

文章编号: 1000-8055(2010)10-2358-05

气-粒两相流对燃气舵工作性能的影响

曹熙炜, 刘 宇, 谢 侃, 王 一白
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 为了研究气-粒两相流对固体火箭发动机燃气舵的影响, 基于固体火箭发动机燃气舵的工作特点, 在求解二维 Navier Stokes (N-S) 方程的基础上, 分别对有无颗粒相的流场进行了数值模拟, 并且考虑了颗粒直径为 1, 10 μm 和 30 μm , 颗粒质量分数为 15%, 20% 和 30%, 舵偏角为 0°, 5°, 10° 及 15° 的各种组合工况。结果表明, 在相同外界条件下, 有颗粒相时舵表面的压力要大于无颗粒相时的表面压力, 而且这种差别在迎风面和舵片前半部分表现得比较明显; 在气动性能方面, 有颗粒相时升力和阻力都要比无颗粒相时大, 这种差别随颗粒直径的增大而减小, 在一定颗粒质量分数范围内, 随颗粒质量分数的增加而增大。

关 键 词: 固体火箭发动机; 燃气舵; 两相流; 数值模拟; 气动性能

中图分类号: V435.23

文献标识码: A

Effect of gas-particle two-phase flow on jet vane performance

CAO Xiwei, LIU Yu, XIE Kan, WANG Yibai

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to study the effect of gas-particle two-phase flow on the jet vane performance based on the working characteristics of solid rocket motor jet vane, the flow field and aerodynamic performance of jet vane with or without particle was researched by solving the two-dimensional Navier-Stokes equation. In the research, three different diameters of particle 1, 10 μm and 30 μm , three different mass fractions 15%, 20% and 30%, different vane deflection angles 0°, 5°, 10° and 15° were considered. The results show that, the pressure of jet vane surface with particles is higher than that without particles, and the difference on the windward and the front part of the jet vane is evident. For the aerodynamic performance, the lift and drag with particles are larger than those without particles, in addition, the difference decreases with the increase of particle diameter, and increases with the growing particle mass fraction under a special particle mass fraction.

Key words: solid rocket motor; jet vane; two-phase flow; numerical simulation; aerodynamic performance

随着科技的发展, 现在战斗机的机动性能越来越高, 过载能力很强, 这就给防空导弹的研制提出了更高的要求。推力矢量控制作为其中一项关键技术, 已经成为区分新一代防空导弹的标志。

推力矢量控制方式分为机械式和喷射式, 燃

气舵属于机械式的一种。它的控制原理是, 在喷管出口安装四片均匀分布的舵片, 通过舵片转动产生的侧向力进行姿态的调整。另外, 四片舵片可以进行差动工作, 进而完成俯仰、偏航和滚转。和其他推力矢量控制方式相比, 燃气舵具有结构简单、

收稿日期: 2009-09-14; 修订日期: 2009-12-07

基金项目: 国家高技术研究发展计划

作者简介: 曹熙炜(1984-), 男, 山东聊城人, 博士生, 主要从事航空宇航推进理论与工程研究。

质量小、作动力矩小、伺服机构体积小等优点, 比较适合防空导弹的要求. 早期对燃气舵研究主要通过试验的方法^[1-2], 但是进行全尺寸燃气舵的热试既困难又昂贵, 研制周期比较长, 不符合现代化的研制思路. 而数值模拟比较好的解决了这个问题, 它不仅可以提供有效的结果, 还可以考察试验中的一些不确定因素. 国外对燃气舵的研究比较早, 也比较深入^[3-9]; 国内文献^[10-12]对燃气舵的气动性能和固体颗粒对燃气舵的影响做了初步分析.

总体分析, 国内文献中有不少关于单相流场的研究, 对于加入颗粒相的研究相对较少. 不过现在常用的固体推进剂大都含有金属颗粒, 在喷管出口的燃气当中大约有 20% 的固体颗粒, 而燃气舵就工作在这样的环境当中, 所以对颗粒相的研究是很有必要的.

1 数值方法

1.1 模型简化

采用二维计算模型^[3-5], 不考虑喷管内流场, 直接把喷管出口作为计算模型的入口. 计算模型如图 1 所示, 燃气舵翼型采用四边形, 弦长为 80mm, 前后缘半角分别为 7° 和 5°.

