

飞机机动性效能评估的关键参量影响分析



赵志高¹, 李岩¹, 张曙光²

1. 中国航空研究院, 北京 100012

2. 北京航空航天大学, 北京 100191

摘要: 为了研究新一代战斗机的超机动性特点, 需要对战斗机执行过失速机动动作进行作战效能评估, 分析飞机机动性特点以及相关评估方法, 建立基于仿真试验的机动性效能评估方法, 研究超机动性提高战斗机近距空战效能的深层机理以及关键参数的影响。首先根据机动性效能评估特点, 确定了使用模拟仿真法评估机动性效能; 提出指向时间作为关键参数和评估指标, 然后建立了能够代表超机动能力的等效系统模型, 以指向时间为评估指标, 分别执行 Herbst 机动、大迎角纵向捕获机动和大迎角纵-横向捕获机动, 在仿真系统中进行试验, 评估了飞机最大迎角、指向角对指向时间的影响; 揭示了能够发挥超机动(过失速机动)效能的量化条件, 即相比于常规机动, 过失速机动的最大迎角需大于特定值时, 其指向能力才更强, 进而提出关键参数有利迎角。最后根据试验结果和分析规律, 在飞机相关设计、飞行手册、战术动作、标准规范的研究或制修订时, 需要考虑关键参数指向时间和有利迎角。

关键词: 模拟仿真; 效能评估; 过失速机动; 指向时间; 有利迎角

中图分类号: V212.1

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.08.006

飞机机动性评估是指对飞机机动性进行效能评估。效能是预期一个系统能满足一组特定任务要求的程度的量度。装备作战效能评估在试验鉴定工作体系中占据重要的地位, 是作战试验评估的主要组成部分和内容。现代先进战斗机具有超机动性、超声速巡航、隐身能力、高信息优势、短距起降和多目标攻击等特点, 且随着信息化战争形态的不断演进, 高技术、新概念武器在战斗机上的应用层出不穷, 与之对应的战术和使用方法也不断更新, 新的作战理论、战略战术使战争形态变化极其迅速。但同时也为战斗机的研发和实战应用带来了比较大的风险。因此, 面向实战应用, 新一代战斗机研发和使用周期中的需求论证、概念设计、试验评估和战术策略效能的快速检验成为一个关键问题^[1-2]。

超机动性要求战斗机具有良好的过失速能力和飞行品质^[3-4]。当前的第五代战斗机(俄罗斯战斗机代级划分标准)和部分四代战斗机强调超机动性, 即在过失速迎角下飞机仍具有可控能力。过失速机动虽不能作为常用的近距空战战术, 但在关键时刻, 特别是在被动和僵持阶段, 战斗机

可使用过失速机动迅速改变机头指向, 对于改变敌我双方的攻防形势有重要作用。而影响超机动性的关键值是迎角值和迎角的变化率, 执行过失速机动的近距作战效能评估, 研究指向能力相关的关键参数和界定值, 为军方研制新机型提供定量依据, 作为研制和采购的决策, 并可指导作战方案的生成和优化, 为作战指导思想、战术、战法的研究提供可靠的基础, 同时对改进训练方法、提高训练效益也有重要作用^[5-7]。而准确的空战效能评估需要通过计算机模拟仿真进行动态评估, 既可考虑人的因素又可加入实战的机动动作, 计算机仿真系统也会给出量化的数据和趋势。

目前, 国外常用的作战效能评估方法包括对比法、解析法、计算机模拟法、专家评分法、人工神经网络、多指标综合评价法等^[8]。DoDD 5000.01《美国国防部采办系统》规定要开展综合试验鉴定, 以便通过试验鉴定能够向决策者提供必要信息, 确定系统在其预定用途下的作战效能、作战适用性、生存性和安全性。DoDI 5000.02《美国国防采办系统运作》(2015年)在附录5“作战试验与评估”中说明, 初始作战试验

收稿日期: 2022-04-15; 退修日期: 2022-05-15; 录用日期: 2022-06-25

引用格式: Zhao Zhigao, Li Yan, Zhang Shuguang. Influence analysis on key parameters for aircraft maneuverability effectiveness evaluation [J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(08): 41-50. 赵志高, 李岩, 张曙光. 飞机机动性效能评估的关键参量影响分析[J]. 航空科学技术, 2022, 33(08): 41-50.

与评估的主要目标是确定系统的作战效能和作战适用性。

国内采用的作战效能评估方法也包括解析算法、指标评价法和模拟仿真法^[9-10]。中国飞行试验研究院吕宝针对新形势下装备定型/鉴定试验要求,提出一种基于人为因素的装备系统效能改进评估方法^[11],并建立了航空装备系统效能评估人因系数模型,有效解决了以往系统效能评估中未充分考虑人为因素影响的问题。航空工业一飞院王国陈开发建立了一套具有模型构建与管理、想定编辑、运输任务规划、仿真推演、效能评估等模块的投送体系仿真与分析系统^[12],可实现装载方案自动生成、任务流程自动规划、多机型组合使用优选、多任务动态调度等功能。海军航空大学董文洪针对传统对数法存在算法不科学、模型脱离实际的问题,提出了一种改进的对数法模型^[13]。

GJB 8892.27—2017《武器装备论证通用要求》第27部分中,效能评估规定了武器装备论证效能评估的原则、内容、方法、步骤和报告编写等通用要求^[14]。评估内容包括单件武器装备效能评估、武器装备系统效能评估、武器装备体系效能评估;常用评估方法包括解析算法、指标评价法和模拟仿真法;评估步骤包含明确评估问题、分析评估对象、构建评估模型、实施效能评估、校验评估结果、开展评估分析、得出结论建议。

GJB 8892.17—2017《武器装备论证通用要求》第17部分中,机动性提出了空中装备机动性指标,包括持久性指标、快速(敏捷)性指标、限制(通过)性指标^[15]。

本文首先分析现代战斗机的机动性特点和作战效能评估方法,选择适合机动性效能评估的方法;然后分析现有作战效能评估方法和标准中与机动性相关的内容和要求;提出影响飞机机动性的关键参数,构建机动性效能评估方法,主要包括构建机动模型、确立评估指标、设定评估任务、设计仿真试验,在已建立的仿真平台上验证效能评估方法的可行性,并对试验结果和关键参数进行分析;最后根据验证和试验分析结果,提出影响超机动性发挥的关键参数和指标,并为机动性相关飞机设计、飞行手册、战术执行动作以及标准规范的研究或制修订奠定基础。

