论文

FADS 系统在尖楔前体高超声速飞行器中的应用

王鹏*, 金鑫, 张卫民

中国航空气动力技术研究院, 北京 100074

*联系人, E-mail: pengwang0413@163.com

收稿日期: 2012-04-11; 接受日期: 2012-04-28

摘要 对于具有尖楔前体的高超声速飞行器, 特别是某些验证超燃发动机项目的飞行器, 仅仅依靠惯性导航系统(Inertial Navigation System, INS)得到的攻角不能满足其精度要求. 嵌入式大气数据传感系统(Flush Air Data Sensing System, FADS)通过在飞行器表面特定区域布置测压孔测量来流压力, 根据建立的气动模型反推得到飞行参数(攻角、侧滑角、马赫数、静压及动压等). 对于 FADS/INS 组合系统, 本文首次提出了采用切楔斜激波理论建立其气动理论模型, 攻角经过校准后精度较高(误差小于 0.1°); 对于 FADS 系统, 运用二维区及三维区理论建立其气动理论模型, 马赫数误差在 5% 左右. 验证结果表明 FADS 系统在具有尖楔前体的高超声速飞行器上应用前景广阔.

关键词 嵌入式大气数据传感系统, 尖楔前体, 高超声速飞行器, 惯性导航系统, 校准

PACS: 47.85.Gj, 47.40.Ki, 47.11.-j, 47.85.ld

doi: 10.1360/132012-314

对于大气层内飞行的飞行器的实时控制、导航和飞行后的数据分析来讲, 准确测量其飞行参数是至关重要的^[1]. 传统的飞行参数测量系统是采用基于压力测量的置于飞行器头部的空速管, 以及安装在飞行器侧缘的攻角及侧滑角传感器等装置. 但对于大攻角状态下飞行的飞行器, 其前端及侧缘探出的传感装置会引起飞行器头部非对称涡流, 从而产生较大的侧向力, 导致飞行器横向不稳定. 对于高超声速飞行状态, 探出的传感装置会产生很大的热流, 以致其难以正常工作. 特别是对于某些验证超燃发动机项目的高超声速飞行器, 进气道对于飞行姿态非常敏感, 攻角 0.5° 的偏差会对进气道设计产生重要的影响^[1], 而仅依靠通常使用的 INS 测得的攻角难以满足

精度要求.

针对以上问题, 早在 60 年代中期, 美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)就在 X-15 项目中验证了 FADS 系统最初的原理模型^[2]; Hillje 和 Nelson^[3,4]对该系统在航天飞机上的运用进行了风洞试验校准. 直到 70–80 年代 Siemens 等人^[5,6]才成功地将该系统运用到航天飞机上. 随后 NASA 逐渐开展了将 FADS 系统应用于一系列新型战机及高超声速飞行器上的研究.

国外相关研究表明, FADS 系统已成功应用于 F-15, F-14, F/A-18, X-33, X-34, X-38 等前身呈钝体的飞行器和再入飞行器^[7–9]. 国内研究人员^[10,11]对运用于钝前体 FADS 系统的求解算法进行过深入研究, 但

引用格式: 王鹏, 金鑫, 张卫民. FADS 系统在尖楔前体高超声速飞行器中的应用. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2013, 43: 1105–1110
Wang P, Jin X, Zhang W M. Application of FADS system in hypersonic flight vehicles with sharp wedged fore-bodies (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2013, 43: 1105–1110, doi: 10.1360/132012-314

并未涉及具有尖楔前体的高超声速飞行器. Bahm 等人^[12,13]将 FADS 系统运用到 X-43A 具有尖楔前体的高超声速飞行器上, 对 FADS 系统的性能进行了测试. 对于 FADS 系统在尖楔前体高超声速飞行器上的应用, 目前技术还不是很成熟. 基于此, 本文首次提出了采用切楔斜激波理论建立 FADS/INS 组合系统的气动理论模型, 并对该理论模型的准确性进行了验证. 同时, 对于长时间飞行验证任务的飞行器, INS 提供的马赫数误差会随时间累积, 而 FADS 系统的误差不会随时间累积. 因此, FADS 系统能否独立工作至关重要, 而目前对于 FADS 系统独立工作的理论模型并没有文献进行过确切的论证. 基于此, 本文对于 FADS 系统独立工作的气动理论模型进行了深入的探讨及论证.

