

文章编号: 0253-2239(2009)11-2952-06

高超声速湍流流场高折射率梯度区域气动光学畸变仿真研究

吴 琳 房建成 杨照华

(北京航空航天大学仪器科学与光电工程学院, 北京 100191)

摘要 基于折射率界面厚度的描述建立了一种高折射率梯度门限的数学模型,在此梯度门限下,研究了高超声速流场中高折射率梯度区域的气动光学传输效应。提出了一种用折射率梯度的调和平均值描述高折射率梯度门限的方法。采用高超声速流场的计算流体力学结果作为分析折射率梯度和进行气动光学传输仿真的源数据,忽略绝对值低于该门限的梯度值重构折射率场,并采用变折射率介质中光线追迹算法仿真其气动光学传输畸变。不同流场状况、不同位置截面的仿真结果表明,采用本门限,重构折射率场和原折射率场的相关性达 0.9 以上,仿真光程差均方根的相对误差不超过 $\pm 5\%$,验证了该高折射率梯度门限模型的有效性和适用性,同时从数值角度证实了高超声速湍流流场中高折射率梯度区域是气动光学传输畸变的主要成因。

关键词 大气光学;湍流;光学传输;折射率梯度

中图分类号 TN012; V21 文献标识码 A doi: 10.3788/AOS20092911.2952

Study on Aero-Optical Distortion Simulation of High Refraction Index Gradient Regions in Hypersonic Turbulent Flow

Wu Lin Fang Jiancheng Yang Zhaohua

(School of Instrumentation Science & Opto-Electronics Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract Based on the interfacial-fluid-thickness method, a mathematical model of the high gradient threshold of refractive index was established and the aero optical propagation effects of high gradient region in hypersonic flow was simulated. A gradient threshold using its harmonic mean was proposed. The density fields of hypersonic turbulence obtained from computational fluid dynamics were used to analyse refractive gradient magnitudes and aero optical distortions. Refractive index gradients whose absolute values were below the threshold were set to zero and the new refractive index field was reconstructed. Using the ray tracing algorithm of variable index-of-refraction, aero optical distortions of the original and reconstructed refractive index fields of different cross-sections, different flow conditions were simulated numerically and analyzed synthetically. The comparisons revealed that, using the threshold, the two dimensional correlation coefficients of the original and the reconstructed index-of-refraction fields were high to above 0.9, the relative error of the root mean square of optical path difference was not more than $\pm 5\%$. Through the numerical simulations, the effectiveness and adaptability of the threshold proposed was validated and it also showed that the high index-of-refractive gradient region in hypersonic turbulent flow was the main reason in aero optical distortions.

Key words atmospheric optics; turbulence; optical propagation; index-of-refraction gradient

收稿日期: 2008-12-16; 收到修改稿日期: 2009-03-13

基金项目: 国家自然科学基金(60708022)资助项目。

作者简介: 吴琳(1983—),女,博士研究生,主要从事红外成像末制导的研究。E-mail: wulin4u@gmail.com

导师简介: 房建成(1965—),男,教授,博士生导师,主要从事航天飞行器姿态控制技术及自主定位导航技术等方面的研究。E-mail: fangjiangcheng@buaa.edu.cn(通信联系人)。

1 引言

高超声速飞行器飞行过程中与大气发生剧烈相互作用,其周围会形成复杂绕流流场,密度梯度、折射率梯度剧烈变化。光线穿过变折射率湍流流场时,光波波前发生畸变,导致观测目标图像退化^[1~3]。严重影响了飞行器上装载的光学系统性能,如高超声速成像制导导弹的红外导引头^[4]。显然,定性、定量地研究气动光学传输畸变及其控制技术对成像末制导系统的成功应具有重要意义,可为光学设计、湍流控制和畸变补偿提供必要依据^[6]。为发展该项技术,国外的研究者近期发展了一种流场界面厚度(interfacial-fluid-thickness, IFT)方法来研究强压缩流的大尺度结构的光学畸变^[6]。IFT方法结合流动显示技术和几何光学计算,忽略掉低折射率梯度,只使用高折率梯度界面的数据计算光线通过强压缩流的光程差^[7,8],研究发现该方法适用于高超声速强压缩流场的大尺度结构造成的光学畸变研究,仅高折射率梯度区域就能得到强压缩流的气动光学传输效应^[9]。IFT对高超声速流场中动态气动光学效应的研究、计算和建模很有效,也有利于发展控制气动光学效应的技术。在应用IFT方法的时候,首要问题是选择高折射率梯度门限来定义高折射率界面^[10]。但前期研究基础为采用激光感生荧光(Laser Induced Fluorescence, LIF)技术得到的流动显示图像,再采用图像处理方法得到高折射率梯度界面,缺少对门限的定量数学描述。本论文定义一个高折射率梯度门限数学模型,该门限具备如下特征:忽略低于该门限的折射率梯度值仍能捕捉到原流场的大部分气动光学传输畸变,其有效性和适用性采用不同流场情况的计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)结果仿真来验证,并分析该门限下的高折射率梯度区域的气动光学传输效应。

