

射流式旋涡发生器最佳速度比的 工程估算方法

南京航空学院

张封北 盛春华

摘 要

本文从分析侧斜射流-横向流干扰的涡流场出发,讨论了用于附面层控制的射流式旋涡发生器速度比的选择问题。提出了使壁面处产生最大涡诱导速度的速度比 $R_{opt.v}$ 和使附面层形状因子获得最大改善的速度比 $R_{opt.H}$ 。根据涡参数变化的经验关系推得确定 $R_{opt.v}$ 的经验公式,结合射流后侧流区范围的试验结果,可以估算 $R_{opt.H}$,估算值与平板附面层试验测量结果相符。

一、前 言

R. Wallis首先提出,利用射流横向射入主流时产生的一对强度相同、旋转方向相反的旋涡,来改善附面层流动^[1]。这就是射流式旋涡发生器的概念。文献^[2]利用荧光丝对这种旋涡发生器的涡进行了观察与测量,发现当射流侧向斜吹时,流场中形成强度不等的两个涡,这种不对称涡系的涡衰减较慢。作者利用七孔探针,详细测量了侧斜射流-横向流干扰的流场,给出了流场参数与涡参数的系统数据^[3],进一步指出射流侧向斜吹时,由于涡间干扰小使涡强衰减变慢。这种特点对于附面层控制、气膜冷却等应用问题具有重要意义。作者还根据测量结果归纳了涡参数变化经验关系式^[3],这对于射流式旋涡发生器的设计和参数选择与优化有参考价值。

本文根据射流-横向流干扰流场的分析并从涡参数经验关系式出发,分析讨论了用于附面层控制的射流式旋涡发生器最佳速度比的工程估算方法,并通过平板附面层性能试验对这种方法进行验证与评价。

二、侧斜射流-横向流干扰的涡流场分析

大量研究表明,垂直射流-横向流相互干扰时,流场中形成两个强度相同、旋转方向相反的旋涡。图1给出了一种典型试验结果^[3]。这种流场的特征是对称涡系。旋涡的方向基本上是流向(X向)的。利用流向涡的旋涡运动,使附面层内的低能流体获得能量补充,可以改善附面层内的流动。对于射流侧斜射入横向流(即射流在垂直于横向流的平面内侧向斜射)时的流场测量表明^[3],流场中存在一个强涡和一个弱涡(图2)。这时流场的特征是不对称涡系。旋涡的方向也基本上是沿流向的。试验表明,弱涡的涡强弱范围小且很快消失,强涡是涡流场中

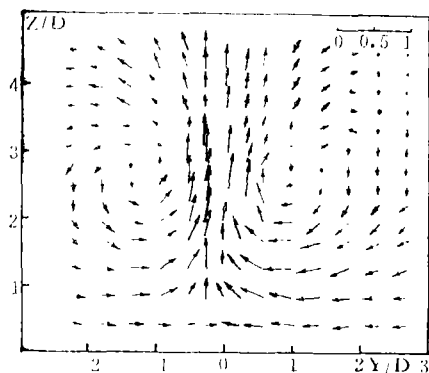


图1 速度矢图 $(\vec{V} + \vec{W})/U_\infty$ ($X/D=5$, $\beta_j=90^\circ$, $R=2.6$, $U=3.6\text{m/s}$)

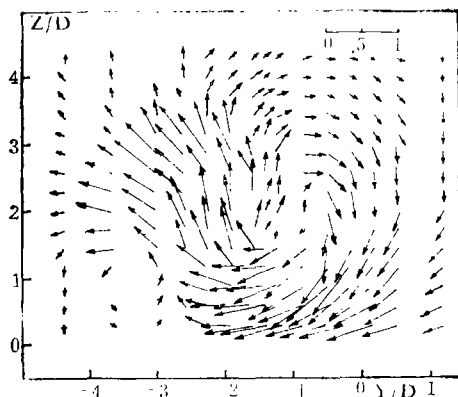


图2 速度矢图 $(\vec{V} + \vec{W})/U_\infty$ ($X/D=2.5$, $\beta_j=30^\circ$, $R=2.6$, $U=3.6\text{m/s}$)

