

بررسی تجربی وابستگی عدد اشتروهال و پسای میانگین به موقعیت یک سیلندر دایروی پشت یک ایرفویل

عبدالله شادآرام^۱، سیما باجلان^۲ و سید آرش سید شمس طالقانی^۳

دانشکده مهندسی مکانیک

دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

(تاریخ دریافت: ۸۹/۱۲/۰۹؛ تاریخ پذیرش: ۹۱/۱۲/۰۷)

چکیده

تداخل آیرودینامیکی سیلندر استوانه‌ای و دنباله ایرفویل بالادست اثر چشمگیری بر عملکرد بسیاری از سیستم‌های مهندسی، از جمله فن‌های خنک‌کننده الکترونیکی و توربوماشین‌ها دارد. نیروهای سیالی و عدد اشتروهال مهم‌ترین پارامترها در طراحی مهندسی و مبحث اثرات تداخل می‌باشند. برخی پارامترها، به‌ویژه عدد رینولدز و موقعیت و ابعاد نسبی اجزاء به‌شدت بر تداخل آیرودینامیکی دنباله تأثیر گذارند. پژوهش حاضر به بررسی اثر چیدمان شامل؛ زاویه حمله ایرفویل و موقعیت عرضی سیلندر نسبت به ایرفویل بر میانگین ضریب پسای مجموعه و عدد اشتروهال در دنباله نزدیک سیلندر می‌پردازد. اندازه‌گیری‌ها در رژیم زیربحرانی و به روش سرعت‌سنجی سیم‌داغ صورت گرفته است. وابستگی این پارامترها به چیدمان در ارتباط با ساختار گردابه‌ای جریان و پارامترهای مشخصه جریان مورد بررسی قرار گرفته است. از نتایج حاضر، سه الگوی تداخلی: (۱) جسم گسترده، (۲) بحرانی و (۳) هم‌انتشار بر اساس چیدمان به‌دست آمده و دید روشنی نسبت به فرآیند فیزیکی تداخل دنباله و ساختار گردابه حاصل شده است. همچنین، رفتار متضاد ضریب پسا و عدد اشتروهال نسبت به یکدیگر مورد بررسی قرار گرفته است.

واژه‌های کلیدی: عدد اشتروهال، ایرفویل، پسا، تداخل دنباله، سیلندر

Experimental Study of the Dependence of Strouhal Number and Mean Drag on the Arrangement of a Circular Cylinder Behind an Airfoil

A. Shadaram, S. Bajalan, and A. Shams Taleghani

Mech. Eng. Dep't.

K.N. Toosi Univ. of Tech.

(Received: 28 February, 2011; Accepted: 25 February, 2013)

ABSTRACT

The interaction between wakes of bluff body and airfoil has profound influences on system performance in many industrial applications, e.g., turbo-machinery and cooling fan. The present work investigates the effect of configuration including airfoil's angle of attack and transverse spacing of the models on frequency behavior of the cylinder's near-wake. The experiments were carried out under subcritical flow regime, using hot-wire anemometry (HWA). The relationship between the Strouhal numbers, mean drag coefficient, and arrangements provide an insight into the global physical processes of wake interaction and vortex shedding. Present results show three basic types of flow pattern of wake interference, namely (1) Extended-Body Pattern, (2) Critical Pattern, and (3) Co-Shedding Pattern.

Keywords: Strouhal Number, Airfoil, Drag, Wake Interaction, Cylinder

۱- دانشیار (نویسنده پاسخگو): shadaram@kntu.ac.ir

۲- کارشناس ارشد: S_bajalan@sina.kntu.ac.ir

۳- دانشجوی دکتری: Arash_taleghani@yahoo.com

فهرست علائم

u	سرعت میانگین افقی، m/s
F	نیرو، N
L	فاصله طولی سیلندر از لبه فرار ایرفویل، mm
St	عدد اشتروهال
T	فاصله عرضی مرکز سیلندر از وتر ایرفویل، mm
X	موقعیت طولی حسگر، mm
Y	موقعیت عرضی حسگر، mm

علائم یونانی

ρ چگالی، kg/m^3

زیر نویس

a ایرفویل

c سیلندر

d پسا

۱- مقدمه

میدان جریان اطراف چند جسم نزدیک به هم بسیار متفاوت از میدان اطراف جسم منفرد است. تداخل آیرودینامیکی دو جسم مجزا و نزدیک به هم شامل مکانیزم‌های تداخل لایه‌های برشی، دنباله‌ها و مسیرهای گردابه‌ای ون کارمن است. تداخل دنباله ناحیه‌ای است که بخشی یا تمام یک جسم در معرض دنباله جسم دیگر قرار می‌گیرد و این تداخل اثرات مستقیم بر مهندسی سیستم‌ها دارد. چندین ترکیب از جسم‌های لبه پهن و شکل جریانی با مجاورت نزدیک به هم، مانند ترکیب پایه با روتور یا استاتور در توربوماشین‌ها و موتور پروانه‌ای و همچنین فن در سیستم‌های خنک‌کننده و هاور کرافت وجود دارد.

