

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2017.01.012

大型民用飞机模型 $\Phi 5\text{m}$ 立式风洞 尾旋特性试验研究

Free-spin Test in $\Phi 5\text{m}$ Spin Tunnel for Large Civil Aircraft Model

颜 巍 黄灵恩 黎先平 / YAN Wei HUANG Lingen LI XianPing

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘 要:

为了研究某常规布局(大展弦比、后掠翼、翼吊式发动机)大型民用飞机的尾旋特性,制作了一个满足动力相似准则的无动力缩比模型,在 $\Phi 5\text{m}$ 立式(尾旋)风洞中首次进行了大型民用飞机模型在不同构型、不同重心位置、不同重量、模拟不同飞行高度条件下的尾旋研究试验。试验结果表明,这架飞机的尾旋特性良好,模型在尾旋运动中比较稳定,旋转方向不发生改变,且旋转速度较慢。采用反舵(到底)推杆(到底)法可以满足所有状态下的尾旋改出,模型最快能够在不超过 $1/2$ 圈或 1s 中改出。此种改出方法操作简便,是一种适合于大型民用飞机的尾旋改出方法。通过反尾旋伞试验确定了最佳的反尾旋伞参数。

关键词: 民用飞机;尾旋风洞;尾旋特性;试验模型

中图分类号: V212

文献标识码: A

[Abstract] An unpowered dynamic similarity scaled aircraft model under different conditions, such as different configurations, different centre of gravity locations, different weight, different simulated flight altitude, was tested in $\Phi 5\text{m}$ vertical (spin) tunnel in first time to investigate the spin characteristics of a large civil aircraft (large aspect ratio, backward sweep wing, wing mounted engine). The results show that the spin characteristic of this aircraft was quite favorable. The spin motion of aircraft model was quite stable. Rotation direction of the model was not changed in spin motion, and rotation rate was quite low. The best spin recovery technique was to fully reverse rudder and fully forward the stick simultaneously, quickest recovery of the spinning model was within 1 second or no more than half circle. This spin recovery technique is easy to operate, which is suitable for large civil aircraft. Moreover, the most favorable parameters of the anti-spin parachute was obtained by model free-spin tests.

[Keywords] civil aircraft spin Tunnel spin Characteristics test Model

0 引言

失速试飞是大型民用飞机在适航取证过程中一项极具风险的飞行试验,飞机在失速过程中以及在过失速状态下飞行时飞机的运动规律是较难判断的,因为此时机翼和机身上的流动处于全分

离状态,气动力变化规律呈现高度的非线性。尾旋是飞机失速后所出现的一种复杂的旋转运动,是一种严酷的、极限飞行状态。尾旋时飞机发生急剧的滚转和偏航运动,伴随着滚转和偏航飞机机头向下,并绕垂直轴以很小的半径沿着螺旋轨迹急速下降,尾旋中飞机各操纵舵面效率会大幅

下降,个别舵面甚至发生反效。世界航空界虽然经过数十年的研究,总结了一系列的预判飞机尾旋特性的经验性判据,以及基于风洞试验结果为基础的仿真计算研究,但对于飞机尾旋运动的研究仍然不能说是十全十美。尾旋风洞试验是利用满足动力相似的缩比模型在尾旋风洞中模拟飞机的尾旋运动,研究飞机尾旋特性与改出特性的特种风洞试验。这项试验的优点是可以通过试验快速的获得各个参数(变量)变化对飞机尾旋特性的影响,如:气动布局、重心位置、重量、增升构型、起落架收放等,此外通过试验可以快速的确定最佳的尾旋改出方式和有关反尾旋伞的选型试验^[1]。某大型民用飞机,常规布局,大展弦比,后掠翼,翼吊式发动机,前三点可收放式起落架,依照民用航空规章要求进行有关失速的飞行试验验证,由于这是一项风险很高的试验,需要在试验前对飞机失速后可能出现的最严酷状态:尾旋,以及相关安全措施进行详细的研究。

