

低温跨声速风洞设计中的真实气体效应研究*

黄知龙^{1,2}, 王宁², 史志伟¹, 廖达雄²

(1. 南京航空航天大学航空学院, 江苏南京 210016;

2. 中国空气动力研究与发展中心设备设计与测试技术研究所, 四川绵阳 621000)

摘要:风洞以低温气体为介质运行时,气体会表现出热力和热值的不完全,风洞回路气体流动参数计算需要考虑低温真实气体效应。计算给出了氮气介质在温度 100 ~ 323 K、压力 100 ~ 450 kPa 范围压缩性因子和比热比的变化规律,并通过将等熵膨胀系数引入一维完全气体流动方程,发展了低温跨声速风洞气流流动参数计算分析模型,获得了跨声速风洞高速运行时气流液化温度和压力的组合边界包络线。对比分析结果表明:在低温跨声速风洞的运行压力(115 ~ 450 kPa)和温度(110 ~ 323 K)范围内,基于等熵膨胀系数计算得到的气体流动状态参数的理论计算值与气体真实物理解的偏差小于 1%,完全可满足低温跨声速风洞工程设计需求。

关键词:真实气体效应;低温风洞;工程设计;跨声速风洞;等熵流动

中图分类号:V211.7 文献标志码:A 开放科学(资源服务)标识码(OSID):

文章编号:1001-2486(2023)01-110-07



听语音
与作者互动
聊科研

Real-gas effects research associated with cryogenic transonic wind tunnel

HUANG Zhilong^{1,2}, WANG Ning², SHI Zhiwei¹, LIAO Daxiong²

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Facility Design and Instrumentation Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: The thermodynamic and calorific of the gas in wind tunnel will be imperfect when the wind tunnel operates under cryogenic temperature. In this case, the real gas effects should be considered for calculating flow parameters. The change laws of the compressibility factor and specific heat ratio for nitrogen gas under the ranges of pressures (100 ~ 450 kPa) and temperatures (100 ~ 323 K) were presented. By introducing the isentropic expansion coefficient into one-dimensional perfect gas flow equations, the computational analysis model for cryogenic wind tunnel flow parameters was developed, and the operating envelope of transonic wind tunnel considering the gas liquefaction temperature and pressure under high speed was obtained. The analysis results show that for the ranges of pressures (115 ~ 450 kPa) and temperatures (110 ~ 323 K) that cover the range of operation of transonic cryogenic wind tunnel, the maximum deviation of the various isentropic parameters from the ideal values is about 1% or less, and this deviation would be insignificant for the aerodynamic designing of the cryogenic transonic wind tunnel.

Keywords: real gas effects; cryogenic wind tunnel; engineering design; transonic wind tunnel; isentropic flow

雷诺数的变化主要影响边界层发展和转捩、边界层分离、旋涡流动、激波/边界层干扰、激波/旋涡干扰、底部流动与尾迹、黏性横流等黏性起支配作用的流动^[1-4]。由于雷诺数效应的非线性和复杂性,理论和计算流体动力学方法都难以有效预测^[5-7]。Kilgore 等学者认为低温风洞是设计先进飞行器、应对激烈市场竞争的重要工具^[8-9]。降低试验介质的气流温度目前被认为是提高风洞试验雷诺数最有效的技术途径^[10-12]。当气体温

度降低时,气流密度增大,黏性系数降低。试验气流温度从 50 °C 降低到 -173 °C 时,模型试验雷诺数提高 5 倍^[13-15],且速压可保持不变。

低温风洞要求作为运行介质气体的温度在 110 ~ 320 K 范围,气体处于该低温段范围时会出现真实气体效应,其状态不满足完全气体假设。与完全气体相比,低温真实气体效应对风洞洞体回路气动特性的影响是低温风洞气动设计中所不可避免的问题。

* 收稿日期:2021-01-31

基金项目:空气动力学国家重点实验室基金资助项目(JBKY17040403)

作者简介:黄知龙(1976—),男,湖北潜江人,博士研究生,E-mail:huangz401@163.com;

廖达雄(通信作者),男,浙江衢州人,研究员,硕士,博士生导师,E-mail:Liaodaxiong@sohu.com

描述低温真实气体最精确的状态方程是以级数形式表达的维里方程,但维里方程过于复杂。三次方程中的 ARK 方程应用广泛^[16-17]。Jacobsen 等研究了氮气从液化温度到 2 000 K、压力到 1 000 MPa 下的热力学特性^[18]。上海交通大学李军进行了低温下真实与完全气体状态方程的热物性比较^[19]。中国科学院理化技术研究所柯长磊等针对低温透平膨胀机数值模拟指出完全气体物性库与实际气体物性库的流动结果存在一定偏差^[20]。曹学文等针对天然气领域高速膨胀液化装置设计中的真实气体效应开展了研究分析^[21-24]。中国空气动力研究与发展中心的江雄等开展了低温增压真实气体效应对运输机气动特性影响数值模拟研究^[25]。然而,国内外鲜有报道在低温风洞设计领域的真实气体影响。

