

文章编号: 1000-8055(2026)10-20250146-13

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20250146

基于 NLI 因子的复杂气动型面 喷管载荷计算方法

张 辉, 雷武涛

(中国航空工业集团有限公司 第一飞机设计研究院, 西安 710089)

摘 要: 为了快速获取复杂气动型面喷管在飞行包线内大批量载荷数据以满足其疲劳寿命评估的需求, 通过引入复杂气动型面喷管载荷影响 (nozzle load influence, NLI) 因子, 发展了复杂气动型面喷管载荷计算理论, 同时提出了基于复杂气动型面 NLI 因子的喷管载荷计算方法。首先基于计算流体动力学 (computational fluid dynamics, CFD) 数值模拟方法获取复杂气动型面喷管载荷分布基本特征, 得到复杂气动型面 NLI 因子; 然后利用一维等熵内流流动理论推导的喷管载荷理论公式计算由于飞行高度、飞行马赫数、发动机状态变化引起的喷管载荷变化量。研究表明复杂气动型面喷管流向截面面积变化及局部型面特征两种因素叠加作用导致其壁面载荷分布复杂, 但对于喷管给定位置处的载荷大小与喷管落压比存在线性或近似线性关系; 基于 NLI 因子的喷管载荷计算方法可以获得不同高度、不同马赫数、不同发动机状态下喷管载荷数据, 计算精度基本可以继承 CFD 计算方法的载荷计算精度, 计算效率随着需要计算的载荷状态数量增加而大大提升。

关 键 词: 载荷计算; 复杂气动型面喷管; 喷管载荷影响因子; 计算效率; 计算精度

中图分类号: V215.1

文献标志码: A

Calculation method of loading of complex aerodynamic profile nozzle based on NLI factor

Zhang Hui, Lei Wutao

(The First Aircraft Institute, Aviation Industry Corporation of China, Limited, Xi'an 710089, China)

Abstract: In order to quickly obtain a large number of load data of complex aerodynamic profile nozzle in flight envelope to meet the needs of fatigue life assessment, the load calculation theory of complex aerodynamic profile nozzle was developed by introducing the factor of complex aerodynamic profile nozzle load influence (NLI), and the calculation method of nozzle load based on the influence factor of complex aerodynamic profile nozzle load was proposed. Based on the computational fluid dynamics (CFD) and numerical calculation method, the basic characteristics of the load distribution of the nozzle with complex aerodynamic profile were obtained, and the load influence factors of the complex aerodynamic profile nozzle were also acquired. The nozzle load theoretical formula derived from the one-dimensional isentropic internal flow theory was used to calculate the variation of the nozzle load caused by the flight height, flight Mach number and engine state. The results showed that the wall load distribution was complicated due to the variation of the flow area and the superposition of the local profile characteristics, but there was a linear or approximately linear relationship between the load at the given position of the nozzle and the nozzle pressure ratio. The calculation method of nozzle load based on the nozzle load influence factor can obtain the nozzle load data under different height, Mach number and engine conditions. The calculation accuracy can inherit the load calculation precision of CFD, and the

收稿日期: 2025-03-25

作者简介: 张辉(1986—), 男, 高级工程师, 博士, 主要从事飞行器进排气系统设计。E-mail: zhanghui_0104@126.com

引用格式: 张辉, 雷武涛. 基于 NLI 因子的复杂气动型面喷管载荷计算方法[J]. 航空动力学报, 2026, 41(10): 20250146. Zhang Hui, Lei Wutao. Calculation method of loading of complex aerodynamic profile nozzle based on NLI factor[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(10): 20250146.

calculation efficiency was greatly improved with the increase of the load state to be calculated.

Keywords: load calculation; complex aerodynamic profile nozzle; nozzle load influence factor; calculation efficiency; calculation accuracy

发动机喷管长时间工作在热-声-流-固多场耦合作用的复杂环境之中,热载荷、气动力载荷、噪声载荷等多种强载荷耦合作用严重影响喷管结构的稳定性和疲劳寿命^[1-3]。喷管气动力载荷是喷管结构强度设计与评估、疲劳寿命预估的重要依据之一,与喷管结构安全性和可靠性设计紧密相关。

随着现代飞机设计技术的发展以及飞机设计要求的不断提高,复杂进排气系统的应用越来越广泛。如 F117 飞机采用了带弯度、大宽高比矩形出口的喷管,喷口布置多个隔板^[4]; B2 飞机采用多弯度喷管,喷口部分呈现斜切的宽扁状^[5]。英国“雷神”无人机、法国“神经元”无人机和瑞典“Eikon”无人机均采用了 S 弯喷管技术^[6-7]。喷管气动型面变得越来越复杂,喷管几何可能具备大展向偏心距、大纵向偏心距、大长径比、空间多弯度、异形出口形状等特征,这些几何特征保证了喷管雷达/红外隐身性能、利于机体与喷管一体化融合设计,但同时带来诸多不利流动现象出现的风险,如分离、旋流、涡流、二次流等,相应的喷管载荷变得非常复杂,传统的基于一维等熵流动的喷管载荷估算方法的精度已经不能满足复杂气动型面喷管结构疲劳危险部位及安全寿命等评估分析的需求。近年来,国内外针对复杂气动型面喷管性能及载荷特性的高精度计算方法开展了越来越多的研究^[8]。孙鹏、周莉等采用数值模拟方法研究了双 S 弯喷管的流固耦合特性^[9]和出口宽高比对双涵道 S 弯喷管流动特性影响^[10]。王赟、杨青真采用计算流体动力学方法研究了大涵道发动机分排喷管设计参数化对其推力、流量、流动损失的影响^[11]。征建生等通过数值计算研究分析了喷管出口锯齿修型对涡扇发动机排气系统球面收敛喷管气动及红外特性的影响^[12]。向鑫等在复杂载荷下二元喷管静强度分析中,气动力载荷采用 CFD 方法得到^[13]。胡海峰等采用流动-热-结构顺序耦合数值计算方法研究了大膨胀比喷管气流分离状态下喷管复杂载荷及其结构应力特征^[14]。李虹杨、王霄等基于高精度 CFD 数值计算方法研究了高隐身无人机喷流作用下单边膨胀后体的稳态、动态气动载荷分布规律及相关流动机理^[15]。卫永斌等研究了一种基于 CFD 计算评价的并列双发非对称多 S 弯喷管参数化设计方法^[16]。张勃

等基于 CFD 数值计算方法研究了大宽高比矩形喷管的射流与外流掺混特性^[17]。Zhang 等基于 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes)数值计算方法研究了具有双喉道喷管的短距起降排气系统气动性能^[18]。Crowe 等利用 CFD 数值模拟研究了蛇形喷管几何形状对喷管出口流场特征的影响^[19]。Urbanczyk、Nigam 等也提出先进喷管结构设计必须采用高精度气动载荷分析手段,以确保喷管结构能够承受复杂气动载荷和热载荷,研究了基于 RANS 和 LES(large-eddy simulation)的载荷计算方法并将其应用于喷管结构分析^[20-22]。可以看出,复杂气动型面喷管载荷计算均需要采用较高精度的喷管喷流数值计算方法。然而,喷管疲劳载荷计算涉及飞机多种典型飞行任务剖面,对于给定的飞行任务剖面,喷管载荷随着飞机飞行高度、飞行马赫数、发动机工作状态等因素的变化而变化。疲劳载荷计算涉及大量的载荷工况计算状态。大量的载荷工况数据全部基于 CFD 数值计算获得将会耗费巨大的计算资源和计算时长,难以满足工程设计周期要求。因此,发展一种高精度、高效的复杂进排气系统喷管载荷计算方法具有重要工程应用意义。

本文通过引入复杂气动型面喷管载荷影响因素,发展了复杂气动型面喷管载荷高效率计算理论,同时提出了基于复杂气动型面喷管载荷影响因素的喷管载荷计算方法。该计算方法的基本思路是:首先基于 CFD 数值计算方法获取复杂气动型面喷管载荷分布基本特征,得到复杂气动型面喷管载荷影响因素;然后利用一维等熵内流流动理论推导的喷管载荷理论公式计算由于飞行高度、飞行马赫数、发动机状态变化引起的喷管载荷变化量。算例验证了本文计算方法针对复杂气动型面载荷计算的精度和效率。