1 飞机的失速与尾旋

随着飞机攻角的增大,机翼上表面的流动发生分离,升力系数曲线发生弯曲,当流动分离达到某一程度时,升力系数达到最大值,此后逐渐下滑, C_{Lmax} 所对应的攻角为临界攻角。在最大升力系数之前,升力曲线斜率为正,在这之后,升力曲线斜率为负,另一方面,随着飞机攻角的逐渐增大,飞行阻力呈现单调递增趋势,如图 1 所示。

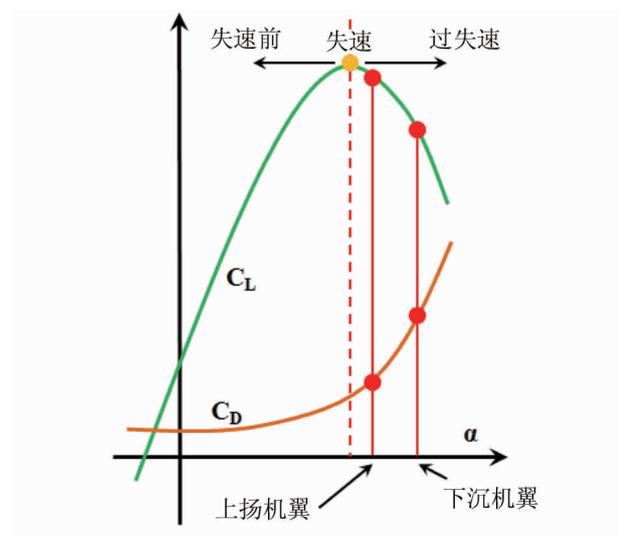


图 1 飞机过失速飞行升力系数与阻力系数的变化

当飞机在超临界攻角下飞行,某一瞬间受到外来扰动使得飞机绕自身 O_x 轴旋转,产生旋转角速度

$+p$,飞机向右翼旋转,右侧机翼下沉,攻角增大,升力减小,左侧机翼上扬,攻角减小,升力增大。此时,左侧机翼升力大于右侧机翼升力,产生一个与初始滚转方向相同的滚转力矩 $M_{自转}$,此一滚转力矩加剧飞机从平衡状态偏离。同时,左侧上扬机翼所产生的阻力小于右侧下沉机翼所产生的阻力,左右机翼阻力之差产生一个偏航力矩,飞机向右持续偏航,飞机由此开始进入尾旋。飞机尾旋可以分为三个阶段:尾旋的初始阶段,尾旋的发展阶段和尾旋的改出阶段。

2 试验设备与试验模型

2.1 试验风洞

$\Phi 5m$ 尾旋风洞(FL-15)是中国国内唯一一座能研究飞机尾旋运动的特种风洞,风洞建成于 2005 年,风洞的气动轮廓图如图 2 所示。FL-15 是一座单回流、开口试验段低速风洞,风洞总高 54.66m,地下部分 15m,风洞试验段横截面为直径 5m 的圆,试验段自由射流长度 7.5m。试验段风速 5m/s ~ 50m/s,连续可调,常用风速 10m/s ~ 35m/s,试验段风速具有快速调节能力和碟形速度分布。尾旋风洞试验能够模拟飞机尾旋的发展阶段和尾旋的改出阶段。

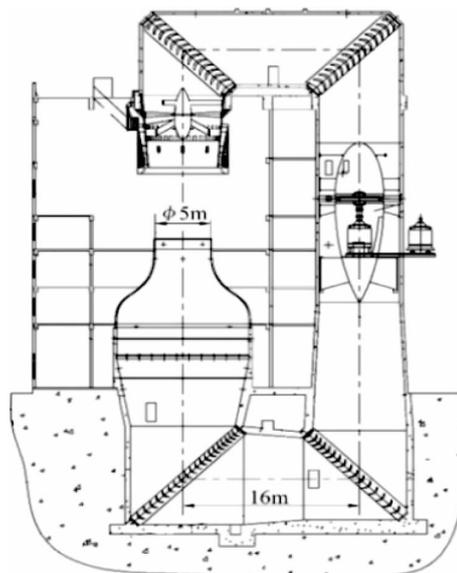


图 2 $\Phi 5m$ 尾旋风洞气动轮廓图^[2]

