

การออกแบบและสร้างเครื่องทดสอบความล้าของโครงสร้างปีกเครื่องบิน



นายสงคราม ทองนพคุณ

003984

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล

บัณฑิตวิทยาลัย จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

พ.ศ. 2524

THE DESIGN AND CONSTRUCTION OF A FATIGUE LIFE
TESTING RIG FOR AIR CRAFT WING STRUCTURE

Mr. Songkram Thongnopkhun.

A Thesis Submitted in Partial Fulfillment of the Requirements

for the Degree of Master of Engineering

Department of Mechanical Engineering

Graduate School

Chulalongkorn University

1981

หัวข้อวิทยานิพนธ์

การออกแบบและสร้างเครื่องทดสอบความล่าช้าของโครงสร้าง
ปีกเครื่องบิน

ชื่อ

นายสงคราม ทองนพคุณ

อาจารย์ที่ปรึกษา

รองศาสตราจารย์ ดร. อธิพิณ ป่านงาม

ภาควิชา

วิศวกรรมเครื่องกล

ปีการศึกษา

2524



บทคัดย่อ

ในวิทยานิพนธ์ฉบับนี้ ได้ทำการออกแบบและสร้างเครื่องทดสอบความล่าช้าภายใต้แรงค้ำของปีกเฮลิคอปเตอร์ โดยแบ่งออกเป็น 2 ส่วน คือ ส่วนยึดโคนปีกให้แน่นอยู่กับที่ และส่วนโยกปลายปีกขึ้นลง เพื่อให้ปีกได้รับความเค้นค้ำอย่างเปลี่ยนแปลง เครื่องทดสอบทั้งสองส่วนนี้จะค้ำด้วยฐานเดียวกัน และมีอุปกรณ์เพิ่มเติมคือ ตัวนับรอบ เพื่อนับรอบการโยกของปีกหรือรอบของความเค้นค้ำที่ให้แก่ปีก และสวิตช์อัตโนมัติซึ่งใช้ในการตัดการทำงานของเครื่องทดสอบเมื่อปีกเกิดการเสียหาย วิทยานิพนธ์ฉบับนี้ยังได้ศึกษาค้นหาทฤษฎีพื้นฐานของความเค้น และภาระต่าง ๆ บนปีกทางด้านอากาศพลศาสตร์ จากการศึกษาทางทฤษฎี จะทำให้ทราบค่าโมเมนต์ค้ำ, แรงค้ำในแนวแกน, แรงเฉือน และระยะโก่งของปีกที่รัศมีใด ๆ

ในวิทยานิพนธ์ฉบับนี้ ได้เสนอวิธีการทำนายอายุการใช้งานของปีกถ้าได้มีการทดสอบปีกต้นแบบ ซึ่งการทำนายอายุการใช้งานของปีกนี้ได้แบ่งออกเป็น 2 สภาวะ คือ สภาวะที่เฮลิคอปเตอร์ลอยตัวอยู่กับที่ โดยวัสดุที่ใช้ทำตัวปีกเป็นอลูมิเนียมผสม 1100-H12 และสภาวะที่เฮลิคอปเตอร์เคลื่อนที่ด้วยความเร็วสูงสุด โดยวัสดุที่ใช้ทำตัวปีกเป็นอลูมิเนียมผสม 2024-T4 ค่าอายุการใช้งานโดยประมาณที่ทำได้ คือ 58 ชั่วโมง และ 1250 ชั่วโมงตามลำดับ ค่าอายุการใช้งานที่ทำได้นี้เป็นค่าทางทฤษฎี

Thesis Title The Design and Construction of a Fatigue Life
Testing Rig for Air Craft Wing Structure.

Name Mr. Songkram Thongnophkun.

Thesis Advisor Associate Professor Ittiphol Pan-ngam, Ph.D.

Department Mechanical Engineering

Academic Year 1981

ABSTRACT

This thesis is to design and construct a fatigue life testing rig for helicopter blade subject to bending load. The rig has two main parts, namely the fixed end for holding the root of the blade and loading end with mechanism attached to apply variable bending load. The two parts are firmly fixed on a common base. The loading mechanism includes an adjustable plate for varying bending load, a counter registering the number of cycles to failure augmented with automatic switch which will terminate the loading operation once the specimen fail.