1 复杂气动型面喷管载荷理论

1.1 复杂气动型面喷管特征分析

发动机喷管的主要功能是把高压燃气膨胀加速后排出,其流向截面面积呈现收敛或收敛-扩张规律^[23]。对于轴对称喷管,喷管壁面载荷主要取决于喷管流向截面面积分布规律,喷管内任意给定流向站位横截剖面的壁面各点载荷相等。但对

于复杂气动型面喷管, 如 S 弯喷管, 其局部型面特征复杂: ①沿流动方向存在明显的凹陷区域(图 1 喷管上方中段、下方前/后段)和凸出区域(图 1 喷管上方前/后段、下方中段); ②横截面形状为非轴对称型式, 沿流向不断变化。因此, 除了其流向截面面积变化影响其壁面载荷大小, 其局部型面特征也是影响其壁面载荷大小的主要因素。

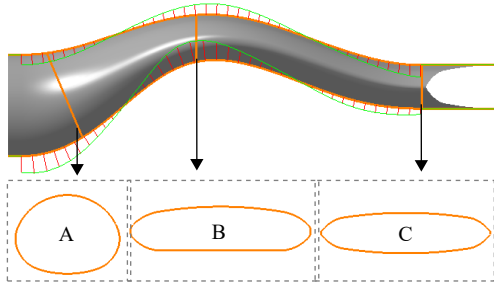


图 1 复杂气动型面喷管几何特征

Fig. 1 Geometric characteristics of complex aerodynamic profile nozzle

1.2 复杂气动型面喷管载荷计算方法

如上分析, 复杂气动型面喷管载荷计算必须考虑流向截面面积变化及局部型面特征两种影响因素。假定喷管壁面上任一点压力为 p , 则 p 是流向截面面积(A)和局部型面特征(以曲率 k 表征)的函数。给定喷管入口总压 p_{01} 和 NLI 因子计算状态对应的环境压力 p_{amb1} , 基于 CFD 数值计算方法可求解得到数值解

$$p_{CFD} = f(A, k, p_{01}, p_{amb1}) \quad (1)$$

这里引入复杂气动型面喷管载荷影响因子(即 NLI 因子, 量符号记为 F_{NLI}), 令

$$F_{NLI} = \frac{p_{CFD}}{p_{amb1}} \quad (2)$$

显然, 由于 NLI 因子是基于 CFD 数值计算方法的喷管内流流场数值解, 该数值解不仅考虑了流向截面面积和局部型面特征两种影响因素, 还考虑了喷管内流流动损失影响。因此, 以复杂气动型面喷管载荷影响因子为基础解, 再叠加由于飞行高度、飞行马赫数、发动机状态变化等引起的喷管载荷变化量, 有望获得足够精度的复杂气动型面喷管载荷。

下面推导基于复杂气动型面喷管载荷影响因子计算复杂气动型面喷管载荷的相关公式。

针对喷管等熵流动, 喉道位置处的截面面积、马赫数分别记为 A_t 、 Ma_t , 喷管内其他任意一个站

位处的截面面积、马赫数、总压、静压分别记为 A 、 Ma 、 p_0 、 p 。需要根据喷管内流动状态划分两种情况分析影响喷管壁面载荷的因素。

1.2.1 喷管内流动处于临界或超临界状态

当喷管内流动处于临界或超临界状态时, 在喉道位置, $Ma_t = 1$, 对于流经喷管的可压缩流动, 管道某一站位处截面面积与喉道面积之比和该站位处马赫数之间的关系^[24]为:

$$\left(\frac{A}{A_t}\right)^2 = \frac{1}{Ma^2} \left[\frac{2}{\lambda+1} \left(1 + \frac{\lambda-1}{2} Ma^2 \right) \right]^{(\lambda+1)/(\lambda-1)} \quad (3)$$

式中 λ 为比热比, 对于标准环境下的空气 $\lambda = 1.4$, 对于燃气 $\lambda = 1.33$ 。对于给定的喷管, 其喉道面积 A_t 不变, 同时对于任意给定的站位, A 是确定的, 由式(1)可以推论出, 喷管内该站位处的马赫数 Ma 是确定的, 也就是说, 喷管内流在临界或超临界状态, 其内流马赫数分布是确定的。考虑流场中某一点的总压与静压之比与当地马赫数的关系^[24]为:

$$\frac{p_0}{p} = \left(1 + \frac{\lambda-1}{2} Ma^2 \right)^{\lambda/(\lambda-1)} \quad (4)$$

对于给定的喷管站位处, 喷管壁面压力仅是流动总压的函数, 并且呈正比关系, 喷管壁面压力可表示为

$$p = C \cdot p_0 \quad (5)$$

式中 C 为常数, 喷管壁面载荷可表示为

$$\Delta p = C \cdot p_0 - p_{amb} \quad (6)$$

式中 p_{amb} 为目标计算状态对应的环境压力。显然, 对于喷管壁面上确定的位置, 喷管壁面载荷影响因素仅包括喷管内流流动总压和环境压力。

联合式(1)、式(2)和式(4), 可得到

$$F_{NLI} = \frac{C \cdot p_{01}}{p_{amb1}} \quad (7)$$

由此推导出

$$C = \frac{F_{NLI} \cdot p_{amb1}}{p_{01}} \quad (8)$$

将式(8)代入式(6), 可以得到

$$\Delta p = \frac{F_{NLI} \cdot p_{amb1}}{p_{01}} \cdot p_0 - p_{amb} \quad (9)$$

1.2.2 喷管内流动处于亚临界状态

当喷管内流动处于亚临界状态时, 在喉道位置, $Ma_t < 1$, 可假定存在某一个参考位置, 该位置处参考面积为 A^* , 马赫数 $Ma^* = 1$, 对于流经喷管

的可压缩流动,管道某一站位处截面面积与参考面积之比和该站位处马赫数之间的关系为:

$$\left(\frac{A}{A^*}\right)^2 = \frac{1}{Ma^2} \left[\frac{2}{\lambda+1} \left(1 + \frac{\lambda-1}{2} Ma^2 \right) \right]^{(\lambda+1)/(\lambda-1)} \quad (10)$$

对于几何喉道位置处,则有

$$\left(\frac{A_t}{A^*}\right)^2 = \frac{1}{Ma_t^2} \left[\frac{2}{\lambda+1} \left(1 + \frac{\lambda-1}{2} Ma_t^2 \right) \right]^{(\lambda+1)/(\lambda-1)} \quad (11)$$

联合式(10)和式(11),同时考虑

$$\left(\frac{A}{A^*}\right)^2 = \left(\frac{A}{A_t}\right)^2 \cdot \left(\frac{A_t}{A^*}\right)^2 \quad (12)$$

则得到:

$$\frac{1}{Ma^2} \left[\frac{2}{\lambda+1} \left(1 + \frac{\lambda-1}{2} Ma^2 \right) \right]^{(\lambda+1)/(\lambda-1)} = \left(\frac{A}{A_t}\right)^2 \frac{1}{Ma_t^2} \left[\frac{2}{\lambda+1} \left(1 + \frac{\lambda-1}{2} Ma_t^2 \right) \right]^{(\lambda+1)/(\lambda-1)} \quad (13)$$

应用总压与静压之比与当地马赫数的关系,可以得到:

$$\frac{p_{0t}}{p_t} = \left(1 + \frac{\lambda-1}{2} Ma_t^2 \right)^{\lambda/(\lambda-1)} \quad (14)$$

式中 p_{0t} 为几何喉道处气流总压,对于喷管内流动处于亚临界状态的等熵流动情况,有:

$$\frac{p_{0t}}{p_t} = \frac{p_0}{p_{amb}} \quad (15)$$

考虑流场中某一点的总压与静压之比与当地马赫数的关系,同时联合式(13)~式(15),可得到

$$\left(\frac{A}{A_t}\right)^2 = \frac{p_0^{(\lambda-1)/\lambda} \cdot p_{amb}^{\frac{2}{\lambda}} - p_{amb}^{(1+\lambda)/\lambda}}{p_0^{(\lambda-1)/\lambda} \cdot p_{amb}^{\frac{2}{\lambda}} - p_{amb}^{(1+\lambda)/\lambda}} \quad (16)$$

