飞翼布局作战飞机起降特性分析

马 超 王立新

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 飞翼布局作战飞机采取新型操纵面,且取消了常规的用于起降增升的襟翼装置,研究了该特殊构型飞机起降飞行的操纵新机理. 以一种飞翼布局飞机为例,根据风洞试验的结果比较了典型的飞翼与常规布局作战飞机低速气动特性的差异;进而计算了其起降性能,并与典型常规布局作战飞机 F-16进行了对比分析. 结果表明,由于全翼面的布局设计,飞翼飞机具有翼载荷低的特点,使其更容易满足起降性能的要求. 研究结果对飞翼布局作战飞机的设计和性能评估具有重要的参考价值.

关 键 词: 飞翼布局; 操纵特性; 飞行性能; 起降

中图分类号: V 22

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2009)04-0429-05

Take-off and landing features of flying-wing configuration fighter

Ma Chao Wang Lixin

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Innovative control surfaces are implemented on the flying-wing configuration combat aircraft, and the flaps of traditional aircraft which are used for lift increasing during take-off and landing are canceled. The control principles during take-off and landing were summarized. A flying-wing configuration aircraft was chosen for instant, so the low-speed aerodynamic characteristics of the typical flying-wing configuration aircraft were compared with conventional aircraft based on results of tunnel tests. Then the performances of take-off and landing were calculated and compared with typical traditional fighter F-16. The results prove that, the inherent feature of all-wing design brings low wing-load, which makes take-off and landing performances of flying-wing configuration fighter easy to satisfy. The valuable references were provided for estimating the battle effectiveness and designing of flying-wing configuration fighter.

Key words: flying-wing configuration; control characteristic; flight performance; take-off and landing

起降性能是军用飞机主要的技战术指标,设计方案必须满足规范对起降性能的要求. 而现代战斗机飞行速度快,翼载荷增大,导致起落距离和接地速度大大增加[1],甚至先进的第三代战斗机在大起飞载重的情况下都难以达到理想的起降性能. 飞翼布局飞机一方面取消了常规飞机用于起降增升的襟翼装置,另一方面却普遍具有低翼载荷的特点;同时飞翼布局作战飞机采用阻力式方向舵来实现着陆滑跑减速,因而其起降操纵机理和性能特点与常规飞机存在较大的差异.

1 操纵新机理

以某典型飞翼布局作战飞机 ICE (Innovative Control Effector)[2]为例,取消常规飞机的升降舵和方向舵,使用升降副翼作为纵向操纵面,俯仰襟翼为辅助;同时采取阻力式方向舵作为偏航操纵面,即全动翼尖和嵌入面.

首先,常规飞机在起飞过程中下偏襟翼以增加升力,几乎不产生耦合的俯仰力矩;而飞翼布局飞机采用全翼面设计,操纵面均远离全机重心,以

收稿日期: 2008-04-08

基金项目: 新世纪优秀人才支持计划资助项目

作者简介: 马 超 (1983-),男,江西南昌人,博士生, machao@ase.buaa.edu.cn.

ICE飞机的俯仰襟翼为例,在下偏增升的同时将会产生较大的附加低头力矩,这不满足起飞操纵要求,如图 1所示.因此飞翼布局飞机取消传统意义上用于增升的襟翼装置,在起降过程中保持干净构型,如国外的 X-45和 X-47飞机.飞翼布局飞机采用的俯仰襟翼,一方面作为辅助的纵横向操纵面,另一方面作为机动襟翼改善飞机的机动性,而并非用于起降增升.

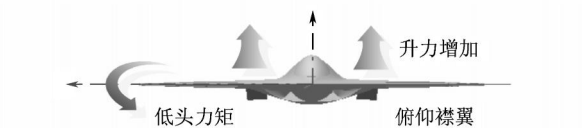


图 1 飞翼布局飞机俯仰襟翼操纵机理

其次,飞翼布局飞机所采取的阻力式方向舵是一种新型的复合式操纵面,既是主要的偏航操纵面,又同时在着陆滑跑阶段作为阻力板辅助飞机减速. ICE飞机在进行机轮刹车的同时两侧阻力式方向舵 (包括全动翼尖和嵌入面)对称打开至最大偏度,从而达到增阻减速的作用.

