

## مقدمه‌ای بر بافتینگ و فلاتر و اماندگی

میثم محمدی امین\*

استادیار مهندسی مکانیک

پژوهشکده سامانه‌های فضاوردی، پژوهشگاه فضایی ایران

mmohammadi@ari.ac.ir

تاریخ دریافت: ۱۳۹۳/۰۵/۱۷

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۳/۰۶/۳۱

### چکیده

از جمله پدیده‌های مطرح در حوزه دانش ائروالاستیسیته بافتینگ و فلاتر و اماندگی است؛ پدیده‌هایی که تاکنون مورد توجه بسیار پژوهشگران بوده‌اند. هدف از ارائه این مقاله معرفی پدیده‌های مذکور و تشریح برخی از جنبه‌های مرتبط با آنهاست. برای این منظور، ابتدا به تاریخچه و تعریف بافتینگ پرداخته می‌شود. سپس حدود سرعت پروازی و زاویه حمله‌ای که در آن بافتینگ ممکن است رخ دهد، بررسی می‌گردد. در بخش بعد به تعریف پدیده فلاتر و اماندگی، مشخصه‌ها و روش‌های جلوگیری از آن پرداخته می‌شود و در نهایت، درباره مرزهای بافتینگ و فلاتر و اماندگی و پدیده بافتینگ فلاتر - که در پرواز گذر صوت ایجاد می‌گردد - بحث و نتیجه‌گیری می‌شود.

واژگان کلیدی: ائروالاستیسیته، بافتینگ، فلاتر، و اماندگی، ناپایداری ائروالاستیک



### ۱. مقدمه

تفصیل در مورد علل رخداد این سانحه تحقیق کنند. برای این منظور، کمیته تحقیقات هوانوردی بریتانیا تحقیقات وسیعی را تدارک دید و به این نتیجه رسید که محتمل‌ترین علت رخداد این سانحه پدیده بافتینگ دم است. در تحقیقات تونل باد نیز مشاهده شد که در زوایای حمله بالا، دم به‌شدت اما نامنظم ارتعاش می‌کند و متوسط دامنه ارتعاشات با افزایش سرعت جریان افزایش می‌یابد. از طرف دیگر، سنجش شرایط محیطی در محل حادثه حضور جریان‌های بالارونده قوی را نشان داد. بنابراین علت سانحه این چنین تشریح شد که هواپیما به‌صورت افقی و با سرعت

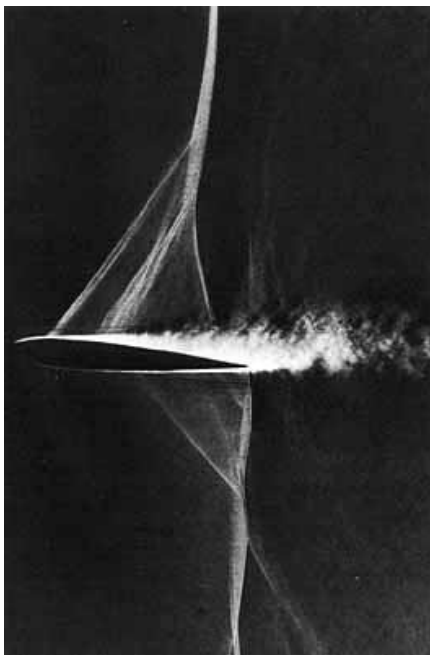
اصطلاحاً به حرکت نامنظم سازه یا قسمت‌هایی از آن تحت تأثیر اغتشاشات جریان بافتینگ<sup>۱</sup> گفته می‌شود. این اصطلاح نخستین بار در ارتباط با سانحه هواپیمای تجاری یونکرز اف. ۱۳<sup>۲</sup> در انگلستان - که در بیست و یکم ژوئیه ۱۹۳۰ اتفاق افتاد و در آن چهار مسافر به‌همراه دو خلبان کشته شدند - مطرح شد. شاهدان عینی این سانحه تنها توانستند ورود هواپیما به توده‌ای از ابر و بلافاصله شنیده‌شدن صدایی بلند و رویت تکه‌های در حال سقوط را گزارش کنند. شرایط غیرعادی محیط سانحه، سازمان‌ها و نهادهای علمی در انگلستان و آلمان را برآن داشت تا به