1 先进战斗机机动性特点和评估方法分析选取

1.1 先进战斗机机动性特点

先进飞机平台的作战能力的基本构成要素可以概括为打击力、防护力、机动力与信息力。可以说,不管飞机如何发展变化,都是围绕着增强这4种能力展开的;不管飞机构

成有多复杂,都可以用这4种能力来概括,进而分解并归纳总结。

其中飞机机动力是指飞机通过空间位移遂行机动的能力。机动是飞机趋利避害的一种行动。在作战中,机动具有极其重要的作用。成功的机动可以达成战斗的突然性;可以改变与对方的相对位置,使己方运动能到最大限度打击敌方或敌方对己方具有最小打击力的位置;可以创造和捕捉战斗机,集中打击力形成优势,先进飞机的机动能力主要包括超声速机动能力、跨声速机动能力、亚声速机动能力和过失速机动能力等。

当前已有的第五代战斗机(如J20、F-22、F-35、T-50等)都具备4种高难度高技术的性能,即短距起降、低可探测性、超声速巡航和过失速机动^[16-17]。其中在过失速机动方面^[18-19],第五代战斗机和部分第四代战斗机(苏-27、苏-30)在俯仰、偏航和滚转三个通道具有足够的操纵能力,采用推力矢量控制技术,并且选用推重比大于1.2的高性能发动机,在马赫数低到0.1、迎角达到70°时仍能保持较高的操纵效率^[19-20];采用闭环控制和先进的气动布局,以便具有极好的低速、大迎角稳定性;具有在很短时间内产生很大的瞬时角速度的能力^[21-22]。

飞机迎角超过失速迎角以后,仅依靠气动手段无法保证飞机停留在过失速区较长时间,如以60°~70°迎角稳定平飞,为在气动操纵面失效时仍保证飞机的可控性,需要使用推力矢量来提供操纵力矩,使飞行包线向过失速区大大扩展。如果引入直接力控制模式,可以将飞机的姿态运动和轨迹运动解耦^[22]。

提高飞机作战效能是军用飞机设计始终追求的目标。作战效能与许多因素有关,对于近距空战,飞机的机动性对作战效能起着关键作用^[23],特别是现代先进飞机的超机动性可以增加飞机机头瞄准能力或减速以获得高转弯率,瞬间改变飞机的姿态和指向,占得攻击先机或摆脱敌机攻击,可显著提高近距空战效能。

1.2 机动性效能评估方法分析和选取

武器系统作战效能评估的方法多种多样,归纳起来可以分为解析算法、指标评价法和模拟仿真法三类。

(1) 解析算法

将武器装备效能的总指标表述成单项指标和基础指标的解析公式,并对这些公式进行数值求解,可得出武器装备效能指标值。如ADC法、量化标尺评估法、阶段概率法、指数法等。其优点是公式简洁明了,易于理解,计算简单;缺点是考虑因素较少,且解析公式相关参数不易获取。

(2) 指标评价法

采用建立指标体系的方式,将武器装备效能总指标逐级分解为各基础指标,并通过各种方式确定指标权重,经加权综合后进行效能评估。如层次分析法、模糊综合评判法、灰色关联分析法、主成分分析法等。其优点是能够对武器装备全要素构成做出清晰的分解;缺点是由于指标间相互独立,不可避免地忽略了指标关系的跨层影响和本层综合的涌现,以及加权综合原理的缺陷,影响武器装备效能的整体性和客观性。

(3) 模拟仿真法

模拟仿真法又称作战模拟法,是指利用计算机模型的运行来模拟作战行动,从仿真试验中获取关于作战进程和结果的数据,直接或经过处理后给出武器装备效能的描述。其优点是能够描述不确定的对抗过程和作战效果;缺点是模型构建复杂,仿真的可信性难以检验。

其中解析计算法这种不考虑实际对抗的效能评估方法又称效能的静态评估法;模拟仿真法、指标评价法这类考虑到航空装备实际对抗的效能评估方法被称为效能的动态评估法。选择哪种方法主要取决于效能参数特性、给定条件及评估目的和精度要求,然而模拟仿真法对于武器系统作战效能评估具有不可替代的重要作用。武器系统的作战效能评价要求考虑对抗条件和交战对象,考虑各种武器装备的协同作用、武器系统的作战效能诸属性在作战效能全过程的体现,以及在不同规模作战中效能的差别。武器系统的作战效能只有在对抗条件下,以具体作战环境和一定兵力编制成为背景才能有效评价,作战模拟仿真方法是除实战以外提供这种条件和背景的基本手段。

作战模拟仿真法实质是以计算机试验为手段,通过在给定数值条件下运行模型来进行作战仿真,得到的结果直接或经统计处理后得出飞机效能评估值。模拟法能较详细地考虑影响实际作战过程的因素,对飞机在对抗条件下的效能评定具有不可替代的重要作用。

超机动性的空战效能评估需要采用计算机模拟方法,而现在战斗机的效能评估主要采用层次分析法及模糊隶属度函数法进行静态评估,其优势在于战斗机的各项指标从属关系清晰明确,可以分析各项指标对空战能力的敏感性。对于现代战斗机需要考虑的因素更多,如精确制导和智能武器的使用、远距攻击和突袭、无人侦察机和无人战斗机的参与、网络化的指挥通信综合情报系统、电子战以及近距空战中过失速机动的频繁使用,都将影响空军的作战特点,都会对层次体系模型造成冲击,且没有考虑人的因素,不符合

实战情况,准确的空战效能评估需要通过计算机模拟仿真进行动态评估,既可考虑人的因素又可加入实战的机动动作,计算机仿真系统也会给出定量化的数据和趋势。

2 机动性评估关键参数和评估方法

由第1节的机动性评估特点和评估方法分析可知,机动性评估方法采用模拟仿真法,关键参数需主要考虑超机动性。本节首先提出能体现大迎角机动能力的关键参数,为分析关键参数,构建机动性评估方法,包括建立能代表飞机超机动能力的等效系统模型,设定眼镜蛇机动、Herbst机动等评估任务,并根据机动模型、关键参数、评估任务设计评估关键参数的仿真试验。

