

文章编号: 1000-8055(2010)09-2077-06

高机动飞行下进气道/发动机相容性试验

赵海刚, 屈霖云, 史建邦, 姜 健, 张晓飞
(中国航空工业集团公司 中国飞行试验研究院, 西安 710089)

摘 要: 为了评估飞行攻角和侧滑角快速变化对进气道出口畸变、发动机稳定性的影响, 进行了某型飞机高机动下进气道/发动机相容性飞行试验, 获得了快速飞行姿态改变时进气道与发动机相关参数的试验数据. 通过对飞行数据的整理、计算和分析, 研究了高机动状态下进气道出口的畸变特性、发动机稳定性以及进气道出口畸变和发动机稳定性的相关性. 研究表明: 高机动飞行状态下进气道出口流场品质变差, 发动机稳定性变差.

关 键 词: 飞行试验; 飞行攻角; 飞行侧滑角; 综合压力畸变; 稳定性

中图分类号: V217.39

文献标识码: A

Filghtting test of inlet/engine compatibility during rapidly changing aircraft maneuvers

ZH AO Hai g ang, QU Ji yun, SH I Jian b ang,
JI AN G Jian, ZH AN G Xiao fei

(Chinese Flight Test Establishment,
Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China)

Abstract: The test of inlet/engine compatibility was carried out during aircraft maneuvers with rapidly changing angle of attack (AOA), angle of sideslip(AOSS). The same important test data about inlet/engine compatibility by flightting test were acquired. The test data were selected, calculated and analyzed, and at last the relation among rapidly changing aircraft maneuvers, inlet total pressure distortion and the stability of engine, as well as the relation between inlet total pressure distortion and the stability of engine were obtained. It shows that, the stability of engine and inlet total pressure distortion become worse due to rapidly changing aircraft maneuvers.

Key words: flightting test; angle of attack; angle of sideslip; inlet total pressure; stability

新一代战斗机飞行速度、高度的不断提高,特别是机动性的不断增加,使得畸变的影响越来越突出,飞行实践中暴露出来的进气道与发动机相容性问题也是越来越严重^[1]. 因此,高机动飞行下的飞机进气道/发动机相容性研究成为新一代战斗机设计及试飞定型中的关键方面,也是国内外学者高度

重视的研究课题之一^[2-7]. 早在上个世纪末,美国航空航天局(NASA)的 Dryden 飞行研究中心的研究人员组成了一个进气道特性、进气道/发动机相容性及预测技术的研究团队. 其中一项重要的研究就是利用 F/A-18A 大攻角研究机(HARV)进行了上百个架次的高机动飞行试验,以获取高机动下进气

收稿日期: 2009-08-11; 修订日期: 2009-12-20

基金项目:“十一·五”预研航空支撑项目

作者简介: 赵海刚(1979-),男,陕西岐山人,助理工程师,硕士,主要从事飞机进气道/发动机相容性研究.

道特性及进气道/发动机相容性飞行试验数据,为其第四代乃至后续的战斗机设计和飞行试验提供第一手的飞行试验数据^[8-9]. 在国内,以南京航空航天大学^[10]的胡骏,西北工业大学的蔡元虎为代表的学者以平行压气机理论模型为基础,来数值模拟进气畸变对发动机稳定性的影响^[6,7,10-11],另外,空军工程大学、中国飞行试验研究院分别在地面试验和飞行试验中利用插板畸变试验来进行畸变条件下发动机稳定性研究^[12]. 以上研究均取得了一定的成果,但无论是以平行压气机理论模型为基础的数值模拟还是插板畸变试验,都不能模拟出真实高机动飞行中所遇到进气道畸变以及此畸变下的发动机工作特性. 本次试验在对飞机和发动机进行了大量的测试改装的基础上,进行了若干架次的高机动飞行试验,获得了高机动状态下进气道畸变特性和发动机稳定性相关参数的试飞数据. 通过对试飞数据进行了整理、计算和分析,研究了高机动状态下进气道出口的畸变、以及畸变对发动机稳定性的影响规律,得出几点具有工程借鉴性的结论,为后续