2.2 试验模型

FL-15 尾旋风洞试验段的直径为 $\Phi 5m$,进行自由尾旋试验时,模型扫掠面积不应超过试验段截面积的 5%,因此在该风洞进行自由尾旋试验的模型最大线性尺寸(机翼展长或机身长度)一般在 1m ~ 1.4m^[3]。所研究飞机为典型的常规布局飞机,考虑到尾旋风洞试验段尺寸的限制,以及模型

加工的可实现性,经过反复优化设计,最终确定飞机缩比模型的展长为 1.2m ,全长为 1.3m ,全机投影面积为 0.33m^2 ;试验时,模型的最大阻塞度为 1.7% ,符合试验要求。

要保证试验模型与全尺寸飞机的运动轨迹相似,除满足几何外形相似外,还需要满足动力学相似准则,尾旋试验模型主要满足弗劳德数($Fr = V^2/lg$)相似,模型的缩比原则如下^[3]:

$$\text{线性尺度: } l_m = l_f/K \quad (1)$$

$$\text{面积尺度: } S_m = S_f/K^2 \quad (2)$$

$$\text{时间尺度: } t_m = t_f/K^{1/2} \quad (3)$$

$$\text{线速度: } V_m = V_f/K^{1/2} \quad (4)$$

$$\text{角速度: } \omega_m = \omega_f K^{1/2} \quad (5)$$

$$\text{质量: } m_m = m_f/K^3 \Delta \quad (6)$$

$$\text{转动惯量: } I_m = I_f/K^5 \Delta \quad (7)$$

$$\text{质心位置: } (X_{CG}/c_A)_m = (X_{CG}/c_A)_f \quad (8)$$

公式中: K 为模型缩比因子, Δ 为大气密度比, $\Delta = \rho_f/\rho_m$ 。

在模型比例确定后,按照式(1)~(8),根据全尺寸条件下的数据可以计算出各模拟高度下模型的质量、重心、转动惯量特性数据。所设计的飞机模型3D图如图3所示。



图3 尾旋试验模型3D图

模型除各个操纵舵面外,其余均为整体结构,机身内部采用四道梁、七道加强筋和上、下吊挂加强筋组成支撑骨架,均使用碳纤维薄板,表面蒙皮采用碳纤维预浸布,支撑骨架与机身/机翼蒙皮间用环氧树脂胶粘接。操纵舵面均采用了工艺比较成熟的碳纤维-PMI泡沫夹层结构。襟翼、缝翼与机翼内部预埋件采用不同偏度的角度块或滑轨连接,以满足不同构型角度偏转要求。平尾通过连接板直接安装在模型后梁上。方向舵、左右升降舵、左右副翼由五个独立的遥控舵机分别操控。反尾旋伞机构置于机身后段下腹部,开伞后力的作用点位于机身尾端下表面。试验前需要将模型分别置

于质量和质心测试装置、偏心测试装置、极转动惯量测试装置、赤道转动惯量测试装置这些精密测量仪器上,来测量模型的质量、质心和转动惯量,确定模型满足动力学相似准则。

3 试验方法

FL-15尾旋风洞采用吊挂支持模型法进行飞机尾旋研究试验。试验中,飞机模型被两根绳索悬挂在风洞试验段中,如图4所示。在试验段气流较低时,模型投手将模型按预定的姿态(模型攻角大于失速攻角)投入试验段中心区域垂直上升的气流中,同时给模型施加一个初始旋转速度(约每秒1~3圈),然后逐步增加试验段风速到某个值得模型平衡于风洞中心区域并进入尾旋状态,若上挂索上的平衡指示灯显示绿色,表明上挂索对模型的约束力为零,此时的上挂锁呈现自由状态,不阻碍飞机模型自身的运动,其物理意义是模型阻碍气流所产生的“浮力”与模型的重力相等。等待模型稳定旋转5圈以上,地面操纵台给机载设备发出指令开始实施数据采集,记录下模型尾旋运动时各运动参数随时间变化的规律。采集的数据包括:过载(n_x, n_y, n_z),欧拉角(ψ, φ, θ),机体轴系下绕三轴的角速度(p, q, r),试验段风速(V),舵面偏度($\delta e, \delta a, \delta r$)。模型的攻角和侧滑角由式(9)和(10)计算获得^[4]:

$$\tan(\alpha) = \tan(90^\circ + \theta) \cdot \cos\varphi \quad (9)$$

$$\sin(\beta) = \sin(90^\circ + \theta) \cdot \sin\varphi \quad (10)$$

模型的总角速度由式(11)计算获得:

$$\Omega = (q^2 + p^2 + r^2)^{1/2} \quad (11)$$

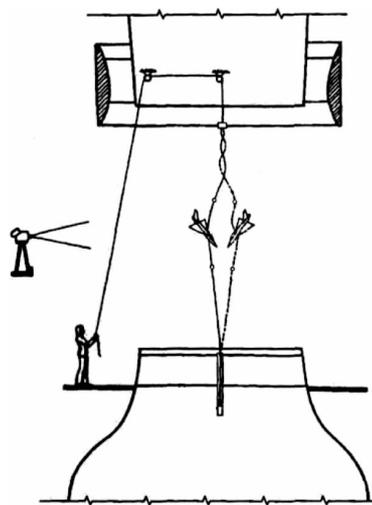


图4 模型悬挂系统示意图^[2]

实施记录数据后待模型旋转约三圈,地面控制台发出尾旋改出指令,若模型停止旋转飞出试验

段,模型投手应及时控制悬挂保护装置以保证模型安全;若模型运动姿态变化不大,在模型旋转超过 5 圈后也应及时回收模型。此外试验中使用彩色摄像机进行全程拍摄作为试验数据分析的辅助手段。

4 试验内容与试验结果

飞机模型尾旋试验所研究的内容包括:(1)确定飞机的尾旋模态;(2)研究舵面(升降舵、方向舵、副翼、扰流板)偏度对尾旋特性的影响;(3)研究增升装置对尾旋特性的影响;(4)研究重心位置对尾旋特性的影响;(5)研究重量变化对尾旋特性的影响;(6)研究高度变化对尾旋特性的影响;(7)研究飞机的尾旋改出特性,确定最佳的尾旋改出方式;(8)研究不同规格的反尾旋伞的改出效果^[5-6]。

试验总共进行了 150 个车次。试验结果表明:大型民用飞机的完全发展尾旋旋转缓慢,旋转方向稳定,体轴系下绕三轴角速度的变化不大,攻角变化不大,这样的结果对于飞机尾旋的改出均是有利的,飞行员能够比较容易的判断出飞机尾旋的方向,飞行的姿态,从而实施正确的改出方式。

升降舵偏转对飞机尾旋特性的影响主要表现在攻角(α)和尾旋角速度(Ω)上。当 $\delta e = 0^\circ \rightarrow -30^\circ$,模型的平均尾旋攻角逐渐加大,而尾旋角速度相应的逐渐下降,尾旋一圈的时间拉长,一圈内下落的高度增大。

方向舵偏转主要影响飞机的攻角(α)和旋转半径(R),随着方向舵偏度的增加 $\delta r = 0^\circ \rightarrow 30^\circ$,平均攻角在缓慢的增加,旋转半径略微增大,而模型的尾旋角速度(Ω)和每圈下落的高度变化不大。当 $\delta r = 0^\circ$ 时,飞机模型无法形成完全发展的稳定尾旋。

副翼偏转($\delta a = 25^\circ / -25^\circ$)对飞机的尾旋特性影响不大。

外侧扰流板偏转($\delta sp = 0^\circ \rightarrow 40^\circ$)对飞机尾旋特性没有影响。这是由于外侧扰流板处于机翼上表面,大攻角条件下完全处于机翼的洗流区,完全失效。

构型变化(襟翼、缝翼打开)对飞机尾旋特性的影响可以忽略。

重心位置前后移动对尾旋特性有明显影响。后重心条件下(25% MAC)平均攻角比前重心条件下(40% MAC)的平均攻角要大 4° ,这是由于重心后移,使得重心到机翼升力的力臂增大,则抬头力矩增大,

