

无人机螺旋桨气动力设计

王豪杰¹ 李杰¹ 付炜嘉¹ 周洲²

(西北工业大学航空学院 710072 西安)¹ (西北工业大学无人机特种技术国防科技重点实验室 710072 西安)²

摘要: 结合某太阳能无人机总体设计方案要求, 完成了无人机动力系统螺旋桨气动力设计任务。采用 Glauert 提出的片条理论作为螺旋桨气动特性的计算方法, 并通过算例验证了该方法的可靠性。为使螺旋桨在电机输出功率约束下、在整个飞行包线范围内维持较高的气动效率, 低雷诺数、高升阻比桨叶基本翼型的设计和桨叶角分布的优化设计是关键。对设计结果进行的全面系统的分析评估表明: 在不同飞行状态下以及电机额定输入功率范围内, 螺旋桨效率始终维持在 80% 左右, 且巡航状态下其效率的最佳点与电机的额定功率完全匹配。

关键词: 螺旋桨; 片条理论; 低雷诺数; 气动力设计; 螺旋桨效率

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A

1 引言

超长的滞空能力成为现代无人机发展的一个重要研究方向。理论上, 以太阳能作为动力来源的空中平台能够在空中停留无限长的时间^[1]。太阳能无人机利用太阳能电池板将太阳能转化为电能, 以电力发动机为动力, 以螺旋桨为主要推进装置^[2]。螺旋桨气动性能的优劣对无人机的飞行性能有着较大的影响。

本文结合某太阳能无人机的总体方案要求开展螺旋桨气动力设计工作。螺旋桨性能计算是螺旋桨气动力设计的基础, 由于本方案中无人机巡航高度较高且螺旋桨尺寸较小, 因而螺旋桨截面在较小的雷诺数下工作, 对于低雷诺数下螺旋桨气动特性的分析是比较困难的^[3]。Glauert 提出的螺旋桨涡流理论(片条理论)作为经典的螺旋桨气动特性分析方法已成功用于对螺旋桨气动特性的评估^[4-5]。同时从计算精度和计算效率的角度考虑, 本文采用涡流

理论作为螺旋桨性能的计算方法。受无人机总体布局方案约束, 如何在电机输出功率限制前提下, 在整个飞行包线范围内使螺旋桨始终维持较高的效率是此次气动力设计的关键。

2 螺旋桨性能计算方法

2.1 不同螺旋桨性能计算方法比较

螺旋桨性能的计算是螺旋桨气动力设计的基础, 可靠、高效的螺旋桨性能计算工具是进行其气动力设计的有力保障。

目前对螺旋桨性能的计算方法主要有螺旋桨动量理论、螺旋桨叶素理论、螺旋桨涡流理论、螺旋桨数值模拟这四种方法。其中动量理论只是将螺旋桨的功率和拉力与其在气流中所激起的速度建立联系, 而没有把桨叶的几何尺寸与它们在气流中所激起的速度联系起来。因此动量理论仅考虑了螺旋

桨的轴向效应,而未考虑其旋转效应。叶素理论将桨叶分为有限个微小段,然后计算每一个叶素上的气动力,最后沿径向积分得到桨叶上的总气动力。叶素理论未计入螺旋桨桨叶产生的下洗效应,也没有考虑桨叶之间的干扰。螺旋桨数值模拟方法基于求解 Euler 方程组或 N-S 方程组,数值模拟绕螺旋桨的速度场,然后通过数值积分计算螺旋桨的拉力、扭矩、功率等。然而,由于螺旋桨绕流的复杂性,采用数值模拟技术不仅计算复杂、计算周期相对较长,同时计算网格质量、湍流模型、转捩模型等因素对计算结果影响较大。Glauert 提出的螺旋桨涡流理论(片条理论)主要依据儒可夫斯基的涡流理论和 Prandtl 的有限翼展理论,把绕螺旋桨的气流看作由各个单独桨叶所激起的涡流场和相应的诱导速度场组成。通过利用涡流理论和有限翼展理论,建立起桨叶几何特性与气动力之间的关系^[6]。