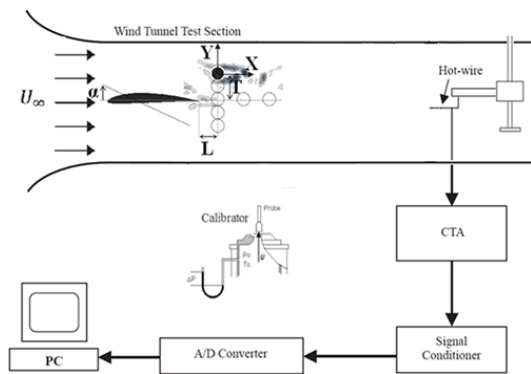
نیروهای سیالی و عدد اشتروهال مهم‌ترین عوامل در طراحی مهندسی اجسام در معرض جریان می‌باشند. هر تغییر کوچک در نیروی پسا یا رفتار ناپایدار دنباله تأثیر چشمگیری بر کارایی سیستم دارد. نیروی پسا در جریان با رینولدز بالا، به‌طور عمده از اختلاف فشار بین سطوح بالادست و پایین دست ناشی می‌شود و مومنت سیال در تعیین رفتار آن بیشتر از لزجت تأثیرگذار است. کاهش فشار پشت اجسام و مراکز کم فشار گردابه‌های دنباله و سرعت کاهیده در دنباله

عامل افت اندازه حرکت به دلیل اثرات لزجت در لایه مرزی بر اساس قانون دوم نیوتن می‌باشد. بنابراین، انتگرال‌گیری از اندازه حرکت خطی داخل حجم کنترل اطراف مدل‌ها، اطلاعاتی راجع به پسای آیرودینامیکی اعمال شده بر آنها به دست می‌دهد.

به علاوه، رینولدز بالای دنباله عامل انتشار متناوب گردابه، در مسیری مشابه مسیر ون کارمن و با فرکانسی غالب می‌باشد. در بسیاری از سیستم‌های کاربردی، فرکانس انتشار گردابه عامل اغتشاشات صوتی، ارتعاشات سازه‌ای و حتی پدیده تشدید و در نتیجه ناکارآمد شدن سیستم است. از این‌رو، یک موضوع مهم تحقیق در دنباله نزدیک، ناپایداری جریان است. عدد اشتروهال نمای بی‌بعد فرکانس انتشار گردابه است که به‌صورت ضرب فرکانس در طول مشخصه معیار بر سرعت جریان اصلی تعریف می‌شود. این فرکانس با کاهش پهنای دنباله و طول تشکیل بازچرخشی افزایش می‌یابد.

بیشترین مطالعات تداخل دنباله‌ها، مربوط به دو و یا چند سیلندر استوانه‌ای در چیدمان‌های مختلف می‌باشد. اکثر این مطالعات بر اساس مشاهده جریان و به‌صورت تجربی و در ناحیه رینولدز زیر بحرانی (کمتر از $10^5 \times 1/5$) بوده‌اند و بر پیامدهای بنیادی مانند تشکیل لایه‌های مرزی، بارگذاری ناپایدار و میانگین سیالی و شناسایی رژیم‌های جریانی دنباله در فاصله‌گذاری‌های مختلف تمرکز داشته‌اند [۶-۱]. از جمله نتایج این تحقیقات تعیین آغاز ریزش گردابه در سیلندر بالادست با کاهش ناپیوسته در پسای سیلندر پایین دست است. آلام و ژو [۷] به بررسی تجربی ساختار جریان، فرکانس دنباله و نیروهای سیالی برای دو سیلندر هم‌راستا با نسبت قطرهای مختلف پرداختند. با افزایش نسبت قطر بالادست به پایین دست، فرکانس ریزش گردابه در دنباله سیلندر بالادست افزایش و دیگری کاهش می‌یابد. همچنین، با کاهش این نسبت پسای میانگین سیلندر پایین دست به دلیل کاهش حجم سیال مرده و یا فشار دینامیک بین دو سیلندر، افزایش می‌یابد. بسیاری از کاربردهای مهندسی با مسئله تداخل دنباله ایرفویل با مقاطع دیگر مانند ایرفویل و

سیلندر درگیرند. ژانگ^۱ و همکارانش [۸] به بررسی تجربی تداخل سیلندر با دنباله نزدیک ایرفویل بالادست با هدف درک مکانیزم تولید اغتشاشات صوتی در فن پرداختند. نتایج نشان داد که، عدد رینولدز و فاصله افقی اجسام تأثیر چشمگیری بر نیروهای ناپایدار اعمالی بر سیلندر دارند. ژو^۲ و همکارانش [۹] به منظور بررسی صحت کارهای ژانگ، با حل عددی معادلات گردابه نتایج مشابهی به دست آوردند. همچنین ایلدریم^۳ و همکارانش [۱۰] به بررسی اثر زاویه حمله بر الگوی تداخل به روش آشکارسازی جریان در رینولدز ۲,۷۰۰ بر اساس قطر سیلندر و به روش سرعت سنجی تصویر ذرات پرداختند.



شکل (۱): شماتیک تجهیزات آزمایشگاه و معرفی مختصات.