2.1 关键参数指向时间

在现代空战中,具有超机动能力的先进战斗机,率先指向敌机就可抢先攻击,并占据空战的主动权。因此,影响飞机机动性的关键因素是飞机机头的指向能力,评估指向能力的关键参数是指向时间,可以作为机动性评估的关键指标。

战斗机的机头指向能力最能代表机动性的效能,评估战斗机机头指向能力的指标是指向时间,指向时间 t_{cap} 是指任务机AC1从开始做机动到AC1对目标机AC2的指向角小于一定角度的完成时间,指向时间越小,机动性越好。指向时间与飞机的最大迎角 α_{max} 、指向角和控制模式的相关参数 ω_{sp} 、 s_{sp} 密切相关。为了分析指向时间随最大迎角的变化趋势的形成原因,并提取出影响此趋势的关键参数,需要重点分析影响指向角变化的相关参数。指向角和任务机的位置 (x, y, z) 、目标机的位置 (x_1, y_1, z_1) 及任务机的姿态 (θ, ψ) 有关,其中因目标机为平飞,所以目标机的位置 (x_1, y_1, z_1) 可认为是固定值。指向角与相关参数的关系如式(1)所示

$$f = \frac{\cos \theta \left[(x - x_1) \cos \psi + (y - y_1) \sin \psi \right] + (z - z_1) \sin \theta}{\sqrt{(x - x_1)^2 + (y - y_1)^2 + (z - z_1)^2}} \quad (1)$$

指向角随时间的变化率如式(2)所示

$$\frac{\partial f}{\partial t} = \frac{\partial f}{\partial x} \dot{x} + \frac{\partial f}{\partial y} \dot{y} + \frac{\partial f}{\partial z} \dot{z} + \frac{\partial f}{\partial \theta} \dot{\theta} + \frac{\partial f}{\partial \psi} \dot{\psi} \quad (2)$$

分别对变量 x, y, z, θ, ψ 求导,得出机动性评估方法。

2.2 基于指令模式的机动等效系统模型

效能评估需要反映待评估目标能力的模型。对于过失速机动在作战中的效能,这里用代表其能力的等效模型。目前以五代机为代表的具有过失速机动能力的飞机通常采用控制量为迎角、速度矢量(简称速矢)滚转角、油门(α_{com} ,

$\phi_{w,com}, \eta_{T,com}$)的指令模式。以典型战斗机特征数据为例,建立其在过失速飞行阶段预期响应模型如式(3)所示

$$\begin{cases} \frac{\alpha}{\alpha_{com}} = \frac{\omega_{sp}^2}{s^2 + 2\omega_{sp}\zeta_{sp}s + \omega_{sp}^2}, \alpha_L \leq \alpha \leq \alpha_{max} \\ \frac{\phi_w}{\phi_{w,com}} = \frac{1}{\tau_R s + 1}, \alpha \geq \alpha_L, |\phi_{w,com}| \leq \phi_{w,max} \\ \frac{\eta_T}{\eta_{T,com}} = \frac{1}{\tau_T s + 1} \end{cases} \quad (3)$$

当启动过失速模式时,纵向操纵指令为迎角(大于 α_L),横向操纵指令为绕速矢的滚转角,航向操纵指令为侧滑角(一般期望保持零侧滑)。这里,根据目前战斗机响应特性,迎角响应取二阶模型,滚转和油门响应取一阶模型。纵向响应频率 ω_{sp} 、阻尼比 ζ_{sp} 、滚转通道时间常数 τ_R 、最大滚转角 $\phi_{w,max}$ 等参数一般随迎角而变化,与最大迎角 α_{max} 、油门通道时间常数 τ_T 等是飞机可达能力和在空中效能需求的综合体现。

其中在进行作战效能评估和飞行品质评价时,涉及的参数范围有:纵向响应频率 ω_{sp} 为0.5~5rad/s、阻尼比 ζ_{sp} 为0.2~2、滚转通道时间常数 τ_R 为0.1~2s、油门通道时间常数 τ_T 为0.1~2s、最大滚转角 $\phi_{w,max} < 180^\circ$ 、最大迎角 $\alpha_{max} < 90^\circ$,变量的取值范围是 $-20^\circ \leq \alpha \leq 90^\circ, -180^\circ \leq \phi_w \leq 180^\circ, 0 \leq \eta_T \leq 1$ 。

2.3 机动性评估任务和仿真试验设计

进行超机动性能评估的任务包括“眼镜蛇机动”、Herbst机动、大迎角纵向捕获机动和大迎角纵-横向捕获机动。“眼镜蛇机动”是经典过失速机动,可以反映飞机的纵向敏捷性;Herbst机动是过失速机动中具有代表性的机动,目标为以最少时间改变速矢方向 180° ,约束条件为最终回到初始位置和速度值,其中融合了深失速区稳定飞行、绕速度轴滚转并顺利退出的能力,能同时反映飞机的横向敏捷性和纵向敏捷性;大迎角纵向捕获任务反映飞机保持一定滚转角做深失速飞行的能力,更加关注飞机的纵向敏捷性;大迎角纵-横向捕获任务反映飞机边滚转边做过失速飞行的能力,可以综合评价飞机的纵-横向敏捷性。

仿真试验是基于航空装备的多任务闭环仿真系统,该仿真系统主要支持研究闭环飞行品质和敏捷性试验、验证各种空战战术策略和多机空战。

仿真试验是设置两架战斗机,执行机动任务是从特定高度起始,操纵驾驶杆使任务机捕获后方直线平飞的目标机。实施此任务时,任务机将进入超机动,可以体现飞机从被尾追态势转化为攻击态势的能力。任务机和目标机都以一定速度同向平飞,任务机在目标机后方,驾驶员急拉杆使任务机执行超机动动作,最快速度改变机头指向以指向后

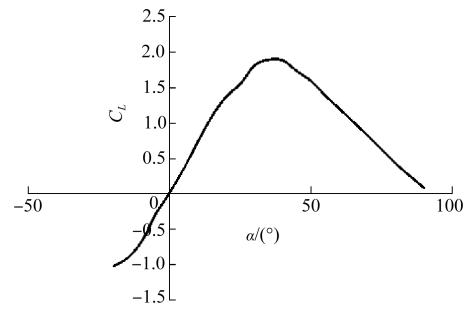
方目标机,评估指标是指向时间 t_{cap} 。

3 机动性评估试验和关键参量分析

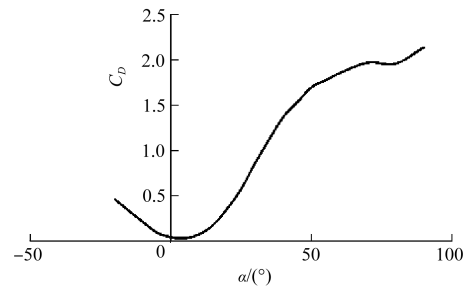
根据第2节提出的关键评估指标指向时间和机动性评估方法,在航空装备多任务闭环仿真系统进行仿真试验,以Herbst机动任务为例对试验结果进行分析,得出指向时间与指向角和指向角变化率的量化关系,并根据试验结果得出另一个关键参量有利迎角。