的主要面貌。由于弱涡对强涡的干扰小,因此涡强的衰减明显地比对称涡系情况下要慢^[3,5]。

涡参数主要指涡心位置 Z_v 、 Y_v , 涡核半径 R_c 和涡的总环量(涡强) Γ 。R.L. Fearn 提出的离散涡模型假定涡核内各点的涡量呈高斯分布^[6]。

$$\Omega = \Omega_0 e^{-\beta_c^2 r^2} \quad (1)$$

式中 Ω_0 是涡的中心涡量, Ω 是流场某点涡量, r 是该点到涡心的距离, β_c 是涡核扩散常数。试验证实, 在射孔下游一定距离之后 ($X/D > 5$), 涡核内的涡量分布与高斯分布很接近^[3,4]。

根据涡核半径的定义, 涡核边界处的涡诱导速度最大, 可以推得

$$R_c = 1.121/\beta_c \quad (2)$$

流场中涡的总环量(涡强)为

$$\Gamma = \int_0^{2\pi} \int_0^\infty \Omega_0 e^{-\beta_c^2 r^2} r dr d\theta = \pi \Omega_0 / \beta_c^2 \quad (3)$$

根据试验结果综合归纳出涡参数变化的经验关系式:

$$\text{涡强 } \Gamma = 2DU_\infty \gamma, \quad \gamma = aR(\sin\beta_j)^b \exp[-(X/D)^{(c-d\sin^2\beta_j)}] \quad (4)$$

$$\text{涡心轨迹 } Z_v/D = aR^b(\sin\beta_j)^c(X/D+e)^d \quad (5)$$

$$Y_v/D = aR^b(\sin\beta_j)^c(X/D)^d \quad (6)$$

$$\text{涡核半径 } R_c/D = aR^b(X/D)^{(c-d\sin^2\beta_j)} + eR^f \quad (7)$$

式中的系数见表1。式中 D 为射孔直径。速度比 $R = U_j/U_\infty$, U_j —射流速度, U_∞ —横向流速度。射流角 β_j 是垂直于横向流的平面内射流与 Y 轴的夹角(参阅图3)。

表1 涡参数经验关系式(I) ($1 \leq R \leq 5$)

类 别	经 验 公 式	a	b	c	d	e	f
涡 强	$\gamma = aR(\sin\beta_j)^b \exp[-(X/D)^{(c-d\sin^2\beta_j)}]$	-2.279	-3.015	.2473	.0789		
涡核半径	$R_c/D = aR^b(X/D)^{(c-d\sin^2\beta_j)} + eR^f$	.322	.566	.4549	.2739	1.432	-4.8114
涡心轨迹	$Z_v/D = aR^b(\sin\beta_j)^c(X/D+e)^d$	.3317	1.196	.370	.3647	.7722	
	$Y_v/D = aR^b(\sin\beta_j)^c(X/D)^d$	-.2088	.8688	-.9427	.4515		

上述经验关系式反映了速度比和射流角对涡参数的影响以及涡参数沿流向(X/D)的变化规律,它不仅适用于侧斜射流,也适用于垂直射流,可以作为射流式旋涡发生器设计和参数选择的基础。

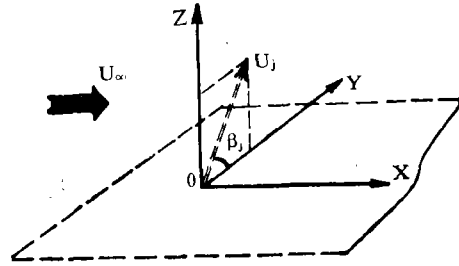


图3 流场坐标系

三、射流式旋涡发生器最佳速度比的选择

试验表明,为了减弱涡的衰减,射流角 β_j 选为 30° ,可以获得满意的结果^[2,3]。射流式旋涡发生器的另一重要参数是速度比 R 。正确选择速度比对于保证附面层控制效果有重要意义。旋涡发生器的流向涡在向下游运动过程中,不断将周围高能流体带入附面层,增大了附面层内流体的能量,改善了附面层情况。旋涡发生器的流向涡对紧靠壁面处流体的诱导能力,是附面层控制需要着重考虑的因素,也是选择旋涡发生器速度比的出发点。