2 变折射率介质光线追迹算法

本文的流场源数据采用大涡模拟的CFD方法得到,大涡模拟结果给出了离散时间上网格点上的密度值^[11],用其来计算相关的光程(Optical path length, OPL)描述波前畸变。因流场速度远小于光速,且因光波传输距离足够小,光波穿过流场的时间小于流场演变的时间,因此可以用瞬态的折射率场空间分布来计算OPL。对光学窗口附近的密度场,用Gladstone-Dale公式计算折射率值

$$n = 1 + k_{GD}(\lambda)\rho, \quad (1)$$

式中 ρ 是流场介质密度, k_{GD} 为从红外手册得到的Gladstone-Dale常数,满足下式^[12]

$$k_{GD} = 0.133 + 0.00092/\lambda^2. \quad (2)$$

式中 λ 是光波波长,单位为 μm 。

通过Gladstone-Dale关系将CFD结果的离散密度场转换为折射率场,将CFD网格做为湍流这种不规则分布的变折射率介质的基本细分单元。光线以一定方向入射,逐个穿过这些小单元,认为光线仅在各网格单元边界发生折射、在各小段内部沿直线传播,把光线看作空间中的矢量,用起点的直角坐标和方向余弦表示光线的空间位置^[13]。用 M 表示位置矢量、 Q 表示方向的单位矢量,对于二维平面,入射光线的矢量有

$$\begin{cases} M(x, y) = xi + yj \\ Q(\alpha, \beta) = \alpha i + \beta j \end{cases}, \quad (3)$$

式中 i 和 j 分别为沿 x, y 两个坐标轴方向的单位矢量, α, β 为方向单位矢量 Q 的两个方向余弦。同理,对于二维平面,折射光线的矢量用 M_1 和 Q_1 分别表示经过流场网格的折射光线的位置矢量和方向矢量,有

$$\begin{cases} M_1(x_1, y_1) = x_1 i + y_1 j \\ Q_1(\alpha_1, \beta_1) = \alpha_1 i + \beta_1 j \end{cases}, \quad (4)$$

流场中光线的追迹过程,即是确定光线通过流场后的方向和位置。设 d 为CFD网格物理间距, θ 和 θ_1 分别为光线入射角和折射角, n 和 n_1 分别为入射网格和折射网格的流场介质折射率,如图1所示,在该坐标系下由折射定律计算得光线通过每一个网格后的位置矢量和方向矢量为

$$\begin{cases} x_1 = x + d \frac{\beta}{\alpha} \\ y_1 = y + d \end{cases} \quad \begin{cases} \alpha_1 = \frac{n}{n_1} \alpha \\ \beta_1 = \sqrt{1 - \alpha_1^2} \end{cases}. \quad (5)$$

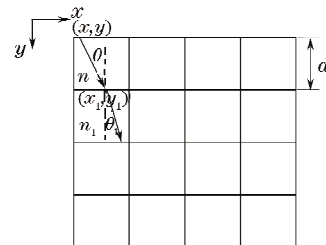


图1 CFD网格中光线追迹示意图

Fig. 1 Schematic diagram of ray tracing in CFD grids
由此光线追迹过程可求得受湍流扰动的光程,最后与未经扰动光线的光程比较,即可得到光程差(optical path difference, OPD),或者波象差^[14]

$$\Delta L_{OPD} = L_{OPL} - L_{OPL-ref} \quad (6)$$

除定量描述波前畸变的 OPL 和 OPD,也常用 OPD 的均方根(root mean square,RMS)作为描述波前的参数^[15],来描述平均光学性能。

3 梯度分析

3.1 CFD 结果

研究了两种情况下红外凹窗窗口外的高超声速绕流流场:马赫数 Mach 6、高度 40 km;马赫数 Mach 7、高度 30 km。导弹外气动流场区域的计算总网格为 815796,以第一种流场条件为例,流场平均密度场的等高线图如图 2 所示。