زیاد در حال پرواز بوده است که ناگهان وارد ناحیه‌ای با تندباد<sup>۳</sup> بالارونده قوی می‌شود و همین امر سبب افزایش سریع زاویه حمله و ایجاد جدایش روی بال می‌گردد. دم، که در دنباله جریان روی بال واقع شده بود، در معرض ارتعاشات اجباری شدید ناشی از اغتشاشات جریان جدا شده قرار می‌گیرد و در نهایت سبب وقوع سانحه می‌شود. اصطلاح بافتینگ توسط پژوهشگران انگلیسی استفاده و این‌چنین تعریف شد:

نوسانات نامنظم دم که در آن پایدارکننده<sup>۴</sup> یا دم افقی به‌سرعت به بالا و پایین خم شود و سطح کنترل آن نیز به‌شکل نامنظم و غیر قابل پیش‌بینی حرکت کند، اصطلاحاً بافتینگ نامیده می‌شود. تقریباً در همان زمان دانشمندان آلمانی مجموعه‌ای از تست‌های آزمایشگاهی و پروازی روی همان نوع هواپیمای سانحه‌دیده ترتیب دادند. تحقیقات نشان داد که بافتینگ هواپیما امکان‌پذیر است، اما در پرواز واقعی، به‌جز هنگام مانور شیرجه تند، بافتینگ با شدتی که سازه دم را به‌خطر بیندازد مشاهده نشد. به‌همین دلیل نتیجه گرفته شد که علت سانحه احتمالاً اعمال تنش بیش از حد به بال به‌دلیل بار زیاد مانور یا تندباد بوده است [۱]. بافتینگ در پرواز نیز به‌وسیله تصاویر حرکت مطالعه و نتایج زیر حاصل شد:

سطوح دم در زوایای حمله بالا وارد ناحیه گردابه‌های نشأت‌گرفته از محل تقاطع بال و بدنه شده و تحت ارتعاشات قرار گرفتند. گردابه‌ها در دو طرف بدنه و عمدتاً به‌صورت نامتقارن ایجاد شدند. ارتعاشات دم، چه از نظر دامنه و چه از نظر فرکانس، نامنظم بودند و دامنه‌های بزرگ به‌ندرت ایجاد می‌شدند و مدت بسیار کوتاهی تداوم داشتند. دامنه‌های ثبت‌شده، نسبت به فرکانس‌های متناظر رسم شدند که سه بار تشدید را به‌وضوح نشان داد. این فرکانس‌های تشدید با اولین سه فرکانس طبیعی حاصل از تست‌های دینامیکی انجام‌شده در آشیانه هواپیما برابر بودند. همچنین دامنه نوسانات به آرامی با سرعت هواپیما افزایش یافتند.

چون نتایج تحقیقات پیشین نشان می‌دهند بافتینگ دم نتیجه جدایش جریان است، واضح است که با جلوگیری از جدایش می‌توان مانع بافتینگ شد. به‌همین منظور استفاده از انحنای<sup>۵</sup> مناسب در محل اتصال بال و بدنه، کنترل لایه مرزی و محدودکردن شرایط کاری هواپیما می‌تواند مؤثر باشد. همچنین می‌توان دم را در خارج از ناحیه اغتشاشات قرار داد. در هواپیماهای سریع و امروزی، جدایش جریان روی بال یا در محل اتصال بال و بدنه در رژیم گذر صوت (شکل ۱) سبب مشکل بافتینگ بسیار جدی دم می‌شود. در این حالت بافتینگ دم با شدت بسیار زیاد مشاهده شده است.