در هیچ یک از مطالعات مربوط به پروفیل سیلندر پشت ایرفویل اندازه گیری جامع و دقیقی برای شناسایی رفتار فرکانسی دنباله تداخلی، الگوی گردابه‌ای، تغییرات نیروی سیالی میانگین و مشخصات آشفتگی و دسته بندی رژیم‌های جریان بر این اساس صورت نگرفته است. از این رو، تحقیق حاضر به بررسی تجربی اثر زاویه حمله ایرفویل و فواصل طولی و عرضی سیلندر از ایرفویل بر پسای میانگین ترکیبی مجموعه و رفتار فرکانسی دنباله نزدیک سیلندر می‌پردازد. همچنین وابستگی این پارامترها به نحوه چیدمان مورد بررسی قرار گرفته است. بررسی نتایج دید روشنی نسبت به فرآیند فیزیکی تداخل دنباله و ساختار جریان به دست می‌دهد. اندازه گیری پروفیل سرعت میانگین و آشفتگی در راستای جریان با روش سرعت سنج سیم داغ در رژیم زیر بحرانی صورت گرفته است. بقای اندازه حرکت خطی برای تعیین پسا، و روش تبدیل فوریه و ضرایب میانگین طیفی جهت شناسایی فرکانس‌های غالب سیگنال مورد استفاده قرار می‌گیرد.

در هیچ یک از مطالعات مربوط به پروفیل سیلندر پشت ایرفویل اندازه گیری جامع و دقیقی برای شناسایی رفتار فرکانسی دنباله تداخلی، الگوی گردابه‌ای، تغییرات نیروی سیالی میانگین و مشخصات آشفتگی و دسته بندی رژیم‌های جریان بر این اساس صورت نگرفته است. از این رو، تحقیق حاضر به بررسی تجربی اثر زاویه حمله ایرفویل و فواصل طولی و عرضی سیلندر از ایرفویل بر پسای میانگین ترکیبی مجموعه و رفتار فرکانسی دنباله نزدیک سیلندر می‌پردازد. همچنین وابستگی این پارامترها به نحوه چیدمان مورد بررسی قرار گرفته است. بررسی نتایج دید روشنی نسبت به فرآیند فیزیکی تداخل دنباله و ساختار جریان به دست می‌دهد. اندازه گیری پروفیل سرعت میانگین و آشفتگی در راستای جریان با روش سرعت سنج سیم داغ در رژیم زیر بحرانی صورت گرفته است. بقای اندازه حرکت خطی برای تعیین پسا، و روش تبدیل فوریه و ضرایب میانگین طیفی جهت شناسایی فرکانس‌های غالب سیگنال مورد استفاده قرار می‌گیرد.

۲- تجهیزات آزمایشگاهی

به منظور کاهش اثرات نیروی فشاری، مقطع اندازه گیری پروفیل میانگین سرعت برای محاسبه پسا در دورترین فاصله ممکن از مدل ($X/D=10$) انتخاب شده است. مقدار این ضریب از معادله اندازه حرکت به صورت زیر به دست می‌آید:

$$F_d = \rho \int_{-b}^b u(Y) (u_\infty - u(Y)) dY, \quad (1)$$

که در آن، $u(Y)$ پروفیل سرعت در دنباله، و انتگرال در عرض $2b$ محاسبه می‌شود. بازه داده برداری سنسور از -54 تا $+54$ میلی متر با گام‌های 2 mm و برای محاسبه انتگرال، روش قاعده دوزنقه به کار گرفته شده است.

همچنین، اندازه گیری سرعت نوسانی راستای جریانی دنباله نزدیک به منظور بررسی رفتار فرکانسی در $X/D=1/5$ و $Y/D=1$ انجام شده است. تعداد قله در طیف توانی یک سیگنال، نشان دهنده تعداد مسیره‌های گردابه‌ای متناوب می‌باشد. بنابراین، برای مورد مطالعه حاضر، St_a و St_c به ترتیب، فرکانس‌های غالب انتشار متناوب گردابه از سیلندر و ایرفویل می‌باشند. نرخ نمونه برداری سرعت سنج 1 kHz و تعداد نمونه‌های نوسانی در هر موقعیت $12,000$ می‌باشد.

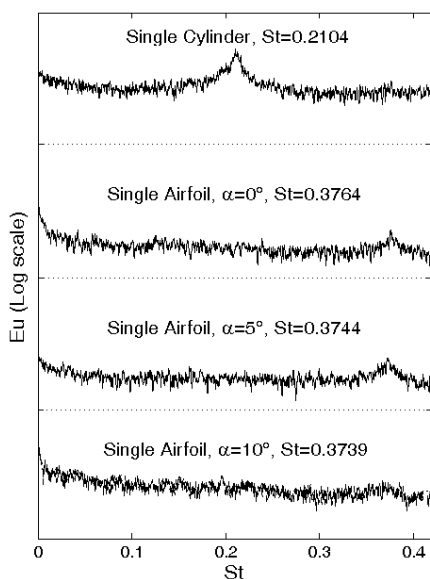
- 1- Zhang
- 2- Zhou
- 3- Yildirim

جدول (۱): مقایسه ضریب پسای اندازه‌گیری شده برای

مدل‌های منفرد با مقادیر سایر مراجع.

مدل	C_d (مطالعه حاضر)	C_d (سایر مراجع)
سیلندر	۱/۰۶۹	[۱۱] ۱/۰۲۴
ایرفویل ^۰	۰/۰۴۱	[۱۲] ۰/۰۴۰
ایرفویل ^۵	۰/۰۴۸	[۱۲] ۰/۰۴۷
ایرفویل ^{۱۰}	۰/۱۱۴	[۱۲] ۰/۱۱

نمودارهای طیف توانی شکل ۳ دارای حداکثر مقادیر $0/۳۷۳۹$ ، $0/۳۷۴۴$ ، $0/۳۷۶۴$ ، $0/۲۱۰۴$ به ترتیب برای سیلندر منفرد و ایرفویل منفرد در زوایای صفر، 5° و 10° است. با افزایش زاویه حمله، نقطه جدایش به بالادست و به سمت لبه حمله حرکت می‌کند و ابعاد ناحیه جدایش افزایش می‌یابد. به همین دلیل با افزایش زاویه حمله پهنای باند اطراف قله افزایش یافته و تشخیص مقدار حداکثر دشوارتر می‌شود.