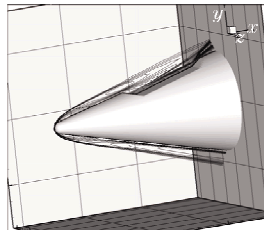


图 2 红外窗口外流场的密度等高线

Fig. 2 Density contour of the field over an IR window

选择红外窗口外的区域仿真气动光学畸变,该区域包含 $64 \times 80 \times 64$ 个网格。对密度数据用 Gladstone-Dale 公式后,示例性选取该区域内某一 Z 位置的 XY 平面和某一 Y 位置的 XZ 平面的折射率场如图 3 所示,相应的折射率梯度如图 4 所示。

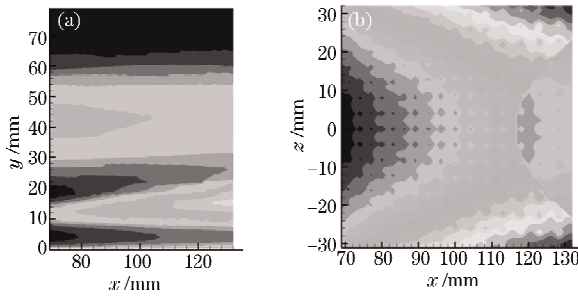


图 3 折射率场。(a) $z = -22$ mm 处的 XY 截面,(b) $y = 10$ mm 处的 XZ 截面

Fig. 3 Refractive index fields of the typical cross-sections. (a) XY cross-section at $z = -22$ mm, (b) XZ cross-section at $y = 10$ mm

3.2 高折射率梯度门限

Catarakis 和 Aguirre 提出,在物理意义上折射率界面厚度由折射率梯度的倒数来描述,这个概念对气动光学相互作用的机理非常有用^[6]。基于流动显示,每点的 IFT h 都是有限和非零的,表示为

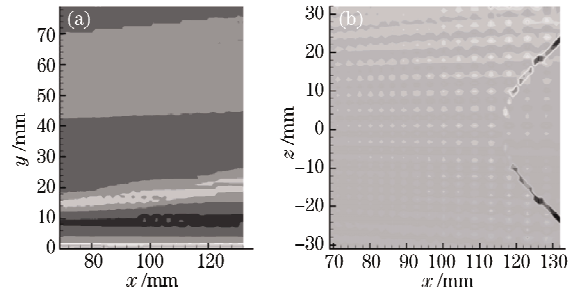


图 4 折射率梯度。(a) $z = -22$ mm 处的 XY 截面,(b) $y = 10$ mm 处的 XZ 截面

Fig. 4 Gradient of refractive index fields of the typical cross-sections. (a) XY cross-section at $z = -22$ mm, (b) XZ cross-section at $y = 10$ mm

$$h = 1/|\nabla n|, \quad (7)$$

应用于 CFD 结果,也在每个网格点处表示 IFT。假设沿光线传输路径上的 N 点 IFT 为 (h_1, h_2, \dots, h_N) ,则 IFT 的平均值为

$$h_T = \sum_{i=1}^N h_i / N, \quad (8)$$

定义 G_T 为

$$G_T = 1/h_T = N / \sum_{i=1}^N h_i, \quad (9)$$

选择该值为折射率梯度门限,把 (7) 式代入 (9) 式得

$$G_T = N / \sum_{i=1}^N (1/|\nabla n_i|). \quad (10)$$

如 (10) 式所示,该折射率梯度门限恰好是传输路径上折射率梯度绝对值的调和平均值。考虑到调和平均值的意义,对该值作门限的可能作两点解释。第一,湍流流场中相连位置上两点有非简单串联的相关关系;第二,调和平均值能更好地反映出小值的影响,而在本文下面的仿真中,低于该小值的梯度将被忽略。当然,也可选择整个流场仿真区域中梯度的调和平均值作门限,但会增加计算量。对 CFD 结果,忽略绝对值低于 (10) 式门限的折射率梯度,即设其为 0,得到一个重建的折射率场 R_1 ,采用二维相关系数 r 表征其与原折射率场 R 的相关性,

$$r = \frac{\sum_p \sum_q (R_{pq} - \bar{R})(R_{1pq} - \bar{R}_1)}{\sqrt{[\sum_p \sum_q (R_{pq} - \bar{R})^2][\sum_p \sum_q (R_{1pq} - \bar{R}_1)^2]}} \quad (11)$$