1 试验方法与研究方案

1.1 试验方法

试验中对不同飞行姿态的组合进行了进气道/发动机相容性试验研究,这些组合包括攻角和侧滑角快速变化,攻角正负变化等. 为了在试验中测量进气道出口的流场综合压力畸变特性,在飞机进气道出口加装了压力参数测量系统,此系统包括位于进气道壁面上的 6 个静压测点和一套进气总压测量耙. 如图 1 所示,6 个静压测点以 60° 夹角均匀分布在与测量耙的同一截面上,测点与耙臂之间夹角 15° (顺航向). 进气总压测量耙按等环面设计,分为 5 个环、6 个耙臂共 30 个测量点,每个测量点上相近布置了静态总压和动态总压两个测量头. 发动机的改装包括对发动机各截面温度、压力、风扇及压气机转速等主要参数测量传感器的安装和校准.

1.2 研究方案

本次试验首先提取攻角、侧滑角气动姿态快速变化条件下进气道出口稳态压力和动态压力测量数据,通过处理和分析试验数据,来评定进气道出口综合压力畸变指数在高机动飞行下的变化规律;同时提取相应时段内发动机稳定性相关参数,计算并评定发动机工作稳定性随飞行姿态变化规

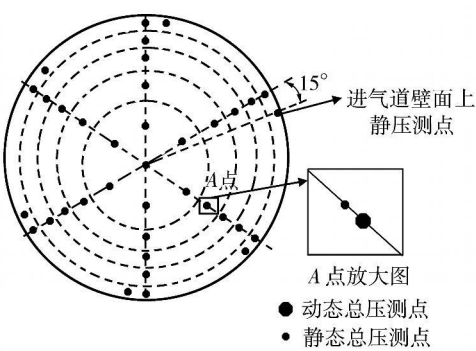


图 1 进气道出口总压耙示意图(顺航向)

Fig. 1 Schematic diagram of inlet exit total pressure rake (cis course)

律;在以上两个规律分析总结的基础之上,来评估发动机工作稳定性随进气道综合畸变指数的变化规律.

本试验的研究方案如图 2 所示.

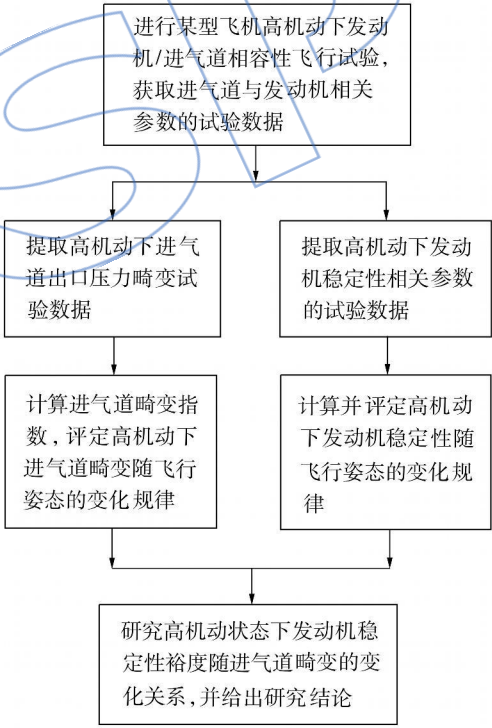


图 2 研究方案图

Fig. 2 Scheme of study

2 进气道出口压力畸变和发动机稳定性评定方法

2.1 进气道出口压力畸变评定方法

综合压力畸变指数 本研究所采用综合压力畸变指数 W 由两个分量组成: 稳态周向畸变指数

$\overline{\Delta Q_0}$ 和紊流度平均值 ε 即

$$W = \overline{\Delta Q_0} + \varepsilon \tag{1}$$

稳态周向畸变指数 $\overline{\Delta Q_0}$ 先沿半径方向对流场取平均值, 如下:

$$p_r^*(\varphi) = \int_0^1 p^*(\bar{r}, \varphi) d\bar{r} \tag{2}$$

通过公式 (2) 可得到一条相对于周向位置的总压曲线, 且曲线中有明显的低压区, 要对该低压区取平均值, 公式如下:

$$p_{avl}^* = \frac{1}{\varphi_2 - \varphi_1} \int_{\varphi_1}^{\varphi_2} p_r^*(\varphi) d\varphi \tag{3}$$

