

تحلیل فرکانسی دنباله ایرفویل نوسانی مجهز به

فلپ گارنی با استفاده از سیم داغ

آزمایش‌های تجربی متعددی جهت مطالعه ساختار دنباله ایرفویل نوسانی مجهز به فلپ گارنی در شرایط نوسان قبل و بعد از واماندگی استاتیکی انجام شده است. نوع حرکت نوسانی پلانجینگ بوده و ایرفویل مجهز به فلپ گارنی به ارتفاع‌های ۲/۶٪ و ۳/۳٪ وتر می‌باشد. سرعت دنباله با استفاده از دستگاه جریان سنج سیم‌داغ اندازه‌گیری گردید و اندازه‌گیری‌های توزیع فشار روی سطح بالا و پایین ایرفویل برای بررسی نحوه تشکیل ساختارهای گردابه‌ای روی سطح ایرفویل و ریزش آنها به دنباله ایرفویل نوسانی انجام شد. داده‌های حاصل از جریان سنج سیم‌داغ در حوزه فرکانسی مورد بررسی قرار گرفت. نتایج نشان دادند که قدرت گردابه‌های ایرفویل پلانجینگ با افزودن فلپ به طور چشمگیری افزایش می‌یابد.

فریبا اجلی^۱

دکترا

محمود مانی^۲

استاد

مژگان قراخانلو^۳

دانشجوی کارشناسی

واژه‌های راهنما: دنباله، ایرفویل، فلپ گارنی، واماندگی دینامیکی، حرکت پلانجینگ

۱- مقدمه

یکی از راه‌های بالا بردن عملکرد وسایل پرنده در حین نشستن و برخاستن، استفاده از سطوح کنترلی است. طراحی سطوح کنترلی اغلب پیچیده بوده و نیازمند هزینه بالای تعمیر و نگهداری می‌باشد. فلپ گارنی به دلیل سادگی هندسه و ساخت آن در دهه‌های اخیر به کرات مورد استفاده قرار گرفته است. این فلپ مینیاتوری به صورت نوار باریک در لبه فرار، رو به سطح فشاری و عمود به وتر نصب می‌شود. در ابتدا این وسیله به شکل وارونه در ماشین‌های مسابقه جهت افزایش چسبندگی سطحی بین تاپرهای خودرو و سطح جاده در پیچ‌های تند کاربرد داشت [۱]. مطالعات تجربی حول فلپ گارنی ابتدا توسط لیبک [۲] حول ایرفویل‌های نیومن انجام شد. مطالعات وی حاکی بر آن بود که افزودن فلپ گارنی به ارتفاع ۱/۲۵ درصد وتر، افزایش چشمگیری در نیروی برآ و تغییر جزئی در نیروی پسا ایجاد می‌کند.

پس از آن تحقیقات گسترده‌ای بر روی فیزیک جریان حول فلپ گارنی در جریان پایا توسط استورم و جانگ [۳] و جانگ و روس [۴]، مویسه و پاپاداکیس [۵] گیورگ و همکارانش [۶]، نیهارت و پندوگراف [۷] انجام گرفت. آنها به این نتیجه رسیدند که افزودن فلپ گارنی به طور چشمگیری منجر به افزایش نیروی برآ،

^۱ نویسنده مسئول، دکترا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، دانشکده مهندسی هوافضا fajalli@aut.ac.ir

^۲ استاد، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، دانشکده مهندسی هوافضا، قطب علمی هوافضای محاسباتی

^۳ دانشجوی کارشناسی، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، دانشکده مهندسی هوافضا

بیشینه ضریب برآ و منفی تر شدن گشتاور پیچشی می‌گردد. در ضمن زاویه حمله برآی صفر را نیز منفی تر می‌کند در حالی که تغییر چندانی در شیب منحنی برآ ایجاد نمی‌کند. جفری و همکارانش [۸] با استفاده از اندازه‌گیری توزیع فشار روی ایرفویل و جریان سنج لیزر داپلر (LDA) مطالعات جامعی بر روی ایرفویل‌های مجهز به فلپ انجام دادند.

نتایج آشکارساز جریان آنها نشان دادند که گردابه‌های ون کارمن^۱ متناوباً در حال ریزش به دنباله ایرفویل می‌باشند. این ریزش گردابه‌ها منجر به افزایش فشار مکش لبه فرار در سطح مکشی ایرفویل می‌شود، همچنین فلپ گارنی باعث شتابگیری جریان سیال در سطح فشاری لبه فرار ایرفویل شده و در نهایت فشار کلی افزایش می‌یابد. ترولین و همکارانش [۹] جزئیات میدان جریان ایرفویل فلپ‌دار را با استفاده از PIV اندازه‌گیری کردند. نتایج آنها نشان دادند که دو مود ریزش گردابه در ناحیه دنباله وجود دارد، مود غالب شبیه به ریزش متناوب گردابه‌های جسم توپر نامتقارن و مود دوم مربوط به ریزش گردابه‌های محصور در حفره فلپ است. تلاش‌های گسترده‌ای در بکارگیری فلپ در جریان‌های ناپایا به منظور کنترل هیسترسیس نیروهای آیرودینامیکی صورت گرفته است. ماهیت جریان ناپایا بسیار پیچیده‌تر از جریان پایا بوده و پدیده‌های جریان آن با حالت پایا کاملاً متفاوت می‌باشد. به عنوان نمونه زمانی که ایرفویل دینامیکی در زاویه‌های حمله بالاتر از زاویه واماندگی استاتیکی در حال نوسان است در لبه حمله ایرفویل گردابه دینامیکی ایجاد می‌گردد. تا زمانی که گردابه دینامیکی در روی سطح ایرفویل در حال گسترش و پیشروی است ضریب نیروی برآ به طور چشمگیری افزایش می‌یابد [۱۰].

گسترش مفهوم فلپ گارنی در جریان‌های ناپایا توسط گرون تاکس و لی [۱۱ و ۱۲] گزارش شده است. آنها مطالعات گسترده‌ای بر روی ایرفویل مجهز به فلپ گارنی در حال نوسان پیچشی انجام دادند. بر اساس نتایج آنها، فلپ گارنی منجر به افزایش نیروی برآ و منفی تر شدن گشتاور پیچشی شده و منجر به تسریع واماندگی دینامیکی می‌گردد.

لازم به ذکر است، مطالعات صورت گرفته در زمینه ایرفویل‌های فلپ‌دار نوسانی منحصر به حرکت پیچینگ^۲ بوده و اطلاعات محدودی در باره ایرفویل فلپ‌دار پلانجینگ موجود می‌باشد [۱۳ و ۱۴]. از آنجایی که فیزیک جریان حول ایرفویل با حرکت پیچینگ متفاوت با حرکت نوسانی پلانجینگ^۳ می‌باشد [۱۵]، لذا بررسی رفتار آیرودینامیکی ایرفویل فلپ‌دار با نوسان پلانجینگ ضروری می‌باشد. هدف اصلی از این تحقیق، مطالعه دقیق دنباله ایرفویل پلانجینگ مجهز به فلپ به ارتفاع‌های ۲۶٪ و ۳۳٪ وتر در شرایط قبل و بعد از واماندگی استاتیکی می‌باشد. همچنین رفتار دنباله در حوزه فرکانسی مورد توجه، بررسی شده است زیرا مطالعه طیف فرکانسی و قدرت گردابه‌های دنباله ایرفویل با فلپ و بدون فلپ اطلاعات دقیق‌تر و کاملتری را از دنباله ایرفویل در اختیار قرار می‌دهد. به همین منظور برای اندازه‌گیری دنباله ایرفویل نوسانی از دستگاه‌های جریان سنج سیم داغ استفاده شده است.

