

# 发动机喷管对火箭气动静稳定及控制特性影响研究

任一鹏, 杨学军, 杨锐, 姚瑶, 张兵, 蒋平

(北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

**摘要:** 发动机喷管外露于火箭尾部是常见情形,但在火箭气动设计过程中却经常不予考虑。利用数值计算方法,研究喷管外露部分对火箭气动静稳定及控制特性的影响。计算结果表明:在超声速  $Ma=2\sim 12$ 、攻角  $30^\circ$  范围内,外露喷管对火箭气动静稳定性有  $1\%\sim 2\%$  的增加,且气动控制效率明显,喷管  $\pm 3^\circ$  摆角产生的气动控制力矩约为头部空气舵  $\pm 20^\circ$  摆角的  $1\sim 2$  倍。因此,对于确实存在喷管外露的火箭,在气动特性设计过程中需充分考虑喷管对静稳定性的影响,甚至可以考虑将喷管作为气动控制面,用于火箭无动力滑行段的姿态控制。

**关键词:** 发动机喷管; 火箭; 气动静稳定特性; 气动控制特性

中图分类号: V411.4

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2017) 03-0016-08

## Study on the Influence of the Nozzle on Aero-static Stability and Control Characteristics of the Rocket

REN Yi-peng, YANG Xue-jun, YANG Rui, YAO Yao, ZAHNG Bing, JIANG Ping

(Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

**Abstract:** Jet nozzle is usually exposed at the tail of the rocket. However, its influence on rocket aerodynamics has not yet been considered during the aerodynamic design of rocket. In this paper, the influence of the exposed-nozzle and the dynamic on the aerodynamic stability and control characteristics of the rocket is studied using numerical computation, based on the solution of Euler equations for compressible flow. It is shown that for Mach numbers ranging from 2 to 12 and angle of attack ranging from  $0^\circ$  to  $30^\circ$ , the aero-static stability of the rocket is improved about  $1\%\sim 2\%$  due to the existence of the exposed nozzle, and the dynamic control efficiency of the jet is equal or even double of the canard, which means non-negligible aerodynamic control efficiency and which should be considered during the aerodynamic design process. The result also suggests that the exposed-surface of the nozzle can be used as an aerodynamic control surface for rocket attitude control.

**Key words:** Nozzle; Rocket; Aero-static stability; Aerodynamic control Characteristics

### 0 引言

火箭为减少结构无用质量,通常会尽量减少柱段壳体,将发动机喷管部分外露在箭体后部,特别是级间分离后二级发动机喷管,外露长度是

比较明显的<sup>[1-4]</sup>。在高速风洞测力试验中,受限于模型的尾部支撑方式,喷管部分很难保型加工,通常的试验模型均不考虑喷管。试验模型较真实外形存在失真,试验结果也会由此产生一定的误差。

收稿日期: 2017-07-16; 修订日期: 2017-08-14

基金项目: 国家自然科学基金 (11372054)

作者简介: 任一鹏 (1986-), 男, 硕士, 工程师, 主要从事飞行器气动及气动热环境设计工作。E-mail: rtianxiao@163.com

针对火箭喷管,国内外的主要研究方向在于喷流影响<sup>[5-7]</sup>,喷管外露对火箭气动静稳定性及控制特性的影响,国内外公开发表的文献还未见报道,且对于国内常用的 0.5m~1.2m 较小尺度风洞,长细比大于 12 的火箭测力试验通常难以考虑喷管影响。本文采用 CFD 计算方法,分析了发动机喷管外露段对火箭气动特性,特别是静稳定性的影响,并进一步评估了发动机喷管摆动时产生的气动控制效率。基于上述两方面的分析研究,为后续火箭气动特性设计提供参考。

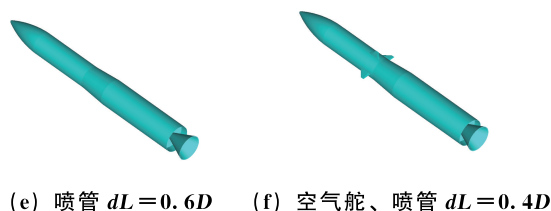
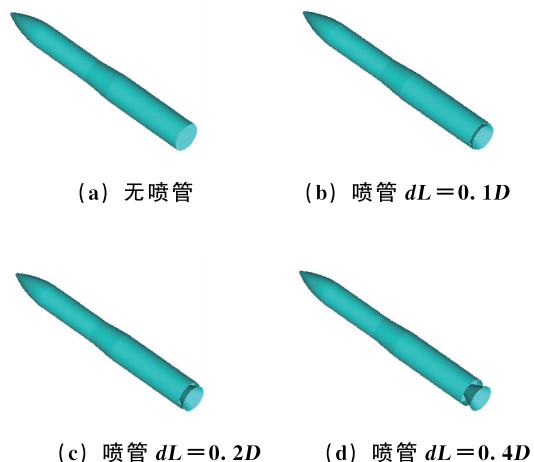
固体火箭在发动机工作结束后,为实现特定目的,通常会进行马赫数 2~12、攻角  $0^\circ\sim 30^\circ$ 、高度 20km~60km 范围内的无动力滑行飞行,此时喷管处于无喷流状态。本文对上述来流条件下的无动力滑行状态开展研究,不考虑喷流,仅考虑喷管气动外形对火箭气动特性的影响,同时评估无动力飞行段喷管摆动产生的气动控制力矩,首次提出将喷管作为气动控制面,用于火箭无动力飞行段的姿态控制。

