



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

محمد حسن شجاعی فرد<sup>۱</sup>، مسعود رجبی اسلامی<sup>۲</sup> و جواد زارع<sup>۳\*</sup>

<sup>۱</sup>استاد، دانشگاه علم و صنعت ایران، دانشکده مهندسی مکانیک

<sup>۲</sup>کارشناس ارشد، دانشگاه علم و صنعت ایران، دانشکده مهندسی مکانیک

<sup>۳</sup>دانشجوی دکتری، دانشگاه علم و صنعت ایران، دانشکده مهندسی مکانیک

مقاله مستقل؛ تاریخ دریافت: ۱۳۹۳/۱۱/۲۷؛ تاریخ بازنگری: ۱۳۹۴/۰۷/۰۴؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۴/۱۱/۲۰

### چکیده

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 اندازه‌گیری میدان جریان در دنباله، از بادسنج فیلم داغ استفاده شده است. اندازه‌گیری‌ها در سه زاویه برخورد متفاوت و محدوده عدد رینولدز ۲۴۰۰۰۰ تا ۵۳۰۰۰۰ انجام شده است. براساس این اندازه‌گیری‌ها، بین فرکانس ریزش گردابه و عدد رینولدز، رابطه‌ای 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 بزرگ‌تر شدن ناحیه دنباله خواهد گردید. همچنین، بر اساس این تحقیق، داده‌های حاصل از فرکانس ریزش گردابه در اعداد رینولدز متوسط و پایین، رفتار متفاوتی را نشان می‌دهند که این امر منجر به تشکیل لایه مرزی متفاوت در لبه انتهایی پره‌ها خواهد شد.

**کلمات کلیدی:** فرکانس ریزش گردابه؛ کمپرسور محوری؛ عدد اشتروهال؛ دنباله.

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

M. H. Shojaeefard<sup>1</sup>, M. Rajabi Eslami<sup>2</sup>, J. Zare<sup>3,\*</sup>

<sup>1</sup> Prof., Mech. Eng., Iran Univ. of Sci. and Tech., Tehran, Iran.

<sup>2</sup> MSc Student, Mech. Eng., Iran Univ. of Sci. and Tech., Tehran, Iran.

<sup>3</sup> 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: ۰۲۱۷۷۲۴۰۱۷۵؛ فکس: ۰۲۱۷۷۲۴۰۳۶۳

آدرس پست الکترونیک: [j\\_zare@mecheng.iust.ac.ir](mailto:j_zare@mecheng.iust.ac.ir)

## ۱- مقدمه

در صنعت و طبیعت، وقتی جریان سیال از یک 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 می‌دهد که به دلیل تاثیر گردابه‌ها روی گذرگاه محوری جریان، خروج جریان به صورت قابل توجهی نوسانی خواهد بود. سیوردینگ و همکاران [۳ و ۴] نشان دادند که برای کسکید توربین محوری با پروفیل‌های مختلف پره و مشخصه‌های هندسی یکسان، محدوده تغییرات عدد اشتروهل از  $0.124$  تا  $0.36$  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 اشتروهل جریان در رینولدز بالا ( $280000$ )، ثابت خواهد بود (حدود  $0.12$ ). 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

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  $2003$  و مایله [۷] اشاره کرد. وی در سال  $2005$  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  $60\%$  تغییر داد که سهم گذار در جریان‌های برشی آزاد برابر با  $36\%$  است. وی هم چنین نشان داد که می‌توان با تغییر موقعیت گذار در پره توربین کم فشار به میزان  $1\%$ ، هزینه عملکردی مستقیم را با ثابت نگه داشتن بازده کاهش داد. این میزان طبق بررسی-های وی در سال  $2005$ ، معادل ذخیره کردن  $200000$  دلار به ازای هر هواپیما در سال یا  $1\%$  افزایش بازده اجزا و یا کاهش  $17\%$  وزن موتور می‌باشد.

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 دقیق‌تر گذار ناشی از دنباله در پایین دست پره، مفید باشد. مطالعه روی عدد اشتروهل 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  $360000$  )، 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

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  $U_{p_{s1}}$ ،  $U_{p_{t1}}$  به ترتیب عدم قطعیت ناشی از اندازه‌گیری فشار کل ورودی و فشار استاتیک ورودی می‌باشند. همچنین  $U_V$  در جدول ۲، عدم قطعیت در اندازه‌گیری سرعت است.