从前面的讨论已知,侧斜射流状态下强涡在流场中起主要作用。为分析方便,可以忽略弱涡对流场的影响,假设流场中只存在一个强涡。在一个单涡的流场中,涡量如按高斯分布,则涡在某一点的诱导速度 U_θ 为

$$U_\theta = \frac{\Gamma}{2\pi} [(1 - e^{-\beta^2 c r^2}) / r] \quad (8)$$

式中 Γ 为某下游截面流向涡的总环量, r 为某一点到涡心的距离。如将(8)式中的 r 换为涡心高度 Z_v ,则可得旋涡在壁面处产生的诱导速度

$$U_{\theta w} = \frac{\Gamma}{2\pi} [(1 - e^{-\beta^2 c Z_v^2}) / Z_v] \quad (9)$$

为使附面层获得最大改善,首先讨论 $U_{\theta w}$ 与速度比 R 的关系。由式(9)可知,涡的总环量 Γ 增大,将使 $U_{\theta w}$ 成正比增大,而涡心高度增大则使 $U_{\theta w}$ 减小。而由涡参数经验关系式(4)、(5)、(7)可知速度比 R 增大会使总环量 Γ 增大,但也使涡心高度 Z_v 及涡核半径 R_c 增大。因此必定存在一个最佳速度比 $R_{opt.v}$,在此速度比下,旋涡在壁面处的诱导速度最大。

以侧斜射流旋涡发生器为例。如射流角 β_j 为 30° ,保持不变,上述涡参数经验关系式(4)、(5)可简化为

$$\Gamma = 2DU_\infty \gamma \quad (10)$$

$$\gamma = a_r R \exp(-X/D)^{c_r} \quad (11)$$

$$Z_v/D = a_z R^{b_z} (X/D + e_z)^{d_z} \quad (12)$$

考虑到低速度比时壁面粘性对涡核扩散的影响,为分析方便,在 $R > 1.8$ 和 $R < 1.8$ 不同情况下分段拟合,式(7)可以改写成比较简单形式:

$$R_c/D = a_R R^{b_R} (X/D + e_R)^{d_R} \quad (12)$$

式中的拟合系数值见表2。将(10)、(11)、(12)三式代入(9),并注意到(2)式,令 $\partial U_{\theta w} / \partial R = 0$,可得

$$e^t = 1 - \frac{2(b_z - b_R)t}{1 - b_z} \quad (13)$$

式中 $t = 1.257((a_z/a_R)R^{b_z - b_R}(X/D + e_z)^{d_z - d_R})^2$

将表 2 的拟合系数值代入 (13) 式, 可以得到近壁处涡诱导速度最大的最佳速度比 $R_{opt.v}$ 的经验公式

表2 涡参数经验关系式(Ⅱ) ($B_i = 30^\circ$)

类 别	经 验 公 式	适用范围	a	b	c	d	e
涡 强	$\gamma = aR \exp(-X/D)^c$		-2.6396		.1717		
涡核半径	$R_c/D = aRb(X/D + e)^d$	$R \geq 1.8$	.3866	.4696		.2545	.3019
		$R \leq 1.8$	.6092	.2109		.2568	.3019
涡心轨迹	$Z_v/D = aRb(X/D + e)^d$		.2702	1.1852		.4113	.3019

$$R_{opt.v} = 3.22(X/D + 0.3019)^{-0.219} \quad R \geq 1.8 \quad (14)$$

$$R_{opt.v} = 2.75(X/D + 0.3019)^{-0.111} \quad R \leq 1.8 \quad (15)$$

由(14)、(15)式可见, 对于不同 X/D 的下游截面, 为使该截面近壁处诱导速度最大的最佳速度比 $R_{opt.v}$ 是不相同的, 随着 X/D 的增大, $R_{opt.v}$ 需要减小。

