

文章编号: 1674-8190(2024)06-150-08

关于前掠翼诱导阻力特性的分析

叶正寅^{1,2}, 周欣欣^{1,2}, 叶赋晨³

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

(2. 飞行器基础布局全国重点实验室, 西安 710072)

(3. 中国航空气动力研究院, 北京 100086)

摘要: 前掠翼是飞行器布局的形式之一, 关于前掠翼诱导阻力气动特性问题, 已有的文献中给出了让人产生混淆的认识。为了澄清关于前掠翼诱导阻力问题的概念, 分别采用非线性升力面、升力线和高精度求解欧拉方程的方法计算和分析前掠翼诱导阻力特性, 与对应的后掠翼、直机翼进行对比, 并对前掠翼的优点进行简要梳理。结果表明: 前掠翼诱导阻力比后掠翼小的认知是存在问题的, 即使在势流理论的框架下, 前掠翼的诱导阻力也比后掠翼大。

关键词: 前掠翼; 诱导阻力; 势流理论; 升力面理论; 数值模拟

中图分类号: V221.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2024.06.13

Analysis on induced drag characteristics of forward swept wings

YE Zhengyin^{1,2}, ZHOU Xinxin^{1,2}, YE Fuchen³

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. National Key Laboratory of Aircraft Configuration Design, Xi'an 710072, China)

(3. China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100086, China)

Abstract: Forward swept wing is one of the plane forms of aircraft configuration. For aerodynamic characteristics of induced drag of forward swept wings, the existing papers have provided confusing understandings. In order to clarify the mechanism of induced drag of forward swept wings, the induced drag characteristics are calculated and analyzed for different wing plane forms. The forward swept wings, aft-swept wings and straight wings are considered and compared with nonlinear vortex lattice method, lifting-line theory, and high-order Euler equations numerical methods. The advantages of forward swept wings are also briefly summarized. The results show that conventional perception that the induced drag of forward swept wings is smaller than that of aft-swept wings is a misunderstanding. Even within the framework of potential flow theory and based on numerical results with Navier-Stokes equations, the induced drag of forward swept wings is greater than that of aft-swept wings.

Key words: forward swept wing; induced drag; potential flow theory; lift surface theory; numerical simulation

收稿日期: 2024-06-28; 修回日期: 2024-07-30

基金项目: 国家自然科学基金(12072281)

通信作者: 叶正寅(1963-), 男, 博士, 教授。E-mail: yezy@nwpu.edu.cn

引用格式: 叶正寅, 周欣欣, 叶赋晨. 关于前掠翼诱导阻力特性的分析[J]. 航空工程进展, 2024, 15(6): 150-157.

YE Zhengyin, ZHOU Xinxin, YE Fuchen. Analysis on induced drag characteristics of forward swept wings[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(6): 150-157. (in Chinese)

0 引言

自前掠翼和后掠翼的概念出现以来,由于前掠翼静气动弹性发散的致命缺陷,导致前掠翼的布局形式几乎没有得到应用,但是随着复合材料技术的进步,研究者逐渐解决了前掠翼静气动弹性发散的难题,飞行器设计领域对前掠翼的兴趣又重新被激发起来。据统计,全世界对前掠翼布局的研究呈逐年增长的趋势^[1]。

在前掠翼的多种气动特性优势中,诱导阻力小被认为是前掠翼的一个重要优势,尤其是德国有关前掠翼的气动效率展示中(如图1所示),前掠翼的气动效率比后掠翼高出约30%^[2],德国的早期研究认为导致这一气动特性特点的主要原因在于前掠翼具有更小的诱导阻力,这一认知信息不仅很大程度上激发了航空科技人员对前掠翼研究的热情,还对空气动力学科技人员对前掠翼的认识产生了很大的影响。

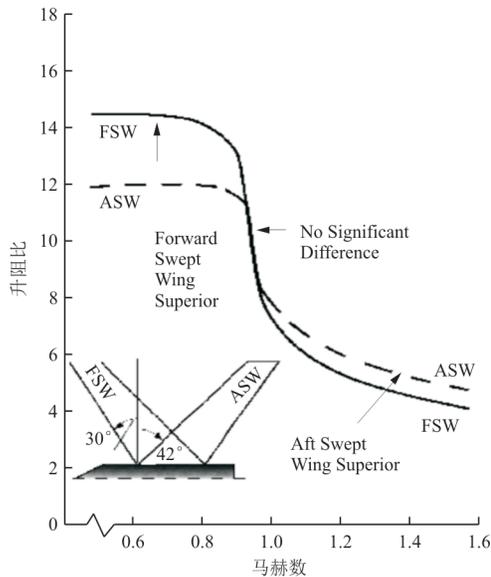


图1 前掠翼与后掠翼的气动效率对比^[2]