## 1 气动外形

选择钝头拱形锥段+柱段+锥段+柱段的基准火箭气动外形<sup>[8-10]</sup>,长细比约 13,如图 1 (a) 所示。

在基准外形的尾部增加喷管,其中喷管外露部分的长度分别为  $dL=0.1D\sim 0.6D$  ( $D$  为火箭柱段直径),用于对比分析喷管外露长度对火箭静稳定性的影响,如图 1 (b)~(e) 所示。

在图 1 (d) 的基础上,增加气动控制特性较好<sup>[10-11]</sup>的头部“+”字型空气舵,将喷管摆动产生的气动控制效率与空气舵舵效进行对比研究,外形如图 1 (f) 所示。



(e) 喷管  $dL=0.6D$  (f) 空气舵、喷管  $dL=0.4D$

图 1 计算用气动外形

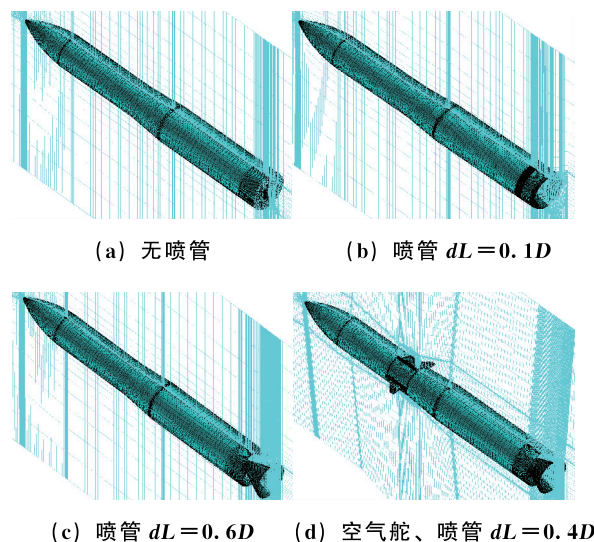
Fig. 1 Aerodynamic configuration for CFD

## 2 数值方法及准确性验证

### 2.1 数值方法

以俯仰方向为例,影响稳定性及控制特性的气动参数主要是法向力系数  $C_N$  和俯仰力矩系数  $CM_Z$ 。在超声速段、攻角适中时,  $C_N$  和  $CM_Z$  主要由压力分布决定。基于上述特性,本文选用基于格点格式的三维可压缩 Euler 方程有限体积求解器,方程的空间离散采用 2 阶精度的 TVD 格式,选用 Minmod 限制器,时间推进采用隐式 LU-SGS 格式。

计算采用 O-H 型多块结构化网格,增加喷管和空气舵后,在其附近做适应性加密和局部拓扑结构优化调整,网格总数为  $1\times 10^6\sim 1.8\times 10^6$ ,如图 2 所示,喷管附近局部网格如图 3 所示。



(c) 喷管  $dL=0.6D$  (d) 空气舵、喷管  $dL=0.4D$

图 2 计算用三维网格

Fig. 2 Mesh for CFD

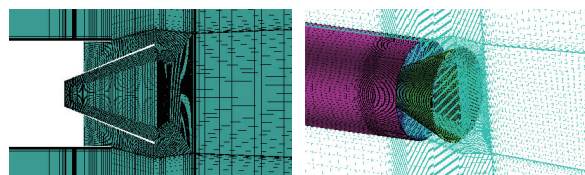


图 3 喷管附近局部网格图 ( $dL=0.4D$ )

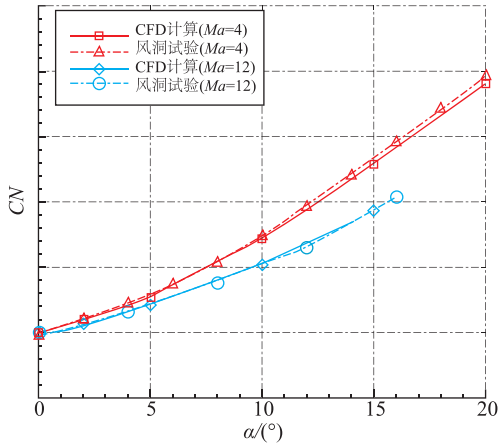
Fig. 3 Local mesh near the nozzle ( $dL=0.4D$ )

### 2.2 准确性验证

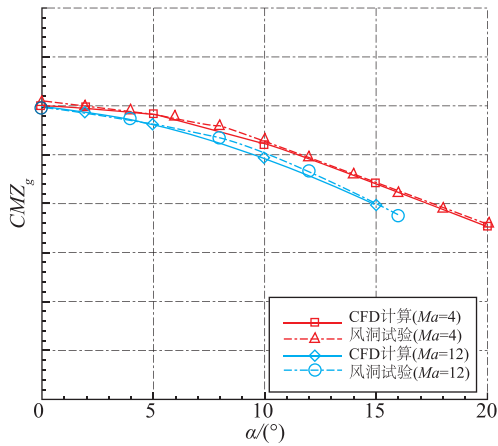
按照 2.1 节中的 Euler 方程离散求解方法和网格拓扑结构, 开展某火箭气动特性 (外形为轴对称箭体+空气舵) 的 CFD 计算, 将气动力和表面