3.1 机动性评估方法试验验证

根据上述构建的机动性评估方法,采用F-16的气动数据和质量数据如图1和表1所示,其中评估战斗机过失速能力的参数为最大迎角 α_{max} 和指向角,控制模式相关参数: $\omega_{sp} = 3\text{rad/s}, \zeta_{sp} = 0.8, \tau_R = 0.67\text{s}, \tau_T = 1\text{s}$ 。评估指标是指向时间 t_{cap} ,即任务机AC1从开始做机动到对目标机AC2的指向角小于特定角度的完成时间。



(a) 升力系数



(b) 阻力系数

图1 F-16升阻力系数

Fig.1 Lift and drag coefficient of F-16

首先执行的评估任务是眼镜蛇机动捕获后方目标,在高度5000m,任务机AC1和目标机AC2都以200m/s的速度同向平飞,AC2在AC1后方1000m,驾驶员急拉杆使AC1的迎角达最大迎角 α_{max} 并维持住最大迎角,同时AC1速度减小,待AC2超过AC1后AC1低头指向AC2。

根据上述的评估方法,在仿真系统上做评价试验,设置最大迎角从 45° 到 90° 间隔为 15° ,结果如图2所示。由试验

表1 F-16质量和惯矩数值表

Table 1 Mass and moment of inertia value table of F-16

参数	量值
质量/kg	9295.44
翼展/m	9.144
机翼面积/m ²	27.87
平均气动弦长/m	3.45
滚转惯矩/(kg·m ²)	12874.8
俯仰惯矩/(kg·m ²)	75673.6
偏航惯矩/(kg·m ²)	85552.1

结果可看出,随着飞机最大迎角的增大,指向时间总趋势减小,从45°到90°的指向时间呈线性下降,符合更大的过失速迎角有利于提高战斗机的指向能力的规律,验证了机动性评估方法的可行性。

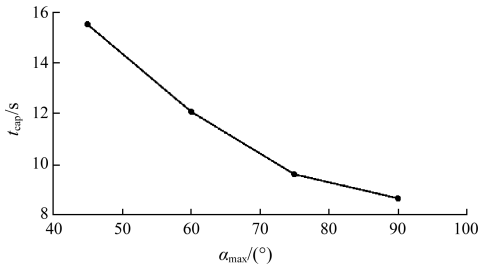


图2 指向时间 t_{cap} 随最大迎角 α_{max} 的变化

Fig.2 Variation of pointing time t_{cap} with maximum angle of attack α_{max}

3.2 基于Herbst机动的关键参量分析

Herbst 机动是从高度 5000m 起始,操纵驾驶杆使任务机捕获后方直线平飞的目标机。实施此任务时,任务机将进入 Herbst 机动,可以体现飞机从被尾追态势转化为攻击态势的能力。任务机和目标机都以 200m/s 的速度同向平飞,任务机在目标机前方 5000m,飞行员急拉杆使任务机的迎角达最大迎角 α_{max} ,维持住最大迎角并随后在过失速状态下绕速矢滚转,以最小半径、最快速度改变机头指向以指向后方目标机,评估指标指向时间 t_{cap} 是任务机从开始做机动到对目标机的指向角小于 5° 的完成时间。

3.2.1 指向时间与指向角

根据上述的评价方法进行仿真系统评价试验,设置最大迎角 α_{max} 从 20°~90°。其中为减小飞行员对飞机的操纵能力的分散度对结果的影响,并趋近最小的指向时间,在设置的每个最大迎角下,进行了至少 6 次试验,结果如图 3 所示。由试验结果可看出从 20°~35° 失速迎角前,升力系数增加,指向时间减少,而在 35°~70° 范围的过失速区,指向时间呈先增加后减少的趋势,35° 和 70° 的指向时间相近,从 70° 到 90° 指向时间继续减

少,在 90° 的最大迎角下,指向时间最少。

Herbst 机动分为三个机动阶段: α 变化、 ϕ_w 变化和 α 、 ϕ_w 保持,这三个机动阶段的指向角变化如图 4 所示(以下图中的 α_{25} ~ α_{90} 分别代表对应的 α_{max} 25°~90°)。

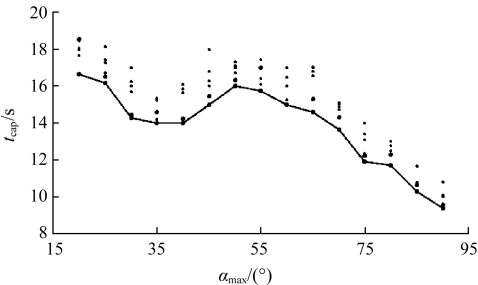


图3 指向时间 t_{cap} 随最大迎角 α_{max} 的变化

Fig.3 Variation of pointing time t_{cap} with maximum angle of attack α_{max}

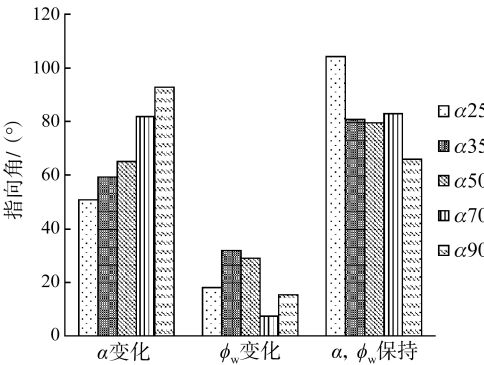


图4 不同机动阶段的指向角变化

Fig.4 Variation of pointing angle in different maneuvering stages

在 α 变化阶段, α_{max} 越大,其引起的指向角变化也越大;而在 ϕ_w 变化阶段,不同的 α_{max} 引起的指向角变化都比较小,且随 α_{max} 的增大而指向角变化不具有规律性;最后在 α 、 ϕ_w 保持阶段, α_{max} 越大,其引起的指向角变化越小。