Fig. 1 Comparison of aerodynamic efficiency between forward swept and aft-swept wings^[2]

为了厘清前掠翼是否具有更小的诱导阻力、更高的气动效率优势,国内外研究人员开展了许多风洞实验和数值计算研究。薛榕融等^[3]针对这个问题进行了国内外相关研究工作的总结,指出美国曾经用一个带掠角的圆弧对称翼型模型进行了正装和反装的风洞实验,实验结果表明,前掠翼的升力系数曲线斜率反而没有后掠翼大;Lombardi^[4]

的风洞实验也表明,与相同面积、相同翼展和相同根梢比的直机翼相比,1/4弦长前掠25°的前掠翼升力系数斜率更小。在已有研究的认知中,前掠翼比后掠翼诱导阻力小的一个原因是:与后掠翼相比,前掠翼的机翼展向剖面升力系数沿展向的分布更加接近椭圆分布,因此具有更小的诱导阻力^[5-6]。但是,无论是国内的风洞实验^[7]还是数值模拟分析^[3,8-12]都没有得到前掠翼比后掠翼升阻比高的结果,虽然这些研究没有获得前掠翼具有更高气动斜率的结果,但都得到了前掠翼剖面升力系数比后掠翼更接近椭圆分布的气动特征。这引起了研究者的思考:前掠角对诱导阻力到底有什么样的影响,图1的结果是怎样得出的。

值得指出的是,近年来前掠翼无论在高亚声速民用飞机^[13]还是超声速民用飞机^[14]的应用中又显示出气动优势,因此对前掠翼气动性能的深入理解对前掠翼气动布局的发展和具有重要应用意义。

本文通过非线性涡格法和数值方法的对比计算,对上述疑惑进行分析,旨在厘清前掠角到底能否减小诱导阻力,并解释图1中的结果。

1 计算方法

从理论上讲,通过求解欧拉方程可以计算出有限翼展前掠翼或后掠翼的诱导阻力^[15],但是无论是求解N-S方程还是欧拉方程的数值方法,都不可避免地含有数值黏性,即使是欧拉方程,得到的机翼阻力也并不完全是诱导阻力。因此,本文选择基于势流理论的非线性涡格法,通过势流理论的涡格法,首先计算出尾涡在机翼上产生的下洗速度,进一步得到机翼各处的诱导迎角,最终可以获得机翼的诱导阻力分布,通过简单求和就能够计算出机翼的诱导阻力。

势流涡格法虽然是一个简单的传统方法,但是研究者并没有放弃对该方法的研究和应用^[16],而且该方法对于小展弦比机翼的大迎角升力、力矩特性具有很高的计算精度^[17-18]。由于本文主要关注的是诱导阻力,势流理论计算出的诱导阻力是最没有“杂质”的。而采用CFD方法计算出的结果需要进行非常复杂的处理才能分离出诱导阻力的成分^[19],但这个计算过程本身就面临数值处理

带来的误差。即使采用风洞实验测量的尾流速度场计算诱导阻力,也无法得到与其他方法协调的结论^[20],因为风洞实验中的阻力既包括诱导阻力也包括无法去除的黏性阻力。

2 计算结果与分析

2.1 前掠角对诱导阻力影响的不同方法计算结果对比

选择一个等弦长的前掠角和后掠角都为 45° 的机翼,展弦比均为 4。前掠翼和后掠翼在 5° 迎角时的尾涡分布如图 2 所示,此时机翼上布置的涡格为 7×7 ,对于涡格法而言,这种网格足以给出合理的升力特性。在 5° 迎角下,前掠翼升力系数为 0.278 079,后掠翼升力系数为 0.274 610。