而重心到尾翼升力的力臂减小,则低头力矩减小,综合来看,则重心后移使得静安定度下降,气动下俯力矩减小,这样惯性上仰力矩的相对增加与气动下俯力矩的相对减少,这就使得在某一攻角下,两种力矩的差量进一步增大。对于偏航角速率的影响,前重心条件下偏航角速率比后重心条件下偏航角速率要大,这个现象的原因包含两方面:(1)重心前移使得攻角下降,则垂尾-方向舵受平尾洗流区的影响范围减小,垂尾-方向舵效率增强,即方向舵顺尾旋偏转到底所产生的顺尾旋偏航力矩在增强。(2)重心前移使得偏航方向的转动惯量减小^[7-8]。

试验中还进行了模拟飞机不同重量和不同飞行高度的尾旋研究试验。当模型重量增加约 6.0%,对尾旋特性没有影响。模拟飞行高度从 5 000m 增加到 7 500m,各尾旋参数的量级基本相似,其尾旋特性没有发生本质的变化。

对于最佳尾旋改出方法的研究,试验中所采用的改出方法包括:“三中立”法、“平中顺”法、“舵回中推杆”法、“反舵,杆回中”法、“舵回中,推杆、顺副翼”法和“反舵推杆”法^[9-13]。采用“三中立”法,不需要飞行员判断飞机尾旋的方向,但由于飞机偏航方向的转动惯量较大,改出时间较长,若飞行高度不足,存在风险。在方向舵回中的条件下,仅顺尾旋方向全行程偏转副翼,模型偏航角速率下降非常迟缓,所以不推荐使用。逆尾旋方向全行程偏转方向舵对制止飞机的旋转起到决定的作用,若再辅以推杆到底,模型改出所使用的时间最短。综合评价,对于大型民用飞机的尾旋改出推荐使用“反舵,推杆”法。

从反尾旋伞选型试验的结果来看,大、中、小三个伞面积条件下,均能使模型在一圈内改出尾旋,伞面积越大,改出效果越好,但需要指出伞面积越大对飞机尾端的集中载荷越大。长、中、短三个伞绳长度对尾旋改出特性的影响比较接近,但使用中等长度的伞绳模型尾旋改出的效果要略好。

图 5 和表 1 给出了一次典型的采用“反舵,推杆”法的试验结果,模型为巡航构型,后重心(40% MAC),正飞左尾旋状态,模拟飞行高度 $H = 5\ 000\text{m}$,模型进入尾旋预设舵面偏度为 $\delta r = 30^\circ$, $\delta a = 0^\circ$, $\delta e = -5^\circ$ 。需要说明,飞机模型尾旋研究试验为六自由度全动态试验,所以表 1 中所列出的各尾旋参数均为基于原始数据处理过后所获得的平均值。

