

# 导弹轨控喷流气动干扰全空域插值方法研究

李欣益, 刘 伟, 唐海敏, 傅建明

(上海机电工程研究所, 上海 201109)

**摘要:** 导弹侧向喷流气动干扰受海拔高度影响显著, 主要原因在于雷诺数和压力比会随海拔高度的变化而变化。受大气参数的影响, 雷诺数和压力比的变化规律并不一致。为能在现有气动模型基础上既保证插值精度又减少节点数, 通过数值模拟方法研究了雷诺数和压力比对轨控喷流气动干扰的影响。结果表明: 海拔高度对喷流气动干扰的影响主要由压力比变化造成, 雷诺数变化产生的影响相对较小, 且喷流干扰与压力比间存在一定的线性关系。因此, 提出了一种基于压力比的喷流气动干扰插值方法。相比于传统的基于高度的插值方法, 该方法可显著提高插值精度, 并减少节点数, 适用于全空域轨控喷流气动建模。

**关键词:** 数值模拟; 轨控; 侧向喷流; 喷流干扰; 雷诺数; 压力比; 海拔高度; 插值方法

**中图分类号:** O355      **文献标志码:** A

**DOI:** 10.19328/j.cnki.1006-1630.2018.04.003

## Study on Interpolation Methods of Lateral Jet Interaction for Missiles with Divert Control in Full Airspace

LI Xinyi, LIU Wei, TANG Haimin, FU Jianming

(Shanghai Electromechanical Engineering Institute, Shanghai 201109, China)

**Abstract:** The lateral jet interaction for missiles with divert control is influenced significantly by altitudes, due to the different change rules of Reynolds number and pressure ratio along with altitudes. In order to ensure the precision of interpolation and reduce the computational work based on existing aerodynamic mathematical models, a numerical method is used to analyze the effects of Reynolds number and pressure ratio on the lateral jet interaction. The results show that the change of lateral jet interaction is mainly caused by the pressure ratio, rather than the Reynolds number, and there exists a certain linear relation between jet interaction and pressure ratio. Therefore, a new method of interpolation based on pressure ratio for the lateral jet interaction is developed. In comparison with the traditional interpolation method based on altitude, this method can improve the precision of interpolation significantly, and can be used to construct an aerodynamic mathematical model for the lateral jet interaction of divert control in full airspace.

**Keywords:** numerical simulation; divert control; lateral jet; jet interaction; Reynolds number; pressure ratio; altitude; interpolation method

## 0 引言

近年来, 弹道导弹、超声速巡航导弹等高速目标的威胁日益增大。这类目标速度极快, 一般都以超声速甚至高超声速在大气层中运动, 导致防空导弹的拦截时间缩短, 留给导弹末制导修正脱靶量的时间也被大大压缩, 这对导弹的机动性、灵敏性提出了更高要求。传统空气舵控制的导弹对过载指令的响

应速度为几百毫秒量级, 滞后效应较严重, 面对高速目标时, 导弹响应速度需达到数十毫秒的量级, 单纯采用空气舵控制的导弹难以有效减小脱靶量。而直接力控制的导弹对过载指令的响应速度可达 10 ms 量级, 可满足防空导弹拦截高速目标的需求。

侧向喷流与来流相撞产生复杂的干扰流场。当喷流从飞行器表面喷出时, 喷流本身会产生反作用

力,和外流发生强烈碰撞后,会引起激波-边界层干扰、边界层分离、旋涡等复杂的流动现象,改变飞行器局部表面的压力分布,产生附加的力和力矩<sup>[1]</sup>,即产生气动干扰。

与常规气动力不同,侧向喷流气动干扰会随海拔高度(以下简称高度)的不同而发生显著变化。因此,为满足全空域使用轨控喷流的要求,必须提供不同高度下的喷流气动干扰数据。然而,受经费及研制周期的限制,往往只能对有限的高度进行喷流气动干扰计算,这就要求我们必须研究侧向喷流气动干扰随高度变化而发生变化的机理,从中发现规律,从而寻找到一种有效、可靠的插值方法,实现有限数据下不同空域的喷流气动干扰数据插值。