再沿周向对 $p_r^*(\varphi)$ 取平均值, 可得到场的面平均总压, 如下:

$$p_{fav}^* = \int_0^1 p_r^*(\varphi) d\varphi \tag{4}$$

最后, 周向不均匀度按照下式来计算:

$$\overline{\Delta Q_0} = \left[1 - \frac{p_{avl}^*}{p_{fav}^*} \right] \times 100\% \tag{5}$$

紊流度 ε 即总压脉动强度, 它是发动机进口截面 $\bar{r} = 0.9$ 处总压脉动均方根幅值沿周向的平均值, 公式如下:

$$\varepsilon = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \left\{ \frac{\left[\frac{1}{m} \sum_{j=1}^m (p_{tdi} - p_{tav})^2 \right]^{\frac{1}{2}}}{p_{tav}} \right\} \tag{6}$$

式中 n 为包括平均值中的动态总压测点数; m 为数据样本量。

2.2 发动机稳定性评定方法

稳定性裕度是评价发动机稳定性一个重要指标, 指发动机的稳定性边界线和共同工作线上压比之差除以共同工作线上的压比。在本研究中, 为

了定量分析飞行姿态角(飞行攻角和飞行侧滑角)快速变化的过程中发动机(风扇)稳定性变化的规律, 在计算稳定性裕度时, 以某个接近 0° 的飞行姿态角, 即飞行攻角或飞行侧滑角接近 0° 时风扇状态点位置为参考点, 依次计算了姿态角(飞行攻角或侧滑角)变化后风扇状态点的位置, 并将此状态点位置和接近 0° 时的相比较, 从而确定出由于飞行姿态角的改变, 而使风扇喘振裕度降低的程度。具体对喘振裕度降低量参数 M_0 的定义如下:

$$M_0 = \left[\frac{\left(\frac{\pi_{cl}}{W_{acor}} \right)_i - \left(\frac{\pi_{cl}}{W_{acor}} \right)_0}{\left(\frac{\pi_{cl}}{W_{acor}} \right)_0} \right] \times 100\% \tag{7}$$

其中 i 为每组飞行状态数据点(不包含接近 0° 或近似 0° 飞行姿态点数据)。本公式以等换算转速为基础来计算, 并考虑了各个状态点的换算流量影响。

3 试验结果与分析

3.1 快速变化的攻角、侧滑角对进气畸变的影响

为了评估攻角快速变化对进气道出口综合压力畸变的影响规律, 选取三组飞行数据。如表 1 所示, 三组数据选取均在飞行高度、马赫数和侧滑角基本不变, 攻角在若干秒内快速变化的高机动飞行时段。将三组数据计算并整理成进气道出口综合畸变指数与飞行攻角的关系曲线(如图 3 所示), 来分析高机动下飞行攻角对进气道出口流场品质的变化规律。从图 3 中可以看出, 在其他飞行条件基本不变时, 随着攻角的变大, 进气道出口综合压力畸变指数变大, 表明进气道出口的流场品

表 1 三组不同攻角下的试验数据

Table 1 Three test data of different changing angle of attack

组别		试验数据						
		$H = 14132.8 \sim 14333 \text{ m}, Ma = 0.943 \sim 0.952, \beta = 1.79^\circ \sim 2.61^\circ$						
A	状态点	1	2	3	4	5	6	7
	$\alpha/(^\circ)$	0.643	4.713	10.025	10.151	12.705	13.787	14.732
		$H = 11289 \sim 11321 \text{ m}, Ma = 0.675 \sim 0.681, \beta = 13.3^\circ \sim 13.7^\circ$						
B	状态点	1	2	3	4			5
	$\alpha/(^\circ)$	8.619	7.476	4.307	2.065			0.143
		$H = 8323.3 \sim 8380.5 \text{ m}, Ma = 0.479 \sim 0.486, \beta = 10.7^\circ \sim 12.4^\circ$						
C	状态点	1	2	3	4	5		6
	$\alpha/(^\circ)$	11.546	10.184	8.371	6.180	2.065		0.390

质变差. 分析可知, 当飞行攻角增大时, 进气道内部会产生气流分离进而造成进气道出口畸变. 从图 3 中可以总结出压力综合畸变指数随飞行攻角的增大而增加, 但三组时段的畸变指数变化率是不同的, 即畸变对于攻角快速变化的响应程度不一样. 分析可知, 各组飞行工况是在不同的侧滑角、高度、马赫数下进行的, 不同的飞行状态对于进气道进口气流流入的影响规律不同, 因而也影响了畸变率随飞行攻角的响应程度.