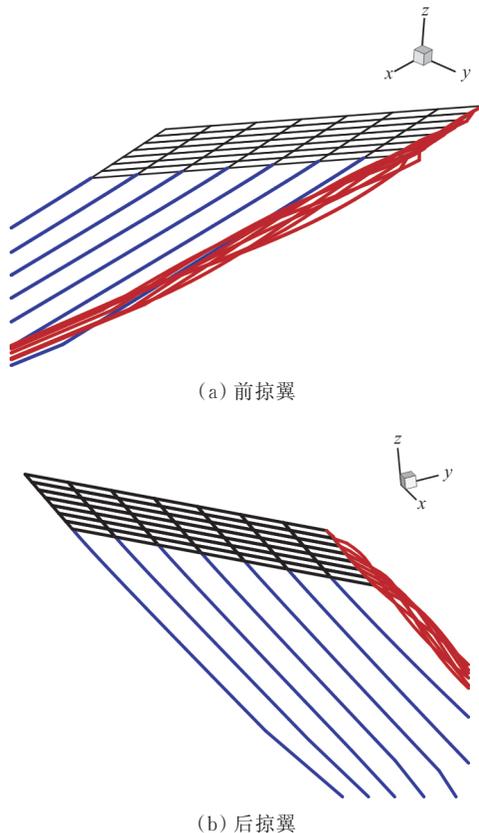
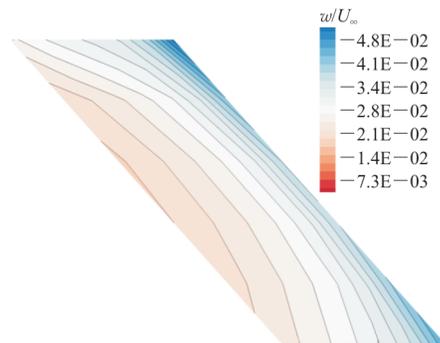


图 2 前掠翼和后掠翼的尾涡状态

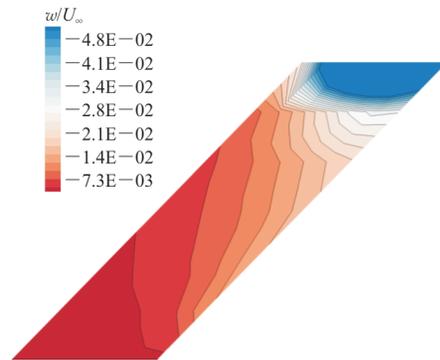
Fig. 2 Tail vortex states of forward swept and aft-swept wings

对应图 2 情况的下洗速度分布如图 3 所示,相应的诱导阻力系数分布如图 4 所示,可以看出:无论是前掠翼还是后掠翼,翼梢附近的下洗速度都

最大。从机翼弦向分布情况看,机翼前缘与后缘的下洗速度没有很大的差别,但是由于机翼前缘是升力最大贡献的区域,而诱导阻力是下洗角与当地升力的乘积。因此沿弦向方向,机翼前缘是诱导阻力的主要贡献区域;沿展向方向,翼梢是诱导阻力的主要贡献区域。

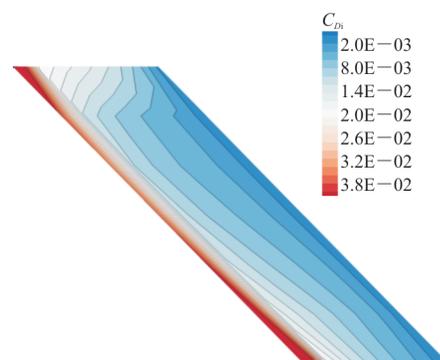


(a) 前掠翼



(b) 后掠翼

图 3 前掠翼和后掠翼的下洗速度分布图
Fig. 3 Downwash velocity distribution of forward swept and aft-swept wings



(a) 前掠翼

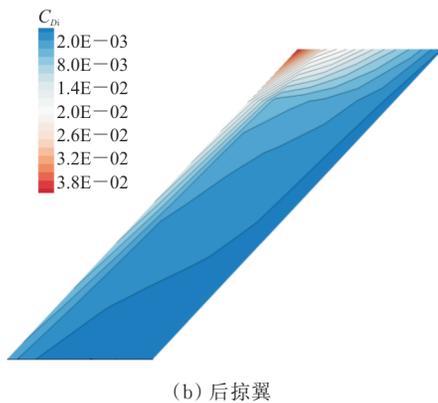


图 4 前掠翼和后掠翼的诱导阻力系数分布图
Fig. 4 Induced drag distribution coefficient of forward swept and aft-swept wings

