ሐ

تبلیلی ژویشی کمکنک سازونا و تثار و

مکانیک سازهها و شارهها/ سال ۱۳۹۴/ دوره ۶/ شماره ۱/ صفحه ۱۹-۲۷

مجله علمى تروبهش مكانيك سازه باو شاره با



تحلیل فرکانسی ریزش گردابه در کسکید کمپرسور محوری در اعداد رینولدز متوسط

محمد حسن شجاعی فرد⁽، مسعود رجبی اسلامی^۲ و جواد زارع^{۳.*} ۱^۰ استاد، دانشگاه علم و صنعت ایران، دانشکده مهندسی مکانیک ۲^۲ کارشناس ارشد، دانشگاه علم و صنعت ایران، دانشکده مهندسی مکانیک ۲دانشجوی دکتری، دانشگاه علم و صنعت ایران، دانشکده مهندسی مکانیک تاریخ دریافت: ۱۳۹۲/۱۰/۲۷: تاریخ بازنگری: ۱۳۹۴/۰۷/۴، تاریخ پذیرش: ۱۳۹۴/۱۱/۲۰

چکیدہ

در پژوهش حاضر، اندازه گیری و تحلیل فرکانس بدون بعد (عدد اشتروهال) ریزش گردابه در کسکید کمپرسور محوری در اعداد رینولدز متوسط، به صورت تجربی انجام گردیده است. ارزیابی این فرکانس، میتواند در پیش بینی دقیق تر گذار ناشی از دنباله در پایین دست پره، مفید باشد. برای اندازه گیری میدان جریان در دنباله، از بادسنج فیلم داغ استفاده شده است. اندازه گیریها در سه زاویه برخورد متفاوت و محدوده عدد رینولدز ۲۴۰۰۰۰ تا ۵۳۰۰۰۰ انجام شده است. براساس این اندازه گیریها، بین فرکانس ریزش گردابه و عدد رینولدز، رابطه-ای خطی برقرار است و با افزایش عدد رینولدز، فرکانس ریزش گردابه افزایش خواهد یافت. نتایج این تحقیق نشان میدهد که عدد اشتروهال برای اعداد رینولدز کوچکتر یا برابر با ۳۶۰۰۰۰ در مقایسه با اعداد رینولدز بالاتر، پراکندگی کمتری دارد. بررسی اثر تغییر زاویه حمله نیز، نشان میدهد که کاهش زاویه حمله (افزایش مقدار زاویه حمله)، باعث بزرگ تر شدن ناحیه دنباله خواهد گردید. همچنین، بر اساس این تحقیق، دادههای حاصل از فرکانس ریزش گردابه در اعداد رینولدز بالاتر، پراکندگی کمتری دارد. بررسی اثر تغییر زاویه اساس این تحقیق، داده حاص از فرکانس ریزش گردابه در اعداد رینولدز مین اندان میدوش راد. برسی اثر تغییر زاویه محمد نیز، نشان میده که کاهش زاویه حمله (افزایش مقدار زاویه حمله)، باعث بزرگ تر شدن ناحیه دنباله خواهد گردید. همچنین، بر اساس این تحقیق، داده های حاصل از فرکانس ریزش گردابه در اعداد رینولدز متوسط و پایین، رفتار متفاوتی را نشان میدهند که این امر

كلمات كليدى: فركانس ريزش گردابه؛ كمپرسور محورى؛ عدد اشتروهال؛ دنباله.

Frequency Analysis of Vortex Shedding in Cascade of an Axial Compressor in Moderate Reynolds Numbers

M.H. Shojaeefard¹, M. Rajabi Eslami², J. Zare^{3,*}

¹ Prof., Mech. Eng., Iran Univ. of Sci. and Tech., Tehran, Iran.
² MSc Student, Mech. Eng., Iran Univ. of Sci. and Tech., Tehran, Iran.
³ PhD Student, Mech. Eng., Iran Univ. of Sci. and Tech., Tehran, Iran.