表 2 是三组数据选取均在飞行高度、马赫数和攻角基本不变, 侧滑角在若干秒内快速变化的高机动飞行时段. 同样将三组数据计算并整理成进气道出口综合畸变指数与飞行侧滑角的关系曲

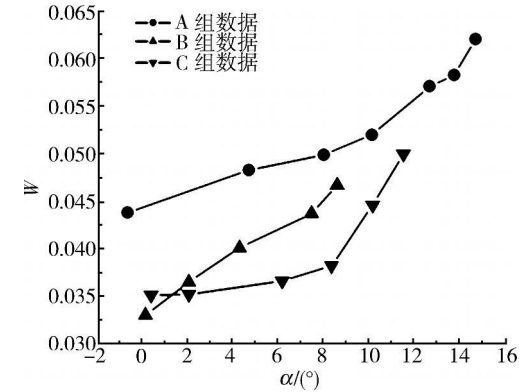


图 3 进气道出口综合压力畸变与攻角关系曲线
Fig. 3 Relation of the inlet total pressure distortion to angle of attack

表 2 三组不同侧滑角下的试验数据
Table 2 Three test data of different changing angle of attack

组别		试验数据							
		$H = 13\,495\sim 13\,573\text{m}, Ma = 0.805\sim 0.827, \alpha = 7.17^{\circ}\sim 7.91^{\circ}$							
D	状态点	1	2	3	4	5			
	$\beta/ (^{\circ})$	0.115	2.065	3.955	6.097	8.031			
		$H = 10\,379\sim 11\,233\text{m}, Ma = 0.752\sim 0.831, \alpha = 5.75^{\circ}\sim 7.54^{\circ}$							
E	状态点	1	2	3	4	5	6	7	8
	$\beta/ (^{\circ})$	0.17	1.011	3.005	5.026	7.108	8.163	9.184	9.964
		$H = 7\,877\sim 7\,950\text{m}, Ma = 0.355\sim 0.369, \alpha = 19.5^{\circ}\sim 19.7^{\circ}$							
F	状态点	1	2	3	4	5	6	7	
	$\beta/ (^{\circ})$	0.077	3.098	5.383	7.299	9.810	11.750	14.130	

线(如图 4 所示),从图中可以看出,当飞机在其他飞行条件基本不变时,随着飞行侧滑角的变大,进气道出口综合压力畸变指数增加,进气道出口的流场品质变差. F 组的进气道出口综合压力畸变指数相对于其他两组较大,是由于在较大的飞行攻角下进行的,从而影响了进气道出口的流场品质,增大了压力畸变.

3.2 高机动飞行对发动机稳定性的影响

如表 4 所示, 本文选取了三组高机动状态飞行时发动机的相关参数, 通过计算、整理, 绘制成如图 5 所示的风扇特性曲线, 来评估快速变化攻角或侧滑角对风扇稳定性的影响.

将 I 组高机动时段的飞行参数和发动机相关参数整理成数据表, 如表 3 所示, 来结合图 5 中的特性曲线进行分析. 从表中可以看出, 在飞行高度、

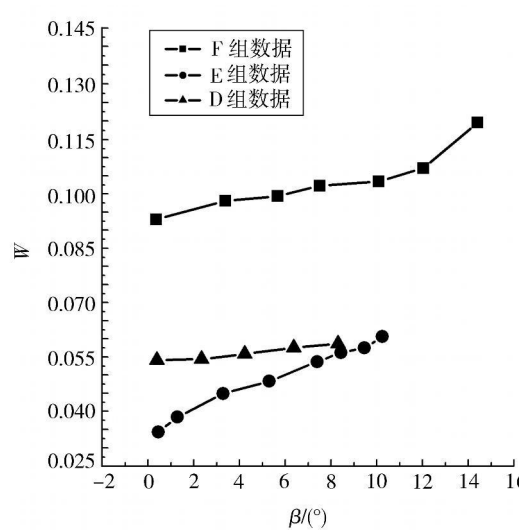


图 4 进气道出口综合压力畸变与侧滑角关系曲线
Fig. 4 Relation of the inlet total pressure distortion to angle of sideslip