为了进一步分析形成图 3 趋势的机理,绘出不同最大迎角的指向角随机动时间的变化,如图 5(b)所示,可看出指向角减少的时间受迎角和滚转角影响,在前几秒,越大的 α_{max} 有指向角减少越快的优势;在之后加入滚转运动,当 α_{max} 大于迎角 35°,会有几秒的过渡时间指向角不改变, α_{max} 小于 35° 并没有这个过渡时间,指向角随机动时间一直在减少。50° 与 35° 相比,过渡时间多于迎角带来的优势,而 70° 与 35° 的指向时间相近,原因是 70° 的过渡时间正好抵消了迎角更大的优势。90° 的过渡时间更少,同时迎角导致的时间也最少,所以指向角减小得最快。不同 α_{max} 的能量高度随机动时间的变化如图 5(a)所示, α_{max} 越大能量耗散越多,

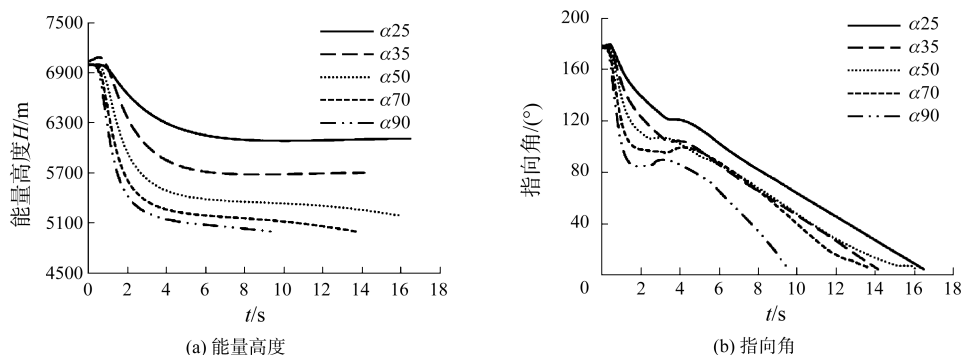


图5 Herbst机动捕获后方目标的能量高度和指向角

Fig.5 The energy altitude and pointing angle of Herbst maneuvers to capture of the rear target

飞机做过失速机动的最大迎角受能量高度约束。因此,只有当过失速迎角大于 70° 才能发挥出过失速机动指向更快的效果,而在 $35^\circ\sim 70^\circ$ 迎角范围,飞机的指向效果和能量耗散情况不如迎角 35° 时。

3.2.2 指向角变化率对指向时间的影响分析

根据Herbst机动试验数据,得出指向角变化率和对分量 x, y, z, θ, ψ 的变化率如图6所示。由指向角变化率曲线可看出,在前几秒做急拉杆俯仰运动时,最大迎角越大,其指向角变化率越大;然后在维持最大迎角做滚转运动时,随着最大迎角的增大,指向角变化率变小,且对于过失速迎角 $50^\circ, 70^\circ$ 和 90° 这段时间的指向角变化率几乎为0,即对应3.2.1节所说的过渡时间;当继续维持最大迎角和 90° 速矢滚转角时,最大迎角越大,其指向角变化率越小,可以反映图3和图5的Herbst机动捕获后方目标的指向时间和指向角的变化规律。根据指向角对各分量的变化率曲线,位置变量 x, y, z 的变化率量级很小,对指向角的影响比较小,而姿态角变量 θ, ψ 特别是俯仰角 θ 的变化趋势对指向角的影响较大。

由式(2)可知,影响俯仰角 θ 和偏航角 ψ 的参数是俯仰角速率 q 和偏航角速率 r ,如图7所示, q 和 r 的变化趋势与指向角变化趋势基本相符,特别是 q 的变化曲线与指向角的变化曲线基本吻合,因此对于Herbst机动捕获后方目标的任务,最大迎角的变化对指向角和指向时间的影响,可以归结为俯仰角速率 q 对指向角和指向时间的影响。

3.2.3 不同指向角对指向时间的影响分析

上述的评估指标指向时间 t_{cap} 是任务机从开始做机动到对目标机的指向角小于 5° 的完成时间,但现在的空空导弹对指向角的要求在变大,因此需要分析更大的任务机捕获目标机时的指向角对空战效能的影响。将指向角的范围从 $5^\circ\sim 90^\circ$,其中设定 $\omega_{\text{sp}}=3\text{rad/s}$ 、 $s_{\text{sp}}=0.8$ 、 $\tau_{\text{R}}=0.67\text{s}$ 、 $\tau_{\text{T}}=1\text{s}$,采

用的方法仍然是改变单一参数 α_{max} 、执行Herbst机动,得出 α_{max} 和指向时间的关系如图8所示。

数据取所做试验中每个 α_{max} 对应的最少指向时间。对于Herbst机动,对同一 α_{max} ,当指向角越大其对应的指向时间越少,而在指向角小于 20° 时,指向时间随最大迎角的变化规律是:从 20° 到 35° 过失速迎角前,指向时间减少,而在 35° 到 $60^\circ\sim 70^\circ$ 范围的过失速区,指向时间呈先增加后减少的趋势, 35° 和 $60^\circ\sim 70^\circ$ 的指向时间相近,从 $60^\circ\sim 70^\circ$ 到 90° 指向时间继续减少;当指向角大于 20° 时,从 20° 到 35° 过失速迎角前,指向时间也是在减少,而在 35° 到 50° 范围的过失速区,指向时间基本没有变化,从 50° 到 65° 指向时间减少,在 65° 到 85° 范围指向时间呈先增加后减少的趋势,在 90° 的最大迎角下,指向时间是所有最大迎角中的最小值。因此,对于Herbst机动,指向角的增大会推迟出现先增加后减少趋势的出现。

3.3 关键参量影响分析

3.3.1 指向时间

从上述的试验结果可知,指向时间可以作为衡量飞机机动性的关键参数和评估指标,指向时间越少,机动性越强。

指向时间与飞机的最大迎角 α_{max} 和指向角密切相关。在特定指向角约束下,指向时间与飞机的最大迎角 α_{max} 呈现的规律是:随最大迎角增大,指向时间先减少然后再增加,在特定的最大迎角值时又开始减少。而特定指向角的增大会推迟先增加后减少趋势的出现。随着短周期频率的增加,指向时间线性减少。指向时间随阻尼的增大而增加。

