

旋翼桨叶结冰对直升机飞行性能的影响

徐玉貌¹, 吕少杰², 曹义华³, 陈 瑞¹

(1. 中国直升机设计研究所 总体室, 江西 景德镇 333001;

2. 陆航研究所 总体论证室, 北京 101121;

3. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 采用由翼型冰风洞试验推导而来的工程公式, 将旋翼结冰模型嵌入离散格式的旋翼气动模型, 分别计算结冰后每个桨盘网格区域的翼型升、阻力系数的增量和挥舞系数的增量, 建立了结冰后的 UH-60A 直升机飞行力学模型. 结合发动机功率数据, 通过改变结冰条件, 研究了不同结冰参数对最大平飞速度、最大垂直爬升率和最大爬升率的影响. 结果表明: 在环境温度为 $0\sim-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时, 降低环境温度会严重降低飞行性能; 液态水含量对所选性能指标有一定影响; 水滴直径对最大平飞速度的影响较小, 对爬升性能的影响可忽略不计; 飞行性能指标随结冰时间呈线性下降趋势.

关 键 词: 直升机; 桨盘离散; 旋翼结冰; 结冰参数; 飞行性能

中图分类号: V212.4

文献标志码: A

Effects of rotor blade icing on helicopter flight performance

XU Yu-mao¹, LÜ Shao-jie², CAO Yi-hua³, CHEN-Rui¹

(1. General Design Department,

China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen Jiangxi 333001, China;

2. Department of General Demonstration, Army Aviation Institute, Beijing 101121, China;

3. School of Aeronautic Science and Technology,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Based on the rotor icing tunnel derivation formula, and combining with the rotor icing model and discrete rotor aerodynamics model, the lift force, drag force and flapping incremental coefficient of each rotor disk area were calculated, the UH-60A helicopter nonlinear flight dynamics model in icing condition was established. Combined with the engine power data, the effect of icing-related variables on the maximum level flight speed, maximum vertical climb rate and the maximum climb rate were studied in detail by changing the icing conditions. Results show that, when the atmospheric temperature is between $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ and $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$, lowering atmospheric temperature can severely degrade the flight performance; liquid water content has a certain influence on the selected performance indexes; median volumetric diameter has little effect on the maximum level flight speed, and the impact on climb performance can be neglected; the flight performance indexes linearly decline with icing time.

Key words: helicopter; discrete rotor disk; rotor icing; icing-related variables; flight performance

直升机所处的气象和飞行条件易出现温度较低和液态水含量较高的情况, 从而产生旋翼结冰

问题. 旋翼桨叶结冰严重破坏了桨叶的流场环境, 影响其气动性能, 使得桨叶产生的升力减小, 阻力

增大,失速迎角减小.桨叶结冰还可能对直升机操纵装置产生影响,恶化直升机的操稳特性,并严重威胁飞行安全.此外,旋翼的不完全结冰区域会发生冰脱落现象,可能引起强烈振动,还会与直升机的其他部件相撞,对直升机造成破坏.

结冰问题的研究方法主要有冰风洞试验、飞行试验、数值模拟和工程算法等.旋翼结冰的数值模拟多采用CFD方法,求解桨叶二维翼型空气流场和水滴流场,引入结冰热力学模型,计算结冰后升、阻力系数增量.该方法的缺点在于耗时较长,且难以与飞行动力学模型进行嵌套,进一步研究旋翼结冰对飞行特性的影响.而工程模型由于计算效率高但又不失准确性,能被广泛用于工程分析.

目前,对旋翼结冰问题的研究主要集中在结合冰风洞试验对旋翼扭矩的研究^[1-3]和桨叶翼型的结冰研究^[4].文献[5]建立了旋翼结冰后的直升机飞行动力学模型,研究了旋翼结冰对直升机飞行品质的影响.文献[6]对直升机结冰问题进行了较为全面的论述.

本文采用涡流理论^[7]计算旋翼诱导速度,引入结冰热力学模型,采用工程公式计算翼型升、阻力系数的增量和挥舞系数的增量,将翼型结冰模型嵌入旋翼气动模型,以UH-60A直升机为例,在配平的基础上研究了旋翼结冰对直升机飞行性能的影响.这种工程算法避免了在翼型结冰计算中复杂的数值计算,可用于预测结冰后的旋翼气动特性和直升机飞行性能.

