

敏捷性尺度计算及模拟试飞

胡朝江

(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要:为探讨敏捷性尺度的模拟试飞方法,在地面飞行模拟器上对1架第三代战斗机的主要瞬时敏捷性和功能敏捷性尺度进行了模拟试飞,并把试飞结果与通过计算得到的结果以及F-18HARV的模拟试飞结果进行了对比。结果表明:因完成敏捷性操纵动作所需的时间都非常短暂,且在试飞过程中试飞员也很难保证每次试飞动作都一样,故通过模拟试飞获得满意的敏捷性指标难度较大,为了获得更有意义的敏捷性指标,可考虑对通常的敏捷性尺度的操纵动作进行必要的改进。

关键词:敏捷性尺度;操纵动作;模拟试飞

中图分类号:V212.13 **文献标识码:**A **文章编号:**1009-3516(2001)03-08-10

敏捷性是指飞机迅速改变机动状态和迅速转动机动平面,从而使机动平面与瞄准平面重合,以利于导弹发射的能力。敏捷性的概念在80年代就已成为未来空战和下一代战斗机设计中讨论最热烈的话题^[1-3],目前国内关于敏捷性的理论研究的文章已有很多^[4-5],但介绍模拟试飞方法的资料却很少见。

1 敏捷性尺度及试飞操纵动作

关于敏捷性尺度计算和模拟试飞时的操纵输入主要参考文献[2]提供的操纵输入。以下主要介绍模拟试飞时的操纵输入。

1.1 俯仰敏捷性尺度

如图1所示,首先在给定的高度 H 及马赫数 Ma 下配平飞机于定直平飞状态,然后在0.1s钟内以斜坡方式操纵纵向杆到一定位置,保持2s,再在0.1s内以斜坡方式迅速推杆到底。

1.2 滚转敏捷性尺度

如图2所示,首先在给定的高度 H 及马赫数 Ma 下配平飞机于定直平飞状态,然后1s钟内以斜坡方式操纵纵向杆到一定位置,保持2s,以获得一定的迎角,随后在0.1s内全量正压杆,并保持一段时间,随后在0.1s内全量反压杆并保持一定时间,最后在0.1s内杆回中。

1.3 轴向敏捷性

功率剧增参数POP。首先在给定的高度 H 及马赫数 Ma 下配平飞机于初始 Ma 数略高于规定 Ma 数的定直平飞状态,此时减速板处于张开位置。然后1s内沿斜坡将油门收到慢车位置,飞机减速到规定 Ma 数后,迅速推油门到全加力,同时减速板收回,保持到净轴向力最大为止。

功率损失参数PLP动作与POP相反,初始配平 Ma 数略低于规定 Ma 数。

1.4 空战周期

如图3所示。

1)在给定的高度 H 及马赫数 Ma 下配平飞机于定直平飞状态。

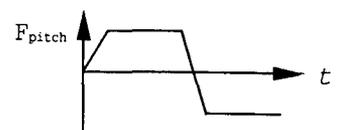


图1 俯仰敏捷性操纵动作

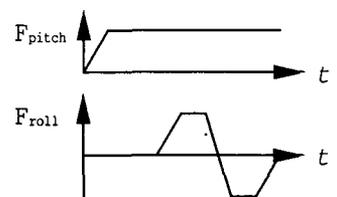


图2 滚转敏捷性操纵动作

2)0.1 s 内右压杆到底并保持一定时间,然后在 0.1 s 内左压杆到底,并在 0.1 s 内回中;压杆的同时,在 0.1 s 内拉杆到底;当飞机滚转并截获 90°滚转角后,保持最大后拉杆位置直到飞机转过 180°机头指向。

3)与步骤 2)类似的方法将滚转角恢复到 0°。

4)0.1 s 内前推杆到底,并保持一段时间,然后杆回中,使飞机恢复平飞状态。

5)在推杆的同时,1 s 内将油门从配平位置推到全加力位置,并使飞机保持 1 g 加速直到初始 Ma 数。

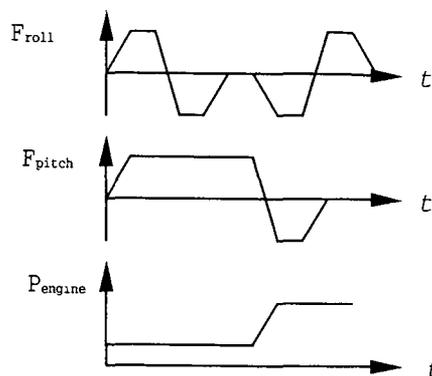


图3 空战周期操纵动作

2 结果分析

敏捷性尺度的计算及模拟试飞结果分别见表 1 至表 4,为便于了解算例飞机的敏捷性状况,表中还列出了 F-18HARV^[2] 战斗机的部分对应值。表中每组的第一行为算例飞机的数值计算值,第二行为模拟试飞值,第三行若有,则为 F-18 对应值。由表可知,计算与模拟结果有一定出入,这主要是由于二者的操纵输入上的差异造成的(表 1 中 t_1 为加载时间, t_u 为卸载时间)。