典型常规飞机 F-16采取机轮刹车和减速伞结合的方式进行减速.飞翼布局作战飞机采取阻力式方向舵的增阻效果如表 1所示.

表 1 着陆滑跑减速方式及增阻效果

飞机	机轮刹车	气动增阻减速
F-16	$f=0.25$	减速伞折算摩擦系数[3] $\Delta\mu_{zls}=0.2$
ICE	$f=0.25$	全动翼尖 (90°)阻力系数增量 $\Delta C_{D,SSD}=0.133$ 嵌入面 (90°)阻力系数增量 $\Delta C_{D,AMT}=0.0535$

2 低速气动特性

常规飞机在起降状态下,襟翼和升降舵均发生偏转,此时飞机的气动特性非常复杂.结合数值计算和气动估算结果, F-16飞机低速升阻系数特性如图 2所示,其中起飞状态下前缘襟翼和后缘襟翼分别偏转 15和 20°,着陆状态下后缘襟翼偏转 40°,假定全动平尾的配平偏度均为 -20°.

由于飞翼布局作战飞机的升降副翼设计在主翼后缘,因此上偏会损失较大的升力.基于低速风洞试验, ICE飞机升阻特性如图 3所示,假定起降阶段升降副翼配平偏度均为 -20°. ICE和 F-16飞机的临界迎角分别为 35和 38°.若不考虑飞机的几何擦地角限制,二者均具有较大的最佳起飞离地迎角和着陆接地迎角.首先,由于 ICE飞机的翼面积较大,因此其升力和阻力系数均小于常规飞机.其次,如表 2所示,由于 ICE飞机的展弦比较 F-16飞机小,因而其升力线斜率较小[4];而由

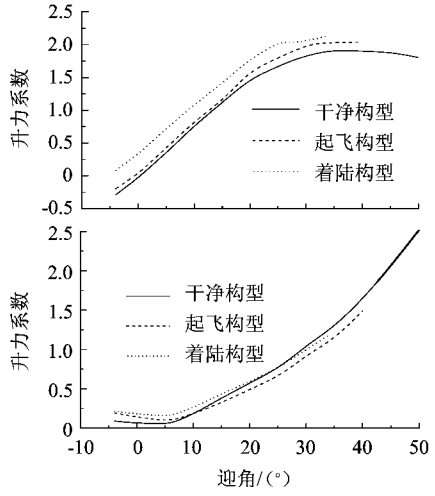


图 2 F-16飞机低速升阻特性

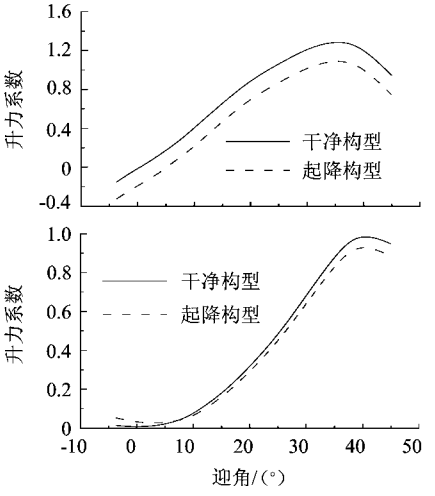


图 3 ICE飞机低速升阻特性

于全翼结构和无平尾的设计, ICE飞机的浸润面积比较小,其浸润展弦比也就相对较大,因此结果也表明 ICE飞机的最大升阻比较 F-16飞机高[4].

如图 4所示,由于飞翼布局飞机迎风面积很大,随着迎角的增加,在相同的速度下其升力和阻力增加的趋势较快.