The thesis also studies the theoretical derivation of the stresses and strains associated with the actual load application on the blade. The local bending moment, axial force, shear force and deflection at various sections along the blade are also calculated to provide basis for fatigue life prediction. Test on rotor blade is not carried out since no specimen is yet available. The theoretical predictions of fatigue life are offered for two types of helicopter operations, namely the hovering operation employing blade fabricated from aluminum alloy 1100-H12 and maximum forward speed operation employing blade fabricated from aluminum alloy 2024-T4. The predicted lifes are 58 hours and 1,250 hours respectively.

กิติกรรมประกาศ



ผู้เขียนขอขอบพระคุณ รศ. ดร. อธิธิพล ปานงาม อาจารย์ที่ปรึกษา ที่ได้กรุณาใช้เวลา ให้ความรู้และคำแนะนำ ตลอดจนให้กำลังใจเป็นอย่างดีแก่ผู้เขียน จนทำให้วิทยานิพนธ์ฉบับนี้สำเร็จลุล่วงด้วยดี

ขอขอบพระคุณ คณะกรรมการตรวจวิทยานิพนธ์ทุกท่านที่ช่วยแนะนำสิ่งที่เป็นประโยชน์แก่ผู้เขียน และขอขอบพระคุณบรรพคณาจารย์ทุกท่านที่ได้อบรมสั่งสอนผู้เขียนมาแต่ต้น

ขอขอบพระคุณ รศ. ดร. กุลธร ศิลปบรรเลง, น.อ. เบญจ ภมรสุต และ ร.อ. ดร. วีระ พลวัฒน์ ที่ได้ให้คำแนะนำบางประการอันเป็นประโยชน์แก่ผู้เขียน

ขอขอบพระคุณ เจ้าหน้าที่ M-Lab. ศูนย์วิจัยและพัฒนาทางทหารทุกท่านที่ได้ให้คำแนะนำและความสะดวกเป็นอย่างดี ทำให้การสร้างเครื่องทดสอบความถี่สำเร็จตามเป้าหมาย

ขอขอบพระคุณ คุณสาธิต สีริวิงคมานนท์, คุณโกศล วีระพัฒนคุปต์ และคุณชัชวรินทร์ กล้ารบ ที่ช่วยผลักดันและสนับสนุนผู้เขียนตลอดมา

ท้ายนี้ ผู้เขียนใคร่ขอขอบพระคุณต่ออาจารย์แผนกวิชาวิศวกรรมเครื่องกลทุกท่านบัณฑิตวิทยาลัย และจุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย ที่ช่วยให้ผลงานนี้สำเร็จลงได้

สารบัญ

หน้า

บทคัดย่อภาษาไทย	ง
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ	จ
กิตติกรรมประกาศ	ฉ
รายการตารางประกอบ	ช
รายการภาพประกอบ	ฅ
สัญลักษณ์	ฉ



บทที่

1. บทนำ	1
2. ทฤษฎี	4
3. รายละเอียดของเฮลิคอปเตอร์และปีก	26
4. การหาค่าโมเมนต์ค้ำและระยะโง่งของปีกเฮลิคอปเตอร์	30
5. การประมาณอายุการใช้งานของปีกเฮลิคอปเตอร์ภายใต้แรงค้ำ และแรงค้ำในแนวแกนร่วมกัน	55
6. เครื่องทดสอบความล้าของปีกเฮลิคอปเตอร์ภายใต้แรงค้ำ	64
7. การทดสอบความล้าของปีกเฮลิคอปเตอร์	76
8. ข้อสรุปและข้อเสนอแนะ	79
เอกสารอ้างอิง	84
ภาคผนวก	86
ประวัติผู้เขียน	170

