Republic of Iraq
Ministry Of Higher Education & Scientific Research
University Of Technology
Department of Machines and Equipment

STUDY OF FLOW SEPARATION BETWEEN TWO AXIAL COMPRESSOR BLADES

A THESIS
SUBMITTED TO THE DEPARTMENT OF
MACHINES AND EQUIPMENTS
UNIVERSITY OF TECHNOLOGY
IN PARTIAL FULFILLMENT OF THE REQUIRMENTS
FOR THE DEGREE OF MASTER OF SCIENCE
IN MECHANICAL ENGINEERING
(POWER GENERATION)

BY ENGINEER:

SABAH F. H. H ALHAMDI

(B.Sc. in MECHANICAL ENGINEERING, 2004)

Supervisor:

Asst. Prof. Dr. Arkan Kh. Al-Taie

February 2008 **Suffer 1429**

Recommended Citation

Alhamdi, Sabah F. H., “STUDY OF FLOW SEPERATION BETWEEN TWO AXIAL COMPRESSOR BLADES’’ (2008). M.Sc. Thesis, Department of Machines and Equipment, University of Technology.

جمهورية العراق
وزارة التعليم العالي والبحث العلمي
الجامعة التكنولوجية
قسم هندسة المكائن والمعدات

دراسة أنفصال الجريان بين ريشتي الضاغطة المحورية

رسالة مقدمة الى
قسم هندسة المكائن والمعدات الجامعة التكنولوجية
كجزء من متطلبات نيل درجة الماجستير في علوم الهندسة الميكانيكية
اختصاص (توليد طاقة)

تقدم بها المهندس

صباح فالح حبيب الـ حمدي

بإشراف

أ.م. د. أركان خلخال حسين الطائي

شباط ٢٠٠٨م **صفر ١٤٢٩هـ**

بسم الله الرحمن الرحيم

((وعلمك مالم تكن
تعلم وكان فضل الله
عليك عظيما))

صدق الله العظيم

سورة النساء(١١٣)

Dedication:

To:

The candle lightening my way,
the most merciful heart,
who inspirited my thinking,
the person who deserves
to be perfect
my mother.

SABAH

February-2008

ACKNOWLEDGMENTS

I would like to express my deepest thanks and sincere gratitude to my supervisor **Dr. Arkan Khilkhal Husain Al-Taie,** who guided, with friendly patience, the development of this work. His advice and valuable criticism had helped in the investigation and writing up of this thesis. His excellent approach in supervision created the self-reliance and self-assurance in my personality and helped me greatly to be an independent researcher.

My sincere thanks and great appreciation are expressed to **Dr. Waheed Shati,** department of Machines and equipment engineering \ University of technology, for his assistance in completing my work.

Sincere thanks and great appreciation are expressed to **Engineers Salam and Thamar,** for their assistance in completing my work.

Sincere thanks are also expressed to the staff of machines and equipment department \University of Technology, for the facilities they provided during this work.

I record my sincere gratitude to my family for their love, patience and support during the period of preparing this work.

Finally, I am grateful to all those who have helped me in carrying out this work.

SABAH

February-2008

ABSTRACT

The effect of two-dimensional, steady, incompressible and isothermal flow separation on the performance of a cascade (blade-to-blade configuration) of **NACA 65_(12)10** blade base profile was studied with 30^0 camber angle. The effect of stagger angle on the flow separation was considered.

An experimental and theoretical investigation for the flow between two axial compressor blades has been carried out in this work.

The experimental work includes the fabrication of three blades from wood, each having a chord (100mm) but one of these blades having a span of (90mm) for smoke tunnel testing and the other two blades having a span of (380mm) for wind tunnel testing. The two blades were connected by suitable mechanism in order to be fixed in the wind tunnel protractor and rotated in the required stagger angle.

The blade to blade configuration was tested in an open type low-speed subsonic wind tunnel of maximum velocity (35 m/s) and for Reynolds number (Re =239605) based on maximum velocity and airfoil chord length. The total and static pressures are measured at selected points between the two blades for a stagger angle of (4^0, 0^o, -4^0, -8^0, and -12^0) by using multi-tube manometer and a pitot static tube. The small blade (90mm span) is tested in the smoke tunnel to visualize the real behavior of flow separation clearly.

The theoretical work includes using the computer program **FLUENT (V6.2)** to simulate the flow between the two blades

This study shows that the flow separation begins when the blade-to-blade configuration is inclined by a stagger angle of (-4^0) on the suction side of the lower blade at a position (96%chord experimentally and 98%chord theoretically). Then, the separation zone increases with increased stagger angle (in clockwise direction) and reach to the position

(61%chord experimentally and 63%chord theoretically) at a stagger angle (-12^0).These results are validated by a smoke tunnel tests.

