

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2018.01.014

民用飞机尾旋特性预测与 尾旋风洞试验验证

Spin Characteristic Prediction and Verification for Civil Aircraft

颜 巍 黄灵恩 / YAN Wei HUANG Lingen

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

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

摘 要:

通过查阅资料,收集在不同试验技术条件下研究所获得的不同固定翼飞机的尾旋特性数据,进行分析和比较获得了一些有意义的经验性结论。选取了几架在布局上与飞机 A 最为相似的飞机进行了尾旋特性的初步预测,并进一步利用飞机在完全发展尾旋条件下的力矩平衡原理,结合作图法(交点法)预测了飞机 A 在完全发展稳定尾旋条件下的攻角(α)与无因次旋转角速度(λ)。最后利用一个动力相似缩比飞机模型在尾旋风洞中进行尾旋试验研究,所获得的试验结果也印证了上述预测方法的合理性。

关键词:发展尾旋特性;交点法;尾旋风洞试验

中图分类号:V211.74

文献标识码:A

[Abstract] Firstly, data collection of different spin characteristics of fixed wing aircrafts under the different test technology and conditions was carried out widely, and several important empirical conclusion were taken through analysis and comparison. The initial spin characteristic of aircraft A was predicted based on the spin characteristics of some other aircrafts which have got the similar layout. Further, according to the theory of moment equilibrium when aircraft is at the state of fully developed spin, the angle of attack and non-dimensional rotation speed of aircraft were predicted by using intersection method. Finally, the prediction was confirmed by the results of spin tunnel experiments, and a dynamic similarly scaled aircraft model was used. The test results confirm the rationality of the prediction method.

[Keywords] developed spin characteristic prediction; intersection method; spin tunnel experiments

0 引言

为降低民用飞机 A 的失速试飞风险,增强试飞员信心,需要对飞机的过失速特性(尾旋、气动惯性旋转等)进行研究。尾旋是飞机在超临界攻角条件下飞行时发生的复杂旋转运动,也是飞机的极限飞行状态之一。飞机发生尾旋时,沿自身三个轴向进行直线运动的同时,还围绕三个轴发生自转运动,飞机沿着小半径的螺旋形轨迹下落^[1]。飞机尾旋运动复杂多变,这种特殊飞行条件下的飞机运动方

程,以及飞机的空气动力表现出强烈的非线性,飞机的运动必须用高阶非线性微分方程组来描述。对这类微分方程组,目前只有数值解没有解析解,因此要研究飞机的运动特性与稳定性就需要采用常微分方程定性理论与数值解相结合方法来处理,即利用分支分析与突变理论方法(BACTM)来分析这类在大扰动条件下飞机的运动特性与稳定性。通过此法来获取飞机的尾旋特性,需要完整的飞机模型大攻角静态测力试验数据、动导数试验数据、旋转天平试验数据和带动力影响试验数据,需要多

专业配合进行多期风洞试验和编辑复杂的分析软件等,不利于工程应用。研究尾旋的另一种方法是在尾旋风洞中进行与飞机无动力相似的缩比模型的自由尾旋试验,获得飞机模型的尾旋特性。尾旋风洞是进行飞机模型尾旋特性(完全发展条件下)和尾旋改出特性研究的特种风洞试验平台,从 20 世纪 30 年代开始,世界上主要航空大国均陆续建设了尾旋风洞来进行飞机尾旋的研究,如 NASA 的 Langley VST (Φ20 ft)、ONERA 的 IMFL SV4 (Φ4m)、TsAGI 的 T-105 (Φ4.5m) 和 Φ5m 尾旋风洞,其中 Φ5m 尾旋风洞是国内唯一一座能进行飞机尾旋研究的尾旋风洞^[2],采用吊挂支持模型法进行尾旋试验。由于飞机模型尾旋试验为六自由度全动态试验,试验中模型处于风洞的开口试验段中,试验的事故风险性较大,为了降低试验的风险,需要在试验前对飞机模型的尾旋特性进行相关的合理预测。本文首先对 14 架参考机的尾旋特性进行比较分析,利用排除-归纳法初步预测飞机 A 的尾旋特性,再用交点法进一步预测飞机在完全发展稳定尾旋条件下的尾旋特性,最后通过尾旋风洞试验验证所预测的合理性。