¹ Von Karman vortex shedding

² Pitching

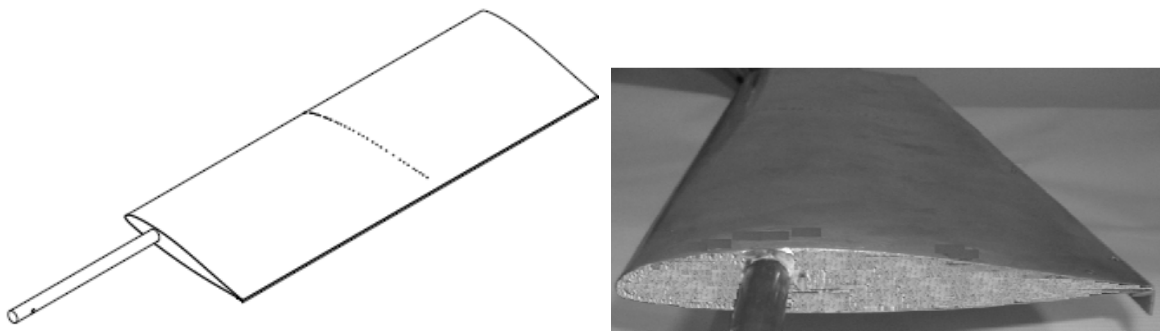
³ Plunging

۲- تجهیزات آزمایش

کلیه آزمایشات در تونل باد زیر صوت دانشگاه صنعتی امیرکبیر صورت گرفته است. این تونل از نوع مدار بسته با ابعاد مقطع 45×45 سانتی متر مربع و طول ۱۲۰ سانتی متر می‌باشد. شدت اغتشاشات جریان آزاد در سرعت ۱۵ متر بر ثانیه (معادل رینولدز $10^5 \times 1/5$) برابر 0.1% می‌باشد. ایرفویل مورد استفاده در این تحقیق اپلر ۳۶۱ با وتر به طول ۱۵ سانتی متر و عرض ۴۵ سانتی متر می‌باشد که به طور افقی در تونل باد قابل نصب است. جهت برقراری جریان دو بعدی در داخل تونل، فاصله بین دیواره تونل باد و ایرفویل کمتر از 0.1 سانتی متر تنظیم شد. ایرفویل آلومینیومی مجهز به ۵۱ سوراخ فشاری روی سطح بالا و پایین می‌باشد که در فواصل مختلفی در راستای وتر ایجاد شده‌اند. دو فلپ گارنی به ارتفاع‌های $2/6$ و $3/3\%$ وتر با ضخامت 0.05% وتر عمود به لبه فرار مدل رو به سطح فشاری مدل نصب گردید.

سیستم نوسان‌ساز مکانیزم چندگانه‌ای دارد و قادر به تولید نوسان پلانجینگ در زاویه حمله‌های اولیه، فرکانسها و دامنه‌های نوسان مختلف می‌باشد. مجموعه موتور و بادامک این مکانیزم قادر به تولید محدوده فرکانسی 0.5 تا 3 هرتز و دامنه نوسان‌های مختلف می‌باشد. شکل (۱-الف)، تصویر ایرفویل مجهز به فلپ را به همراه ۵۱ سوراخ فشاری نشان می‌دهد و شکل (۱-ب) نیز دستگاه نوسان‌ساز را به تصویر کشیده است. لازم به ذکر است تراکم سوراخ‌های فشاری در لبه حمله نسبت به لبه فرار بیشتر می‌باشد و برای کاهش اثرات سوراخ‌های جانبی بر روی هم، این سوراخ‌ها با زاویه‌ای حدود 10 درجه نسبت به هم تعبیه شدند.

جابه‌جایی لحظه‌ای مدل در طول آزمایش، توسط پتانسیومتر داده برداری شد. آزمایش‌ها در زاویه‌های حمله اولیه قبل و بعد از واماندگی استاتیکی (صفر و 12 درجه) و فرکانس کاهش یافته $k=0.073$ انجام گردید و در تمامی آزمایش‌ها دامنه ایرفویل پلانجینگ 6 سانتی متر لحاظ شد.



شکل ۱ الف - نمایی از ایرفویل با ۵۱ سوراخ فشاری به همراه طرح شماتیک آن



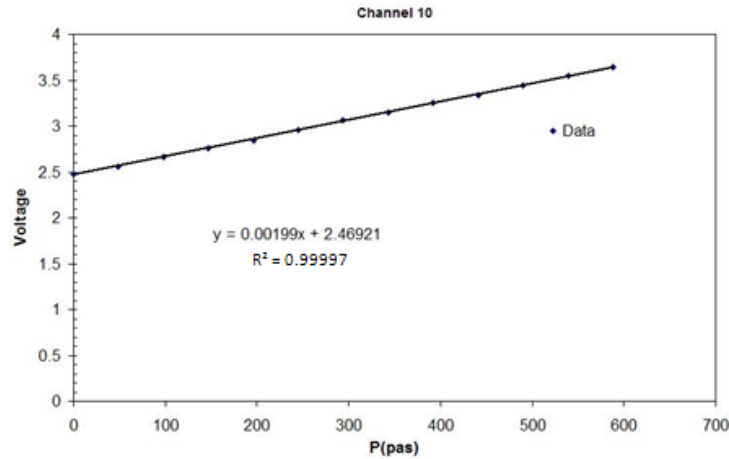
شکل ۱ ب- نمایی از دستگاه نوسان ساز

دنباله ایرفویل پلانجینگ توسط جریان سنج سیم داغ به همراه مجموعه‌ای از سنسورهای سیم داغ اندازه‌گیری شد. سنسورهای سیم داغ در موقعیت‌های طولی (x/c) به ترتیب 0.06 ، 0.2 ، 0.5 و 1 از خط مرکز لبه فرار نصب گردیدند. ۷ عدد سنسور به یک مکانیزیم تراورس دو بعدی متصل بوده و قادر به جابه‌جایی در راستای طولی و عرضی بودند. جابه‌جایی عرضی سنسورها در محدوده $-1 < y/c < 1$ صورت گرفت و فاصله بین هر سنسور ۵ میلی‌متر تنظیم گردید. فرکانس داده برداری ۵ کیلوهرتز بوده و داده‌های سنسور-های سیم داغ توسط برد پایانی و برد A/D ۶۴ کاناله به کامپیوتر ارسال گردید. همچنین ولتاژ خروجی پتانسیومتر و داده‌های جریان سنج سیم داغ به طور هم‌زمان داده برداری شدند.

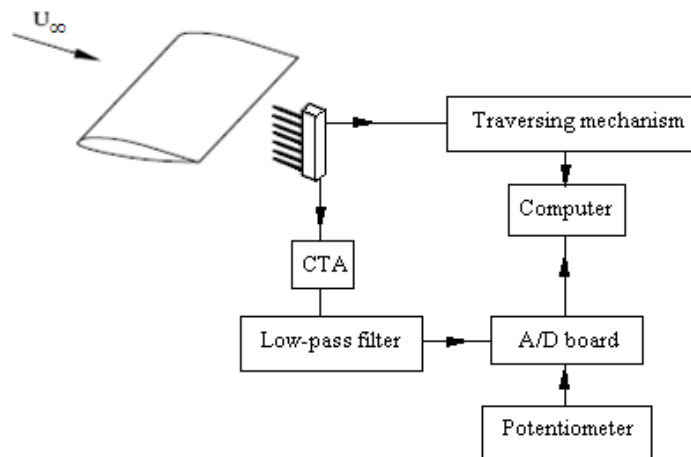
برای اندازه‌گیری توزیع فشار سطحی ایرفویل از سنسورهای فشار تفاضلی نوع HCXPM010D6V با محدوده کاری $\pm 10 \text{ mbar}$ استفاده شده است. دقت این سنسورها 0.1% در کل محدوده فشار می‌باشد. از آنجایی که خروجی این سنسورها به صورت ولتاژ می‌باشد برای تبدیل ولتاژ خروجی به فشار، سنسورهای فشار قبل بعد از هر آزمایش کالیبره گردیدند. برای انجام کالیبراسیون از فشارسنج دیجیتالی و تونل باد استفاده شده است. سنسور فشار تفاضلی دارای دو سر می‌باشد، جهت کالیبراسیون یک سر سنسور به فشار استاتیک ابتدای مقطع آزمون و سر دیگر آن به فشار کل تونل باد وصل شد. با تغییر دادن سرعت تونل باد فشارهای مختلفی به سر سنسورها اعمال و هم‌زمان مقدار دقیق فشار ورودی یادداشت گردید و ولتاژ خروجی سنسور توسط برنامه کامپیوتری اخذ اطلاعات ذخیره شد. بعد از اخذ داده‌های تمام سنسورها و برازش کردن منحنی مناسب ضریب کالیبراسیون که همان شیب‌های منحنی فشار بر حسب ولتاژ هستند استخراج گردید. شکل (۲-الف) منحنی کالیبراسیون یک نمونه سنسور فشار را نشان می‌دهد.