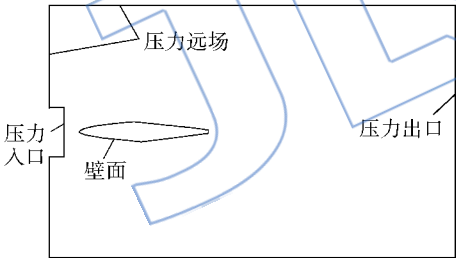


图 1 计算模型
Fig. 1 Simulation model

忽略质量力、化学反应和热辐射, 不考虑颗粒相对舵片的侵蚀, 在直角坐标系下, 采用二维 Navier-Stokes (N-S) 方程, 湍流方程采用 Spalart-Allmaras (S-A) 方程模型, 利用 Fluent 软件进行数值模拟.

1.2 两相流

固体发动机的燃气中存在大量的固体颗粒, 对燃气舵的性能会产生一定的影响, 本文的重点就是研究颗粒相对喷管出口流场及燃气舵气动性能的影响^[5]. 在数值模拟中要在喷管入口加入 Al_2O_3 颗粒相, 颗粒在入口均匀分布.

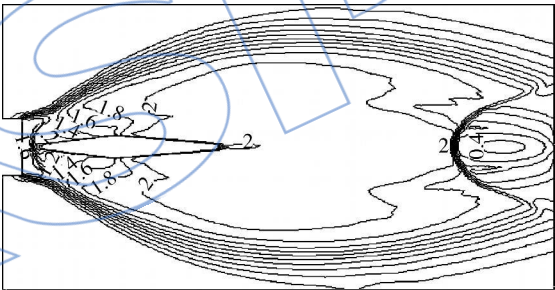
1.3 边界条件

- 1) 入口条件: 采用压力入口, 给定总压、静压、总温, 还有黏性相关参数.
- 2) 出口条件: 上下表面和左侧表面采用压力远场条件, 右侧表面采用压力出口条件. 根据环境值给定相关参数.
- 3) 颗粒相边界条件: 取入口表面为颗粒加入边界, 进行均匀化处理, 直径分别取 $D_p = 1, 10 \mu m$ 和 $30 \mu m$, 质量分数分别取 $\lambda = 15\%, 20\%$ 和 30% .

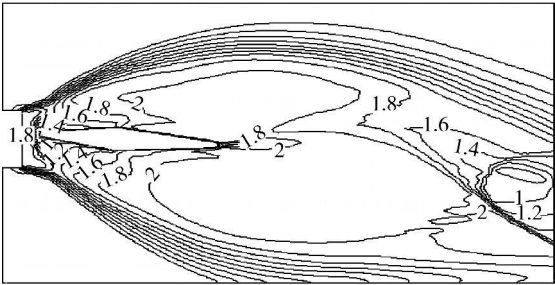
2 计算结果及分析

2.1 流场分析

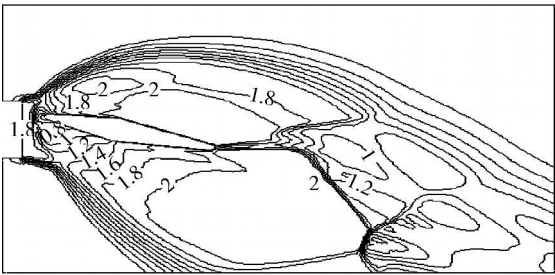
图 2 是颗粒直径为 $1 \mu m$, 颗粒质量分数为 20% 时不同舵偏角下的马赫数分布图. 从图中可以看出, 在舵偏角 $\alpha = 0^\circ$ 时, 流场是上下对称的. 首先在燃气舵的前缘出现激波, 速度急剧下降; 随后气流在燃气舵表面膨胀, 速度开始增加; 最后在尾



(a) $\alpha = 0^\circ, D_p = 1 \mu m, \lambda = 20\%$



(b) $\alpha = 5^\circ, D_p = 1 \mu m, \lambda = 20\%$



(c) $\alpha = 15^\circ, D_p = 1 \mu m, \lambda = 20\%$

图 2 不同舵偏角下的马赫数分布
Fig. 2 Mach number profile under different
vane deflection angles

部又出现激波, 速度再次降低. 随着舵偏角的增大, 对称性消失, 背风面激波强度逐渐减弱, 而迎风面开始增强. 在舵偏角 $\alpha=15^\circ$ 时, 背风面基本上是一个膨胀的过程.