شکل ۱. جدایش ناشی از شوک در جریان گذر صوت [۳]

شدت اغتشاش و محل بیشترین شدت با ضخامت بال و انحنای بال و زاویه حمله تغییر می‌کند. جدایش جریان در لبه حمله<sup>۶</sup> یک بال نازک در زوایای حمله متوسط، شدیدترین بافتینگ دم را موجب می‌شود. کنترل این نوع جدایش لبه حمله مثلاً با ایجاد انحنای مناسب در نزدیکی لبه حمله، مفیدترین روش برای کاهش بافتینگ دم در سرعت‌های گذر صوتی است. بنابراین تصویر کلی به این

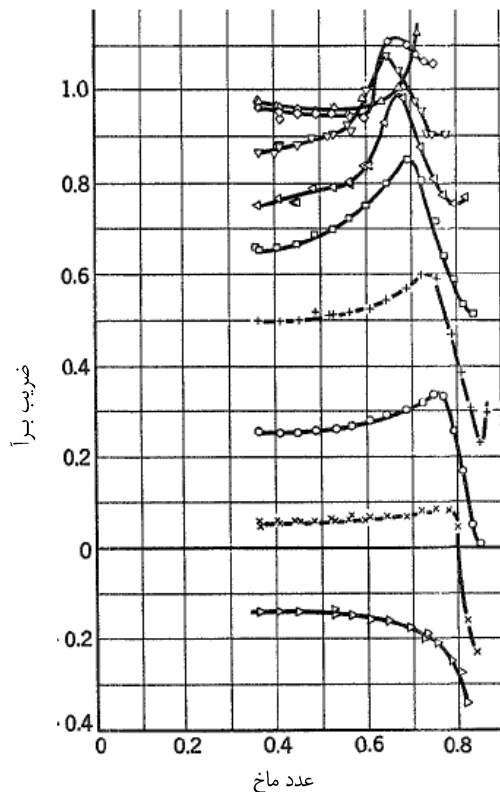
شرح است که وقتی در یک جریان جدایش رخ می‌دهد، سطح اغتشاشات افزایش می‌یابد و اگر یک ایرفویل در این جریان مغشوش قرار بگیرد، دچار بافتینگ یا نوسانات ناشی از اغتشاشات جریان می‌شود. البته کاربرد این اصطلاح تنها منحصر به این موارد نیست. نوسان یک دودکش وقتی در معرض دنباله جریان حول یک دودکش دیگر قرار می‌گیرد نیز مثالی از رخداد پدیده بافتینگ است [۲].

## ۲. محدوده بافتینگ دم

چون بافتینگ دم با جدایش جریان از قسمت‌های گوناگون هواپیما که جلوتر از دم قرار دارند ارتباط دارد. می‌توان با محدود کردن شرایط کاری هواپیما به ناحیه ماقبل جدایش از بافتینگ جلوگیری کرد. شکل ۲ نموداری را نشان می‌دهد که در آن ضریب برآ<sup>۷</sup> بر حسب عدد ماخ در زوایای حمله گوناگون برای یک ایرفویل ناکا<sup>۸</sup> ترسیم شده است. چنانچه دیده می‌شود در هر زاویه حمله ضریب برآ با افزایش عدد ماخ افزایش می‌یابد تا به یک نقطه بیشینه رسیده و بعد از آن با افزایش سرعت به تندی افت می‌کند. این افت با تشکیل موج شوک قوی و جدایش جریان مرتبط است. در این حالت اصطلاحاً گفته می‌شود ایرفویل دچار واماندگی ناشی از شوک<sup>۹</sup> شده است.

مطابق شکل ۲ بیشینه ضریب برآ در یک زاویه حمله معین رخ می‌دهد. این زاویه، که برای این نوع ایرفویل حدود ۱۲ درجه است، همان زاویه واماندگی به مفهوم متداول است. وقتی محدوده واماندگی در زوایای حمله بالا و واماندگی ناشی از شوک با هم رسم شوند، شکل ۳ ایجاد می‌شود که محدوده مجاز ضریب برآ به منظور پیشگیری از واماندگی را نشان می‌دهد. مشخص است که واماندگی در زوایای حمله بالا با جدایش جریان مرتبط است، اما یک موج شوک لزوماً جدایش کامل جریان از روی ایرفویل را سبب نمی‌شود؛ به علاوه زاویه حمله زیاد و سرعت زیاد جریان نیز تنها عوامل مؤثر جدایش نیستند. انحنای نامناسب در محل اتصال بال، بدنه و جز این‌ها به سهولت

سبب ایجاد جدایش می‌شوند. بنابراین در یک هواپیمای معین، مرزهای محدوده شروع جدایش را نمی‌توان به‌تنهایی فقط از بال معین کرد. در این موارد باید با استفاده از آزمایش‌های مقیاس کامل در شرایط پروازی مختلف این محدوده‌ها را تعیین نمود [۴].