对于给定的喷管,其喉道面积 A_t 不变,同时对于任意给定的站位, A 是确定的,显然,喷管壁面压力 p 也仅是总压 p_0 和环境压力 p_{amb} 的函数。也就是说,当喷管内流动处于亚临界状态时,影响喷管壁面载荷的因素仍然是喷管内流流动总压和环境压力,但影响关系复杂得多。

联合式(1)、式(2)和式(16),可得到如下关系:

$$\frac{p_0^{(\lambda-1)/\lambda} \cdot p_{amb}^{\frac{2}{\lambda}} - p_{amb}^{(1+\lambda)/\lambda}}{p_0^{(\lambda-1)/\lambda} \cdot p_{amb}^{\frac{2}{\lambda}} - p_{amb}^{(1+\lambda)/\lambda}} = \frac{p_{01}^{(\lambda-1)/\lambda} \cdot p_{amb1}^{\frac{2}{\lambda}} - p_{amb1}^{(1+\lambda)/\lambda}}{p_{01}^{(\lambda-1)/\lambda} \cdot (F_{NLI} \cdot p_{amb1})^{\frac{2}{\lambda}} - (F_{NLI} \cdot p_{amb1})^{(1+\lambda)/\lambda}} \quad (17)$$

可采用迭代法求解式(17)得到喷管壁面压力 p ,进而得到喷管壁面载荷 Δp 。

综上所述可以看出,对于给定的喷管,如果已知一组总压、环境压力条件下的喷管壁面压力解(NLI因子),则理论上可据此得到其他任意一组总压、环境压力条件下的喷管壁面压力解,本文将上述求解复杂气动型面喷管壁面压力的方法称为基于NLI因子的复杂气动型面喷管载荷计算方法。

2 复杂气动型面喷管载荷影响因子计算分析

2.1 计算模型

计算模型采用二元收敛S弯喷管,出口截面为类椭圆形,纵向剖面具备双S弯特征,如图2所示。采用“H-H”型网格拓扑结构的多块结构化网格对喷管内流区域、喷流区域以及外流区域进行网格划分。以喷管进口直径 D 为参考特征尺寸,在50倍 D 的喷流区域内,流向网格尺度控制在 $0.015D$ 之内,物面法向第1层网格至物面的距离控制在 $4D \times 10^{-5}$ 之内,喷管径向网格尺度不大于 $0.01D$ 。图3和图4分别给出了计算网格结构和典型截面网格分布。

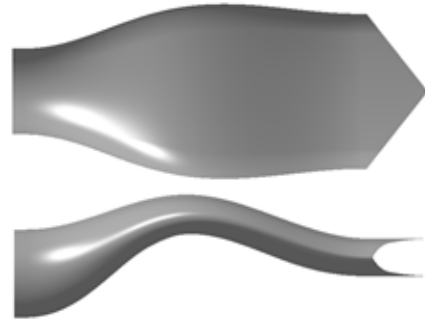


图2 喷管几何模型

Fig. 2 Nozzle geometry model

2.2 计算方法

利用ANSYS CFX求解雷诺平均Navier-Stokes(N-S)方程,湍流模型采用 $k-\omega$ SST(切应力输运)模型^[25]。远场边界来流方向与喷管进口轴线平行,喷管入口为进口边界,给定总压、总温条件,物面边界设置为绝热无滑移壁面条件^[26-27],上游、远场、下游边界分别设置为速度入口、opening和压力出口边界。

2.3 计算状态

计算选取典型飞行高度、飞行马赫数和发动

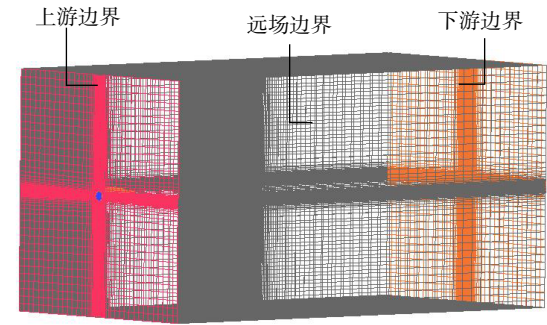


图 3 网格结构
Fig. 3 Grid structure

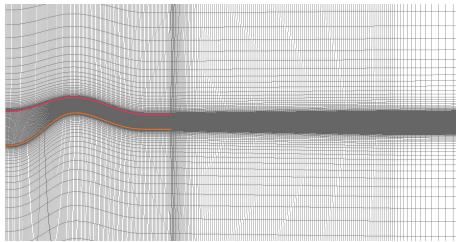


图 4 典型截面网格分布
Fig. 4 Typical cross-section grid distribution

机状态、喷管落压比(喷管入口总压与环境压力比值)见表 1, 以此获得复杂气动型面 NLI 因子, 开展本文计算方法精度及可靠性算例验证。表 1 中 ES(engine state)代表发动机状态, 分别包括空中慢车(FI)、进近慢车(AI)、最大巡航(MCR)、最大连续(MCN)、最大起飞(MO)5 个发动机典型状态; NPR(nozzle pressure ratio)代表喷管落压比。

表 1 计算状态
Table 1 Computational state

编号	飞行高度/km	飞行马赫数	ES	NPR
H0M0FI	0	0	FI	1.08
H0M0AI	0	0	AI	1.26
H0M0MCR	0	0	MCR	1.59
H0M0MCN	0	0	MCN	1.70
H0M0MO	0	0	MO	1.92
H0M020MO	0	0.20	MO	1.94
H11M078FI	11	0.78	FI	1.53
H11M078AI	11	0.78	AI	2.00
H11M078MCR	11	0.78	MCR	2.99
H11M078MCN	11	0.78	MCN	3.08

2.4 复杂气动型面喷管载荷分析

图 5 给出了飞行高度为 0 km、飞行马赫数为 0、发动机最大起飞状态下(即 H0M0MO)喷管壁面载荷分布, 以此为例, 可以看出对于复杂气动

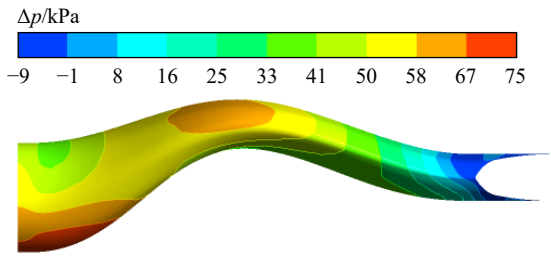


图 5 喷管壁面载荷分布(H0M0MO)
Fig. 5 Nozzle wall load distribution (H0M0MO)

型面喷管, 其壁面载荷分布变化复杂。整体上, 由于收敛喷管流向截面面积减小的特征, 从喷管入口到出口, 流动加速, 喷管壁面载荷减小; 局部区域, 由于多 S 弯喷管的复杂气动型面特征, 喷管壁面载荷呈现复杂变化, 在喷管型面凹陷区域附近, 局部流动速度减小, 壁面载荷增大, 在喷管型面凸出区域附近, 局部流动速度增大, 壁面载荷减小。对于本文算例喷管计算模型, 由于其纵向双 S 弯几何特征, 对于喷管上壁面, 在前部和后部凸出位置存在局部相对低载荷区域, 在中部凹陷位置存在相对高载荷区域, 对于喷管下壁面, 在前部凹陷区域存在相对高载荷区域, 在中部凸出位置存在相对低载荷区域。

进一步, 定量化分析喷管壁面载荷分布特征, 并对比发动机不同状态下喷管壁面载荷分布的差异。为此选取喷管壁面纵向线载荷点如图 6 所示, 其上纵线(upper center curve)和下纵线(lower center curve)分别包含 20 个载荷点。

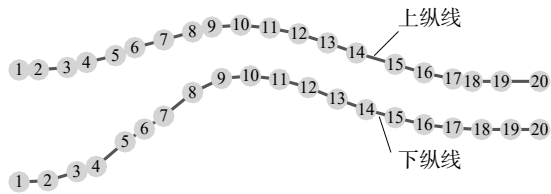


图 6 喷管典型截面载荷编号
Fig. 6 Typical section load number of nozzle

图 7 给出了飞行高度为 0 km, 飞行马赫数为 0, 发动机 FI、AI、MCR、MCN 和 MO 状态下喷管上纵线载荷分布曲线, 图中 X 为沿喷管的位置, L 为喷管长度。可以看出不同发动机状态下, 喷管上纵线载荷分布呈现相似的变化规律, 这种变化正如之前分析的, 是由于喷管型面“凹凸”变化(曲率变化)引起的; 不同发动机状态下载荷存在量值上的差异, 载荷大小与发动机状态相关, 定性地看, 从空中慢车(FI)状态到最大起飞状态(MO),