与其它方法相比,片条理论既考虑了螺旋桨的轴向效应和旋转效应,又计入了桨叶的下洗效应和桨叶之间的干扰;同时片条理论的计算周期较短、计算精度较高,仍然是目前工程设计部门普遍采用的方法^[6]。因此,本文采用 Glauert 提出的螺旋桨片条理论作为螺旋桨的性能计算方法。

2.2 片条理论计算方法介绍

依据片条理论的基本原理,编写相应的计算程序作为螺旋桨性能计算的工。其基本求解过程为^[6]

- 1) 给定来流速度 V_0 、螺旋桨直径 D 、螺旋桨旋转速度 n_s 、叶素安装角度 θ 、桨叶片数 N_B 、叶素弦长 b_0 。
- 2) 计算桨叶各叶素给定参数:环向速度 V_t 、几何迎角 φ_0 、实度 σ 、来流马赫数 Ma 。
- 3) 计算桨叶各叶素在一定马赫数和迎角范围内的气动力特性。
- 4) 采用牛顿迭代法确定各个叶素的干涉角。
- 5) 计算实际气流速度角度 φ 、轴向速度干扰系数 a 、环向速度干扰系数 a' 、拉力系数 T_c 、转矩系数 Q_c 。
- 6) 利用桨叶各个叶素的计算结果计算螺旋桨总气动力。

螺旋桨的拉力、转矩、效率分别为

$$T = \frac{1}{2} \rho V_0^2 N_B \int_{r_0}^R T_c dr, \quad M = \frac{1}{2} \rho V_0^2 N_B \int_{r_0}^R Q_c dr,$$

$$\eta = \frac{TV_0}{2\pi n_s M} = \frac{V_0 \int_{r_0}^R T_c dr}{2\pi n_s \int_{r_0}^R Q_c dr}$$

其中: ρ 为空气密度; r_0 为桨叶轮毂半径; R 为桨叶半径。

3 螺旋桨性能计算方法算例验证

为了验证本文采用的螺旋桨性能计算方法的可靠性,利用上述方法对有实验数据的两个叶片的螺旋桨进行性能计算^[7]。其中螺旋桨平面形状如图 1 所示,桨叶直径为 10in。桨叶翼型采用 Clark Y 翼型,其弦长、厚度分布、桨叶角分布如图 2 所示。其中:桨叶角分布为半径 75% 站位处;桨叶角为 25° 。关于螺旋桨更多的几何参数可参见文献^[7]。



图 1 螺旋桨桨叶平面形状图

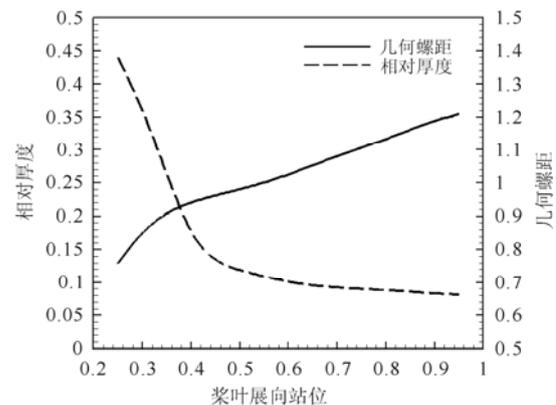


图 2 桨叶剖面厚度及几何螺距沿径向变化图

参照实验状态,自由来流速度为 50m/s。在计算转速范围内,桨叶剖面当地马赫数最大达到 0.95,雷诺数约在 3×10^6 左右。为了考虑压缩性及粘性效应对螺旋桨气动性能的影响,对桨叶各剖面翼型的气动力计算采用求解雷诺平均 N-S 方程组的方法,湍流模型采用 S-A 湍流模型。图 3 给出了螺旋桨拉力系数、功率系数、效率随前进比变化的计算结果和实验结果的对比。

从图 3 可以看出计算结果所反映的螺旋桨气动性能随前进比变化的趋势与实验结果基本一致,两者吻合良好。从图 3(c)可以看出,在前进比约为 1 时,螺旋桨效率的计算结果达到最大值,与实验结果一致。在前进比较大的状态下,螺旋桨转速较小,使得螺旋桨桨叶剖面的当地雷诺数较小,桨叶表面空气流动附面层较厚且存在一定范围的层流区。而本算例采用求解 N-S 方程组的方法对剖面翼型进行气动力计算时采用的是全湍计算模式,未考虑桨叶