1 结冰后的飞行力学模型

未结冰条件下,基于风洞试验数据^[8],本文所用飞行动力学对算例直升机的配平计算同试飞数据和参考结果^[9]的对比验证见文献[10].本文采用文献[11]中旋翼结冰模型,以系数增量形式计入结冰对旋翼翼型升、阻力特性的影响,进一步即可推导出结冰后的旋翼拉力、侧力、后向力以及旋翼锥角、后倒角和侧倒角系数的增量形式,建立结冰后飞行性能计算模型.

根据叶素理论,将旋翼桨盘离散网格化,每个桨盘网格的升、阻力系数与当地马赫数和迎角有关,本文采用二元翼型升阻力特性风洞试验数据^[8].采用涡流理论计算诱导速度的非均匀分布.以直升机前飞速度为111 km/h(60 knots),环境温度 t_s 为 -12°C ,水滴直径为 $20\text{ }\mu\text{m}$,液态水含量(W)为 0.75 g/m^3 ,结冰时间(τ)为60 s的情况为例,计算旋翼结冰情况.

1.1 冰型分布

冰风洞试验表明,桨叶表面局部温度 t_c 主要受环境温度 t_s 、迎角 α 和马赫数 Ma 的影响,有如下经验表达式^[12]:

$$t_c = (t_s + 273.15)(1 + 0.2r_e Ma^2) + 0.33(\alpha - 6) - 273.15 \quad (1)$$

式中 r_e 为复温因子.

当 $t_c < 0^\circ\text{C}$ 时,桨叶表面结冰.由式(1)得到桨叶表面结冰的临界环境温度

$$t_{on} = \frac{273.15 - 0.33(\alpha - 6)}{1 + 0.2r_e Ma^2} - 273.15 \quad (2)$$

计算桨叶表面局部温度,首先需要计算结冰前桨盘迎角和马赫数分布,在上述计算条件下,结冰前旋翼桨盘迎角和马赫数分布如图1所示.

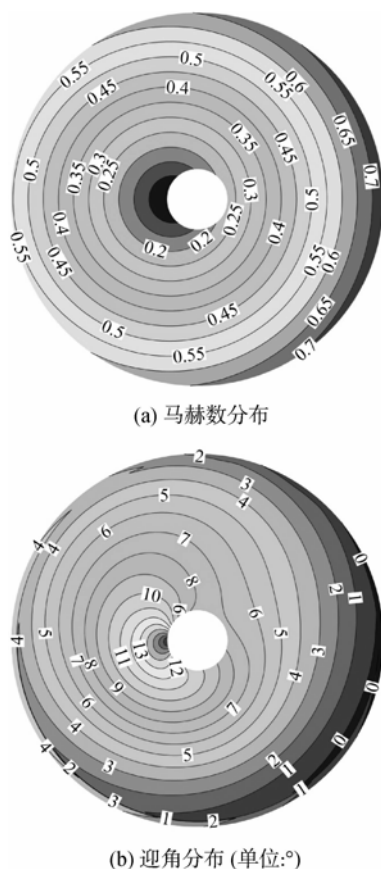


图1 结冰前桨盘马赫数和迎角分布

Fig. 1 Mach number and angle of attack distribution of rotor disk before icing

根据冰风洞试验数据^[13],桨叶表面明冰和霜冰的临界环境温度分别为

$$t_{gl} = t_{on} - 0.33\alpha \quad (3)$$

$$t_r = (224.79W^2 - 326.25W + 35.59)Ma^2 + (-83.05W^2 + 57.73W - 26.38)Ma \quad (4)$$

通常霜冰产生的温度范围为 $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 左右或更低. 明冰形成时, 周围空气温度范围为 $-5\sim-15\text{ }^{\circ}\text{C}$, 混合冰是介于霜冰和明冰之间, 在驻点位置表现为明冰的特征, 在驻点两侧逐渐向霜冰的特征转化.

