دانشگاه تهران

پردیس فنی

دانشکده مهندسی مکانیک

بررسی عددی جریان سیال تراکم ناپذیر حول یک پره با ارتعاشات ناشی از جریان

نگارش :

صمد قره داغی

استاد راهنما : دکتر محمدحسن رحیمیان

پایان نامه برای دریافت درجه کارشناسی ارشد در رشته

مهندسی مکانیک گرایش تبدیل انرژی

بهمن ماه ۱۳۸۷

چکیده

هدف از این پژوهش تعیین پاسخ زمانی ارتعاشات غیرخطی ایرفویل نامتقارن NACA 63_2-415 با دو درجه آزادی از نوع قائم و پیچشی تحت شرایط اولیه دلخواه و در تراکنش با نیروهای ایرودینامیکی حاصل از وزش جریان سیال است. بدین منظور جابجایی عمودی و زاویه حمله دلخواه به عنوان شرایط اولیه سیستم ارتعاشی بر ایرفویل اعمال شده و پاسخ زمانی آن برای بازه وسیعی از سرعت جریان آزاد به دست آمده است. معادلات حاکم بر میدان شامل معادله پیوستگی غیر دائم، فرم گذرای معادلات نویر استوکس و دستگاه معادلات دیفرانسیلی توصیف کننده ارتعاشات ایرفویل است که باید به صورت کوپل حل شوند. از الگوریتم سیمپل برای حل مستقیم معادلات میدان جریان استفاده شده و دستگاه معادلات ارتعاش ایرفویل به روش رانژ – کوتای مرتبه چهار حل شده است. فرض شده است که ایرفویل در معرض وزش جریان آزاد تراکم‌ناپذیر و لزج قرار دارد و می‌توان آن را آرام در نظر گرفت. افزون بر این برای پرهیز از پیچیدگیها و محدودیتهای استفاده از شبکه متحرک و یا روشهای بدون شبکه، روش پر و خالی کردن سلولها در یک شبکه کارتزین ثابت به کار گرفته شده و بر پایه این روش، الگوریتم جدیدی برای جابجایی جسم صلب ارائه شده است که افزون بر توانایی عالی آن در بقای هندسی جسم صلب، قابل اعمال برای اجسام با هر هندسه دلخواه است. نتایج به دست آمده حاکی از آن است که سیستم ارتعاشی مورد بررسی تا سرعت جریان ۳۰ متر بر ثانیه پایدار بوده و سپس با افزایش سرعت دچار ناپایداری فزاینده می‌شود. این سیستم ناپایدار را می‌توان با افزایش ضرایب میرایی پایدار کرد.

سپاسگزاری

صمیمانه‌ترین سپاسهای قلبی من به استاد بزرگوارم جناب آقای دکتر رحیمیان تعلق دارد. نه تنها برای روزهای بسیار و ساعات طاقت فرسایی که صرف راهنمایی و یاری من در انجام این پژوهش نموده‌اند، بلکه همچنین برای همه آن درسهای فراموش ناشدنی که در طول این دوران از ایشان آموخته‌ام. صداقت، وفای به عهد و محبت بی شائبه از آن جمله بوده است.

حمایتهای بی‌وقفه موسسه تحقیقاتی توربوماشینهای آبی سهمی به سزا در به ثمر رسیدن این پژوهش داشته است. از همراهی همه اعضای آن و به ویژه استاد ارجمندم جناب آقای دکتر نوربخش سپاسگزارم.

در طول دوران تحصیل و در خلال انجام این پژوهش هرگاه با چالشی جدی روبرو شدم، راهنماییهای اساتید ارجمندم در دانشکده مکانیک دانشگاه تهران و به ویژه جناب آقای دکتر صادقی را راهگشا و سودمند یافتم. سپاس قلبی خویش را به ایشان تقدیم می‌دارم. سپاسگزاری از لطف جناب آقای مهندس محمدرضا شعبانی را بر خود لازم می‌دانم. ایشان با گشاده‌دستی الگوریتم CAD to Flair را جهت تولید هندسه اولیه میدان جریان در اختیارم نهادند. در مراحل مختلف انجام این پژوهش از همراهی و همفکری دوستان ارجمندم مهندس احسان آهنگرانی و مهندس مهدی مهرافزون بهره‌مند بوده‌ام. بدین وسیله مراتب امتنان خود را از ایشان ابراز می‌دارم. همچنین در تمامی این مدت به تناوب از یاری و همفکری دوستان بسیار دیگری سود جسته‌ام که گرچه نامشان در این وجیزه نیامده است اما یادشان فراموش نشده است. از همه آنان نیز سپاسگزارم.