شکل (۳): طیف توانی مؤلفه سرعت در راستای جریان، Eu ، برای مدل‌های منفرد.

با افزایش زاویه حمله، گردابه‌های بیشتری تشکیل مسیر گردابه می‌دهند و با افزایش حجم سیال مرده یا کاهش فشار دینامیک در سطح بالایی ایرفویل، ناپایداری در جریان دنباله

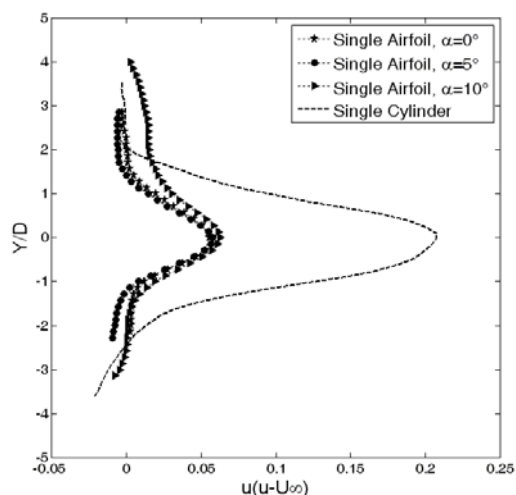
شدت توربولانس جریان آزاد $1/1$ ٪ و حداکثر نسبت انسداد در بیشترین زاویه حمله $5/7$ ٪ است. رینولدز مورد آزمایش بر اساس قطر سیلندر $8/4 \times 10^3$ و بر اساس وتر ایرفویل 6×10^4 می‌باشد.

۳- اعتبارسنجی نتایج

به منظور اعتبارسنجی نتایج و به دست آوردن مبنایی جهت بررسی اثرات تداخل، ضریب پسا و رفتار فرکانسی مربوط به سیلندر منفرد و ایرفویل با زوایای حمله صفر، 5° و 10° مورد بررسی قرار گرفته است. در شکل ۲ پروفیل افت اندازه حرکت اندازه‌گیری شده در عرض دنباله در $X/D=10$ ، نشان داده شده است. در جدول ۱ مقادیر اندازه‌گیری شده ضریب پسا با نتایج دیگران مقایسه شده است.

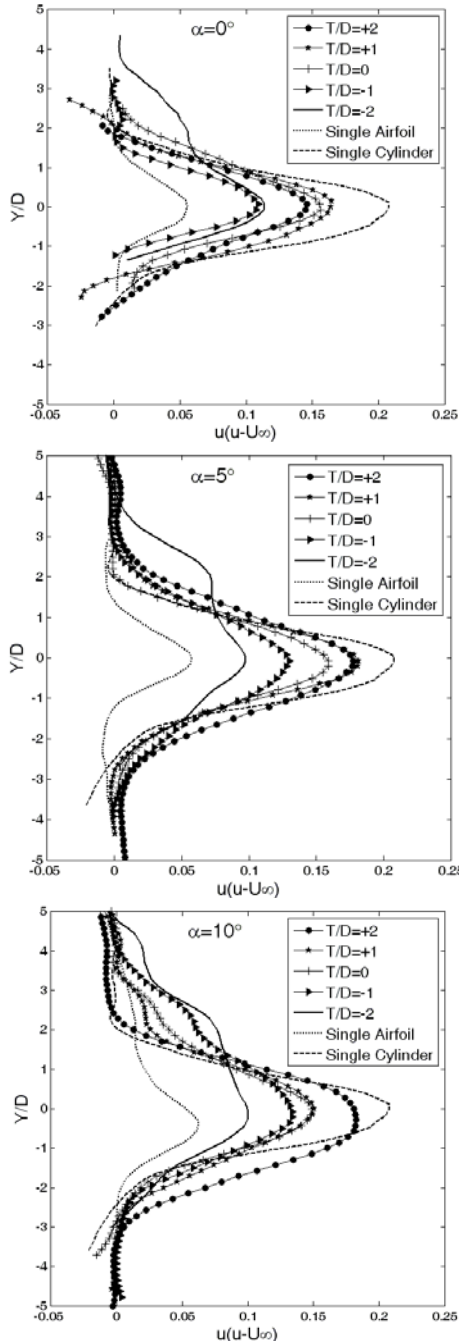
درصد خطای محاسبه برای حالات ارائه شده در جدول ۱ به ترتیب $4/4$ ٪، $2/5$ ٪، $2/2$ ٪ و $3/6$ ٪ می‌باشد. این مقادیر نشان می‌دهد که نتایج به دست آمده از این روش با حداکثر خطای تقریبی $4/4$ ٪ از دقت بالایی برخوردار است.

شکل ۳ طیف توانی سرعت در راستای جریان، Eu ، را در فواصل $X/D=1/5$ و $Y/D=1$ نشان می‌دهد. بی‌بعدسازی فرکانس در تمام موارد بر اساس قطر سیلندر به منظور یکسان‌سازی و امکان مقایسه صورت گرفته است.