### ۳- نتایج

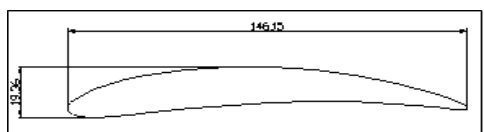
داده‌های مورد نظر، به وسیله حرکت پراب فیلم داغ در ۷۳ میلی‌متری امتداد گذرگاه پره شماره ۲ (شکل ۳) (۳/۳۶/۵) میلی‌متری در دو طرف خط‌المرکزین لبه انتهایی پره و به فاصله ۴/۲ میلی‌متری از آن به دست آورده شده‌اند.



شکل ۲- تجهیزات اندازه‌گیری مورد استفاده در پره‌های کسکید



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



شکل ۴- هندسه پره کسکید کمپرسور محوری

### 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 قرارگیری پرابها در پره، مدل نصب شده در تونل باد و ابعاد پره را نشان می‌دهند. طول وتر هر پره برابر با ۸۶ میلی‌متر، صلبیت کسکید (نسبت وتر به فاصله پره‌ها) برابر با ۱ و زاویه نصب ۳۵ درجه در نظر گرفته شد. از فیلم داغ برای اندازه‌گیری 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 می‌شود، به کار گرفته شد تا بتوان پراب را در نقاط مطلوب قرار داد. عدد رینولدز بر اساس طول وتر پره، در محدوده بین ۲۴۰۰۰۰ تا ۵۵۰۰۰۰ تغییر داده شد و زاویه برخورد جریان از ۸- تا ۸+ و با فواصل ۲ درجه، متغیر در نظر گرفته شده است.

همانطور که در شکل ۲ مشاهده می‌شود، پره استفاده شده از کنار هم قرار گرفتن تکه‌های مجزا که درون آنها سوراخ‌هایی جهت قرارگیری لوله‌های متصل به پرابها تعبیه شده، به وجود آمده است. لوله‌های متصل به پرابهای فشار از 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

جدول ۱- عدم قطعیت ضریب افت فشار کل

Reynolds Number	$U_{p1}$	$U_{ps1}$	$U_{p2}$	$U_{Loss}$
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

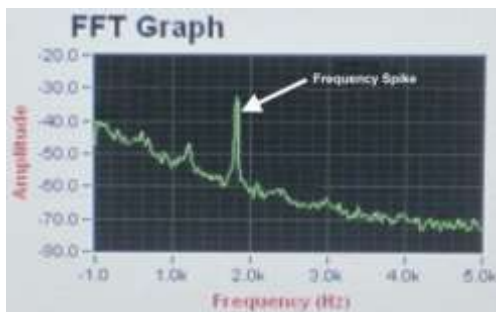
جدول ۲- عدم قطعیت مربوط به عدد رینولدز

Reynolds Number	$U_{p1}$	$U_v$	$U_{Re}$
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

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

علاوه بر این، کاهش زاویه برخورد، باعث کاهش سرعت در سطح فشار پره می‌شود. شکل ۸، تغییرات عدد اشتروهل را در اعداد رینولدز مختلف در یک جریان با سه زاویه برخورد متفاوت نشان می‌دهد. فرکانس غالب، نشان دهنده ریزش گردابه است. جریان فقط در رینولدزهای بالاتر از ۲۴۰۰۰۰ مشخص شده است.

در اعداد رینولدز پایین‌تر (کمتر از ۳۶۰۰۰۰)، فرکانس‌های ریزش گردابه، تغییرات کمتری در هر سه زاویه حمله دارند. با این حال، در اعداد رینولدز بالاتر، اختلاف بین فرکانس‌های مختلف بیشتر است؛ بنابراین با تغییر زاویه برخورد، تفاوت قابل ملاحظه‌ای در فرکانس‌ها دیده می‌شود.