This separation effects on the performance of a blade-to-blade configuration and then affects the compressor performance where the pressure ratio ($P_{S_e}/P_{S_{in}}$) decreases when the separation zone increases. By using curve fitting method for polynomial distribution between the pressure ratio and stagger angles, the concluded mathematical relationship after then the range of stagger angle is calculated where this range (from -18^0 to 36^0). The flow behavior between two blades shows that the blade-to-blade configuration works as a nozzle-diffuser.

The experimental results were compared with the theoretical results and good agreement was obtained.

The results of the present study are compared with previous published results and good agreement was obtained.

الخلاصه

تم في هذا البحث دراسة تاثير انفصال الجريان على اداء الريشتين المتعاقبتين للضاغطة المحورية عند الأنحراف بزاوية معينة مع الوتر , الريشتين من نوع **[NACA 65_(12)10]** مع تحدب دائري , زاوية التحدب 30^0 .

في هذا البحث تم دراسة عملية ونظرية للجريان المضطرب بين ريشتي الضاغطة المحورية.

الدراسة العملية تتضمن تصنيع ثلاثة نماذج من ريش الضاغطة المحورية من نوع **[NACA 65_(12)10]** من مادة الخشب, وتر كل ريشة (100 ملم)لكن احدى الريش ذو باع (90 ملم) لاختبارات النفق الدخاني والريش المتبقيتين ذات باع (380 ملم) لاختبارات النفق الهوائي.تربط الريشتين المستخدمتين لاختبارات النفق الهوائي بالية مناسبة لكي تثبت بمنقلة النفق وبالتالي يمكن الحصول على الزاوية المراد دراسة الجريان عندها.

تم اختبار متعاقبة الريشتين في نفق هوائي تحت صوتي واطى السرعة ذو سرعة قصوى (35 م /ثا) وهي السرعة التي تم عندها اجراء التجارب وللعدد رينولد(Re=239605) المحسوب على اساس السرعة القصوى للنفق الهوائي وطول وتر الريشة حيث تم قياس الضغط الكلي والضغط الاستاتيكي للنقاط المختاره بين ريشتي الضاغطة لخمس زوايا أنحراف (-8,-4,0,4 و12-)باستخدام مانوميترمتعدد الانابيب وأنبوب بيتوت-أستاتي. وكذلك تم أختبار الريشة الثالثة (ذو عرض90 ملم) بأستخدام النفق الدخاني لرؤية السلوك الحقيقي لأنفصال الجريان بوضوح.

الدراسة النظرية تتضمن أستخدام برنامج **(GAMBIT)** لتوليد الشبكة(Mesh Generation) بين الريشتين حيث أن نوع التقسيم هو (Pave) ‘وتم تنعيم التقسيم بأستخدام طريقة(L-W Laplacian).

تم أعتبار الجريان بين الريشتين مستقر ، لا أنضغاطي ، وبثبوت درجة الحرارة وتمت محاكاته بأستخدام برنامج (**FLUENT V6.2**) حيث أن طريقة الحل العددي العامة المستخدمة في هذا البرنامج هي طريقة الحجوم المحدده (control volume method)ونموذج أضطراب الجريان المستخدم بموديل ال($K-\varepsilon$)($K-\varepsilon$ Turbulence Model).تم أستخدام نظام خوارزمي (SIMPLE algorithm) في دمج معادلة الأستمرارية ومعادلات الزخم في هذا البرنامج.

أظهرت النتائج بأن الأنفصال يبدأ عندما تكون زاوية الأنحراف (4-) حيث يحدث على سطح العلوي للريشة السفلى وبمسافة(96% من الوتر عمليا" و98% من الوتر نظريا") من الدخول الى الخروج للمتعاقبة ، وبعد ذلك تزداد منطقة الأنفصال بأزدياد زاوية الأنحراف(stagger angle)(بأتجاه عقرب الساعة) حتى تصل الى (61% من الوتر عمليا" و63% من الوتر نظريا") من الدخول الى الخروج عند زاوية أنحراف (12-) وهذا ما يوضحه أختبار النفق الدخاني. يؤثر الأنفصال على أداء الريشتين المتعاقبتين وبالتالي على أداء الضاغطة المحورية حيث تقل نسبة الضغط (الضغط الستاتيكي الخارج الى الضغط الستاتيكي الداخل) بأزدياد منطقة الأنفصال.بأستخدام طريقة تطابق المنحنيات لتوزيع متعددة الحدود بين نسبة الضغط الاستاتيكي وزاوية الأنحراف للريشتين المتعاقبتين ،أستنتجت علاقة رياضية بين نسبة الضغط الأستاتيكي وزاوية الأنحراف وبعد ذلك يتم حساب مدى زاويا الأنحراف التي تصمم على أساسها تلك الريشة . أما سلوك الجريان بين الريشتين يثبت بأن الريشتين المتعاقبتين تعملان كبوق متقارب- متباعد.