> -4°   x -2°   o 0°  
 + 2°   □ 4°   ◁ 6°  
 ▽ 8°   ◇ 10°   △ 12°

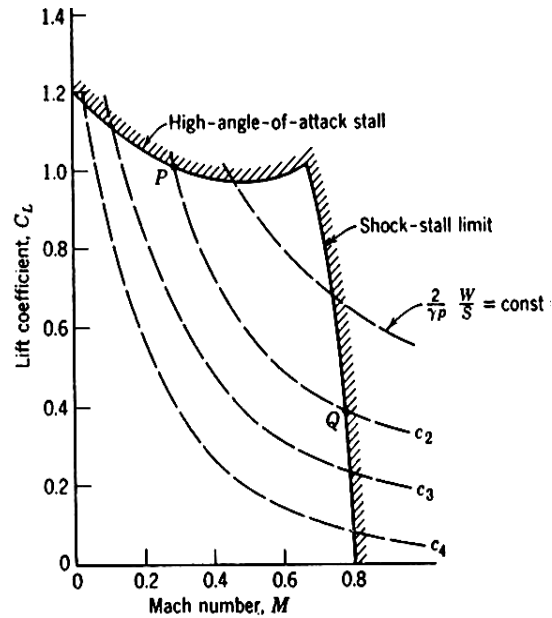
Angle of attack

شکل ۲. منحنی ضریب ایرودینامیکی برآ

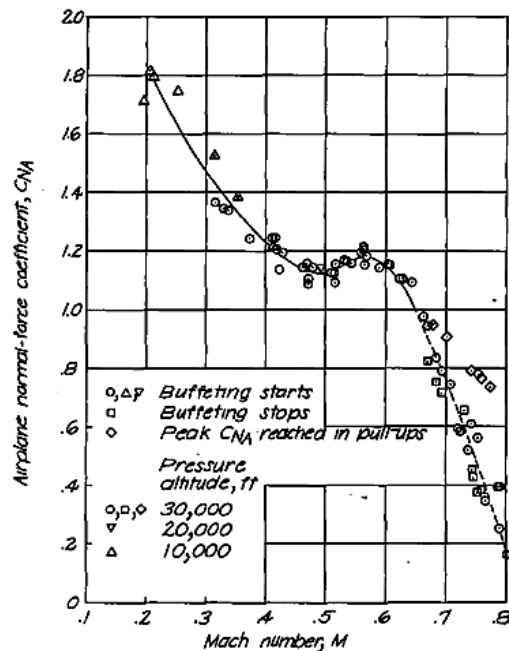
ایرفویل NACA2409-34 بر حسب عدد ماخ [۴]

با وجود نکات قبل، در یک هواپیمای مشخص می‌توان روی نمودار  $Cl-M$  مرزی را معین کرد که ناحیه امکان بافتینگ دم و ناحیه جریان پتانسیل آرام را از هم جدا کند. این مرز بافتینگ دم (شکل ۴)، که در جریان آزمایش‌های پروازی تعیین شده است، از نظر ظاهری بسیار مشابه مرز

واماندگی در شکل ۳ است [۵]. منحنی نمایش داده شده در شکل ۴ مرزهای بافتینگ را برای دم افقی یک هواپیمای جنگنده با مقطع بال کم‌پسا نشان می‌دهند. منحنی مربوط به مانور ناگهانی، با ثبت نتایج در مانور پیچ ناگهانی هواپیما در ارتفاعات و اعداد ماخ مختلف رسم شده است.