بی هیچ گفتگو نه تنها تدوین این پایان‌نامه، بلکه همه موفقیتهایی که تاکنون داشته‌ام مدیون رنجهای درازدامنی است که پدر و مادری مهربان در طول همه این سالیان بردبارانه بر خویشتن هموار کرده‌اند. فروتنانه‌ترین سپاسهای فرزندی پرقصور را به ایشان تقدیم می‌دارم.

فهرست مطالب

۱ مقدمه ۱

۱-۱ آشنایی با کلیات پژوهش ۱

۱-۲ روش حل ۸

۲ معادلات حاکم ۱۱

۲-۱ مقدمه ۱۱

۲-۲ معادله بقاي جرم ۱۱

۲-۳ معادلات نویر - استوکس ۱۲

۲-۴ دستگاه معادلات ارتعاشات ایرفویل ۱۳

۳ روش عددي ۱۸

۳-۱ مقدمه ۱۸

۳-۲ روش سیمپل ۱۸

۳-۳ شرایط مرزي ۲۴

۳-۳-۱ شرط مرزي مولفه هاي سرعت ۲۴

۳-۳-۲ شرایط مرزي عبارت تصحیح فشار ۲۶

۳-۴ روند حل ۲۷

۳-۴-۱ محاسبه سرعتها و فشار در هر گام ۲۷

۳-۴-۲ معیار همگرایی ۲۹

۳-۴-۳ سیمپل گذرا ۳۰

۳-۴-۴ فلوچارت حل میدان جریان ۳۱

۳-۵ محاسبه تنشهای سطحی، نیروهای برا و پسا و کوپل وارد بر ایرفویل ۳۴

۳-۶ حل دستگاه معادلات ارتعاش ایرفویل ۳۷

۳-۷ تعیین موقعیت جدید ایرفویل ۴۰

۳-۸ بازآرایی ماتریس F ۴۱

۳-۹ فلوچارت برنامه ۴۴

۴ نتایج ۴۶

۴-۱ مقدمه ۴۶
۴-۲ میدان جریان در یک حفره دوبعدی ۴۷
۴-۳ جریان درکانال دو بعدی ۵۱
۴-۴ میدان جریان در اطراف یک استوانه ۵۴
۴-۵ میدان جریان در اطراف یک ایرفویل ساکن ۵۷
۴-۶ ارتعاشات هارمونیک ایرفویل NACA 0012 در زوایای حمله بزرگ ۶۰
۴-۶-۱ بقای هندسی ۶۱
۴-۶-۲ نیروهای برا و پسا وگشتاور تاب ۶۲
۴-۶-۳ مکانیزم تولید و انتشار گردابه‌ها ۶۵
۴-۶-۴ اثر تغییر فرکانس کاهش یافته ۷۵
۴-۷ ارتعاشات با دو درجه آزادی ایرفویل $NACA\ 63_2\text{-}415$ ۸۰
۴-۷-۱ استقلال از شبکه ۸۱
۴-۷-۲ پاسخ دینامیکی سیستم به ازای سرعتهای مختلف وزش جریان ۸۵
۴-۷-۳ اثر ضریب استهلاک بر پاسخ دینامیکی سیستم ۸۹
۴-۸ نتیجه‌گیری نهایی و پیشنهاد برای پژوهشهای آینده ۹۲