1 参考机的尾旋特性比较研究

在选择参考飞机时,有意选择了不同布局、重量及用途的固定翼飞机。这些飞机如表 1 所示,表中还罗列了这些飞机的有关参数,包括最大起飞重量、机身总长、机翼展长和长展比。飞机 A 的相关参数也一并列在表中。

表 1 飞机 A 与参考飞机的相关参数

飞机	布局	最大起飞重量/T	总长/m	翼展/m	长展比/L·b ⁻¹
飞机 A	常规布局、翼吊发动机	75	38.9	35.8	1.09
飞机 B ^[3]	常规布局、翼吊发动机	110	42.92	42.24	1.02
波音 757 ^[4]	常规布局、翼吊发动机	116	47.33	38.05	1.24
飞机 K ^[5]	常规布局	75	34.8	32.3	1.08
飞机 C ^[6]	高平尾布局、尾吊发动机	40	33.5	27	1.24
F-22 ^[7]	常规布局	38	18.9	13.56	1.39
F-18E/F ^{[8][9]}	常规布局	30	18.31	13.62	1.34

飞机	布局	最大起飞重量/T	总长/m	翼展/m	长展比/L·b ⁻¹
F-15 ^[10]	常规布局	30.9	19.43	13.03	1.49
F-16 ^[11]	常规布局	19.2	15.09	9.45	1.59
A-5A ^[12]	常规布局	21.6	23.32	16.16	1.44
F-5E ^[13]	常规布局	11.2	14.68	8.13	1.8
飞机 D ^[14]	常规布局	3.9	12	17	0.71
小鹰 500 ^[15]	常规布局	1.4	7.74	9.88	0.78
海鸥 300 ^[16]	高平尾布局、上置推力式发动机	1.68	8.94	12.3	0.73
AC500 ^[17]	常规布局、下单翼、单发螺旋桨	1.54	8.14	10.2	0.8

为了让不同参考飞机的尾旋特性比较有一个基准,需要对相关数据进行无量纲化,这些参数包括旋转变角速度(Ω)、风速(v)、飞机展长(b),能包含这些参数的无量纲参数为无因次旋转变角速度 λ ($\lambda = \Omega b / 2v$)。从相关的文献中寻找到的参数,求得这些飞机完全发展的稳定尾旋条件下的 λ ,结合对应的平均尾旋攻角,展示在 $\alpha \sim \lambda$ 图中,如图 1 所示。利用排除-归纳的方法得出某一类飞机完全发展尾旋特性的规律。

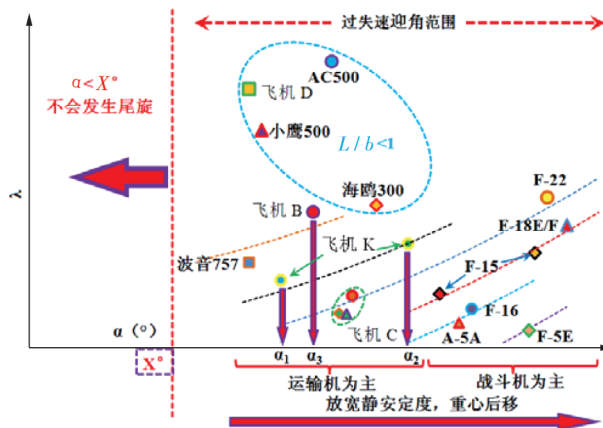


图 1 参考飞机发展尾旋特性比较

从表 1 和图 1 中可以看出,飞机 D、小鹰 500、海鸥 300 和 AC500 飞机均为小型/轻型通用飞机,在重量上与其它飞机相比均不在一个量级上。从布局的角度上看,这四架飞机的长展比(L/b)均小于 1,而其它飞机的长展比均大于 1,所以这四架飞机与其余十架飞机属于不同的两类飞机,所以首先