Abstract

In this work, measurement and analysis of the dimensionless frequency (Strouhal number) of vortex shedding of an axial compressor cascade in moderate Reynolds numbers are carried out. Assessment of these measurements can help a more precise prediction of the wake-induced transition on the downstream blades. To measure the flow field in the wake, a hot film anemometry is used. The measurements are conducted at three different incidence angles and the Reynolds numbers ranging from 240000 to 530000 based on the blade chord length and flow velocity. Based upon these measurements, there is linear correlation between the vortex shedding and the Reynolds number, and by increasing the Reynolds number, the vortex shedding frequency increases. The results obtained show that the Strouhal number for the Reynolds number equal or below 360000 has a lower scattering compared with the Reynolds number above 360000. Also decreasing the attack angle increases the wake region. Moreover, the results obtained show that the vortex shedding frequency at moderate and low Reynolds numbers displays different behaviors, which could result in different boundary layer formations at the trailing edge of blades.

Keywords: Vortex Shedding Frequency; Axial Compressor; Strouhal Number; Wake.

* نویسنده مسئول؛ تلفن: ۲۱۷۷۲۴۰۱۷۵: فکس: ۲۱۷۷۲۴۰۳۶۳

آدرس پست الكترونيك: j_zare@mecheng.iust.ac.ir

۱– مقدمه

در صنعت و طبيعت، وقتى جريان سيال از يک مانع عبور میکند، از آن جدا میشود. بررسی دنباله تشکیل شده در قسمت پشت جسم، همیشه از موضوعات مورد علاقه محققان بوده است. به عنوان مثال در توربوماشینها، دنباله ایجاد شده در پشت یک پره، مهمترین دلیل گذار جریان روی پره بعدی است و شناسایی تاثیر این دنباله روی گذار پره، میتواند به طراحی بهتر پره کمک کرده، سبب افزایش بازدهی آن شود. این افزایش بازدهی، میتواند سبب کاهش وزن و هزینه شده، تغییر چشمگیری در پیشرفت صنعت مرتبط با آنها داشته باشد. روشکو، یکی از اولین و مهمترین آزمایشها را برای بررسی مشخصه دنباله جریان انجام داد [۱]. او گسترش دنباله در پشت یک استوانه دایروی را بررسی کرد و نشان داد عدد رینولدزی که در آن ریزش گردابه رخ میدهد را میتوان به دو محدوده تقسیم بندی کرد. این تقسیم بندی بر این اساس است که پدیده متناوب دنباله، پایدار (گردابه منظم) یا ناپایدار (محدوده نامنظم) باشد. در مطالعهای که توسط امانی فرد [۲] انجام شد، جریان ناپایدار درون یک کمپرسور محوری به صورت عددی، مورد بررسی قرار گرفت. نتایج این تحقیق نشان میداد که به دلیل تاثیر گردابهها روی گذرگاه محوری جریان، خروج جریان به صورت قابل توجهی نوسانی خواهد بود. سیوردینگ و همکاران [۴و۳] نشان دادند که برای کسکید توربین محوری با پروفیلهای مختلف پره و مشخصه-های هندسی یکسان، محدوده تغییرات عدد اشتروهال از ۰/۲۴ تا ۰/۳۶ خواهد بود و این عدد، وابستگی قابل توجهی به لایه مرزی تشکیل شده روی لبه انتهایی پره دارد. در این زمینه سیمونی و همکاران [۵]، نشان دادند که عدد اشتروهال جریان در رینولدز بالا (۲۸۰۰۰۰۰)، ثابت خواهد بود (حدود ۰/۲). آنها به ارائه نتایج علمی روی تشکیل گردابههای ون-کارمن در روی لبه فرار پره در کسکید کمپرسور محوری پرداختند و مشخصات را به دو صورت زمانی و میانگین برای جریان در نزدیکی ناحیه لبه فرار، توسط یک جریان سنج لیزری اندازه گیری کردند. با استفاده از یک پراب فیلم داغ که بر روی لبه فرار پره وسطی کسکید تجهیز شده بود، موقعیت دقیق جدایش جریان در داخل لایه مرزی را تشخیص داده، تاثیرات ریزش گردابهها را بر روی تنش برشی دیواره در طول لبه فرار مورد بررسی و تجزیه و تحلیل قرار