通过积分,上述前掠翼的诱导阻力系数为 0.007 299,后掠翼诱导阻力系数为 0.002 867。从结果来看,单纯的前掠翼与后掠翼相比,升力系数没有明显区别(这一结果与风洞实验得到的规律^[8]相吻合)。然而,前掠角的诱导阻力系数比后掠角大,这可能是许多数值研究中前掠翼气动效率不如后掠翼的原因^[10-11]。从计算过程看,导致前掠翼诱导阻力大的原因在于前掠翼的尾涡系(包括后缘尾涡和侧缘涡)诱导了更强的下洗速度(如图 3 所示)。从下洗速度分布看,除翼梢附近后掠翼的下洗速度比前掠翼稍强外,在机翼内侧,前掠翼的下洗速度明显大于后掠机翼,导致前掠翼的诱导阻力在翼根附近明显大于后掠翼(如图 4 所示)。需要补充的是,在相同网格数量情况下,与上述前/后掠翼相同展长、相同机翼面积的直机翼(零后掠角),计算的升力系数为 0.335 770,诱导阻力系数为 0.007 166,可见,在低速情况下,直机翼的升力特性仍然是最好的。

为了验证非线性涡格法的结果,本文采用五阶精度的 CFD 方法^[21]求解欧拉方程,计算上述前/后掠翼的气动特性。采用高阶精度方法是为了尽可能地减小数值黏性对诱导阻力的影响。选择 NACA0008 对称翼型作为机翼的剖面形状,求解欧拉方程所用的网格数为 300 万。为了保证计算的准确性,进行网格收敛性验证,证明了所采用网格获得的结果是准确可靠的。前掠翼和后掠翼的压力云图和流线分布如图 5 所示,计算出的前掠翼的升力系数为 0.220 11,后掠翼的升力系数为

0.256 73。从图 5 可以看出:即使在 5° 迎角情况下,前掠翼的根部也有分离的趋势(虽然从理论上讲,求解欧拉方程是不能计算出分离流场的,但是由于数值黏性,往往也表现出黏性流动特征。文献^[1]中求解 N-S 方程得到了相同的结果,证明在此迎角下,前掠翼内侧的确会出现局部分离流动特性),这是导致计算出的前掠翼升力系数明显小于后掠翼的原因。此时,计算出的前掠翼阻力系数为 0.009 229 1,后掠翼为 0.005 502 3。欧拉方程计算得到的阻力系数比势流方法大,这应该是数值方法中数值黏性带来的影响,但是,前掠翼的诱导阻力仍然比后掠翼大。总之,欧拉方程计算的结果与上述非线性涡格法计算的结果是吻合的。

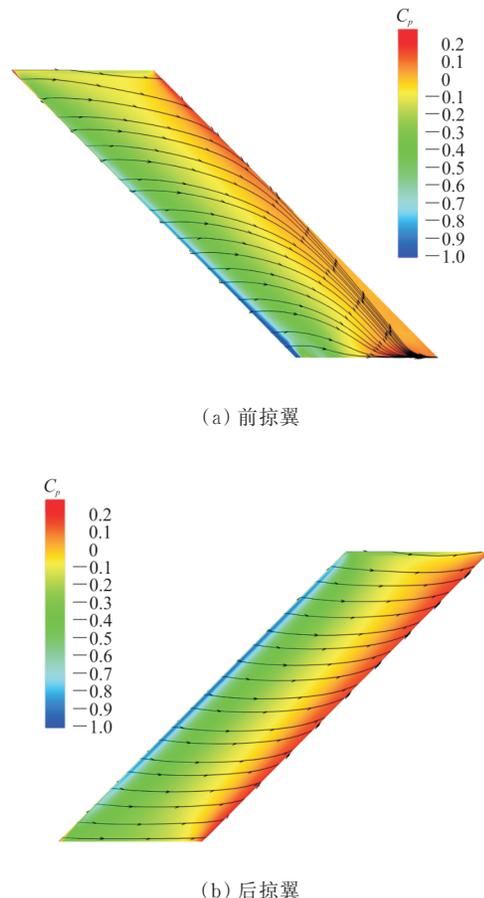


图 5 前掠翼和后掠翼的表面压力云图和极限流线
Fig. 5 Surface pressure and limiting streamlines of forward swept and aft-swept wings