将这四架飞机排除出继续研究的行列。从不同飞机完全发展稳定尾旋所对应的攻角来看,非常明显的可以将余下的飞机分为两类,运输机和战斗机,如图1所示。

运输类飞机完全发展稳定尾旋的攻角均在中等大攻角范围,飞机尾旋以陡尾旋和缓尾旋为主,战斗机完全发展稳定尾旋的攻角均在更大的攻角范围,飞机尾旋以平尾旋为主,从飞机设计的理念上来说,运输机比较强调飞机的稳定性,即飞机重心相对的靠前,战斗机比较强调飞机的可操纵性(机动性、敏捷性),即飞机重心相对靠后。从不同飞机的重量(最大起飞重量)角度来看,飞机B与波音757飞机是一对重量接近的飞机,飞机K是一架相对重量较轻的飞机,飞机C与F-22重型战斗机是一对重量接近的飞机,F-15战斗机与F-18E/F战斗机是一对重量接近的飞机,F-16战斗机与A-5A轰炸机是一对重量接近的飞机,F-5E战斗机是重量最轻的一款战斗机。将相近重量的飞机的 $\alpha \sim \lambda$ 点用不同截距的二次函数进行拟合,可以看出,所有重量相近的飞机所对应的 $\alpha \sim \lambda$ 点均在所平移的二次函数曲线上或在曲线附近,如图1所示。此外,飞机重量变化对 (α, λ) 点的影响呈现单调变化关系,图中变化的方向大致为随着飞机重量的减小, (α, λ) 点的范围从图的中部逐渐向图的右偏下方移动。

从图1中的土黄色虚线、黑色虚线、蓝色虚线、红线虚线、天蓝色虚线和紫色虚线,可以总结出如下规律:(1)长展比大于1的运输机和战斗机的尾旋特性呈现明显的区别,前者以陡、缓尾旋为主,后者以平尾旋为主。(2)长展比大于1的飞机,在拥有相同或相近无因次角速度 λ 的条件下,飞机的重心相对靠前,尾旋中的攻角越小;飞机的重心相对靠后,尾旋中的攻角越大。(3)长展比大于1的飞机,在尾旋攻角相同或相近的条件下,飞机吨位越小,在小的 λ 条件下,即可出现稳定平衡尾旋;飞机吨位越大,则需要在大 λ 条件下,才可能出现稳定平衡尾旋。即驱使质量大的物体(转动惯量也大)转动就需要更大的力或能量去驱动。(4)从这些曲线中还可以看出,相同或近似吨位的、长展比大于1的飞机拥有相似或相近的“气动力矩-惯性力矩”平衡特性,但不一定具有相似或相近的稳定特性。(5)某些飞机的稳定的力矩平衡点不止一个,根据公开的关于利用突变理论研究的飞机大攻

角全域稳定性分析结果显示,一些飞机在尾旋中出现两个或两个以上的稳定的力矩平衡点。(6)当一架飞机的状态从较小的稳定的力矩平衡点向较大的稳定的力矩平衡点发展时,由于攻角的增大,使得全机在水平面的投影面积增大,即增大了飞机旋转运动中的扫掠面积,这样飞机在下落过程中的阻力增大,则下落速度(v)明显减缓,同时飞机从陡/缓尾旋向平尾旋发展过程中飞机旋转更加强烈,即 Ω 的值增大,所以无因次旋转角速度 λ 的分子增大,分母减小,表明无因次旋转角速度随飞机尾旋攻角的增大而增大。

这里需要补充说明,图1中飞机C和F-22战斗机恰巧处于同一根拟合曲线的附近,是唯一的运输机和战斗机发生交集的情况。飞机C采用高平尾加尾吊发动机布局,这种布局在十种飞机中是唯一的一个特例,F-22为常规布局战斗机,两者在布局上存在一定差异,这里是否存在巧合,即无因次旋转参数 λ 与飞机的重量(惯量)和攻角存在某种必然的联系被扩展到不同布局的飞机,由于数据还不够充分,还需要进一步的研究。