سوراخ‌های فشاری سطح ایرفویل توسط شلنگ‌هایی از جنس پلی اورتان به سنسورهای فشار متصل گردیدند. به همین دلیل تاخیر زمانی بین فشار واقعی و آنچه سنسورهای فشار حس می‌کنند ایجاد شد. برای به حداقل رساندن این تاخیر زمانی آزمایش‌های مختلفی با طول و قطر شلنگ‌های مختلف انجام شد. در نهایت با توجه به چیدمان تجهیزات آزمایش‌ها طول شلنگ‌ها ۵۰ سانتی‌متر و قطر داخلی آن ۴ میلی‌متر انتخاب گردید. مقدار تاخیر زمانی محاسبه شده با این پیکربندی حدود ۱ میلی‌ثانیه برآورد گردید.

شکل (۲-ب) بلوک دیاگرام سیستم داده برداری آزمایش‌ها را نشان می‌دهد. سرعت لحظه‌ای دنباله با استفاده از روش معدل‌گیری، مورد بررسی قرار گرفت. جهت حذف اغتشاشات الکترونیکی دستگاه‌ها از داده‌های اصلی، سیگنال‌های خروجی با استفاده از فیلتر دیجیتال پایین‌گذر، فیلتر شدند.



شکل ۲ الف - منحنی کالیبراسون یک نمونه سنسور فشار

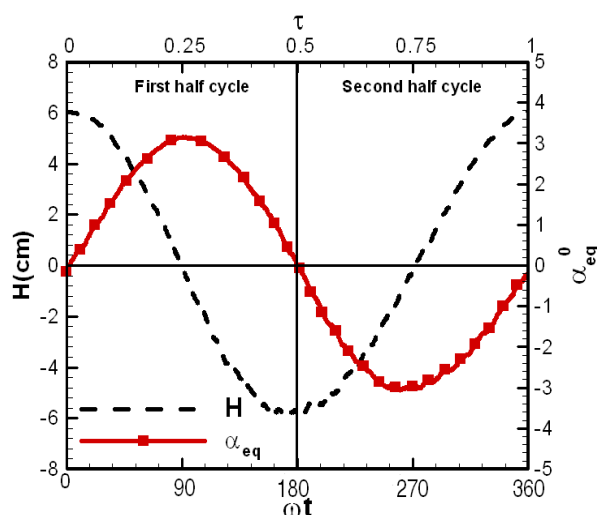


شکل ۲ ب - بلوک دیاگرام داده برداری

۳- بحث نتایج

ایرفویل در حال نوسان پلانجینگ بسته به ماهیت نیرویی که توسط ایرفویل ایجاد می‌گردد قادر به تولید دنباله‌ای از نوع تراست، خنثی و درگ می‌باشد [۱۶]. در این قسمت به بررسی دنباله تولید درگ ایرفویل پلانجینگ با حرکت $H(t) = h_0(\cos\omega t)$ در فرکانس کاهش یافته $k=0.073$ و زاویه های حمله اولیه قبل و بعد از واماندگی استاتیکی ایرفویل پرداخته شده است. برای درک بهتر پدیده های حرکت پلانجینگ، جابه جایی لحظه‌ای (H) بر اساس رابطه $\bar{\alpha}_{eq} = \tan^{-1}(\dot{H}/U_\infty)$ به زاویه حمله القایی تبدیل شده است. این نگاهت در زاویه های حمله القایی کم به رابطه $\bar{\alpha}_{eq} = \dot{H}/U_\infty$ قابل ساده‌سازی است. با جایگزین کردن \dot{H}

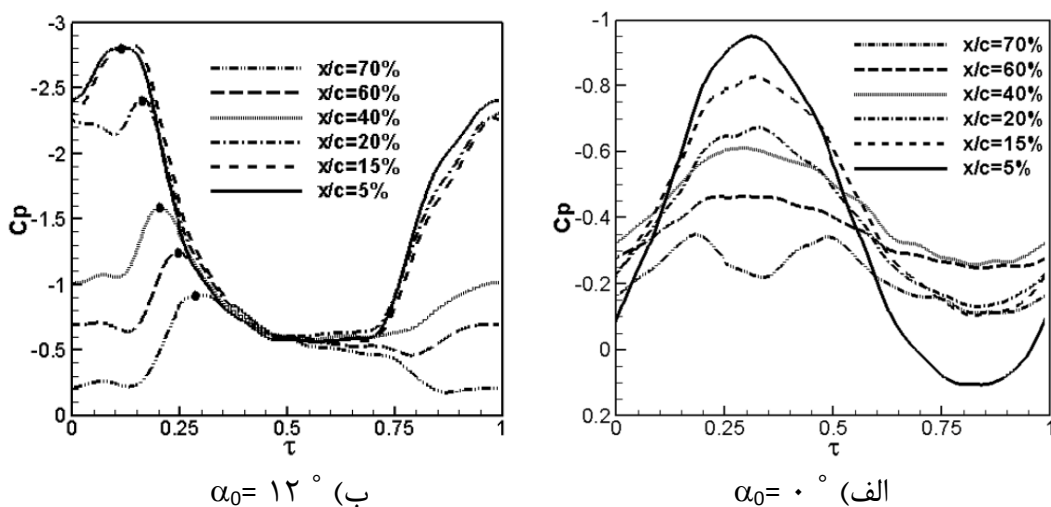
در رابطه فوق و بی بعد کردن آن بر حسب ترم های فرکانس کاهش یافته رابطه به صورت $\bar{\alpha}_{eq} = k\bar{h}(\sin \omega t)$ در می آید که در آن $\bar{\alpha}_{eq}$ بر حسب رادیان و \bar{h} بر حسب نصف وتر بی بعد شده است. شکل (۳) جابه جایی کسینوسی ایرفویل پلانجینگ و تبدیل آن به زاویه حمله القایی را در زاویه حمله اولیه صفر درجه را در یک دوره تناوب نشان می دهد. همانطور که از شکل پیداست جابه جایی ایرفویل نسبت به تغییرات زاویه حمله القایی ۹۰ درجه تقدم فاز دارد. مطابق شکل (۳) جابه جایی کسینوسی ایرفویل به صورت دو نیم سیکل در نظر گرفته شده است. نیم سیکل اول نوسان $(0 < \tau < 0.5)$ مربوط به جابه جایی ایرفویل از بالاترین موقعیت $+6\text{cm}$ به پایین ترین موقعیت -6cm می باشد که معادل با تغییر زاویه حمله القایی از $0 < \alpha_{eq} < \alpha_{max}$ و $0 < \alpha_{eq} < \alpha_{max}$ می باشد و نیم سیکل دوم نوسان $(0.5 < \tau < 1)$ جابه جایی از دامنه -6cm تا $+6\text{cm}$ را شامل می شود و قابل تبدیل به زاویه های $0 < \alpha_{eq} < -\alpha_{max}$ و $-\alpha_{max} < \alpha_{eq} < 0$ است. همانطور که از شکل واضح است زاویه حمله القایی بیشینه زمانی که ایرفویل از مرکز نوسان به سمت پایین در حرکت است رخ می دهد. در بررسی نتایج، مقدار زاویه حمله اولیه به مقادیر زاویه های حمله القایی اضافه شده است.