1 FADS 系统验证模型

对于 X-43A, X-51 等具有尖楔前体的高超声速飞行器, 验证超燃发动机的性能是其重要任务之一. 鉴于超燃发动机的进气道设计对于飞行姿态角非常敏感, 仅仅通过 INS 得到的攻角精度达不到设计需求. 为此, FADS 系统可以与 INS 配合运用于这类飞行器上. 同时, FADS 系统也可以独立运用于这类飞行器上, 得出全部的飞行参数. 基于此, 本文采用具有尖楔前体的飞行器(如图 1 所示), 对于 FADS/INS 组合系统的气动模型及 FADS 系统的气动模型及其校准原理进行了讨论.

2 FADS/INS 组合系统的理论模型及工作原理

2.1 理论模型

对于短时间飞行的高超声速飞行器而言, 可以将 FADS 系统与 INS 组合运用. FADS 系统可以测得

图 1 FADS 系统的验证模型
Figure 1 Testing model for the FADS system.

激波后总压, INS 可以提供准确的飞行马赫数, 可得激波前后总压与静压的关系式^[14]

$$\frac{P_{t2}}{P_1} = \left(\frac{\gamma+1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left(\frac{\gamma+1}{2\gamma Ma^2 - (\gamma-1)} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}}. \quad (1)$$

其中 P_{t2} 为激波后总压, P_1 为自由来流静压, γ 为比热比, Ma 为来流马赫数. 根据激波后总压与激波前静压之比与马赫数的关系曲线(如图 2 所示), 可以得出在 $Ma > 4.0$ 的条件下, 比值与马赫数基本无关, 因此, 在 INS 提供准确的马赫数的条件下, 可以根据式(1)得到静压.

激波前后总压与自由来流动压的关系式为

$$\frac{P_{t2}}{q_1} = \frac{2}{\gamma} \frac{1}{Ma^2} \left(\frac{\gamma+1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left(\frac{\gamma+1}{2\gamma Ma^2 - (\gamma-1)} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}}. \quad (2)$$

其中 q_1 为来流动压. 根据激波前后总压与动压之比与马赫数关系的曲线, 如图 3 所示, 在 $Ma > 4$ 的条件

图 2 P_1/P_{t2} 与马赫数关系曲线
Figure 2 Relation between P_1/P_{t2} and Mach number.

图 3 q_1/P_{t2} 与马赫数关系曲线
Figure 3 Relation between q_1/P_{t2} and Mach number.

下, 比值与马赫数基本无关, 可以根据上述激波关系式得到动压. 同时, 可以看出, 真实气体效应对于激波后总压影响很小, 因此, 本文采用的方法没有考虑真实气体效应的影响.

根据切楔激波关系式^[15]

$$C_{pi} = \frac{4}{\gamma+1} \left(\sin^2 \beta - \frac{1}{Ma^2} \right) \quad (3)$$

得到激波角 β . 其中 $C_{pi} = (p_i - p_1)/q_1$, p_i 为表面静压, q_1 为动压, C_{pi} 为第 i 个测压孔的压力系数.

根据切楔激波关系式^[15]

$$\tan(\theta_i + \alpha) = \frac{2(Ma^2 \sin^2 \beta - 1)}{\tan \beta (\gamma Ma^2 + Ma^2 \cos(2\beta) + 2)} \quad (4)$$

得到攻角 α , 其中 θ_i 为尖楔前体的半楔角.

2.2 工作原理

根据建立的 FADS/INS 组合系统的理论模型, FADS/INS 组合系统的工作原理如图 4 所示. INS 提供马赫数, 作为 FADS 系统的输入参数. 通过激波前后的总静压关系及斜激波理论可以将静压、动压及攻角等飞行参数求解出来.