式中 p, q 为二维折射率场的行、列数, \bar{R} 和 \bar{R}_1 为其平均值。由许瓦兹不等式知 $|r| \leq 1$, $|r|$ 越接近 1,

表示重构后的折射率场越接近原折射率场。

4 基于高折射率梯度门限的气动光学传输仿真算例

为简化计算,本文仿真中分析二维传输,采用不同截面数据时,对 XY 截面,假设光线沿 Y 方向传播;对 XZ 截面,假设光线沿 Z 方向传播。以循环 Z 坐标、对 XY 截面进行计算为例,其传输仿真流程如图 5 所示。

4.1 Mach 6 和 40 km 的流场情况

对该种流场情况,采用第二部分中的气动光学传输仿真方法,计算得原折射率场和重建折射率场的 OPD 如图 6 所示。

对本算例的 XY 截面如图 6(a)所示,忽略的折射率梯度值占原折射率场的 19.05%,由式(11)计算得重构后的折射率场 R_1 和原折射率场 R 的二维相关系数为 0.98。分别计算原折射率场、重建折射

率场 OPD 均方根 R_{OPD-O} 和 R_{OPD-R} 及其相对误差 R_{OPD-E} 如下

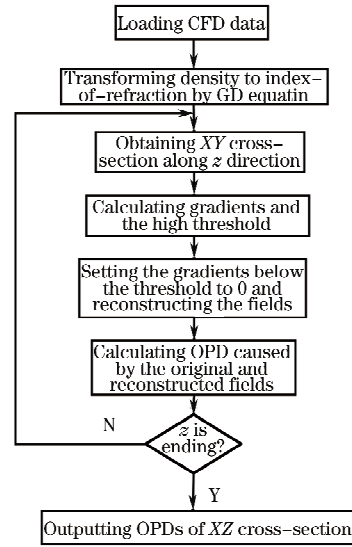


图 5 传输仿真流程图

Fig. 5 Flow chart of propagation simulations

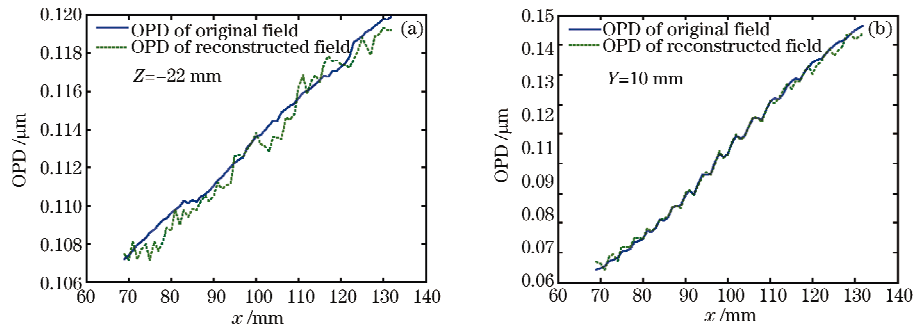


图 6 Mach 6, 40 km 流场情况下原折射率场和重建折射率场的 OPD

Fig. 6 OPD of original field and reconstructed field at Mach6, 40 km

$$R_{OPD-O} = 3.827 \times 10^{-3} \mu\text{m}, R_{OPD-R} = 3.939 \times 10^{-3} \mu\text{m},$$

$$R_{OPD-E} = \frac{R_{OPD-R} - R_{OPD-O}}{R_{OPD-O}} \times 100\% = 2.93\%$$

对本算例的 XZ 截面如图 6(b)所示,忽略的折射率梯度值占原折射率场的 46.40%,与 Catarakis^[6]计算中忽略掉的 50%梯度值的结果非常吻合, R_1 和 R 的二维相关系数仍为 0.95。OPD 均方根及其相对误差分别为

$$R_{OPD-O} = 2.624 \times 10^{-2} \mu\text{m}, R_{OPD-R} = 2.550 \times 10^{-2} \mu\text{m}, R_{OPD-E} = -2.83\%$$