这些规律会影响飞机设计指标,如最大迎角、飞机执行大迎角飞行试验和飞行员执行战术动作。因此,在制定和修订飞机设计标准和规范、试验规范、飞行手册等时,需要重点考虑关键参数指向时间。

3.3.2 有利迎角

通过仿真试验执行不同的评估任务,机动性效能评估

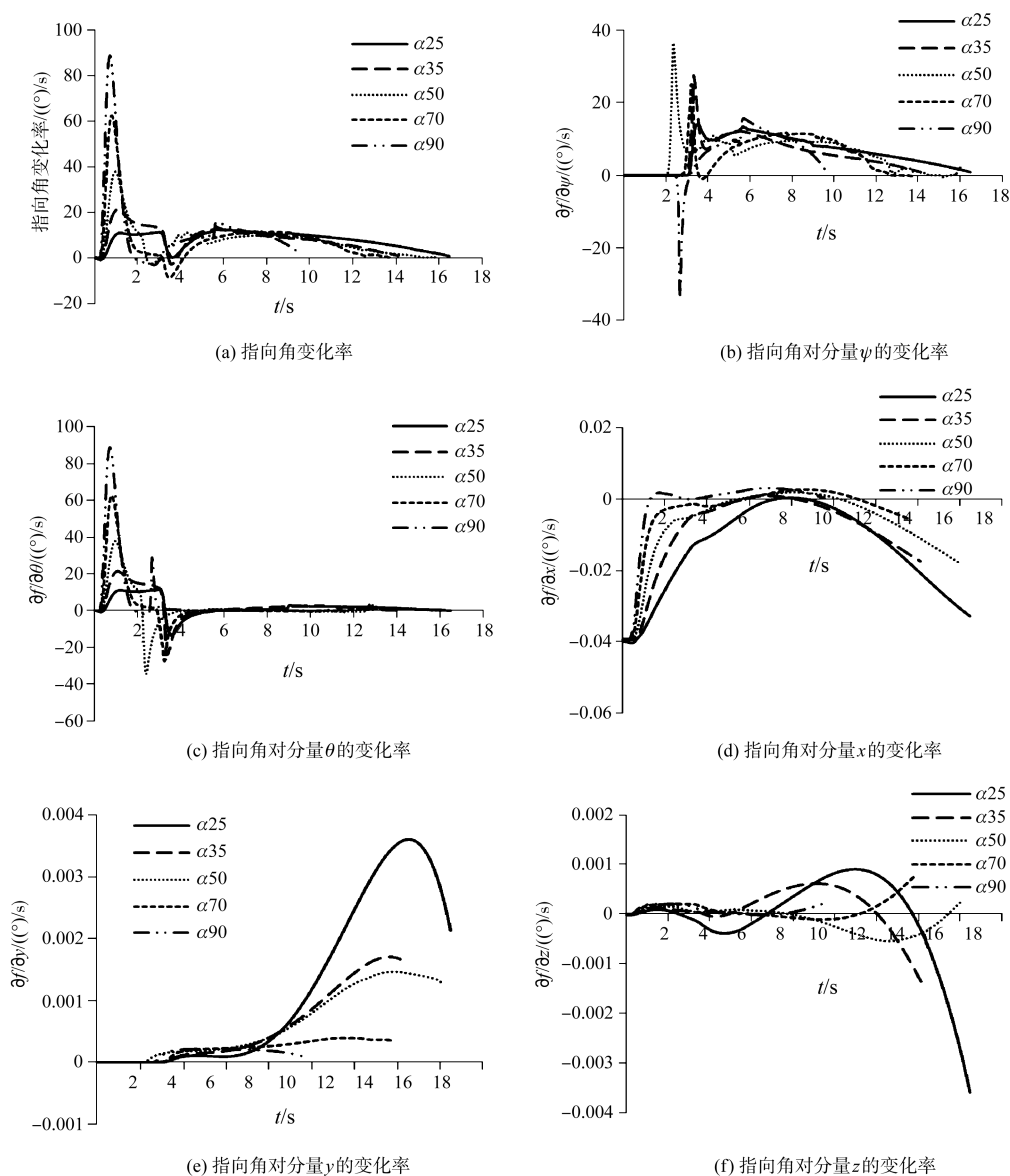


图6 Herbst机动的指向角变化率及各项子项变化率

Fig.6 Change rate of pointing angle and each sub item of Herbst maneuver

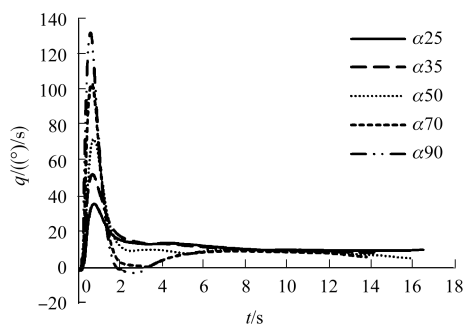
任务试验的最少指向时间如图9所示,可以看出三种机动性评估结果具有相同趋势,即在飞机的失速迎角 35° 以前,随 $\alpha_{\max}$ 的增加升力系数增大,指向时间减少,而从 35° 到过失速区的特定迎角,指向时间呈先增加后减少的趋势, 35° 和特定迎角的指向时间相近,从特定迎角到 90° ,指向时间继续减少,在 90° 的最大迎角下,指向时间最少。特定迎角与执行的机动动作有关,其中Herbst机动的特定迎角是 70° ,大迎角纵向捕获机动的特定迎角是 80° ,大迎角纵-横向捕获机动的特定迎角是 75° 。

由上述曲线和分析可知,最大升力迎角的有效因素在于较大的法向过载产生的较大的(速矢)转弯率,叠加形成

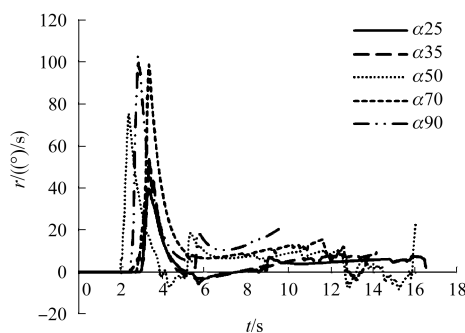
快速机头(姿态)指向;而大的可控过失速迎角,则允许飞机更灵活地改变机头指向,直接获得指向角优势。较小的过失速迎角(如 $45^\circ \sim 55^\circ$),速矢转弯和机头指向效应的叠加结果不具备明显的指向优势。