桨叶不同径向位置处的表面可能结霜冰、混合冰和明冰. 由此, 可判断桨叶不同径向位置处表面的结冰状况. 在上述计算条件下, 桨盘结冰情况如图 2 所示.



图 2 桨盘区域冰形分布

Fig. 2 Ice shape distribution of rotor disk

1.2 结冰后的升阻力计算

对于结冰后的桨叶翼型升力系数 C_l 增量, 霜冰、混合冰、明冰均可近似为^[13]

$$\Delta C_l = -0.01335 \times K_0 \bar{R} [\alpha + 2 + K_{II} \times 0.00555(\alpha - 6)^2] K_I \times 0.1524 W_T / c \quad (5)$$

其中 $\bar{R}$ 为翼型厚度与弦长之比; K_0 为桨叶表面碰撞水滴修正系数; K_I , K_{II} 为冰风洞试验数据修正系数, 其中 K_{II} 与迎角有关. 当迎角小于 6° 时, K_{II} 取 0; 迎角大于 6° 时, K_{II} 取 1.0. K_I 与温度有关.

当 $t_s < t_r - 2$ 时, $K_I = 0.67$;

当 $t_r < t_s < t_{gl}$ 时

$$K_I = 0.67 \times [1.0 + (t_s - t_r)] / (t_{gl} - t_r) \quad (6)$$

当 $t_{gl} \leq t_s < t_{on}$ 时

$$K_I = 1.33 \times [1.0 + (t_s - t_{gl})] / (t_{on} - t_{gl}) \quad (7)$$

对于结冰后的桨叶翼型阻力系数的增量, 在 3 种冰形下分别为^[9]

对于霜冰

$$\Delta C_{d,r} = [0.158 \ln k_s + 175 A_c E + 1.7] \left(\frac{\alpha + 6}{10} \right) C_{d0} \quad (8)$$

式中 C_{d0} 为结冰前桨叶翼型阻力系数, k_s 为结冰表面粗糙度, A_c 为结冰积聚参数, E 为水滴收集率, c 为翼型弦长.

对于明冰

$$\Delta C_{d,gl} = K_{dI} \times [0.00686 K_0 \bar{R}^{1.5} (\alpha + 6) - 0.0313 \bar{r}^2 + K_d \times 0.006 Ma^{2.4}] \times 0.1524 W_T / c \quad (9)$$

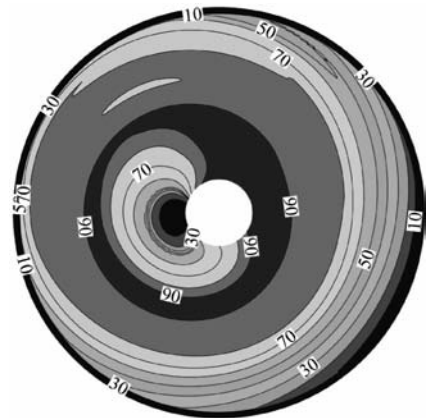
对于混合冰

$$\Delta C_{d,m} = \Delta C_{d,r} - (\Delta C_{d,gl} - \Delta C_{d,r}) \frac{t_r - 2 - t_s}{4} \quad (10)$$

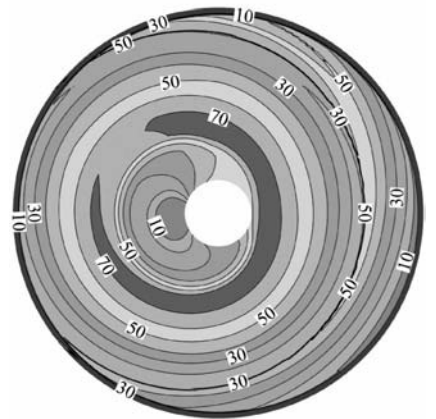
式中 K_d , K_{dI} 为冰风洞试验数据修正系数; $\bar{r}$ 为翼型相对前缘半径.

图 2 已经判断了桨盘不同区域的结冰形状, 在此基础上计算旋翼各个划分区域的翼型升力系数和阻力系数增量, 进一步可得到结冰前后旋翼的升阻比变化, 如图 3 所示.