پیوست ۹۴

فهرست مراجع ۱۰۴

فهرست تصاویر و جداول

۱-۲ هندسه ایرفویل و محل شفت EO و مرکز جرم T بر روی آن ۱۳

۲-۲ سیستم معادل ارتعاشی برای ایرفویل با دو درجه آزادی ۱۴

۳-۲ نمایی از ایرفویل در وضعیت تعادل و در حالت جابجا شده ۱۵

۱-۳ حجم کنترل جابجا شده برای u ۲۰

۲-۳ حجم کنترل جابجا شده برای v ۲۰

۳-۳ فلوچارت سیمپل گذرا ۳۳

۴-۳ هم‌پوشانی سلول جامد و شبکه ۴۳

۵-۳موقعیت یک سلول مادی در میدان محاسباتی ۴۴

۶-۳ فلوچارت برنامه ۴۵

۱-۴کانتورهای سرعت و فشار برای جریان در حفره دوبعدی با رینولدز ۱ ..... ۴۸

۲-۴ کانتورهای سرعت و فشار برای جریان در حفره دوبعدی با رینولدز ۱۰۰ ..... ۴۹

۳-۴ کانتورهای سرعت و فشار برای جریان در حفره دوبعدی با رینولدز ۱۰۰۰ ..... ۵۰

۴-۴ کانتورهای فشار و بردارهای سرعت در کانال دوبعدی ۵۴

۵-۴ ضریب نیروی پسا برای استوانه دوبعدی ۵۶

۶-۴ هندسه پروفیل ایرفویل NACA 63_2-415 ..... ۵۸

۷-۴ ضریب برای ایرفویل NACA 63_2-415 در حالت سکون ۵۸

۸-۴کوپل وارد بر ایرفویل NACA 63_2-415 در حالت سکون ۵۸

۹-۴نمودار Fchange بر حسب زمان ۶۲

۱۰-۴ منحنی تغییرات ضریب برا بر حسب زاویه حمله ۶۴

۱۱-۴ منحنی تغییرات زاویه حمله بر حسب زمان ۶۴

۱۲-۴ منحنی تغییرات ضریب پسا بر حسب زاویه حمله ۶۴

۱۳-۴ منحنی تغییرات ضریب گشتاور تاب بر حسب زاویه حمله ۶۴

۱۴-۴ منحنی تغییرات ضریب برا بر حسب زمان ۶۴

۱۵-۴ نمودار تطبیقی تغییرات ضریب برا و زاویه حمله ۶۵

۱۶-۴ خطوط جریان در زمان t=0.026 sec ۶۶

۱۷-۴ کانتورهای فشار در زمان t=0.026 sec ۶۶

۱۸-۴ خطوط جریان در زمان t=0.028 sec ۶۷

۱۹-۴ کانتورهای فشار در زمان t=0.028 sec ۶۷

۲۰-۴ خطوط جریان در زمان t=0.030 sec ۶۷

۲۱-۴ کانتورهای فشار در زمان t=0.030 sec ۶۸

۲۲-۴ خطوط جریان در زمان t=0.032 sec ۶۸

۲۳-۴ کانتورهای فشار در زمان t=0.032 sec ۶۸

۲۴-۴ خطوط جریان در زمان t=0.034 sec ۶۹

۲۵-۴ کانتورهای فشار در زمان t=0.034 sec ۶۹

۲۶-۴ خطوط جریان در اطراف ایرفویل در زمان t=0.026 sec ۷۰

۲۷-۴ کانتورهای فشار در اطراف ایرفویل در زمان t=0.026 sec ۷۰

۲۸-۴ خطوط جریان در اطراف ایرفویل در زمان t=0.028 sec ۷۱

۲۹-۴ کانتورهای فشار در اطراف ایرفویل در زمان t=0.028 sec ۷۱

۳۰-۴ خطوط جریان در اطراف ایرفویل در زمان t=0.030 sec ۷۲

۳۱-۴ کانتورهای فشار در اطراف ایرفویل در زمان t=0.030 sec ۷۲

۳۲-۴ خطوط جریان در اطراف ایرفویل در زمان t=0.032 sec ۷۳

۳۳-۴ کانتورهای فشار در اطراف ایرفویل در زمان t=0.032 sec ۷۳

۳۴-۴ خطوط جریان در اطراف ایرفویل در زمان t=0.034 sec ۷۴

۳۵-۴ کانتورهای فشار در اطراف ایرفویل در زمان t=0.034 sec ۷۴

۳۶-۴ خطوط جریان در اطراف ایرفویل در زمانهای ۰.۰۵۶ تا ۰.۰۵۸ ثانیه با گامهای زمانی ۰.۰۰۱ ثانیه.. ۷۶

۳۷-۴ خطوط جریان در اطراف ایرفویل در زمانهای ۰.۰۵۹ تا ۰.۰۶۲ ثانیه با گامهای زمانی ۰.۰۰۱ ثانیه . ۷۷