从图 5 中可以看出,飞机模型完全发展尾旋的

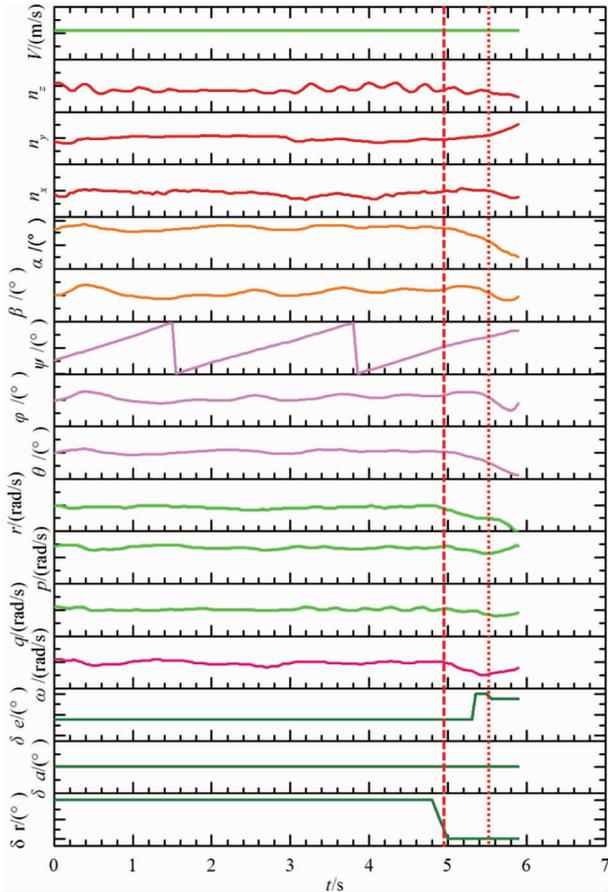


图5 巡航构型,正飞左尾旋典型试验结果曲线

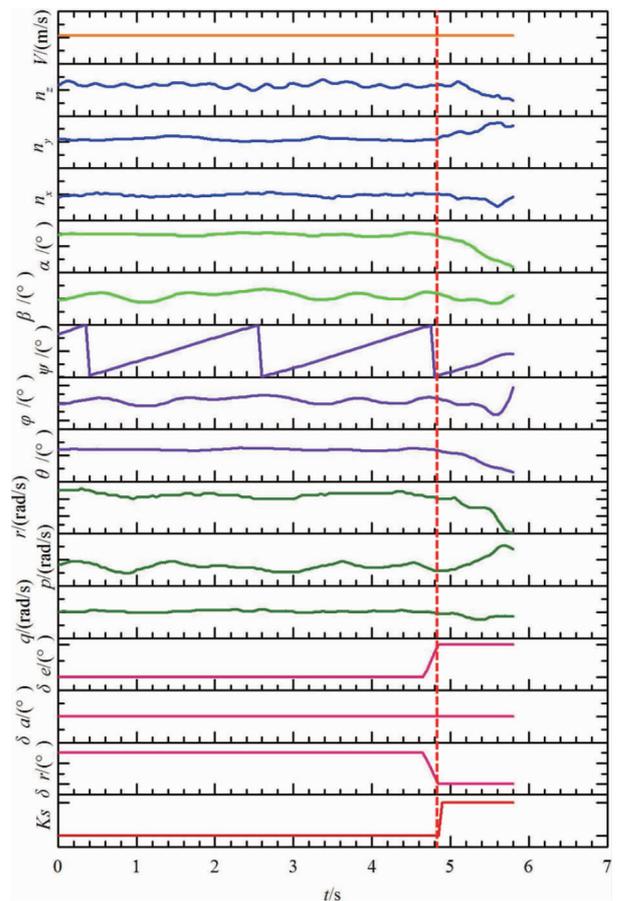


图6 巡航构型反尾旋伞典型试验结果曲线

模态为稳定的缓尾旋。所谓稳定的尾旋是因为模型在尾旋中既不改变偏航方向,也不改变滚转方向;所谓缓尾旋是因为模型在尾旋中的攻角范围始终保持在 $40^\circ \sim 60^\circ$ 之间。第一次实施改出动作后(副翼中立下,方向舵反舵到底),模型攻角降至大约 35° 左右,偏航角速率从 2.0rad/s 逐渐降至大约 1.0rad/s , 0.5s 后,实施第二次改出动作(升降舵反舵到底),模型攻角进一步降至大约 15° 左右,偏航角速率降为零。在此过程中,模型在试验段中的高度迅速下降,进入下滑俯冲阶段。整个改出过程历时约 1.0s , $1/2$ 圈左右完全改出尾旋。需要补充说明,在尾旋即将改出时,方向舵要及时回中,防止飞机进入另一个方向的尾旋状态。

图6和表1给出了一次典型的反尾旋伞试验结果,模型为巡航构型,后重心($40\% \text{MAC}$),正飞左尾旋状态,模拟飞行高度 $H = 5000\text{m}$,模型进入尾旋预设舵面偏度为 $\delta r = 30^\circ, \delta a = 0^\circ, \delta e = -5^\circ$,反尾旋伞采用中等伞面积和短长度伞绳组合。

从图6中可以看出,飞机模型完全发展尾旋的模式为比较稳定的缓尾旋,尾旋中模型的旋转方

向不发生改变,攻角、俯仰角速度、偏航角速度的波动较小,滚转角速度的波动略微明显。实施改出动作作为开伞的同时舵面三回中,开伞后,模型的攻角和偏航角速率迅速下降, 0.9s 内,攻角降至临界攻角以下,大约 5° 左右,偏航角速率降为零,模型在受反尾旋伞阻力的情况下进入下滑俯冲。整个改出过程经历了约 $2/5$ 圈。从这一结果可以看出,反尾旋伞的首要作用是降低攻角,其效果比采用“反舵,推杆”法要好,其次才是降低模型的偏航角速率。