剖面的层流效应,并且湍流模型对低雷诺数下桨叶剖面翼型气动特性计算结果影响较大,因而使得对螺旋桨性能的计算结果与实验结果相差较大。同时,涡流理论没有考虑绕过螺旋桨气流的径向流动也使得计算结果与实验结果有一定的偏差。但是从对螺旋桨效率最优点的把握来看,计算结果与实验基本一致,说明文中采用的螺旋桨气动性能计算方法能够较好地反映螺旋桨实际的气动性能,可以作为快速、高效的螺旋桨气动性能计算工具。

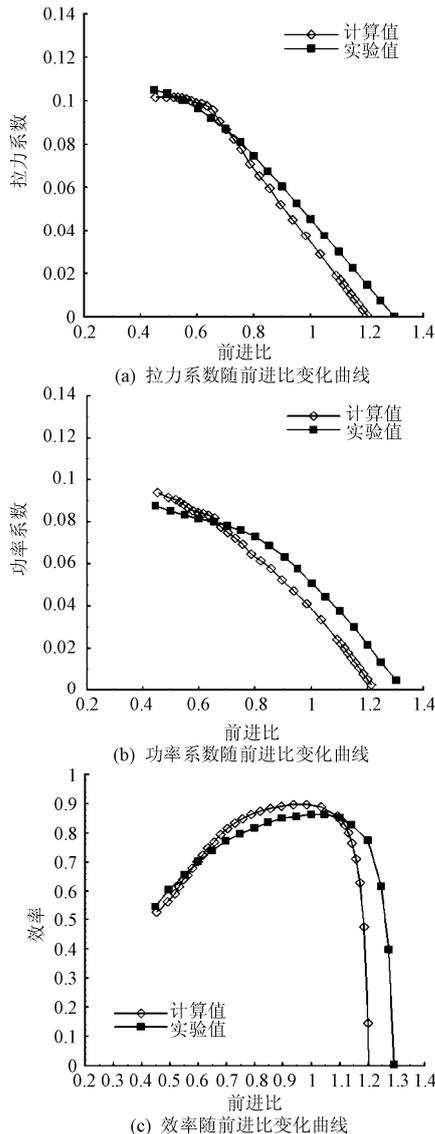


图3 计算结果和实验结果对比图

4 无人机螺旋桨气动力设计与性能分析

4.1 螺旋桨气动力设计

螺旋桨气动力包括桨叶平面形状、桨叶基本翼

型的设计以及对桨叶角的优化设计,各部分具体过程如下。

根据某太阳能无人机总体方案设计要求,无人机的飞行速度为 30 m/s,飞行高度为 20km,电机最大输出功率为 2.0HP,电机工作输出功率为 0.8~1.5HP。

考虑螺旋桨安装位置及桨叶旋转时桨尖马赫数的限制,初步确定螺旋桨的直径为 1.65m,桨叶数目为 2。由太阳能无人机飞行速度、巡航高度可知,高空巡航条件下螺旋桨剖面当地雷诺数较低。为了提高桨叶剖面的当地雷诺数,采用的螺旋桨桨叶平面形状如图 4 所示。这种桨叶平面形状增大了叶素的弦长,从而增大了叶素当地雷诺数。