发动机转速的增加, 喷管各个位置载荷增加。特别地, 在上纵线 18 号载荷点附近, 其载荷存在局部负压区域, 这是型面变化引起的局部加速和喷管截面面积收缩主导喷流加速的叠加作用的结果; 并且载荷大小随发动机变化的规律也有不同, 在发动机慢车状态下, 其局部负压特征趋于微弱。

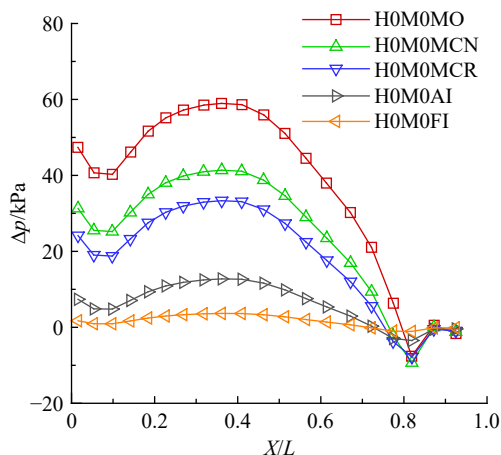


图 7 发动机不同状态喷管上纵线载荷分布
(飞行高度为 0 km、飞行马赫数为 0)

Fig. 7 Load distribution of upper center curve of nozzle in different states of engine (flight altitude of 0 km, flight Mach number of 0)

飞行高度、飞行马赫数和发动机状态决定了环境压力、喷管入口总压, 喷管落压比决定了喷管内流动处于亚临界还是超临界状态, 在喷管载荷理论分析中, 喷管内流状态不同, 喷管载荷计算公式差异很大。图 8 给出了飞行高度为 0 km、飞行马赫数为 0 状态下喷管上纵线 3#、8#、13#、18#和 20#载荷随喷管落压比变化曲线。可以看出, 在相同的飞行高度和飞行马赫数下, 除个别载荷点(喷管后段局部负压区域之内的载荷点), 喷管载荷随着喷管落压比的增加而增加, 并且接近线性变化规律。

图 9 给出了飞行高度为 0 km, 飞行马赫数为 0, 发动机 FI、AI、MCR、MCN 和 MO 状态下喷管下纵线载荷分布曲线。与上纵线载荷变化类似, 不同发动机状态下, 喷管下纵线载荷分布呈现相似的变化规律, 载荷大小与发动机状态相关, 从空中慢车(FI)状态到最大起飞状态(MO), 发动机转速的增加, 喷管各个位置载荷增加; 与上纵线载荷变化不同的是, 下纵线载荷未出现明显的局部负压区域。其原因是对于下纵线喷管后部型面表现为凹面, 该特征型面将导致局部载荷增大, 这

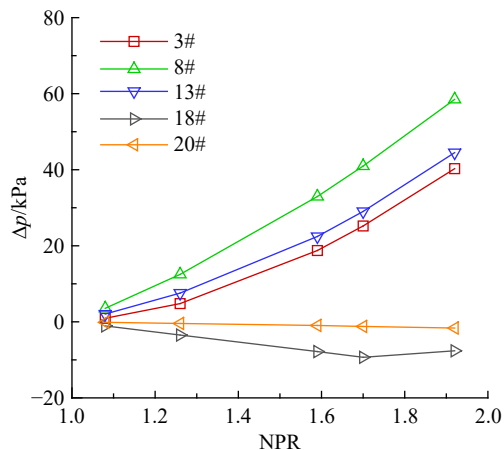


图 8 喷管上纵线典型点载荷随喷管落压比变化
(飞行高度为 0 km、飞行马赫数为 0)

Fig. 8 Load variation of typical point on the upper center curve of nozzle with nozzle pressure ratio (flight altitude of 0 km, flight Mach number of 0)

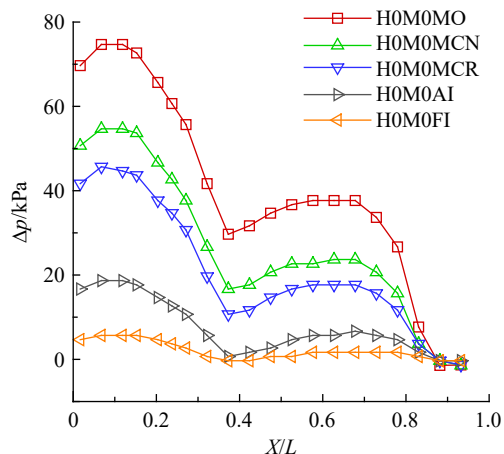


图 9 发动机不同状态喷管下纵线载荷分布
(飞行高度为 0 km、飞行马赫数为 0)

Fig. 9 Load distribution of lower center curve of nozzle in different states of engine (flight altitude of 0 km, flight Mach number of 0)

种增大载荷的效应与喷管收敛引起的载荷减小效应相抵消。

图 10 给出了飞行高度为 0 km、飞行马赫数为 0 状态下喷管下纵线 3#、9#、14#、18#和 20#载荷随喷管落压比变化曲线。可以看出, 随着喷管落压比的增加, 喷管各个位置的载荷接近线性规律增加, 与上纵线载荷变化规律一致。

上述图 7~图 10 给出的地面典型发动机状态对应的喷管落压比, 除最大起飞状态, 其他均小于临界落压比 1.894, 其喷管内流动处于亚临界状态。根据喷管载荷理论分析, 喷管内流动处于亚

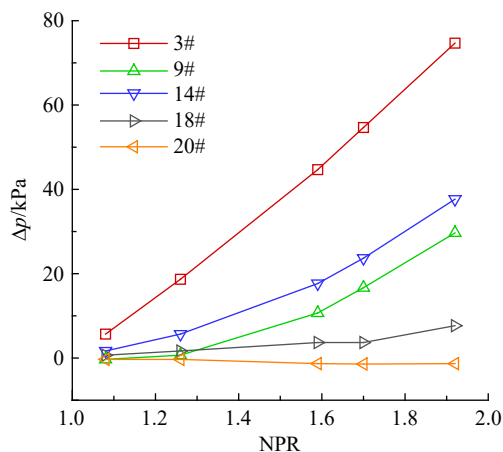


图 10 喷管下纵线典型点载荷随喷管落压比变化
(飞行高度为 0 km、飞行马赫数为 0)

Fig. 10 Load variation of typical point on the lower center curve of nozzle with nozzle pressure ratio (flight altitude of 0 km, flight Mach number of 0)

临界状态时喷管落压比对喷管壁面载荷的影响关系复杂的定性结论。现在根据喷管载荷 CFD 计算结果,可以得到更加清晰的影响规律,即接近线性变化。当喷管落压比大于临界落压比,喷管内流动处于超临界状态,其喷管载荷将随喷管落压比线性变化。图 11 和图 12 分别给出了飞行高度为 11 km、飞行马赫数为 0.78、不同发动机状态下喷管下纵线载荷分布和典型点载荷随喷管落压比的变化,可以看出,当落压比大于临界落压比时,喷管载荷随喷管落压比呈线性变化,与喷管载荷理论分析结果一致。

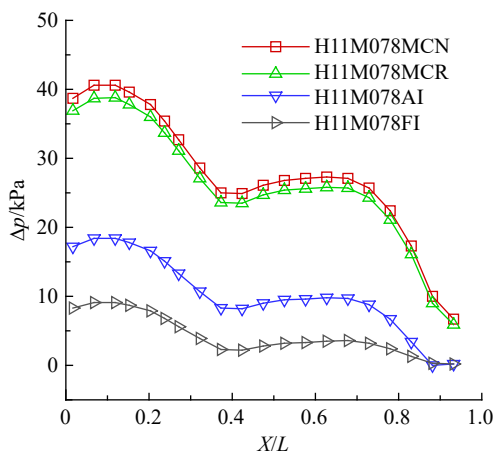


图 11 发动机不同状态喷管下纵线载荷曲线
(飞行高度为 11 km、飞行马赫数为 0.78)

Fig. 11 Load distribution of lower center curve of nozzle in different states of engine (flight altitude of 11 km, flight Mach number of 0.78)