进一步讨论, 如果只考虑使某一确定的下游截面近壁处产生最大涡诱导速度, 可以按(14)、(15)式选取速度比 $R_{opt.v}$ 。但这种速度比与使整个附面层流动获得最大改善 (H 值下降最多) 的最佳速度比 $R_{opt.H}$ 是不相同的。附面层的发展除了受旋涡的诱导作用外, 上游附面层情况及其改善对下游附面层的影响是不可忽视的。这就进一步提出了一个问题: 应在距离射孔多远的下游位置产生最大涡诱导速度, 才能沿流向使整个附面层得到最大改善? 这实质上是一个正确选择附面层起始改善位置 $(X/D)_i$ 的问题, 为了使这个问题获得较好的解决, 就必须综合考虑涡诱导作用对附面层的影响以及上下游附面层之间的关连。可以通过 $R_{opt.v}$ 的概念结合附面层计算或通过系统的试验来确定 $R_{opt.H}$, 但是工作量都很大。初步设计时, 由于产品几何尺寸及形状细节尚未全部确定, 难于也不必要进行详尽的流场计算和大量试验。可以通过分析试验测量结果, 经验地确定附面层起始改善位置 $(X/D)_i$, 并利用 $R_{opt.v}$ 经验公式来确定 $R_{opt.H}$ 的工程估算值。

考虑到上游附面层的改善对于下游附面层的发展有益, 因而附面层的起始改善位置 $(X/D)_i$ 越往上游越好, 但是也不能太靠近射孔。由壁面流谱试验^[7,8]可见, 垂直射孔下游附近近壁处存在很强的倒流区。文献^[9]对垂直射孔近下游区的速度测量结果表明, 当 $X/D \geq 4$ 面, 倒流区才基本上消失。文献^[3]的测量结果表明, 侧斜射流时 ($\beta_j = 30^\circ$), 速度比在 $R = 1.4 \sim 4$ 范围内, 倒流区消失的下游位置是 $X/D = 3 \sim 4.5$ 。为了提高附面层改善的效果, 附面层起始改善位置 $(X/D)_i$ 应选在倒流区的近下游。作为近似估算, 参考上述测量结果, 可将 $(X/D)_i$ 选为 $3.5 \sim 4.5$ (就是使 X/D 为 $3.5 \sim 4.5$ 处的壁面附近获得最大涡诱导速度)。由选取的 $(X/D)_i$, 利用(14)式可以得出使附面层流动得到最大改善的最佳速度比 $R_{opt.H}$ 为 $2.40 \sim 2.28$ 。

试 验 验 证

为了考察射流式旋涡发生器对改善附面层性能的效果与验证最佳速度比的估算方法,进行了平板附面层的吹风试验。试验在低速吹气式风洞中进行,风洞出口截面尺寸为 300×300 毫米²。试验平板尺寸为 280×820 毫米²,平板上距前缘150毫米处有直径为14毫米的射流孔。射流由小型空气压缩机供气,用节流阀调节射流速度 U_j 以改变速度比 R 。风洞出口有专用的座标架,可安装总压耙进行附面层测量。风洞的出口风速即横向流速度 $U_\infty = 36$ 米/秒,试验过程中保持不变。以射孔直径为特征长度的雷诺数 $Re = 3.46 \times 10^4$ 。横向流的平均紊流度为1%^[3]。

选取射流角 $\beta_j = 30^\circ$ 的侧斜射流状态,分别在射流比 $R = 1.2, 1.8, 2.2, 2.6$ 和 3.0 下测量流向涡对平板附面层的平均改善效果。测量的截面位置为 $X/D = 15, 20, 25, 30, 35, 40, 45$ 。在截面内取相同的 Y 向区间($Y = -11 \sim 8$ 厘米)测量附面层内的总压分布。数据处理时,假设截面内的静压与来流静压相等。实际上在有旋涡的流场中,涡核内静压要下降。但试验结果表明^[3],对于 $X/D > 15$ 的下游流场,涡核区静压与周围流体相差很少,因此这样的假设引起的误差很小。