本文针对 0.3 m 低温跨声速风洞的运行温度和压力范围,开展了低温真实气体下的风洞流动参数计算分析研究,以此为基础获得了低温风洞运行温度、总压、马赫数、雷诺数等组合性能包络线。获得的研究结果为该低温风洞总体方案设计和性能评估奠定了技术基础。同时,文中开展的相关分析和得到的初步结论与风洞的具体尺寸无关,因此同样适用于其他尺寸低温风洞的性能计算分析。

1 研究设备简介

0.3 m 低温风洞是中国空气动力研究与发展中心自主设计建设的国内首座低温跨声速风洞,已于 2015 年 7 月建成。该低温风洞通过向洞体内喷入液氮汽化吸热实现低温运行,以两级低温轴流压缩机为动力驱动洞体回路内气体运行。试验段横截面尺寸为 0.325 m(宽)×0.275 m(高),马赫数范围 0.15~1.30,运行总温范围 110~323 K,运行总压范围 115~450 kPa,单位长度雷诺数模拟试验能力 $2.33 \times 10^8/\text{m}$ 。该风洞实现的马赫数控制精度优于 0.005,总压控制精度优于 0.1%,温度控制精度优于 0.1 K,总体性能达到国军标先进指标(GJB 1179A—2012)。

2 压缩性因子和比热比

2.1 压缩性因子

对于非完全气体,压缩性因子 Z 反映了热力非完全特性,是气体温度和压力的函数,多项式计算表达式为:

$$Z = \frac{P}{\rho \cdot R \cdot T} = 1 + B \cdot \left(\frac{P}{101\,325} \right) + C \cdot \left(\frac{P}{101\,325} \right)^2 \quad (1)$$

式中: P 为压力,单位 Pa; T 为温度,单位 K; ρ 为密度,单位 kg/m^3 ; R 为氮气常数,单位 $\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$;中间变量 B 和 C 通过式(2)计算。

$$\begin{cases} \ln(-B) = \sum_{i=0}^4 b_i T^i \\ \ln(-C) = \sum_{i=0}^4 c_i T^i \end{cases} \quad (2)$$

其中, b_i 和 c_i 取值如下: $b_0 = 1.370$, $b_1 = -8.773 \times 10^{-2}$, $b_2 = 4.703 \times 10^{-4}$, $b_3 = -1.386 \times 10^{-6}$, $b_4 = 1.462 \times 10^{-9}$; $c_0 = 5.521$, $c_1 = -1.986 \times 10^{-1}$, $c_2 = 7.817 \times 10^{-4}$, $c_3 = -1.258 \times 10^{-6}$, $c_4 = 5.333 \times 10^{-10}$ 。

2.2 比热比

对于非完全气体,比热比 γ 反映了气体热量非完全特性,与气体的温度和压力相关,计算表达式为:

$$\gamma = \frac{C_p}{C_v} = 1.4 + B \left(\frac{P}{101\,325} \right) + C \left(\frac{P}{101\,325} \right)^2 \quad (3)$$

式中: C_p 为等压比热; C_v 为等容比热; P 为压力,单位 Pa; B 和 C 通过式(4)计算。

$$\begin{cases} \ln(B) = \sum_{i=0}^4 m_i T^i \\ \ln(C) = \sum_{i=0}^4 n_i T^i \end{cases} \quad (4)$$

其中, m_i 和 n_i 取值如下: $m_0 = 1.867\,99$, $m_1 = -9.521\,87 \times 10^{-2}$, $m_2 = 5.146\,38 \times 10^{-4}$, $m_3 = -1.359\,50 \times 10^{-6}$, $m_4 = 1.316\,76 \times 10^{-9}$; $n_0 = -1.251\,26$, $n_1 = -4.969 \times 10^{-2}$ 。

纯氮气的压缩性因子 Z 随温度和压力变化曲线如图 1 所示。可以看出,随着气体温度的降低和压力增大,压缩性因子 Z 逐渐减小,偏离完全气体标准值 $Z = 1.0$,且温度越低和压力越高时偏差越大。从常温常压下的 $Z = 1.0$ 降至低温增压(100 K、0.45 MPa)时的 $Z = 0.90$,偏离完全气

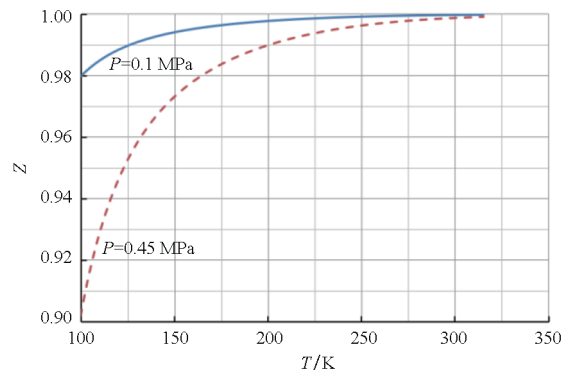


图1 压缩性因子与温度和压力的关系(纯氮气)
Fig.1 Variation of compressible factor with temperature at different pressures (pure nitrogen gas)