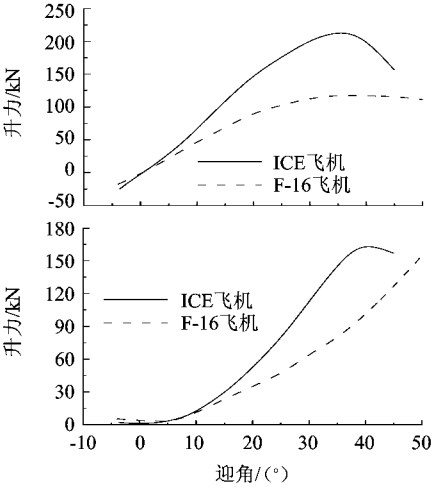


图 4 两类飞机升力与阻力比较

表 2　两类战斗机构型参数比较

飞机	展弦比	浸润面积比	后掠角/(°)
ICE	1.74	2.0～2.5	65
F-16	3.0	>4.0	40

3　起飞特性

与常规布局作战飞机相比,小展弦比飞翼布局作战飞机取消了平尾并采用全翼布局,其翼载荷大大降低;为重点研究构型与气动特性不同对飞机起降性能的影响,假设 ICE飞机与 F-16飞机的推重比相同.表 3为二者的总体设计参数[5].

表 3　两类战斗机总体参数比较

飞机	起飞质量/kg	翼面积/m^2	起飞翼载荷/($kg\cdot m^{-2}$)	起飞推重比
ICE	9411～15000	27.9	125～200	0.64(加力 1.05)
F-16	11868～18917	75.0	426～679	

3.1　离地速度

起飞过程中发动机在最大推力状态工作,离地速度 V_{lo}由式(1)计算得到[6].

$$V_{lo}=\sqrt{\frac{2[W_{takeoff}-T_{max}\sin(\alpha_{lo}+\phi)]}{\rho S C_{L\cdot lo}}} \tag{1}$$

其中,ρ为大气密度;S为翼面积;$W_{takeoff}$为起飞重量;T_{max}为最大可用推力;φ为发动机安装角;α_{lo}为飞机离地迎角,受到失速抖动迎角和护尾迎角的限制,应选取二者的小项;$C_{L\cdot lo}$为飞机在离地迎角下的升力系数.

如图 5所示,常规飞机襟翼增升后显著降低了起飞离地速度;在相同离地迎角下,ICE飞机在无增升装置的情况下其起飞离地速度仍小于采取起飞构型的 F-16飞机.

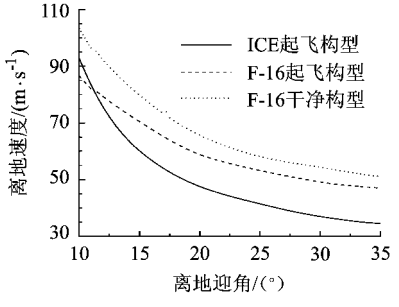


图 5　正常起飞重量下离地速度与离地迎角关系曲线

3.2　起飞滑跑段距离与时间

假设飞机在水平跑道加速到抬前轮速度 V_r后进行两轮加速滑跑,达到离地速度 V_{lo}后进入爬升.采取工程估算的方法[7],运动方程满足下式:

$$\frac{dV}{dt}=\frac{g}{W_{takeoff}}\left[(T_{max}\cos(\alpha+\phi)-fW)-(C_D-fC_L)\frac{\rho S V^2}{2}\right] \tag{2}$$

其中,地面滑跑摩擦系数 f选取为 0.025[7];三轮滑跑段的迎角取停机角 $\alpha_1=0°$;两轮滑跑段的迎角 α_2取平均值;C_L和 C_D分别为起飞构型下对应迎角的升力系数和阻力系数.

如图 6结果表明,ICE飞机的起飞滑跑距离比 F-16飞机短,当离地迎角大于 12时即可满足军用飞机性能标准的要求.