شکل ۳- تاریخچه زمانی جابه جایی ایرفویل و زاویه حمله القایی معادل

در ابتدا به بررسی توزیع فشار سطحی ایرفویل پلانجینگ در دو زاویه قبل از واماندگی استاتیکی و پس از آن پرداخته شده و پدیده های ایرودینامیکی این نوع حرکت و نحوه واماندگی دینامیکی آن به طور دقیق شرح داده شده است. شکل (۴) تاریخچه زمانی تغییرات فشار استاتیک را در زاویه های حمله صفر و ۱۲ درجه و موقعیت های ۷۰٪، ۶۰٪، ۴۰٪، ۱۵٪، ۲۰٪ و ۵٪ x'/c از لبه حمله روی سطح بالای ایرفویل نشان می دهد. مطابق شکل (۴-الف)، به دلیل اینکه جریان روی سطح ایرفویل به جز لبه های فرار ($x'/c=70\%$) چسبیده است، ضرایب فشار به طور کامل حرکت نوسانی ایرفویل را دنبال می کنند، بنابراین منحنی های ضریب فشار تغییراتی مشابه تغییرات زاویه حمله القایی داشته و رفتار سینوسی را دنبال می کنند. در موقعیت $x'/c=70\%$ جریان سیال در بخش زیادی از سیکل نوسان جدا شده است. در تمام پورت های فشاری به جز موقعیت نزدیک لبه فرار، مقدار ضریب فشار ناگهان افزایش یافته و در زمان $\tau=0.27$ به بیشینه مقدار خود می رسد. از آنجایی که بیشینه زاویه حمله القایی در زمان $\tau=0.25$ می باشد، لذا انتظار می رود C_{pmax} نیز در آن زمان رخ

دهد. این اختلاف به دلیل اثرات تاخیر-گرادیان-فشار در حین نوسان می‌باشد [۱۳ و ۱۷]. مقدار بیشینه فشار مکشی ۰/۹۸ در موقعیت $x'/c = 5\%$ مشاهده شده درحالی‌که این مقدار با دورشدن از لبه حمله کاهش می‌یابد. شکل (۴-ب) نشان می‌دهد که با افزایش زاویه حمله اولیه به 12° درجه، مقدار بیشینه مکش فشاری به طور چشمگیری افزایش یافته و به مقدار $2/8$ می‌رسد. در تمامی پورت‌های فشاری بعد از بیشینه مکش فشاری افت ناگهانی در مقدار C_p رخ داده است که حاکی از تشکیل و پیشروی گردابه دینامیکی لبه حمله است. لازم به ذکر است زمانی که ایرفویل بالاتر از زاویه حمله استال استاتیکی در حال نوسان می‌باشد، در حین افزایش زاویه حمله جریان سیال از لبه فرار شروع به معکوس شدن کرده و به سمت لبه حمله پیشروی می‌کند. لایه مرزی از هم پاشیده و جریان جدا می‌گردد، جریان جدا شده در لبه حمله باعث ایجاد گردابه‌ای قوی در لبه حمله می‌شود که به گردابه دینامیکی لبه حمله معروف می‌باشد. گردابه دینامیکی لبه حمله در طول وتر پیشروی کرده و باعث القای نیروی برآی اضافی می‌شود. بعد از اینکه گردابه به لبه فرار می‌رسد، جریان بر روی سطح بالایی کاملاً جدا شده است و واماندگی دینامیکی رخ می‌دهد. تغییرات لایه مرزی در حین رخداد واماندگی دینامیکی ایرفویل پیچشی به کرات در مراجع [۱۰ تا ۱۲ و ۱۷ و ۱۸] مورد بررسی قرار گرفته است. برای ایرفویل پلانجینگ موقعیت زمانی گردابه دینامیکی (شکل (۴-ب)) که با علامت دایره بدان اشاره شده است در موقعیت‌های 70% ، 60% ، 40% ، 20% و 5% x'/c به ترتیب در زمانهای بی بعد $0/25$ ، $0/2$ ، $0/13$ ، $0/11$ ، $0/3$ به صورت قله‌های پیش رونده مشاهده شده است. پورت‌های فشاری 5 تا 60 درصد وتر در ربع اول سیکل نوسانی حضور گردابه دینامیکی را حس کرده در حالی که در موقعیت 70% x'/c گردابه دینامیکی در ربع دوم سیکل اثرات گردابه دینامیکی رویت شده است. زیرا به دلیل کم بودن دامنه نوسان پلانجینگ، گردابه دینامیکی فرصت کافی جهت رشد و پیشروی در ربع اول سیکل نوسانی (افزایش زاویه حمله القایی) را بدست نمی‌آورد. به دلیل جدایش شدید جریان روی سطح ایرفویل، تغییرات فشار تمام پورت‌های فشاری در محدوده $0/7 < \tau < 0/35$ با هم یکسان بوده و شبیه خط صاف درآمدن است. سرانجام در ربع انتهایی سیکل جریان سیال از لبه حمله ایرفویل شروع به چسبیدن کرده لذا در پورت‌های فشاری 20% و 15% و 5% x'/c مقدار ضریب فشار به طور چشمگیری شروع به افزایش می‌کند.

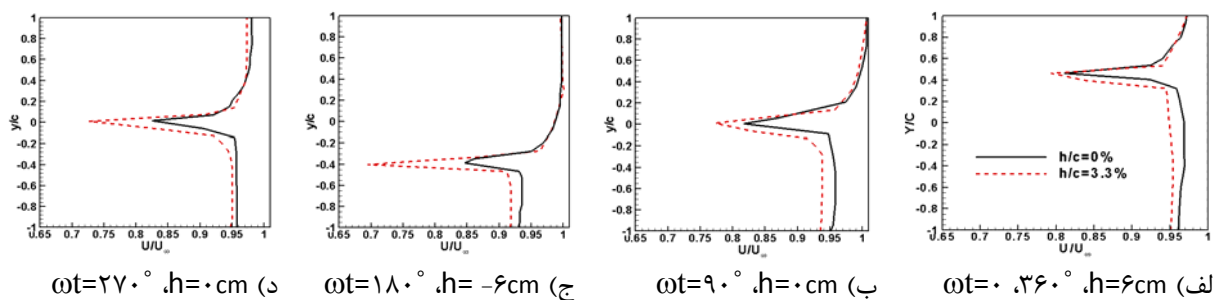


شکل ۴- تاریخچه تغییرات فشار نسبت به زمان بی‌بعد

۳-۱- پروفیل‌های سرعت متوسط طولی

یکی از راه‌های پیش بینی اندازه و موقعیت گردابه‌های دنباله جریان ناپایا، بررسی پروفیل‌های سرعت متوسط در راستای جریان می‌باشد. در شکل‌های (۵) و (۶) پروفیل‌های سرعت متوسط ایرفویل پلانجینگ مجهز به فلپ (h/c=۰.۳/۳) و بدون آن در پنج فاز مهم حرکت (۰°، ۹۰°، ۱۸۰°، ۲۷۰° و ۳۶۰°) و زاویه‌های حمله صفر و ۱۲ درجه ارائه شده است. خط پر و خط چین به ترتیب توزیع سرعت دنباله ایرفویل بدون فلپ و فلپ‌دار را نشان می‌دهد. در این شکل‌ها پراب‌های سنسور سیم داغ در موقعیت x/c=۰.۲ از لبه فرار قرار گرفته‌اند. مطابق شکل‌ها افت سرعت بیشینه و ضخامت دنباله که نشانگر اندازه ساختار گردابه‌ای دنباله می‌باشد در فازهای مختلف به طور قابل توجهی متغیر می‌باشند، به طوری که مرکز دنباله در فازهای صفر و ۳۶۰ درجه در موقعیت‌های عرضی مثبت (+y/c) و در فاز ۱۸۰ درجه در موقعیت‌های عرضی منفی (-y/c) مشاهده شده است. این موقعیت در فازهای ۹۰ و ۲۷۰ درجه تا نزدیکی‌های خط مرکز y/c=۰ جابه‌جا شده است. از آنجایی که فازهای صفر و ۳۶۰ درجه مربوط به ابتدا و انتهای سیکل نوسان می‌باشند، پروفیل‌های دنباله مشابهی داشته و در قالب یک شکل ارائه شده‌اند.