目前,国内外已针对侧向力直-气复合干扰做了大量研究工作<sup>[2-6]</sup>。中国空气动力学研究与发展中心、中国航天空气动力技术研究院等研究机构也进行了很多前沿性的探索<sup>[7-11]</sup>。文献[1]开展了一系列风洞试验,分析了侧向喷流干扰的流动机理和喷流参数的影响规律。文献[9-10]对侧向喷流计算的湍流模型、差分格式、网格生成方法进行了深入研究。然而,这些研究多侧重于对流动机理、流动现象的阐述和对数值计算方法的探索,较少涉及不同空域下喷流气动干扰对导弹气动特性的影响和相应的插值方法。

传统的全空域喷流气动干扰插值都是基于高度插值来进行的,该方法较为直观,然而在空气动力学的控制方程和边界条件中,高度的变化实际只体现在雷诺数和侧向喷流与来流的压力比的变化上。雷诺数会影响导弹边界层厚度,压力比会影响喷流马赫盘形状,从而导致侧向喷流气动干扰发生变化。因此,基于高度的插值方法在气动原理上缺乏理论依据。

本文通过数值计算,着重研究了不同空域下雷诺数和压力比对轨控喷流气动干扰的影响,提出了一种基于压力比的插值方法。与基于高度和雷诺数的插值方法相比,该方法精度更高,所需数据量更少,可为全空域喷流气动干扰建模提供依据。

## 1 相似准则及数值方法

本文主要通过数值方法来分析不同空域下不同参数对轨控喷流气动干扰的影响。工程上导弹采用的侧向喷流均为燃气喷流,因国内目前主要采用冷喷模拟热喷的方法来进行相应的风洞试验和数值模

拟<sup>[1]</sup>,故首先必须明确冷热喷转换的相似准则,并验证数值方法计算结果的准确性。

### 1.1 相似准则

参考 GJB4012-2000,按照动量相似、压力比相似、出口面积相似等原则确定喷管参数和喷流参数为

$$\begin{cases} p_h \gamma_h (Ma_h)^2 A_h = p_c \gamma_c (Ma_c)^2 A_c \\ p_h / p_\infty = p_c / p_\infty \\ A_h = A_c \\ \frac{A_c}{A_c^*} = \frac{1}{Ma_c} \left[ \left( \frac{2}{\gamma_c + 1} \right) \left( 1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} (Ma_c)^2 \right) \right]^{\frac{\gamma_c + 1}{2(\gamma_c - 1)}} \\ \frac{p_0}{p_c} = \left( 1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} (Ma_c)^2 \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $\gamma_h, \gamma_c$  分别为热、冷喷的比热比;  $Ma_h, Ma_c$  分别为热、冷喷的喷管出口马赫数;  $A_h, A_c$  分别为热、冷喷的喷管出口面积;  $A_c^*$  为冷喷喷管喉道面积;  $p_0$  为喷流总压;  $p_\infty$  为来流静压;  $p_c$  为冷喷喷管出口静压;  $p_h$  为热喷喷管出口静压。

### 1.2 计算模型及数值方法

计算外形为尖拱-柱-舵的旋成体模型,选取“×”型布局进行计算。因侧向喷流流场中包含复杂的波系和涡系结构,且存在流动的分流与再附等复杂的流动现象,故选择三维可压缩雷诺平均 N-S (Navier-Stokes) 方程为控制方程<sup>[12-15]</sup>。通过有限体积方法进行离散,湍流模型采用一方程 S-A (Spalart-Allmaras) 模型。采用整体结构化网格,对壁面和喷口附近的网格进行加密处理。对近壁面网格开展网格无关性研究,最终选取的近壁面网格高度为 0.05 mm,网格单元总量为  $1.4 \times 10^7$ 。网格拓扑及喷口处网格如图 1、2 所示。

### 1.3 数值计算与风洞试验对比

为验证数值计算方法的准确性,将 CFD (computational fluid dynamics) 计算结果与某风洞试验结果进行对比,法向力和俯仰力矩系数的对比曲线如图 3、4 所示。图中:马赫数  $Ma = 2.0$ ,雷诺数  $Re = 3\,447\,583$ ,压力比  $p_j / p_\infty = 14.87$ 。