شکل (۲): پروفیل افت اندازه حرکت مدل‌های منفرد در دنباله.

معبر جریان بین دو مدل و اندرکنش لبه بالایی دنباله ایرفویل با لبه پایین دنباله سیلندر افزایش می‌یابد. برای موقعیت‌های منفی نیز نیروی پسا با افزایش زاویه حمله کاهش می‌یابد.



شکل (۴): پروفیل افت اندازه حرکت در دنباله دور سیلندر پشت ایرفویل، برای موقعیت‌های عرضی مختلف سیلندر و زوایای حمله 0° ، 5° و 10° .

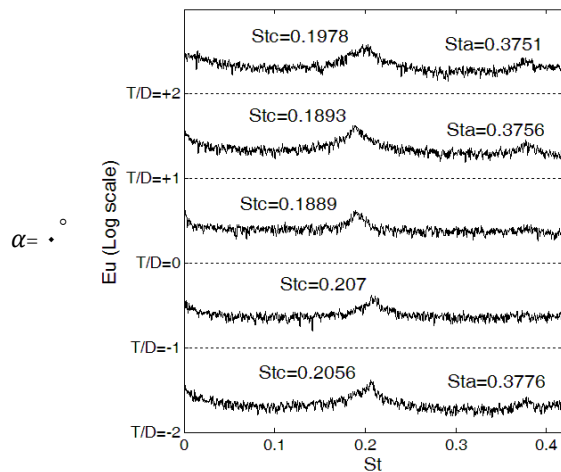
انتشار گردابه‌ها به تأخیر می‌افتد. این نتایج نیز با مقادیر مراجع [۸ و ۱۱-۱۲] مطابقت بسیار خوبی دارند. بر اساس اطلاعات این مراجع فرکانس انتشار گردابه برای سیلندر منفرد در این رژیم جریانی تقریباً ثابت و در حدود 0.2 و برای ایرفویل در حدود 0.37 می‌باشد. با توجه به زاویه واماندگی ایرفویل NACA4412 در محدوده رینولدز مورد بررسی در حدود $7/5^\circ$ می‌باشد [۱۱]. در این بررسی اثر زاویه حمله برای حالات عدم جدایش و پس از واماندگی مورد بررسی قرار گرفته است.

۴- نتایج و بحث

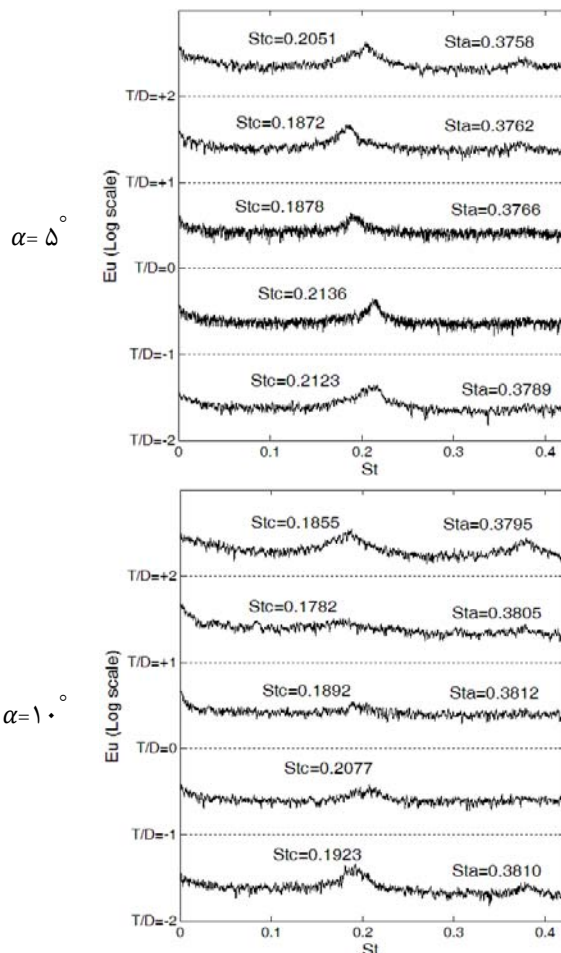
در شکل ۴ پروفیل افت اندازه حرکت در عرض دنباله در فاصله $X/D=10$ از مرکز سیلندر در موقعیت‌های عرضی مختلف، برای سه زاویه حمله نشان داده شده است. با توجه به اینکه سطح زیر این منحنی‌ها معیاری از ضریب پسا است، شکل ۴ این مطلب را می‌رساند که در حالت تداخل مقدار افت اندازه حرکت و ضریب پسا نسبت به حالت سیلندر منفرد کاهش می‌یابد. این کاهش به دلیل کندتر شدن جریان ورودی به سیلندر و رفتار کنترلی ایرفویل بالادست می‌باشد.

در شکل ۵ مقادیر ضریب پسا در موقعیت‌های مختلف عرضی سیلندر و زوایای حمله مختلف ایرفویل نشان داده شده است. بسته به نوع رژیم تداخلی، تغییرات این پارامترها رفتار پیچیده‌ای دارند، ولی در حالت کلی، در زاویه حمله صفر ضریب پسای سیلندر در هر موقعیتی بیشترین مقدار را دارد. زیرا دامنه دنباله ایرفویل کمترین مقدار را داشته و در نتیجه کمترین تأثیر را دارد.