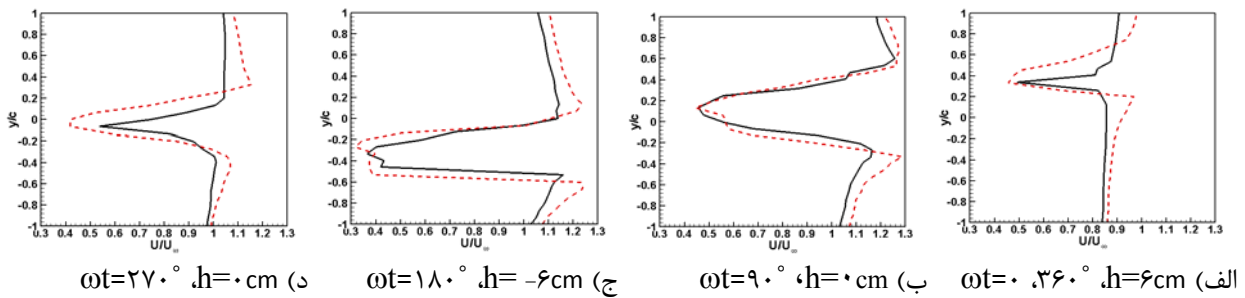
مطابق پروفیل‌های سرعت متوسط دنباله زاویه حمله صفر درجه (شکل (۵)) مقدار بیشینه افت سرعت ایرفویل بدون فلپ (dU/U_∞=۰.۱۸) در فازهای ۹۰ و ۲۷۰ درجه با هم برابر می‌باشد، این افت در مقایسه با فازهای صفر و ۳۶۰ درجه به اندازه ناچیزی افزایش یافته است. از آنجایی که محدوده تغییرات زاویه حمله القایی (۳/۲° < α_{eq} < ۳/۲°) کوچک می‌باشد، لذا در زاویه حمله صفر درجه (شکل (۵)) ضخامت دنباله نیز در تمام فازهای نوسان کوچک می‌باشد. بیشترین ضخامت در فاز ۹۰ درجه (معادل زاویه حمله القایی ۳/۲ درجه) رخ داده است. در ضمن، کمترین افت سرعت، dU/U_∞=۰.۱۶، در فاز ۱۸۰ درجه (معادل زاویه حمله القایی ۳/۲- درجه) مشاهده شده است. با افزودن فلپ به ارتفاع ۳/۳ درصد وتر در تمام فازهای نوسان مقدار افت سرعت بیشینه افزایش یافته است اما مقدار این افت در تمام فازهای حرکت یکسان نمی‌باشد. بیشینه افت سرعت یا افت ممنوم ناشی از افت سرعت در فازهای ۱۸۰ و ۲۷۰ درجه بسیار چشمگیرتر از سایر فازها است، به عنوان نمونه در فاز ۱۸۰ درجه بیشینه افت سرعت با افزودن فلپ گارنی از ۰.۱۶ به ۰.۳۱ (۹۳/۷۵) درصد افت بیشتر) رسیده است، در حالی که در فازهای صفر و ۳۶۰ درجه مقدار افت بیشینه ۱۰/۵۲ درصد افزایش یافته است.



شکل ۵- پروفیل‌های سرعت متوسط طولی دنباله در $\alpha_0 = 0^\circ$ و $x/c = 0.2$

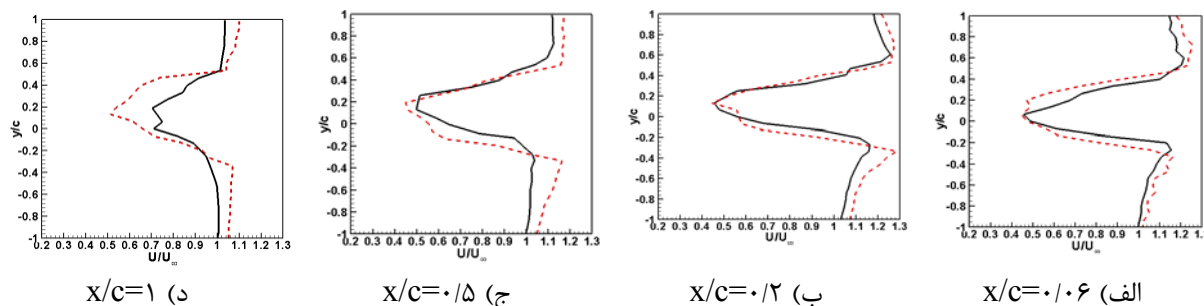
رفتار تاریخچه فازی ارائه شده در بالا ناشی از ریزش گردابه های شبیه ون کارمن در لبه فرار می باشد. ریزش گردابه های ون کارمن در لبه فرار ناشی از تداخل و چرخش دو لایه برشی است که از سطح بالا و پایین ایرفویل در جهت مخالف جدا می شوند. با افزودن فلپ گارنی به ایرفویل، این فلپ در لبه فرار مانند جسم توپر نامتقارن عمل کرده و منجر به ریزش گردابه ها از لبه فرار می شوند. این گردابه ها از تداخل دو لایه برشی، یکی از سطح مکشی و دیگری از نوک زیر فلپ، نشأت می گیرند.

شکل (۶)، پروفیل های سرعت متوسط طولی را در زاویه حمله اولیه ۱۲ درجه نشان می دهد. در این حالت تغییرات زاویه حمله القایی $15/2^\circ < \alpha_{eq} < 8/8^\circ$ می باشد. با افزایش زاویه حمله اولیه از صفر به ۱۲ درجه (شکل (۶))، ضخامت گردابه ها و افت بیشینه سرعت به طور قابل توجهی افزایش یافته است. در فازهای صفر، ۹۰، ۱۸۰، ۲۷۰ درجه، افت سرعت بیشینه ایرفویل بدون فلپ به ترتیب ۰/۵۱، ۰/۵۴، ۰/۶۴، ۰/۴۶ می باشد. از فاز صفر تا ۹۰ درجه، به دلیل افزایش زاویه حمله القایی از ۱۲ تا ۱۵/۲ درجه، سرعت به اندازه ۶/۱ درصد افت بیشتری یافته است. برخلاف زاویه صفر درجه افت سرعت چشمگیری در ناحیه دنباله ایرفویل نوسانی در فاز ۱۸۰ درجه رخ داده است. زیرا، همانطور که در شکل (۴-ب) بدان اشاره گردید، گردابه دینامیکی پیشرونده از روی سطح ایرفویل در راستای وتر جاروب شده و به دنباله ریزش می کند. لذا افت سرعت قابل توجهی به همراه ساختار گردابه ای پیچیده تری در این فاز رخ داده است. به این صورت که دو قله با افت سرعت متفاوت در پروفیل سرعت این فاز رویت شده است. در این حالت گردابه دینامیکی ریزش شده به دنباله با گردابه های ون کارمن بر روی هم اثر متقابلی داشته و شکل گردابه های ایجاد شده با حالت زاویه صفر درجه شکل (۵) کاملاً متفاوت می باشند. نکته قابل توجهی که از شکل های ۶ قابل ذکر است، اختلاف قابل توجه ضخامت دنباله در فازهای مختلف می باشد، به این صورت که در طی نوسان ایرفویل کمترین ضخامت دنباله در فاز صفر، ۳۶۰ درجه و بیشترین آن در فاز ۹۰ درجه رخ داده است. علی رغم بیشینه افت ممنوم در فاز ۱۸۰ درجه ضخامت دنباله ایرفویل بدون فلپ در این فاز ۱/۶۷ برابر کمتر از فاز ۹۰ درجه می باشد. همانطور که انتظار می رفت، در این حالت نیز با افزودن فلپ گارنی ضخامت دنباله و افت سرعت متوسط افزایش یافته است. در فاز نوسانی ۹۰ درجه، بیشینه افت سرعت ایرفویل بدون فلپ و با فلپ تفاوت چندانی ندارند. لذا می توان نتیجه گرفت، اثر فلپ گارنی در زاویه های حمله القایی بالا کمتر از زاویه حمله های پایین می باشد.