由图 3、4 可以看出,本文采用的数值模拟方法结果可靠,可用于侧向喷流干扰流场的特性分析。

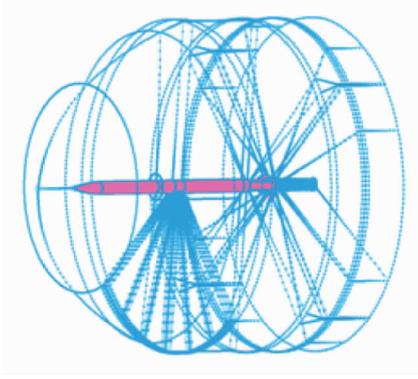


图 1 导弹空间网格视图

Fig. 1 Grid distribution of missile

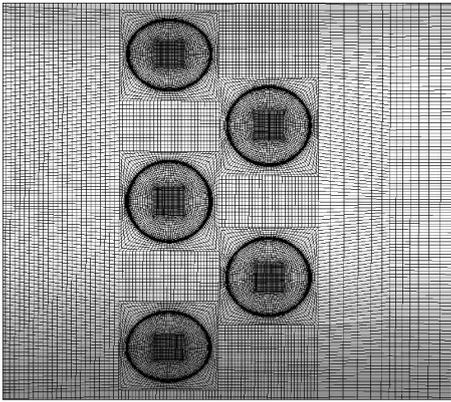


图 2 喷口网格视图

Fig. 2 Grid distribution of lateral jet

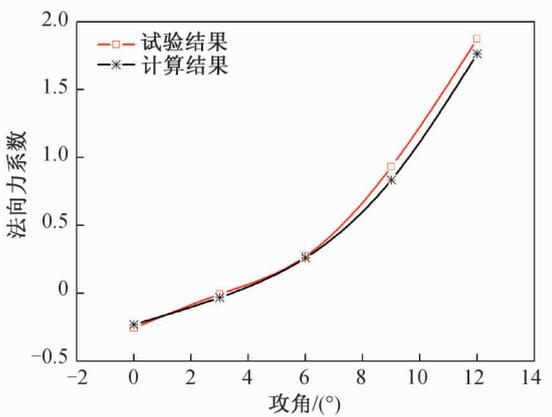


图 3 法向力系数 CFD 计算与试验对比

Fig. 3 Comparison of normal force coefficients by CFD calculation and experiment

## 2 雷诺数影响分析

雷诺数随高度的变化而变化,导致边界层厚度发生变化,从而对喷流气动干扰产生影响。为分析

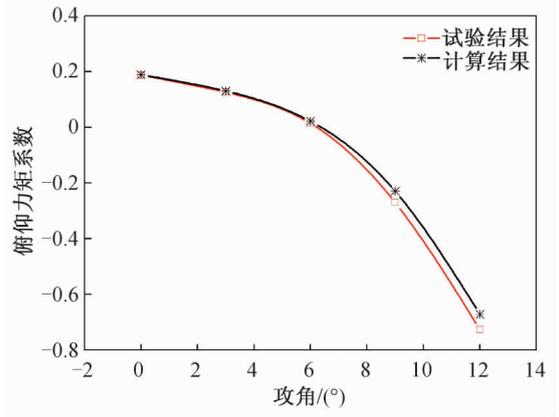


图 4 俯仰力矩系数 CFD 计算与试验对比

Fig. 4 Comparison of pitching moment coefficients by CFD calculation and experiment

雷诺数对喷流气动干扰的影响程度,统一取 8 km 处的压力比计算不同高度的喷流气动干扰,相关计算参数见表 1。

雷诺数的表达式为

$$Re = \rho v l / \mu \quad (2)$$

式中:  $Re$  为雷诺数;  $\rho$  为大气密度;  $v$  为导弹速度;  $l$  为导弹长度;  $\mu$  为大气黏性系数。 $\rho, \mu$  随高度变化而变化,从而影响雷诺数。

六分量的喷流干扰气动系数表示为

$$\Delta C_i = \Delta C_{i\_jet} - \Delta C_{i\_nojet} \quad (3)$$

式中:  $\Delta C_{i\_jet}, \Delta C_{i\_nojet}$  分别为气动系数六分量的有喷值(不包含喷流推力/力矩系数)、无喷值。计算结果见表 2。

表 1 计算参数

Tab. 1 Computational parameters

滚转角/(°)	$Ma$	攻角/(°)	飞行高度/km	$Re$	压力比
45	2	0	1	9 574 992	14.87
45	2	0	8	4 774 026	14.87
45	2	0	16	1 554 991	14.87
45	2	0	24	435 820	14.87