شکل ۳. مرزهای واماندگی برای ایرفویل NACA 2409-34 (حاصل از تست تونل باد) [۲]



شکل ۴. مرز بافتینگ در واماندگی ناگهانی یک جنگنده [۵]

میزان ناگهانی بودن این مانور به وسیله اینرسی، قدرت کنترل و پایداری هواپیما محدود می‌شود. طبق منحنی برای این نوع هواپیمای آزمایشی در اعداد ماخ تقریباً کمتر از ۰/۶۴ بافتینگ دم در مانور ناگهانی همزمان با پیشینه شدن نیروی نرمال رخ می‌دهد (خط پُر)، اما در اعداد ماخ بالاتر، بافتینگ دم قبل از پیشینه شدن نیروی عمودی رخ می‌دهد (خط چین). در آزمایش‌های انجام شده، ارتفاع و به دنبال آن عدد رینولدز اثری بر مرز بافتینگ، که برای مانور واماندگی ناگهانی تعیین شد، نداشت. برای درک بهتر مسئله می‌توان از روابط ریاضی حاکم استفاده کرد. چون در پرواز افقی و یکنواخت برآ با وزن هواپیما برابر است، لذا داریم:

$$W = L = \frac{1}{2} \rho U^2 S C_L \quad (1)$$

به طوری که در این رابطه  $S$  سطح کل بال است. بنابراین بر حسب عدد ماخ خواهیم داشت:

$$M^2 C_L = \frac{W}{S} \frac{2}{\rho a^2} = \frac{W}{S} \frac{2}{\gamma P} \quad (2)$$

به طوری که در این رابطه  $a$  نشان دهنده سرعت صوت،  $P$  فشار استاتیک و  $\gamma$  نسبت گرما ویژه در فشار ثابت به گرما ویژه در حجم ثابت است. بنابراین رابطه بین ضریب برآ و عدد ماخ بستگی به بارگذاری بال  $W/S$  و فشار استاتیک (ارتفاع) دارد. منحنی مربوط به این رابطه در شکل ۳ با خط چین نمایش داده شده است. وقتی منحنی‌ها روی شکل ۴ قرار داده شوند، محدوده مجاز سرعت پرواز هواپیما، که به وسیله بافتینگ دم محدود می‌شود، با تقاطع این منحنی‌ها و مرزهای بافتینگ مشخص خواهد شد. چون فشار اتمسفر با افزایش ارتفاع کاهش می‌یابد، محدوده مجاز سرعت در ارتفاع بالاتر باریکتر می‌شود. قسمت‌هایی از خطوط  $M^2 C_L$  ثابت که بین مرزهای بافتینگ دم قرار دارند، محدوده مانورپذیری هواپیما بدون نگرانی از بافتینگ را نشان می‌دهد. به وضوح مشخص است با افزایش ارتفاع این محدوده کوچکتر می‌شود. بنابراین هرچه ارتفاع پرواز بیشتر شود، گستره مانورپذیری هواپیما نیز محدودتر می‌شود.