体值达到约 10%。

纯氮气比热比 γ 随温度和压力的变化曲线见图 2。可以看出,随着气体温度的降低和压力增加,比热比 γ 逐渐增大,偏离完全气体标准值 $\gamma = 1.4$,且同样是温度越低、压力越高时偏差越大。从常温常压下的 $\gamma = 1.40$ 增大到低温增压(100 K、0.45 MPa)时的 $\gamma = 1.587 5$,偏离完全气体值达到约 13%。

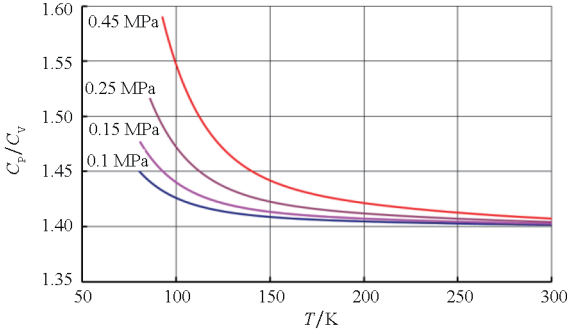


图 2 比热比与温度和压力的关系(纯氮气)

Fig.2 Variation of ratio of specific heat with temperature at different pressures (pure nitrogen gas)

3 等熵膨胀关系

基于完全气体状态方程和能量方程可推导出常用等熵流动总静态参数比方程式如下:

$$\frac{T}{T_1} = \left[1 + \frac{1}{2}(\gamma - 1) \cdot Ma^2 \right]^{-1} \quad (5)$$

$$\frac{P}{P_1} = \left[1 + \frac{1}{2}(\gamma - 1) \cdot Ma^2 \right]^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (6)$$

$$\frac{\rho}{\rho_1} = \left[1 + \frac{1}{2}(\gamma - 1) \cdot Ma^2 \right]^{-\frac{1}{\gamma-1}} \quad (7)$$

若不考虑气体的热力不完全,仅引入气体热值不完全影响,将真实气体的比热比 γ 代入上述总静态比方程组,可得到试验段气流总静态比值与温度的关系曲线如图 3 所示,图中试验段马赫数为 1.0。可以看出,随着介质温度的降低,常用状态参数(密度、压力和温度)的总静态比值相对于常温出现明显偏离,密度比增大,温度比和压力比则减小;温度越低,偏离趋势越显著。气流总温 110 K 时,总静温比值的偏差达到约 4%,这会影 响风洞模型试验测试结果的可靠性。

对于完全气体,等熵膨胀的压力与密度关系满足方程式:

$$P = \rho^\gamma \quad (8)$$

其中指数为比热比 γ ,沿等熵线为常数保持不变。而从图 2 中可以看出,双原子氮气在低温下表现了气体热值不完全性,比热比 γ 随压力和温度发生变化(不再为常数),则上述压力和密度的指数

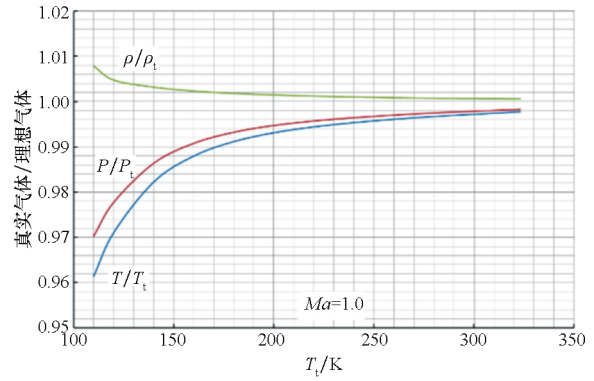


图 3 仅考虑热值不完全时气流参数随温度变化曲线

Fig.3 Variation of flow parameters with temperature only considering incomplete calorific value

方程式(8)也不再成立,以此为基础推导出的方程式(5)~(7)也不再适用。因此,基于完全气体方程得到的低温氮气等熵流动结果则产生了较大的偏差。

研究发现引入一个新的变量(定义为等熵膨胀系数 α)代替比热比 γ ,完全气体方程式(8)在低温真实气体条件下仍成立,则方程式(5)~(7)的形式仍适用,见式(9),这大大简化了风洞内气流流动参数的分析难度。

$$\begin{cases} \frac{T}{T_1} = [1 + 0.5(\alpha - 1) \cdot Ma^2]^{-1} \\ \frac{P}{P_1} = [1 + 0.5(\alpha - 1) \cdot Ma^2]^{-\frac{\alpha}{\alpha-1}} \\ \frac{\rho}{\rho_1} = [1 + 0.5(\alpha - 1) \cdot Ma^2]^{-\frac{1}{\alpha-1}} \end{cases} \quad (9)$$