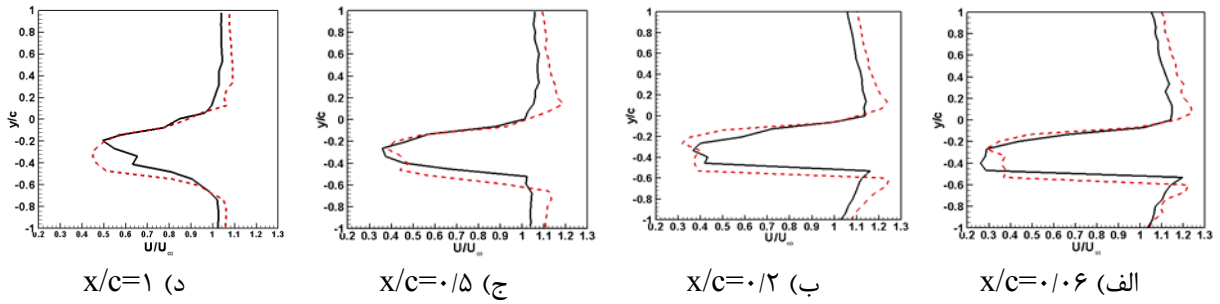


شکل ۶- پروفیل های سرعت متوسط طولی دنباله در $\alpha_0 = 12^\circ$ و $x/c = 0/2$

ساختار دنباله نوسانی ایرفویل پلانجینگ و اثر فلپ گارنی بر روی رفتار دنباله در موقعیت $x/c=0.2$ مورد بررسی قرار گرفت و رفتار دنباله با افزایش زاویه حمله اولیه از صفر به 12° درجه مورد مطالعه قرار گرفت. در این بخش از مقاله به تحلیل و بررسی رفتار دنباله ایرفویل نوسانی با فلپ و بدون فلپ در موقعیت‌های طولی مختلف در ناحیه بعد از واماندگی استاتیکی پرداخته شده است. شکل‌های (۷ و ۸) پروفیل‌های سرعت متوسط دنباله را به ترتیب در موقعیت‌های طولی (x/c) 0.06 ، 0.12 ، 0.5 و 1 در زاویه حمله اولیه 12° درجه و دو فاز 90° و 180° درجه نشان می‌دهد. مطابق شکل‌ها در تمامی فازهای نوسان در فاصله‌های نزدیک به لبه حمله، گرادیان سرعت در ناحیه دنباله تندتر از فاصله‌های دورتر است، همچنین با افزایش فاصله طولی از لبه فرار بیشینه افت سرعت و افت ممنتوم دنباله کاهش یافته است در حالی که ضخامت دنباله در حال افزایش می‌باشد. این نشان می‌دهد که در فاصله‌های دورتر ساختارهای گردابه‌ای دنباله در حال مستهلک شدن است. شایان ذکر است، نسبت بازیابی افت سرعت بیشینه ناحیه دنباله، در فازهای مختلف با دور شدن از لبه فرار به طور چشمگیری متفاوت می‌باشد. به عنوان نمونه، بازیابی افت سرعت دنباله ایرفویل بدون فلپ در فازهای 90° و 180° درجه از فاصله 0.06 تا 1 به ترتیب مقادیر 45% و $32/4\%$ می‌باشد. همچنین در فاز 90° درجه در فاصله 0.06 تا 0.5 مقدار افت سرعت بیشینه فقط به مقدار $7/4\%$ بازیابی شده در حالیکه در فاز 180° درجه در این فاصله این مقدار $12/2\%$ می‌باشد. لذا می‌توان نتیجه گرفت، در فاصله‌های پایین دست تا $x/c=0.5$ ، جریان‌های گردابه‌ای قوی وجود دارد در حالیکه در موقعیت $x/c=1$ جریان‌های گردابه‌ای به طور قابل توجهی میرا شده است. همچنین در فاز 90° درجه (معادل بیشینه زاویه حمله القایی) به دلیل جدایی چشمگیر جریان سیال روی سطح ایرفویل در فاصله 0.06 تا 0.5 بازیابی افت سرعت بیشینه کم می‌باشد. در فازهای 90° و 180° درجه، شکل‌های (۷ و ۸)، افت بیشینه سرعت و ضخامت دنباله ایرفویل فلپ‌دار در فاصله‌های دورتر از لبه فرار نسبت به ایرفویل بدون فلپ افزایش قابل توجهی یافته است و این اختلاف در فاصله بین 0.5 و 1 بسیار چشمگیرتر می‌باشد. در فاصله $x/c=0.06$ ، اختلاف چندانی در بیشینه افت سرعت ایرفویل با فلپ و بدون فلپ مشاهده نمی‌شود و با فاصله گرفتن از لبه فرار تا $x/c=1$ بیشینه افت سرعت ایرفویل فلپ‌دار 75% درصد نسبت به بدون فلپ در فاز 90° درجه افزایش یافته است. زیرا در فاصله‌های دورتر از لبه فرار گردابه‌های پشت ایرفویل فرصت کافی برای رشد و پخش شدن را پیدا می‌کنند و اثر فلپ که حاکی از افزایش درگ است بیشتر نمایان می‌شود.



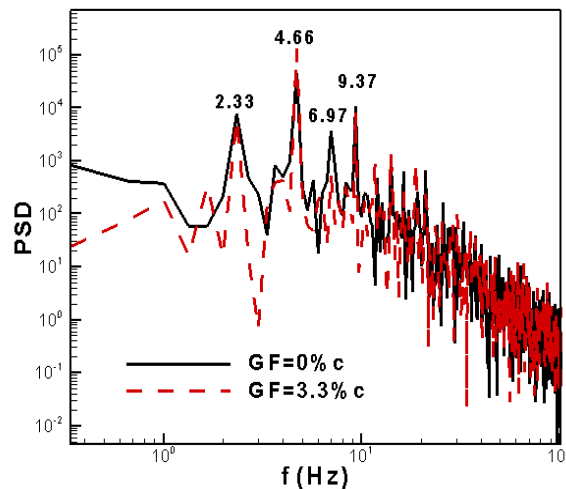
شکل ۷- پروفیل‌های سرعت متوسط طولی دنباله در $\alpha_0=12^\circ$ ، $h=0$ cm، $\omega t=90^\circ$



شکل ۸- پروفیل‌های سرعت متوسط طولی دنباله در $\alpha_0 = 12^\circ$ ، $h = -6$ cm، $\omega t = 180^\circ$

۳-۲- آنالیز فرکانسی دنباله

بررسی فرکانس گردابه‌های ریزش شده به دنباله و همچنین بررسی قدرت گردابه‌ها اطلاعات دقیق‌تری را از میدان جریان ارائه می‌دهد. شکل (۹) طیف فرکانسی ایرفویل فلپ‌دار ($h/c=3/3$) و بدون فلپ را در زاویه حمله اولیه 12° درجه و موقعیت عرضی $y/c=0$ نشان می‌دهد. مطابق طیف فرکانسی شکل (۹)، فرکانس‌های غالب ایرفویل با فلپ و بدون فلپ $2/33$ ، $4/66$ ، $6/97$ و $9/37$ هرتز می‌باشند و بیشینه قدرت طیف فرکانسی مربوط به فرکانس $4/66$ هرتز مشاهده شده است. با افزودن فلپ گارنی به ایرفویل قدرت گردابه با فرکانس $4/66$ هرتز نسبت به ایرفویل بدون فلپ، به طور قابل توجهی ($2/8$ برابر) افزایش یافته است. لازم به ذکر است قدرت فرکانس‌های غالب در y/c ‌های مختلف با هم متفاوت می‌باشد.