图4是测得的典型截面流向速度在 Y 向测量区间内的平均结果。由图可见,加射流后,由于流向涡的作用,位于附面层外层的流向速度出现亏损,而位于附面层内层的流向速度却明显地增大。当 X/D 增大时,外层的迅速亏损部位随涡心轨迹的升高而升高,但外层速度的亏损程度和内层迅速的增加程度均减小,这表明越向下游,由于涡的衰减,涡对附面层的诱导作用减弱。由于附面层形状因子 H 主要取决于底层速度分布情况,所以在一般情况下,加射流后使底层速度分布变得饱满,形状因子 H 下降。

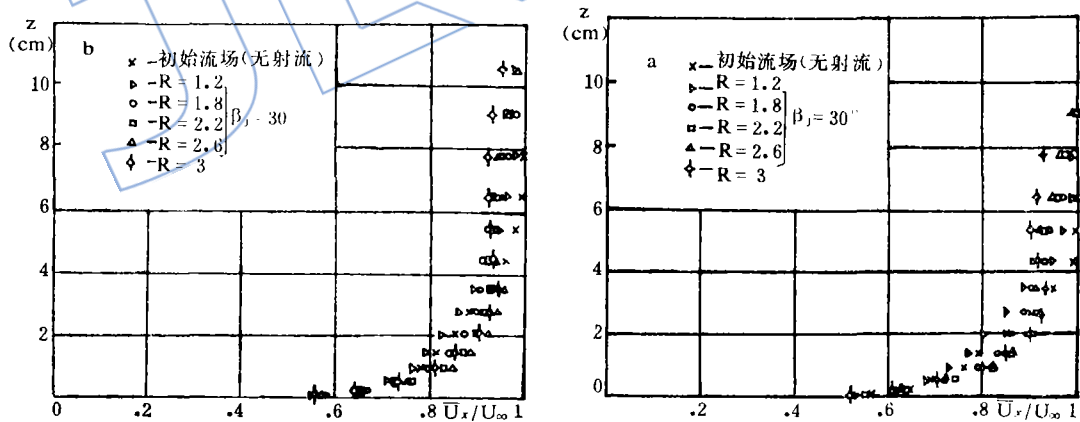


图4 附面层流向速度分布(a图 $X/D = 15$, b图 $X/D = 45$)

不同速度比下,涡对附面层内层的作用是不相同的。当速度比较小时(如 $R = 1.2$),由于涡心位置降低,涡核已接触壁面,涡核内的速度亏损区位于附面层内层,从而使附面层情况变坏。在速度比较大时,由于涡心位置的升高,涡远离壁面,涡对壁面处流体的诱导能力下降,因而对附面层改善的效果减少。所以太大或太小的速度比都不能使附面层获得满意的改善。从图4可以看出,不同迅速比下,流向速度分布是不同的, $R = 2.2$ 和 2.6 时速度分

布最饱满。

图 5 是加射流后, 不同速度比下附面层形状因子 H 的变化情况。由图可见, 在各种速度比下, $R = 2.2 \sim 2.6$ 时附面层形状因子与初始流场的附面层形状因子相比下降最多, 即对此平板附面层来说, 由实验确定的最佳速度比 $R_{opt.H}$ 在 $2.2 \sim 2.6$ 之间, 这个结果与前述估算确定的最佳速度比 $R_{opt.H} = 2.40 \sim 2.28$ 相近, 表明前述的工程估算方法是可行的。