R_1 和 R 的二维相关系数、图 6 显示的原折射率场和重建折射率场的 OPD 的对比结果以及分析计算的误差结果都可以看出,选择的门限值在不同截面上工作良好,高折射率梯度区域造成了绝大部分的气动光学传输效应。

4.2 Mach 7 和 30 km 的流场情况

对另一种流场情况 Mach 7、30 km,采用同 4.1

的仿真流程,其不同截面上的 OPD 仿真结果如图 7 所示。

本流场条件下,XY 截面如图 7(a)上忽略的折射率梯度值占原折射率场的 18.43%, R_1 和 R 的二维相关系数为 0.99,OPD 均方根的相对误差为 -1.32%。XZ 截面如图 7(b)上忽略的折射率梯度值高达 74.11%, R_1 和 R 的二维相关系数为 0.92,

OPD 均方根的相对误差为 -4.05% , 仍能捕捉到绝大多数的气动光学畸变。由图 7 及上面的分析可

见, 改变流场条件在本文选择截面下并未影响该高折射率梯度门限的性能。

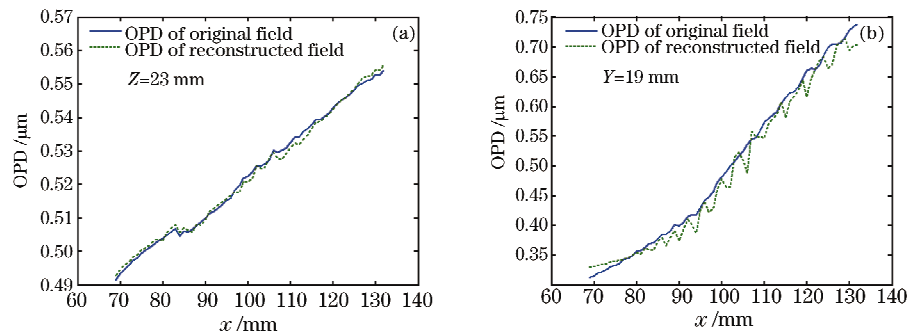


图 7 Mach 7, 30 km 流场情况下原折射率场和重建折射率场的 OPD

Fig. 7 OPD of original field and reconstructed field at Mach7, 30 km

4.3 结果分析

将上述结果的流场条件、不同截面、忽略的梯度

百分比、重构和原折射率场的相关系数以及 OPD 均方根的相对误差总结如表 1 所示。

表 1 高折射率区域的气动光学传输效应

Table 1 Aero optical performance of high gradient regions

Flow conditions	Cross sections	Neglecting percent of gradients	Correlation coefficient between the original and reconstructed fields	Relative error of OPD RMS
Mach6, 40 km	XZ	19.05%	0.98	2.93%
	XY	46.40%	0.95	-2.83%
Mach7, 30 km	XZ	18.43%	0.99	-1.32%
	XY	74.11%	0.92	-4.05%

由图 6,7 和表 1 可见, 采用本门限值提取的高折射率梯度区域即能很好地反映高超声速流场的气动光学传输效应, 当超过 70% 的折射率梯度被忽略时, 重建的折射率场仍能捕捉到绝大多数气动光学畸变。将之应用于不同流场情况下的不同截面, 重构折射率场和原折射率场的相关系数达 0.9 以上, OPD 均方根的相对误差不超过 $\pm 5\%$, 表明该门限值在不同流场情况下有较好的适应性。

值, 并详细研究该门限值物理意义上的有效解释。

5 结 论

采用提出的高折射率梯度门限, 基于高超声速流场(CFD)结果仿真提取流场中高折射率梯度区域, 采用变折射率介质中的光线追迹算法计算该区域的气动光学传输效应, 结果表明高超声速流场的高折射率梯度区域是产生气动光学畸变的主要原因, 部分揭示了气动光学效应的机理。本文提出的梯度门限值对高折射率梯度区域的确定有很好的参考价值, 并随不同的流场情况有很好的适应性。相比于国外的前期研究, 本研究提供了一种梯度门限的数学描述, 对基于流动显示的控制和规整高超声速流场的气动光学效应的定量研究有应用价值。下一步应以更多的流场情况及风洞试验来验证该门限