图 3 是舵偏角为 10° , 有无颗粒相时流场对比图. 由图可知, 有颗粒相时, 气流在燃气舵表面膨胀的速度要比无颗粒相时的慢, 后面激波的位置也相对靠后. 这主要是因为颗粒相的存在, 增加了气流间的黏性力, 拖慢了气流的膨胀速度. 这对舵片强度分析有一定意义.

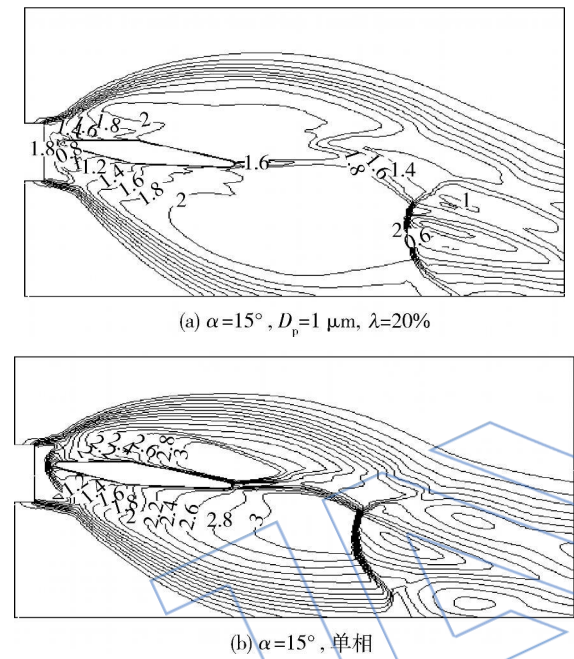


图 3 有无颗粒相时的马赫数分布对比
Fig.3 Mach number profile with and without particles

图 4 是颗粒直径为 $1\mu\text{m}$, 颗粒质量分数为 20% 时不同舵偏角下的燃气舵迎风面和背风面压力分布图. 舵偏角越大, 迎风面的压力越高, 而背风面的压力越低, 使得迎风面和背风面的压差随着舵偏角的增加而增大, 从而产生的升力也就越大, 这和前面流场的膨胀特点是相吻合的. 另外, 燃气舵前半部分的压差要比后半部分大很多, 可以得出, 燃气舵产生的升力主要集中在前半部分. 同时也说明舵片的前半部分是结构的薄弱环节, 在设计时厚度要加大.

图 5 是舵偏角为 15° , 有无颗粒相时舵表面压力分布对比曲线图. 从图中可以看出, 有颗粒相时, 迎风面和背风面的压力要比无颗粒相时的要大, 只是这种差别在迎风面比较明显, 而在背风面则要小的多.

图 6 是不同组合工况下颗粒相的轨迹图. 如

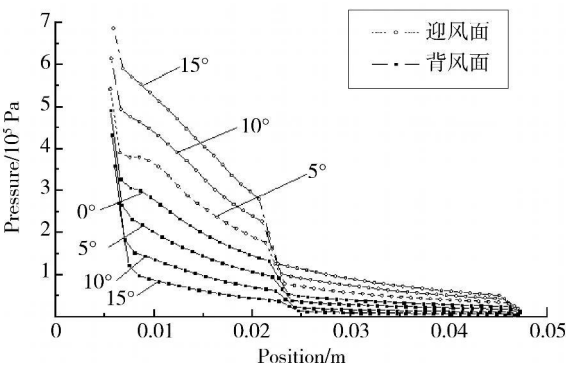


图 4 不同舵偏角下舵表面压力分布
Fig. 4 Pressure profile on the jet vane under different vane deflection angles

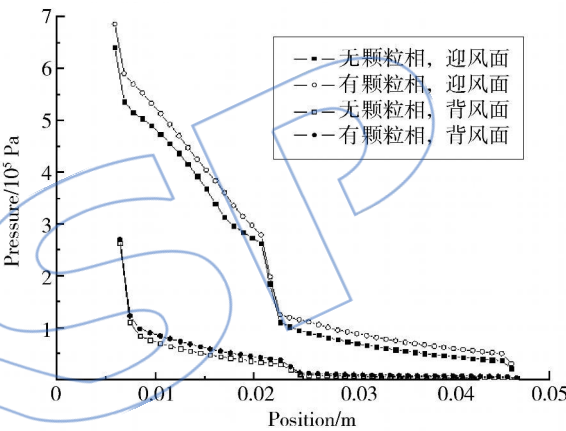


图 5 有无颗粒相时舵表面压力分布
Fig. 5 Pressure profile on the jet vane with and without particles

