

文章编号 : 1672-9897(2007)03-0050-04

三翼面流态控制水洞试验研究

郭彬新 武文康

(西北工业大学航空学院 , 陕西 西安 710072)

摘要 : 在水洞中研究了三翼面流动分离和三翼面布局飞机大迎角的流动机理。以三角翼为基础 , 近距耦合鸭式布局作为基本研究平台 , 引入机身边条并进行优化选型 , 采用空间流态显示与测力技术 , 研究这种三翼面流动的各种现象 , 并探讨了此布局对机翼流动的控制机理。研究表明 : 此布局使集中涡的生成迎角、涡核迎角、涡核后掠角、涡核破裂位置等旋涡特征参数明显改善。三翼面布局对机翼流动的控制机理可归纳为对流动产生的“加速”、“抑制”和“排挤”效应。

关键词 : 三翼面布局 ; 流动机理 ; 流动控制 ; 水洞实验

中图分类号 : O351.3 **文献标识码** : A

Investigation on flow control of triplane in the water tunnel

GUO Bin-xin , WU Wen-kang

(Northwestern Polytechnical University , Xi 'an 710072 , China)

Abstract : The flow visualization and measurement technology were used to study the flow separation , development of mass vortex and flow control mechanism of triplane at large angle of attack in a water tunnel . This triplane with a well-chosen fuselage strake is based on a close-coupled canard delta-wings aircraft . The investigation indicates that this new configuration can reduce the angle of attack evidently when the leading-edge vortex appears , decrease the angle of attack and the sweepback angle of vortex core and push back the position of break point . The conclusion of the flow control of this new configuration could be deduced to the effect of “ acceleration ” , “ suppression ” , “ squeeze ” to the flow .

Key words : triplane ; flow mechanism ; flow control ; water tunnel test

符号表

QJ——鸭式布局	Λ^0 ——涡核后掠角	α_k^0 ——涡核破裂迎角
QJC——三翼面布局	α_c^0 ——涡核迎角	C_0 ——机翼根弦(mm)
x / C_0 ——涡破裂点的相对位置	χ ——涡核破裂点距机翼前缘距离(mm)	

0 引 言

当前 , 世界军用飞机以追求高机动性和敏捷性为目标 , 尤其是第三代和第四代战斗机 , 例如美国的 F-22、俄罗斯的 Su-37 和 Su-47 , 战斗机气动外形不断

出新、性能迅速提高。Su-37 和 Su-47 是三翼面布局的典型代表 , 是以控制涡为主要手段的新型战斗机气动布局形式。本文探索了一种具有机身边条的三翼面布局的流动机理。实验采用了染色液示踪和测力技术。研究表明 , 三翼面布局比鸭式布局飞机有更好

* 收稿日期 : 2006-04-25 ; 修订日期 : 2006-06-22
作者简介 : 郭彬新 (1978 -) , 男 , 河南商丘人 , 研究生 , 研究方向 : 空气动力学。

的空间流态,三翼面布局战斗机的涡核破裂迎角增大,涡核迎角和涡核后掠角减小。这对改善战斗机敏捷性和大迎角可操纵性有着积极意义。

1 实验设备及其模型

实验在西北工业大学 0.3m×0.4m 水洞和 Φ1.5m 低速风洞中进行,Re 数对应为 3×10⁴ 和 5.4×10⁵。

实验模型以内翼后掠角 60°双三角翼为基础,构成近距耦合鸭式布局。机翼展弦比为 2.2、尖削比 0.08,鸭翼是后掠角为 60°的梯形翼,展弦比 3.1、尖削比 0.3,机身为圆柱体、长径比 10,锥形头部下垂 5°并附有座舱。机身边条位于鸭翼后方,垂直方向位于鸭翼和机翼中间。平尾后掠 60°,并与边条融合。布局如图 1 所示。

