气体二次喷射矢量喷管三维流场计算

刘 辉 邢玉明 额日其太

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191) (北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 采用三维雷诺平均 Navier-Stokes方程和 κ-ε湍流模型对气体二次喷射推力矢量喷管复杂干扰内流场进行数值模拟. 比较了在不同喷射参数和不同喷管落压比 NPR (Nozzle Pressure Ratio)下的流场特征,分析了这些参数对矢量偏转效率和推力系数的影响. 结果表明,二次流喷射位置、喷射角度和二次流质量流量对矢量角的影响相互耦合,喷管达到最大矢量角时,各参数并不能同时达到各自的最优值;矢量角越大,推力系数越小,推力损失越大;矩形喷射口的推力矢量性能优于圆形喷射口;减小喷管落压比可以提高矢量偏转角度.

关 键 词: 气体二次喷射; 推力矢量喷管; 矢量偏转效率; 推力系数; 数值模拟

中图分类号: V 435⁺. 23

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965 (2009) 10-1174-05

Computation of three-dimensional flow field in secondary gas injection for thrust vectoring nozzle

Liu Hui Xing Yuming

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Eriqitai

(School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The complex inner flow-field of the thrust vectoring nozzle based on secondary gas injection was numerically simulated using three-dimensional average Reynolds equations and the κ-ε turbulent models. The influences on the thrust vectoring efficiency and the thrust ratio of different injection parameters and the nozzle pressure ratio were analyzed and investigated. Results indicate that the effects of the position injection orifice, the injection angle and the injection mass flux on the vectoring angle couple each other. When the vectoring angle reaches its maximum value in design conditions, these injection parameters couldn't reach their respective best value simultaneously. When the vectoring angle increases, The thrust ratio decreases and the thrust loss increases. The thrust vectoring of the rectangular injection orifice is better than that of the circular injection orifice. The vectoring angle increases with the decreasing of the nozzle pressure ratio.

Key words: secondary gas injection; thrust vectoring nozzle; thrust vectoring efficiency; thrust ratio; numerical simulation

为满足现代战争的需要,新型军用飞机和各种导弹都要具有机动和敏捷的性能,理论和实践证明推力矢量控制技术大大提高了飞行器的作战效能和生存能力. 气体二次喷射推力向量控制系统与传统的机械式推力矢量控制系统相比,运动部件少,结构简单,重量轻,频率响应快,主喷管推力损失小,现已成为推力矢量控制技术的研究热点[1-2].

气体二次喷射推力矢量控制的原理简述如下:在喷管扩张段壁面开孔注入一股流体,由于当地主流压强远低于射流出口的压强,射流迅速膨胀加速并渗透到主流中一定高度,然后转弯附壁

收稿日期: 2008-10-15

作者简介: 刘 辉 (1983 -),男,河北邯郸人,硕士生, liuhui0670@163. com.

流动,占据主流流动通道,对超音速主气流形成一个障碍,使主气流受到压缩,从而产生弓形激波,流经弓形激波后的那部分主气流流动方向发生偏转,与喷管轴线成一定夹角从喷管流出,造成推力偏斜. 因此,侧向控制力由两部分组成:一是二次射流引起主流激波,导致上下壁面压力分布不均产生侧向力;二是二次射流喷射时流体动量所产生的反作用力,前者起主要作用[3-4].

本文对固体火箭发动机气体二次喷射矢量喷管复杂干扰内流场进行数值模拟,研究了二次流及主流喷射参数对推力矢量偏转效率和推力系数的影响规律,即从单位二次流与主流质量流量比产生的矢量偏转角度和矢量偏转时喷管的推力损失两方面研究了矢量喷管的性能.

1　喷管模型结构和数值方法

固体火箭发动机气体二次喷射矢量喷管结构如图 1所示,θ为二次流轴线与主流轴线逆向夹角,即二次流的喷射角度,x为二次流喷射轴线到喷管喉部的距离,l为喷管扩张段的长度,该喷管为轴对称型喷管,二次流入口为矩形喷射口.