۳۸-۴ خطوط جریان در اطراف ایرفویل در زمانهای ۰.۰۶۳ تا ۰.۰۶۵ ثانیه با گامهای زمانی ۰.۰۰۱ ثانیه.. ۷۸

۳۹-۴ منحنی تغییرات ضریب پسا بر حسب زاویه حمله ۷۹

۴۰-۴ منحنی تغییرات ضریب برا بر حسب زاویه حمله ۷۹

۴۱-۴ منحنی تغییرات ضریب گشتاور تاب بر حسب زاویه حمله ۷۹

۴۲-۴ نمودار تطبیقی ضریب برا منتج از سه شبکه‌بندی مختلف ۸۲

۴۳-۴ نمودار تطبیقی ضریب گشتاور تاب منتج از سه شبکه‌بندی مختلف ۸۲

۴۴-۴ نمودار تطبیقی ضریب پسا منتج از سه شبکه‌بندی مختلف..... ۸۳

۴۵-۴ نمودار تطبیقی ضریب پسا منتج از شبکه‌بندی ۱۲۰*۶۰۰ و ۱۵۰*۷۵۰ ..... ۸۳

۴۶-۴ نمودار تطبیقی ضریب پسا منتج از شبکه‌بندی ۱۲۰*۶۰۰ و ۱۵۰*۷۵۰..... ۸۴

۴۷-۴ نمودار تطبیقی ضریب پسا منتج از شبکه‌بندی ۱۲۰*۶۰۰ و ۱۵۰*۷۵۰ ..... ۸۴

۴۸-۴نمودارهای زاویه حمله و جابجایی عمودی بر حسب زمان برای ایرفویل دو درجه آزادی ۸۹

۴۹-۴پاسخ زمانی سیستم با ضریب میرایی 0.001 K به جریان با سرعت ۲ متر بر ثانیه ۹۰

۵۰-۴ پاسخ زمانی سیستم با ضریب میرایی 0.001 K به جریان با سرعت ۱۴ متر بر ثانیه ۹۰

۵۱-۴ پاسخ زمانی سیستم با ضریب میرایی 0.005 K به جریان با سرعت ۲ متر بر ثانیه ۹۱

۵۲-۴ پاسخ زمانی سیستم با ضریب میرایی 0.01 K به جریان با سرعت ۱۴ متر بر ثانیه ۹۱

فهرست علایم اختصاری

حروف انگلیسی

مساحت	A
طول وتر ایرفویل	c
نیروی پسا	D
ضریب میرایی، قطر	d
انرژی	E
ماتریس ضرایب کسر حجمی	F
شتاب ثقل	g
پهنای میدان	H
جابجایی قائم ایرفویل	h
ممان دوم اینرسی	I
ضریب سختی فنر، فرکانس کاهش یافته	K

نیروی برا	L
طول ایرفویل	l
گشتاور	M
جرم (kg)	m
عدد ماخ	Ma
بردار یکه عمود بر سطح	n
فشار	P
عدد پرانتل (ν/α)	Pr
بردار نیروی عام (در معادله لاگرانژ)	Q
جهت بردار نیروی عام (در معادله لاگرانژ)	q
شعاع	r
عدد رینولدز	Re
ممان اول اینرسی	S

زمان	t
سرعت مرجع (m/sec)	U_r
مولفه طولی بردار سرعت	u
مولفه عرضی بردار سرعت، بردار سرعت عام	v
مولفه ارتفاعی بردار سرعت	w
طول	x
عرض	y
ارتفاع	z

حروف یونانی

زاویه حمله ایرفویل، ضریب زیرتخفیف	α
سرعت زاویه‌ای	ω
سرعت عمودی ایرفویل	ϑ
ضریب لزجت دینامیکی	ν

تانسور تنش، تنش هیدرودینامیک	τ
دلتای کرانکر	δ
زاویه	θ
عدد کوچک	ε
ضریب لزجت سینماتیکی kg/(m.sec)	μ
چگالی (kg/m^3)	ρ