3 FADS 系统的理论模型及工作原理

3.1 理论模型

对于长时间飞行的高超声速飞行器而言, 需建立 FADS 系统独立工作的理论模型.

当超音速气流以来流方向垂直于 AB 边流过平板 $ABCD$ 时, 气流会在边缘 A, B 处形成马赫锥, 马赫锥区域根据式(5)确定^[15]

$$\mu = \arcsin \frac{1}{Ma}. \quad (5)$$

其中 μ 为马赫锥的半锥角, 从而将平板的表面区域分

图 4 FADS/INS 组合系统工作原理

Figure 4 Working principles for the FADS/INS integrated system.

为二维区和三维区, 如图 5 所示. 根据二维区与三维区的不同流动特征, 可以得到流场二维区及三维区中的压力分布状况.

对于平板二维区的压力分布, 可以利用平板理论将上下表面的压差与飞行参数联系起来, 取平板中心轴线上位于二维区中的上下表面两点, 可以得到二维区平板上下表面的压力关系式为^[15]

$$\frac{\Delta p}{q_1} = \frac{p_{up(2)} - p_{down(2)}}{\frac{1}{2} \gamma p_1 Ma^2} = \frac{4\alpha}{\sqrt{Ma^2 - 1}}. \quad (6)$$

其中 $p_{up(2)}$, $p_{down(2)}$ 为二维区中轴线上、下表面测压点的压力, Δp 为压差.

对于三维区中的压力分布特征, 取与 AD 边成 δ 角度的位于三维区中的点 p , 三维区中平板上下表面的压力关系式为

$$\frac{\Delta p}{q_1} = \frac{p_{up(3)} - p_{down(3)}}{\frac{1}{2} \gamma p_1 Ma^2} = \frac{8\alpha}{\pi \sqrt{Ma^2 - 1}} \arcsin \sqrt{\theta}. \quad (7)$$

其中 $p_{up(3)}$, $p_{down(3)}$ 是三维区中选取的上、下表面测压点的压力, θ 是一个与马赫数相关的量, 与其在三维区中的位置紧密相关, 同时与尖楔前体的形状密切相关. 具体的推导过程参见文献[16].

从上述关系式可以看出, 马赫数最终与二维区上下表面压差、三维区上下表面压差及三维区中测压孔的位置相关. 根据流动结构特征, 确定流动二维区及三维区以及测压孔位置, 便可以将来流马赫数确定出来.

3.2 工作原理

根据建立的 FADS 系统独立工作的理论模型, FADS 系统的工作原理如图 6 所示. 根据得到的飞行器表面压力分布, 可以利用流动二、三维区理论得到

图 5 平板模型二维区及三维区分布

Figure 5 Two and three-dimensional flow distribution for the flat plate.

图 6 FADS 系统工作原理
Figure 6 Working principles for the FADS system.

马赫数. 通过建立的飞行器表面压力数据库, 攻角及静压、动压等飞行参数即可求解出来.

4 数值模拟结果分析讨论

对于 FADS/INS 组合运用的情形, 计算条件采用 30 km 的大气参数条件, 飞行马赫数 7.0, 静压 1197.03 Pa, 攻角为 0°, 2°, 4°. 测压孔要分布在流动较稳定的区域, 尽量减小流动不稳定对于测压孔压力的影响. 取位于中心轴线上 $X=0.3, 0.4, 0.5$ 位置处上下表面的点, 以确保所取的位置位于二维区中. 在 0°, 2°, 4° 攻角时计算得到的分布点的压力如图 7 所示.

根据计算结果分析, 尖楔前体在流动较稳定的区域时, $X=0.3, 0.4, 0.5$ 位置处得到的表面压力基本一致. 所以本文采用的布点方案可以准确反映二维流区的流动特征.

根据得到的 $X=0.3, 0.4, 0.5$ 位置处的压力分布, 利用加权最小二乘法拟合, 得到根据不同位置的测压孔计算出的攻角校准曲线(有效攻角与校准值的关系曲线)如图 8 所示. 可以看出, 三个位置的校准曲线基本一致, 本文采用的方法校准精度较高. 经过校准

图 7 选取点的压力分布($X=0.3, 0.4, 0.5$)
Figure 7 Pressure distribution at $X=0.3, 0.4, 0.5$.