2.2 德国早期关于前掠翼结果的讨论

类似图 1 中前掠翼诱导阻力小的结果在 20 世纪 80 年代以前的德国相关研究中已有出现,这一

结果对科技人员对前掠翼诱导阻力的认知产生了很大的影响,然而,德国科技人员是怎么得到的这种结论,在德国科技人员研究前掠翼气动特性的年代,并没有高精度的数值计算工具,只有升力线理论,因此本文将非线性涡格法沿弦向只分布一个网格,此时涡格法就退化为离散形式的非线性升力线方法(本文称之为非线性升力线方法是因为尾涡的位置不固定在翼平面内,而是将尾涡处理为能够卷起的自由涡)。沿上述展弦比为4的机翼展向等距划分8个网格,分别对直机翼、前掠 45° 机翼和后掠 45° 机翼进行计算,得到的升力系数分别是0.328 787、0.274 895和0.271 455,诱导阻力系数分别为0.009 313、0.008 231和0.005 346。与 7×7 的非线性升力面计算结果相比,升力系数没有显著的差别(非线性升力面方法计算的直机翼升力系数为0.335 770,前掠翼升力系数为0.278 079,后掠翼升力系数为0.274 610),但是离散非线性升力线方法计算的直机翼和前掠翼的诱导阻力系数略有增大,而后掠翼的诱导阻力增大更明显(直机翼诱导阻力系数0.007 166,前掠翼的诱导阻力系数0.007 299,后掠翼诱导阻力系数0.002 867)。

为了定量地比较离散升力线方法计算出的结果,分别给出沿展向不同位置剖面的升力系数 C_L 、无量纲下洗速度 w/U_∞ 和诱导阻力系数 C_{Di} ,如表1~表3所示。从表1可以看出:前掠翼剖面升力系数沿展向的分布的确更加符合椭圆升力分布特征。从表2可以看出:前掠翼的下洗速度也明显大于后掠翼,这是导致前掠翼诱导阻力系数大于后掠翼的根本原因。究其原因,虽然前掠翼沿展向的升力分布更加接近椭圆分布,但是前掠翼的尾涡,尤其是翼尖涡在往下游发展的过程中,其位置更加接近机翼表面,导致所产生的下洗速度比后掠翼更强烈。而后掠翼的翼尖涡在往下游发展的过程中,距离机翼大部分区域的距离更远,导致其下洗速度影响较小。这一结论与实际鸟类翅膀的外形有很强的一致性,如图6所示,翼梢处的外形具有很大的后掠特征,这使得其所产生的翼尖涡远离翼面。这与文献[22]中有关鸟类翅膀形状的分析结论一致。

表1 不同机翼沿展向剖面升力系数分布
Table 1 Distribution of lift coefficients along spanwise profiles of different wings

y/L	升力系数		
	直机翼	前掠翼	后掠翼
0.062 5	0.385 17	0.366 71	0.275 86
0.187 5	0.381 62	0.343 47	0.286 49
0.312 5	0.373 87	0.317 69	0.293 28
0.437 5	0.361 40	0.294 03	0.295 63
0.562 5	0.342 62	0.270 32	0.292 49
0.687 5	0.314 81	0.243 37	0.281 03
0.812 5	0.272 35	0.208 53	0.254 45
0.937 5	0.198 55	0.155 04	0.192 42

表2 不同机翼沿展向无量纲下洗速度分布
Table 2 Non dimensional downwash velocity distribution along spanwise profiles of different wings

y/L	无量纲下洗速度		
	直机翼	前掠翼	后掠翼
0.062 5	-0.015 9	-0.027 9	-0.003 8
0.187 5	-0.016 4	-0.025 2	-0.004 7
0.312 5	-0.017 3	-0.023 7	-0.006 7
0.437 5	-0.018 8	-0.023 3	-0.008 6
0.562 5	-0.021 3	-0.023 9	-0.010 8
0.687 5	-0.028 6	-0.026 1	-0.015 0
0.812 5	-0.042 1	-0.034 7	-0.030 9
0.937 5	-0.109 0	-0.080 7	-0.107 2

表3 不同机翼沿展向剖面诱导阻力系数分布
Table 3 Distribution of induced drag coefficients along spanwise profiles of different wings

y/L	诱导阻力系数		
	直机翼	前掠翼	后掠翼
0.062 5	0.006 11	0.010 23	0.001 06
0.187 5	0.006 26	0.008 66	0.001 34
0.312 5	0.006 48	0.007 54	0.001 95
0.437 5	0.006 78	0.006 84	0.002 54
0.562 5	0.007 31	0.006 46	0.003 15
0.687 5	0.008 46	0.006 34	0.004 23
0.812 5	0.011 47	0.007 24	0.007 86
0.937 5	0.021 64	0.012 52	0.020 63