مادامی که سیلندر در نیمه بالایی قرار دارد، با افزایش زاویه حمله از نیروی پسا کاسته می‌شود. افزایش زاویه حمله در اینجا باعث قوی‌تر شدن رشد دنباله می‌شود، که ناحیه کم فشارتری را در جلوی سیلندر ایجاد می‌کند. این ناحیه کم فشار نسبت به حالت عدم وجود ایرفویل پسای کمتری را ایجاد می‌کند. همچنین، افزایش پهنای دنباله و رشد ناحیه جدایش سطح بالایی ایرفویل در اثر افزایش زاویه حمله، باعث کاهش بیشتر سرعت ورودی به سیلندر می‌شود. این در حالیست که با قرار گرفتن سیلندر در دنباله پایینی ایرفویل برای موقعیت صفر با افزایش زاویه حمله از 5° به 10° درجه،



شکل (۵): مقایسه مقادیر ضریب پسا برای موقعیت‌های عرضی مختلف سیلندر و زوایای حمله 0° ، 5° و 10° .



شکل (۶): طیف توانی مؤلفه سرعت در راستای جریان، Eu ، برای مدل‌های منفرد و ترکیبی در موقعیت‌های عرضی مختلف سیلندر و زوایای حمله 0° ، 5° و 10° .

حداکثر افت پسا نسبت به سیلندر منفرد در حدود ۳۹٪ برای زاویه حمله صفر درجه و در حدود ۴۷٪ برای زوایای حمله ۵ و ۱۰ درجه می‌باشد. در کاهش پسا چند فاکتور مؤثرند. حضور ایرفویل رفتار جریان بالادست سیلندر را کنترل می‌کند. همچنین، دنباله بالادست سیلندر و تداخل جریان، آشفتگی را افزایش داده و جریان آشفته‌تر مقاومت بیشتری در مقابله با گرداب‌ها فشار معکوس دارد. چیدمان مربوط به بیشترین پسا برای هر زاویه حمله، کمترین تداخل را تجربه می‌کند. از طرفی، عدد اشتروهل کمتر مربوط به تناوب بیشتر و کشیدگی در اثر جدایش القایی، بازچسبیدن و یا تشکیل گردابه در بالادست سیلندر می‌باشد.

در شکل ۶ نمودارهای طیف توانی هر یک از موقعیت‌های مورد بررسی نشان داده شده است. وجود دو اشتروهل در نمودار طیفی (St_a و St_c) ناشی از وجود دو مسیر گردابه‌ای متناوب برای دو مدل سیلندر و ایرفویل می‌باشد. در غیر این صورت، عدم حضور St_a به دلیل هم‌پوشانی خوب جسم پایین‌دست توسط دنباله بالادست (مربوط به سازه‌های کوچک‌تر شیار) و یا به علت برخورد دنباله بالادست با سطح پشت جسم پایین‌دست و پراکندگی دنباله بالادست (برای سازه‌های بزرگ‌تر) است.

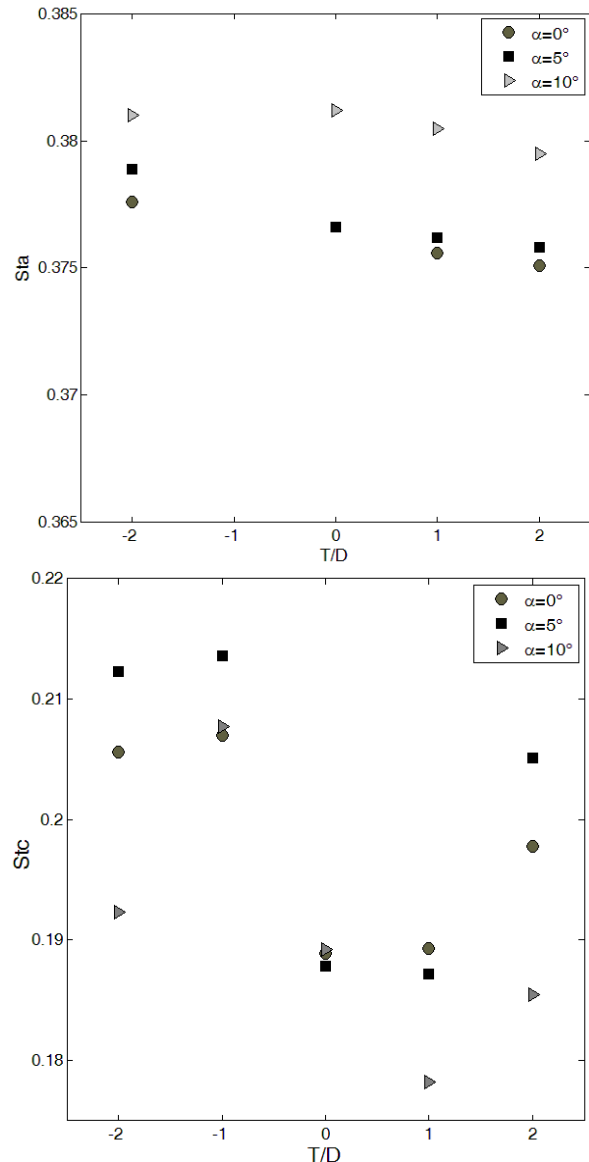
در شکل ۷ مقایسه‌ای بین مقادیر اشتروهل سیلندر و ایرفویل در دنباله نزدیک سیلندر و در موقعیت‌های مختلف عرضی سیلندر (T/D) و زوایای حمله مختلف ایرفویل ارائه شده است.