2 飞机A尾旋特性的初步预测

飞机B、波音757和飞机K这三架在布局上与飞机A最为接近,从表1中可以看出,飞机K的最大起飞重量和长展比与飞机A的对应参数最为接近,即表明两架飞机各自的质量特性与惯量特性相接近,飞机B虽然重量比较大,但长展比也相对接近,而波音757飞机的这两个参数都相对有较大差距。飞机K巡航构型有两个稳定平衡尾旋状态,如图1所示,两点的坐标为 (α_1, λ_1) 和 (α_2, λ_2) ,飞机B稳定平衡尾旋状态对应的坐标为 (α_3, λ_3) 。根据图1和表1可以大胆推测飞机A完全发展尾旋状态所对应的攻角范围大致为 $\alpha_1 < \alpha_{\text{预测}} < \alpha_2$,由于飞机A的布局与飞机B的布局又比较接近(两者布局的差异在发动机的个数), $\alpha_{\text{预测}}$ 很有可能靠近飞机B在完全发展稳定尾旋条件下所对应的攻角。

3 飞机A尾旋特性的进一步预测(交点法)

根据公开的资料,在世界范围内研究飞机螺旋动力学问题时,原则上不去研究气动力矩与惯性力

矩不平衡的问题,这是因为在研究飞机尾旋的问题中主要是针对气动特性、操纵特性与稳定性,而讨论涉及到稳定性问题的前提是各个方向上的力和力矩处于平衡状态,而不平衡的情况($\Sigma F \neq 0$, $\Sigma C_m \neq 0$)本身也就无姿态稳定性可言。此外,尾旋风洞试验所模拟的尾旋阶段首先是尾旋的完全发展阶段,即稳定平衡尾旋阶段,所以在进行飞机尾旋风洞尾旋试验之前,可以通过平衡理论与作图法预测飞机平衡尾旋时的相关参数范围,如攻角 α , 无因次旋转角速度 λ 等。飞机在稳定平衡尾旋时,其气动力矩与惯性力矩平衡,可以通过平衡公式作为切入点进行预测研究。

严格地说飞机尾旋中的力矩包括三部分:静态空气动力所产生的力矩、旋转运动空气动力所产生的力矩和振荡运动空气动力所产生的力矩,即 $C_{i_总} = C_{i_静态} + C_{i_圆锥运动} + C_{i_振荡运动}$, 在飞机 A 的设计阶段,在低速风洞进行了大攻角静态测力试验,但没有进行旋转天平测力试验,此外也没有得到比较可靠的动导数试验结果,所以用于预测飞机模型尾旋特性的基础数据库仅有飞机模型大攻角静态测力试验结果,这个结果不包含旋转引起的气动力影响。根据某大展弦比飞机模型旋转天平试验结果(Billy Barnhart, 1982)^[18]:当 α 在 $18^\circ \sim 90^\circ$ 时,且 $-0.15 < \lambda < 0.15$ 时, C_m 近似为常值;当 α 在 $18^\circ \sim 55^\circ$ 时,且 $-0.15 < \lambda < 0.15$ 时, C_n 近似为常值;当 α 在 18° 到 55° 范围内,且 $-0.15 < \lambda < 0.15$ 时, C_l 先是缓慢的单调递增,逐步变为单调递减,后又逐步变为单调递增。从这个结果可以看出,当 α 在 $18^\circ \sim 55^\circ$ 时, $-0.15 < \lambda < 0.15$ 时,用飞机模型大攻角静态测力试验的结果(C_m 和 C_n)来近似代替旋转天平的试验结果是可行的;在相同条件下,由于在旋转流影响下的 C_l 呈现不规则变化,所以静态测力试验结果不能借用。

