划分

如图 1 所示, NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) 0012 翼型的弦长 b 为 0.137 m , 计算区域大小为: 上游入口位于机翼前缘弦长处 $15b$, 下游出口位于机翼后缘处 $20b$, 在 ICEM (integrated computer engineering and manufacturing code) 中采用结构化网格进行二维网格划分, 翼型壁面附近进行网格加密, 构建了三种尺寸的网格进行网格无关性验证, 根据图 1(c), 其中横坐标 x/b 代表机翼型线归一化坐标, 纵坐标为压力系数 C_p , 最终选则网格 B 开展数值模拟工作, 其网格数量为 203 000。

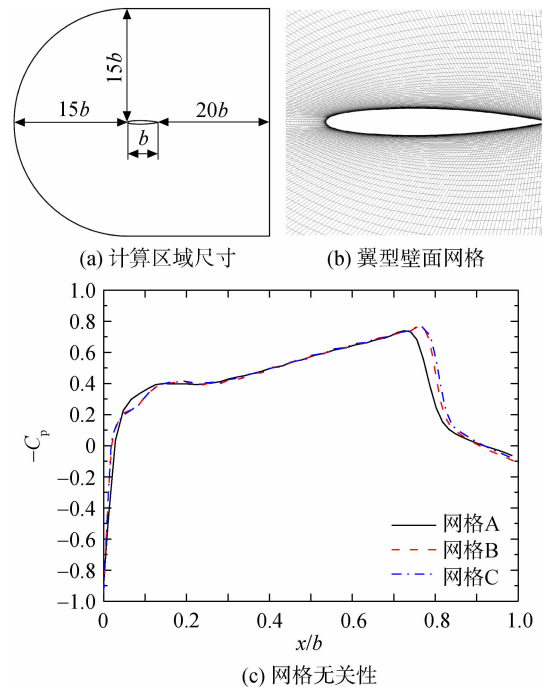


图 1 网格划分及网格无关性验证
Fig. 1 Mesh generation and mesh independence

2.2 边界条件

边界条件采用压力进口和压力出口边界条件, 模拟区域上下壁面和翼型表面设置为壁面边界条件。参考美国 NASA 兰利中心基于 0.3 m 小型跨声速低温风洞研究中试验工况^[20], 模拟计算选取了相同来流压力的两组工况和相同试验雷诺数的三组工况, 且选取工况中流场最低气流温度均高于氮气三相点温度 (63.15 K), 因此不涉及结晶问题。各工况来流总压 p_0 , 来流总温 T_0 , 来流静压 p_∞ , 来流马赫数 Ma_∞ 及试验雷诺数 Re 如表 1 所示。

表 1 计算工况
Table 1 Calculation conditions

编号	p_0/MPa	T_0/K	p_∞/MPa	Ma_∞	$Re/10^6$
44	0.5066	112.5	0.3146	0.854	38.5
49	0.3962	97.1	0.2463	0.853	37.6
51	0.3759	93.9	0.2327	0.857	37.5
67	0.5056	102.5	0.3126	0.858	43.9

2.3 求解设定

基于 Fluent 软件压力基 Coupled 算法进行稳态求解计算,控制方程采用 2 阶迎风离散格式,先求解压力、速度和能量方程并将结果作为初场,再开启相变模型,耦合求解液相质量分数和液滴数目密度方程,迭代残差设定为 10^{-4} 。