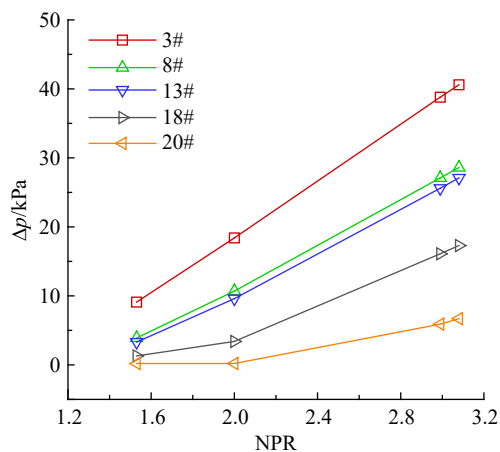


图 12 喷管下纵线典型点载荷随喷管落压比变化
(飞行高度为 11 km、飞行马赫数为 0.78)

Fig. 12 Load variation of typical point on the lower center curve of nozzle with nozzle pressure ratio (flight altitude of 11 km, flight Mach number of 0.78)

3 基于 NLI 因子的喷管载荷计算分析

基于 NLI 因子的喷管载荷计算方法,完成图 2 所示复杂气动型面喷管的载荷计算,并与基于 CFD 计算方法所获得的喷管载荷数值解对比,以验证本文方法的可行性与计算精度,同时分析了本文方法的计算效率。根据飞机飞行高度、飞行马赫数和发动机状态的不同,发动机喷管可能处于亚临界、临界和超临界状态。本文复杂气动型面喷管载荷计算方法指出:当喷管内流动状态不同时,需要采用不同的载荷计算公式,下面分别验证。

3.1 喷管内流动处于超临界状态

以 H0M020MO 作为喷管载荷计算目标状态,其对应喷管落压比为 1.94,喷管内流动处于超临界状态,分别选取了 H0M0MO、H11M078AI 和 H11M078MCR 的 CFD 数值解作为 NLI 因子,完成 H0M020MO 状态下喷管载荷计算,3 种状态对应的喷管落压比分别是 1.92、2.00 和 2.99(分别记为 NLI-NPR1.92、NLI-NPR2.00、NLI-NPR2.99),图 13 和图 14 给出了基于不同 NLI 因子计算所得喷管载荷与 CFD 计算结果对比。可以看出,除了喷管尾段部分,3 种 NLI 计算结果均与 CFD 计算结果吻合良好;在喷管尾段部分,选取 NPR 为 1.92 或 2.00 作为 NLI 因子时,其计算结果与 CFD 计算结果也基本吻合,但选取 NPR 为 2.99 作为 NLI 因子时,其计算结果与 CFD 计算结果出现较大偏差。

图 15 和图 16 给出了以 H11M078MCR 作为

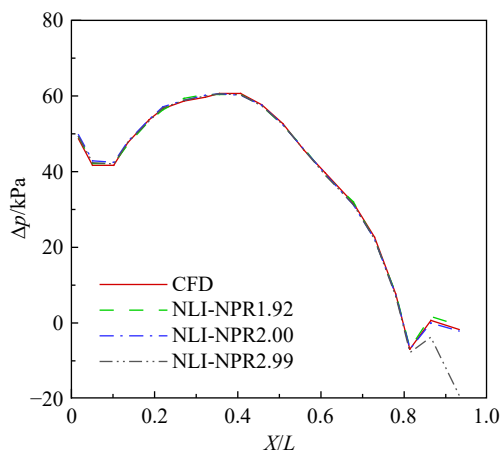


图 13 基于不同 NLI 因子计算载荷与 CFD 结果对比
(上纵线, H0M020MO)

Fig. 13 Comparison of loads based on different NLIs and CFD results (upper center curve, H0M020MO)

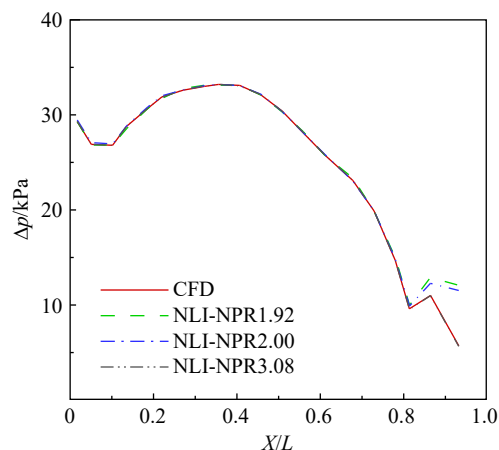


图 15 基于不同 NLI 因子计算载荷与 CFD 结果对比
(上纵线, H11M078MCR)

Fig. 15 Comparison of loads based on different NLIs and CFD results (upper center curve, H11M078MCR)

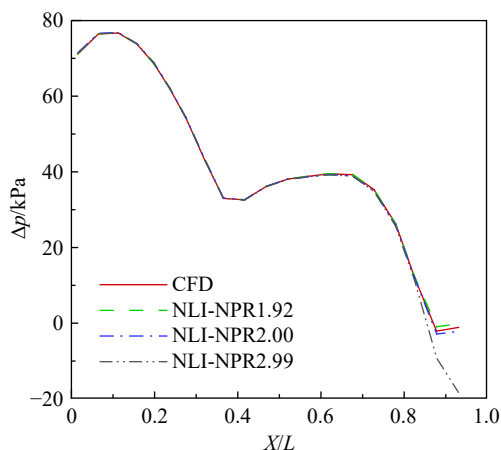


图 14 基于不同 NLI 因子计算载荷与 CFD 结果对比
(下纵线, H0M020MO)

Fig. 14 Comparison of loads based on different NLIs and CFD results (lower center curve, H0M020MO)

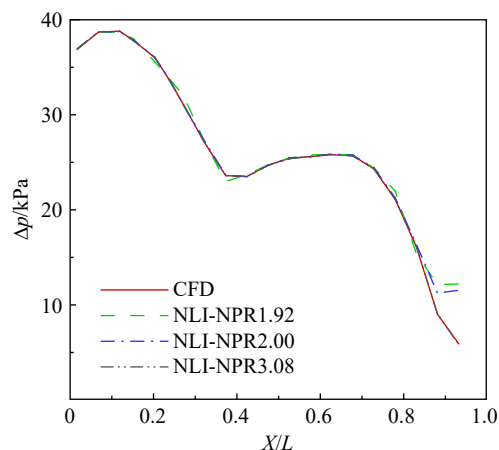


图 16 基于不同 NLI 因子计算载荷与 CFD 结果对比
(下纵线, H11M078MCR)

Fig. 16 Comparison of loads based on different NLIs and CFD results (lower center curve, H11M078MCR)

喷管载荷计算目标状态,基于不同 NLI 因子计算所得喷管载荷与 CFD 计算结果对比。H11M078MCR 对应喷管落压比为 2.99,可以看出,选取 NPR 为 3.08 作为 NLI 因子时,计算结果与 CFD 结果吻合良好,但选取 NPR 为 1.92 和 2.00 作为 NLI 因子,其计算结果在喷管尾段部分与 CFD 计算结果也出现较大差异。

两个算例均表明,当 NLI 因子与载荷计算目标状态的 NPR 差异较大时,NLI 计算方法对复杂气动型面喷管尾段部分的载荷计算精度不足。

为了进一步分析超临界状态下基于 NLI 因子的计算结果在喷管尾段部分与 CFD 计算结果出现较大差异的原因,图 17 给出了不同计算状态下马赫数分布云图对比,可以看到 H0M0MO、

H0M020MO、H11M078AI、H11M078MCR 和 H11M078MCN 计算状态下喷管喉道(喉道位于喷管末端斜切三角区的底部位置)上游马赫数分布规律一致且量值相等,对于喷管喉道下游区域马赫数分布,前 3 种计算状态基本一致,后两种基本一致。上述 5 种计算状态喷管内流均处于超临界状态,在喉道位置马赫数达到 1,喉道上游流动处于冻结状态,即喷管落压比的差异不会引起该部分流动马赫数分布的差异。然而,在喉道位置的下游区域,马赫数的分布则出现差异,由于喷管末端的斜切设计,喉道之后喷流流动在两侧区域的喷管壁面约束消失,喷管流向截面面积增大,喷流在喉道之后将继续膨胀加速。对于前 3 种计算状态,其落压比相近且均稍大于临界落压比,