对于完全发展的稳定平衡尾旋,理论上飞机模型满足 $M_{气动} = M_{惯性}$, 包括 $C_{m_{气动}} = C_{m_{惯性}}$ 及 $C_{n_{气动}} = C_{n_{惯性}}$ 。利用飞机模型大攻角静态测力试验所获得的 $C_m \sim \alpha$ 曲线,和不同旋转角速度条件下的俯仰惯性力矩曲线来相交,其交点即为俯仰方向的力矩平衡点,将这些交点连接起来即为俯仰方向上的力矩平衡曲线。同理,利用 $C_n \sim \alpha$ 曲线,和不同旋转角速度条件下的偏航惯性力矩曲线来相交,其交点即为偏航方向的力矩平衡点,将这些交点连接起来即

为偏航方向上的力矩平衡曲线。在完全发展的稳定尾旋条件下,飞机模型俯仰方向和偏航方向上的力矩必须同时平衡,即对应俯仰力矩平衡曲线与偏航力矩平衡曲线的交点,这个交点所对应的攻角即飞机模型在完全发展尾旋时所对应的理论平均尾旋攻角,根据这个交点所对应的 λ ($\lambda = \Omega b/2v$) 可以求得飞机模型在完全发展尾旋时的理论平均旋转角速度。

在图 1 中,飞机 K,波音 757 和飞机 B 在布局上与飞机 A 最为接近,所以继续保留在图中。然后作出包括巡航与不同增升构型条件下的俯仰方向的力矩平衡曲线,如图 2 所示。从图 2 中可以判断增升构型对尾旋特性影响不大,其次代表飞机 K 尾旋特性的两个点与飞机 A 俯仰方向的力矩平衡曲线非常接近,进一步确定了飞机 A 在完全发展稳定尾旋时的攻角范围在从 $\alpha_1 \sim \alpha_2$ 之间的俯仰力矩平衡曲线上或附近,这也就基本圈定了飞机 A 在完全发展稳定尾旋时的大致无因次旋转角速度范围: $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 。

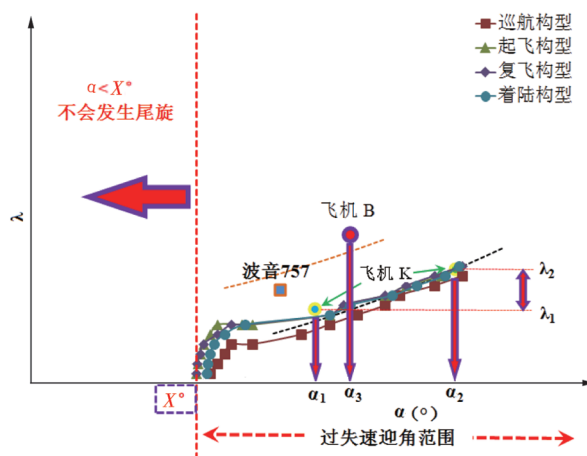


图 2 飞机 A 的俯仰力矩平衡曲线与参考飞机尾旋试验结果比较

为什么飞机 K 与飞机 A 各自的尾旋特性存在某种潜在的联系? 通过查阅相关的资料可以发现,追根溯源它们的原始起点是相同的,如图 3 所示。在第二次世界大战中,为了对轴心国作战,美国波音公司研制了 B-29 轰炸机。出于同盟国的关系,美国通过租借法案将 B-29 轰炸机技术转移给了前苏联,被苏联仿制的飞机被称为图 4。冷战开始后,前苏联在图 4 的基础上经过技术改进,研制了飞机 K。而 B-29 轰炸机在战后走向民用,经历了 C-97、Boe-