بالانویسها

بردار	$\rightarrow$
کمیت بعددار	$\sim$
میانگین	$_$
گام زمانی	n

زیرنویسها

مولفه عمودی بردار	h
شماره سلول در راستای محور طولی	i
سطح مقطع ورودی میدان	in
شماره سلول در راستای محور عرضی	j
شماره سلول در راستای محور عمودی، انرژی جنبشی	k
سطح مقطع خروجی میدان	out
انرژی پتانسیل	p
مولفه زاویه‌ای	α
کمیت مربوط به جریان دوردست	∞

۱ مقدمه

۱-۱ آشنایی با کلیات پژوهش

بر هم کنش میان یک سازه الاستیک و میدان جریانی که آن را احاطه کرده است از دیرباز در شمار موضوعات اساسی طیف وسیعی از علوم مهندسی بوده است. مهندسان عمران در طراحی پلهای معلق و سازه‌های بلند ناگزیر از برآورد نیروهای ایرودینامیکی و هیدرولیکی ناشی از وزش باد و یا جریان آب به ویژه برای حصول اطمینان از پایداری سازه در مقابل ارتعاشات احتمالی ناشی از جریان هستند. مهندسان هوافضا در طراحی بالهای یک هواپیما باچالشی مشابه مواجهند. همین امر در زمینه توربوماشینها (مثلا در طراحی پره‌های هادی[1] یک توربین آبی) مورد مطالعه مهندسان مکانیک قرار می‌گیرد.

درطول سالیان متمادی مدلسازی و آزمایش نمونه ها در تونل باد و یا آب تنها راه ممکن برای بررسی پدیده‌هایی از این دست بوده است و گرچه هنوز هم آزمایشهای تجربی بخشی اساسی از این مطالعات را تشکیل می‌دهند ، اما افزایش هزینه‌های آزمایشها (به ویژه برای جریانهای با سرعتهای بیشتر و یا مدلهای بزرگتر) و ضرورت کاستن از زمان طراحی سازه ها به انضمام علاقه روزافزون پژوهشگران به دریافتن مکانیزمهای حاکم بر جریان سیالات ، انگیزه‌های لازم برای جستجوی روشهای جایگزین به صرفه‌تر و شاید حتی قابل اعتمادتر را فراهم کرد.

در ابتدا تلاشهایی برای حل این مسائل به روش تحلیلی صورت گرفت اما پیچیدگی ذاتی مسئله، دامنه کاربرد این روشها را به مسائلی بسیار ساده محدود کرد. با پیدایش و توسعه کامپیوترها و همگام با آن توسعه

[1] Guide Vane

روشهای عددی حل جریان سیالات ، آزمایشهای عددی مبتنی بر مدلسازی کامپیوتری اگر نه به عنوان جایگزین اما به عنوان کمکی بسیار سودمند در کنار پژوهشهای تجربی معرفی شد. پژوهش حاضر نیز کوششی است در همین راستا .

در این پروژه بر حل عددی میدان جریان و محاسبه نیروی برا و نیز کوپل وارد بر یک ایرفویل صلب دوبعدی تمرکز شده است. این نیروها نقش مهمی در پایداری یا ناپایداری سازه های بلندی که در معرض جریانهای قوی قرار می‌گیرند ایفا می‌کنند. فرو ریختن پل معلق تاکوما[1] در اثر رزونانس حاصل از نیروهای ایرودینامیکی وارد بر آن نمونه‌ای بود که انگیزه مضاعفی برای پژوهش در این عرصه ایجاد کرد.

هرچند امروزه برخی از مسائل برهم‌کنش جریان سیال وجسم مرتعش درون میدان جریان را می‌توان با استفاده از نرم‌افزارهای تجاری نظیر فلوئنت[2] یا نسترن[3] حل کرد اما باید توجه داشت که کاربرد این نرم افزارها از دو سو محدود است. نخست اینکه این نرم‌افزارها تنها قادر به حل پاره‌ای مسائل خاص هستند و دوم آنکه در چارچوب تنگ مدلهای ارتعاشات خطی محدود می‌شوند. روشن است که چنین محدودیتی می‌تواند به ارائه پاسخهای نادرست به ویژه در ارتعاشات با دامنه زیاد منجر شود.