شجاعی فرد و همکاران ۲۰

دادند. در خصوص بررسی وضعیت گذار در توربوماشینها مخصوصا کمپرسور و توربینهای کم فشار، تلاشهای بسیاری صورت گرفته است که میتوان به مطالعات انجام شده توسط شریبر و واکر [۶] در سال ۲۰۰۳ و مایله [۷] اشاره کرد. وی در سال ۲۰۰۵ با تغییر موقعیت گذار در سطح مکش توربین-های کم فشار، نشان داد که میتوان با تغییر نوع و مکان گذار، افتهای پروفیل را تا میزان ۶۰٪ تغییر داد که سهم گذار در جریانهای برشی آزاد برابر با ۳۶٪ است. وی هم چنین نشان داد که میتوان با تغییر موقعیت گذار در پره توربین کم فشار به میزان ۱٪، هزینه عملکردی مستقیم را با شابت نگه داشتن بازده کاهش داد. این میزان طبق بررسی-های وی در سال ۲۰۰۵، معادل ذخیره کردن ۲۰۰۰۰۰ دلار به ازای هر هواپیما در سال یا ۱٪ افزایش بازده اجزا و یا

هدف مطالعه حاضر، ارزیابی تاثیر لایه مرزی پره روی دنباله آن در یک کسکید کمپرسور محوری، برای اعداد رینولدز متوسط است. ارزیابی این تاثیر، میتواند در پیش بینی دقیق تر گذار ناشی از دنباله در پایین دست پره، مفید باشد. مطالعه روی عدد اشتروهال نشان داد که فرکانس ریزش گردابه، به طور خطی با عدد رینولدز تغییر کرده، با افزایش عدد رینولدز، مقدار آن افزایش مییابد. همچنین در اعداد رینولدز بالا (بالاتر از ۳۶۰۰۰۰)، این فرکانس از پراکندگی بالایی برخوردار است. علاوه بر این، اندازه گیری شدت اغتشاشات جریان نشان میدهد که بزرگی جدایش جریان در محدوده لبه انتهایی پره و در سطح فشار آن با کاهش زاویه برخورد، افزایش مییابد ولی تغییر محسوسی در رفتار گذار دنباله در پره مشاهده نمیشود.



شکل ۱- تونل باد نصب شده در آزمایشگاه آیرودینامیک

۲١

۲- تجهیزات آزمایشگاهی

یک کسکید خطی کمپرسور محوری با ۳ عدد پره با پروفیل NGTE10C4/30C50 ساخته شد و در تونل باد از نوع فروصوت، مدار باز و دمنده، مورد آزمایش قرار گرفت که شمای کلی تونل باد در شکل ۱ مشاهده میشود. شکلهای ۲، ۳ و ۴ به ترتیب، محل قرار گیری پرابها در پره، مدل نصب شده در تونل باد و ابعاد پره را نشان میدهند. طول وتر هر پره برابر با ۶۸ میلیمتر، صلبیت کسکید (نسبت وتر به فاصله پرهها) برابر با ۱ و زاویه نصب ۳۵ درجه در نظر گرفته شد.

از فیلم داغ برای اندازه گیری سرعت لحظهای ذرات سیال در نقاط مشخص شده استفاده گردیده است. سنسورهای فیلم داغ، یک لایه نازک به ضخامت تقریبی ۰/۱ میکرومتر از نیکل و یا پلاتین هستند که بر روی یک عایق به شکل استوانه، مخروط یا گوه لایهگذاری میشوند. سنسورهای فیلم داغ را میتوان به دو دسته فیلم داغ فیبری (استوانهای) و فیلم داغ غیر فیبری تقسیم بندی کرد. یک مکانیزم تراورس سه محوره، که توسط یک رایانه کنترل می-شود، به کار گرفته شد تا بتوان پراب را در نقاط مطلوب قرار داد. عدد رینولدز بر اساس طول وتر پره، در محدوده بین داد. عدد ریاولدز بر اساس طول وتر پره، در محدوده بین از ۸- تا ۸+ و با فواصل ۲ درجه، متغیر در نظر گرفته شده است.