压力分布计算结果与风洞测力、测压试验结果进行比较, 如图 4~图 6 所示。其中图 4 给出了  $Ma=4$ 、12 的法向力系数  $C_N$ 、相对质心俯仰力矩系数  $CMZ_g$ 、轴向力系数  $CA$ ; 图 5、图 6 分别给出了  $Ma=4$  时箭体锥段轴向横截面和空气舵展向横截面上的压力系数分布。

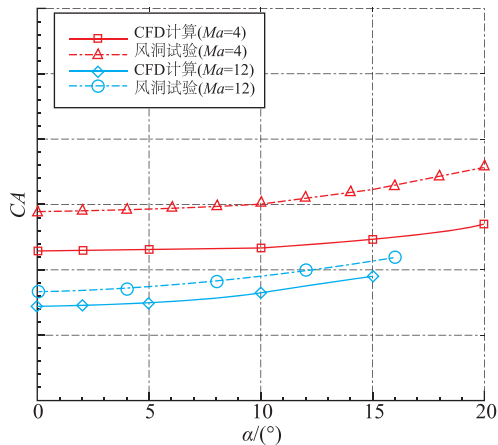
由图 4 可见, CFD 计算获得的: 1)  $C_N$  和  $CMZ_g$  与测力试验结果的规律及准确性都符合得很好,  $C_N$  和  $CMZ_g$  的相对偏差分别小于 5% 和 10%, 满足初步气动设计的精度要求; 2)  $CA$  与测力试验结果的规律性一致, 但量值偏小, 约为 20%~30%, 这主要是由于 CFD 求解的是 Euler 方程, 忽略了黏性效应, 计算得到的  $CA$  只含压差部分, 不含黏性摩擦部分。



(a)  $C_N$



(b)  $CMZ_g$



(c)  $CA$

图 4 气动系数 CFD 与试验结果比较

Fig. 4 Comparison of aerodynamic coefficient between CFD and wind tunnel test

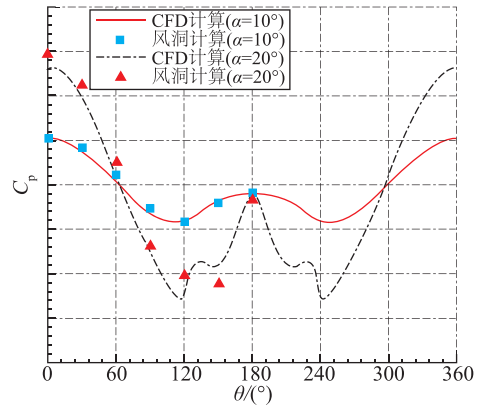


图 5 压力分布 CFD 与试验结果比较  
( $Ma=4$ , 箭体锥段表面)

Fig. 5 Comparison of pressure coefficient between CFD and wind tunnel test ( $Ma=4$ , cone-shaped body)

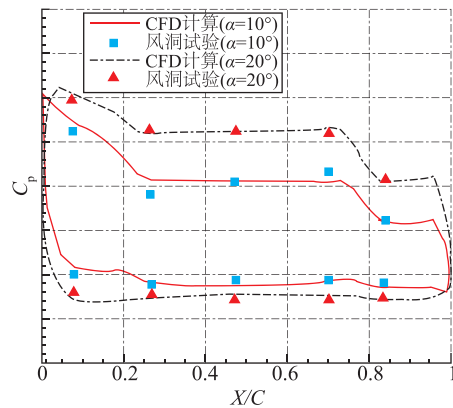


图 6 压力分布 CFD 与试验结果比较  
( $Ma=4$ , 空气舵表面)

Fig. 6 Comparison of pressure coefficient between CFD and wind tunnel test ( $Ma=4$ , rudder)

由图 5、图 6 可见, CFD 计算获得的箭体锥段

和空气舵表面的压力系数与测压试验结果的分布规律及具体量值都符合得很好，能够捕捉到箭体背风面的流动分离-再附及空气舵表面的流动压缩-膨胀等基本流场特性和由此引起的压力变化。

由上述若干典型状态的整体气动系数及压力系数分布的验证结果，可以确认 Euler 方程求解器和网格拓扑结构满足气动特性设计和评估的精度要求，可用于本文的对比研究。

### 3 分析与评估

本节根据 CFD 计算结果，首先分析不同喷管外露段长度对火箭气动特性，特别是静稳定性的影响；其次，通过比较喷管摆动与空气舵偏转产生的气动控制效率，评估喷管作为气动控制面的可行性。

#### 3.1 喷管对气动稳定性的影响

对于轴对称箭体外形，衡量气动静稳定性的重要参数是压心系数，其值越大，表示压力作用中心越靠后，有利于气动静稳定。以箭体头部顶点为参考点，俯仰方向为例，压心系数的计算公式为：