فرکانس غالب می‌باشد. در $\alpha=0^\circ$ ، با گرایش لایه‌های هم علامت بیرونی به دلیل شکل منحنی ایرفویل، از گسترش پهنای دنباله سیلندر کاسته می‌شود و با حرکت نقطه جدایش به سمت لبه فرار، انتشار نسبت به سایر زوایا شتاب بیشتری دارد. برای $\alpha=5^\circ$ ، سایز معبر جریان بین دو مدل کاهش یافته و هم‌پوشانی بهتری بین لایه‌های هم‌علامت صورت می‌پذیرد. با کاهش بیشتر معبر جریان در $\alpha=10^\circ$ ، با برخورد و بازچسبیدن لایه مثبت ایرفویل به سیلندر پهنای دنباله نسبت به دو حالت قبل به میزان چشمگیری افزایش می‌یابد. با افزایش پهنای دنباله، فرکانس انتشار کاهش می‌یابد. ولی همان‌طور که قبلاً بیان شد، تغییرات پسا علاوه بر پهنای دنباله به وضعیت دنباله بالادست، میزان افت اندازه حرکت و سرعت ورودی به جسم پایین‌دست و یا میزان تداخل وابسته است. بنابراین، با افزایش زاویه حمله در این حالت، ضریب پسا افزایش و عدد اشتروهال کاهش می‌یابد.

الگوی تداخلی در $T/D=-1$ ، برای $\alpha=0^\circ$ ترکیبی از بازچسبیدن و هم‌پوشانی می‌باشد که آن را الگوی بحرانی (CP^2) می‌نامیم. برای زوایای 5° و 10° ، الگوی جسم گسترده (EBP^3) می‌نامیم.

در $T/D=-1$ و $\alpha=0^\circ$ ، لایه‌های برشی بالایی جدا شده از ایرفویل سیلندر را در بر می‌گیرند، پهنای دنباله سیلندر و ضریب پسا به حداقل مقدار خود و عدد اشتروهال به حداکثر مقدار خود در این زاویه حمله می‌رسند. این مکانیزم ترکیبی از بازچسبیدن لایه مثبت و هم‌پوشانی لایه‌های منفی می‌باشد و در حالت کلی با توجه به فاصله شکاف بین دو مدل یک فرکانس غالب در طیف توانی مشهود است. با افزایش زاویه حمله به 5° ، هم‌پوشانی بهتری بین لایه‌های با چرخش مثبت دو مدل (نسبت به $T/D=-2$ و همچنین نسبت به زاویه حمله صفر) صورت می‌پذیرد و تنها یک مسیر گردابه‌ای در دنباله نزدیک سیلندر با حداکثر قدرت نسبت به سایر حالات قابل مشاهده است. در نتیجه این اثر، پسا دارای مقدار حداقل و عدد اشتروهال سیلندر حداکثر می‌باشند.

با توجه به شکل ۷، در تمام زوایای حمله با قرار گرفتن سیلندر در جدایش بالایی برای ۲+ و ۱+ و $T/D=0$ و با توجه به



شکل (۷): مقایسه مقادیر St_a و St_c برای موقعیت‌های عرضی مختلف سیلندر و زوایای حمله 0° ، 5° و 10° .

اکنون با توجه به شناخت نیروهای پسا و رفتار فرکانسی گردابه‌ها، از مقایسه تغییرات عدد اشتروهال و ضریب پسا نسبت به یکدیگر و نسبت به پارامترهای چیدمان در شکل‌های ۵ و ۷، نتایج زیر برای هر یک از موقعیت‌ها قابل ارائه می‌باشد:

برای $T/D=-2$ رژیم تداخل هم‌انتشار (CSP^1) با دو

غالب، رژیم بحرانی یا بازچسبیدن، با تغییر ناپیوسته در مقادیر مشخصه، رژیم هم‌انتشار برای فواصل دورتر و با دو فرکانس غالب مجزا. تغییرات رژیمی بین بحرانی و دیگر رژیم‌ها با تغییرات ناگهانی اشتروهاال بالادست و ضریب پسا همراه است. مشاهده می‌شود که برای اکثر موارد مورد مطالعه ضریب پسا و عدد اشتروهاال از مقادیر مربوطه برای سیلندر منفرد کمتر و اشتروهاال مربوط به ایرفویل از مقدار منفرد آن به جز در حالت بحرانی بیشتر می‌باشد و این به دلیل اثر سایه ایرفویل بالادست و رفتار کنترلی سیلندر پایین دست بر تشکیل دنباله ایرفویل و پاسخ آیرودینامیکی ایرفویل می‌باشد.