پیچیدگی میدان جریان که ناشی از عوامل متعددی از قبیل وجود جسم مرتعش به عنوان یک مرز متحرک در داخل میدان جریان ، ارتعاشات غیرخطی ایرفویل ، ماهیت گذرای میدان جریان ویسکوز و اثرات ترمهای آشفتگی است؛ محققان را واداشته است تا روشهای متنوعی را برای حل این دسته از مسائل به کار

[1] Tacoma

[2] Fluent

[3] Nastran

گیرند که در یک دسته‌بندی کلی بر حسب نوع شبکه‌بندی میدان می‌توان آنها را در سه گروه روشهای با شبکه متغیر با زمان، روشهای بدون شبکه بندی و روشهای با شبکه ثابت طبقه‌بندی کرد .

روشهای با شبکه‌بندی متغیر دو مزیت عمده در بر دارند . نخست تولید پاسخهای مناسب در زمان کوتاهتر و دوم توانایی آنها در حل جریانهای پیچیده‌تر نظیر جریان تراکم‌پذیری که دچار شوک می‌شوند . در عوض این روشها با پیچیدگیهای تولید یک شبکه متغیر و حل دستگاه معادلات جریان و ارتعاشات ایرفویل برای این شبکه توأم می‌باشند . این موضوع به ویژه در هنگام استفاده از شبکه‌های بی‌سازمان – که حاوی یک مزیت اضافی در تطبیق پذیری با هر هندسه دلخواه هستند – دشوارتر خواهد بود .

از سوی دیگر روشهای بدون شبکه‌ای مانند روش گردابه گسسته[1] هرچند متضمن مشکلات پیش‌گفته نیستند اما دو محدودیت دیگر را به همراه دارند . اولا این روشها عمدتا محدود به جریانهای دوبعدی هستند و نمی‌توان آنها را به میدانهای سه بعدی تعمیم داد که همین محدودیت موجب کاهش تمایل پژوهشگران به استفاده از چنین روشهایی شده است . مضافا اینکه این روشها غالبا مبتنی بر حل مستقیم معادلات میدان نیستند و همین امر یا امکان استفاده از آنها را در رینولدزهای بالا سلب می‌کند و یا اعتماد نسبی به پاسخهای حاصل از آنها را کاهش می‌دهد .

در مقایسه با روشهای پیشین تمایز اساسی این پروژه در استفاده از یک شبکه ثابت همراه با تکنیک پر و خالی کردن سلولها است . در این روش کل میدان جریان به انضمام ایرفویل داخل آن به سلولهای ثابت مربعی شکل تقسیم شده است . سلولهای حاوی جسم جامد با استفاده از یک ضریب Void Fraction از باقی سلولهای میدان متمایز می‌شوند بدین معنی که F=1 نمایانگر سلولهای جسم جامد ، F=0 نشانگر

[1] Discrete Vorticity Method

سلولهای سیال و $0 < F < 1$ مبین سلولهای نیمه پر است که در سطح مرزی ایرفویل قرار دارند . در این روش جابه‌جایی جسم صلب به بازآرایی ماتریس F بازگردانیده می‌شود. روشن است که چنین ترفندی موجب سهولت چشمگیر برنامه می‌شود. مضافا اینکه استفاده از آن را برای پیچیده‌ترین اشکال هندسی نیز مقدور می‌سازد . افزون بر سهولت و تطبیق پذیری برای هندسه‌های گوناگون باید توسعه‌پذیری این روش برای میدانهای سه بعدی را نیز لحاظ کرد – امکانی که در روش بدون شبکه‌ای نظیر روش گردابه گسسته[1] اساسا فراهم نیست و در روشهای با شبکه متغیر مقرون به مشکلات عدیده‌ای است . و سرانجام باید از توانایی این روش در ارائه پاسخهایی با هر مرتبه از دقت مورد نیاز سخن گفت که البته بسته به روش حل میدان و میزان ظرافت شبکه می‌تواند زمان مورد نیاز برای حل مساله را به شدت افزایش یا کاهش دهد . این روش علاوه بر زمان طولانی مورد نیاز برای حل مساله ، به حجم حافظه زیادی نیاز دارد تا بتواندکلیه یافته‌های حاصل از حل میدان جریان را ثبت کند هر چند امروزه با توسعه روزافزون کامپیوترها، این اشکالات به تدریج اهمیت خود را از دست می‌دهند .