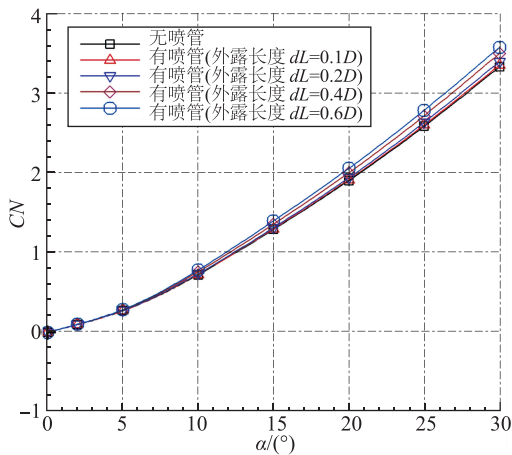
$$Xcp = -\frac{CMZ_0}{CN} \quad (1)$$

式中， $CN$  为法向力系数， $CMZ_0$  为相对箭体头部顶点的俯仰力矩系数。

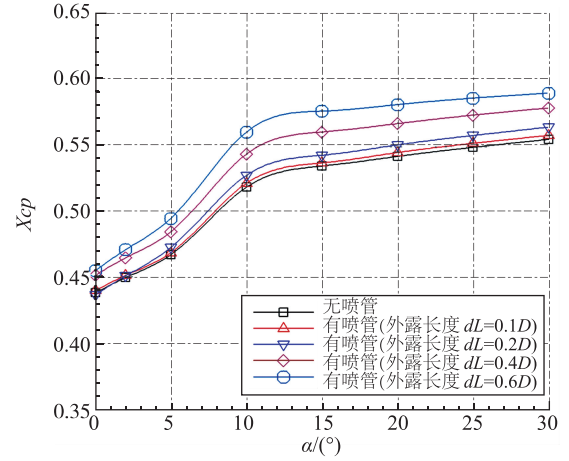
对有、无喷管，即图 1 所示 5 种外形的气动特性开展 CFD 计算， $Ma=4$ 、 $12$  的计算结果分别如图 7、图 8 所示。

将图 1 (a) 所示无喷管外形的气动特性作为基准，定义有喷管外形的法向力系数  $CN$  和压心系数  $Xcp$  的相对增量为：

$$\delta CN = \frac{CN|_{(with-nozzle)} - CN|_{(without-nozzle)}}{CN|_{(without-nozzle)}} \quad (2)$$



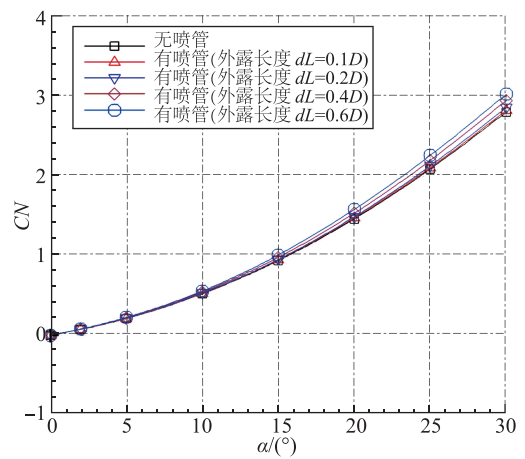
(a)  $CN$



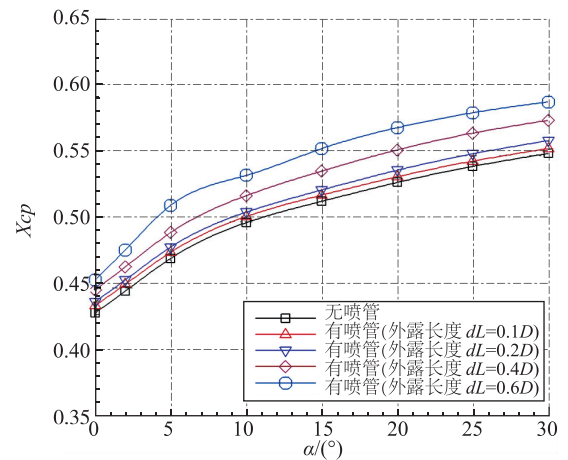
(b)  $Xcp$

图 7 有、无喷管时气动系数比较 ( $Ma=4$ )

Fig. 7 Comparison of aerodynamic coefficient of the rocket with and without nozzle ( $Ma=4$ )



(a)  $CN$



(b)  $Xcp$

图 8 有、无喷管时气动系数比较 ( $Ma=12$ )

Fig. 8 Comparison of aerodynamic coefficient of the rocket with and without nozzle ( $Ma=12$ )



$$\delta X_{cp} = X_{cp} |_{(\text{with-nozzle})} - X_{cp} |_{(\text{without-nozzle})} \quad (3)$$

图1(b)~(e)所示的4种含喷管外形的法向力系数 $C_N$ 、压心系数 $X_{cp}$ 的相对增量如表1、表2所示。

表1 含不同长度喷管外形的气动系数相对增量 ( $Ma=4$ )

Tab.1 Relative increment of aerodynamic coefficient of the rocket with nozzle which has different length ( $Ma=4$ )