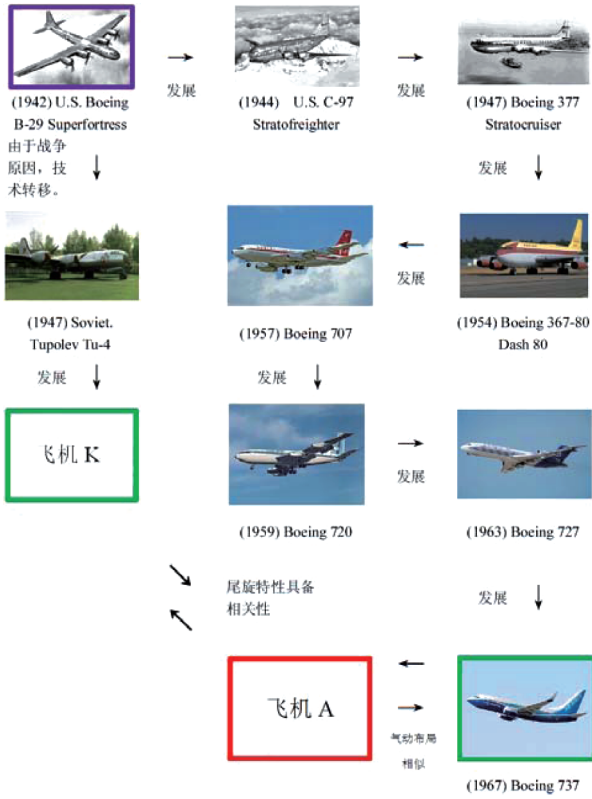


图 3 飞机 A 与飞机 K 的关系

ing-377、Boeing-367-80、Boeing-707、Boeing-720、Boeing-727、Boeing-737。而 Boeing-737 飞机与飞机 A 的气动布局相似。飞机 K、Boeing-737 和飞机 A 的部分参数如表 2 所示,可以看出除布局近似外,三架飞机重量和长展比基本相近,即飞机的气动特性与质量特性相近。

表 2 飞机 K、Boeing-737 和飞机 A 的部分参数

飞机	最大起飞重量/T	总长 /m	翼展 /m	长展比 /L · b ⁻¹
飞机 K	75	34.8	32.3	1.08
Boeing-737	79	39.5	35.8	1.10
飞机 A	75	38.9	35.8	1.09

采用上文相同的方法和步骤,进一步作出巡航构型条件下偏航方向的力矩平衡曲线,与俯仰方向的力矩平衡曲线相交所对应的攻角 α_4 介于 α_1 和 α_2 之间,且较为靠近 α_3 ,如图 4 所示。这个交点 (α_4, λ_4) 即对应了所预测的飞机在完全发展稳定尾旋条件下的尾旋特性。