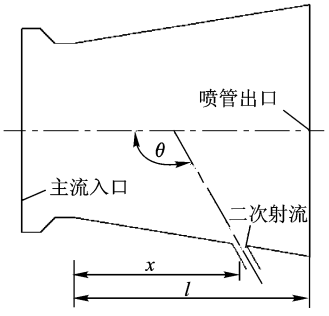


图 1　气体二次喷射矢量喷管示意图

地面冷态模拟计算,为简化起见,计算中假设主流和二次流均为均匀来流,入口处各流动参数均为常数. 气体为理想气体,忽略质量力,进出口总温均为 300 K,主流总压为 9MPa,外界环境压力为 101. 325 kPa.

计算中采用三维强守恒形式的 Navier-Stokes方程. 空间离散格式采用二阶迎风格式,对连续性方程、动量方程和能量方程进行耦合求解,这种耦合求解方法对超声速流场激波捕捉至关重要.

气体二次喷射矢量喷管复杂干扰内流场中,流动具有很强的湍流特征. 在动量方程和能量方程中,湍流粘性系数 μ_t必须通过湍流模型求得. 鉴于 κ-ε二方程模型在工程计算中已广泛使用,尤其是用重整化群 RNG(ReNormalization Group) κ-ε模型在模拟二次喷射矢量喷管内流场较其它湍流模型更适合此类研究,因此在数值计算中选择 RNG κ-ε二方程湍流模型[5].

边界条件定义:①喷管的主流、二次射流的进口以及外场的入口设定为压力入口边界,均给定总压、总温大小;②外场出口设定为压力出口边界,给定总压和总温大小;③外场的其他边界设为压力远场条件,给定总压、静温和马赫数大小;④壁面条件设定为绝热、无滑移条件.

2　计算结果分析

计算结果由流场压力云图、喷管上下壁面压力分布图及性能参数曲线图给出;矢量偏转角 α由公式 $\arctan(F_N/F_A)$得到,其中,F_N为侧向推力,F_A为轴向推力;矢量偏转效率 K由公式 $\alpha/(\omega\times 100)$得到,其中 ω为二次流与主流质量流量之比;推力系数 $C_{R,i}$由公式 $F_R/(F_{i,p}+F_{i,s})$得到,其中 $F_R=\sqrt{F_A^2+F_N^2}$,为合推力,$F_{i,p}$和 $F_{i,s}$分别为主、次流理想等熵推力.

2. 1　二次流喷射位置对推力矢量性能的影响

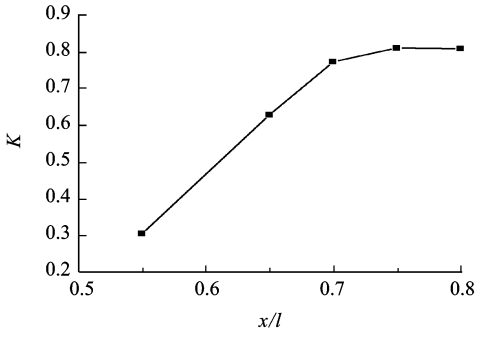
喷射口中心线到喷管喉部距离 x与喷管扩张段全长 l之比分别为 0. 55, 0. 65, 0. 70, 0. 75和 0. 80,喷管落压比 NPR (Nozzle Pressure Ration)为 90,二次流与主流压力比 SPR (Secondary Pressure Ratio)为 1. 5,喷射角度 θ = 105°.图 2a表明,当 $x/l=0.75$时,矢量偏转效率 K达到最大值,说明此位置是最佳喷射位置,喷射口位置太靠近上游或下游,对提高矢量偏转效率都不利.

喷射位置靠近主喷管扩张段上游,可以扩大压力扰动区域,但是如果太靠近上游,弓形激波有可能因为半径过大而碰到对面壁面,形成激波反射,侧向力大幅下降. 另外,实验表明,在喷管口下游一定距离之后,扰动区压力已恢复到主气流当地压力,因而无限制地扩大扰动区域并不能提高侧向力.

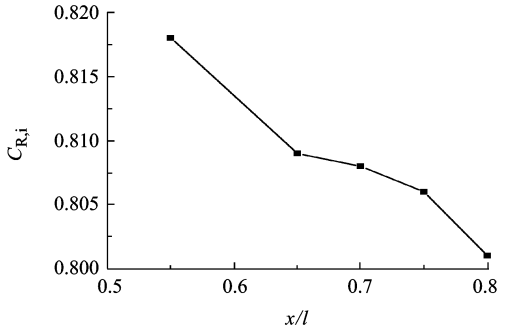
喷射位置太靠近主喷管扩张段下游,一方面明显地缩小了压力扰动区域,另一方面虽然主气流马赫数 Ma较大,但当地未扰动气流静压 p却很小,壁面压差降低,从而降低侧向力. 并且,喷射位置太靠近喷管出口会影响主喷管的结构强度. 所以,喷射口位置太靠近上游或下游,对提高侧向力都不利,存在一个最佳喷射位置.