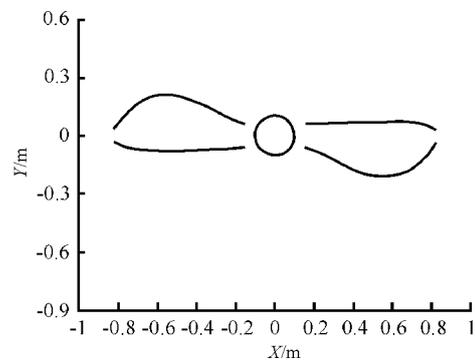


图4 螺旋桨平面形状示意图

按照桨叶平面形状所确定的叶素当地弦长,在 1500r/min 左右的转速下,结合飞机前进速度估算可知:螺旋桨剖面雷诺数变化范围介于 $3 \sim 20 \times 10^5$ 左右。依据此雷诺数范围,确定翼型的设计思想为低雷诺数翼型设计。由于巡航高度较高,大气密度较小,为了能够提供足够的拉力及保持较高的螺旋桨效率,要求螺旋桨翼型在设计点处具有较大的升力和升阻比。低雷诺数状态下,摩擦阻力是翼型阻力的主要组成部分,为了减小翼型的摩擦阻力,在设计点处应保持较长的层流区。对桨叶基本翼型的设计采用 Takabashi 所提出的基于正反迭代、余量修正原理的翼型反设计方法,具体过程见文献[10]。图 5 给出了经过综合设计与评估优化后所确定的桨叶翼型形状及设计点处翼型压力分布。从图 5(a)可以看出,翼型上表面前缘具有较高的吸力峰值,且转捩点位于 75%左右弦长处,表明翼型具有高升力的同时上翼面保持了较长的层流区,从而减小翼型摩擦阻力,增大其升阻比。

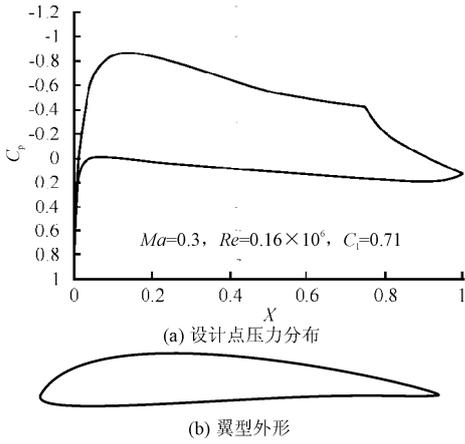


图5 螺旋桨翼型外形图

在电机输出转速范围内,螺旋桨剖面当地马赫数不超过0.5,雷诺数不超过 2×10^5 。文献[8]~[9]表明 Xfoil 分析程序对亚音速范围内低雷诺数状态下翼型的气动特性及转捩判断的计算结果较为可靠,故采用 Xfoil 分析程序对所设计的翼型在不同雷诺数状态下的气动特性进行计算分析。图6给出了不同雷诺数下翼型升力曲线与升阻极曲线的变化规律,可以看出该翼型在50000以上雷诺数状态下具有较宽的升力线性段范围和较大的可用升力系数,同时具有范围较大而且变化较为平缓的低阻区域。当升力系数 C_l 在0.6~1.2范围内变化时,升阻比变化平缓。

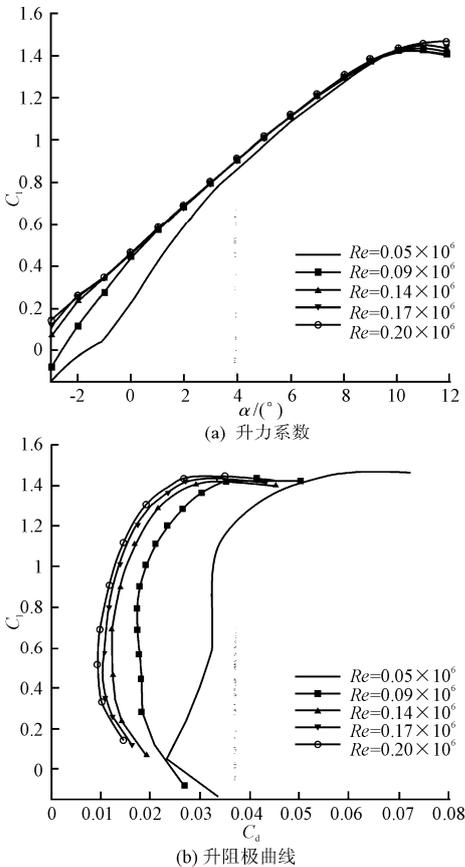


图6 翼型气动特性随雷诺数变化图

对螺旋桨桨叶角分布的确定采用人工筛选优化的方法。其基本思想是首先在给定螺旋桨转速和自由来流速度的前提下,计算桨叶各个剖面翼型的气动特性,并确定其气动特性最佳点所对应的气流迎角 α 。然后计算桨叶各个剖面叶素的几何合成速度与旋转平面之间的夹角 φ_0 。在不考虑桨叶尾涡对桨叶气流所产生的下洗干扰的前提下,将 $\alpha + \varphi_0$ 作为初始桨叶角分布,对螺旋桨性能进行计算,根据其效率最佳点所对应的功率与电机输出功率的匹配关系对桨叶角分布进行人工优化调整,最终确定的螺旋桨桨叶角分布如图7所示。