表 2 计算结果

Tab. 2 Computational results

飞行高度/km	法向力干扰	俯仰力矩干扰
1	-0.428 61	0.184 46
8	-0.447 37	0.183 50
16	-0.460 62	0.184 43
24	-0.462 66	0.184 50

从表 2 可以看出,由于雷诺数不同,相比于 8 km 处的计算结果,不同高度的法向力干扰最大相差 3%,俯仰力矩干扰最大相差 1%。对于表 1 中 1 km 和 8 km 两种高度下的计算状态,图 5、6 分别给出了导弹上下表面中间线上的压强系数对比。可以看出,就轨控喷流而言,雷诺数的变化对气动干扰量影响较小。

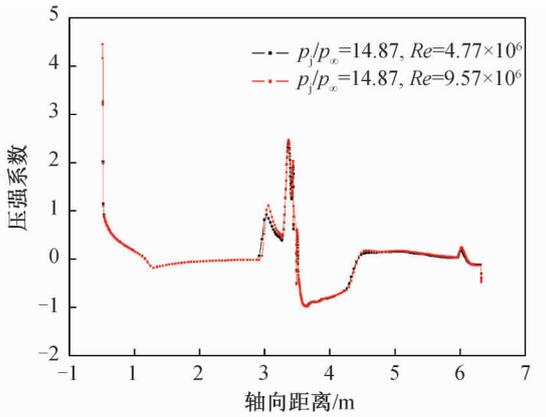


图 5 不同雷诺数下对称子午线压强系数分布(下表面)

Fig. 5 Pressure coefficient distribution on symmetric meridian for different Reynolds numbers (lower surface)

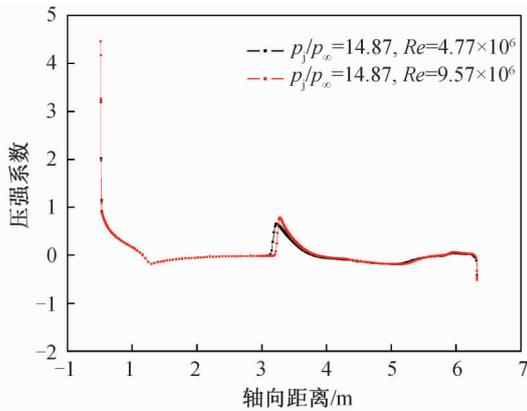


图 6 不同雷诺数下对称子午线压强系数分布(上表面)

Fig. 6 Pressure coefficient distribution on symmetric meridian for different Reynolds numbers (upper surface)

### 3 压力比影响分析

除雷诺数外,压力比也会随高度的变化而变化。此处,压力比为喷管出口静压与来流静压的比值。作为喷流模拟的重要相似参数,压力比的变化将造成波系结构、压力分布发生改变。

统一取 8 km 处的雷诺数,对不同压力比下的喷流干扰进行计算,相关计算参数见表 3,计算结果见表 4。

表 3 计算参数

Tab. 3 Computational parameters

滚转角/(°)	Ma	攻角/(°)	飞行高度/km	Re	压力比
45	2	0	1	4 774 026	5.89
45	2	0	8	4 774 026	14.87
45	2	0	16	4 774 026	51.23
45	2	0	24	4 774 026	178.34

表 4 计算结果

Tab. 4 Computational results

飞行高度/km	法向力干扰	俯仰力矩干扰
1	-0.343 55	0.143 04
8	-0.447 37	0.183 50
16	-0.574 93	0.302 66
24	-0.117 79	0.816 93

由表 4 可知,在不同高度,由于压力比发生变化,法向力干扰和俯仰力矩干扰变化显著。对于表 3 中 1 km 和 8 km 两种高度下的计算状态,图 7、8 分别给出了导弹上下表面中间线上的压强系数对比。可以看出,压力比变化带来的影响远大于雷诺数变化带来的影响。