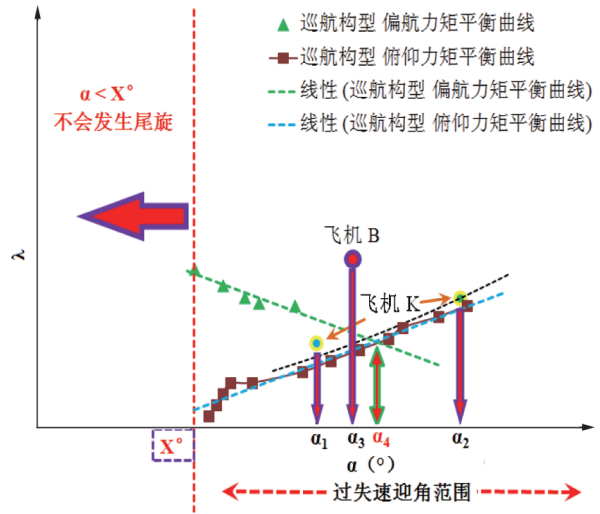


图 4 飞机 A 的俯仰/偏航力矩平衡曲线交点

4 尾旋风洞试验验证

将满足动力相似的飞机缩比模型投入尾旋风洞试验段中进行试验,预设舵面偏度与理论分析保持一致,试验结果如图 5 所示。由于飞机在完全发展稳定尾旋条件下的平衡受惯性交感的影响,模型攻角会围绕某一值来回地摆动,如图 5 a) 所示,试验结果中攻角最大值为 α_{max} ,最小值为 α_{min} ,平均值为 $\alpha_{平均}$,同样的 λ 值也来回摆动,如图 5 b) 所示,最大值为 λ_{max} ,最小值为 λ_{min} ,平均值为 $\lambda_{平均}$ 。将尾旋试验所获得的结果 ($\alpha_{平均}, \lambda_{平均}$) 与所预测结果进行对比,如图 6 所示, $\alpha_{平均}$ 与所预测的理论值 α_4 的差量为 $\Delta\alpha = 2.6^\circ$,而无因次旋转速度与预测的理论值相同: $\lambda_{平均} = \lambda_4$ 。此外,尾旋风洞试验结果也验证了不同增升构型下的完全发展尾旋特性基本相同,如图 7 所示。

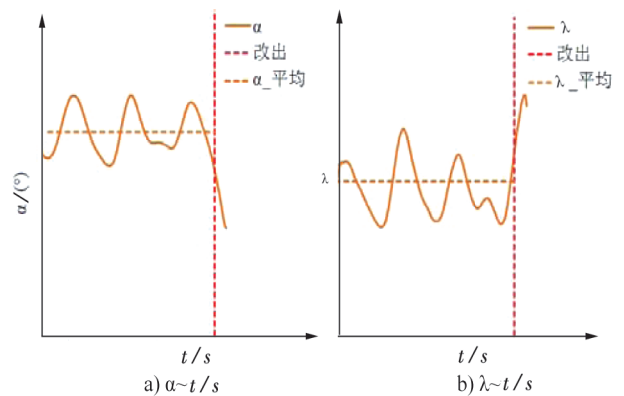


图 5 尾旋风洞试验结果

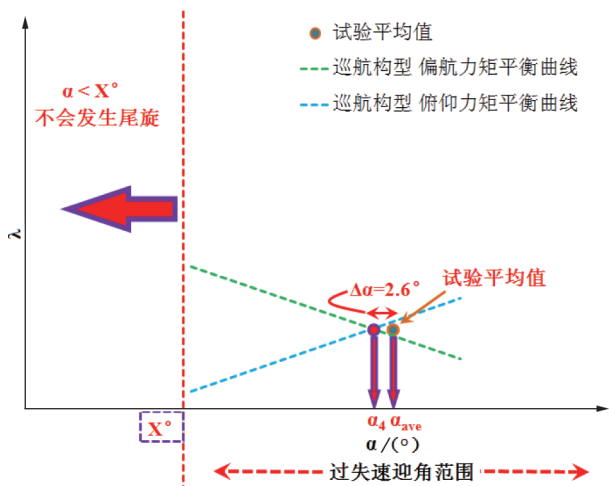


图 6 尾旋特性预测结果和尾旋风洞试验结果的比较

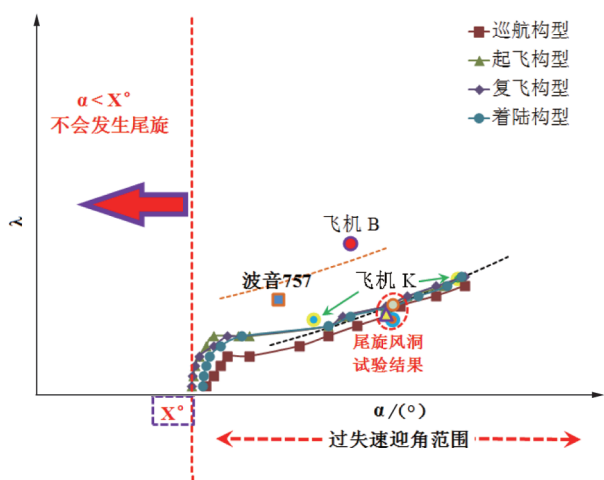


图 7 增升装置影响的预测与尾旋风洞试验结果比较

5 结论

本文首先通过对不同飞机尾旋特性进行了分析和比较,总结出一些有意义的规律。利用相似的参考飞机完全发展尾旋特性初步预测了飞机 A 模型完全发展稳定尾旋的大致攻角范围,进一步结合完全发展尾旋条件下的力矩平衡理论预测了飞机模型完全发展尾旋特性,包括预测了飞机模型尾旋时的平均攻角与无因次旋转角速度。利用了满足动力相似的飞机缩比模型进行了尾旋风洞试验,获得的结果与所预测的基本接近。通过试验还验证了增升装置对尾旋特性的影响非常有限。此种预测飞机模型完全发展稳定尾旋特性的方法简单实用,满足工程应用要求。