图 2b表明,随着 x/l的增大,推力系数越来越小,推力损失逐渐增大. 这是因为二次流扰乱了主流流场,引起流动能量的损失,侧向力增大反而减小了合力的大小. 所以,在选择喷射位置时要兼

顾矢量偏转效率和推力系数的影响,不能为了得到大的矢量偏转角度,而使推力损失过大.



a 矢量偏转效率

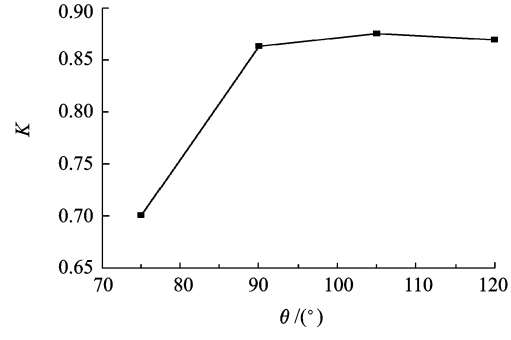


b 推力系数

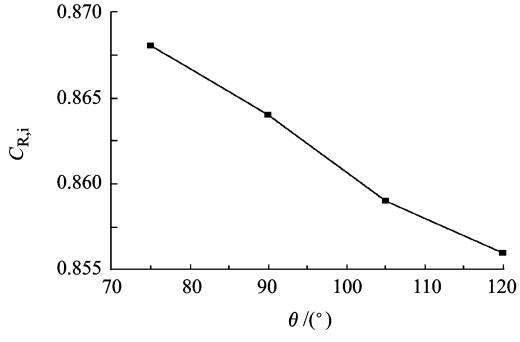
图 2 注气位置对矢量偏转效率和推力系数的影响

2.2 二次流喷射角度对推力矢量性能的影响

二次流喷射角度 θ依次为 75°,90°,105 和 120°,NPR为 90, SPR为 1.5, $x/l=0.65$. 图 3表明, θ=105 时矢量偏转效率最大,但逆流喷射时推力损失较大,所以喷射角度 θ不宜太大.



a 矢量偏转效率



b 推力系数

图 3 注射角度对矢量偏转效率和推力系数的影响

在相同流量下,带一定角度的逆流喷射比垂直喷射的侧向力大,而顺流喷射侧向力减小. 主要因为逆流喷射可以扩大压力扰动区域范围,从而增大侧向力. 当然,此处存在一个最优的问题,并非逆流喷射角越大越好,若太大推力损失也较大.

如图 4(其中纵坐标表示当地静压 p与总压 p_0 之比)所示,喷射角度 θ越大,上下壁面压力分离点越靠近上游,压力扰动范围越大. 但是,当 θ=120 时,上下壁面压差明显减小,致使侧向力减小. 这说明二次流注射角度 θ也存在一个最优问题,太大或太小都不利于矢量偏转.

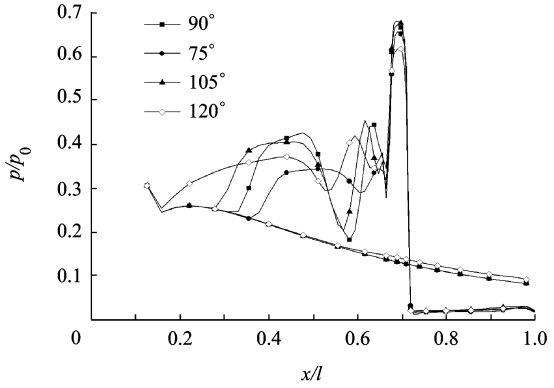


图 4 不同注射角度下喷管扩张段壁面压力分布

2.3 二次流喷射口形状对推力矢量性能的影响

表 1中算例 1和 3喷射口形状是直径为 9.8mm的圆孔,算例 2和 4喷射口形状是缝宽为 5mm,弧度为 60°的矩形槽,4个算例的喷射口面积均为 75mm^2,NPR为 90, θ=105°, $x/l=0.65$. 算例 1和 2、算例 3和 4分别对比发现,在相同面积下,矩形喷射口的矢量偏转效率和推力系数均大于圆形喷射口的.