图6 鸽子翅膀的平面形状
Fig. 6 Plane shape of pigeon wings

为了分析和推测图1的结果,本文采用一种折算方法获得机翼的总阻力,并由此计算升阻比。通常认为诱导阻力占总阻力的30%左右,因此本文以此方式估算总阻力,并用总阻力计算不同机翼的升阻比。计算得到上述直机翼、前掠角45°机翼和后掠角45°机翼的升阻比分别为10.591、10.019和15.233。显然,按照这种方法计算的升阻比,后掠翼反而比直机翼和前掠翼大(后掠翼升阻比大于前掠翼升阻比的结论与现有多数文献一致),这就与图1的结果相矛盾。

根据上述前掠翼和后掠翼的展向剖面升力系数分布,再根据直机翼的几何相对位置(即统一按照经典升力线数学模型处理)计算下洗速度和诱导阻力分布,计算出的剖面诱导阻力系数分布如表4所示。按照这种计算方式,得到的前掠翼诱导阻力系数为0.006 297,后掠翼的诱导阻力系数为0.007 605,按照上述阻力折算方法计算出升阻比,则前掠翼升阻比13.096 47,后掠翼10.708 28。此时,前掠翼的升阻比的确比后掠翼高30%,这一结果与图1中德国早期研究结论一致。因此,本文认为,可能是由于早期没有计算机的帮助,分析前掠翼的气动特性时,按照传统升力线(直机翼)的理论模型计算阻力特性,由于前掠翼的剖面升力系数更加接近椭圆升力分布,在直机翼模型上换算出前掠翼的升阻比比后掠翼高约30%。因此图1的结论是在当时历史条件下估算出的,这一结论是存在问题的。

表4 前/后掠机翼按照直机翼相对位置计算出的沿展向剖面诱导阻力系数分布

Table 4 Distribution of induced drag coefficients along spanwise profiles calculated based on relative position of straight wings for forward/aft-swept wings

y/L	诱导阻力系数	
	前掠翼	后掠翼
0.062 5	0.005 82	0.003 44
0.187 5	0.005 29	0.003 78
0.312 5	0.004 77	0.004 26
0.437 5	0.004 45	0.004 86
0.562 5	0.004 44	0.005 70
0.687 5	0.004 94	0.007 11
0.812 5	0.006 71	0.010 28
0.937 5	0.013 96	0.021 41

需指出的是,对不同掠角的机翼都按照诱导阻力占总阻力30%这一规律折算可能存在误差,但是不会对本文结论有实质性的影响。

前掠角或后掠角45°机翼展开,这种机翼平面形状只涉及掠角的因素,而实际工程中的机翼大部分都是梢根比小于1的梯形机翼,因此本文根据有关早期德国文献资料^[15],选择一个前掠角和后掠角33°、70°弦线的梯形机翼,如图7所示。

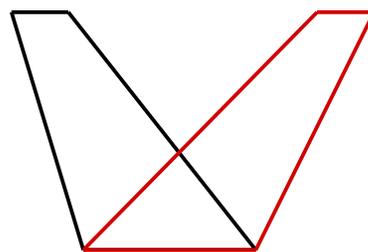


图7 梢根比0.33的梯形前掠/后掠翼平面外形
Fig. 7 Plane shape of trapezoidal forward/aft-swept wings with taper ratio of 0.33

该机翼的梢根比为0.33,前掠翼的前缘前掠角为17°,后掠翼的前缘后掠角为44.801 2°。对于梢根比较小的机翼,前掠翼的平面形状更接近直机翼,导致机翼上表面的展向流动减弱,这也是跨声速前掠翼层流减阻的基本元素^[13]。采用非线性升力线数值方法计算,翼展方向等距划分为8个网格单元,计算出的前掠翼升力系数为0.318 009,后

掠翼升力系数为 0.301 683;前掠翼诱导阻力系数为 0.009 704,后掠翼诱导阻力系数为 0.005 0。可见,即使采用早期德国资料对应的机翼平面形状,也得不到前掠翼诱导阻力小于后掠翼的结论。