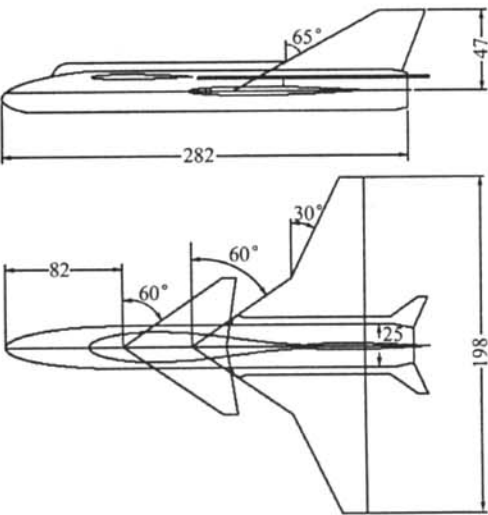


图 1 实验模型示意图
Fig.1 Sketch of test-model

水洞实验时,采用染色液示踪技术,在实验模型的敏感位置布置多个小孔并与不同染色液连通,侧滑角为 0°,改变迎角 α,调节水流速度和染色液的流量,待旋涡形态稳定后,在俯视和侧视方向作照相记录,如图 2~5 所示。本文结果是测量照片并统计得到的。实验状态由表 1 给出。