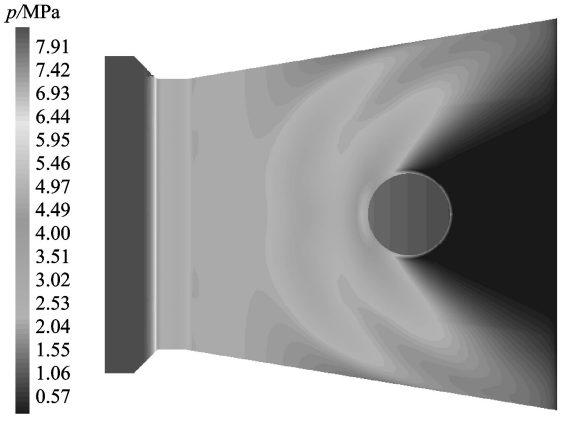
另外,由图 5可知,面积相等的单个圆孔喷射口和矩形槽喷射口相比较,在其它参数相同的情况下,矩形槽喷射口产生的弓形激波强度更大,压力扰动区域面积也更大,继而产生的矢量偏转也更大.

表 1 不同注气口形状的喷管推力矢量性能参数

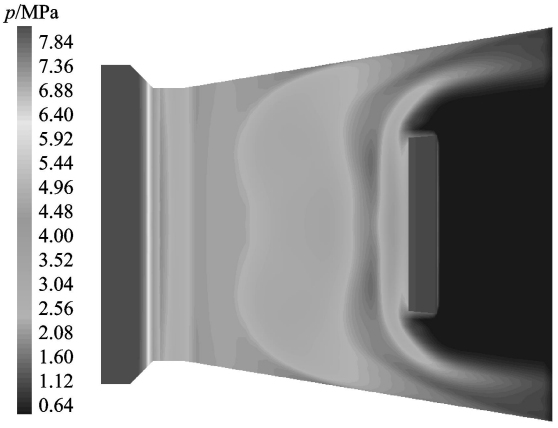
序号	SPR	α/(°)	K	$C_{R,i}$	开口形状
1	1	6.4	0.802	0.796	圆孔
2	1	6.8	0.810	0.811	矩形槽
3	1.5	8.2	0.631	0.811	圆孔
4	1.5	8.5	0.667	0.829	矩形槽

2.4 二次流流量对推力矢量性能的影响

在喷射口几何尺寸不变的情况下,二次流总压和二次流流量成对应关系,增大二次流总压,二次流流量相应增大,喷射动量也相应增大. 如图 6所示,点 A表示主气流壁面分离点,点 B表示弓