图 8 攻角校准曲线
Figure 8 Calibration curves for angle of attack.

后得到的攻角误差小于 0.1°, 如表 1 所示.

对于 FADS 系统独立工作的情形, 计算条件采用飞行马赫数为 4.0, 5.0, 6.0, 7.0, 选取的计算点及压力分布如图 9–11 所示, 分析结果如表 2 所示.

通过数值计算可以得出, 飞行器尖楔前体表面的流场明显分为二维区与三维区, 如图 9 所示. 二维

表 1 攻角精度说明

Table 1 The accuracy of angle of attack

$\alpha_{true} (^{\circ})$	$\alpha_{FADS} (^{\circ})$	α_{Error}
1.5	1.502	0.002
2.5	2.513	0.013
3.5	3.515	0.015

图 9 二维区及三维区分布
Figure 9 Two and three-dimensional flow distribution.

表 2 Ma 数校准结果

Table 2 Calibration results for Mach number

Ma -real	x	z	Δp_{2D}	Δp_{3D}	Ma -FADS	Error
4.0	0.06	0.0105	2178.847	1344.91	4.01	0.3%
5.0	0.08	0.0108	2763.568	1718.86	5.186	4.65%
6.0	0.09	0.0108	3464.546	2149.16	5.791	5.21%
7.0	0.1	0.0103	4208.021	2599.60	6.63	5.17%

图 10 不同区域的压力值

Figure 10 Pressure distribution for different parts.

图 11 (网络版彩图)建立的压力数据库

Figure 11 (Color online) Pressure data base.

区与三维区有不同的压力分布,如图 10 所示.根据二维区与三维区不同的压力分布,建立压力分布数据库,如图 11 所示.采用第 3 节中讲到的方法,便可以将攻角等飞行参数计算出来.为了使得到的飞行

参数更加准确,三维区中的测压孔尽量避免分布在二维区与三维区交接的位置及接近边缘的位置,因为这些位置气流比较紊乱,得出的压力分布并不准确,从而影响马赫数的校准精度.

通过表 2 的结果分析,对于长时间飞行的高超声速飞行器而言,由于误差随时间的累积效应,INS 提供的马赫数不准确,而本文采用的 FADS 系统提供的马赫数,误差不会随时间累积,误差在 5% 左右,精度高于 INS 的测量精度.表明 FADS 系统完全可以运用于具有尖楔前体的高超声速飞行器上.

5 结论

本文针对具有尖楔前体的高超声速飞行器,就 FADS/INS 组合系统及 FADS 系统的气动理论模型及工作原理进行了详细的阐述.

(1) 针对短时间飞行验证任务的高超声速飞行器而言,本文就 FADS/INS 组合系统在尖楔前体飞行器中的运用进行了探讨,通过切楔斜激波理论建立了 FADS/INS 组合系统的理论模型,并通过数值计算校准,得出攻角校准曲线.校准结果表明本文采用的方法精度较高(攻角误差小于 0.1°).

(2) 针对长时间飞行验证任务的高超声速飞行器而言,本文利用二、三维区中的流动特性及压力分布规律,对具有尖楔前体高超声速飞行器进行了数值计算验证.验证结果表明,基于二、三维区理论的 FADS 系统技术方案可以准确地得到飞行器的飞行参数,马赫数误差在 5% 左右.

FADS 系统作为一种先进的大气数据传感系统,是发展吸气式高超声速飞行器的关键性技术之一.验证结果表明,本文采用的基于切楔斜激波理论建立的 FADS/INS 组合系统的理论模型及基于二、三维区理论建立的 FADS 系统的理论模型,在具有尖楔前体的高超声速飞行器上应用前景广阔.