等熵膨胀系数 α 是比热比 γ 和压缩性因子 Z 的组合函数。等熵膨胀系数 α 由物理方法获取的真实气体等熵流动的压力和密度解代入式(10)确定。

$$\alpha = \frac{\ln(p_1/p_2)}{\ln(\rho_1/\rho_2)} \quad (10)$$

图 4 给出了在气流总温为 110 K 时,不同压力和马赫数下的等熵膨胀系数 α 计算结果。可以看出,在相同气体温度下,等熵膨胀系数 α 的值随着压力的增大和马赫数的增大而略有减小。在 0.3 m 低温风洞的运行温度、压力和马赫数包线内,等熵膨胀系数 α 值介于 1.38 至 1.41 之间。

将风洞在最恶劣工况时(总压 0.5 MPa、总温 110 K)的低温氮气等熵膨胀系数($\alpha \approx 1.385 3$)代入方程式(9),得到基于等熵膨胀系数结果与真实气体解的对比曲线如图 5 所示。可以看出,密度和压力比值基本重合,温度比值略有偏差。两者偏差如图 6 所示,最大偏差也小于 1%,完全可满足工程设计。

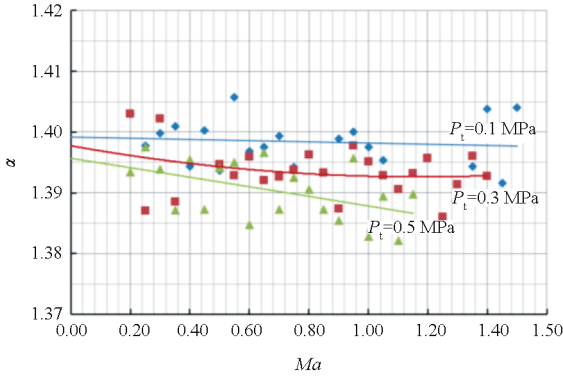


图 4 等熵膨胀系数变化曲线 ($T_0 = 110 \text{ K}$)

Fig. 4 Variation of isentropic parameters ($T_0 = 110 \text{ K}$)

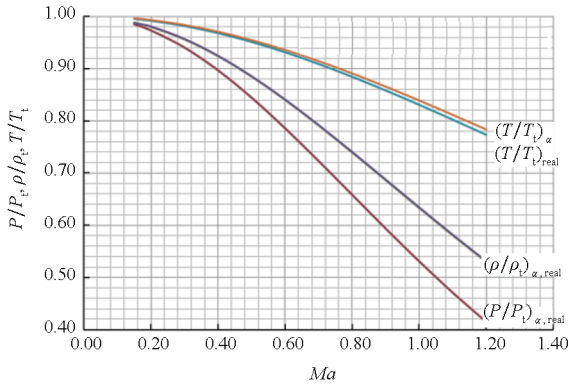


图 5 等熵膨胀系数计算解与真实气体解对比曲线

Fig. 5 Comparison between the results calculated by isentropic parameters and by real gas model

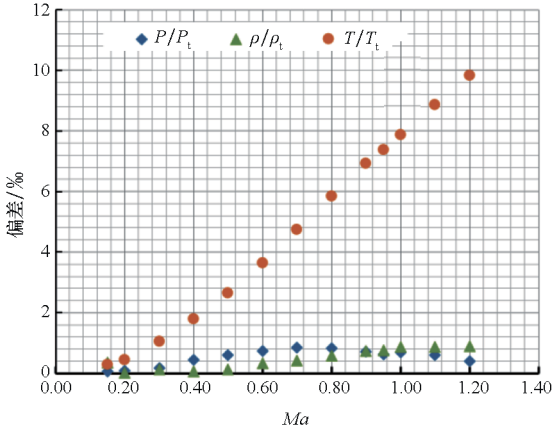


图 6 等熵膨胀系数计算解与真实气体解的偏差

Fig. 6 Deviations between the results calculated by isentropic parameters and by real gas model

4 试验气体液化边界

0.3 m 低温风洞可运行的最低总温由多种因素共同决定。试验气体最有可能在模型局部的低压区首先出现冷凝,因此必须确保在最恶劣的工况条件下模型表面气体不出现液化。假设试验气体为完全气体,其从稳定段经喷管段等熵膨胀至试验段,模型当地静压和风洞稳定段滞止压力的

比值就唯一决定了模型区马赫数。

在大气环境中约 78% 体积为氮气,21% 体积为氧气,二者均为双原子分子,且两者的分子量基本相等。因此,纯氮气与空气的气体物性基本相同。飞行器在环境温度和氮气介质的风洞中开展试验获得的任何测试结果必然与大气环境中的测试结果相同,因此下文计算讨论了风洞以低温氮气或空气为运行介质时的液化边界。