รายการตารางประกอบ

ตารางที่	หน้า
1. แสดงผลการทดสอบโดยวิธีของ "โพรมิท" สำหรับเหล็กกล้า	20
2. แสดงผลการทดสอบที่ได้จากการทดสอบความล้าแบบ "พร็อค"	24
3. แสดงค่าของแรงยกและแรงหนีศูนย์กลางของปีกแต่ละปล้อง	47
4. แสดงค่าโมเมนต์ค้ำ M_i , แรงดึงในแนวแกน N_i , แรงเฉือน V_i , และระยะโก่ง y_i	51
ก. แสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า Standardized variable. กับเปอร์เซ็นต์การรูดของชิ้นงาน	87
ข. แสดงรายละเอียดของเครื่องทดสอบความล้า	91
ค-1. แสดงค่าของแรงยกที่ $\psi = 90^\circ$ กับ $\psi = 270^\circ$ และแรงหนี- ศูนย์กลางของปีกแต่ละปล้อง	154
ค-2. แสดงค่าโมเมนต์ค้ำ, แรงดึงในแนวแกน, แรงเฉือน และระยะโก่ง ของปีกแต่ละปล้องที่ $\psi = 90^\circ$	161
ค-3. แสดงค่าโมเมนต์ค้ำ, แรงดึงในแนวแกน, แรงเฉือน และระยะโก่ง ของปีกแต่ละปล้องที่ $\psi = 270^\circ$	163

รายการรูปประกอบ

รูปที่	หน้า
1. แสดงทิศทางการของความเร็วอากาศ, แรงยก และแรงปะทะ ที่กระทำต่อปีกเครื่องบิน	4
2. แสดงทิศทางการของความเร็วอากาศ, แรงยก และแรงปะทะ ที่กระทำต่อปีกเฮลิคอปเตอร์	5
3. แสดงทิศทางการของความเร็วอากาศในขณะที่เฮลิคอปเตอร์กำลังบินอยู่ ...	6
4. แสดงทิศทางการความเร็วของอากาศในแนวสัมผัสกับรัศมีและตั้งฉากกับ การหมุนของปีก	7
5. แสดงระบบ Fully Articulated Rotor.	8
6. แสดงระบบแกน Rectangular co-ordinate.	9
7. แสดงขอบเขตทั้งสามของการเสียหายเนื่องจากความล้าของวัสดุ	11
8. แสดงการหลุดของทฤษฎีความเสียหายเนื่องจากความล้า	14
9. แสดงการรวมขอบเขตของการเสียหายเนื่องจากความล้า	14
10. แสดงความสัมพันธ์ระหว่างขีดจำกัดความล้าของแรงค้ำและแรงบิด	16
11. แสดงความสัมพันธ์ของอัตราส่วนความต้านความล้ากับขีดจำกัดความล้า ระหว่างแรงค้ำกับแรงบิด	17
12. แสดงความสัมพันธ์ระหว่างความเค้นสลัดกับจำนวนรอบที่ขึ้นทดสอบ เสียหาย สำหรับเหล็กกล้า AISI 1040	19
13. แสดงความสัมพันธ์ระหว่างความเค้นสลัดกับจำนวนรอบที่ทำให้ขึ้นทดสอบ เสียหาย สำหรับ p เปอร์เซ็นต์ของขึ้นทดสอบที่ไม่เสียหาย	20
14. แสดงความสัมพันธ์ระหว่างเปอร์เซ็นต์ของขึ้นทดสอบที่ไม่เสียหาย กับความเค้นที่ขึ้นทดสอบได้รับ	21
15. แสดงผลการทดสอบของวิธีการแบบขั้นบันได	22