5 结论

利用一个满足动力相似准则的缩比模型首次在 $\Phi 5\text{m}$ 尾旋风洞研究了常规布局大型民用飞机的尾旋特性与改出特性。试验结果显示此类布局飞机的尾旋特性良好,模型在尾旋中旋转均匀稳定,旋转速度较慢,角速度变化较小,飞行姿态没有剧烈的变化,飞行员能够比较容易的判断出飞机尾旋的方向,以便采取正确的反尾旋措施。通过试验验证得到“反舵,推杆”法是一种最佳的尾旋改出方式,

表 1 大型民用飞机模型巡航构型,正飞左尾旋典型试验结果

进入尾旋的 舵面偏度(°)			平均的尾旋特性				改出尾旋的 舵面偏度(°)			改出方法	尾旋 改出特性	
δr	δa	δe	α (°)	Ω (rad/s)	T (s)	V (m/s)	δr	δa	δe		T (s)	n 圈
30	0	-5	50	3.0	2.1	15	-30	0	15	$\delta a = 0^\circ, \delta r = -30^\circ,$ 0.5s 后, $\delta e = 15^\circ$	1.0	$\approx 1/2$
30	0	-5	50	3.0	2.1	15	0	0	0	反尾旋伞:中等伞面积, 短长度伞绳	0.9	$\approx 2/5$

模型能够在不超过 1s 或 1/2 圈左右改出尾旋。此种改出方法适用于不同构型和不同重心位置。在不偏转方向舵的条件下,模型无法形成完全发展的稳定尾旋。反尾旋伞的改出效果由伞面积大小和伞绳长度所决定,通过试验得出伞面积越大改出效果越好,采用最大伞面积改出效果最佳,中等长度伞绳对尾旋改出最有利。

本文介绍的常规布局大型民用飞机模型尾旋风洞自由尾旋试验技术与试验结果的分析可供其它此类飞机尾旋特性与改出特性的研究提供参考与借鉴。

参考文献:

- [1] 李周复. 风洞特种试验技术[M]. 北京:航空工业出版社,2010.
- [2] $\Phi 5m$ 尾旋风洞试验指南[M]. 中国空气动力研究与发展中心,2006.
- [3] 李永富,陈洪. 研究尾旋的风洞试验技术[M]. 北京:国防工业出版社,2002.
- [4] C Fremaux. Spin tunnel investigation of a 1/28-Scale model of the NASA F-18 HARV with and without vertical tails [R]. NASA langley research center, Hampton, Virginia. April 1997.
- [5] I Jones, W Klinar Spin-Tunnel Investigate to determine the effect on spin recoveries of reducing the opening shock load of spin-recovery parachutes [R]. NASA Langley Aeronautical Laboratory, Va. March 1950.
- [6] H Stough A summary of spin-recovery parachute experience on light airplanes [J]. AIAA Paper No. 90 - 1317 - CP p393 - 402.
- [7] 杨永华,徐邦年. 作战飞机的失速螺旋气动惯性旋转[M]. 北京:蓝天出版社,1996.
- [8] O Seidman, A Neihouse Free-spinning wind tunnel tests of a low-wing monoplane with systematic changes in wings and tails, Part IV. Effect of center of gravity location [R]. NASA Report No. 672 p599 - 618.
- [9] 黎先平. 飞机稳定尾旋的改出规律研究[J]. 南京航空航天大学学报,1999,31(1):6 - 11.
- [10] M Г 科契克,飞机螺旋动力学[M]. 中国人民解放军空军司令部译,1978.
- [11] H Lee. Spin tunnel investigation of a 1/30-scale model of the north american A-5A airplane[R]. NACA Report AD 3140.
- [12] 刘昶,蒋明. 飞机改出尾旋控制规律研究[J]. 航空学报,1990,11(2):1 - 9.
- [13] J Bowman, F Healy. Free spinning tunnel investigation of a 1/20 scale model of the north American T2J-1 airplane [R]. NACA Report No. AD - 3133.