4.1 纯氮气介质试验

氮气的饱和蒸气压和饱和温度的经验关系表达式如式(11)所示,该经验公式可覆盖三相点到临界点之间的温度范围。

$$\ln(P/101\ 325) = N_1/T + N_2 + N_3 \cdot T + N_4 \cdot$$

$$(T_C - T)^{1.95} + N_5 \cdot T^3 + N_6 \cdot T^4 +$$

$$N_7 \cdot T^5 + N_8 \cdot T^6 + N_9 \cdot \ln(T) \quad (11)$$

式中: T_C 为临界点温度,取值 126.20 K; T 为饱和温度,单位 K; P 为饱和压力,单位 Pa; N_i 取值如下:

$$\left\{ \begin{aligned} N_1 &= 0.839\ 440\ 944\ 4 \times 10^4 \\ N_2 &= -0.189\ 004\ 525\ 9 \times 10^4 \\ N_3 &= -0.728\ 222\ 916\ 5 \times 10^1 \\ N_4 &= 0.102\ 285\ 096\ 6 \times 10^{-1} \\ N_5 &= 0.555\ 606\ 382\ 5 \times 10^{-3} \\ N_6 &= -0.594\ 454\ 466\ 2 \times 10^{-5} \\ N_7 &= 0.271\ 543\ 393\ 2 \times 10^{-7} \\ N_8 &= -0.487\ 953\ 590\ 4 \times 10^{-10} \\ N_9 &= 0.509\ 536\ 082\ 4 \times 10^3 \end{aligned} \right.$$

以此得到液氮在三相点至临界点范围下的饱和温度与蒸气压关系曲线见图 7。可以看出,常压 ($1.013\ 25 \times 10^5 \text{ Pa}$) 下氮的饱和温度为 77.347 K (B 点);三相点温度为 63.748 K (A 点),对应的压力为 $0.125\ 34 \times 10^5 \text{ Pa}$;气态临界温度为 126.200 K (C 点),对应压力 $33.994\ 54 \times 10^5 \text{ Pa}$ 。风洞模型的最低运行气流温度决定于该饱和温度与蒸气压的关系曲线。

风洞带模型试验时,由于模型区堵塞度变化,存在局部的气流加速区,试验时应避免在局部高马赫数区域出现气体液化现象。图 8 给出了自由流马赫数 Ma_∞ 与模型表面当地最大马赫数 $Ma_{L,max}$ 的典型关系曲线,局部气流马赫数明显高于自由流。

基于氮气饱和蒸气压关系曲线和模型当地最大马赫数曲线,风洞在不同马赫数和运行总压下的最低允许运行总温可通过方程式组合(9)~

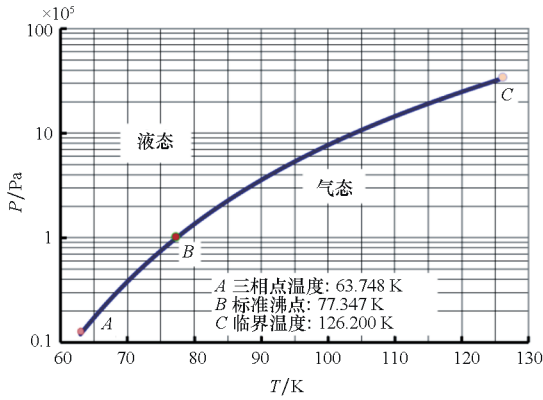


图 7 氮气饱和温度与蒸气压关系曲线

Fig. 7 Relationship between saturation temperature and vapor pressure for nitrogen gas

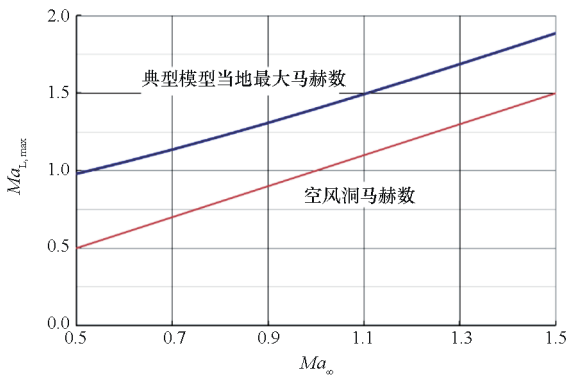


图 8 试验段自由流马赫数与模型当地马赫数关系曲线
Fig. 8 Comparison between free stream Mach number and local Mach number for model

(11) 计算得到。图 9 给出了 0.3 m 低温风洞试验段不同最大马赫数和总压组合所对应的气体总温饱和边界。最大马赫数 $Ma_{L,max}$ 范围从 0.20 至 1.80, 最大总压 500 kPa。由图可以看出, 风洞允许的最低运行总温 $T_{t,min}$ 与试验段最大马赫数 $Ma_{L,max}$ 和风洞运行总压 P_t 均成正比。限制风洞运行参数在此包络线内就可保证不出现试验气体的液化现象。