喷管长度	$\alpha=10^\circ$		$\alpha=30^\circ$	
	$\delta C_N$	$\delta X_{cp}$	$\delta C_N$	$\delta X_{cp}$
$dL=0.1D$	0.62%	0.30%	0.68%	0.31%
$dL=0.2D$	1.85%	0.91%	2.05%	0.95%
$dL=0.4D$	5.09%	2.55%	5.12%	2.42%
$dL=0.6D$	8.30%	4.25%	7.43%	3.56%

由上述比较可见：1) 对于固定长度的外露喷管， $Ma=4$  超声速状态比  $Ma=12$  高超超声速状态的影响效果更为明显；2) 对于固定长度的外露喷管及固定马赫数，在攻角  $0^\circ \sim 30^\circ$  范围内，其影响效果是大致相当的；3) 对于存在喷管外露的箭体，考虑喷管后， $C_N$  和  $X_{cp}$  均有增加。喷管外露长度越长， $C_N$  和  $X_{cp}$  的增幅越大，当外露喷管长度  $dL$  达到  $0.2D \sim 0.4D$  时，压心系数相对增幅可达  $1\% \sim 2\%$  左右，这对姿态控制设计有明显影响。

表2 含不同长度喷管外形的气动系数相对增量 ( $Ma=12$ )

Tab.2 Relative increment of aerodynamic coefficient of the rocket with nozzle which has different length ( $Ma=12$ )

喷管长度	$\alpha=10^\circ$		$\alpha=30^\circ$	
	$\delta C_N$	$\delta X_{cp}$	$\delta C_N$	$\delta X_{cp}$
$dL=0.1D$	0.90%	0.46%	0.78%	0.37%
$dL=0.2D$	1.49%	0.79%	2.03%	0.97%
$dL=0.4D$	3.85%	2.04%	5.22%	2.50%
$dL=0.6D$	6.61%	3.57%	8.04%	3.90%

喷管外露引起压心后移的主要原因是：1) 喷管外型面本身具有气流压缩效应，有攻角状态下，迎风面喷管外露面积进一步增大，这两方面都使得喷管外壁面形成高压聚集区；2) 喷管位于火箭尾部，力臂长度明显。高压力和长力臂的综合影响，使压心有较为明显的后移。典型状态的压力系数分布如图9所示，喷管附近的流线如图10所示，可以看到，无论攻角是否为  $0^\circ$ ，喷管外露壁面对来流均有较强的压缩作用，从而在箭体尾段和喷管壁面形成高压区，且随着攻角的增大，高压区面积及压力数值都呈逐渐增大的趋势。

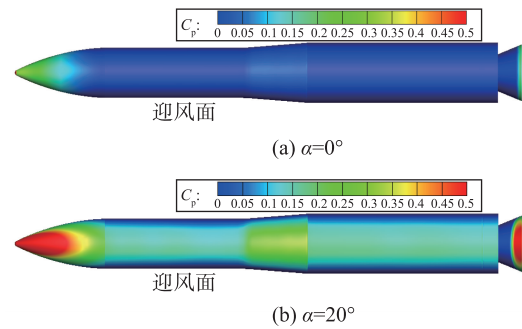
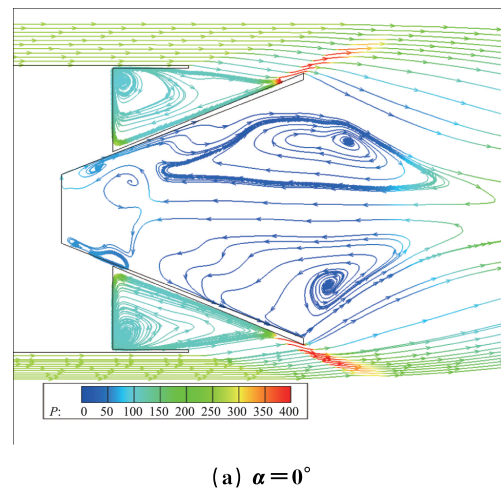
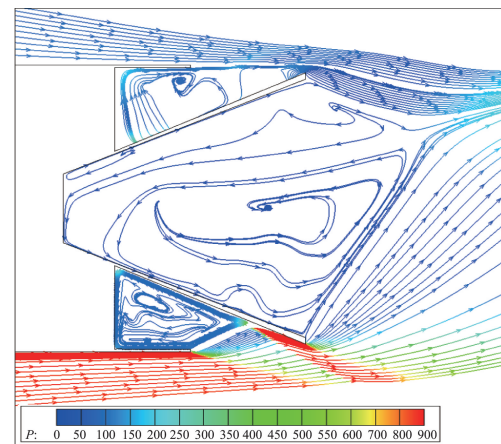


图9 火箭迎风表面压力系数云图 ( $Ma=4$ )

Fig.9 Pressure coefficient contours of the rocket windward ( $Ma=4$ )



(a)  $\alpha=0^\circ$



(b)  $\alpha=20^\circ$

图10 对称面喷管附近流线图 ( $Ma=4$ , 以压力值着色)

Fig.10 Streamline near nozzle ( $Ma=4$ , colored with pressure)

### 3.2 喷管作为气动控制面的可行性评估

通常火箭发动机喷管摆动的主要目的是利用发动机推力偏移实现俯仰和偏航方向的姿态控制。简单进行受力分析即可得出，喷管摆动产生的气动控制力矩和推力偏斜产生的控制力矩方向是一