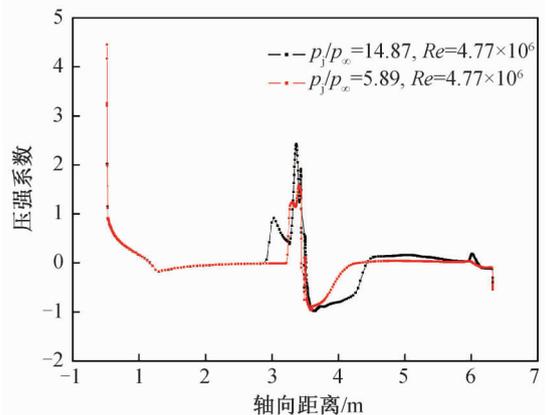


图 7 不同压力比下对称子午线压强系数分布(下表面)

Fig. 7 Pressure coefficient distribution on symmetric meridian for different pressure ratios (lower surface)

4 不同海拔高度下喷流气动干扰插值为满足不同高度条件下使用轨控的要求,需研

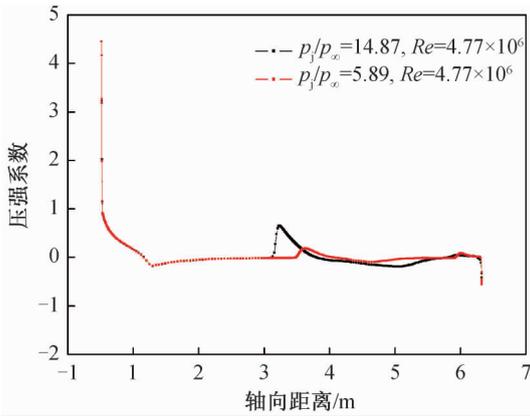


图 8 不同压力下对称子午线压强系数分布(上表面)

Fig. 8 Pressure coefficient distribution on symmetric meridian for different pressure ratios (upper surface)

究不同空域下喷流干扰的插值方法。对于该问题,传统方法是基于高度进行插值,但从前面章节的分析中可以看出,就轨控喷流而言,高度对喷流气动干扰的影响实际由雷诺数和压力比的变化造成,其中又以压力比变化带来的影响为主。喷流气动干扰的大小与高度值并无直接关系,传统的基于高度的插值方法在气动原理上缺乏理论依据。因此,本文认为应对基于雷诺数或压力比的插值方法进行研究。

为比较基于高度、雷诺数、压力比的 3 种插值方法的优劣,对表 5 中的状态进行了计算,并分别给出了喷流气动干扰随高度、雷诺数和压力比变化的曲线,如图 9~14 所示。

表 5 计算参数

Tab. 5 Computational parameters

滚转角/(°)	Ma	攻角/(°)	飞行高度/km	Re	压力比
45	2	6	16	1 554 871	51.19
45	2	6	18	1 136 205	70.05
45	2	6	21	706 170	112.07
45	2	6	24	435 786	178.34
45	2	6	27	270 806	281.91
45	2	6	30	169 428	442.76
45	2	6	32	124 393	596.13
45	2	6	35	76 809	922.38
45	2	6	37	56 177	1 223.31
45	2	6	40	35 625	1 845.76