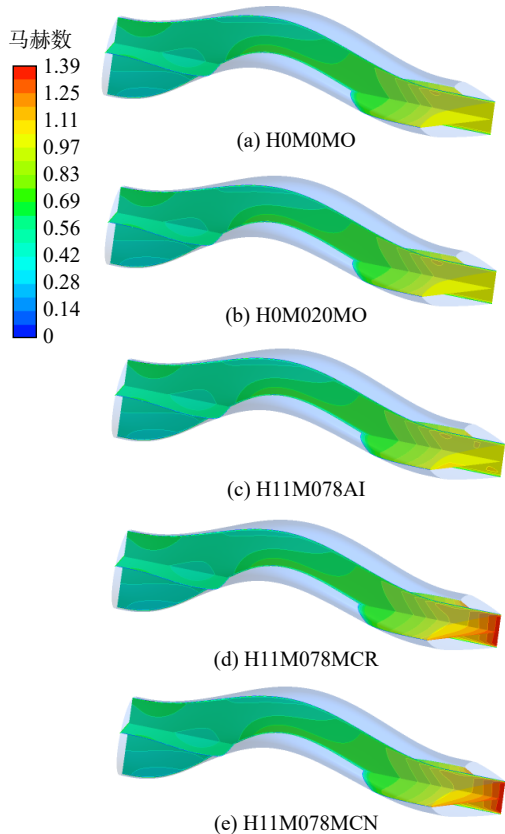


图 17 不同超临界计算状态下马赫数分布云图对比

Fig. 17 Comparison of Mach number contours for different supercritical computation states

所以这 3 种状态在喉道位置之后喷流继续膨胀加速的潜能不大, 其马赫数变化幅度相近; 对于后两种情况, 其落压比相近且超过临界落压比较多, 这样此两种状态继续膨胀加速的潜能较大, 在喉道位置下游, 其马赫数增量明显。

基于 NLI 因子喷管载荷计算公式推导过程中, 根据一维等熵管道流动理论, 喷管内流在临界或超临界状态, 其内流马赫数分布是确定的。综合上述 5 种状态喷流内流马赫数分布特征, 在喉道位置之前, 5 种状态马赫数分布与基于一维等熵管道流动理论推导的结论一致, 而在喉道位置之后则存在不同程度的偏差, 分析认为正是在喉道位置之后马赫数分布与基于一维等熵管道流动理论推导结论的偏差导致在该区域内基于 NLI 因子计算结果与 CFD 结果出现不同程度的偏差。

3.2 喷管内流动处于亚临界状态

以 H0M0MCN 作为喷管载荷计算目标状态, 其对应喷管落压比为 1.70, 喷管内流动处于亚临界状态。分别选取了 H0M0AI、H0M0MCR 和 H11M078FI 的 CFD 数值解作为 NLI 因子, 完成 H0M0MCN 状态下喷管载荷计算, 3 种状态对应

的喷管落压比分别是 1.26、1.59 和 1.53, 图 18 和图 19 给出了基于不同 NLI 因子计算所得喷管载荷与 CFD 计算结果对比。可以看出, 选取 NPR 为 1.59 或 1.53 作为 NLI 因子时, 其计算结果与 CFD 计算结果吻合良好, 但选取 NPR 为 1.26 作为 NLI 因子时, 上纵线喷管尾段部分及下纵线喷管中段部分, 其计算结果与 CFD 计算结果出现较大偏差。与超临界状态的情况一致, 这种偏差出现在 NLI 因子与载荷计算目标状态的 NPR 差异较大时。因此, 为了保证 NLI 方法计算精度, 尽可能选取与载荷计算目标状态 NPR 接近的 NLI 因子。

为了进一步分析亚临界状态下基于 NLI 因子与 CFD 计算结果的差异原因, 图 20 给出了 H0M0AI、

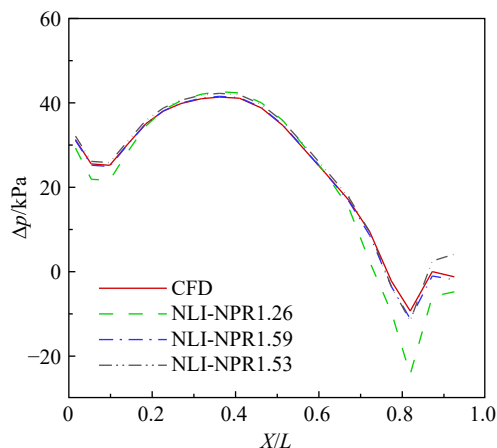
图 18 基于不同 NLI 因子计算载荷与 CFD 结果对比
(上纵线, H0M0MCN)

Fig. 18 Comparison of loads based on different NLIs and CFD results (upper center curve, H0M0MCN)

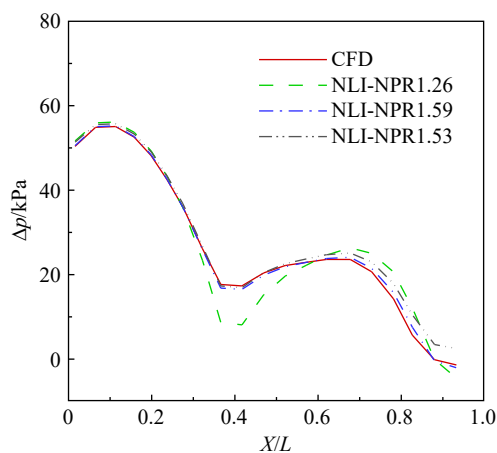
图 19 基于不同 NLI 因子计算载荷与 CFD 结果对比
(下纵线, H0M0MCN)

Fig. 19 Comparison of loads based on different NLIs and CFD results (lower center curve, H0M0MCN)

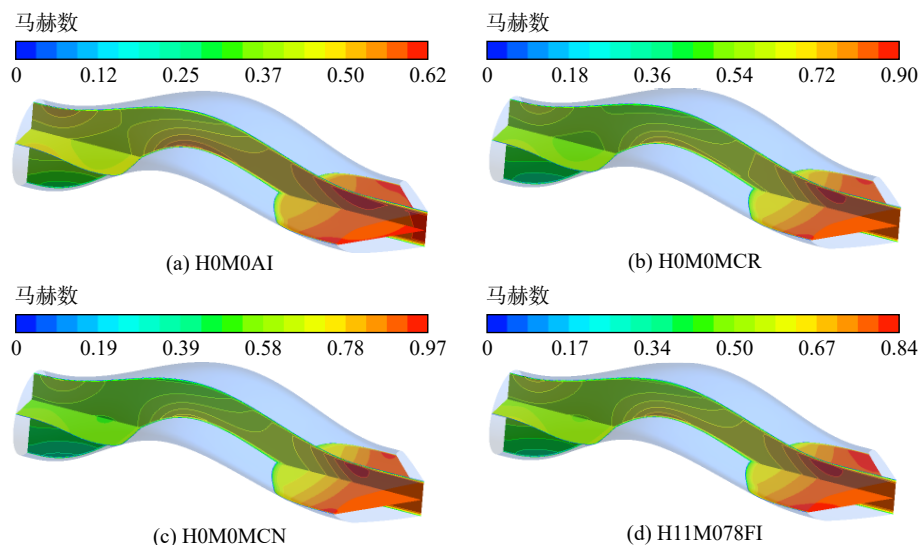


图 20 不同亚临界计算状态下马赫数分布云图对比

Fig. 20 Comparison of Mach number contours for different subcritical computation states

H0M0MCR、H0M0MCN 和 H11M078MCR 计算状态下马赫数分布云图对比。可以看到 4 种计算状态下马赫数分布规律基本一致,但量值存在不同差异,与其对应喷管落压比大小直接相关,这与基于一维等熵流动理论分析结果是一致的。对于任意给定位置,不同状态下喷管内流流动至该位置时,其总压损失必然存在差异,即 NLI 因子对应的流动损失和目标计算状态对应的流动总压损失之间也必然存在差异,这种差异的程度即导致了基于 NLI 因子计算喷管载荷的精度。显然, NLI 因子与载荷计算目标状态的 NPR 差异越大,其流动总压损失的差异也将越大。