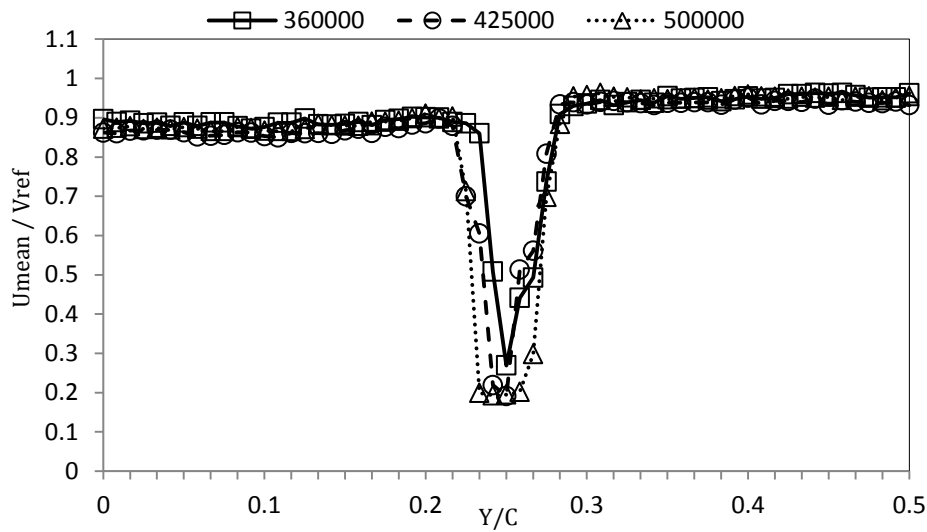
شکل ۵- طیف فرکانسی برای تعیین محل ریزش گردابه

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 می‌شود که بیانگر دنباله در آن نقطه است. عدد اشتروهل بر اساس عدد رینولدزی محاسبه خواهد شد که ریزش گردابه در آن مشاهده شده است. این عدد به صورت رابطه (۱) بدست می‌آید:

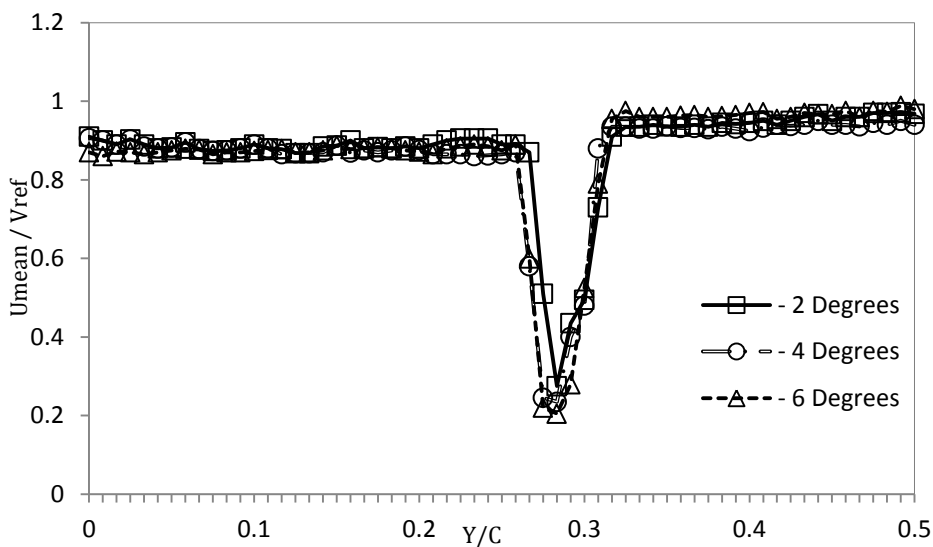
$$St = \frac{fd}{U} \quad (1)$$

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 می‌شود. همچنین در این حالت، سرعت متوسط بی بعد جریان، در سطح فشار پره کمتر از سطح مکش آن است (شکل ۶).  $U_{mean}$ ،  $V_{ref}$ ،  $Y$  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



شکل ۶- تغییر پروفیل سرعت متوسط بی بعد جریان در زاویه برخورد ۲- درجه



شکل ۷- تغییر پروفیل سرعت متوسط بی بعد جریان در زوایای برخورد مختلف در عدد رینولدز ۳۶۰۰۰۰

برای زاویه حمله ۲- درجه:

$$F=0.0035(\text{Re})+733.88 \quad (2)$$

برای زاویه حمله ۴- درجه:

$$F=0.0056(\text{Re})+120.75 \quad (3)$$

و در نهایت برای زاویه حمله ۶- رابطه (۴) است:

$$F=0.0035(\text{Re})+598.34 \quad (4)$$

که در تمامی این روابط F نشان دهنده فرکانس ریزش گردابه است.