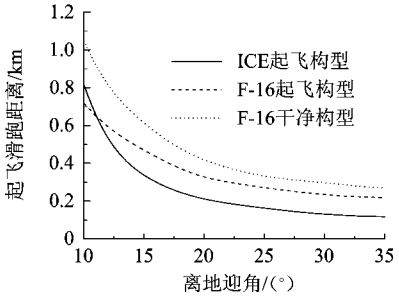


图 6　正常起飞重量下起飞滑跑性能比较

3.3　起飞爬升段距离与时间

选取军用飞机安全高度 $H_S=15$ m,采取能量法估算起飞爬升段性能[7],则起飞爬升段距离 d_2可以通过下式计算:

$$d_2=\frac{W_{takeoff}}{(T-D)_{pj}}\left[\frac{V_S^2-V_{lo}^2}{2g}+H_S\right] \tag{3}$$

其中,$(T-D)_{pj}$为爬升过程中的平均剩余推力;V_S为安全高度处的飞行速度.

由于飞翼布局飞机的阻力随迎角的增大而增加较快,使其加速性变差趋势更明显,ICE飞机起飞空中段距离随离地迎角的增大呈现出先减小后增加的趋势;而 F-16飞机偏转襟翼时升阻比提高,其加速性增大,因此改善了相同离地迎角下的起飞空中性能.F-16飞机采取大于 28的离地迎角下的起飞爬升距离小于 ICE飞机,如图 7所示.

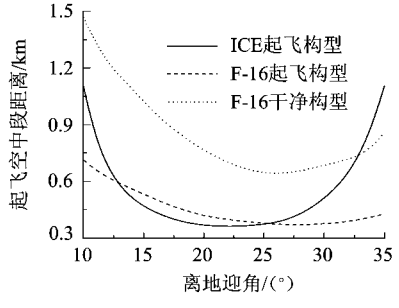


图 7　正常起飞重量下起飞空中段性能比较

军用规范要求飞机在起飞爬升段具有较好的爬升梯度[7],应至少大于 5%,则应满足:

$$\frac{a}{g}=\frac{T_{\max}}{W_{\text{takeoff}}}\cos\alpha-\frac{1}{K}\left(1-\frac{T_{\max}}{W_{\text{takeoff}}}\sin\alpha\right)>0.05 \tag{4}$$

其中 K为起飞构型下的飞机升阻比.

如图 8所示,由于飞机的升阻比随着离地迎角的增加而下降,其爬升梯度呈现降低的趋势; F-16飞机起飞偏转襟翼使升阻比增加,在相同起飞离地迎角下显著提高了爬升梯度;而由于 ICE飞机升阻比随着迎角的增加而减小较快,因而随着起飞离地迎角的增加爬升梯度下降较快,当采取最大起飞重量,其离地迎角应小于 22°.

飞翼布局飞机没有襟翼类增升装置,仅通过自身在不同迎角下的升阻特性来完成起飞任务.而常规飞机偏转襟翼增升,不仅降低起飞离地速度而直接改善起飞性能,而且使飞机更容易满足爬升梯度的要求.由以上分析可知,飞翼布局飞机的离地迎角应考虑起飞空中段的性能约束,不应选取过大.

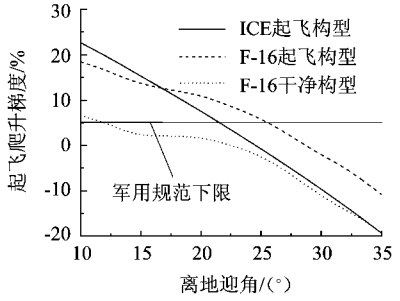


图 8 最大起飞重量下起飞空中段爬升梯度比较

综合两类飞机的升力特性和相关约束, ICE飞机的起飞离地迎角应在 12°～22°之间,而 F-16飞机的离地迎角较 ICE飞机大,最大可以达到 25°.两类飞机的起飞性能估算结果比较如表 4所示.