16.	แสดงผลการทดสอบแบบเพิ่มความเค้นสลับสำหรับชิ้นทดสอบ 1 ชิ้น ...	23
17.	แสดงผลการทดสอบตามวิธีของ "พรอด"	24
18.	แสดงส่วนประกอบของปีกเฮลิคอปเตอร์และปีกที่ประกอบเสร็จแล้ว ...	26
19.	แสดงขนาดและรูปร่างของปีกเฮลิคอปเตอร์	27
20.	แสดงรูปหน้าตัดของปีกเฮลิคอปเตอร์	27
21.	แสดงขนาดของ Rib (NACA 0015)	28
22.	แสดงลักษณะของปีกเฮลิคอปเตอร์เป็นแบบคานยื่น และหน้าตัดของ ปีกเฮลิคอปเตอร์	30
23.	แสดงการเปลี่ยนแปลงความลาดของปีกแต่ละปล้อง	31
24.	แสดงการแตกแรงที่กระทำกับปีกปล้องที่ 1. ให้อยู่ในแนวตั้งฉากและ ขนานกับความลาดของปล้องที่ 2.	32
25.	แสดง Free body diagram ของปีกปล้องที่ 1.	34
26.	แสดง Free body diagram ของปีกปล้องที่ 2.	34
27.	แสดงระยะโง่งของปีก ณ จุดปลายของแต่ละปล้องเทียบกับแนวเดิม ของปีก	45
28.	แสดงการหาโมเมนต์แห่งความเฉื่อยของพื้นที่หน้าตัดใด ๆ	46
29.	แสดงการพลอตไคอะแกรมความสัมพันธ์ระหว่างความเค้นสูงสุด กับความเค้นเฉลี่ย	57
30.	แสดงความสัมพันธ์ระหว่างอัตราส่วน σ_f/σ_u กับจำนวนรอบที่ ชิ้นทดสอบเสียหาย	58
31.	แสดงการสร้าง S-N Curve ของอลูมิเนียมผสม	59
32.	แสดงส่วนที่กว้างที่สุดของหน้าตัดปีกเฮลิคอปเตอร์ที่ใช้ในการหาตัว ประกอบของขนาด	61

33.	แสดงขนาดของแผ่นอลูมิเนียมที่ใช้ในการคิกค้ำตัวประกอบความเค้น หนาแน่น	62
34.	แสดงการทำงานของ Scotch yoke.	64
35.	แสดงเครื่องทดสอบความล้าเมื่อมีกล่องเก็บเสียงครอบอยู่	66
36.	แสดงเครื่องทดสอบความล้าเมื่อเอากล่องเก็บเสียงออก	67
37.	แสดงส่วนยึดโคนปีก	68
38.	แสดงคานหน้าของส่วนโยกปลายปีก	69
39.	แสดงคานบนของส่วนโยกปลายปีก	69
40.	แสดงจานเยื้องศูนย์	70
41.	แสดงคานหลังของเครื่องทดสอบความล้า	71
42.	แสดงสวิตช์ตัดการทำงานของเครื่องทดสอบ	72
43.	แสดงการปรับจานเยื้องศูนย์	72
44.	แสดงหน้าตัดของโครงสร้างปีกเฮลิคอปเตอร์เมื่อแก้ไขแล้ว	80
45.	แสดงรูปตัดคามยาวของปีกเฮลิคอปเตอร์เมื่อแก้ไขแล้ว	80
46.	แสดงภาพคานหน้าของเครื่องทดสอบความล้าของปีกเฮลิคอปเตอร์ ภายใต้แรงบิด	82
ก-1.	แสดงผลการทดสอบความล้าแบบคานหมุนสำหรับอลูมิเนียมผสม 2014 - T4.	87
ก-2.	แสดงผลการทดสอบความล้าแบบคานหมุนสำหรับอลูมิเนียมผสม 2014 - T6.	88
ก-3.	แสดงผลการทดสอบความล้าแบบคานหมุนสำหรับอลูมิเนียมผสม 2024 - T4.	88
ก-4.	กราฟแสดงผลเนื่องจากขนาด	89

ก-5.	แสดงค่าตัวประกอบความเค้นหนาแน่นทางทฤษฎีของแผ่นโลหะที่มีรูเจาะตรงกลางภายใต้แรงค้ำค้ำ	89
ก-6.	แผนภูมิแสดงความไวของรอยเจาะที่อยู่ภายใต้แรงค้ำค้ำกลับไปกลับมา และแรงค้ำค้ำสลับกันในแนวแกน	90
ก-7.	แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงยก C_1 ของหน้าค้ำค้ำปีกแบบต่าง ๆ	90
ข.	แสดงภาพ Drawing ของเครื่องทดสอบความล้าของปีกเฮลิคอปเตอร์ภายใต้แรงค้ำค้ำ	94
ค-1.	แสดงการพลอตโคอะแกรมความสัมพันธ์ระหว่างความเค้นสูงสุดกับความเค้นเฉลี่ย	167
ค-2.	กราฟแสดงการหาอายุการใช้งานโดยประมาณของปีกเฮลิคอปเตอร์ .	168