شکل ۸ نشان می‌دهد که اعداد اشتروهل در رینولدزهای پایین (۳۰۰۰۰۰ و پایین‌تر)، تفاوت چشمگیری با هم ندارند و محدوده تغییرات آنها از ۰/۲۲ تا ۰/۲۳۵ است؛ در حالی که در رینولدزهای بالا محدوده تغییرات آنها وسیع‌تر است و از ۰/۱۸ تا ۰/۲۵ تغییر می‌کند. تغییرات خطی فرکانس ریزش گردابه با عدد رینولدز، در زوایای حمله مختلف به صورت روابط (۲-۳) است:

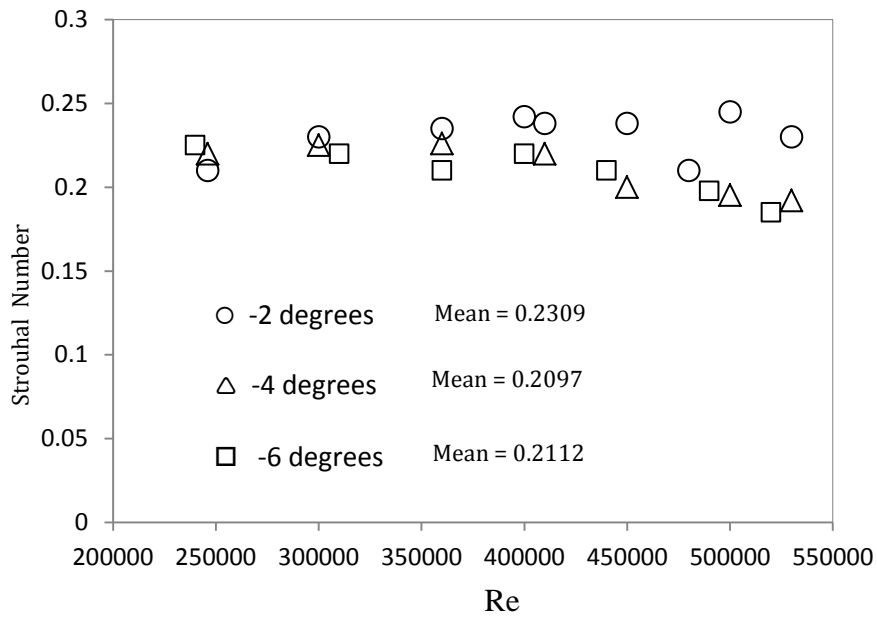
به اختصار می‌توان گفت که مطالعه روی عدد اشتروهمال نشان می‌دهد که فرکانس ریزش گردابه به صورت خطی با عدد رینولدز تغییر کرده، با افزایش عدد رینولدز افزایش می‌یابد و در رینولدزهای بالا ( بالاتر از ۳۶۰۰۰۰)، پراکندگی بیشتری دارد. در رینولدزهای پایین‌تر (کم‌تر از ۳۶۰۰۰۰)، عدد اشتروهمال از ۰/۲۲ تا ۰/۲۳۵ تغییر می‌کند، در حالی که در رینولدزهای بالاتر (۳۶۰۰۰۰ تا ۵۴۰۰۰۰)، از ۰/۱۸ تا ۰/۲۵ تغییر می‌کند که نشان دهنده تغییرات بیشتر عدد اشتروهمال در اعداد رینولدز بالا است. در واقع می‌توان 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 اشتروهمال خواهد گردید و در مقادیر بالای عدد رینولدز، گستردگی بیشتر عدد اشتروهمال 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  $0/23Y/C$ ، کمتر از ۲ درصد است. از  $0/23Y/C$ ، افزایش کوچکی در سطح فشار پره مشاهده می‌شود (که از  $0/23Y/C$  تا  $0/26Y/C$  امتداد یافته) و همچنین مطابق با نمودار، شدت اغتشاشات جریان در محدوده دنباله افزایش می‌یابد. براساس مطالعات انجام شده توسط سوامیناتان و همکاران [۹]، وقتی که شدت اغتشاشات جریان به ۱۰ درصد می‌رسد، خطای اندازه‌گیری سرعت متوسط توسط فیلم داغ به ۰/۶ درصد خواهد رسید. همچنین در شدت اغتشاشات ۳۵ درصد، خطای اندازه‌گیری حدود ۵ درصد خواهد بود؛ در صورتی که شدت اغتشاشات جریان در محدوده ۱ تا ۶ درصد تغییر کند، خطای اندازه‌گیری قابل چشم‌پوشی 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 ۵۰۰۰۰، 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