参 考 文 献

- Huang Jianming, Shen Maozuo. Multifram blind deconvolution restoration of atmospheric turbulence-degraded images based on noise characteristic [J]. *Acta Optica Sinica*, 2008, **28**(9): 1686~1690
黄建明, 沈忙作. 基于噪声特性的大气湍流退化图像多帧盲反卷积复原[J]. *光学学报*, 2008, **28**(9): 1686~1690
- Xie Wenke, Jiang Zongfu, Li Wenyu. Active optical control for low velocity heated jet shear layer[J]. *Optics & Optoelectronic Technology*, 2005, **3**(6): 1~4
谢文科, 姜宗福, 李文煜. 低速热射流剪切层光学性质主动控制研究[J]. *光学与光电技术*, 2005, **3**(6): 1~4
- Yin Kexin, Jiang Huilin. Evaluations on aero-optic effects of subsonic airborne electro-optical system [J]. *Chinese Optics Letters*, 2006, **4**(8): 435~438
- Jumper E. J., Fitzgerald. E. J., Recent advances in aero-optics [J]. *Prog. Aerospace Sci.*, 2001, **37**: 299~339
- Liu Jian, Li Shumin, Jin Gang *et al.*. Influence on laser propagation of aero-craft's outer fluid field[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2006, **35**(4): 599~602
柳建, 李树民, 金钢等. 飞行器外流场对光传输的影响[J]. *光子学报*, 2006, **35**(4): 599~602
- Catarakis H. J., Aguirre R. C. New interfacial fluid thickness approach in aero-optics with applications to compressible turbulence[J]. *AIAA Journal*, 2004, **42**(10): 1973~1981
- Aguirre R. C., Nathman J. C., Garcia P. J., *et al.*. Turbulent refractive fluid interfaces and aero-optical wavefront distortions: experiments and computations [C]. *AIAA 43rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada*, 2005, AIAA:

- 2005~1080
- 8 Aguirre R. C., Mason J. O., Catrakis, H. J. Experimental studies of turbulent interfaces in mixing, aero-optics, and high-speed flows[J]. *Inter. Assoc. mech. Eng. Trans.*, 2005, **2**(1): 50~58
- 9 Aguirre R. C., Ruiz-Plancarte J., Catrakis H. J., Physical thickness of turbulent fluid interfaces; structure, variability, and applications to aero-optics [C]. *AIAA 41st Aerospace Science Meeting and Exhibit, Reno, Nevada*, 2003, AIAA 2003~0642
- 10 Aguirre R. C. Turbulent Fluid Interfaces with Applications to Mixing and Aero-optics[D]. Ph. D. Dissertation, University of California, Irvine, 2005, 22~28
- 11 Jones M. J., Bender E. E. CFD-based computer simulation of optical turbulence through aircraft flowfields and wakes [M]. *AIAA 32nd Plasmadynamics and Lasers Conference, Anaheim, CA*, 2001, AIAA 2001~2798
- 12 Cicchiello J. M., Low Order Representation of Dynamic Aero-optic Distortions[D]. *Ph. D. Dissertation, University of Notre Dame*. 2001, 1~2
- 13 Huang Zhanhua, Cheng Hongfei, Cai Huaiyu *et al.*. A study on universal ray tracing algorithm in the medium of variable refractive index[J]. *Acta Optica Sinica*, 2005, **25**(5): 589~592
黄战华, 程红飞, 蔡怀宇 等. 变折射率介质中光线追迹通用算法的研究[J]. *光学学报*. 2005, **25**(5): 589~592
- 14 Li Guichun, Aero-Optics. Beijing: National Defense Industry Press[M]. 2006, 279~281
李桂春. 气动光学. 北京:国防工业出版社[M]. 2006, 279~281
- 15 Arunajatesan S., Sinha N., Analysis of line of sight effects in distortions of laser beams propagating through a turbulent turret flow field [C]. *AIAA 43rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada*, 2005, AIAA 2005~1081