风洞试验段自由流马赫数 $Ma_\infty = 1.0$ 模型试验时, 气体温度饱和边界与试验雷诺数的关系曲线如图 10 所示。图中设定了 5 种不同的运行总压 P_t 和模型附近 3 种最大当地马赫数 $Ma_{L,max}$ 。可以看出, 对于给定的运行总压, 所能获得的试验雷诺数随着当地马赫数 $Ma_{L,max}$ 的增加而降低, 气体的饱和边界和液化决定于当地的运行温度和压力, 而不是试验段入口的自由流参数。图中当地马赫数涵盖了该风洞自由流为声速时模型表面的最大可能马赫数。因此, 基于试验中模型当地最大马赫数预测值和实测结果, 可确定风洞运行温

度和压力的组合, 以避免因试验气体液化而影响测试数据的质量。

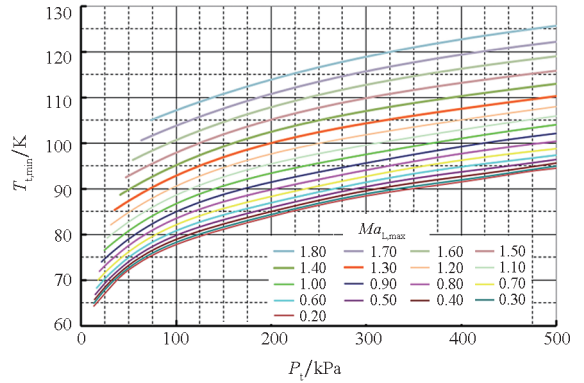


图 9 风洞最低运行总温与当地最大马赫数和滞止压力关系(纯氮气)

Fig. 9 Relationship between lowest total temperature, local Mach number and stagnation pressure of the wind tunnel (pure nitrogen gas)

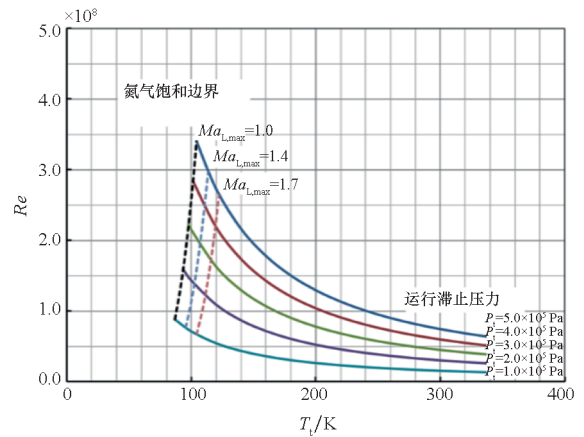


图 10 考虑气体冷凝下的风洞运行雷诺数包络线
Fig. 10 The Reynolds number envelopes of the wind tunnel for considering gas condensation

4.2 标准空气介质试验

对于标准混合空气介质, 在三相点至临界点范围下的饱和温度与蒸气压关系曲线如图 11 所示。可以得到, 空气的三相点温度为 59.75 K, 压力 $0.024\ 32 \times 10^5$ Pa; 气态临界温度 132.63 K, 压力 $37.834\ 76 \times 10^5$ Pa。

与纯氮气介质相同的计算思路, 利用空气饱和蒸气(露点)温度数据(参考 NIST)可以计算得出空气介质允许的风洞最低运行气流总温, 以避免出现气体冷凝, 如图 12 所示。

计算结果覆盖最大当地马赫数达到 1.80, 最大总压 500 kPa。对比纯氮气介质的计算结果可以明显看出, 在相同的压力和马赫数下, 氮气介质时的运行总温可以更低。比如, 在运行总压

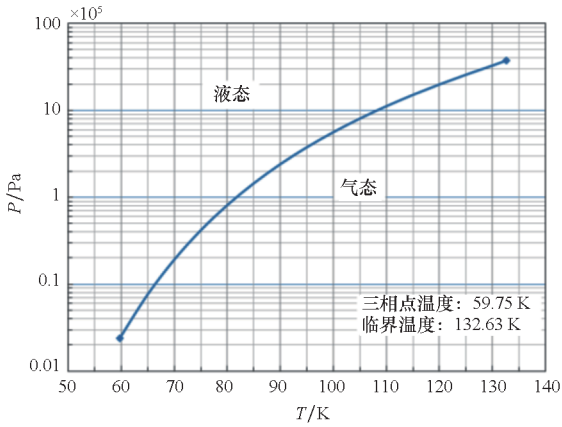


图 11 空气饱和温度与蒸气压关系曲线

Fig. 11 Relationship between saturation temperature and vapor pressure for atmosphere

200 kPa,当地最大马赫数 $Ma = 0.90$ 时,氮气介质的最低允许运行总温为 93.65 K,而空气介质则为 98.85 K。因此,在相同试验模型下采用氮气介质可以获得更高的模型试验雷诺数能力,雷诺数增加约 8.7%。