风洞实验时,侧滑角为 0°,改变迎角 α 进行测力实验。

表 1 实验状态

Table 1 Test state

模型状态	$\alpha/(^{\circ})$	$\Delta\alpha/(^{\circ})$
QJ	3~36	2
万方数据	3~36	2

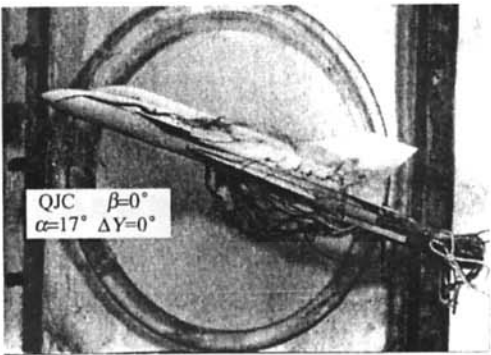


图 2 三翼面布局侧视图
Fig.2 Side view of triplane

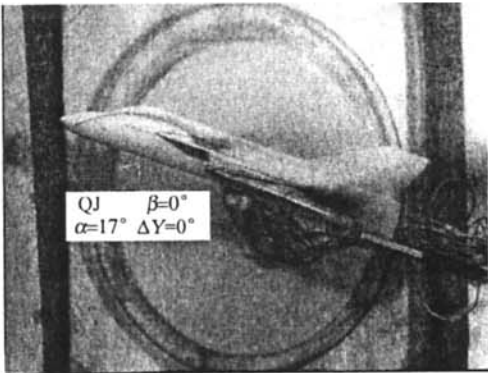


图 3 鸭式布局侧视图
Fig.3 Side view of canard configuration

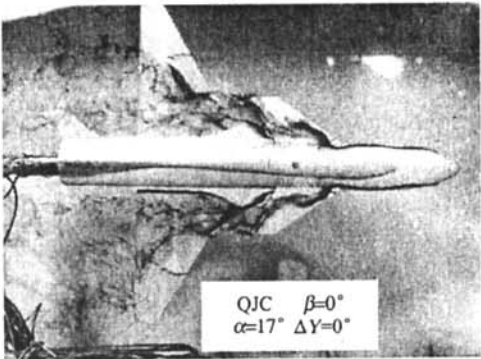


图 4 三翼面布局俯视图
Fig.4 Top view of triplane

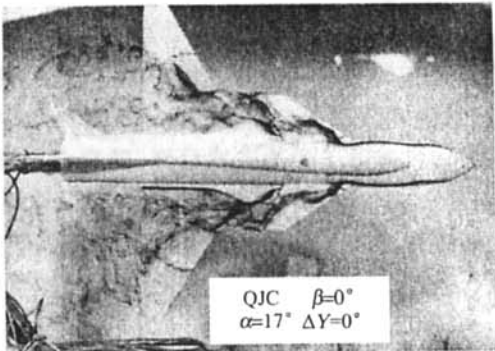


图 5 鸭式布局俯视图
Fig.5 Top view of canard configuration

2 实验结果与讨论

2.1 结果的处理

对水洞实验的照片进行测定,统计出旋涡特性参数,涡核迎角、涡核后掠角和涡核破裂点位置的变化规律,进行分析和比较。旋涡的特征参数如图6所示。

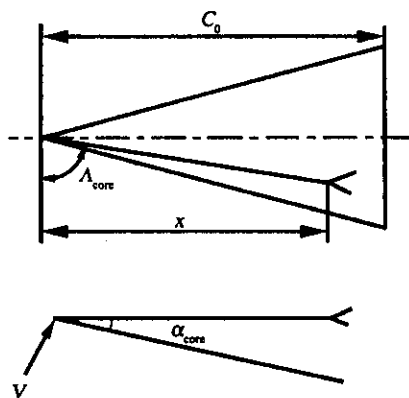


图6 旋涡特征参数示意图

Fig.6 Sketch of vortex parameters

2.2 基本流态

鸭式布局机翼前缘和鸭翼形成的集中涡在 $\alpha = 10^\circ$ 形成,见表2; $\alpha = 15^\circ$ 时,集中涡的破裂点到达主翼后缘,破裂点位置在翼面前移速度变慢; $\alpha = 33^\circ$ 时,集中涡破裂点移至距主翼前缘20%翼根弦处。

表2 集中涡特性

Table 2 Leading-edge vortex parameters

	QJ	QJC	$\Delta/100$
$\alpha_c/(\circ)$	10	9	-10
$\alpha_k/(\circ)$	33	36	9.1
$\Delta/(\circ)$	75	65	13

2.3 机翼涡特性

2.3.1 集中涡破裂点位置变化

三翼面布局主翼和鸭翼形成的集中涡生成迎角减小、旋涡强度提高、破裂延迟。 $\alpha = 9^\circ$ 时,集中涡形成; $\alpha = 16^\circ$ 时,破裂点到达主翼后缘,破裂点在翼面移动变缓; $\alpha = 36^\circ$ 时,集中涡破裂点移至距主翼前缘20%机翼根弦处。与鸭式布局相比,旋涡生成迎角降低了 1° ,旋涡破裂迎角提高了 3° ,如表2和图7所示。

2.3.2 涡核迎角变化

核迎角随来流迎角的变化。结果表明,对稳定的集中涡,涡核迎角减小了 $1^\circ \sim 8^\circ$,随迎角增加,涡核迎角减小愈多;抑制了旋涡的上飘,使集中涡更加靠近翼面,对机翼流场的控制加强,这对改善鸭式布局飞机的大迎角气动特性十分有利。

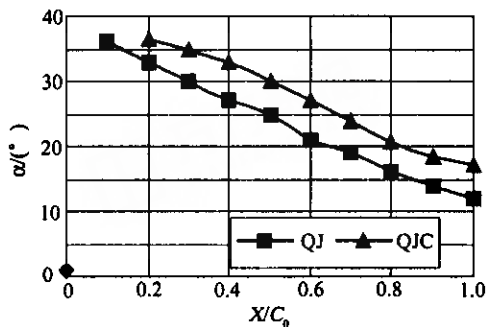


图7 集中涡破裂特性曲线

Fig.7 Leading-edge vortex parameter

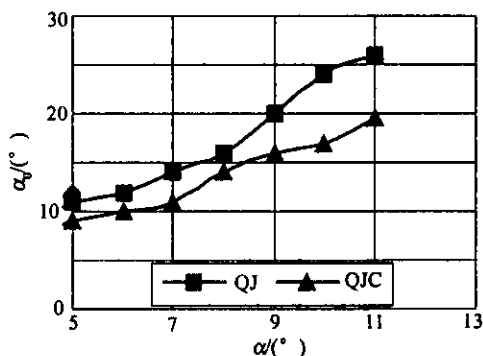


图8 集中涡涡核迎角特性曲线

Fig.8 Leading-edge vortex vs attack angle

2.3.3 涡核后掠角的变化

图9和表2给出了三翼面布局集中涡破裂前,涡核后掠角随迎角的变化。结果表明,对稳定的集中涡,加入机身边条后,涡核后掠角从 75° 减少到 65° 。集中涡向外翼移动,它对机翼外翼流场的控制加强,这对带有外翼的双三角翼鸭式布局是十分有利的,因