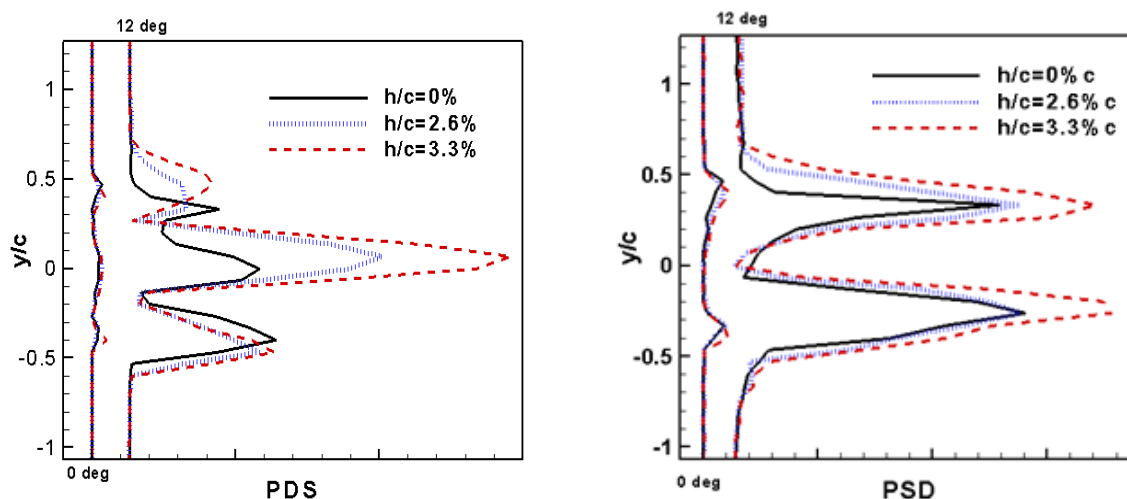
شکل ۹- طیف فرکانسی دنباله در $\alpha_0 = 12^\circ$ ، $x/c=0.06$ و $y/c=0$

شکل‌های (۱۰ الف و ب)، قدرت فرکانس‌های غالب $2/33$ و $4/66$ را در دو زاویه حمله اولیه صفر و 12° درجه و y/c ‌های مختلف ارائه می‌کنند. در این شکل‌ها موقعیت طولی $x/c=0.06$ بوده و طیف PSD ایرفویل بدون فلپ با ایرفویل مجهز به فلپ با ارتفاع‌های $2/6$ و $h/c=3/3$ مقایسه شده است. بررسی طیف قدرت فرکانس $2/33$ هرتز در راستای y/c (شکل (۱۰-الف)) دو افزایش ناگهانی در قدرت گردابه ایرفویل با فلپ و بدون فلپ را نشان می‌دهد، موقعیت دو قله ایرفویل بدون فلپ در زاویه حمله اولیه صفر درجه به ترتیب $0/33$ و $0/47$ می‌باشد. همانطور که انتظار می‌رود موقعیت این دو قله قرینه نبوده و به دلیل عدم

تقارن ایرفویل، گردابه‌هایی که به دنباله ریزش می‌کنند در موقعیت‌های عرضی بالا و پایین خط مرکز دنباله، قدرت یکسانی ندارند. با افزودن فلپ به ایرفویل در زاویه حمله صفر درجه، دو قله منحنی به سمت پایین جابه‌جا شده است. جابه‌جایی به سمت پایین نمودار ناشی از اثرات کمبر القایی مثبت فلپ می‌باشد که با افزایش ارتفاع فلپ این اثر بیشتر می‌گردد.

در زاویه حمله اولیه ۱۲ درجه قدرت گردابه‌ها به طور چشمگیری نسبت به زاویه صفر درجه، افزایش یافته و موقعیت این دو قله در حالت بدون فلپ به $+0.33$ و -0.26 جابه‌جا شده است. نکته مهمی که از شکل (۱۰-الف) می‌توان دریافت متفاوت بودن قدرت گردابه موقعیت‌های عرضی بالا و پایین در زاویه حمله ۱۲ درجه می‌باشد. ریزش گردابه دینامیکی لبه حمله در حین حرکت به سمت پایین عامل اصلی قوی‌تر بودن گردابه‌ها در شاخه پایینی نمودار می‌باشد. لازم به ذکر است با افزایش ارتفاع فلپ از $2/6$ به $3/3$ قدرت گردابه‌های ایرفویل چه در شاخه پایین نمودار و چه در بالای آن به طور قابل توجهی افزایش یافته است، این افزایش در زاویه حمله اولیه ۱۲ درجه مشهودتر است. از آنجایی که در زاویه‌های حمله بالا اثرات کمبر القایی مثبت ناشی از افزودن فلپ کمتر می‌گردد، لذا موقعیت قله‌های نمودار PDS ایرفویل فلپ‌دار در زاویه ۱۲ درجه به سمت پایین جابه‌جا نشده‌اند.

آنالیز طیفی قدرت گردابه‌ای با فرکانس $4/66$ هرتز (شکل (۱۰-ب)) در راستای y/c سه قله با قدرت‌های متفاوت را نشان می‌دهد. در حالت بدون فلپ و زاویه حمله اولیه صفر درجه موقعیت قله‌ها به ترتیب 0.47 ، 0.336 - می‌باشد، این موقعیت‌ها در زاویه حمله ۱۲ درجه به 0.33 ، صفر و -0.397 جابه‌جا شده‌اند. در این حالت با افزودن فلپ گارنی به ایرفویل نوسانی با زاویه حمله اولیه ۱۲ درجه موقعیت بیشینه PSD دنباله (۳) قله ذکر شده) به طور قابل توجهی تغییر کرده است. بر اساس آنالیز طیفی قدرت دنباله، در موقعیت $y/c=0$ فرکانس $4/66$ غالب‌تر بوده و در سایر موقعیت‌های عرضی در محدوده $-0.45 < y/c < 0.45$ فرکانس‌های $2/33$ و $4/66$ غالب می‌باشند.



ب) فرکانس غالب $4/66$

الف) فرکانس غالب $2/33$

شکل ۱۰- تغییرات قدرت گردابه‌های دنباله در راستای y/c

۴- نتیجه‌گیری

دنباله ایرفویل پلانجینگ مجهز به فلپ گارنی به ارتفاع‌های مختلف در رینولدز $10^5 \times 1/5$ و فرکانس کاهش یافته $0.72/0$ مورد تحلیل و بررسی قرار گرفت. بررسی‌های توزیع فشار نشان دادند که در زاویه حمله اولیه صفر درجه از آنجایی که جریان روی سطح ایرفویل به جز نواحی نزدیک به لبه فرار چسبیده است، منحنی-های تغییرات ضریب فشار رفتار سینوسی زاویه حمله القایی را دنبال می‌کنند. در زاویه حمله اولیه 12 درجه، گردابه دینامیکی در لبه حمله ایجاد شد، از آنجایی که دامنه حرکت نوسانی نسبتاً کم می‌باشد لذا، پورت‌های فشاری 5 تا 60 درصد وتر در ربع اول سیکل نوسانی حضور گردابه دینامیکی را حس کرده و از موقعیت 70 درصدی وتر به بعد پیشروی گردابه دینامیکی در ربع دوم سیکل نوسان صورت گرفته است.