表 4 ICE与 F-16飞机起飞性能估算结果比较

飞机	起飞性能							
	离地迎角/(°)	离地速度/(m·s⁻¹)		滑跑距离/m			空中距离/m	
		正常起飞重量	最大起飞重量	正常起飞重量	最大起飞重量,军用推力	最大起飞重量,最大加力推力	正常起飞重量	最大起飞重量,最大加力推力
ICE	15	60	80	340	983	562	480	612
F-16	18	63	97	368	1 523	552	450	612

4 着陆特性

4.1 接地速度

飞机在着陆过程中发动机采用慢车工作状态推力 T_{idle},接地速度 V_{td}可由式 (5)计算得到[6]:

$$V_{\text{td}}=\sqrt{\frac{2[W_{\text{landing}}-T_{\text{idle}}(\alpha_{\text{td}}+\phi)]}{\rho S C_{L,\text{td}}}} \tag{5}$$

其中,W_{landing}为着陆重量;接地迎角 α_{td}受到失速抖动迎角和擦地迎角的限制,应选取二者的小项; $C_{L,\text{td}}$为飞机在接地迎角下的升力系数.

如图 9所示, ICE飞机在无增升装置和较大配平升力损失的情况下其着陆接地速度仍小于采取着陆构型的 F-16.

4.2 着陆下滑段距离与时间

同理采取能量守恒法[7],进场速度 V_{H} 取接地速度的 1.25倍.计算结果如图 10所示, ICE飞机着陆空中段距离与 F-16相当.而飞翼布局飞机升阻比高于常规布局飞机,在着陆下滑段的减速性较低,则着陆下滑时间较长.

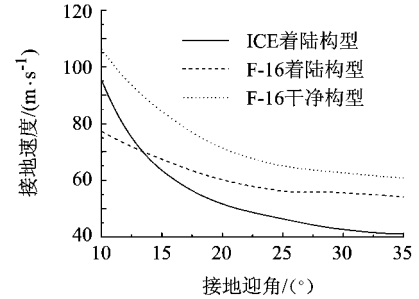


图 9 着陆接地速度与接地迎角关系曲线

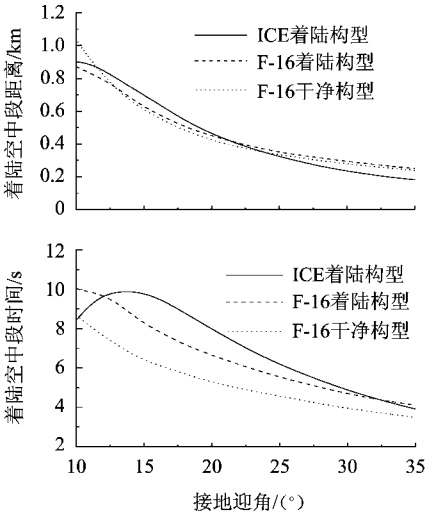


图 10 着陆空中段性能比较

与起飞空中段不同,随着着陆接地迎角的增加,飞翼布局飞机的着陆距离减小较快.这主要是由于其阻力随迎角增加比常规布局飞机更快.

4.3 着陆滑跑段距离与时间

与起飞滑跑段一样采取工程估算的方法[7].

假定飞机在主轮接地滑跑 3 s后开始放前轮进行三轮滑跑,同时打开刹车装置和辅助减速装置.刹车滑跑地面摩擦系数 f的折算值取为 0.25[8].

着陆滑跑距离主要取决于接地速度、着陆构型和减速措施 3个方面,分别计算了两类飞机着陆地面滑跑性能,包括不同构型和减速措施共 4种情形:①ICE飞机完全打开阻力式方向舵(全动翼尖和嵌入面均 90°)辅助减速;②ICE飞机不采取辅助减速措施;③F-16飞机打开减速伞辅助减速;④F-16飞机不采取辅助减速措施.

如图 11所示,由于飞翼布局飞机的着陆接地速度比常规布局飞机小得多,ICE飞机的着陆滑跑距离比 F-16飞机短,不采用增升增阻装置即可达到满意的规范要求;常规飞机采取减速伞等减速措施显著地提高了减速性,大大缩短了滑跑距离.