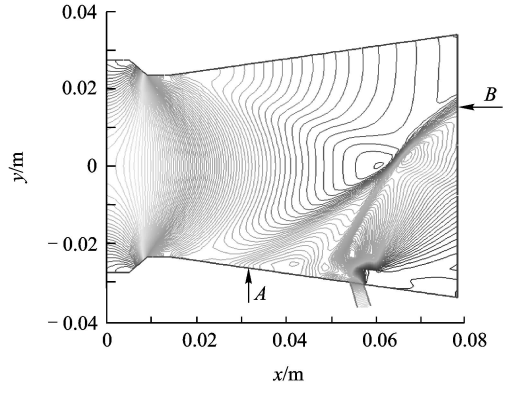


a　圆形喷射口

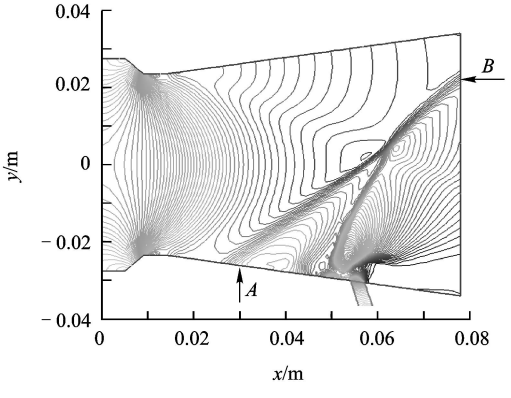


b　矩形槽喷射口

图 5　算例 1和 2喷管壁面压力分布图



a　SPR为 1. 0



b　SPR为 1. 5

图 6　喷管轴截面压力分布图

形激波所达到的位置. 当 SPR为 1. 5时,点 *A*的位置比 SPR为 1. 0时更靠近喷管扩张段上游,说明压力扰动范围更大;当 SPR为 1. 5时,点 *B*的位置比 SPR为 1. 0时更靠近喷射口对面的喷管壁面,说明注气压力越大弓形激波越强,侧向力越大. 同时,表 2中的数据也说明 SPR越大,即二次流压力越大时,矢量偏转角度也越大.

另外,在二次流总压不变的情况下,通过改变喷射口面积也可以改变二次流的质量流量. 由表 3可知,随着喷射口面积增大,二次流质量流量增大,矢量偏转角增大. 但是,算例 4由于弓形激波碰到对面的喷管壁面而发生了激波反射,使激波强度减弱,矢量偏转角减小.

表 2　不同 SPR的喷管推力矢量性能参数

序号	SPR	θ/(°)	*x*/*l*	ω/%	α/(°)	*K*	$C_{R,i}$
1	1	105	0. 65	4. 9	4. 5	0. 918	0. 859
2	1. 25	105	0. 65	6. 2	5. 5	0. 887	0. 847
3	1. 5	105	0. 65	7. 2	6. 3	0. 875	0. 834

表 3　不同喷射口面积的喷管推力矢量性能参数

序号	面积/mm^2	θ/(°)	*x*/*l*	ω/%	α/(°)	*K*	$C_{R,i}$
1	45	105	0. 65	7. 2	6. 3	0. 875	0. 834
2	65	105	0. 65	10. 5	7. 0	0. 667	0. 819
3	75	105	0. 65	12. 4	7. 8	0. 629	0. 809
4	90	105	0. 65	14. 6	6. 3	0. 445	0. 796

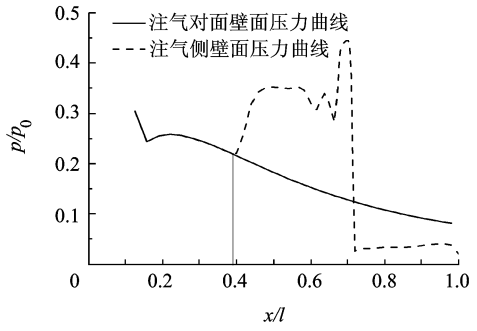
由表 2和表 3可知,随着二次流质量流量增大,矢量偏转效率和推力系数都减小. 因此,通过增大二次流质量流量来增大矢量偏转角是以降低矢量偏转效率和增大推力损失为代价的,所以二次流的质量流量不宜过大. 另外,二次流质量流量过大会造成激波反射,降低推力矢量性能.

2. 5　主流落压比对推力矢量性能的影响

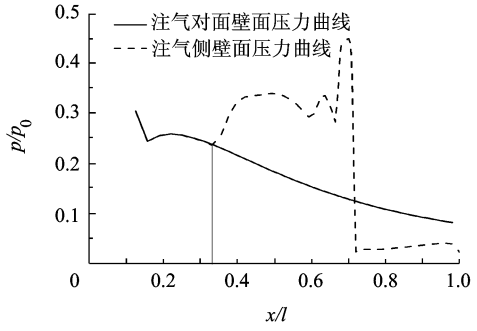
表 4中数据显示,随着主流落压比的增大,矢量偏转角逐渐减小. 另外如图 7所示, NPR为 120时,喷管扩张段上下壁面压力分离点比 NPR为 90时更靠近下游. 这是因为随着落压比的增大,二次流进入主流后膨胀减弱,主气流壁面分离点逐渐向下游移动,压力扰动区域面积减小. 因此,侧向力减小,矢量偏转角度减小.