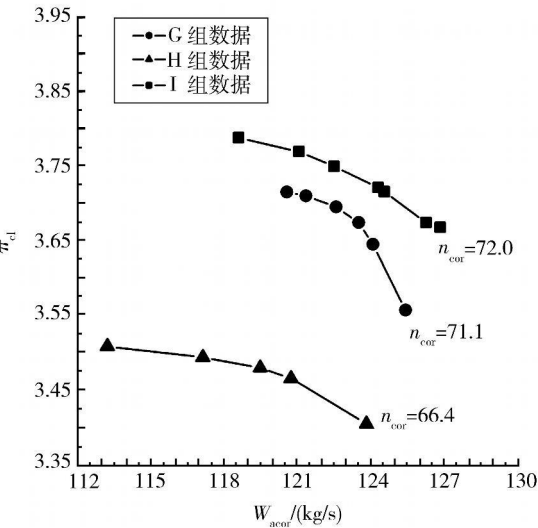


图 5 风扇特性曲线

Fig. 5 Compressor stability characteristic

飞行马赫数、飞行攻角基本保持不变时,在飞行侧滑角随时间快速变化过程中,发动机进气流量减少,风扇压比增大,可以分析出在图 5 的 I 组曲线上,风扇的工作点逐渐向特性曲线的右上方,即风扇的喘振线方向移动.由此可知,当快速增加侧滑角时,发动机的稳定性降低.同理,分析其他两组数据,我们同样可以得出相似的结论,即快速变化飞行攻角或侧滑角,飞行机动性增大,发动机的稳定性变差.

3.3 发动机稳定性随进气道出口畸变的变化规律

将 G、H 和 I 三组高机动飞行时段的飞行姿态角(攻角、侧滑角)、进气道出口流场畸变值、风扇稳定性裕度降低量整理成表 4,来分析和评估发动机稳定性随进气道出口畸变的变化规律.从

表 3 I 组高机动飞行时段关键详细数据列表

Table 3 Test data of the I period of flight time

状态点		β (左侧滑)/($^{\circ}$)	$W_{acor}/(\text{kg/s})$	π_{ci}
$H = 7877 \sim 7950 \text{ m}$ $Ma = 0.355 \sim 0.369$ $\alpha = 19.5^{\circ} \sim 19.7^{\circ}$	1	0.077	126.856 4	3.677
	2	3.098	126.274	3.673
	3	5.383	124.564	3.715
	4	7.229	124.319 9	3.720
	5	9.810	122.508	3.749
	6	11.750	121.065	3.769
	7	14.128	118.595	3.787

表 4 G、H 和 I 三组高机动飞行时段关键数据列表

Table 4 Test data of the G, H, I period of flight time

组别		试验数据						
		$H = 7498 \sim 7586 \text{ m}, Ma = 0.467 \sim 0.473$						
G	$\alpha/(^{\circ})$	5.07	8.08	11.085	14.007	16.891	19.879	
	$\beta/(^{\circ})$	2.008	2.296	4.197	9.234	13.408	14.337	
	W	0.058 4	0.067 2	0.0836	0.105	0.113 2	0.1281	
	$M_0/\%$	0	3.58	4.90	6.30	7.80	8.67	
		$H = 10953 \sim 11206 \text{ m}, Ma = 7.81 \sim 7.92, \alpha = 6.63^{\circ} \sim 7.25^{\circ}$						
H	$\beta/(^{\circ})$	0.17	1.011	3.005	5.026		7.108	
	W	0.034 3	0.038 4	0.0449	0.048 3		0.0537	
	$M_0/\%$	0	4.39872	5.93671	8.492 8		12.7189	
		$H = 7877 \sim 7950 \text{ m}, Ma = 0.355 \sim 0.369, \alpha = 19.5^{\circ} \sim 19.7^{\circ}$						
I	β (左侧滑)/($^{\circ}$)	0.077	3.098	5.383	7.229	9.810	11.750	14.128
	W	0.093	0.098	0.099	0.102 3	0.103 5	1.071	0.114 7
	$M_0/\%$	0	0.646 8	3.1707	3.526 5	5.854 7	7.688	10.474

表中可以得出,当飞行攻角或侧滑角增大时,风扇入口的畸变指数上升,风扇的喘振裕度降低量也逐渐上升,表明风扇的稳定性有所下降.以表 4 中 I 组的数据为例,随着飞行侧滑角从接近 0° 的 0.077° 增大到 14.128° 时,进气道出口的综合压力畸变指数由 0.093 提高到 0.1147,稳定性裕度降低量 10.474%,风扇的稳定性降低较明显.由于各组工况下飞机的飞行参数和发动机工作状态不同,所以喘振裕度降低量对飞机姿态角变化的响应程度不同.