پیشینه پژوهش

تئودورسان[2] در سال ۱۹۳۵ روشی تحلیلی برای تعیین ضرایب ایرودینامیکی ایرفویل ناپایا ارائه کرد [1]. تئوری تئودورسان اساساً برای ایرفویل‌های در حال نوسان پیچشی بنا نهاده شد. کارمن و سیرز[3] در سال

[1] DVM (Discrete Vorticity Method)

[2] Theodorsen, Theodor

[3] Karman and Sears

۱۹۳۸ این تئوری را برای حرکت دلخواه ایرفویل با فرض کوچک بودن دامنه حرکت عمودی آن بسط دادند. مارسدن و هولمز[1] در سال ۱۹۷۷ روشی تحلیلی برای آنالیز ارتعاشات با تغییر شکل بزرگ ناشی از جریان در یک جسم مرتعش ارائه کردند اما نظر به پیچیدگی معادلات حاکم ، چنین روشهایی چندان توسعه نیافتند[2].

در سال ۱۹۷۸ کنت مک آلیستر، لارنس کار و ویلیام مک کروسکی[2] در تونل باد زیر صوت به ابعاد $7ft \times 10ft$ مرکز تحقیقات ایمز آزمایشهایی بر روی ایرفویل NACA 0012 انجام دادند تا اطلاعات جزئی و دقیقی درباره رفتار این ایرفویل در حالت واماندگی دینامیکی به دست آورند[3].

در سال ۱۹۸۴ ارتعاشات قوی یک پره راهنمای توربین آبی توسط پالپیتل[3] مورد مطالعه قرار گفت که در واقع مدلی از ارتعاش با یک درجه آزادی برای یک پره صلب در میدان جریان مجاور دیواره صلب تونل توربین بود [4]. میدان جریان ناپایدار در اطراف یک ایرفویل با ارتعاشات با دامنه زیاد در حرکت دورانی و پدیده استال ناشی از آن توسط تانسر[4] و همکارانش در سال ۱۹۹۰ مورد بررسی قرار گرفت[5]. آنان روشی برای تحلیل جریان لزج بر پایه فرمولاسیون Integro Differential معادلات نویر – استوکس ارائه کردند . تحلیل جامع میدان جریان لزج در اطراف ایرفویل NACA 0012 نشان داد دینامیک گردابه لبه حمله نقش غالب را در رفتار استال کل سیستم ایفا می‌کند .

[1] Holmes, P., Marsden, J.E.

[2] McAlister, K.W., Carr, L.W, McCroskey, W.J.

[3] Pulpitel

[4] Tuncer

در ۱۹۹۵ فرحت[1] و همکارانش شبکه‌بندی متغیر با زمان را برای حل مسئله ارتعاش سازه در شرایطی که تغییرات Fluid Domain غیر قابل چشم‌پوشی است به کار بردند[6] . تالک و مورو[2] در سال ۲۰۰۱ نتایج حاصل از تحقیقاتی مشابه را منتشر کردند [7] .

در سال ۲۰۰۰ پرایس و فراگیسکاتس[3] با روشی نیمه تجربی پدیده استال در جریان مادون صوت بر روی یک ایرفویل NACA 0012 با یک و دو درجه آزادی را مطالعه کردند و نشان دادند که در ترکیب خاصی از پارامترهای ایرفویل، ارتعاشات ایجاد شده ماهیتی آشوبناک[4] می یابند[8].

اکبری و پرایس[5] در سال ۲۰۰۰ توانستند با به کارگیری روش Vortex In Cell جریان لزج غیر قابل تراکم گذرنده از اطراف یک ایرفویل بیضوی که در زوایای حمله بزرگ ارتعاشات دورانی داشت را برای رینولدز ۳۰۰۰ شبیه سازی و حل کنند[9]. سینگ و برنر[6] اتعاشات کم تناوب[7] مقاطع ایروالاستیکی که ساختار غیر خطی دارند را در سال ۲۰۰۳ مورد مطالعه قرار دادند. آنان با تکیه بر تئوری ایرودینامیک خطی شبه استاتیک نشان دادند که دامنه و فرکانس پیش‌بینی شده برای ارتعاشات ایرفویل با مقادیر واقعی تطابق تقریبی دارند[10].

[1] Farhat

[6] Le Tallec, P., Mouro, J

[3] S. Price and G. Fragiskatos

[4] chaotic

[5] Price and Akbari

[6] Singh, S., Brenner, M.

[7] Limit cycle oscillation