从图 5 还可以看到, 附面层改善的延续区域较大, 但在射孔近下游 ($X/D < 15$) H 值下降不多, 当 $X/D > 20$ 后 H 值才有明显的下降。由前面的讨论已知, $X/D \leq 5$ 时存在倒流区, 这无疑会使附面层流动恶化。此外, 流场测量表明^[3], 速度比 $R < 3$ 时, 涡核内流向速度分布在 $X/D > 5$ 时转变为尾流型分布, 此时由于涡核离壁面较近, 涡核内的速度亏损也给附面层带来不利影响。因此只有在一定的下游距离之后, 倒流区的影响已完全消失, 但涡对近壁处流体仍有较强的诱导作用时, 附面层情况才有明显的改善。在远下游, 由于旋涡的衰减及涡心远离壁面, 涡对近壁处流体的诱导能力下降, 附面改善的效果变差。

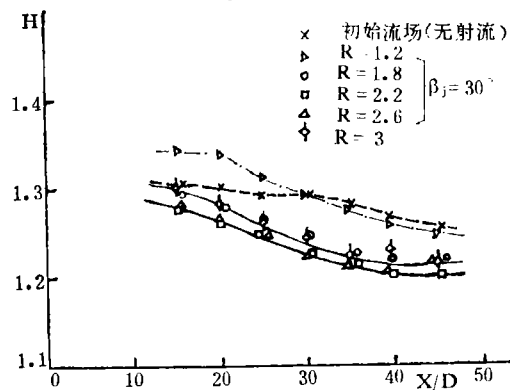


图 5 附面层形状因子变化

五、结 束 语

1. 根据对射流——横向流干扰涡流场的分析, 提出了使近壁处产生最大涡诱导速度的速度比 $R_{opt.v}$ 和使附面层形状因子获得最大改善的速度比 $R_{opt.H}$ 。
2. 利用涡参数变化的经验关系式, 得出了 $R_{opt.v}$ 的经验公式

$$R_{opt.v} = 3.22(X/D + 0.3019)^{-0.219} \quad R \geq 1.8$$

$$R_{opt.v} = 2.75(X/D + 0.3019)^{-0.111} \quad R \leq 1.8$$
3. 根据射孔后倒流区范围的试验数据, 选定附面层起始改善位置 $(X/D)_i = 3.5 \sim 4.5$, 利用 $R_{opt.v}$ 经验公式可估算 $R_{opt.H}$ 。估算值与实验结果很接近。这种最佳速度比 $R_{opt.H}$ 的工程估算方法对射流式旋涡发生器初步设计有参考价值。

参 考 文 献

- [1] Wallis, R. A., "A Preliminary Note on a Modified Type of Air Jet for Boundary Layer Control", A.R.C. CP513, 1960.
- [2] 张世英、李凡, "空气涡流器的机理实验", 航空学报1984年第4期。
- [3] 张封北、盛春华, "侧斜射流-横向流相互干扰的试验研究" 南京航空学院科技报告NHJB86-3267, 1986。
- [4] Fearn, R. L. and Weston, R. P., "Induced Velocity Field of a Jet in a Crossflow," NASA TP1087, 1978.
- [5] 盛春华、张封北, "射流-横向流干扰下涡的形成与衰减", 南京航空学院科技资料No.3228, 1986。
- [6] Fearn, R.L. and Weston, R.P., "Vorticity Associated with a Jet in a Cross Flow," AIAA J, Vol.12, Dec.1974.
- [7] Bergeles, G., Gosman, A. D. and Launder, B. E., "The Near-Field Character of a Jet Discharged Normal to a Main Stream", Trans. ASME, J. Heat Transfer, Vol.98, 1976.
- [8] Foss, J., "Interaction Region Phenomena for the Jet in a Cross Flow Problem," Rep. SFB 80/E/161 Univ. Karlsruhe.
- [9] Crabb, D., Durao, D.F.G. and Whitelaw, J. H., "A Round Jet Normal to a Crossflow", Trans ASME, J. Fluid Eng, Vol.103, March 1981.