致的，以俯仰控制为例，当发动机喷管向上摆动时，气动力和推力偏斜产生的俯仰控制力矩均为抬头力矩。气动控制和推力偏斜控制的同向叠加特性，为喷管作为气动控制面带来了便利。

为评估喷管的气动控制效率，首先将其与空气舵（常规气动控制面）的控制效率进行比较。针对如图 1 (f) 所示的同时含有空气舵和喷管的火箭外形，开展 CFD 计算，比较喷管和空气舵各自的控制效率。

按照火箭飞行剖面， $Ma = 4$ 、12 时的质心位置大致如图 11 所示。

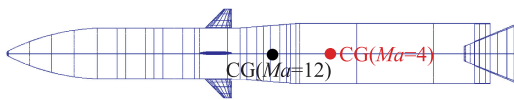
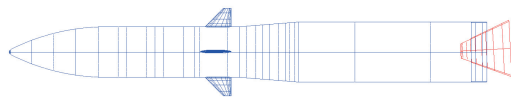


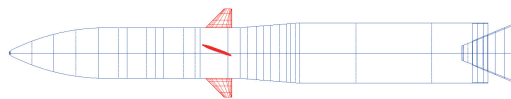
图 11 质心位置 (正视图)

Fig. 11 The location of center of mass (front view)

喷管和空气舵的偏转角正负号定义如图 12 所示，均为正偏角产生相对质心的正俯仰力矩。



(a) 喷管俯仰方向摆角  $dn > 0^\circ$  (正视图)



(b) 空气舵俯仰方向偏角  $dp > 0^\circ$  (正视图)

图 12 喷空气舵的偏转角正负号定义

Fig. 12 Sign convention for nozzle and rudder deflection angles

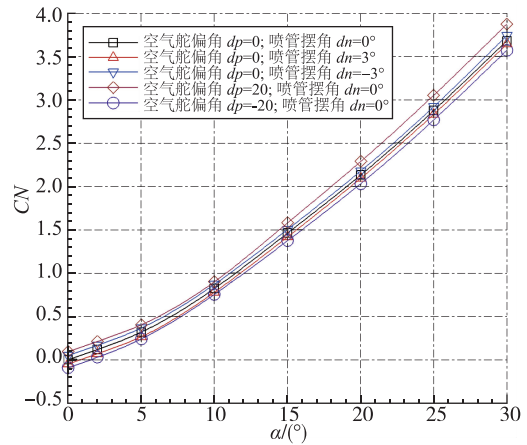
针对如图 1 (f) 所示外形，喷管摆角  $dn = 0^\circ$ 、 $\pm 3^\circ$ ，空气舵偏角  $dp = 0^\circ$ 、 $\pm 20^\circ$ ，开展单变量循环变化，不考虑发动机喷流影响的 CFD 计算。 $Ma = 4$ 、12 的法向力系数  $CN$  和相对质心俯仰力矩系数  $CMZ_g$  分别如图 13、图 14 所示。

喷管和空气舵均为零偏转时的气动特性作为基准，喷管有摆角或空气舵有偏角时的气动增量分别定义为喷管和空气舵的气动控制效率，具体计算公式为：

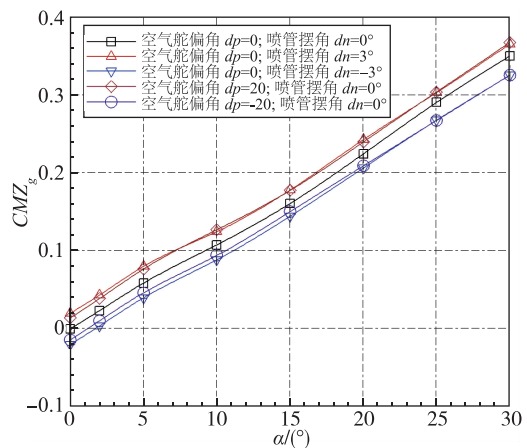
$$\begin{cases} \Delta CN|_{\text{nozzel}} = CN|_{\substack{dn \neq 0 \\ dp = 0}} - CN|_{\substack{dn = 0 \\ dp = 0}} \\ \Delta CMZ_g|_{\text{nozzel}} = CMZ_g|_{\substack{dn \neq 0 \\ dp = 0}} - CMZ_g|_{\substack{dn = 0 \\ dp = 0}} \end{cases} \quad (4)$$

$$\begin{cases} \Delta CN|_{\text{rudder}} = CN|_{\substack{dp \neq 0 \\ dn = 0}} - CN|_{\substack{dp = 0 \\ dn = 0}} \\ \Delta CMZ_g|_{\text{rudder}} = CMZ_g|_{\substack{dp \neq 0 \\ dn = 0}} - CMZ_g|_{\substack{dp = 0 \\ dn = 0}} \end{cases} \quad (5)$$