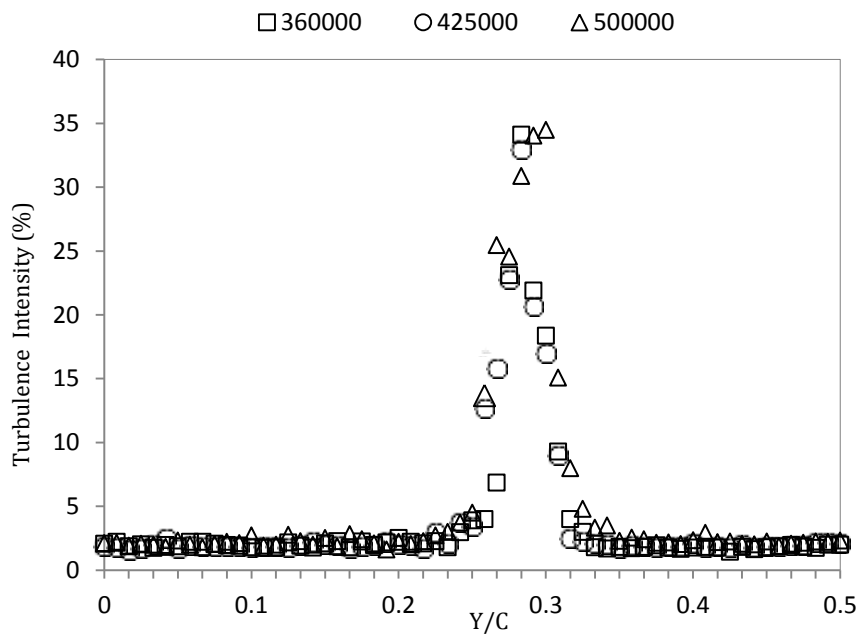
شدت اغتشاشات جریان در زوایای برخورد ۴- و ۶- درجه در شکل های ۱۰ و ۱۱، مشابه نمودار ذکر شده برای زاویه برخورد ۲- درجه است. داده‌ها برای شدت اغتشاشات جریان در زوایای برخورد مختلف در رینولدز یکسان (۳۶۰۰۰۰)، در شکل ۱۲ رسم شده است. اندازه اسپایک اولیه در نمودار شدت اغتشاشات، نمایانگر جدایش جریان در نزدیکی 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 می‌توان 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 ایجاد گرادیان فشار معکوس و جدایش سریعتر جریان و افزایش ناحیه دنباله می‌شود. افزایش شدت اغتشاشات جریان، باعث بروز خطا در اندازه‌گیری سرعت متوسط می‌شود، طوری که حداکثر خطا در شدت اغتشاشات ۳۵ درصد، برابر با ۵ درصد خواهد بود.

#### ۴- نتیجه‌گیری

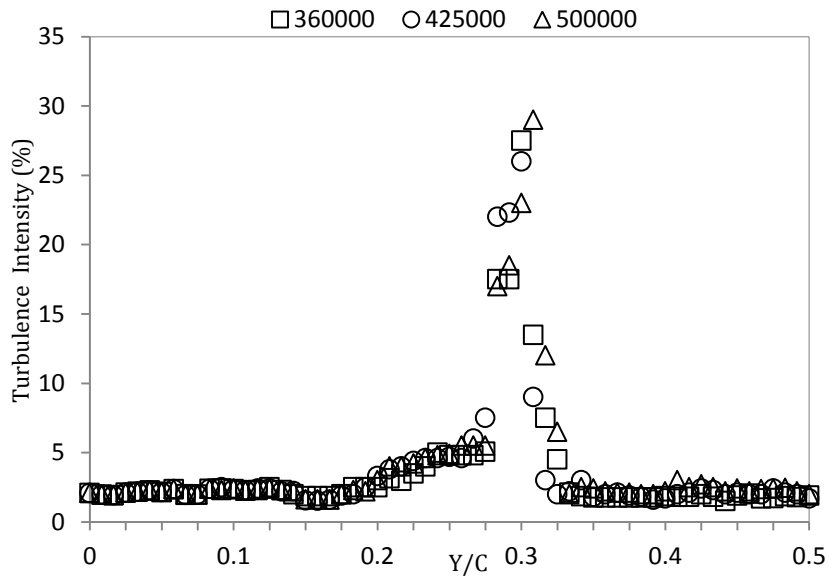
در تحقیق حاضر، اندازه‌گیری و تحلیل فرکانس بدون بعد (عدد اشتروهمال)، ریزش گردابه در یک کسکید کمپرسور محوری مورد بررسی قرار گرفت. داده‌های مورد نظر از طریق حرکت پراب سیم داغ در امتداد گذرگاه پره بدست آمد. اثرات تغییر عدد رینولدز و زاویه حمله نیز بررسی گردید. نتایج نشان می‌دهد که با افزایش عدد رینولدز، فرکانس ریزش گردابه افزایش می‌یابد و این دو دارای رابطه خطی می‌باشند. در اعداد رینولدز بالاتر از ۳۶۰۰۰۰، عدد اشتروهمال از پراکندگی بالاتری برخوردار است. بررسی زاویه حمله نیز، بیانگر 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.