近年来对鸟类分叉翼梢的研究表明,分叉的羽毛将翼尖涡分成多个涡核^[23],可以获得空气动力学方面的收益。根据本文上述分析可以看出,在势流条件下,翼尖涡分成多个涡核,并不能减小诱导阻力。这是因为势流理论对应的相当于无穷大的雷诺数,此时的翼尖涡是没有耗散的。而鸟类的雷诺数属于低雷诺数范围,在低雷诺数下,涡的耗散速度较快,鸟类翼梢将翼尖涡分成多个涡核,可以加快翼尖涡的耗散速度,减小翼尖涡的诱导效应,从而获得空气动力学方面的收益,而对应大型飞机而言,这种将翼尖涡分成多个涡核的思路估计不会获得理想的效果。

从近年来对前掠翼的研究结果^[1,3]和国内外研究结果看,前掠翼的优势可能归纳为下列 5 点。

1) 前掠翼的气动载荷更靠近翼根,因此前掠翼的翼根弯矩明显小于后掠机翼,会较大幅度减小机翼结构的质量,从而达到提升飞机有效载荷的效果。

2) 前掠翼的上表面极限流线是从翼梢向翼根偏转,而后掠翼的上表面极限流线是从翼根向翼梢偏转,导致前掠翼翼根先失速,后掠翼翼梢先失速,这种流动特征使得前掠翼外侧的操纵面在大迎角下具有更好的操纵性。

3) 前掠翼的大迎角特性会出现一种“平台特征”^[9,11],尤其在和鸭翼配合使用的情况下,往往表现出优异的大迎角气动性能,有利于提高大迎角机动性。

4) 高速飞行器在采用传统后掠翼时,机身后体设计在兼顾“面积律”时需要采用“蜂腰型”设计,增加了容纳发动机尺寸的难度,而前掠翼布局在跨声速阶段有利于满足飞机的“面积律”,减轻机身的设计困境。

5) 前掠翼有利于减弱横流不稳定性,便于实现机翼的层流设计,具有应用于民用飞机机翼设计的潜力。

3 结 论

1) 虽然前掠翼有气动性能方面的独特优势,

但是传统观念上认为前掠翼诱导阻力比后掠翼诱导阻力小的结论是存在问题的,需要纠正这一认知。

2) 早期德国科技人员得到的前掠翼升阻比比后掠翼高出 30% 的结论,既得不到现有文献资料中数值模拟结果的支持,也不能获得风洞实验结果的支持,而导致这一认知的原因可能是早期德国科研人员采用经典直机翼升力线模型得到的分析结果。从自然界鸟类翅膀形状的进化结果看,也不能支撑前掠翼诱导阻力小的观点。

3) 本文根据前掠翼的相关研究成果,归纳了前掠翼 5 个方面的优势,梳理了飞行器设计人员对前掠翼的一些认知和观点。

参考文献

- [1] 薛榕融. 前掠翼布局静气弹综合抑制研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2020.
XUE Rongrong. Research on static aeroelastic characteristics and torsion suppression of forward swept wing[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2020. (in Chinese)
- [2] BREITSAMTER C, LASCHKA B. Vortical flowfield structure at forward swept-wing configurations[J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(2): 193-207.
- [3] 薛榕融, 叶正寅, 王刚, 等. 展向动量测定法与前掠翼流动机理研究[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(5): 736-742.
XUE Rongrong, YE Zhengyin, WANG Gang, et al. Flow mechanism of forward-swept wing with spanwise momentum method[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(5): 736-742. (in Chinese)
- [4] LOMBARDI G. Experimental study on the aerodynamic effects of a forward-swept angle [J]. Journal of Aircraft, 1993, 30(5): 629-635.
- [5] LOEBERT G. Spanwise lift distribution of forward-and aft-swept wings in comparison to the optimum distribution form [J]. Journal of Aircraft, 1981, 18(6): 496-498.
- [6] UHUAD G C, WEEKS T M, LARGE R. Wind tunnel investigation of the transonic aerodynamic characteristics of forward swept wings [J]. Journal of Aircraft, 1983, 20(3): 195-202.
- [7] 叶炜梁, 肖人熙. 前掠翼气动布局及低速纵向实验分析 [J]. 空气动力学学报, 1985, 3(2): 61-68.
YE Weiliang, XIAO Renxi. Investigations on configurations and longitudinal speed wind tunnel testing of forward swept wings [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1985, 3(2): 61-68. (in Chinese)
- [8] 马震宇, 徐梦飞, 赵希玮, 等. 高速前掠翼模型低速纵向气动力实验与数值仿真 [J]. 科学技术与工程, 2018, 18(15): 328-332.