喷管和空气舵的气动控制效率计算结果比较如表 3、表 4 所示。比较可见：1)  $Ma = 4$  超声速状态，攻角  $0^\circ \sim 30^\circ$  范围内，喷管摆动  $dn = \pm 3^\circ$  产生的气动控制力矩与空气舵偏转  $dp = \pm 20^\circ$  产生的控制力矩的比例大致为 1 : 1；2)  $Ma = 12$  高超声速状态，攻角  $0^\circ \sim 30^\circ$  范围内，喷管摆动  $dn = \pm 3^\circ$  产生的气动控制力矩与空气舵偏转  $dp = \pm 20^\circ$  产生的控制力矩的比例大致为 2 : 1；3)  $Ma = 12$  高超声速状态，攻角  $0^\circ \sim 20^\circ$  范围内，喷管迎风外露面积较小，马赫数效应会使喷管气动控制效率较  $Ma = 4$  有所下降，攻角大于  $20^\circ$  时，喷管迎风外露面积进一步增大，气流压缩效应增强，喷管气动控制效率较  $Ma = 4$  有所增大；4)  $Ma = 12$  高超声速状态，空气舵控制效率较  $Ma = 4$  有所下降。



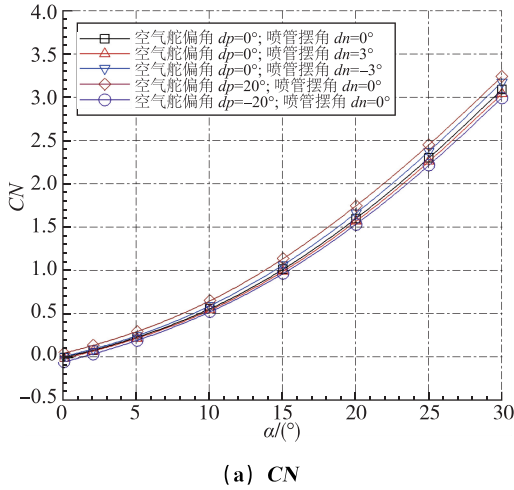
(a)  $CN$



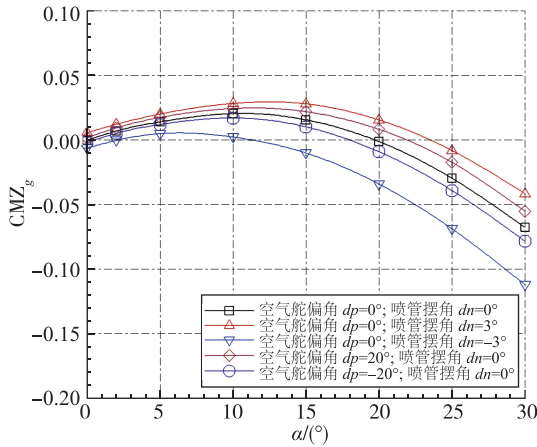
(b)  $CMZ_g$

图 13 喷管和空气舵各自有偏转时气动系数比较 ( $Ma = 4$ )

Fig. 13 Comparison of aerodynamic coefficient of the rocket when nozzle or rudder has deflection angles ( $Ma = 4$ )



(a) CN



(b)  $CMZ_g$

图 14 喷管和空气舵各自有偏转时气动系数比较 ( $Ma=12$ )

Fig. 14 Comparison of aerodynamic coefficient of the rocket when nozzle or rudder has deflection angles ( $Ma=12$ )

表 3 喷管与空气舵气动控制效率比较 ( $Ma=4$ )

Tab. 3 Comparison of aero-control effectiveness between nozzle and rudder ( $Ma=4$ )

$\alpha$	$dn=+3^\circ$	$dn=-3^\circ$	$dp=+20^\circ$	$dp=-20^\circ$
	$\Delta CMZ_g$	$\Delta CMZ_g$	$\Delta CMZ_g$	$\Delta CMZ_g$
$0^\circ$	0.0201	-0.0201	0.0142	-0.0142
$10^\circ$	0.0168	-0.0191	0.0194	-0.0135
$20^\circ$	0.0182	-0.0181	0.0153	-0.0152
$30^\circ$	0.0151	-0.0247	0.0174	-0.0244

表 4 喷管与空气舵气动控制效率比较 ( $Ma=12$ )

Tab. 4 Comparison of aero-control effectiveness between nozzle and rudder ( $Ma=12$ )

$\alpha$	$dn=+3^\circ$	$dn=-3^\circ$	$dp=+20^\circ$	$dp=-20^\circ$
	$\Delta CMZ_g$	$\Delta CMZ_g$	$\Delta CMZ_g$	$\Delta CMZ_g$
$0^\circ$	0.0059	-0.0059	0.0019	-0.0019
$10^\circ$	0.0078	-0.0180	0.0039	-0.0034

续表

$\alpha$	$dn=+3^\circ$	$dn=-3^\circ$	$dp=+20^\circ$	$dp=-20^\circ$
	$\Delta CMZ_g$	$\Delta CMZ_g$	$\Delta CMZ_g$	$\Delta CMZ_g$
$20^\circ$	0.0166	-0.0326	0.0094	-0.0078
$30^\circ$	0.0259	-0.0441	0.0125	-0.0106

喷管外露且摆动后，一定程度上等效于火箭尾段安装锥段摆裙，其气动控制效率明显。喷管摆动时火箭表面压力系数分布如图 15 所示，喷管附近的对称面流线如图 16 所示，可以看到，喷管摆动后，对气流的压缩效应更为明显，外露壁面的高压区面积更大，压力量值更大。