تمت مقارنة النتائج العملية مع النتائج النظرية ، وجد تقارب جيد بينهما.ثم تمت مقارنة النتائج العملبة والنظرية في هذا البحث مع نتائج عملية ونظرية لبحوث سابقه،وجد أيضا" تقارب جيد بين تلك النتائج.

Nomenclature

English Symbols

Symbol	Description	Units
A	Test section area	m^2
B	Relative velocity	m/s
b	Model span	m
C	Blade chord line	m
C_1, C_2, C_μ	Constants in turbulence model	-
C_3, C_4, C_s	Constants used in equations (3-9h), (3-9i)	-
C_D	Drag coefficient (from wind tunnel calculation)	-
C_{L0}	Design lift coefficient	-
c	Velocity	m/s
D	Blade linear velocity	m/s
d, nd, zd	Dimension of pitot static tube	m
E	Constant used in the low of the wall	-
e	Correction coefficient	-
e_0	Action of static pressure holes distance	-
F	Force	N
G_k	Production term of kinetic energy	kJ
g	Acceleration due to gravity	m/s^2
h_t	Test section height	m
K	Kinetic energy of turbulence	m^2/s^2
K_b	Body shape factor	-
k	von Kármán constant	-
L_c	The characteristic length	m
mv	Model volume	m^3
n	Local coordinate normal to the wall	m
P	Pressure	Pascal
R	Gas constant	J/kg.K
Re	Reynolds number	-
R_t	The turbulent Reynolds number	-
S	Space between two blades	mm
$S_{P,k}$, $S_{U,k}$	Source terms	m^2/s^2
T	Air temperature	K
T_u	The turbulence intensity	-
t	Time coordinates, Model thickness	s

t_m	Model thickness	mm
U_1	Velocity component parallel to the wall at first node	m/s
U_*	Shear velocity	m/s
u, v, w	Velocity components in x, y and z directions	m/s
u_x	Friction or shear velocity	m/s
$Y_{M.k}$	Discretized *k*-equation	kg/m^3
x, y, z	Coordinates in X, Y and Z- directions	m

Greek Symbol

Symbol	Description	Units
α	Flow angle	degree
β	Blade angle	degree
γ	Specific heat ratio	-
ΔH	Water head in manometer	o $_2$ cmH
ΔV	Elementary Area of control volume	m^2
ε	Dissipation rate of turbulent kinetic energy	m^2/s^2
ε_o	Overall Correction Coefficient	-
ε_{sb}	Closed Coefficient for Solid-Blockage	-
ε_{wb}	Wake Blockage Coefficient	-
θ	Stagger angle	degree
μ	Laminar viscosity	kg/m.s
μ_t	Turbulence viscosity	kg/m.s
υ	Kinematic viscosity	m^2/s
ρ	Density	kg/m^3
$\sigma_k,\ \sigma_\varepsilon$	Effective Prandtl numbers	-
τ	Shear stress	N/m^2
ϕ	Dependent variable	-
Ω	Distance action from tube to wall	
ω	Viscosity coefficients value	-

Superscripts

Symbol	Description
'	Fluctuation quantity
$\rightarrow$	Vector
+	Indicates normalization that used in the law of the wall function
*	Fluctuating quantity of the last iteration, guessed values

Subscripts

Symbol	**Description**
a	Axial
cali	Calibrated
cell	Cell
d	Dynamic
e	Effective
mean	Mean value
p	Values at center of the control volume
s	Static
t	Total
un	Uncorrected
unca	Uncalibrated
w	Wall
water	Water
x, y, z	The quantity corresponding to x, y, z direction
τ	Shear
1	Inlet condition
2	Outlet condition

Abbreviations

Symbol	Description
A.C motor	Alternating Current Motor
CFD	Computational Fluid Dynamics
CPM	Central Processor Unit
LDV	Laser-Doppler Velocimetry
MSH	Mesh.
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
NASA	National Aeronautics and Space Administration
PIV	Particle Image Velocimetry
RNG	Renormalization group of $K-\varepsilon$
SIMPLE	Simi – implicit method for pressure linked equations
SIMPLEST	SIMPLE – Specially Treated (Newly developed)
2D	Two dimensional
2ddp	Two-dimensional double precision

List of Figures

Table of Contents

Chapter Four

Experimental Part

Chapter Five

Results and Discussion

Chapter Six

Conclusions and Recommendation

Appendix

AERFOIL DESIGN.