همانطور که در شکل ۲ مشاهده می شود، پره استفاده شده از کنار هم قرار گرفتن تکههای مجزا که درون آنها سوراخهایی جهت قرارگیری لولههای متصل به پرابهای فشار شده، به وجود آمده است. لولههای متصل به پرابهای فشار شده، به وجود آمده است. لولههای متصل به پرابهای فشار ز درون این سوراخها عبور کرده، روی سطوح فشار و مکش پره و در وسط عمق پره نصب گردیدهاند. در شکل ۳ نیز، سه پره مورد استفاده شماره گذاری شده، زوایای مختلف برخورد با خطوط قرمز مشخص گردیدهاند.

دقت سنسورهای فشار معادل ۰/۱۸ ٪ میزان داده برداری است. با استفاده از قانون حداقل مربعات ریشه، میزان عدم قطعیت مربوط به ضریب فشار به صورت خلاصه در جدول ۱ آمده است. تجهیزات استفاده شده در بحث عدم قطعیت مربوط به سرعت، شامل داده برداری از فیلم داغ است که رنج کالیبراسیون توسط شرکت سازنده آنها برابر با ۰/۱ درصد اعلام شده است. این عدم قطعیت شامل، تکرار پذیری، عدم

قطعیت تجهیزات سنجش، اثر دمای محیط و پسماند مغناطیسی است. عدم قطعیت مربوط به عدد رینولدز، در جدول ۲ آورده شده است. در این روابط Up_{s1} Up_{s1} به ترتیب عدم قطعیت ناشی از اندازه گیری فشار کل ورودی و فشار استاتیک ورودی می باشند. همچنین U_V در جدول ۲، عدم قطعیت در اندازه گیری سرعت است.

شجاعی فرد و همکاران

۳- نتايج

دادههای مورد نظر، به وسیله حرکت پراب فیلم داغ در ۷۳ میلیمتری امتداد گذرگاه پره شماره ۲ (شکل ۳) (۳۶/۵ میلیمتری در دو طرف خط المرکزین لبه انتهایی پره و به فاصله ۴/۲ میلیمتری از آن) به دست آورده شدهاند.



شکل۲- تجهیزات اندازه گیری مورد استفاده در پره های کسکید



شکل ۳- فیلم داغ و نحوه قرارگیری پره برای به دست آوردن مشخصههای دنباله جریان

	146,10		
_			
8			
7_			

شکل ۴- هندسه پره کسکید کمپرسور محوری

۲۲

مکانیک سازهها و شارهها/ سال ۱۳۹۵/ دوره ۶/ شماره ۱

جدول ۱- عدم قطعیت ضریب افت فشار کل

Reynolds Number	Up_{t1}	Up_{s1}	Up _{t2}	U_{Loss}
160k	1.08045	0.41777	0.71876	0.00035
175k	1.20015	0.40739	0.79142	0.00034
200k	1.46359	0.42815	0.90559	0.00030
250k	2.01488	0.39701	1.19621	0.00027
300k	2.75789	0.42815	1.56986	0.00025
360k	3.65108	0.48004	1.93313	0.00023

جدول ۲ – عدم قطعیت مربوط به عدد رینولدز

Reynolds Number	Up _{t1}	U_v	U_{Re}
160k	1.13990	0.04160	1060.52487
175k	1.25959	0.04550	1191.03343
200k	1.52303	0.05200	1439.36698
250k	2.07433	0.06500	2003.73255
300k	2.81733	0.07800	2735.25215
360k	3.71052	0.09100	3655.03512

نمودار طیف قدرت فرکانسی برای هر نقطه در طول گذرگاه مطالعه و برای تحلیل دنباله و ریزش گردابه، مورد ارزیابی قرار گرفت. یک اسپایک (فرکانس غالب) در منحنی طیف توان فرکانسی، بیانگر ریزش گردابه از لبه انتهایی پره و مشخص کننده دینامیک دنباله است [۸]. شکل ۵، نمایانگر این فرآیند است؛ در حالی که نمودار طیف توان فرکانسی برای پرابی که در پایین دست پره قرار گرفته است، تغییرات صورت گرفته توسط اسپایک در فرکانس را نشان میدهد.