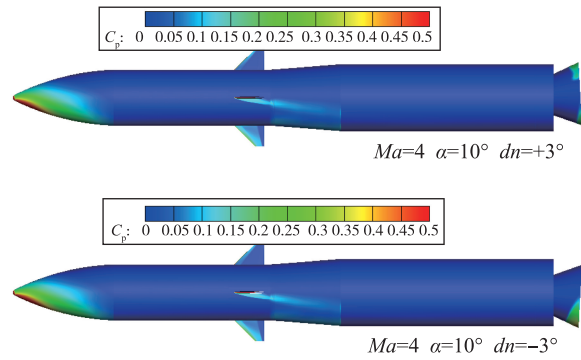


图 15 火箭表面压力系数云图 ( $Ma=4, \alpha=10^\circ$ )  
Fig. 15 Pressure coefficient contours of the rocket ( $Ma=4, \alpha=10^\circ$ )

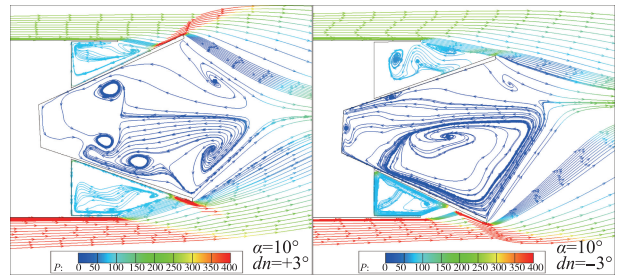


图 16 对称面喷管附近流线图 ( $Ma=4$ , 以压力值着色)  
Fig. 16 Streamline near nozzle ( $Ma=4$ , colored with pressure)

虽然本文的主要研究状态为无动力飞行段，但为定量评估喷管摆动产生的气动控制力矩大小，还可将喷管摆动产生的气动控制能力与推力偏斜控制能力进行简要比较。根据某火箭发动机额定推力及飞行剖面核算，以  $Ma=4, \alpha=10^\circ$  的状态为例，喷管摆动  $dn=-3^\circ$  产生的气动控制力矩和推力偏斜控制力矩分别约为  $1.3\text{kN}\cdot\text{m}$  和  $19.5\text{kN}\cdot\text{m}$ ，即气动控制力矩约为推力偏斜控制力矩的 7%。在所需控制力矩不变的条件下，考虑喷管摆动产

生的气动控制力矩后,摆角可减少约 $0.2^\circ$ ,减少姿态控制对发动机推力的消耗,一定程度上火箭运载能力会有所增加。

通过将喷管摆动产生的气动控制效率与空气舵控制效率及发动机推力偏斜控制效率相比较可以看出,喷管摆动气动控制效果明显,可尝试将其用于姿态控制设计。

#### 4 结论与建议

发动机喷管外露在火箭设计中普遍存在,本文通过数值模拟,研究了喷管对火箭气动静稳定及控制特性的影响,得到如下主要结论:

1) 外露喷管对火箭气动静稳定性有所增加,当喷管外露长度为火箭柱段直径的 $20\% \sim 40\%$ 时,压心系数相对增幅约 $1\% \sim 2\%$ ;

2) 外露喷管 $\pm 3^\circ$ 摆角产生的气动控制力矩,约为头部空气舵 $\pm 20^\circ$ 偏角产生的控制力矩的 $1 \sim 2$ 倍,约为发动机推力偏斜产生的控制力矩的 $7\%$ ;

3) 如火箭确实存在喷管外露情况,在气动特性设计过程中需充分考虑喷管对火箭静稳定性的影响,甚至可以考虑将喷管作为气动控制面,用于俯仰或偏航姿态控制,且气动控制力与推力偏差控制力为同向叠加。

#### 参考文献

[1] 侯世明. 导弹总体设计与试验 [M]. 北京: 中国宇

航出版社, 1996.

[2] 王铮, 胡永强. 固体火箭发动机 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 1993.

[3] 薛成位. 弹道导弹工程 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2002.

[4] 蔡国飙, 李家文, 田爱梅, 等. 液体火箭发动机设计 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2011.

[5] Logan W V, Davis R L, Sarigul-Klijn N, et al. Engine thrust effects on air-launched rocket aerodynamic characteristics at high angle of attack [R]. AIAA 2006-4963, 2006.

[6] 田辉, 蔡国飙, 王慧玉, 等. 固液混合火箭发动机燃烧室和喷管流动数值模拟 [J]. 宇航学报, 2006, 27(2): 281-285.

[7] 田耀四, 蔡国飙, 朱定强, 等. 固体火箭发动机喷流流场数值仿真 [J]. 宇航学报, 2006, 27(5): 876-879.

[8] 唐伟, 张录民. 再入飞行器优化气动布局研究 [J]. 宇航学报, 1994, 15(3): 64-70.

[9] Lamont P J, Hunt B L. Pressure and force distributions on a sharp-nosed circular cylinder at large angles of inclination to a uniform subsonic stream [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1976, 76(3): 519-559.

[10] 黄品秋. 潘兴II导弹和弹头的初步分析 [J]. 导弹与航天运载技术, 1994, 207(1): 7-15.

[11] 刘文伶, 朱广生. 浅析再入机动飞行器十字布局与叉字布局的气动特性差异 [J]. 导弹与航天运载技术, 2002(4): 33-38.