常规飞机通过襟翼偏转进行增升增阻,从而减小了着陆接地速度.在着陆滑跑阶段使用减速伞或阻力板等装置进行辅助减速.飞翼布局飞机没有配置襟翼等增升装置,仅通过自身在不同迎角下的升阻特性来完成着陆接地任务.阻力式方向舵作为阻力装置能有效地改善着陆滑跑性能.

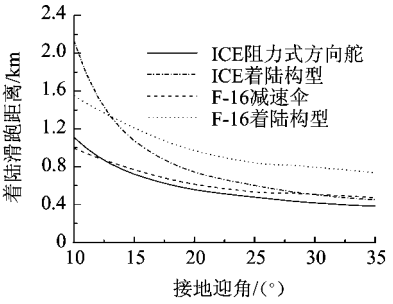


图 11　正常着陆重量着陆滑跑性能比较

综合两类飞机的升力特性和相关约束,且由以上分析可以看出,接地迎角越大,则着陆性能均能得到提高,因而飞翼布局飞机应选择较大的接地迎角完成着陆飞行.两类飞机的着陆性能估算结果比较如表 5所示.

表 5　ICE与 F-16飞机着陆性能估算结果比较

飞机	起飞性能							
	接地迎角/(°)	接地速度/(m·s^{-1})		空中距离/m		地面距离/m		
		正常着陆重量	最大着陆重量	正常着陆重量	最大着陆重量	正常着陆重量,仅刹车减速	正常着陆重量,辅助减速	最大着陆重量,仅刹车减速
ICE	26	46	57	300	414	582	464	831
F-16	22	58	73	406	574	910	575	1 307

5 结　论

①飞翼布局飞机固有低翼载荷的特点,干净构型即可容易地满足军用规范对起降性能的要求;②飞翼布局飞机起飞离地迎角不宜过大,以保证任务要求的起飞爬升梯度;③由于全翼面设计的原因,飞翼布局飞机迎角较大时阻力增加较大.相对常规布局飞机而言,使用较大的飞行迎角可以获得更好的着陆性能;④在着陆滑跑的过程中,将阻力式方向舵两侧对称完全打开,能够显著地增加飞机的阻力,从而改善飞翼布局飞机的着陆滑跑性能.

参考文献 (References)

[1] 方宝瑞.飞机气动布局设计[M].北京:航空工业出版社,1997
Fang Baorui. Aerodynamic configuration design of aircraft[M]. Beijing: Aeronautics Industry Press, 1997 (in Chinese)

[2] Gillard W J. Innovative control effectors (configuration 101) dynamic wind tunnel test report rotary balance and force oscillation tests[R]. AFRL-VA-WP-TP-1998-3043, 1998

[3] 王钱生.关于折算摩擦系数公式的比较[J].飞机设计,1999(1):19-23
Wang Qiansheng. Compare of formulas about converted friction coefficient[J]. Journal of Aircraft Design, 1999(1): 19-23 (in Chinese)

[4] Raymer D P. Aireraft design: a conceptual approach[M]. 3 rd ed. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999

[5] 卢成文.世界飞机手册[M].北京:航空工业出版社,1994
Lu Chengwen. International aircrafts handbook[M]. Beijing: Aeronautics Industry Press, 1994 (in Chinese)

[6] 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 aviation aircraft[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2005 (in Chinese)

[7] 飞机飞行性能计算手册编写组.飞机飞行性能计算手册[M].北京:飞行力学杂志社,1987
Aircraft Flight Performance Reckoner Edition Board. Aircraft flight performance reckoner[M]. Beijing: Flight Dynamics Journal Press, 1987 (in Chinese)

[8] 董寿庚.军用规范——军用飞机飞行性能规范[M].北京:航空气动力攻关协作办公室飞行力学组,1984
Dong Shougeng. Military criterion—flight performance criterion of military aircraft[M]. Beijing: Flight Mechanics of Aeronautics Aerodynamics Management Office, 1984 (in Chinese)

(责任编辑:文丽芳)