สัญลักษณ์

R	รัศมีที่ปลายปีกเฮลิคอปเตอร์จากแกนหมุนของโรเตอร์
r	รัศมีใด ๆ ของปีกเฮลิคอปเตอร์จากแกนหมุนของโรเตอร์
L	ความยาวของปีกเฮลิคอปเตอร์
A	พื้นที่หน้าตัด
ρ	ความหนาแน่นของอากาศ
V	ความเร็วจริงของเฮลิคอปเตอร์
Ω	ความเร็วเชิงมุมของโรเตอร์
i	มุมเอียงของโรเตอร์
v	ความเร็วเหนี่ยวนำของอากาศ
μ	อัตราส่วนของความเร็วอากาศที่ปลายปีก = $V \cos i / \Omega R$
λ	อัตราส่วนของความเร็วอากาศที่ผ่านปีก = $(V \sin i + v) / \Omega R$
ψ	มุมออกทิศทางของปีกเฮลิคอปเตอร์
α	มุมปะทะของความเร็วลัมพ์ของอากาศ
C_l	สัมประสิทธิ์ของแรงยก
C_d	สัมประสิทธิ์ของแรงปะทะ
β	มุมยกของปีกเฮลิคอปเตอร์
τ	มุมปะทะของปีกเฮลิคอปเตอร์
γ	มุมหน้าตัดปีก
W	น้ำหนักของปีกเฮลิคอปเตอร์ 1 ปีก
n	จำนวนปล้องของปีกเฮลิคอปเตอร์
θ	มุมเปลี่ยนแปลงความลาดของปีกแต่ละปล้องเทียบกับปล้องถัดไป
y	ระยะโก่งของปีกเฮลิคอปเตอร์
6	ความเค้นปกติ

γ	ความเค้นเฉือน
F	แรง
V	แรงเฉือน
N	แรงดึงในแนวแกน
M	โมเมนต์ค้ำ
I	โมเมนต์แห่งความเฉื่อย
σ_a	ความเค้นสลั้บ
σ_m	ความเค้นเฉลี่ย
$\sigma_{max.}$	ความเค้นสูงสุด
$\sigma_{min.}$	ความเค้นต่ำสุด
$\sigma_{ta.}$	ความเค้นดึงสลั้บ
$\sigma_{pc.}$	ความเค้นดึงสลั้บวิกฤต
$\sigma_u.$	ความต้านแรงดึง
σ_y	ความต้านแรงดึงคราก
σ_n	ขีดจำกัดความล้าของชิ้นทดสอบแบบคานหมุน
σ'_n	ขีดจำกัดความล้าของปีกเฮลิคอปเตอร์
σ_f	ความต้านความล้า
E	โมดูลัสแห่งความยืดหยุ่น
k_a	ตัวประกอบของผิวหน้า
k_b	ตัวประกอบของขนาด
k_c	ตัวประกอบความเชื่อถือ
k_d	ตัวประกอบความเค้นหนาแน่น
K_f	ค่าตัวประกอบความเค้นหนาแน่นจริง
K_t	ค่าตัวประกอบความเค้นหนาแน่นตามทฤษฎี
q	ค่าความไวของรอยเจาะ

U_T

ความเร็วสมบูรณ์ที่ไม่มีทิศทางของอากาศในแนวสัมผัสกับรัศมีการหมุนของปีก

U_P

ความเร็วสมบูรณ์ที่ไม่มีทิศทางของอากาศในแนวตั้งฉากกับการหมุนของปีก

U_S

ความเร็วสมบูรณ์ที่ไม่มีทิศทางของอากาศในแนวแกนของปีก

c

ความยาวคอรัคของหน้าค้ำปีก, ระยะจากแนวสะเทินถึงจุดที่คงการหา
ความเค้น