图所示, 在燃气舵的后半部分出现颗粒真空区, 随着舵偏角的增大, 这种真空区向背风面转移, 使得颗粒相对迎风面的影响相对比较严重; 随着颗粒直径的增加, 颗粒轨迹基本呈直线型, 这是由于颗粒的惯性变大, 颗粒轨迹受气相的影响变小的缘故; 随着颗粒质量分数的增大, 颗粒轨迹的变化不大, 只是影响的范围有所增大.

2.2 气动性能分析

2.2.1 颗粒大小的影响

燃气中固体颗粒的直径在 $1\mu\text{m}$ 到 $100\mu\text{m}$ 之间, 研究不同大小的颗粒对燃气舵气动性能的影响是必要的. 图 7 是颗粒质量分数为 20%, 颗粒直径分别为 1, $10\mu\text{m}$ 和 $30\mu\text{m}$ 时的气动力随舵偏角的变化曲线. 除此, 图中还给出了纯气相时的气动力曲线. 从图 7(a) 中可以看出, 有颗粒相时的升力要比无颗粒相时的升力要大, 而且随着舵偏角的增大, 这种差别也有所增大. 随着颗粒直径的

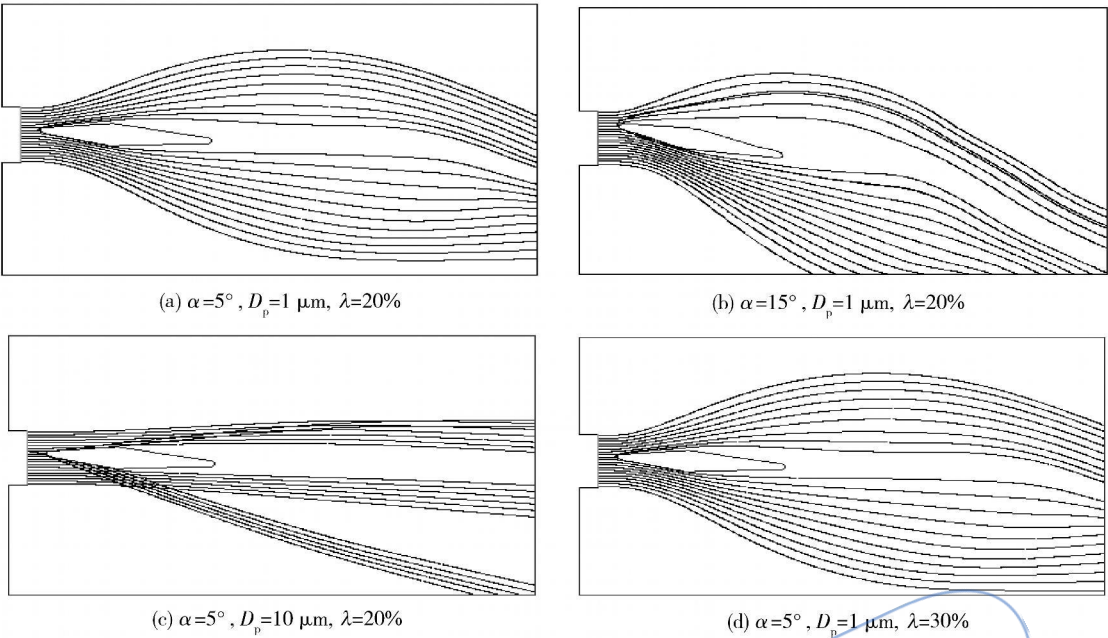


图 6 不同条件下的颗粒轨迹

Fig. 6 Particle track under different conditions

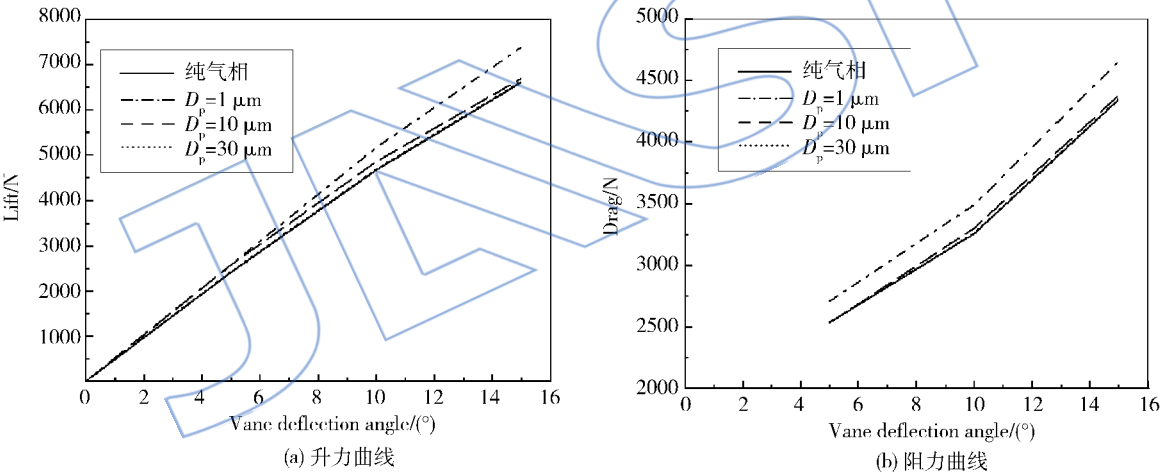


图 7 不同颗粒直径下的燃气舵气动性能

Fig. 7 Aerodynamic performance of different particle diameters