可见, 与结冰前相比, 结冰后的旋翼桨叶翼型



(a) 结冰前



(b) 结冰后

图 3 结冰前后桨盘的升阻比分布

Fig. 3 Lift-drag ratio distribution of rotor disk before and after icing

升阻比明显下降,从数值上分析可知,升阻比下降了大约 20,这最终导致了旋翼气动性能的下降。

2 旋翼结冰对飞行性能的影响

目前,国内对直升机飞行性能,主要研究了直升机的特征参数对直升机需用功率的影响,如尾桨倾斜角^[14]等,对旋翼结冰后的直升机飞行性能研究较少.本文采用文献[15]飞行性能计算模型,T700-701 发动机功率和油耗数据采用插值计算得到。

在高度为 900 m,计算旋翼结冰对前飞性能(最大平飞速度、最大爬升率)和悬停性能(最大垂直爬升率)的影响。

本文以环境温度为 $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$,水滴直径为 $5\text{ }\mu\text{m}$,液态水含量为 0.35 g/m^3 ,结冰时间为 20 s 为基准结冰状态,研究结冰参量对所选飞行性能指标的影响。

文献[3]中针环境温度对旋翼需用功率的影响进行了试验研究,环境温度为 $-12\sim-25\text{ }^{\circ}\text{C}$,在这种环境温度下,旋翼结冰已经十分严重,旋翼需用功率将到达结冰前的 $2\sim3$ 倍^[5],此时发动机提供的可用功率已经不足以保持直升机飞行,研究直升机的飞行性能指标已经没有意义.从直升机防冰系统来讲,在刚开始出现结冰的时候,就应该进行除冰,在 $0\sim-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ 范围内最易出现结冰问题,也是除冰系统的主要工作范围。

2.1 环境温度的影响

本文选定的环境温度为 $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以内.在文献[3]所选的环境温度范围内,试验发现环境温度的降低会使旋翼需用功率的增量减小.但当环境温度为 $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以内,旋翼桨叶冰型多为明冰,旋翼需用功率增量随环境温度的降低而增大,环境温度对最大平飞速度的影响如图 4 所示。

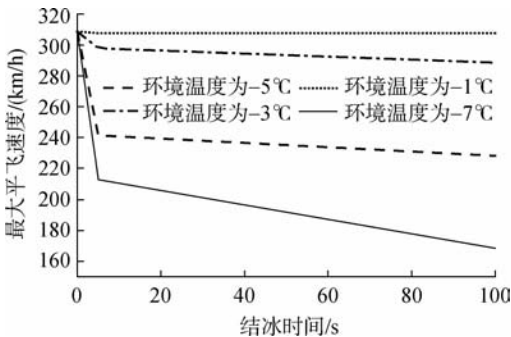


图 4 环境温度对最大平飞速度的影响
Fig. 4 Effect of atmospheric temperature on maximum level speed

由图 4 可见,环境温度为 $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以内,随着环境温度的降低,由于旋翼需用功率增量随环境温度的降低而增大,最大平飞速度随之降低.最大平飞速度随结冰时间呈线性下降趋势,且环境温度越低,下降趋势越明显,这说明直升机需用功率呈同样的发展趋势.相比结冰时间,环境温度的影响更为明显。

不考虑结冰时间,环境温度对爬升率的影响如图 5 所示,当环境温度低于 $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$,发动机可用功率已经不足以保证悬停时的需用功率,由于需用功率曲线呈“浴盆”状,仍可保证一部分前飞状态下的需用功率.可见,环境温度对最大垂直爬升率的影响十分明显,最大爬升率随环境温度几乎成指数下降。