مراجع

1. Zdravkovich, M.M. and Pridden, D.L. "Interference between Two Circular Cylinders; Series of Unexpected Discontinuities", J. Industrial Aerodynamics, Vol. 2, No. 3, pp. 255-270, 1977.
2. Zdravkovich, M.M. "The Effects of Interference between Circular Cylinders in Cross Flow", J. Fluids and Structures, Vol. 1, No. 2, pp. 239-261, 1987.
3. Zdravkovich, M.M. "Flow Around Circular Cylinders", Fundamentals, Oxford Sci., Vol. 1, pp. 225-230, 1997.
4. Zdravkovich, M.M. "Flow Around Circular Cylinders. Applications", Oxford Sci., Vol. 2, 2003.
5. Igarashi, T. "Characteristics of the Flow Around Two Circular Cylinders Arranged in Tandem", Bulletin of the JSME, 1984, Vol. 27, No. 233, pp. 2380-2387.
6. Sumner, D., Price, S.J. and Paidoussis, M.P. "Flow-Pattern Identification for Two Staggered Circular Cylinders in Cross-Flow", J. Fluid Mech., Vol. 411, No. 1, pp. 263-303, 2000.
7. Alam, M.M. and Zhou, Y. "Strouhal Numbers, Forces and Flow Structures around Two Tandem Cylinders of Different Diameters", J. Fluids and Structures, Vol. 24, No. 4, pp. 505-526, 2008.
8. Zhang, H.J., Huang, L., and Zhou, Y. "Aerodynamic Loading on a Cylinder behind an Airfoil", Experiments in Fluids, Vol. 38, No. 5, pp. 588-593, 2005.
9. Zhou, C.Y., Sun, C.W., Zhou, Y., and Huang, L.A., "Numerical Study of a Circular Cylinder in the Wake of an Airfoil", The Fifth Australasian Fluid Mech. Conf., Univ. of Sydney, Sydney, Australia, 2004.

اندازه بزرگ‌تر جدایش سطح بالایی ایرفویل نسبت به سطح پایینی، St_c کاهش چشمگیری نسبت به دیگر حالات نشان می‌دهد.

برای $T/D=0$ و $\alpha=0^\circ$ ، یک فرکانس غالب با تغییر ناپیوسته نسبت به فاصله وجود دارد. بازچسبیدن و افزایش پهنای دنباله باعث افزایش پسا نسبت به حالت قبلی می‌شود (CP). با افزایش زاویه، بازچسبیدن لایه‌ها دیگر نمی‌تواند حفظ شود. لایه بالایی ایرفویل به شیار نفوذ می‌کند و دنباله نزدیک کوچکی بالادست سیلندر تشکیل می‌شود. این ناحیه کوچک در شیار محدود شده و St_c برای این موقعیت کمترین مقدار را دارد. این رژیم هم‌انتشار می‌باشد و موقعیت رژیم بحرانی در فاصله طولی بین صفر و ۱- می‌باشد. برای زاویه حمله 10° ، لایه بالایی ایرفویل بر سیلندر محیط می‌شود، ولی به دلیل وجود شیار و جدایش القایی بر لایه پایینی سیلندر، پهنای دنباله سیلندر نسبت به زاویه 5° و یا موقعیت عمودی قبلی افزایش می‌یابد (CSP).

با افزایش اندازه شکاف در زاویه حمله صفر، بازچسبیدن لایه‌های برشی دیگر حفظ نمی‌شود و برای $T/D=+1$ و $T/D=+2$ ، رژیم هم‌انتشار و تداخل باعث انتشار واگرایی گردابه با طول تشکیل کمتر در دنباله‌ی سیلندر در اثر جدایش القایی می‌شود. در $\alpha=5^\circ$ مانند موارد مشابه در زاویه کوچک‌تر، برای $T/D=+1$ و $T/D=+2$ ، مسیر گردابه‌ی سیلندر واگرا و دو مسیر مجزا تشکیل می‌شود (CSP). با افزایش بیشتر زاویه حمله ($\alpha=10^\circ$) و پیشرفت محل جدایش لایه مرزی به پشت لبه حمله، حجم بیشتری از سیال مرده روی ایرفویل تشکیل و دنباله پشت لبه فرار ناپایدارتر می‌شود. به همین دلیل گردابه‌های ضعیف‌تر عامل نرخ کمتر سرعت بازیافت و عامل طولانی کردن تناوب انتشار گردابه از سیلندر باشد.

۵- نتیجه‌گیری

تغییرات الگوی گردابه‌ای در دنباله نزدیک یک سیلندر در موقعیت‌های مختلف پشت یک ایرفویل در زوایای حمله مختلف، توسط تکنیک CTA مورد بررسی و تحلیل قرار گرفت. با تغییر T/D و α سه الگوی جریان به صورت زیر بر جریان تداخلی حاکم است:

رژیم جسم گسترده برای فواصل کوچک، با یک فرکانس

12. Tropea, C., Yarin, A.L., and Foss, J.F. (Eds.). "Springer Handbook of Experimental Fluid Mechanics", Springer-Verlag Berlin, Heidelberg, 2007.
13. Yıldırım, I., Cetiner, O., and Unal, M.F. "PIV Measurements of the Wake Interactions for a Circular Cylinder behind an Airfoil", The 6th Int. Symposium on Particle Image Velocimetry Pasadena, California, USA, September 21-23, 2005.
10. Yıldırım, I., Cetiner, O., and Unal, M.F. "Wake Interactions for a Circular Cylinder Behind an Airfoil", The Third Int. Conf. on Vortex Flows and Vortex Models, Yokohama, Japan, November 21-23, 2005.
11. Ikehata, M., Inoue, T., Ozawa, M. and Matsumoto, S. "Experimental Investigation on Flow Fields of Viscous Fluid around Two-dimensional Wings and Comparison with Computational Results", J. Marine Sci. and Tech., Vol. 2, No. 2, pp. 62-76, 1997.