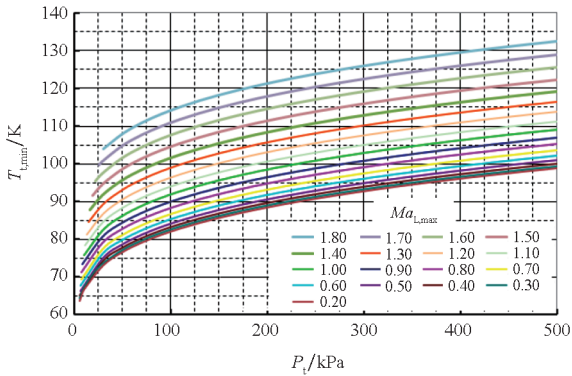


图 12 风洞最低运行总温与当地最大马赫数和滞止压力关系(标准空气)

Fig. 12 Relationship between lowest total temperature, local Mach number and stagnation pressure of the wind tunnel(standard atmosphere)

4.3 空气-氮气混合气体试验

很多情况下,也可通过干燥空气直接掺混液氮进行低温试验,此时试验介质就是空气和氮气的非标准混合气体。为了简化计算分析,假设混合气体就是氮气和氧气,则气体的液化点可通过方程式(12)计算。

$$P = \frac{P_O P_N}{[P_O - (P_O - P_N)F_O]} \times 101\ 325 \quad (12)$$

式中: P 为空气总压,单位 Pa; P_O 为氧的蒸气压,单位 Pa; P_N 为氮的蒸气压,单位 Pa; F_O 为氧在混合气体中的摩尔分数。

混合气体中氧气的摩尔分数 F_O 从 0(纯净氮气)到 0.21(空气)的气体饱和温度与蒸气压关系对比曲线如图 13 所示。一旦确定了不同温度下的饱和蒸气压,利用式(11)和式(12)就可建立最低运行总温与马赫数和压力的关系式。前文中的图 12 和图 9 就是风洞运行介质分别为标准空气和纯氮气两种极限工况下的最低运行温度包络线。

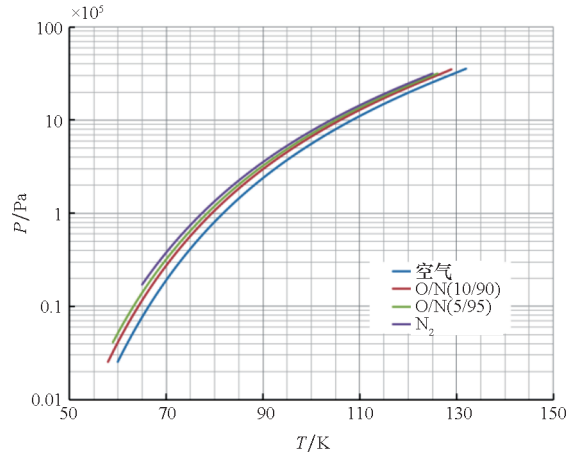


图 13 不同组分气体的饱和温度与蒸气压关系曲线

Fig. 13 Relationship between saturation temperature and vapor pressure in different gases

5 结论

本文系统分析了低温跨声速风洞的真实气体效应,即热力和热量不完全带来的影响,建立了低温风洞流动参数计算模型。主要结论包括:

- 1) 将等熵膨胀系数 α 引入完全气体流动方程可获得满意流动参数计算结果,与真实值的最大偏差小于 1%。
- 2) 计算确定了低温真实气体条件风洞试验段为不同介质时的气体液化边界。
- 3) 低温运行时只考虑试验气体热值不完全时会得到错误流动状态结果,真实气体效应的影响应同时考虑热值和热力的不完全。

参考文献 (References)

[1] WAHLS R. The national transonic facility—a research retrospective [C]//Proceedings of 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2001.

[2] GAO X F, XIE W D, XU W H, et al. A novel wake oscillator model for vortex-induced vibrations prediction of a cylinder considering the influence of Reynolds number [J]. China Ocean Engineering, 2018, 32(2): 132–143.

[3] SHI Z, CHEN J, JIN G. Effects of the Reynolds number on a scale-similarity model of Lagrangian velocity correlations in isotropic turbulent flows [J]. Applied Mathematics and