4 计算精度与计算效率分析

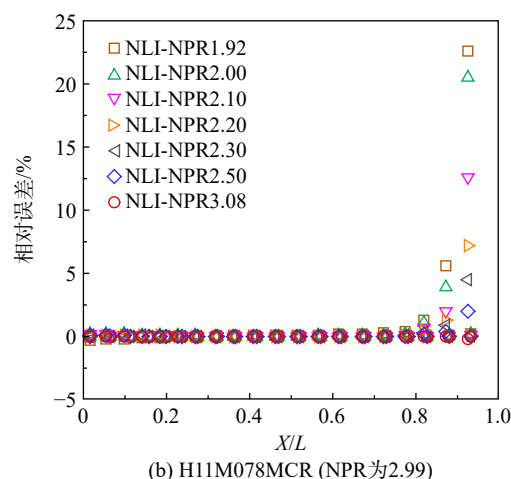
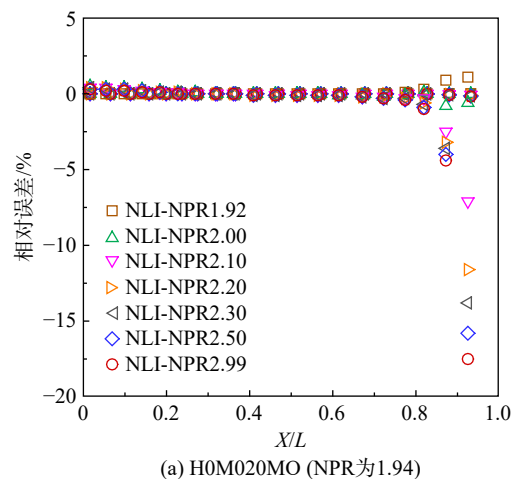
4.1 计算精度分析

为了量化地分析本文计算方法的计算精度,计算分析了基于 NLI 因子载荷计算结果的相对误差(relative error, 量符号记为 E_{relative}), 相对误差计算公式如下:

$$E_{\text{relative}} = (P_{\text{NLI}} - P_{\text{CFD}}) / P_{\text{CFD}} \quad (18)$$

式中 P_{NLI} 为基于本文提出的基于 NLI 因子计算方法计算得到的喷管壁面载荷值, P_{CFD} 为基于 CFD 数值计算得到的载荷值。图 21 给出了各个算例载荷点相对误差, 可以更加清晰地看出, NLI 因子与目标状态偏差程度对载荷计算结果存在一定影响。对于喷管内流处于超临界状态的计算算例, 喷管喉道位置上游部分, 喷管载荷基本可以精确预测, NLI 因子与目标状态偏差程度对其载荷计

算精度基本无影响。而在喷管喉道位置下游部分, 随着 NLI 因子与目标状态偏差程度的增加, 其喷管尾段载荷计算相对误差随之增加。对于目标状态 H0M020MO, 基于 NPR 为 1.92 或 2.00 作为 NLI 因子时, 其载荷计算相对误差较小, 小于 2%; 基



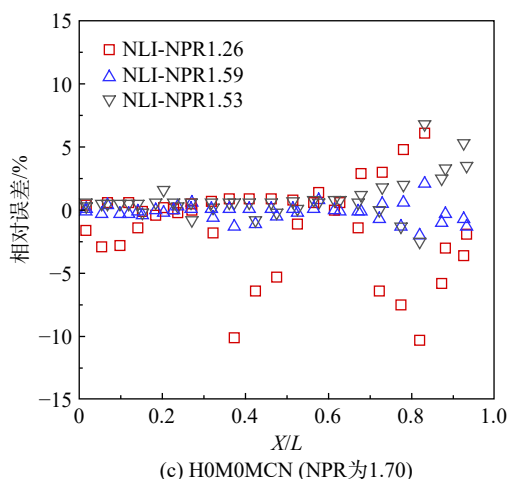


图 21 基于不同 NLI 因子载荷计算结果相对误差

Fig. 21 Relative error of load results based on different NLI

于 NPR 为 2.99 作为 NLI 因子时, 喷管载荷计算相对误差最大达到 17%; 对于目标状态 H11M078MCR, 基于 NPR 为 3.08 或 2.50 作为 NLI 因子时, 其载荷计算相对误差小于 2%; 基于 NPR 为 1.92 或 2.00 作为 NLI 因子时, 喷管后段载荷相对误差最大达到 23%。喷管内流处于超临界状态时基于 NLI 因子喷管载荷计算误差增大的原因已在第 3.1 节给出详细分析。根据上述喷管载荷计算精度分析结果, 如果将喷管载荷计算相对误差控制在 5% 之内, 则选择的 NLI 因子与目标计算状态的 NPR 应不超过 0.1。

对于喷管内流处于亚临界状态的计算算例, 目标状态 H0M0MCN, 基于 NPR 为 1.53 或 1.59 作为 NLI 因子时, 在喷管前中段相对误差大约在 3% 之内, 但在喷管后段其相对误差增大, 最大达到 8%; 基于 NPR 为 1.26 作为 NLI 因子时其载荷计算相对误差整体增大, 最大约为 10%。同样在选择 NLI 因子时, 需要尽可能选择与目标计算状态较接近的 NLI 因子, 以 5% 相对误差为控制依据, 则选择的 NLI 因子与目标计算状态的 NPR 也应不超过 0.1。

4.2 计算效率分析

本文提出的基于 NLI 因子的喷管载荷计算方法可快速获得不同飞行高度、不同飞行马赫数、不同发动机状态下的复杂气动型面喷管载荷, 影响其计算效率的主要因素为 NLI 因子的计算, 理论上, 只要计算得到一个亚临界状态喷管载荷分布和一个超临界喷管载荷分布分别作为喷管内流流动处于亚临界和超临界状态时的 NLI 因子, 即可获得任意状态下喷管载荷分布。然而根据上文

计算精度分析得到的结论, 就近选择 NLI 因子有利于提高喷管载荷计算精度, 所以, 实际应用时可适当增加 NLI 因子数量以满足计算精度要求。

进一步定量对比分析基于 NLI 因子的喷管载荷计算方法与基于 CFD 方法的计算效率。对于 CFD 计算, 影响总计算时长的主要因素为网格划分时长和数值计算时长。对于给定的喷管型面构型, 网格划分时长大约为 3 h, 本文算例基于 128 核 CPU 的高性能计算平台完成 CFD 计算, 每一个状态点, 数值计算时长约为 4 h。基于 CFD 数值计算方法, 则其计算时长即随着计算载荷状态数量呈线性增长。对于基于 NLI 因子计算, 根据第 4.1 节计算精度分析, 为了满足选择的 NLI 因子与目标计算状态的 NPR 不超过 0.1, 则需要计算约 10 个 CFD 计算状态作为 NLI 因子, 随后随着计算状态点增加, 计算时长则几乎不再增加。图 22 给出了基于 NLI 因子的喷管载荷计算方法与基于 CFD 方法的计算时长对比。可以看出, 与基于 CFD 的喷管载荷计算方法相比, 如果计算载荷状态数量小于 10, 本文基于 NLI 因子的喷管载荷计算方法与 CFD 计算效率一致, 当计算载荷状态数量大于 10, 随着计算载荷状态数量的增加, 基于 NLI 因子的计算方法的效率优势不断增强。

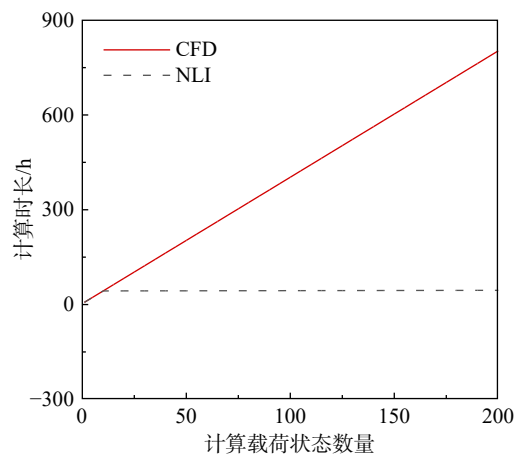


图 22 NLI 方法与 CFD 计算时长对比

Fig. 22 Comparison of the calculation time between NLI and CFD method

4.3 拓展应用分析

本文给出的基于 NLI 因子的喷管载荷计算方法的精度可以达到与 CFD 数值计算精度相当, 同时可以大大提高大批量载荷计算的效率。如果可以获得试验载荷数据, 以此作为 NLI 因子, 采用本文给出的基于 NLI 因子的喷管载荷计算方法,