MEASUREMENTS AND ANALYSIS OF SURGE, STALL AND SURGE POINT PARAMETERS IN TURBOJET COMPRESSORS

Li Wenlan, Chen Fuqun, Wang Zongyuan, Cong Mengzi

(Northwestern Polytechnical University)

Abstract

This paper presents the testing and measuring method of three kinds of flow instability test (rotating stall and surge), the test results and analysis of them for a turbojet engine with "clean" or distorted inlet flow. The tests have been carried out as follows: (1) testing of the "upper" and "lower" stall-point on the stall line of the engine with and without distorted inlet flow; (2) tests of surge in the engine with "clean" or distorted inlet flow at $\bar{n} = 1.0, 0.933, 0.9, 0.87$ and with rated A_{nb} (area of first-stage turbine nozzle) or A_{nb} decreased by 12%; (3) tests of static-forced surge (decreasing the area of engine nozzle very very slowly) and dynamic-forced surge for an engine with "clean" or distorted inlet flow. The results from the tests comprise: (1) several representative time histories of total pressure fluctuation at inlet and exit of main stages as over-all rotating stall occurs in the compressor, or surge (classic, deep or "drift" surge) occurs in the engine; (2) the speed line with surge point on compressor performance maps obtained by static-forced and dynamic-forced surges at $\bar{n} = 0.87$. All the above information was obtained from 14 tests for rotating stall and 25 for surge. The results from tests show that: (1) with "clean" or distortion by screen, the surge in the engine is a classic or deep surge; (2) with random fluctuation of total pressure in the engine face, the surge that occurs in the engine is always a "drift" surge; (3) value of parameters on surge point is correlated to the method of forced surge; (4) at $\bar{n} = 0.87$, the values of pressure ratio and mass flow by dynamic-forced surge are 2.8% and 1.7% respectively which are smaller than those obtained by static-forced surge.

A PREDICTION METHOD FOR OPTIMUM VELOCITY RATIO OF AIR JET VORTEX GENERATOR

Zhang Fengbei and Sheng Chunhua

(Nanjing Aeronautical Institute)

Abstract

The selection of the velocity ratios for air jet vortex generator is considered. The concept of the optimum velocity ratio with the maximum vortex induced

velocity at the wall, $R_{opt.v}$, and the concept of the optimum velocity ratio maximizing shape factor of boundary layer, $R_{opt.H}$, are introduced. Based on the empirical relationships summarized from the measured data of the side-inclined jet/crossflow interaction flow field, the formulas for $R_{opt.v}$ may be deduced as follows

$$R_{opt.v} = 3.22(X/D + 0.3019)^{-0.219} \quad R \geq 1.8$$

$$R_{opt.v} = 2.75(X/D + 0.3019)^{-0.111} \quad R \leq 1.8$$

The predicted values of $R_{opt.H}$ are determined according to the experimental results of the reverse flow region behind the jet hole in association with the $R_{opt.v}$ empirical formulas. They agree with the measurements of the boundary layer at the flat plate.

SPACE-FLIGHT TESTS OF THE APOGEE BOOST MOTOR FOR STW EXPERIMENTAL COMMUNICATIONS SATELLITE

Gu Xuelin

(Northwestern Chemical Power Company)

Abstract

The apogee boost motor (ABM) for the STW experimental communications satellite is a solid composite propellant rocket motor. Its case is a glass/epoxy filament wound composite structure. Its propellant is of HTPB type. The material of its nozzle throat is carbon/carbon composite, and the exit cone is wound by a highly silica-filled phenolic/glass tape. Its ignition system consists of ignitor and safe and arm device. A series of motor tests have proved that the ABM has high reliability and performance accuracy. The reliability of the ABM is 0.9551 with the confidence being 0.8.

This work predicts and analyses the potential accidents of the ABM during space-flight, and proposes various approaches to eliminate them. The calculations based on the parameters gathered before and after space flight show that the total impulse is 1258.3 kN.s and the specific impulse is 2834.1 N.s/kg. Both of them are in good agreement with those from ground-firing tests with a variation of the total impulse within the range of $\pm 1\%$. It is shown that the ground-firing tests are accurate and efficient.

FLIGHT TEST RESEARCH ON STATIC CHARACTERISTICS OF AFTERBURNER FUEL CONTROL SYSTEM FOR TURBOJET ENGINES

Tao Liyi and Chen Zhanping

(Flight Test Research Center)