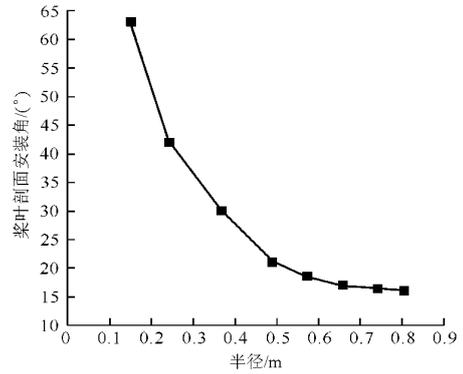


图7 优化后桨叶角分布

4.2 螺旋桨性能分析

在确定了螺旋桨外形基本参数之后,根据无人机总体设计要求,分别对螺旋桨在以下三种飞行状态下的性能进行计算评估。图8~图10给出了三种计算状态下螺旋桨气动特性计算结果。

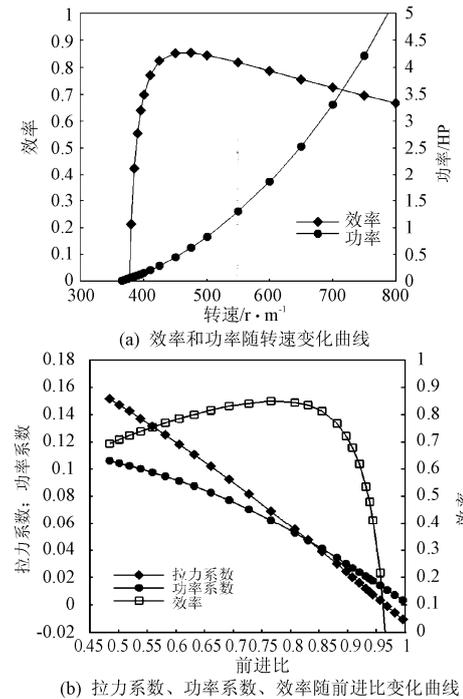


图8 状态下螺旋桨气动特性

计算状态一：飞行高度 0km，飞行速度 10m/s。
 计算状态二：飞行高度 11km，飞行速度 20m/s。
 计算状态三：飞行高度 20km，飞行速度 30m/s。

从以上计算结果可以看出，在电机输出功率范围为 0.8~1.3HP 内，不同飞行状态下螺旋桨的工作效率均在 80%左右。在无人机巡航状态下（计算状态三），螺旋桨的最大工作效率为 80%，此时电机转速为 1450r/min，螺旋桨工作所需功率为 1.5HP，此时螺旋桨效率最佳点所对应的功率与电机的额定输出功率达到最佳匹配关系。