增大, 这种差别越来越小, 这和实际情况也是相符的. 因为颗粒直径越小, 颗粒数越多, 和气相的接触面积越大, 从而黏性力越大. 另外, 图 7(b) 中阻力曲线也有类似的结果.

2.2.2 颗粒质量分数的影响

根据推进剂中金属含量的不同, 燃气中固体颗粒的质量分数一般在 10% 到 30% 之间. 不同的颗粒质量分数对气相的膨胀和压缩影响程度不同, 进而对燃气舵的气动性能影响也不同. 图 8 是颗粒直径为 $1\text{ }\mu\text{m}$, 不同质量分数下气动力随舵偏角变化的曲线对比, 除此, 还给出纯气相时的气动

力曲线. 由图 8(a) 可知, 当颗粒质量分数低于 20% 时, 同一舵偏角下升力随着颗粒质量分数的增加而增大, 但是颗粒质量分数超过某一值时, 升力随颗粒质量分数的增加就不是单纯的增大关系. 以颗粒质量分数为 30% 的曲线为例, 当舵偏角小于 10° 时, 符合前面的变化规律; 当舵偏角大于 10° 时, 同一舵偏角下升力却比颗粒质量分数为 20% 时要小. 图 8(b) 中的阻力变化规律和升力类似.

由上述颗粒相对燃气舵气动性能的影响规律可以看出, 颗粒相的存在确实给燃气舵的气动性

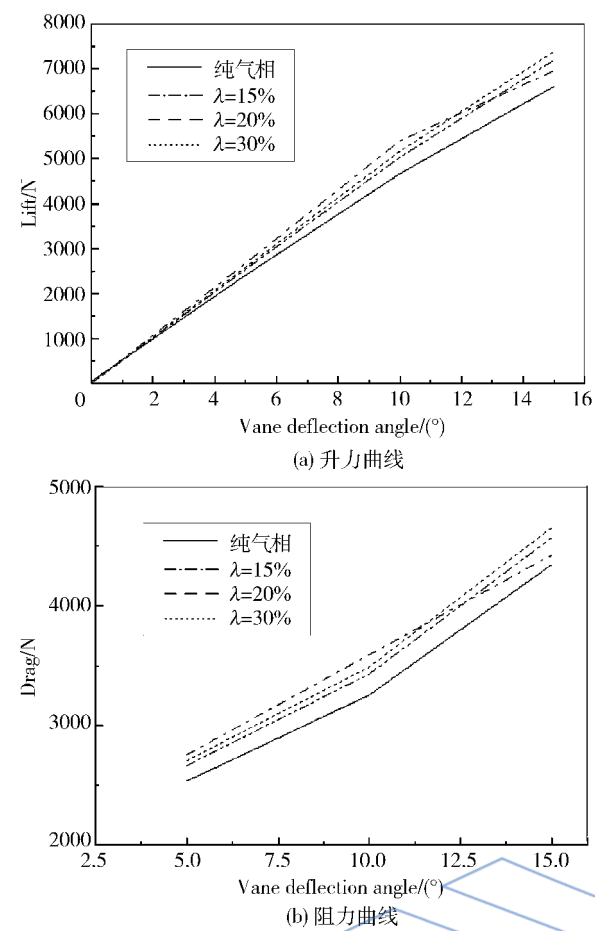


图 8 不同颗粒质量分数下的燃气舵气动性能
Fig.8 Aerodynamic performance of different particle mass fractions