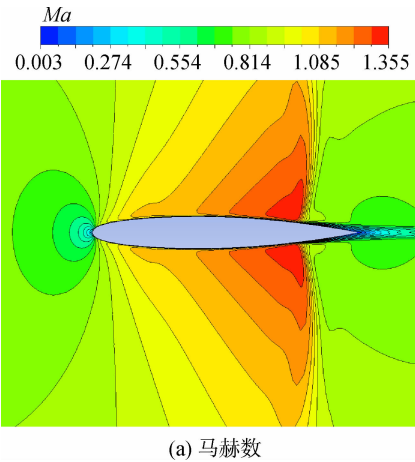
3 模拟结果

3.1 相同试验雷诺数的模拟结果

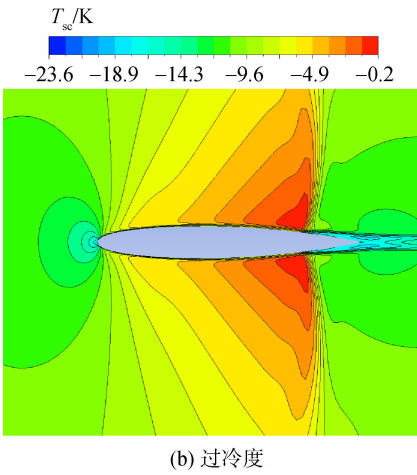
在可以提供相同试验雷诺数能力的前提下,随着气流来流压力和温度的降低,低温风洞喷入的液氮量和驱动功率将会大幅下降。但另一方面,气流温度的降低会引起自发凝结相变的发生,这可能会破坏翼型气动性能试验的有效性。

图 2 为工况 44 中模拟所得翼型附近马赫数 Ma 和气体过冷度云图,其中过冷度 T_{sc} 定义为当地压力下气体对应饱和温度和气体当地温度之差,该工况来流总温为 112.5 K,由图可以看出,在最大当地马赫数区域即对应的最低气流温度区域,其过冷度仍为负值,这表明在来流温度较高的条件下,气流流经翼型表面时未发生凝结相变。

随着来流温度的降低,气流在流经翼型表面时发生快速压降和温降,则会在翼型附近低温区域发生凝结伴随有液滴的产生,如图 3 所示;而随

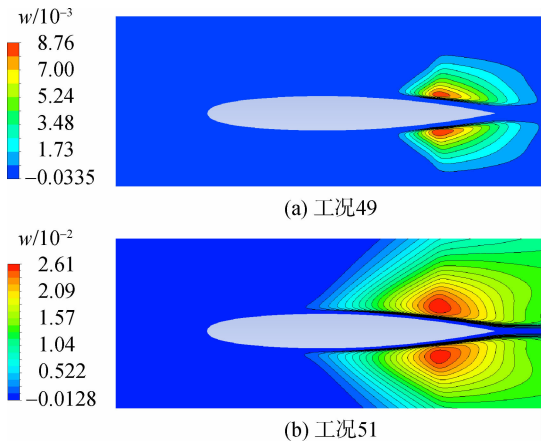


(a) 马赫数

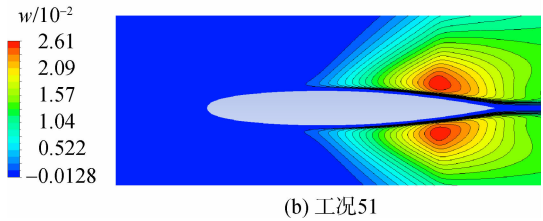


(b) 过冷度

图 2 马赫数和过冷度云图(工况 44)
Fig. 2 Contours of Mach number and supercooled degree (case 44)



(a) 工况49



(b) 工况51

图 3 液相质量分数云图
Fig. 3 Contours of liquid mass fraction

着液滴量增加到一定程度(工况 51),则可以在宏观层面上观测到凝结相变对低温风洞中流场的影响;首先相变释放的潜热加热气流,使得翼型表面的气体温度升高(即过冷度降低,如图 4 所示);气体在翼型表面的膨胀过程受到抑制,进而马赫数也随之显著降低,如图 5 所示。

流场的改变最终会影响翼型气动性能测试结果,如图 6 所示为 3 种工况下翼型表面压力系数对比,可以看出,与无凝结发生的工况 44 相比,工况 49 则由于凝结产生的液滴量较小,其对压力系数的影响则非常小;而工况 51 中液滴量的增加对翼型的压力系数具有显著改变,压力系数的改变代表着翼型气动性能的改变,基于数值模拟结果,采用面积积分求解出翼型的阻力系数由工况 44 的 0.027 16 变为工况 51 的 0.025 14,减小了 7.44%。