در این حالت، فرکانس غالبی مشاهده می شود که بیانگر دنباله در آن نقطه است. عدد اشتروهال بر اساس عدد رینولدزی محاسبه خواهد شد که ریزش گردابه در آن مشاهده شده است. این عدد به صورت رابطه (۱) بدست می-آيد:

$$St = \frac{fd}{U}$$
 (1)

که در آن d، معرف قطر لبه حمله پره (۴ میلیمتر) و U نشان دهنده سرعت متوسط جریان آزاد است.

در ابتدا، تغییرات پروفیل سرعت جریان با تغییر عدد رینولدز برای سه زاویه برخورد مختلف اندازه گیری شد. افزایش عدد رینولدز در زاویه حمله ۲ درجه، باعث افزایش عرض ناحیه دنباله می شود. همچنین در این حالت، سرعت متوسط بی بعد جریان، در سطح فشار پره کمتر از سطح مکش آن است (شکل ۶). Y ،V_{ref} ،U_{mean} و C به ترتیب، نشان دهنده سرعت میانگین، سرعت جریان آزاد، فاصله عمودی تا محل قرارگیری پراب و طول کرد است. شکل ۷ نشان میدهد که در عدد رینولدز ثابت (۳۶۰۰۰۰)، با کاهش

زاویه برخورد (در زوایای برخورد منفی از محدوده ۲- تا ۶-درجه)، اندازه ناحیه دنباله افزایش می یابد. همچنین افزایش عدد رینولدز، باعث افزایش فرکانس می شود که نشان دهنده وجود یک رابطه خطی بین فرکانس ریزش گردابه و عدد رینولدز در سه زاویه برخورد مختلف است.

شجاعي فرد و همكاران

علاوه بر این، کاهش زاویه برخورد، باعث کاهش سرعت در سطح فشار پره می شود. شکل ۸، تغییرات عدد اشتروهال را در اعداد رینولدز مختلف در یک جریان با سه زاویه برخورد متفاوت نشان مىدهد. فركانس غالب، نشان دهنده ريزش گردابه است. جریان فقط در رینولدزهای بالاتر از ۲۴۰۰۰۰ مشخص شده است.

در اعداد رینولدز پایین تر (کمتر از ۳۶۰۰۰۰)، فرکانس-های ریزش گردابه، تغییرات کمتری در هر سه زاویه حمله دارند. با این حال، در اعداد رینولدز بالاتر، اختلاف بین فرکانس،های مختلف بیشتر است؛ بنابراین با تغییر زاویه برخورد، تفاوت قابل ملاحظهای در فرکانسها دیده می شود.



شکل ۵- طیف فرکانسی برای تعیین محل ریزش گردابه





شکل ۸ نشان می_دهد که اعداد اشتروهال در رینولدزهای پایین (۳۰۰۰۰۰ و پایین تر)، تفاوت چشمگیری با هم ندارند و محدوده تغییرات آنها از ۲/۲۰ تا ۲/۲۵ است؛ در حالی که در رینولدزهای بالا محدوده تغییرات آنها وسیع تر است و از ۲/۱۸ تا ۲/۲۰ تغییر می کند. تغییرات خطی فرکانس ریزش گردابه با عدد رینولدز، در زوایای حمله مختلف به صورت روابط (۲–۳) است:

	برای زاویه حمله ۲- درجه:
F=0.0035(Re)+733.88	(٢)
	برای زاویه حمله ۴- درجه:
F=0.0056(Re)+120.75	(٣)
۶- رابطه (۴) است:	و در نهایت برای زاویه حمله
F=0.0035 (Re)+598.34	(۴)
F نشان دهنده فرکانس ریزش	که در تمامی این روابط
	گردایه است.