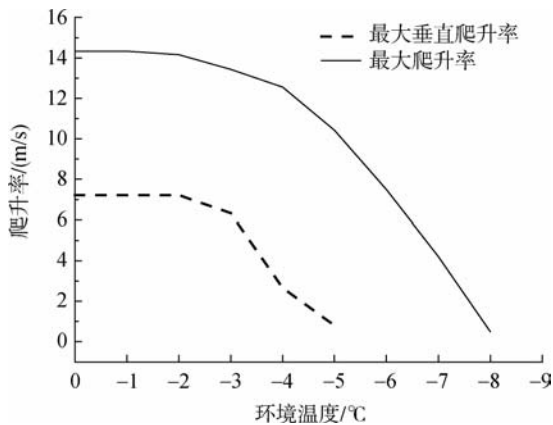


图 5 环境温度对爬升率的影响
Fig. 5 Effect of atmospheric temperature on climb rate

2.2 液态水含量的影响

液态水含量对最大平飞速度的影响如图 6 所示.不同液态水含量下,虽然最大平飞速度随结冰

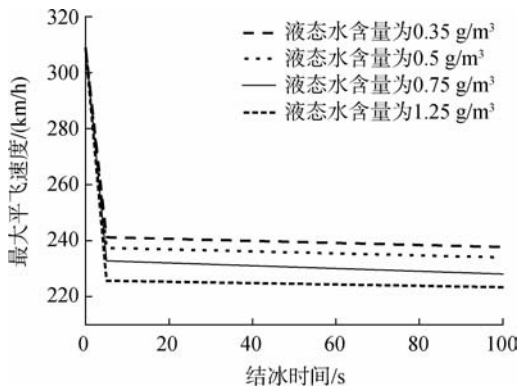


图 6 液态水含量对最大平飞速度的影响
Fig. 6 Effect of liquid water content on maximum level speed

时间呈线性下降趋势,但变化不大. 液态水含量越大,越有利于旋翼结冰,最大平飞速度越小.

液态水含量对爬升性能的影响如图 7 所示,在结冰温度下,只要存在液态水,旋翼便会出现结冰问题并严重影响爬升性能. 随着液态水含量的增大,旋翼从微量结冰发展至大量结冰,爬升率不断下降,相比环境温度,液态水含量对爬升性能的影响较小.

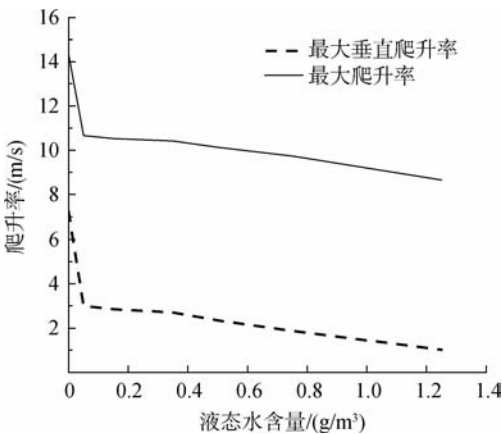


图 7 液态水含量对爬升率的影响

Fig. 7 Effect of liquid water content on climb rate

2.3 水滴直径的影响

水滴直径对最大平飞速度的影响较小,如图 8 所示. 水滴直径越大,越有利于旋翼结冰,最大平飞速度越低.

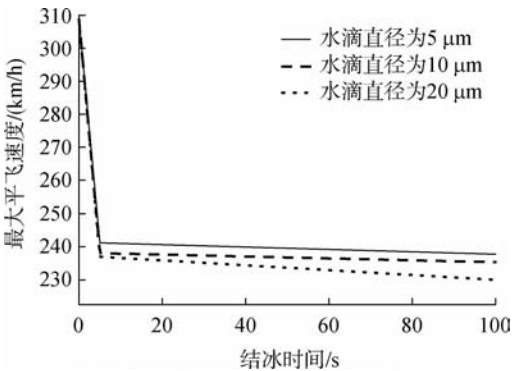


图 8 水滴直径对最大平飞速度的影响

Fig. 8 Effect of median volumetric diameter on maximum level speed

爬升率随着水滴直径的增大而减小,但影响较轻. 基准状态下水滴直径为 5 μm,最大垂直爬升率和最大爬升率分别为 2.70 m/s 和 10.42 m/s;当水滴直径增大至 10 μm 时,两者分别为 2.48 m/s 和 10.21 m/s;当水滴直径增大至 20 μm

时,两者分别为 2.21 m/s 和 10.09 m/s.