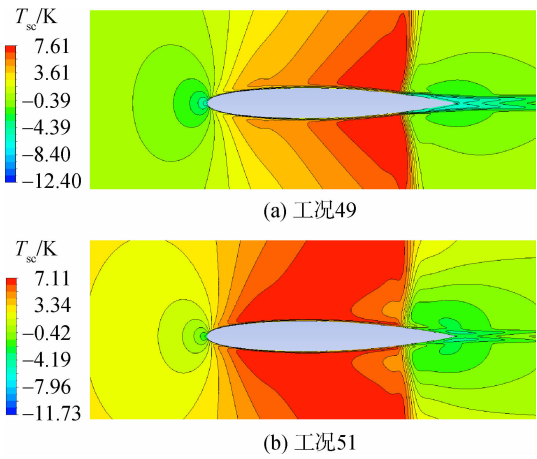


图 4 气体过冷度云图

Fig. 4 Contours of gas supercooled degree

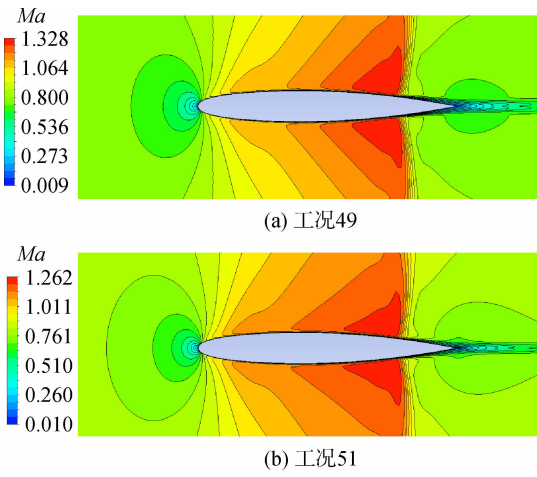


图 5 马赫数数云图

Fig. 5 Contours of Mach number

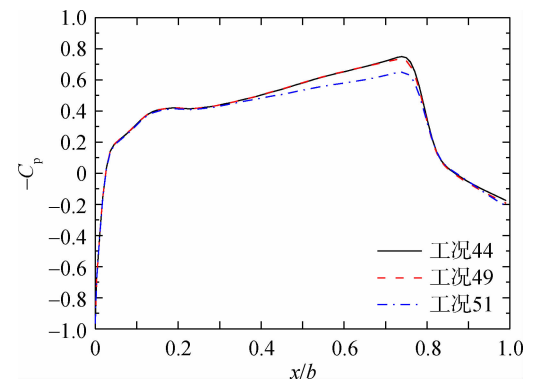


图 6 压力系数对比(工况 44、工况 49、工况 51)

Fig. 6 Comparison of pressure coefficient
(case 44, case 49, case 51)

3.2 相同来流压力的模拟结果

对比工况 44 和工况 49 可知,在低温风洞获得相同试验雷诺数能力的条件下,来流压力可以降低 21.8% 仍能保证翼型气动性能试验不受凝

结相变的破坏。从另一个角度来看,在相同来流压力条件下,充分利用气体过冷区域则可大幅提升试验雷诺数。如图 7 所示为工况 67 模拟所得的马赫数和过冷度云图,相比于工况 44,其总压基本一致,但进口温度降低 10 K,此时翼型附近气体最低温度越过饱和线,最大过冷度可以达到 7.24 K,而对流动马赫数无明显影响;同时如图 8