参考文献

- 1 Cobleigh B R, Whitmore S A. Flush Air Data Sensing (FADS) system calibration procedures and results for blunt fore-bodies. NASA Tech

- Pub, 1999-209012, 1999
- 2 John C P, Earl K R. Flight evaluation of the X-15 ball nose flow-direction sensor as an air data system. NASA Tech Note, 1965-2923, 1965
 - 3 Hillje E R, Nelson R L. Post flight analysis of the Space Shuttle Ascent Air Data System. AIAA Paper, 1981, AIAA-81-2457
 - 4 Hillje E R, Nelson R L. Ascent air data system results from the space shuttle flight test program. AIAA Paper, 1980, AIAA-80-0422
 - 5 Siemers M, Wolf H. Shuttle Entry Air Data System concepts applied to space shuttle orbiter flight pressure data to determine air data. AIAA Paper, 1983, AIAA-83-0118
 - 6 Siemers P M, Wolf H. Shuttle Entry Air Data System (SEADS)-flight verification of an advanced air data system concept. AIAA Paper, 1988, AIAA-88-2104
 - 7 Freshet H. Flush Air Data System-an advanced air data system for aerospace applications. AIAA Paper, 2000, AIAA-2000-4191
 - 8 Jost M, Schwegmann F. Flush Air Data System: An advanced air data system for the aerospace industry. AIAA Paper, 2004, AIAA-2004-5028
 - 9 Whitmore S A, Cobleigh B R, Hearing E A. Design and calibration of the X-33 Flush Air Data Sensing (FADS) System. NASA Tech Memo, 1998-206540, 1998
 - 10 Fang X G, Lu Y P. Research on algorithms of flush air data sensing system (in Chinese). Comput Measurement Control, 2008, 16(3): 398-400 [方习高, 陆宇平. 嵌入式大气数据传感系统求解算法研究. 计算机测量与控制, 2008, 16(3): 398-400]
 - 11 Song X Y, Lu Y P. Flush Air Data Sensing and its calibration (in Chinese). J Appl Sci-Electron Inform Eng, 2008, 26(3): 301-306 [宋秀毅, 陆宇平. 嵌入式大气数据传感系统及其校正. 应用科学学报. 2008, 26(3): 301-306]
 - 12 Bahm C, Baumann E, Martin J. The X-43A Hyper-X Mach 7 flight 2 guidance, navigation, and control overview and flight test results. AIAA Paper, 2005, AIAA-2005-3275
 - 13 Baumann E, Joseph W P. The X-43A Flush Air Data Sensing System flight test results. AIAA Paper, 2008, AIAA-2008-6570
 - 14 Liepmann H W, Roshko A. Elements of Gas Dynamics. New York: John Wiley, 1957
 - 15 潘文全. 流体力学基础. 北京: 机械工业出版社, 1984
 - 16 Max A H, Harvard L, Arthur L J. Volterra's solution of the wave equation as applied to three-dimensional supersonic airfoil problems. NASA Tech Memo, 1936-889, 1936

Application of FADS system in hypersonic flight vehicles with sharp wedged fore-bodies

WANG Peng^{*}, JIN Xin & ZHANG WeiMin

China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China

For some hypersonic flight vehicles with sharp wedged fore-bodies, especially for those which are used to verify supersonic combustion ramjet technology, the precision of angle of attack will not be achieved only through Inertial Navigation System (INS). The aerodynamic model for Flush Air Data Sensing System (FADS) is built based on the surface pressure distribution obtained through the pressure orifices laid on specific positions of the surface, and the flight parameters, such as angle of attack, angle of side-slip, Mach number, free-stream static pressure and dynamic pressure are inferred from the aerodynamic model. For FADS/INS integrated system, angle of attack can be determined through aerodynamic model we have firstly built based on oblique shock wave theory, and the error for angle of attack is accurate enough ($<0.1^\circ$). For FADS system alone, the flight parameters can be determined through aerodynamic model based on two and three dimensional flow theory, and the error for Mach number is about 5%. The results show that FADS system can be applied widely in hypersonic flight vehicles with sharp wedged fore-bodies.

FADS, sharp wedged fore-bodies, hypersonic flight vehicles, INS, calibration

PACS: 47.85.Gj, 47.40.Ki, 47.11.-j, 47.85.Id

doi: 10.1360/132012-314