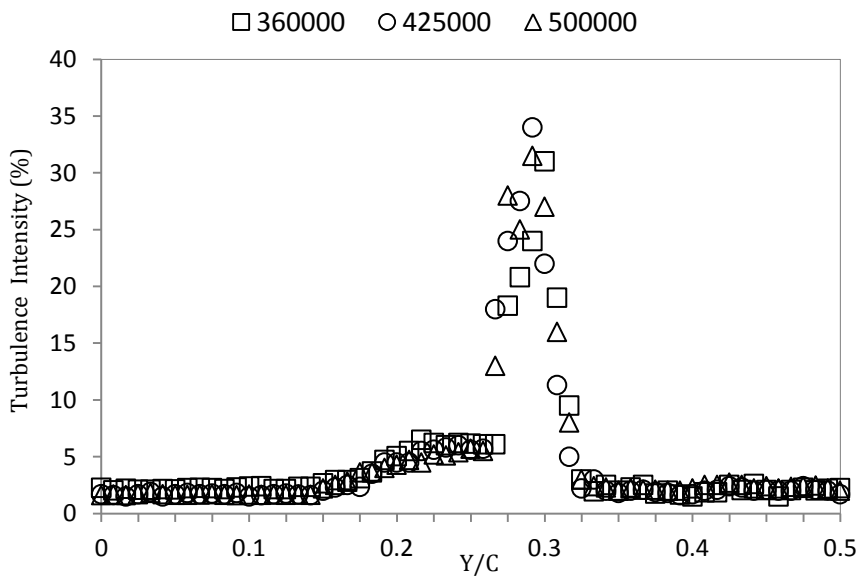
شکل ۸- تغییرات عدد اشتروهال با عدد رینولدز در سه زاویه برخورد مختلف



شکل ۹- تغییرات شدت اغتشاشات جریان در زاویه برخورد ۲- درجه

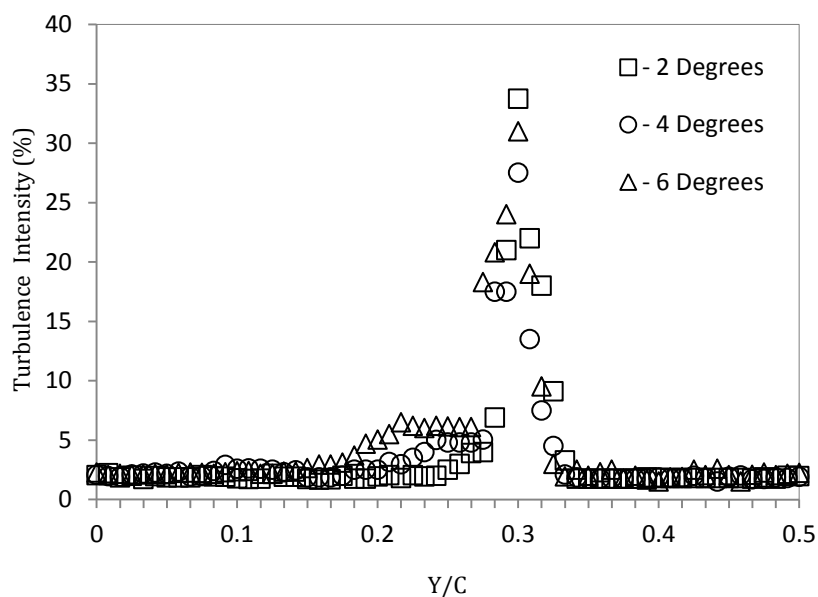


شکل ۱۰- تغییرات شدت اغتشاشات جریان در زاویه برخورد ۴- درجه



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





شکل ۱۲- تغییرات شدت اغتشاشات جریان در زوایای برخورد مختلف برای عدد رینولدز ۳۶۰۰۰

## ۵- مراجع

- 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.
- [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] Ciatelli 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,