2.1 俯仰敏捷性尺度

由表 1 可知,加载时间随 Ma 增加而变长,一方面这是由于该飞机在纵向控制系统中采用动压调参方案,因此在低空平尾偏转指令随 Ma 数增加而削弱,致使过载增加变缓;另一方面,在小 Ma 数下,飞机配平状态升力系数较大,因此能达到的最大过载因子较小,故加载到最大过载的时间也较小。总的说来,在试验高度下,用加载(卸载)时间、最大俯仰率因子及过载因子率来度量俯仰敏捷性具有一定相关性。时间参数侧重于平均能力,对于具有不同最大过载因子的状态及飞机之间,此参数是否可以进行直接比较,还需进行仔细分析。最大俯仰率从力矩的角度进行原因性度量,而过载因子则从俯仰引起迎角及相应的升力变化的角度进行结果性度量,各具侧重点。由该表可知,F-18 的俯仰敏捷性较好。不过,对于具有不同最大过载因子的状态及飞机之间,此参数的可比性还需进行仔细分析。

2.2 滚转敏捷性尺度

由表 2 可知,随着迎角的增大, T_{rc90} 变长,这一方面是由于随着迎角增大,副翼操纵效率降低;同时为了防止惯性上仰过大,在大迎角时在飞控系统中对滚转指令做了限制,故随着迎角增大, T_{rc90} 变长。由该表还可知,相比之下算

表 1 俯仰敏捷性计算及模拟试飞结果

Ma	t_1/s	t_u/s	n_{zmax}/s	$q_{max}/\text{°}/s$	$q_{min}/\text{°}/s$	$n_{zmax}/1/s$	$n_{zmin}/1/s$
1	2.1	2.9	25	25	-21	3	-1.7
0.4	1.2	2.5	3.7	25	-21	4.3	-4.4
	1.2	2.7		46	-33	5	-2
1.7	1.6	6.5	26	-11	8.6	-11	
0.7	1.8	1.7	6.0	17	-15	3.5	-5.2
	1.1	1.5		44	-34	17	-7.5
1.8	7.9	8	23	-21	16	-19	
0.9	2	1.8	8.1	24	-17	4.8	-6.9
8	0.7		30	-27	26	-25	

表 2 滚转敏捷性计算及模拟试飞结果

$\alpha/(\text{°})$	T_{rc90}/s
	1.08
3.1	1.39
	0.9
	2.9
10.5	1.84
	1.1
18.1	3
	4

表 3 轴向敏捷性计算及模拟试飞结果

Ma	POP/ $(m \cdot s^{-2}) \cdot$	PLP/ $(m \cdot s^{-2})$
	18	-34
0.4	19	-36
	35	-30
	40	-63
0.7	42	-66
	77	-68
	49	-79
0.8	55	-74

例飞机的滚转敏捷性较差。

2.3 轴向敏捷性

由表3可知,在给定高度下,加、减速能力均随 Ma 数增加而增加。这主要是由于随着 Ma 的增大,发动机的最大推力也增大而引起的。由该表还可知,F-18的轴向敏捷性明显优于算例飞机。

2.4 空战周期

由表4可知,组成空战周期时间的主要因素是转弯段时间 t_1 和水平加速段时间 t_4 ,但体现瞬时敏捷性的滚转并截获 90° 滚转角的时间 t_1 及后压杆改平时间 t_3 也占一定比例,不能忽视。

当模拟试飞空战周期时,发现一是在转弯过程中,要准确地控制滚转角很难;二是改平的时机不好把握;三是推油门的时机不好掌握;四是在改平加速过程中,要使过载精确地控制为 $1g$ 很难。以上种种原因都使得要想飞出一个理想的空战周期时间难度很大。因此,只能是根据多次试飞结果,取一个相对满意的值。

3 结论

1)通常用于对敏捷性尺度进行数值计算的操纵动作,因完成所需的时间都非常短暂,因此在模拟试飞时发现,一是对于这样短暂的时间,度量难度较大;二是这样高的要求试飞员很难达到。同时,在试飞过程中,试飞员也很难保证每次试飞动作都一样。这就使通过模拟试飞获得敏捷性指标误差较大。

2)较计算而言,显然通过模拟试飞取得的结果更具有实际意义。因此,为了能够充分发挥出模拟试飞的意义,可考虑对试飞操纵动作进行更好的设计,从而使得其操纵动作与试飞员的实际能力尽可能接近,从而能更好地反映出飞机的实际敏捷性水平。

3)对某些敏捷性尺度如加载和卸载时间,因不同飞机,甚至不同状态的最大过载有所不同,因此对其可比性需做进一步研究才更具科学性。

参考文献:

- [1] Bitten R. Qualitative and quantitative comparison of government and industry agility metrics[J]. Journal of Aircraft, 1990, 27(3): 276-282.
- [2] Liefer R K. Fighter agility metrics research and test[J]. Journal of Aircraft, 1992, 29(3): 452-457.
- [3] Andrew S. Combat agility management system[J]. NASA CP-10143, 1994, 2(21): 1-11.
- [4] 尹江辉,刘 昶. 战斗机敏捷性的一种估算方法[J]. 飞行力学, 1994, 12(1): 35-41.
- [5] 王志刚,陈士槽. 飞机敏捷性与空空导弹攻击区综合研究[J]. 飞行力学, 1998, 16(4): 1-6.

Simulation about Agility Metrics

HU Chao - jiang

(The Engineering Institute of the Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: In order to explore how to get agility indices with a simulator, the transient agility and functional agility metrics of the third generation fighter have been simulated. Then the simulation results, the calculation ones and the corresponding simulation results of F-18HRAV have been compared. The results show that it is very difficult to get agility indices with simulation method because of the very short time of agility control input and the difference of every time's control input. And the control inputs of the agility metrics should designed again in order to make the value of simulation results greater.

Key words: agility metrics; control input; simulation