3 结 论

本文对旋翼桨盘进行离散化处理,在每个桨盘划分区域以系数增量形式计入结冰对翼型升阻力特性的影响,建立结冰后飞行性能计算模型. 以 UH-60A 直升机为例,结合发动机功率数据,分别计算了环境温度、液态水含量、水滴直径和结冰时间对飞行性能的影响. 结果表明,结冰后的旋翼需用功率迅速增大,如果任由结冰发展,甚至将达到结冰前的 2~3 倍,将对直升机飞行安全造成严重后果.

1) 当旋翼桨叶环境温度处于明冰的临界温度附近时,环境温度的降低会严重降低飞行性能,随着结冰时间的增加,飞行性能进一步降低.

2) 液态水含量会对飞行性能产生一定影响,液态水含量越大,结冰情况越严重,飞行性能也越差.

3) 水滴直径对飞行性能影响较小,最大平飞速度随水滴直径的增大而减小,随着结冰时间的增大,这种趋势略有增加. 水滴直径对算例直升机的爬升性能影响不大.

参考文献:

[1] Korkan K D, Dadone L, Shaw R J. Performance degradation of helicopter rotor in forward flight due to ice[J]. Journal of Aircraft, 1985, 22(8): 713-718.

[2] Miller T L, Korkan K D, Shaw R J. Analytical determination of propeller performance degradation due to ice accretion[J]. Journal of Aircraft, 1987, 24(11): 768-775.

[3] Flemming R J, Randall K B, Thomas H B. Role of wind tunnels and computer codes in the certification and qualification of rotorcraft for flight in forecast icing[R]. NASA-TM106747, 1994.

[4] 陈科, 曹义华, 潘星. 改进的翼型积冰数值模拟方法[J]. 航空动力学报, 2007, 22(11): 1814-1819.

CHEN Ke, CAO Yihua, PAN Xing. An improved numerical simulation method for airfoil ice accretion[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(11): 1814-1819. (in Chinese)

[5] 李国知, 曹义华. 旋翼结冰对直升机飞行动力学特性的影响[J]. 航空学报, 2011, 32(2): 187-194.

LI Guozhi, CAO Yihua. Effect of rotor icing on helicopter flight dynamic characteristics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(2): 187-194. (in Chinese)

[6] Cao Y H, Chen K. Helicopter icing[J]. Aeronautical Journal, 2010, 114(1152): 83-90.

[7] 王适存. 直升机空气动力学[M]. 北京: 航空专业教材编审组, 1985.

[8] Howlett J J. UH-60A black hawk engineering simulation program: mathematical model [R]. NASA-CR 166309, 1981.

[9] Ballin M G. Validation of a real-time engineering simulation of the UH-60A helicopter[R]. NASA-TM88359,1987.

[10] 吕少杰,曹义华,李国知. 气动布局参数对直升机飞行品质的影响[J]. 北京航空航天大学学报,2014,40(1):54-58. Lǚ Shaojie, CAO Yihua, LI Guozhi. Analysis of influences of aerodynamic configuration parameters on helicopter flying qualities[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2014,40(1):54-58. (in Chinese)

[11] Cao Y H, Li G Z, Ronald A H. Helicopter flight characteristics in icing conditions[J]. Aeronautical Journal, 2012, 116(1183):963-979.

[12] Flemming R J. Correlation of icing relationships with air-foil and rotorcraft icing data[J]. Journal of Aircraft,1986, 23(10):737-743.

[13] Flemming R J, Lednicer D A. High speed ice accretion on rotorcraft airfoils[R]. NASA-CR3910,1985.

[14] 徐玉貌,胡士媛,李杰. 尾桨倾斜对直升机飞行性能的影响[J]. 直升机技术,2008,155(3):82-85. XU Yumao, HU Shiyuan, LI Jie. The effect of tail rotor tilting to helicopter's flight performance [J]. Helicopter Technique,2008,155(3):82-85. (in Chinese)

[15] 苏媛,吕少杰,曹义华,等. 单旋翼直升机气动布局对飞行性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报,2014,40(5):591-595. SU Yuan, Lǚ Shaojie, CAO Yihua, et al. Influences of aerodynamic layout of single main rotor helicopter on flight performance[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2014,40(5):591-595. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)