- MA Zhenyu, XU Mengfei, ZHAO Xiwei, et al. Experiment and numerical simulation of low speed longitudinal aerodynamic forces on the high speed forward swept wing model [J]. *Science Technology and Engineering*, 2018, 18(15): 328-332. (in Chinese)
- [9] 米康, 王旭, 刘文法. 机翼掠角对前掠翼布局气动性能影响的流动机理[J]. *飞行力学*, 2009, 27(3): 6-10.
MI Kang, WANG Xu, LIU Wenfa. Flow mechanism of the influence of forward-swept angle on the longitudinal characteristics of aerodynamic configuration with forward-swept wing [J]. *Flight Dynamics*, 2009, 27(3): 6-10. (in Chinese)
- [10] 米康, 王旭, 刘文法. 前掠角对前掠翼布局气动性能的影响[J]. *弹箭与制导学报*, 2009, 29(4): 179-181, 272.
MI Kang, WANG Xu, LIU Wenfa. The influence of forward-swept angle on the longitudinal characteristics of aerodynamic configuration with forward-swept wing [J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2009, 29(4): 179-181, 272. (in Chinese)
- [11] 刘文法, 王旭, 米康. 前掠翼与后掠翼布局流动机理的数值研究[J]. *空军工程大学学报(自然科学版)*, 2008, 9(6): 11-15.
LIU Wenfa, WANG Xu, MI Kang. The numerical research on flow mechanism of forward-swept wing and backward-swept wing configurations [J]. *Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition)*, 2008, 9(6): 11-15. (in Chinese)
- [12] GROOT K J, EPPINK J L. Stability analysis of the flow obey a swept forward-facing step using PIV based flows [R]. US: AIAA, 2021.
- [13] SEITZ A, KRUSE M, WUNDERLICH T, et al. The DLR project lamAiR: design of a NLF forward swept wing for short and medium range transport application [R]. US: AIAA, 2011.
- [14] SETOGUCHI N, KANAZAKI M. Low-speed and high angle of attack aerodynamic characteristics of supersonic business jet with forward swept wing [R]. US: AIAA, 2020.
- [15] 马玉敏, 魏剑龙. 融合式翼梢小翼减阻效应研究[J]. *航空工程进展*, 2018, 9(2): 245-251.
MA Yumin, WEI Jianlong. Drag reduction research on fusion winglet [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2018, 9(2): 245-251. (in Chinese)
- [16] GOATES C D, HUNSAKER D F. Practical implementation of a general numerical lifting-line method [R]. US: AIAA, 2021.
- [17] KANDIL O A, MOOK D T, NAYFEH A H. Nonlinear prediction of the aerodynamic loads on lifting surfaces [R]. US: AIAA, 1974.
- [18] 叶正寅, 杨永年, 赵令诚. 大攻角机翼定常、非定常流涡格法的研究[J]. *西北工业大学学报*, 1988, 6(3): 323-330.
YE Zhengyin, YANG Yongnian, ZHAO Lingcheng. On non-linear vortex lattice method for wings at large angle of attack in steady, unsteady flow [J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 1988, 6(3): 323-330. (in Chinese)
- [19] BARDERA R, GARCIA-MAGARINO A, BARROSO E. Experimental determination of profile and induced drag components in a biomimetic design MAV with grids [R]. US: AIAA, 2019.
- [20] LEE T, KO L S. Vortex wake generated behind a forward swept wing [J]. *Journal of Aircraft*, 2009, 46(2): 717-721.
- [21] 叶正寅, 洪正, 武洁. 柔性仿羽毛结构抑制边界层转捩的初步探索[J]. *空气动力学学报*, 2020, 38(6): 1173-1182.
YE Zhengyin, HONG Zheng, WU Jie. Suppression of flexible feather-like structure on boundary layer transition [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2020, 38(6): 1173-1182. (in Chinese)
- [22] Van DAM C P. Drag-reduction characteristics of aft-swept wing tips [R]. US: AIAA, 1824.
- [23] KLEIN H M, JOHANSSON L C, HEDENSTROEM A. Multi-cored vortices support function of slotted wing tips of birds in gliding and flapping flight [J]. *Journal of Research Social Interface*, 2017, 14: 20170099.

(编辑:丛艳娟)