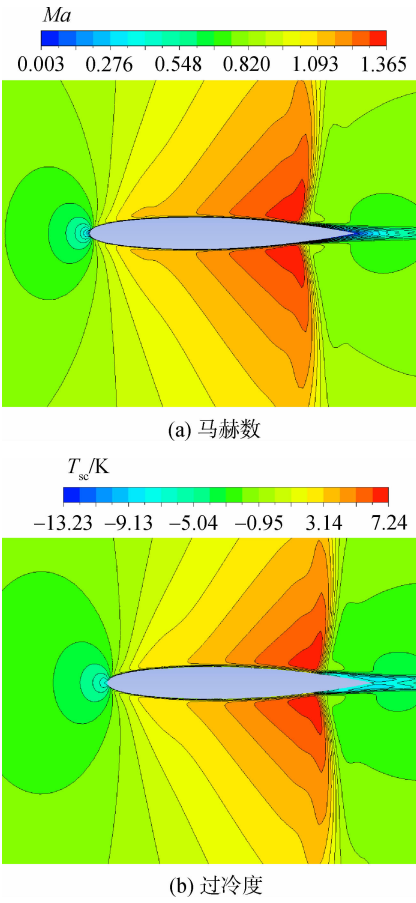


图 7 马赫数和过冷度云图(工况 67)

Fig. 7 Contours of Mach number and supercooled degree (case 67)

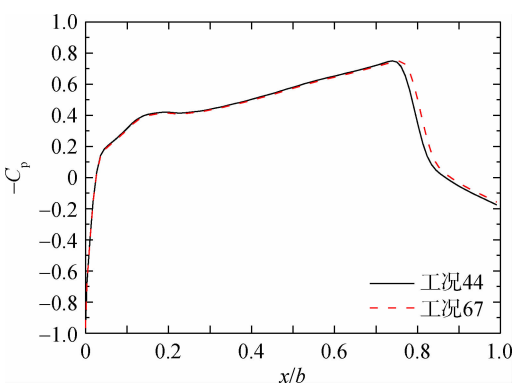


图 8 压力系数对比(工况 44、工况 67)

Fig. 8 Comparison of pressure coefficient
(case 44, case 67)

所示,翼型表面的压力系数也未有显著改变。试验雷诺数则由工况 44 的 3.85×10^7 提升至 4.39×10^7 , 增加 14% 左右。

4 结 论

本文基于 NACA 0012 翼型,通过数值模拟方法研究了凝结相变对低温风洞试验雷诺数模拟能力的影响,得出如下结论:

1) 在低温风洞试验中,由于氮气流经翼型表面膨胀降温可能会发生凝结相变,而只有当气流温度达到较大过冷度时,凝结相变才会显著影响翼型表面附近的流场,即释放的潜热加热气流抑制气体的膨胀过程,使得马赫数降低和压力系数偏离,进而影响试验雷诺数模拟的有效性。

2) 在获得相同试验雷诺数的条件下,充分利用气体过冷区域,适当降低来流总压仍能保证翼型气动性能试验不受凝结相变的破坏,进而可以减少驱动功率和液氮喷入量并提高低温风洞的经济性。

3) 在保持相同来流压力不变条件下,充分利用气体过冷区域,适当降低来流温度则可以使试验雷诺数得到大幅提升。

参考文献:

[1] 廖达雄,黄知龙,陈振华,等. 大型低温高雷诺数风洞及其关键技术综述[J]. 实验流体力学,2014,28(2):1-6,20.
LIAO Daxiong, HUANG Zhilong, CHEN Zhenhua, et al. Review on large-scale cryogenic wind tunnel and key technologies[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2014,28(2):1-6,20. (in Chinese)

[2] GOODYER M J, KILGORE R A. High-Reynolds-number cryogenic wind tunnel[J]. AIAA Journal, 1973, 11(5): 613-619.

[3] KILGORE R A. Evolution and development of cryogenic wind tunnels[C]// Proceedings of the 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, France; AIAA, 2005:45701-45712.

[4] 刘政崇. 高低速风洞气动与结构设计[M]. 北京:国防工业出版社,2003.

[5] 薛绒,阮一晓,赖欢,等. 低温风洞大空间液氮喷雾冷却数值模拟分析[J]. 低温工程,2019(1):35-40.
XUE Rong, RUAN Yixiao, LAI Huan, et al. Numerical simulation of liquid nitrogen spray cooling in cryogenic wind tunnel[J]. Cryogenics,2019(1):35-40. (in Chinese)

[6] 张蓓乐,陈小砖,薛绒,等. 采用液氮喷雾技术的低温环路结构模拟系统研究[J]. 西安交通大学学报,2019,53(5): 109-114.