4 结 论

本次试飞研究建立了发动机稳定性随进气畸变变化关系研究方案,为后续开展这方面的研究提供了思路和分析、处理数据的方法.通过对数据的整理、计算、分析,得出以下结论:

1) 飞机在高机动下飞行时,由于快速变化飞行姿态角(攻角、侧滑角),会造成进气道出口综合压力畸变指数上升,流场品质变差;

2) 飞机在高机动状态下飞行时,发动机的稳定性由于飞行姿态角(攻角、侧滑角)的快速变化而降低,降低量与发动机的状态有关;

3) 高机动飞行下,发动机稳定性会随着进气道出口畸变的增大而降低,降低量和进气道出口畸变指数成正比关系,决定比例系数的主要因素在于发动机的工作状态对畸变的敏感程度.

参考文献:

- [1] 刘大响,叶培梁,胡骏,等.航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术[M].北京:航空工业出版社,2004.
- [2] Amin N F, Hollweger D J. F/A-18A inlet/engine compatibility flight test results[R]. AIAA-1981-1393, 1981.
- [3] Motycka D L. Determination of maximum instantaneous distortion patterns from statistical properties of inlet pressure data[R]. AIAA Paper 76-705, 1976.
- [4] Melick H C, Ybarra A H, Bencze D R. Estimating maximum instantaneous distortion from inlet total pressure RMS and PSD measurements [R]. NASA-TMX-73-145, 1976.
- [5] 张百灵,李军,李晓勇.某型涡扇发动机稳定性试验[J].空军工程大学学报(自然科学版),2003,4(6):155-160.
ZHANG Bailing, LI Jun, LI Xiaoyong. Turbofan engine stability test [J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2003, 4(6): 155-160. (in Chinese)
- [6] 胡骏.旋转总压畸变对压气机稳定性影响数值模拟[J].工程热物理学报,2000,21(2):161-165.
HU Jun. Rotary compressor total pressure distortion on the stability of numerical simulation [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2000, 21(2): 161-165. (in Chinese)
- [7] 蔡元虎,王鹏,王占学,等.进气畸变对发动机压缩部件气动稳定性的影响[J].推进技术,2006,27(3):62-67.
CAI Yuanhu, WANG Peng, WANG Zhanxue, et al. Inlet distortion on engine stability of compressed air components [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(3): 62-67. (in Chinese)
- [8] 芮长胜,吴虎.周向稳态总压畸变在多级轴流压气机中传递的逐级模拟研究[J].航空动力学报,2007,22(12):2031-2035.
RUI Changsheng, WU Hu. Study of staged propagation of circumferential steady total pressure distortion in axial flow compressors [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(12): 2031-2035. (in Chinese)
- [9] 吴虎,冯维林.周向稳态总压畸变在轴流压气机中传递特性分析[J].航空动力学报,2005,20(3):725-730.
WU Hu, FENG Weilin. Study of staged propagation of circumferential steady total pressure distortion in axial flow compressors [J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(3): 725-730. (in Chinese)
- [10] 马燕荣,马明明,王小峰,等.某型涡扇发动机扰流板进气总压畸变研究[J].航空动力学报,2009,24(5):1028-1034.
MA Yanrong, MA Mingming, WANG Xiaofeng, et al. Investigation of disturbed board total pressure distortion on a certain turbofan engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(5): 1028-1034. (in Chinese)
- [11] Walsh K R, Yuhas A J, Williams J G, et al. Inlet distortion for an F/A-18A aircraft during stabilized maneuvers up to 60° angle of attack [R]. NASA 98-207676, 1998.
- [12] Yuhas A J, Steenken W G, Williams J G, et al. F/A-18A inlet flow characteristics during maneuvers with rapidly changing angle of attack [R]. NASA-104327, 1997.