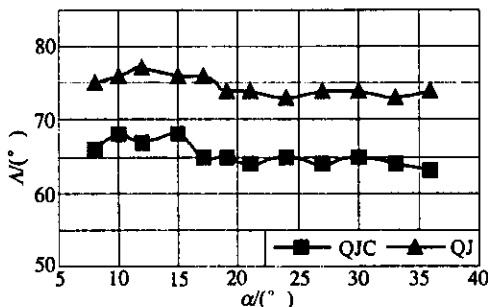


图9 涡核后掠角变化特性曲线

Fig.9 Change of vortex core sweepback angle

图8和表2给出了三翼面布局集中涡破裂前

为较小后掠角的外翼流动分离的控制一直是布局设计所追求的。

3 讨 论

模型风洞实验结果表明,升力特性有所改善,如表 3($M=0.1$)所示,小迎角升力增量不大,较大迎角时,加机身边条的升力明显增大。这些性能提高的关键原因就是流动形态的改善。可知三翼面布局比鸭式布局飞机有更好的大迎角机动能力。

表 3 升力变化
Table 3 Change of lift

$\alpha/(^{\circ})$	4	12	14	25	31
$\Delta C_L/100$	2.7	4	6.3	13.3	17.7

机身边条对机翼流动分离、集中涡的产生和发展具有明显的控制作用,对反映旋涡的形成和发展过程的特征参数,如旋涡生成迎角、涡核破裂点的位置、涡核后掠角和涡核迎角等都有显著影响。机身边条实现流动控制的机理可归纳为对机翼流动产生的“加速”、“抑制”和“排挤”效应。

边条与机身侧面及机翼上表面之间形成先收缩后扩张的三维“S”形流动通道。通道的“收缩”和“扩张”产生三种流动现象,即“加速”、“抑制”和“排挤”。这三种流动现象对机翼流动影响表现为:

(1)“加速”使绕机翼前缘的流动加速,推迟了边界层分离、缩短边界层分离到旋涡形成过程;

(2)“加速”也给集中涡注入了新的能量,加强了旋涡强度,推迟旋涡破裂,这就是采取三翼面后,集中涡破裂特性明显改善的根源;

(3)“抑制”使绕机翼前缘的流线更加弯曲,前驻点下移,产生前缘吸力,这部分前缘吸力补偿了增大浸润面积带来的型阻,这就是在低速风洞实验时全机阻力不增加的原因;

(4)“抑制”也使涡核迎角减小,抑制了集中涡的上飘,使集中涡更靠近翼面,加强了对翼面流动的控制;

(5)“排挤”,由于内翼流动加速,展向流动加强,向外排挤集中涡,使其涡核后掠角变小,旋涡向外翼发展,加强了对外翼流动的控制;

(6)另外,机身边条位于鸭翼和机翼之间,它的存在明显缓和了鸭翼对主翼下洗和主翼对鸭翼上洗,对鸭翼提前失速具有一定的改善作用。

需要指出的是,本文只对侧滑角为零的情况进行了研究,变侧滑角的影响需要进一步试验研究。

参考文献:

[1] 刘谋佑等.边条翼及旋涡分离流[M].北京:北京航空学院出版社,1988:101-206.

[2] 国外航空科技[J].1975(44):12-47.

[3] 国外航空科技[J].1975(58):13-58.

[4] 付盛杰等.F-22“猛禽”-典型第四代战斗机[M].北京:兰天出版社,1999:1-49.

[5] 武文康等.战斗机气动布局设计[M].西安:西北工业大学出版社,2005:24-111.

[6] 方宝瑞.飞机气动布局设计[M].北京:航空工业出版社,1997.

[7] KRAUS W.X-31 discamion of steady state and rotary derivatives[J]. AGARD-Cp 497, 1991.

[8] BREITSAMTER C. Strake effects on the turbulent fin flow-field of a high-performace fighter aircraft[J].11.DGLR-Fach-Symposium AG STAB,1998.

[9] ERICSION L E. Effect of fuselage geometry on delta-wing vortex breakdown[J]. 1998,35(6):11-12.

[10] DHANVADA M R. Side-force control on a diamond forebody at high angles of attack[J]. J. of Aircraft, 1994,30(4):78.

[11] WALCHE L A. Forebody vortex contro[J]. AGARD-Cp-593, 1996.