由此可以得出以下规律:从最快指向目标进行进攻的角度,战斗机有利迎角是在最大升力迎角区域或者在接近于 90° 的过失速区(一般在 $70^\circ \sim 80^\circ$),即有利迎角等于最大升力迎角或大于迎角 70° 。

有利迎角会影响飞机飞行的气动和推力矢量设计、大迎角飞行试验和过失速战术动作的执行。只有在有利迎角下,指向时间才是最少的,在大于最大升力迎角小于有利迎



(a) 俯仰角速率



(b) 偏航角速率

图7 Herbst机动俯仰角速率和偏航角速率

Fig.7 Pitch rate and yaw rate of Herbst maneuver

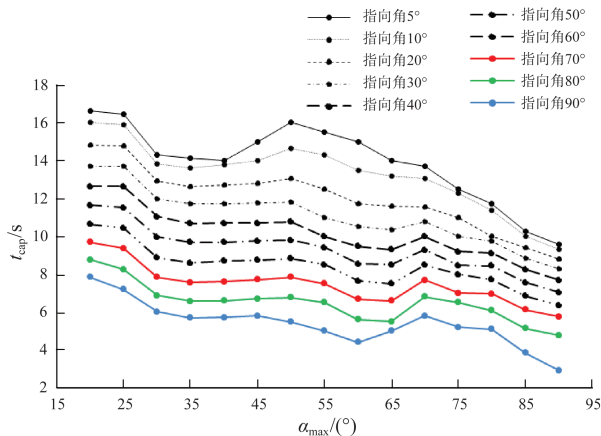


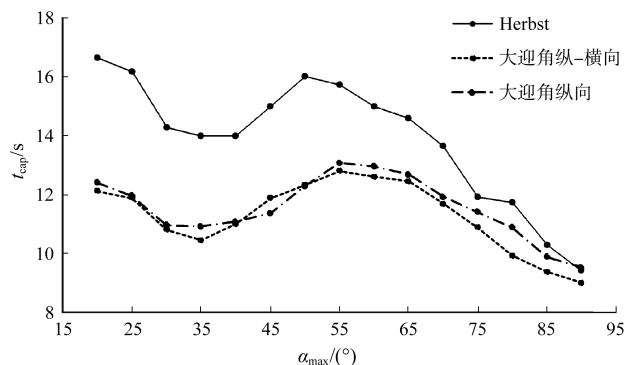
图8 不同指向角对指向时间的影响

Fig.8 Influence of different pointing angles on pointing time

角时,虽也是过失速机动,但指向时间不是最少,还会因为能量耗散影响下次攻击的实施。因此在研究或制订、修订飞机相关设计、试验规范、飞行手册、战术动作、标准和规范等时,需要重点考虑关键参量有利迎角。

4 结束语

本文首先分析了战斗机机动性特点,以F-22为代表的第五代战斗机的空战战术主要包括超视距和近距离空战,而

图9 多种机动的指向时间 t_{cap} 随最大迎角 α_{max} 的变化Fig.9 Variation of pointing time t_{cap} of multiple maneuvers with maximum angle of attack α_{max}

过失速机动作为近距离空战的战术动作之一,可在关键时刻改变攻防态势。并分析了相关标准和评估方法,确定了使用仿真系统进行动态作战效能评估的必要性,并根据过失速机动特点,提出了机动性效能评估中的关键参量指向时间。然后采用等效系统方法建立了机动模型,以指向时间为评估指标,执行过失速机动动作,分析了最大迎角、指向角等对评估指标的影响。使用仿真系统试验,执行能反映战斗机横向和纵向敏捷性的过失速机动动作,验证了机动性效能评估方法的合理性和可行性,并得出了不同参数对指向时间的量化关系,根据试验结果,总结了指向时间与迎角的规律,提出了有利迎角的概念和定义。最后分析了关键参量指向时间和有利迎角对飞机设计标准、试验规范、飞行手册和战术动作执行的影响。

AST

参考文献

- [1] 黄安祥. 空战战术仿真技术与设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2014.
Huang Anxiang. Air combat tactics simulation technology and design[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2014. (in Chinese)
- [2] 李金梁, 涂泽中, 刘振庭. 美第六代战斗机研究进展情况[J]. 电光与控制, 2014, 21(6):9-12.
Li Jinliang, Tu Zezhong, Liu Zhenting. The research progress of the sixth generation fighter of USAF[J]. Electronics Optics & Control, 2014, 21(6):9-12. (in Chinese)
- [3] 高劲松, 陈峭东. 对俄罗斯第五代战斗机 T-50 的研究[J]. 电光与控制, 2011, 18(9):53-57.
Gao Jinsong, Chen Shaodong. Study on russian T-50[J]. Electronics Optics & Control, 2011, 18(9):53-57. (in Chinese)