能造成了一定的影响,而且这种影响是双向的.升力的提高是有益的,但阻力的提高又增加了发动机推力的损失.这对分析整体推力矢量控制有一定的工程意义.

3 结 论

- 1) 颗粒相拖慢了燃气在舵表面的膨胀速度,使得舵面的压力比无颗粒相时要大,而且这种差别在迎风面和舵片的前半部分比较明显,因此在设计舵片时要注意前半部分的结构强度.
- 2) 有颗粒相时,燃气舵升力和阻力随舵偏角的变化在总体趋势上和无颗粒相时相同,在量值上比无颗粒相时要大.
- 3) 颗粒质量分数和舵偏角相同时,燃气舵升力和阻力随颗粒直径的增大而变小,当颗粒直径较大时,颗粒相的影响可以忽略.
- 4) 颗粒直径和舵片角相同时,在某一颗粒质量分数内,燃气舵升力和阻力随颗粒质量分数的

增加而增大,超过该范围燃气舵气动性能变化呈折线关系.

参考文献:

- [1] 刘志珩. 固体火箭燃气舵气动设计研究[J]. 导弹与航天运载技术, 1995(4): 9 17.
LIU Zhiheng. The aerodynamic design research of gas vane of solid rocket[J]. Missiles and Space Vehicles, 1995(4): 9 17. (in Chinese)
- [2] 刘志珩. 悬筒式燃气舵测力天平[J]. 导弹与航天运载技术, 1994(3): 12 17.
LIU Zhiheng. A hanging tubular balance for measuring aerodynamic force of a jet rudder[J]. Missiles and Space Vehicles, 1994(3): 12 17. (in Chinese)
- [3] Cho H H, Kim B G, Yu M S. Analysis of particle laden flows around a jet vane in a solid rocket motor[R]. AIAA 2001- 3591, 2001.
- [4] Rahaim C P, Cavalleri R J, McCarthy J G, et al. Jet vane thrust vector control: a design effort [R]. AIAA 96 2904, 1996.
- [5] Yu M S, Cho H H. A study on a surface ablation of the jet vane a rocket nozzle[R]. AIAA 2004 2276, 2004.
- [6] Hawkes T M, Franke M E. Design variables for two dimensional confined jet thrust vector control nozzles[R]. AIAA- 95 0646, 1995.
- [7] Yu M S, Cho H H. Numerical study on a thermal response of system in a rocket nozzle[R]. AIAA- 2004 997, 2004.
- [8] Hamel N, de Champlain A, Kretschmer D, et al. PIV measurements around a thrust vector control vane[R]. AIAA- 2002- 4191, 2002.
- [9] Rainville P A, Dechamplain A, Kretschmer D. Unsteady CFD calculation for validation of a multi vane thrust vector control system[R]. AIAA- 2004- 3384, 2004.
- [10] 李军, 常见虎, 周长省, 等. 推力矢量燃气舵三维气固两相流的数值分析[J]. 南京理工大学学报(自然科学版), 2008, 32(5): 565 569.
LI Jun, CHANG Jianhu, ZHOU Changsheng, et al. Numerical analysis of 3 D gas solid two phase flow around thrust vector jet vanes[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology (Natural Science), 2008, 32(5): 565- 569. (in Chinese)
- [11] 李军. 推力矢量发动机燃气舵气动性能分析[J]. 航空学报, 2006, 27(6): 1005 1008.
LI Jun. Analysis of aerodynamic performance of et vane of thrust vector motor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(6): 1005- 1008. (in Chinese)
- [12] 李军. 燃气舵气动特性试验和数值分析[J]. 导弹学报, 2005, 17(4): 55 58.
LI Jun. The tests on numerical analysis of the aerodynamic properties of et vane[J]. Journal of Ballistics, 2005, 17(4): 55- 58. (in Chinese)