ZHANG Beile, CHEN Xiaozhuan, XUE Rong, et al. Study on the low-temperature air loop simulation system based on liquid nitrogen spray technology[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University,2019,53(5):109-114. (in Chinese)

[7] 周廷波,高超,张正科,等. NF-6 风洞喷液氮降温系统研制[J]. 航空动力学报,2018,33(2):327-337.
ZHOU Tingbo, GAO Chao, ZHANG Zhengke, et al. Development of liquid nitrogen injection cooling system of NF-6 wind tunnel[J]. Journal of Aerospace Power,2018, 33(2):327-337. (in Chinese)

[8] JOHN G, JÜRGEN Q. A short history of the european transonic wind tunnel ETW[J]. Progress in Aerospace Sciences,2011,47(5):319-368.

[9] KALIKMANOVK V I. Nucleation theory [M]. New York; Springer,2013.

[10] 韩中合,韩旭,李恒凡. 叶栅通道内湿蒸汽非平衡凝结流动的数值模拟[J]. 化工学报,2016,67(5):1806-1813.
HAN Zhonghe, HAN Xu, LI Hengfan. Numerical simulation of wet steam non-equilibrium condensing flow in cascade passage[J]. CIESC (Chemical Industry and Engineering Society of China) Journal,2016,67(5):1806-1813. (in Chinese)

[11] NOORI RAGUM ABADI S M A, AHMADPOUT A, ABADI S M N R, et al. CFD-based shape optimization of steam turbine blade cascade in transonic two phase flows [J]. Applied Thermal Engineering,2017,112:1575-1589.

[12] 杨文,曹学文,徐晓婷,等. 高速膨胀天然气凝结流动特性[J]. 石油学报(石油加工),2016,32(1):73-81.
YANG Wen, CAO Xuewen, XU Xiaoting, et al. Flow and condensation characteristics of natural gas with high speed expansion[J]. Acta Petrolei Sinica (Petroleum Processing Section),2016,32(1):73-81. (in Chinese)

[13] JIANG Wenming, BIAN Jiang, LIU Yang, et al. Investigation of flow characteristics and the condensation mechanism of ternary mixture in a supersonic nozzle[J]. Journal of Natural Gas Science and Engineering, 2016, 34: 1054-1061.

[14] WEGENER P P. Nucleation of nitrogen: experiment and theory[J]. Journal of Physical Chemistry,1987,91:2479-2481.

[15] 计光华. 液氮在低温风洞中的应用[J]. 低温与特气,1989(4):31-35.
JI Guanghua. The application of liquid nitrogen in cryogenic wind tunnel[J]. Low Temperature and Specialty Gases, 1989(4):31-35. (in Chinese)

[16] SUN Wan, NIU Lu, CHEN Shuangtao, et al. Numerical investigation of nitrogen spontaneous condensation flow in cryogenic nozzles using varying nucleation theories[J]. Cryogenics,2015,68:19-29.

[17] KANTROWITZ A. Nucleation in very rapid vapor expansions[J]. Journal of Chemical Physics,1951,19(9):1097-

1100.

[18]

GYARMATHY V G. Grundlagen einer theorie der nass-dampfturbine [D]. Zürich, Switzerland: Eidgenössische Technische Hochschule (ETH) Zürich,,1962.

[19]

史亚云,白俊强,华俊,等. 基于放大因子与 Spalart-Allmaras 湍流模型的转捩预测[J]. 航空动力学报,2015,30(7): 1670-1677.

[20]

HALL R M,RAY E J. Investigation of minimum operating temperatures for cryogenic wind tunnels[J]. Journal of Aircraft,1977,14(6):560-564.

SHI Yayun, BAI Junqiang, HUA Jun, et al. Transition prediction based on amplification factor and Spalart-Allmaras turbulence model[J]. Journal of Aerospace Power, 2015,30(7):1670-1677. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)