- [4] 张加圣, 王海涛, 王小朋. 第四代战斗机的性能指标分析[J]. 航空科学技术, 2008,19(9):9-11.
Zhang Jiasheng, Wang Haitao, Wan Xiaopeng. Analysis of the fourth generation battleplan performance[J]. Aeronautical Science & Technology, 2008,19(9):9-11.(in Chinese)
- [5] Herbert A J. Fighter generations[J]. Air Force, 2008(9):32.
- [6] 徐德康. 美国空军第四代战斗机 F-22 A 的优势和潜在弱点[J]. 国际航空, 2001(2):16-19.
Xu Dekang. Strengths and potential weaknesses of the fourth generation fighter F-22 A of the US Air Force[J]. International Aviation, 2001(2):16-19.(in Chinese)
- [7] 朱宝奎, 朱荣昌, 熊笑非. 作战飞机效能评估[M]. 北京: 航空工业出版社, 1993.
Zhu Baoluan, Zhu Rongchang, Xiong Xiaofei. Combat aircraft effectiveness evaluation [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1993.(in Chinese)
- [8] 时俊红. 武器系统效能评估方法浅论[J]. 火控雷达技术, 2003(32): 47-50.
Shi Junhong. Comments on methods for evaluating weapon system effectiveness [J]. Fire Control Radar Technology, 2003(32): 47-50.(in Chinese)
- [9] 李国知, 吕少杰. 直升机作战效能评估技术应用与研究进展[J]. 航空科学技术, 2021, 32(1):70-74.
Li Guozhi, Lyu Shaojie. Application and research progress on operational effectiveness evaluation technology for helicopter[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(1): 70-74.(in Chinese)
- [10] 田洪源, 鲁可, 武上景, 等. 直升机飞行品质等级数值认定方法研究[J]. 航空科学技术, 2021, 32(3):55-57.
Tian Hongyuan, Lu Ke, Wu Shangjing, et al. Study on numerical method of assigned levels of helicopter handling qualities[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(3): 55-57.(in Chinese)
- [11] 吕宝, 刘钊, 魏小根. 基于人为因素的航空装备系统效能评估技术[J]. 现代防御技术, 2021, 49(6):105-110.
Lyu Bao, Liu Zhao, Wei Xiaogen. Effectiveness evaluation technology of aviation equipment system based on human factors[J]. Modern Defence Technology, 2021, 49(6):105-110.(in Chinese)
- [12] 王国陈. 空中联合投送任务规划仿真与效能评估系统[J]. 系统仿真学报, 2022(3):1-5.
Wang Guochan. Simulation and effectiveness evaluation system for joint delivery mission planning of airlift fleets[J]. Journal of System Simulation, 2022(3):1-5.(in Chinese)
- [13] 董文洪, 高宇, 王艳娜. 基于改进对数法的飞机对地攻击效能评估[J]. 舰船电子工程, 2020(7):137-139.
Dong Wenhong, Gao Yu, Wang Yanna. Effectiveness evaluation of aircraft attacking ground targets based on improved logarithm method[J]. Ship Electronic Engineering, 2020(7): 137-139.(in Chinese)
- [14] GJB 8892.27—2017 武器装备论证通用要求第 27 部分: 效能评估[S]. 中央军委装备发展部, 2017.
GJB 8892.27—2017 General requirements for weapon equipment demonstration Part 27: effectiveness evaluation[S]. Equipment development department of the Central Military Commission, 2017.(in Chinese)
- [15] GJB 8892.17—2017 武器装备论证通用要求第 17 部分: 机动性[S]. 中央军委装备发展部, 2017.
GJB 8892.17—2017 General requirements for weapon equipment demonstration part 17: mobility[S]. Equipment development department of the Central Military Commission, 2017.(in Chinese)
- [16] 张曙光, 方振平. 大迎角飞行品质的研究进展[J]. 飞行力学, 1998, 16(1):1-6.
Zhang Shuguang, Fang Zhenping. Status of the development of the high angle of attack flying qualities[J]. Flight Dynamics, 1998, 16(1):1-6.(in Chinese)
- [17] 张曙光, 孙金标. 过失速飞机最速指向目标机动研究[J]. 北京航空航天大学学报, 1998, 24(6):650-653.
Zhang Shuguang, Sun Jinbiao. Research on optimal pointing maneuvers of post stall aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1998, 24(6):650-653.(in Chinese)
- [18] 张曙光, 孙金标. 最佳过失速机动[J]. 航空学报, 2001, 22(4): 289-292.
Zhang Shuguang, Sun Jinbiao. Research on optimal post stall maneuvers[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001, 22(4): 289-292.(in Chinese)
- [19] 曲东才. 超机动性技术及其战术优势探讨[J]. 飞机设计, 2006(1):65-68.
Qu Dongcai. Investigation into super-maneuverability and associated tactical superiority for high performance fighter aircraft[J].

- Aircraft Design, 2006 (1):65-68. (in Chinese)
- [20] 征惠玲. F-35作战能力综述[J]. 国防科技, 2013, 34(2):51-54.
Zheng Huiling. A review of F-35 combat capability[J]. National Defence Science & Technology, 2013, 34(2):51-54. (in Chinese)
- [21] 高浩. 下一代战斗机设计中的几个飞行力学问题[J]. 飞行力学, 1996, 14 (1):1-9.
Gao Hao. Some flight dynamics problems in future generation fighter design[J]. Flight Dynamics, 1996, 14 (1):1-9. (in Chinese)
- [22] 方振平, 陈万春, 张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
Fang Zhenping, Chen Wanchun, Zhang Shuguang. Flight dynamics of aircraft[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2005. (in Chinese)
- [23] 金镭, 张曙光, 孙金标. 现代战斗机空战能力评估及敏感性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(1):82-86.
Jin Lei, Zhang Shuguang, Sun Jinbiao. Air-combat ability and sensitivity analysis of modern fighter aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(1):82-86. (in Chinese)

Influence Analysis on Key Parameters for Aircraft Maneuverability Effectiveness Evaluation

Zhao Zhigao¹, Li Yan¹, Zhang Shuguang²

1. Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100012, China

2. Beihang University, Beijing 100191, China

Abstract: In order to study the super maneuverability characteristics of the new generation of fighters, it's needed to evaluate the combat effectiveness of post stall maneuvers, analyze the aircraft maneuverability characteristics and related evaluation methods, establish a maneuverability effectiveness evaluation method based on simulation experiments, and study the deep mechanism of super maneuverability to improve the fighter's short-range air combat effectiveness and the influence on key parameters. Firstly, according to the characteristics of mobility effectiveness evaluation, the simulation method is determined to evaluate maneuverability effectiveness. The pointing time is proposed as the key parameter and evaluation index, and then an equivalent system model that can represent the super maneuverability is established. Taking the pointing time as the evaluation index, Herbst maneuver, high angle of attack longitudinal acquisition maneuver and high angle of attack longitudinal transverse acquisition maneuver are carried out respectively. Experiments are carried out in the simulation system to evaluate the influence on the aircraft's maximum angle of attack, pointing angle and design parameters on the pointing time. This paper reveals the quantitative conditions that can give full play to the effectiveness of super maneuver (post stall maneuver), that is, when the maximum angle of attack of post stall maneuver needs to be greater than a specific value compared with conventional maneuver. Its pointing ability is stronger, and then the key parameter favorable angle of attack is put forward. Finally, according to the experimental results and analysis rules, the pointing time and favorable angle of attack of key parameters need to be considered in the research, preparation and revision of aircraft related flight manuals, tactical actions and standard specifications.

Key Words: simulation; effectiveness evaluation; post stall maneuver; pointing time; favorable angle of attack