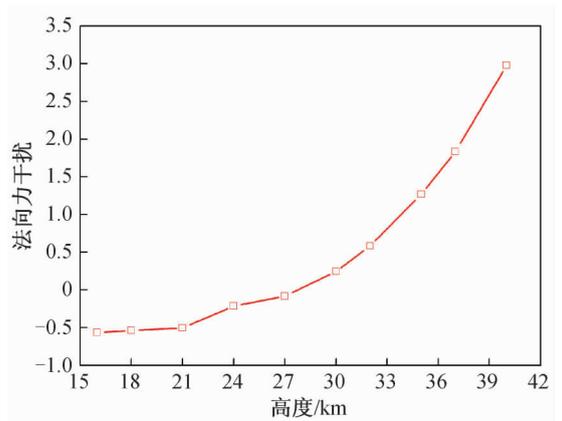


图 9 法向力干扰随高度变化曲线

Fig. 9 Variation of normal force interaction with altitude

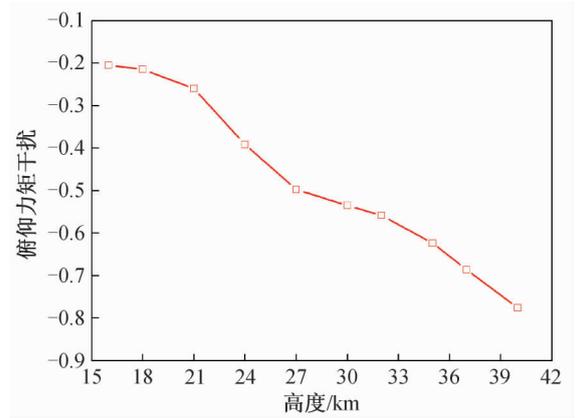


图 10 俯仰力矩干扰随高度变化曲线

Fig. 10 Variation of pitching moment interaction with altitude

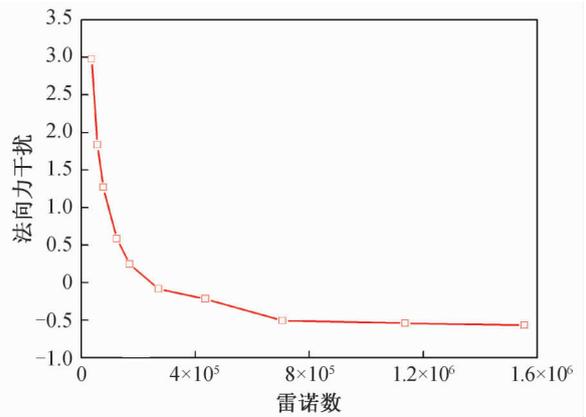


图 11 法向力干扰随雷诺数变化曲线

Fig. 11 Variation of normal force interaction with Reynolds number

从图 9~14 可以看出,由喷流产生的法向力和俯仰力矩干扰随高度、雷诺数和压力比的变化均呈非

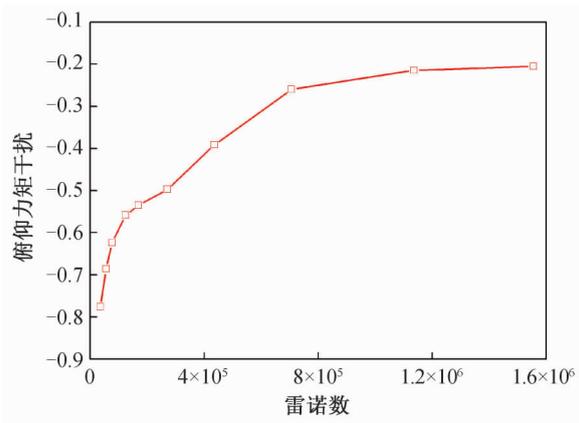


图 12 俯仰力矩干扰随雷诺数变化曲线  
 Fig. 12 Variation of pitching moment interaction with Reynolds number

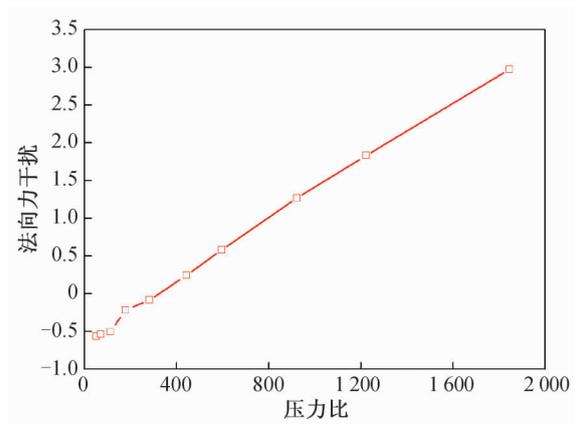


图 13 法向力干扰随压力比变化曲线  
 Fig. 13 Variation of normal force interaction with pressure ratio

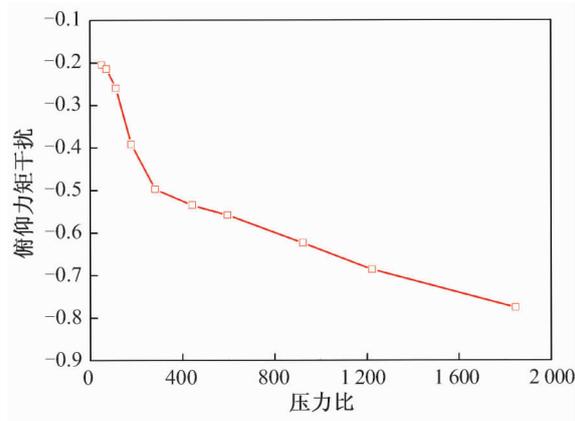


图 14 俯仰力矩干扰随压力比变化曲线  
 Fig. 14 Variation of pitching moment interaction with pressure ratio