۲۴

به اختصار می توان گفت که مطالعه روی عدد اشتروهال نشان میدهد که فرکانس ریزش گردابه به صورت خطی با عدد رينولدز تغيير كرده، با افزايش عدد رينولدز افزايش مي-یابد و در رینولدزهای بالا (بالاتر از ۳۶۰۰۰۰)، پراکندگی بیشتری دارد. در رینولدزهای پایینتر (کمتر از ۳۶۰۰۰۰)، عدد اشتروهال از ۰/۲۲ تا ۰/۲۳۵ تغییر می کند، در حالی که در رینولدزهای بالاتر (۳۶۰۰۰۰ تا ۵۴۰۰۰۰)، از ۱/۱۸ تا ۰/۲۵ تغییر میکند که نشان دهنده تغییرات بیشتر عدد اشتروهال در اعداد رینولدز بالا است. در واقع می توان گفت که با افزایش رینولدز، جریان به حالت گذار خود نزدیک خواهد شد. در رینولدزهای پایین به دلیل عدم وقوع گذار، رنج فرکانسها به هم نزدیک است، اما در رینولدزهای بالا و بدلیل امکان وقوع پدیده گذار رنج گستردهتری از گردابهها و فرکانسها را شاهد خواهیم بود. به بیان دیگر، با ایجاد گذار در جریان در رینولدزهای بالا ناحیه دنباله کاهش یافته که این امر، باعث افزایش فرکانس و تغییر عدد اشتروهال خواهد گردید و در مقادیر بالای عدد رینولدز، گستردگی بیشتر عدد اشتروهال را شاهد خواهیم بود.

شکل ۹، تغییرات شدت اغتشاشات جریان در زاویه برخورد ۲- درجه در ناحیه دنباله را نشان میدهد. شدت اغتشاشات جریان آزاد از نقطه شروع تا ۰/۲۳۲/C، کمتر از ۲ درصد است. از ۰/۲۳۲/C، افزایش کوچکی در سطح فشار پره مشاهده می شود (که از ۰/۲۳۲/C تا ۰/۲۶۲/C امتداد یافته) و همچنین مطابق با نمودار، شدت اغتشاشات جریان در محدوده دنباله افزایش می یابد. براساس مطالعات انجام شده توسط سوامیناتان و همکاران [۹]، وقتی که شدت اغتشاشات جریان به ۱۰ درصد میرسد، خطای اندازه گیری سرعت متوسط توسط فيلم داغ به ۱/۶ درصد خواهد رسيد. همچنین در شدت اغتشاشات ۳۵ درصد، خطای اندازه گیری حدود ۵ درصد خواهد بود؛ در صورتی که شدت اغتشاشات جریان در محدوده ۱ تا ۶ درصد تغییر کند، خطای اندازه گیری قابل چشم پوشی است. همچنین اگر شدت اغتشاشات جریان کمتر از ۱ درصد باشد، پدیده ریزش گردابه، قابل شناسایی با ابزار فیلم داغ نخواهد بود. دادهها برای عدد رینولدز ۵۰۰۰۰۰، دو قله را نشان میدهد که نمایانگر محل حداکثر گرادیان جریان است. با این حال، نمودار دو جریان دیگر با رینولدز پایینتر، یک قله را نشان میدهد. نمودار

شدت اغتشاشات جریان در زوایای برخورد ۴- و ۶- درجه در شکل های ۱۰ و ۱۱، مشابه نمودار ذکر شده برای زاویه برخورد ۲- درجه است. دادهها برای شدت اغتشاشات جریان در زوایای برخورد مختلف در رینولدز یکسان (۳۶۰۰۰۰)، در شکل ۱۲ رسم شده است. اندازه اسپایک اولیه در نمودار شدت اغتشاشات، نمایانگر جدایش جریان در نزدیکی لبه انتهایی پره است که با کاهش زاویه برخورد (یا افزایش مقدار زاویه برخورد)، افزایش مییابد. به بیان دیگر، میتوان گفت که بزرگی ناحیه جدایش جریان در نزدیکی لبه انتهایی سطح فشار پره با کاهش زاویه برخورد، افزایش خواهد یافت. افزایش شدت توربولانس با کاهش زاویه برخورد در یک مقدار ثابت Y/C، موید این نکته است. علت این موضوع را می توان به خارج شدن جریان از حالت آیرودینامیک اولیه با کاهش زاویه برخورد (افزایش مقدار زاویه برخورد) و تغییرات شدیدتر سرعت جریان آزاد و متعاقب آن فشار نسبت داد که باعث ايجاد گراديان فشار معكوس و جدايش سريعتر جريان و افزایش ناحیه دنباله می شود. افزایش شدت اغتشاشات جریان، باعث بروز خطا در اندازه گیری سرعت متوسط می-شود، طوری که حداکثر خطا در شدت اغتشاشات ۳۵ درصد،