- Mechanics, 2018, 39(11): 1605–1616.
- [4] FAN Y T, CHENG C, LI W P. Effects of the Reynolds number on the mean skin friction decomposition in turbulent channel flows [J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2019, 40(3): 331–342.
- [5] LOVING D L. Wind-tunnel-flight correlation of shock-induced separated flow [R]. Virginia: NASA Langley Research Center Hampton, 1966.
- [6] 冷琳, 杨爱玲, 陈二云. 雷诺数对倾斜锯齿尾缘叶片气动及噪声特性的影响研究 [J]. 热能动力工程, 2020, 35(7): 177–184, 222.
LENG L, YANG A L, CHEN E Y. Effects of Reynolds number on aerodynamic and noise characteristics of inclined serrated trailing edge blades [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2020, 35(7): 177–184, 222. (in Chinese)
- [7] 魏巍, 任思源, 马护生, 等. 亚声速压气机平面叶栅雷诺数影响试验 [J]. 航空动力学报, 2022, 37(5): 1020–1029.
WEI W, REN S Y, MA H S, et al. Experiment of Reynolds number effects on subsonic compressor plane cascade [J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(5): 1020–1029. (in Chinese)
- [8] KILGORE R A, GOOEYER M J, ADCOCK J B, et al. The cryogenic wind tunnel for high Reynolds number testing [R]. Virginia: NASA Langley Research Center Hampton, 1974.
- [9] 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 D X, HUANG Z L, CHEN Z H, 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)
- [10] CHAPMAN D. Some possibilities of using gas mixtures other than air in aerodynamic research [R]. Virginia: NASA Langley Research Center Hampton, 1956.
- [11] BRUCE W, GLOSS B B. The US national transonic facility, NTF [R]. Virginia: NASA Langley Research Center Hampton, 1989.
- [12] GREEN J, QUEST J. A short history of the European transonic wind tunnel ETW [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2011, 47(5): 319–368.
- [13] GOODYER M J, KILGORE R A. High-Reynolds-number cryogenic wind tunnel [J]. AIAA Journal, 1973, 11(5): 613–619.
- [14] KILGORE R A. Design features and operational characteristics of the Langley pilot transonic cryogenic tunnel [R]. Virginia: NASA Langley Research Center Hampton, 1974.
- [15] MARGOULIS W. A new method of testing models in wind tunnels [R]. National Advisory Committee for Aeronautics, 1921.
- [16] GUO Q, LI M X, TIAN X D. Experimental study on flow boiling heat transfer characteristics of R134a, R245fa and R134a/R245fa mixture at high saturation temperatures [J]. International Journal of Thermal Sciences, 2020, 150: 106195.
- [17] ZHANG H Y, DONG X Q, ZHONG Q, et al. Investigation of ppT_x properties for R1234ze(E) + R134a mixtures in the gas phase [J]. International Journal of Refrigeration, 2017, 73: 144–153.
- [18] JACOBSEN R T, WTEWART R B, JAHANGIRI M. The thermodynamic properties of nitrogen from the freezing line to 2000 K at pressure to 1000 MPa [J]. Journal of Physical & Chemical Reference Data, 1986, 15(2): 735–909.
- [19] 李军. 低温下实际与理想气体状态方程的热物性比较 [J]. 制冷与空调(四川), 2006, 20(4): 41–43.
LI J. The comparison of thermo-physical property between real gas and ideal gas equation under low temperature [J]. Refrigeration & Air Condition, 2006, 20(4): 41–43. (in Chinese)
- [20] 柯长磊, 熊联友, 彭楠, 等. 低温透平膨胀机的热力参数计算及数值模拟校核 [J]. 低温与超导, 2018, 46(11): 20–25.
KE C L, XIONG L Y, PENG N, et al. Thermodynamic parameters calculation and numerical simulation correction for cryogenic turbine expander [J]. Cryogenics & Superconductivity, 2018, 46(11): 20–25. (in Chinese)
- [21] 杨文, 曹学文. Laval 喷管设计及其在天然气液化中的应用研究 [J]. 西安石油大学学报(自然科学版), 2015, 30(2): 75–79, 10.
YANG W, CAO X W. Design of Laval nozzle and its application in liquefaction of natural gas [J]. Journal of Xi'an Shiyou University (Natural Science Edition), 2015, 30(2): 75–79, 10. (in Chinese)
- [22] 李震东. 超音速旋流分离器喷管设计与相变特性研究 [D]. 山东: 中国石油大学, 2007.
LI Z D. Research on designing of Laval nozzle and characteristics of phase transition for supersonic swirling separator [D]. Shandong: China University of Petroleum, 2007. (in Chinese)
- [23] 曹学文, 陈丽, 林宗虎, 等. 用于超声速旋流分离器中的超声速喷管研究 [J]. 天然气工业, 2007, 27(7): 112–114, 145.
CAO X W, CHEN L, LIN Z H, et al. The nozzle used in supersonic swirling separators [J]. Natural Gas Industry, 2007, 27(7): 112–114, 145. (in Chinese)
- [24] 刘加朋. 超音速喷射器热力学模型构造研究 [D]. 济南: 山东大学, 2019.
LIU J P. Thermodynamic modeling investigation of supersonic ejectors [D]. Jinan: Shandong University, 2019. (in Chinese)
- [25] 江雄, 牟斌, 王建涛, 等. 考虑低温增压真实气体效应的运输机气动特性数值模拟研究 [J]. 空气动力学学报, 2016, 34(5): 652–658.
JIANG X, MOU B, WANG J T, et al. Numerical simulation of transport aircraft under low temperature and high pressure real gas effect in wind tunnel [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(5): 652–658. (in Chinese)