线性变化,直接采用两点间线性插值会带来较大误差,必须划分出线性度较好的区间,采用分段线性插值来提高精度。其中:喷流干扰随压力比变化曲线的线性度最好,随高度变化曲线的线性度其次,随雷诺数变化曲线的线性度最差;喷流气动干扰在不同的区间随压力比呈现一定的线性关系。因此,可考虑采用基于压力比的分段线性插值来提高插值精度。

在进行分段线性插值的过程中,既要保证插值精度,又要尽量减少插值节点以减少计算量和成本。综合分析图 9、10、13、14 可以看出,在 16~40 km 范围内,21,27 km 是喷流干扰的 2 个较为明显的拐点。因此,为在保证插值精度的同时减少计算量,如只能选取 4 个插值点,则可取 16,21,27,40 km 这 4 个高度作为插值节点,分别按高度和压力比线性插值,结果如图 15~18 所示。

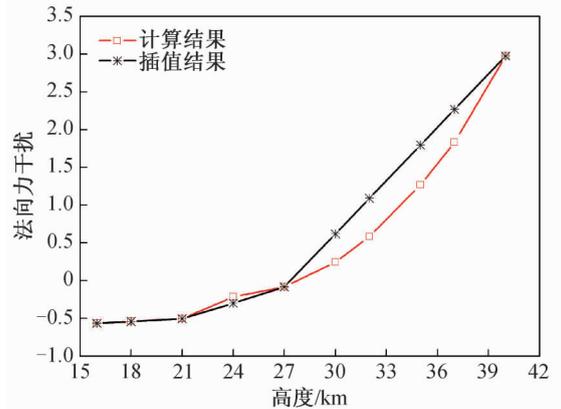


图 15 法向力干扰按高度线性插值  
 Fig. 15 Linear interpolation of normal force interaction with altitude

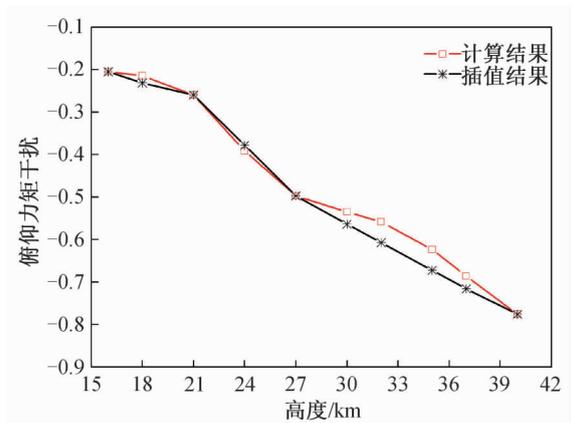


图 16 俯仰力矩干扰按高度线性插值  
 Fig. 16 Linear interpolation of pitching moment interaction with altitude