表 4　不同 NPR的喷管推力矢量性能参数

序号	NPR	SPR	θ/(°)	*x*/*l*	α/(°)	*K*	$C_{R,i}$
1	120	1. 0	90	0. 65	4. 1	0. 843	0. 729
2	90	1. 0	90	0. 65	4. 8	0. 863	0. 864
3	60	1. 0	90	0. 65	5. 6	0. 879	0. 906



a NPR为 120



b NPR为 90

图 7 不同落压比下喷管扩张段壁面压力分布

3 结 论

1) 二次流喷射位置、喷射角度和二次流质量流量均存在一个最佳值,只有取值合适才能使矢量偏转角度最大. 在 NPR为 90, SPR为 1.5的条件下, $x/l = 0.75$, $\theta = 105°$, $\omega = 12.5\%$时,矢量偏角 α达到最大值 10.2°.

2) 推力系数和矢量偏转效率一般不能同时达到最大值. 喷射位置越靠近下游,喷射角度和喷射流量越大,推力系数越小,推力损失越大.

3) 矩形喷射口注入二次流对主流流场的压力扰动范围大,喷管扩张段上下壁面压差大,所以其推力矢量性能优于圆形喷射口.

4) 小的喷管主流落压比有利于提高喷管的推力矢量性能.

参考文献 (References)

[1] Kowal H J. Advances in thrust vectoring and the application of flow-control technology [J]. Canadian Aeronautics and Space Journal, 2002, 48(2): 145 - 151

[2] Deere K A. Summary of fluidic thrust vectoring research conducted at NASA langley research center [R]. AIAA-2003-3800, 2003

[3] 林飞,王根斌. 固体火箭发动机推力向量控制 [M]. 北京:国防工业出版社, 1981: 121 - 125
Lin Fei, Wang Genbin. Thrust vectoring control for solid rocket motor [M]. Beijing: National Defense and Industry Press, 1981: 121 - 125 (in Chinese)

[4] 吴雄,张为华,王中伟. 气体二次喷射矢量喷管混合流场数值模拟 [J]. 弹箭与制导学报, 2006, 26(4): 214 - 217
Wu Xiong, Zhang Weihua, Wang Zhongwei. Numerical simulation of the mixed flowfield in secondary gas injection vector nozzle [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2006, 26(4): 214 - 217 (in Chinese)

[5] 王全,王强. 激波诱导二元矢量喷管内流场特性数值研究 [J]. 航空动力学报, 2006, 21(4): 681 - 685
Wang Quan, Wang Qiang. Computational analysis on static internal flowfield of shock vector controlled vectoring exhaust nozzles [J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(4): 681 - 685 (in Chinese)

(编 辑:李 晶)

(上接第 1173页)

参考文献 (References)

[1] Ben-Tal A, Nemirovski A. Robust optimization-methodology and applications [J]. Math Program, 2002, B92: 453 - 480

[2] Kharmanda G, Olhoff N, Mohamed A, et al. Reliability-based topology optimization [J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2004, 26: 295 - 307

[3] Yi Ping, Cheng Gengdong. Further study on efficiency of sequential approximate programming for probabilistic structural design optimization [J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2008, 35: 509 - 522

[4] Ben-Tal A, Ghaoui L El, Nemirovski A. Robust semidefinite programming [C]//Wolkowicz H, Saigal R, Vandenberghe L. Handbook on Semidefinite Programming. Netherlands: Kluwer Academic Publishers, 2000

[5] Ben-Tal A, Bendsoe M P. A new method for optimal truss topology design [J]. SIAM Journal on Optimization, 1993, 3: 322 - 358

[6] Wolkowicz H, Saigal R, Vandenberghe L. Handbook of semidefinite programming: theory, algorithms, and applications [M]. Netherlands: Kluwer Academic Publishers, 2000

[7] Chaerani D. Modeling robust design problems via conic optimization [D]. The Netherlands: Department of Software Technology, Faculty of Electrical Engineering, Mathematics and Computer Sciences, Delft University of Technology, 2006

[8] Ben-Tal A, Nemirovski A. Robust convex optimization [J]. Math Oper Res, 1998, 23(4): 769 - 805

[9] Potra F A, Sheng R. A superlinearly convergent primal-dual infeasible interior point algorithm for semidefinite programming [J]. SIAM Journal on Optimization, 1998, 8(4): 1007 - 1028

[10] Ghaoui El L, Lebret O F. Robust solutions to uncertain semidefinite programs [J]. SIAM Journal on Optimization, 1998, 9: 33 - 52

(编 辑:张 嵘)