则可以快速得到与试验测量精度相当的大批量载荷数据。

5 结 论

本文通过引入复杂气动型面喷管载荷影响因子,发展了基于 NLI 因子的复杂气动型面喷管载荷计算方法。通过多个算例验证,得到如下主要结论:

1) 复杂气动型面喷管载荷分布复杂,喷管壁面存在局部高压或低压载荷区域,型面凹或凸的几何特征对喷管壁面载荷分布影响很大,在喷管后段流动复杂区域内,其载荷变化更为剧烈。

2) 喷管流动处于超临界状态时,喷管载荷随喷管落压比线性变化,亚临界状态时,喷管载荷随喷管落压比呈近似线性。

3) 基于 NLI 因子的复杂气动型面喷管载荷计算方法可以得到与 CFD 计算方法精度相当的复杂气动型面喷管载荷分布,选择 NLI 因子与目标计算状态 NPR 差异控制在 0.1 内,即可以大大提高本文计算方法的计算精度。

4) 本文计算方法的计算效率随着需要计算的载荷状态数量增加而大大提升,特别适用于需要大批量状态载荷计算的情形,如飞机设计阶段中喷管疲劳载荷分析。

参考文献:

- [1] Luo Pei, Zheng Min. Thermal-fluid-solid coupling analysis of aero-engine nozzle[J]. Journal of Aerospace Science and Technology, 2016, 4(4): 85-95.
- [2] Crowe D S. Hot streak characterization in serpentine exhaust nozzles[D]. Ann Arbor, US: Air Force Institute of Technology, 2015.
- [3] 傅学金, 邓恒, 寇军强, 等. 复合喷管结构温度场流固耦合仿真分析[J]. 固体火箭技术, 2014, 37(6): 781-786.
Fu Xuejin, Deng Heng, Kou Junqiang, et al. Coupled numerical simulation on flow field and thermo-structure of composite nozzle[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2014, 37(6): 781-786. (in Chinese)
- [4] Crickmore P F. Lockheed F-117 nighthawk stealth fighter[M]. Oxford, UK: Osprey Publishing, 2014.
- [5] 艾俊强, 周莉, 杨青真. S 弯隐身喷管[M]. 北京: 国防工业出版社, 2017.
- [6] Sepulveda E, Smith H. Technology challenges of stealth unmanned combat aerial vehicles[J]. The Aeronautical Journal, 2017, 121(1243): 1261-1295.
- [7] 孙啸林. 低可探测 S 弯喷管设计及性能评估方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2018.
Sun Xiaolin. Investigation on design method and performance estimation of low observable S-shaped nozzle[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2018. (in Chinese)
- [8] 周铸, 黄江涛, 黄勇, 等. CFD 技术在航空工程领域的应用、挑战与发展[J]. 航空学报, 2017, 38(3): 020891.
Zhou Zhu, Huang Jiangtao, Huang Yong, et al. CFD technology in aeronautic engineering field: Applications, challenges and development[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(3): 020891. (in Chinese)
- [9] 孙鹏, 周莉, 王占学, 等. 双 S 弯喷管的流固耦合特性研究[J]. 推进技术, 2022, 43(10): 210349.
Sun Peng, Zhou Li, Wang Zhanxue, et al. Fluid-structure interaction characteristic of double serpentine nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(10): 210349. (in Chinese)
- [10] 孙鹏, 周莉, 王占学. 出口宽高比对双涵道 S 弯喷管流动特性的影响[J]. 推进技术, 2022, 43(6): 201033.
Sun Peng, Zhou Li, Wang Zhanxue. Effects of aspect ratio on flow characteristic of serpentine nozzle for turbofan[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(6): 201033. (in Chinese)
- [11] 王赞, 杨青真. 大涵道发动机分排喷管参数化设计[J]. 中国科技信息, 2017(9): 37-38.
Wang Yun, Yang Qingzhen. Parametric design of exhaust nozzle for large ducted engine[J]. China Science and Technology Information, 2017(9): 37-38. (in Chinese)
- [12] 征建生, 张靖周, 单勇, 等. 球面收敛二元喷管出口三角形锯齿对气动和红外特性的影响[J]. 航空动力学报, 2017, 32(6): 1328-1334.
Zheng Jiansheng, Zhang Jingzhou, Shan Yong, et al. Influence of outlet delta-chevrons on aerodynamic and infrared characteristics of spherical convergent two-dimensional nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(6): 1328-1334. (in Chinese)
- [13] 向鑫, 李苑, 朱敬德, 等. 复杂载荷下二元喷管静强度分析[J]. 失效分析与预防, 2022, 17(3): 141-145, 161.
Xiang Xin, Li Yuan, Zhu Jingde, et al. Static strength analysis of a two-dimensional nozzle under complex loads[J]. Failure Analysis and Prevention, 2022, 17(3): 141-145, 161. (in Chinese)
- [14] 胡海峰, 鲍福廷, 王艺杰, 等. 喷管分离流流动-热-结构顺序耦合数值模拟及试验研究[J]. 宇航学报, 2011, 32(7): 1534-1541.
Hu Haifeng, Bao Futing, Wang Yijie, et al. Nozzle flow separation fluid-thermal-structure load transfer coupled analysis and test research[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(7): 1534-1541. (in Chinese)
- [15] 李虹杨, 王霄, 孙超, 等. 喷流作用下的单边膨胀后体气动载荷[J]. 航空学报, 2021, 42(8): 525797.
Li Hongyang, Wang Xiao, Sun Chao, et al. Aerodynamic load of unilateral expanded after-body under jet effect[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(8): 525797. (in Chinese)
- [16] 卫永斌, 艾俊强. 并列双发三维非对称多 S 弯喷管参数化设计方法[J]. 航空动力学报, 2015, 30(2): 271-280.
Wei Yongbin, Ai Junqiang. Parameter design method of double juxtaposition 3-D asymmetric several-S-shaped nozzles[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(2): 271-280. (in Chinese)
- [17] 张勃, 吉洪湖. 大宽高比矩形喷管的射流与外流掺混特性的数值研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(1): 104-110.
Zhang Bo, Ji Honghu. Numerical study of internal and external flow mixing for rectangular nozzles with large aspect ratio[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(1): 104-110. (in Chinese)
- [18] Zhang Yuqi, Xu Jinglei, Pan Ruifeng, et al. Numerical investigation of short takeoff and landing exhaust system using bypass dual throat nozzle[J]. Aerospace Science and Technology, 2023, 138: 108316.
- [19] Crowe D S, Martin C L. Effect of geometry on exit temperature

- from serpentine exhaust nozzles[R]. AIAA-2015-1670, 2015.
- [20] Urbanczyk P S, Alonso J J, Nigam N, et al. Coupled multiphysics analysis for design of advanced exhaust systems[R]. AIAA-2017-0799, 2017.
- [21] Nigam N, Ayyalasomayajula S K, Tang Yuye, et al. Design optimization of advanced exhaust systems[R]. AIAA-2017-3331, 2017.
- [22] Nigam N, Ayyalasomayajula S K, Tang Yuye, et al. Aero-structural design tool for advanced exhaust systems[R]. AIAA-2020-0162, 2020.
- [23] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.
- [24] Anderson J D Jr. Fundamentals of aerodynamics[M]. New York, US: McGraw-Hill, 1991.
- [25] Menter F R. Influence of freestream values on k-omega turbulence model predictions[J]. AIAA Journal, 1992, 30(6): 1657-1659.
- [26] Zhang Hui, Lei Wutao. Numerical investigation on an under-expanded jet from a rectangular nozzle with aft deck[C]//2023 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT 2023) Proceedings. Singapore: Springer Nature Singapore, 2024: 1372-1383.
- [27] 张辉, 雷武涛. 发动机喷管超临界状态喷流数值计算方法研究[C]//第六届中国航空科学技术大会论文集. 嘉兴: 中国航空学会, 2023: 488-494.
- Zhang Hui, Lei Wutao. Investigation on the jet-flow characteristics of engine nozzle under supercritical state using CFD method[C]//Proceedings of 6th China Aeronautical Science and Technology Congress. Jiaxing: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2023: 488-494. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)