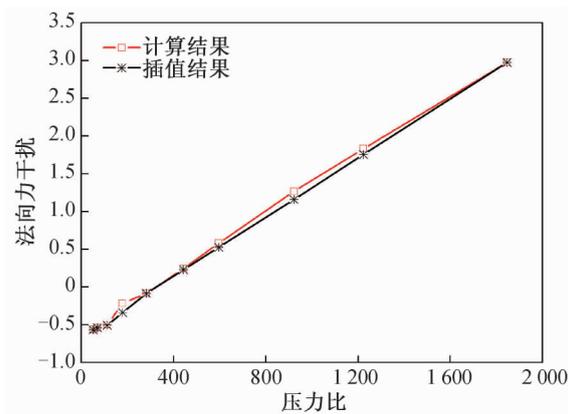


图 17 法向力干扰按压力比线性插值

Fig. 17 Linear interpolation of normal force interaction with pressure ratio

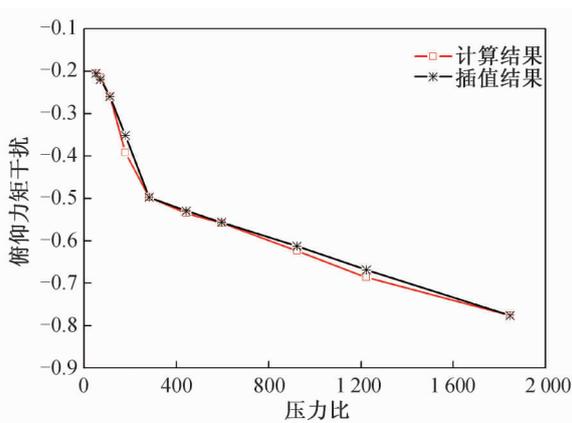


图 18 俯仰力矩干扰按压力比线性插值

Fig. 18 Linear interpolation of pitching moment interaction with pressure ratio

从图 15~18 可以看出,在 27 km 以下,2 种插值方法获得的结果均与计算值较为吻合,误差较小,而在 27 km 以上,按压力比线性插值的误差要明显小于按高度线性插值。在保证精度的条件下,如果要按高度线性插值,则必须在 27~40 km 范围内增加插值节点,这就导致计算量和成本大大增加。因此,与按高度线性插值相比,按压力比线性插值精度更高,同时能减少插值节点数。

## 5 结论

分析表明,在小攻角轨控喷流状态下,雷诺数对喷流气动干扰的影响相对较小,高度变化带来的影响主要由压力比变化造成。通过比较发现,喷流气动干扰随压力比变化的线性度最好,因而可以利用较少的数据进行线性插值来获得全空域的喷流干

扰。与传统的按高度线性插值相比,本文提出的按压力比进行分段线性插值的方法误差更小,具有较强的创新性,并已实现工程应用。在型号研制过程中,应根据喷流干扰随压力比变化的规律,划分出线线性度较好的区间,选择区间边界点作为计算状态,为全空域插值提供基础数据,这样既可减少计算量,又可提高插值精度。

## 参考文献

- [1] 李素循. 激波与边界层主导的复杂流动[M]. 北京: 科学出版社, 2007: 162-191.
- [2] KUMAR D, STOLLERY J L, SMITH A J. Hypersonic jet control effectiveness[R]. AIAA, 95-6066, 1995.
- [3] BRANDEIS J, GILL J. Experimental investigation of side jet steering for missiles at supersonic and hypersonic speeds[R]. AIAA, 95-0316, 1995.
- [4] SRIVASTAVA B. Lateral jet control of a supersonic missile: computational and experimental comparisons [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1998, 35(2): 140-146.
- [5] CHAMBERLAIN R, MCCLURE D, DANG A. CFD analysis of lateral jet interaction phenomena for the THAAD interceptor[R]. AIAA, 00-0963, 2000.
- [6] ALKANDRY H, BOYD I D, REED E M, et al. Aerodynamic interactions of reaction-control-system jets for atmospheric entry aeroshells[J]. AIAA Journal, 2013, 51(5): 1105-1118.
- [7] 周伟江. 钝头飞行器高超声速侧向喷流干扰流场特性研究[J]. 宇航学报, 2008, 29(4): 1137-1141.
- [8] 陈坚强, 陈琦, 谢昱飞, 等. 侧向喷流与舵面运动相互干扰的数值模拟研究[J]. 宇航学报, 2014, 35(5): 515-520.
- [9] 刘耀峰, 薄靖龙. 侧向喷流干扰流场建立与消退过程数值模拟[J]. 宇航学报, 2015, 36(8): 877-884.
- [10] 刘耀峰. CFD 软件研发和战术导弹喷流/绕流复杂流动数值模拟[D]. 北京: 北京理工大学, 2005.
- [11] 王军旗, 李素循. 超声速多喷流干扰流场特性研究[J]. 力学学报, 2009, 41(4): 575-583.
- [12] 周培培. 基于结构网格的栅格翼绕流数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2014, 32(3): 334-338.
- [13] 周培培. 横向喷流对鸭式导弹滚转特性影响研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(4): 475-480.
- [14] 李波, 王一白, 杨立军, 等. 尾部二次喷流抑制喷管分离流动的数值研究[J]. 航空动力学报, 2013, 28(11): 2615-2620.
- [15] 赵法明, 王江峰. 带舵旋成体侧向喷流流场特性分析[J]. 航空动力学报, 2016, 31(3): 726-732.