شجاعی فرد و همکاران

۴- نتیجه گیری

برابر با ۵ درصد خواهد بود.

در تحقیق حاضر، اندازه گیری و تحلیل فرکانس بدون بعد (عدد اشتروهال)، ریزش گردابه در یک کسکید کمپرسور محوری مورد بررسی قرار گرفت. دادههای مورد نظر از طریق حرکت پراب سیم داغ در امتداد گذرگاه پره بدست آمد. اثرات تغییر عدد رینولدز و زاویه حمله نیز بررسی گردید. نتایج نشان میدهد که با افزایش عدد رینولدز، فرکانس ریزش گردابه افزایش مییابد و این دو دارای رابطه خطی میباشند. در اعداد رینولدز بالاتر از ۳۶۰۰۰۰ عدد اشتروهال از پراکندگی بالاتری برخوردار است. بررسی زاویه حمله نیز، مقدار این نکته است که با کاهش زاویه برخورد یا افزایش مقدار این زاویه، ناحیه دنباله در محدوده لبه انتهایی پره بزرگتر خواهد گردید که افزایش شدت توربولانس، موید این نکته است؛ یعنی در یک عدد رینولدز ثابت با افزایش مقدار زاویه حمله ناحیه دنباله بزرگتر و فرکانس ریزش گردابه کاهش خواهد یافت. شجاعی فرد و همکاران ۲۵







شکل ۱۱- تغییرات شدت اغتشاشات جریان در زاویه برخورد ۶- درجه



شکل ۱۲- تغییرات شدت اغتشاشات جریان در زوایای برخورد مختلف برای عدد رینولدز ۳۶۰۰۰۰

Energy Systems and Transportation, University of Genova.

- [6] Walker GJ, and Gostelow JP (1989) Effects of adverse pressure gradients on the nature and length of boundary layer transition. Paper No. 89-GT-274, ASME.
- [7] Mayle RE (1991) The role of laminar-turbulent transition in gas turbine engines. J Turbomachinery. 113:509-537.
- [8] Ardekani MA, Aminy M, Khoshnevis A (2010) Investigation on the determination of flow direction using two parallel Cylindrical hot film sensors. Measurement 43: 527-537.
- [9] Swaminathan MK, Rankin GW, Sridhar K (1986) Evaluation of the basic systems of equation for turbulence measurements using the Monte Carlo technique. J Fluid Mech 170: 1-19.

۵- مراجع

- [1] Roshko A (1954) On the Development of Turbulent Wakes from Vortex Streets. NACA Rep. 1191.
- [2] Amanifard N (2005) Stall Vortex Shedding Over a Compressor Cascade. Int J Eng 18(1).
- [3] Siverding C.H, and Heinemann H (1990) The Influence of Boundary Layer State on Vortex Shedding From Flat plate & Turbine Cascade. ASME J Turbo 112.
- [4] Cicatelli G, Sieverding CH (1995) A Review of the Research on Unsteady Turbine Blade Wake Characteristics. AGARD PEP 85th symposium on loss mechanisms and unsteady flows in turbomachinery, derby, May 8-12.
- [5] Simoni D, Ubaldi M, Zunino P (2008) Von Karman Vortices Formation at the Trailing Edge of a Turbine Blade. Department of Fluid Machines,