参考文献:

[1] 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. 北京:中国人民解放军司令部,1978.

[2] 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.

[3] 凌茂芙,等. 飞机模型自由飞试验[R]. 北京:航空工业出版社,1983.

[4] MURCH Austin M, FOSTER John V. Recent NASA Research on Aerodynamics Modeling of Post-Stall and Spin Dynamics of Large Transport Airplanes[C]// Reno Nevada:45th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, 2007.

[5] 于文源. XX 飞机模型自由飞失速和尾旋试验[R]. 北京:航空工业部,1989.

[6] 中国飞行试验研究院. XX 飞机模型自由飞试验[R]. 北京:中国飞行试验研究院,2008.

[7] GILLARD W J. AFRL F-22 Dynamic Wind Tunnel Test Results [C]//Portland: AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit,1999.

[8] FREMAUX C Michael. Spin-Tunnel Investigation of a 1/28-Scale Model of the NASA F-18 High Alpha Research Vehicle (HARV) With and Without Vertical Tails: NAS1. 26:201687 [R]. Washington: National Aeronautics and Space Administration, 1997.

[9] KRAMER Brian R, SUAREZ Carlos J, MALCOM Gerald N, AYERS Bert F. F/A-18 Forebody Vortex Control Volume 2—Rotary-Balance Tests;NAS1. 26:4582, A-94055 [R]. Washington: National Aeronautics and Space Administration, 1994.

[10] HOLLEMAN Euclid C. Summary of Flight Tests to Determine the Spin and Controllability Characteristics of a Remotely Piloted, Large-Scale (3/8) Fighter Airplane Model;NASA-TN-D-8052, H-889 [R]. Washington: National Aeronautics and Space Administration,1976.

[11] 桑雨生,田培彦,魏余生,罗长平. F-16 飞机大攻角飞行偏离/尾旋特性分析[J]. 飞行力学,2002(1):58-62.

[12] LEE Henry A. Spin-Tunnel Investigation of a 1/30-Scale Model of the North American A-5A Airplane; NACA-AD-3140 [R]. Washington: National Aeronautics and Space Administration, 1964.

[13] SCHER Stanley H, WHITE William L. Spin-Tunnel Investigation of a 1/20-Scale Model of the Northrop F-5E Airplane;L-11541 [R]. Washington: National Aeronautics and Space Administration, 1999.

[14] 罗五美. 运-11 飞机模型自由飞失速与尾旋试验[R]. 航空工业部飞行试验研究中心,1986.

[15] 祝明红,王勋年,李宝,刘义信,等. Φ5m 立式风洞尾旋

试验技术[J]. 实验流体力学,2007(3):49-53.

[16] 杨康智,陈春鹏. 海鸥300飞机尾旋特性风洞试验研究[J]. 科技创新与应用,2014(7):12-13.

[17] 张爱婷,王俊杨. AC500飞机尾旋特性飞行试验研究[J]. 南京航空航天大学学报,2007(1):113-116.

[18] BARNHART Billy. Rotary Balance Data for a Typical Single-Engine General Aviation Design for an Angle of Attack

Range of 8° to 90° ; NAS1.26:3247 [R]. Washington: National Aeronautics and Space Administration,1982.

作者简介

颜巍 男,硕士,工程师,主要研究方向:大迎角试验,动态试验;E-mail: yanwei2@comac.cc

黄灵恩 男,本科,研究员,主要研究方向:大迎角试验。