تحلیل رفتار دنباله ایرفویل با نوسان پلانجینگ نشان داد که، افت سرعت بیشینه و ضخامت دنباله که نشانگر اندازه ساختار گردابه ای دنباله می‌باشد در فازهای مختلف حرکت ایرفویل به طور قابل توجهی متغیر می‌باشند. در زاویه حمله اولیه صفر درجه، بیشترین ضخامت دنباله در فاز 90 درجه (معادل بیشینه زاویه حمله القایی) و کمترین افت سرعت، در فاز 180 درجه (معادل کمینه زاویه حمله القایی) مشاهده شده است. در زاویه حمله اولیه 12 درجه، برخلاف زاویه صفر درجه، به دلیل پیشروی گردابه دینامیکی از روی سطح ایرفویل و ریزش آن به دنباله، افت سرعت چشمگیری در ناحیه دنباله ایرفویل نوسانی در فاز 180 درجه رخ داده است. بعلاوه به دلیل تداخل گردابه دینامیکی ناشی از واماندگی دینامیکی و گردابه‌های ون کارمن ساختار گردابه‌ای پیچیده‌تری در این فاز ایجاد شده است.

با افزودن فلپ گارنی به ایرفویل نوسانی، ضخامت دنباله و بیشینه افت ممنتوم افزایش یافته است. اما این اثرات در تمامی فازها یکسان نمی‌باشند، اثر فلپ گارنی بر روی افت سرعت، در زاویه‌های حمله القایی بالا کمتر از زاویه حمله‌های پایین می‌باشد. همچنین آنالیز طیف فرکانسی نشان داد که فرکانس‌های غالب دنباله ایرفویل با فلپ و بدون آن با هم یکسان بوده ولی انرژی گردابه‌های ایرفویل فلپ‌دار به طور چشمگیری بیشتر از ایرفویل بدون فلپ می‌باشد.

مراجع

- [1] Seling, M.S., and Guglielmo, J.J., "High-lift Low Reynolds Number Airfoil Design", *Journal of Aircraft*, Vol. 34, No.1, pp. 72–79, (1997).
- [2] Liebeck, R.H., "Design of Subsonic Airfoils for High Lift, *Journal of Aircraft*", Vol. 15, No. 9, pp. 547–561, (1978).
- [3] Storms, B.L., and Jang, C.S., "Lift Enhancement of an Airfoil using a Gurney Flap and Vortex Generators", *Journal of Aircraft*, Vol. 31, No. 3, pp. 542–7, (1994).
- [4] Jang, C.S., Ross, J.C., and Cummings, R.M., "Numerical Investigation of an Airfoil with a Gurney Flap", *Aircraft Design*, Vol. 1, No. 2, pp. 75-88, (1998)

- [5] Myose, R., Papadakis, M., and Heron, I., "Gurney Flap Experiments on Airfoils, Wings, and Reflection Plane Model", *Journal of Aircraft*, Vol. 35, No. 2, pp. 206–11, (1998).
- [6] Giguère, P., Dumas, G., and Lemay, J., "Gurney Flap Scaling for Optimum Lift-to-drag Ratio", *AIAA Journal*, Vol. 35, No. 12, pp.1888–1890, (1997).
- [7] Neuhart, D.H., and Pendergraft, O.C., "A Water Tunnel Study of Gurney Flaps", NASA TM 4071, (1998).
- [8] Jeffrey, D., Zhang, X., and Hurst, D.W., "Aerodynamics of Gurney Flaps on a Single-element High-lift Wing", *Journal of Aircraft*, Vol. 37, No 2, pp. 295–301, (2000).
- [9] Troolin, D.R., Longmire, E.K., and Lai, W.T., "Time Resolved PIV Analysis of Flow Over a NACA0015 Airfoil with Gurney Flap", *Experiments in Fluids*, Vol. 41, No. 2, pp. 241–254, (2006).
- [10] Lee, T., and Gerontakos, P., "Investigation of Flow over an Oscillating Airfoil", *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 512, pp.313-341, (2004).
- [11] Lee, T., and Gerontakos, P., "Investigation of Flow Over an Oscillating Airfoil", *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 512, pp.313-341, (2004),
- [12] Gerontakos, P., and Lee, T., "Oscillating Wing Loadings with Trailing Edge Strips", *Journal of Aircraft*, Vol. 43, No. 2, pp. 428–436, (2006).
- [13] Ajalli, F., Mani, M., and Soltani, M., "An Experimental Investigation of Pressure Distribution Around a Heaving Airfoil", *The 5th International Conference on Heat Transfer, Fluid Mechanic and Thermodynamics*, South Africa, Sun City, (2007).
- [14] Ajalli, F., and Mani, M., " Numerical Investigation of Dynamic Stall Phenomenon on a Plunging Airfoil", *15th International Conference on Computational Methods and Experimental Measurements*, New Forest, UK, (2011).
- [15] Soltani, M. R., Seddigh, M., and Rasi Marzabadi, F., "Comparison of Pitching and Plunging Effects on the Surface Pressure Variation of a Wind Turbine Blade Section", *Journal of Wind Energy*, Vol. 12, No. 3, pp 213–239, (2009).
- [16] Lai, J.C.S., and Platzer, M. F., "Jet Characteristics of a Plunging Airfoil", *AIAA Journal*, Vol. 37, No 12, pp. 1529-1537, (1999).
- [17] Ericsson, L.E., and Reding, J.P., "Fluid Mechanics of Dynamic Stall", Part I. Unsteady Flow Concepts. *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 2, No. pp. 1–33, (1988).
- [18] Sadeghi, H., Mani, M. and Karimian S.M., "Unsteady Wake Measurements Behind an Airfoil and Prediction of Dynamic Stall from the Wake", *Aircraft Engineering and Aerospace Technology, an International Journal*, Vol. 82, No. 4, pp. 225-236, (2010).

فهرست نمادهای انگلیسی

c: وتر ایرفویل

x' : فاصله از لبه حمله ایرفویل

x: فاصله طولی از لبه فرار ایرفویل

y: فاصله عرضی از لبه فرار ایرفویل

h: ارتفاع فلپ

H: جابه‌جایی لحظه‌ای ایرفویل (cm)

h_0 : دامنه نوسان ایرفویل (cm)

$\bar{h} = 2h_0/c$: دامنه بی‌بعد شده

f: فرکانس (Hz)

U: سرعت متوسط طولی (m/s)

U_∞ : سرعت جریان آزاد (m/s)

dU: افت سرعت ($U - U_\infty$)

α_{eq} : زاویه حمله القایی (deg)

α_0 : زاویه حمله اولیه (deg)

k: فرکانس کاهش یافته $\pi f c / U_\infty$

ω : فرکانس زاویه‌ای

t: زمان (sec)

T: دوره تناوب

$\tau = t/T$: زمان بی‌بعد

C_p : ضریب فشار

PSD: قدرت گردابه

Abstract

Experimental measurements were conducted on a plunging Eppler 361 Gurney flapped airfoil to study wake structure and dynamic stall phenomenon in the wake. The heights of Gurney flap were 2.6% and 3.3% chord. Special attention was focused on the temporal progressions of the plunging wake for the range of initial AOA in prior and post stall flow conditions. The velocity in the wake was measured by hot-wire anemometry. Surface pressure-measurements as a supplementary data were also carried out to look into the link between the boundary layer flow and the shedding vortical flow. The hot-wire signals were analyzed in frequency domain. The power spectra of dominant frequencies were significantly increased by fitting the gurney flap on the plunging airfoil.