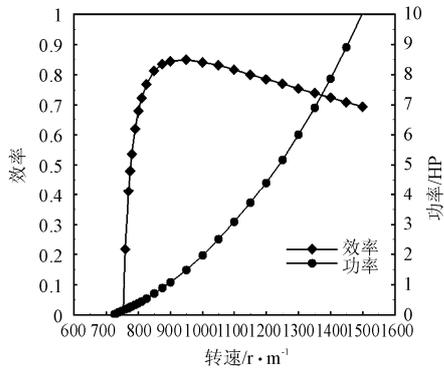
5 结 论

通过上述分析，可得如下结论。

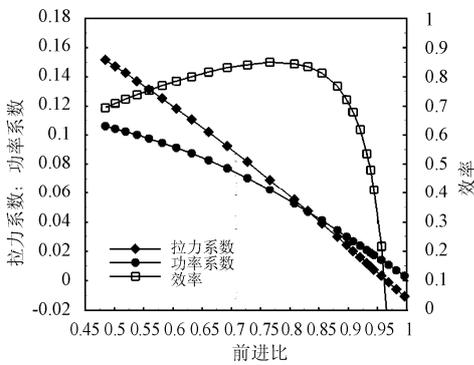
- 1) 低雷诺数高升阻比翼型设计是维持本文中螺旋桨较高巡航气动效率的关键。采用 Takabashi 所提出的基于正反迭代、余量修正原理的翼型反设计方法，通过合理调整目标压力分布使得所设计的桨叶基本翼型在设计点处具有较大升阻比。所设计螺旋桨在计算状态二下最大效率达到 86%。
- 2) 采用人工筛选优化的方法对螺旋桨桨叶角分布的优化调整，可以使得螺旋桨气动效率最优点所需的转速和功率满足电机的输出约束条件。对所设计螺旋桨不同飞行状态下气动性能的综合评估表明，在与电机输出功率匹配的范围（0.8~1.5HP）内，螺旋桨效率始终维持在 80%左右，达到了预期的设计目的。
- 3) 计算结果表明：文中对螺旋桨平面形状、桨叶剖面基本翼型及剖面桨叶角所采用的设计优化思想及方法是合理有效的。

参 考 文 献

- [1] Bradley T H, Moffitt B A, Fuller T F. Comparison of design methods for fuel-cell-powered unmanned aerial vehicles[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46 (6): 1945-1956.
- [2] Colozza A, Corportain A. Overview of innovative aircraft power and propulsion systems and their applications for planetary exploration TM-2003-212459 [R]. Washington: NASA, 2003.
- [3] Moffitt B A, Bradley T H, Parekh D E, et al. Validation of vortex propeller theory for UAV design with uncertainty analysis[C]//The 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada: AIAA, 2008.
- [4] Hallissy J M, Chattot J J. Validation of a helicoidal vortex model with NREL unsteady aerodynamic experiment[C]//The 43th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada: AIAA, 2005.

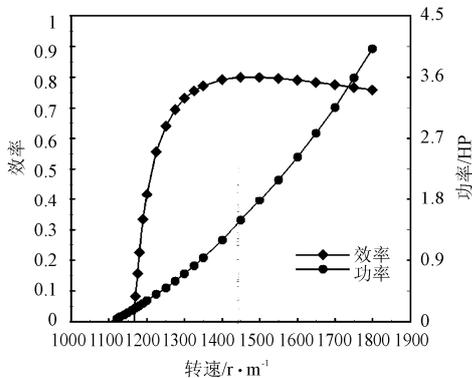


(a) 效率和功率随转速变化曲线

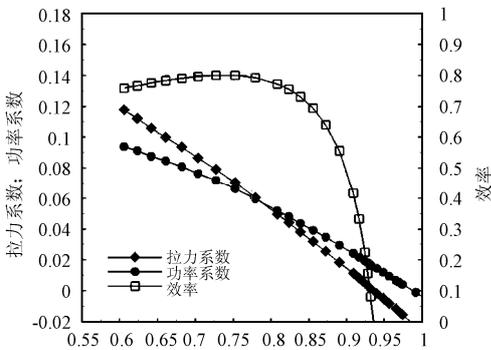


(b) 拉力系数、功率系数和效率随前进比变化曲线

图9 状态二下螺旋桨气动特性



(a) 效率和功率随转速变化曲线



(b) 拉力系数、功率系数、效率随前进比变化曲线

图10 状态三下螺旋桨气动特性

- [5] Smedresman A, Yeo D, Shyy W. Design, fabrication, analysis, and testing of a micro air vehicle propeller[C]//The 29th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Honolulu, Hawaii: AIAA, 2011.
- [6] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006: 75-82.
- [7] Hartman E P, Biermann D. The aerodynamic characteristics of full-scale propellers having 2, 3, and 4 blades of clark Y and R A F 6 airfoil sections No.640[R]. NACA, 1938.
- [8] Heine B, Mack S, Kurz A, et al. Aerodynamic scaling of general aviation airfoil for low reynolds number application[C]//The 38th Fluid Dynamics Conference and Exhibit. Seattle, Washington: AIAA, 2008.
- [9] Gopalarathnam A, Selig M S. Low-speed natural-laminar-flow airfoils: a case study in inverse airfoil design[J]. Journal of Aircraft, 2001, 38 (1): 57-63.
- [10] Liu Qing, Li Jie, Zhou Zhou. Low reynolds number high-lift airfoil design for HALE concept UAV[C]//The 24th AIAA Applied Aerodynamics Conference. San Francisco, California: AIAA, 2006.