### ۳. فلاتر واماندگی

اصطلاح فلاتر برای نوسانات غیرمیرای یک جسم الاستیک در جریانی که در نبود جسم یکنواخت است، کاربرد دارد. اگر در کل یا قسمتی از زمان نوسان جریان جدا شود، فلاتر مشخصه‌های متفاوتی بروز می‌دهد که اصطلاحاً فلاتر واماندگی<sup>۱۰</sup> نامیده می‌شود. فلاتر واماندگی یک ناپایداری اثروالاستیک در سازوکارهای دواری چون ملخ، پره‌های توربین و کمپرسورهاست که گاهی در زوایای حمله نزدیک به زاویه واماندگی پرها کار می‌کنند. بال هواپیما و دم به‌ندرت دچار فلاتر واماندگی می‌شوند. اگرچه با روند روبه رشد استفاده از مقاطع بال نازک با دهانه بزرگ این مسئله به‌خصوص در طراحی هواپیماهای سریع اهمیت یافته است. پدیده فلاتر واماندگی را با تست اسپین ملخ<sup>۱۱</sup> بهتر می‌توان شرح داد. معمولاً وقتی سرعت ملخ به تدریج افزایش داده می‌شود، صدایی عجیب - که معمولاً با فلاتر تیغه ملخ مرتبط است - به‌وضوح شنیده می‌شود. با افزایش سرعت، ارتعاش نوک تیغه‌های ملخ را با چشم می‌توان دید. حرکات تیغه‌ها را می‌توان با نصب کرنش‌سنج<sup>۱۲</sup> و اندازه‌گیری دامنه کرنش به‌صورت تابعی از تغییرات سرعت ملخ ثبت کرد. نتایج حاصل از یک تحقیق در این زمینه نشان می‌دهد که در چیدمان با پیچ کم، که تقریباً با زاویه برآ صفر نوک تیغه‌ها برابر است، در گستره سرعت‌های مورد مطالعه فلاتر مشاهده نمی‌شود. در این قسمت سرعت بحرانی در ابتدا با افزایش زاویه پیچ کاهش می‌یابد. سپس در زوایای پیچ بالاتر به سمت مقداری ثابت میل می‌کند. در ناحیه پیچ متوسط سرعت بحرانی فلاتر ثابت است، اما بسیار کمتر از مقدار مشابه در دو ناحیه دیگر است. در قسمت پیچ زیاد سرعت فلاتر ثابت است و تقریباً برابر با مقدار آن در بخش انتهایی قسمت پیچ کم است. البته این برابری یک قاعده کلی نیست. بنابراین دو نوع متفاوت از فلاتر داریم. چیدمان تیغه‌ها در زوایای پیچ متوسط با زوایای واماندگی نوک تیغه‌ها مرتبط است. در این ناحیه تیغه‌ها در قسمتی از سیکل نوسانات دچار واماندگی

می‌شوند، اما در ناحیه پیچ زیاد تیغه در تمام سیکل نوسان وامانده باقی می‌ماند. فلاتر در این دو ناحیه همان فلاتر واماندگی است، برخلاف ناحیه پیچ کم که فلاتر عادی در آن رخ می‌دهد. نوع حرکت فلاتر نیز در هر دو نوع تقریباً سینوسی است. با افزایش زاویه حمله در ناحیه واماندگی ممکن است مشخصه‌های زیر مشاهده شود:

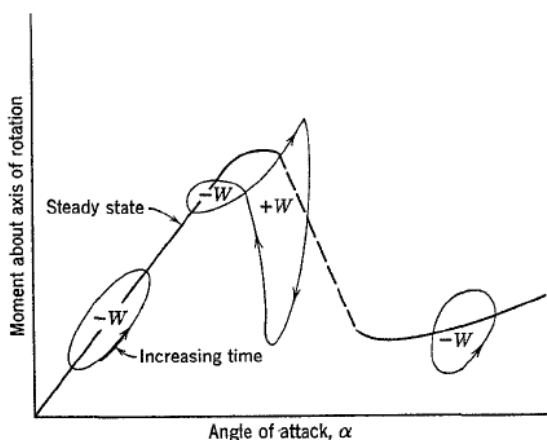
۱. سرعت فلاتر به شدت افت می‌کند.
۲. فرکانس فلاتر به آرامی به فرکانس نوسان پیچشی طبیعی تیغه در هوای ساکن میل می‌کند.
۳. حرکت پیچشی غالب می‌شود. با اینکه در فلاتر عادی کرنش پیچشی<sup>۱۳</sup> و کرنش خمشی<sup>۱۴</sup> از یک مرتبه هستند، اما در فلاتر واماندگی دامنه نوسانات خمشی در مقایسه با پیچشی بسیار کوچک و قابل چشم‌پوشی می‌شوند و البته محور چرخش همان محور الاستیک نخواهد بود.
۴. معمولاً سرعت فلاتر به یک مقدار کمینه می‌رسد و دوباره با واماندگی کامل تیغه‌ها رشد می‌کند. دامنه فلاتر در ناحیه پیچ زیاد کوچک می‌شود و طیف زاویه حمله‌ای که در آن فلاتر کم‌سرعت رخ می‌دهد با حرکت روبه عقب محور الاستیک روی وتر افزایش می‌یابد.
۵. یک مرحله رشد زاویه فاز بزرگ در انتقال از فلاتر عادی به فلاتر واماندگی وجود دارد. اختلاف فاز بین خمش و پیچش تا ۴۵ درجه کاهش می‌یابد و گاهی به‌طور کامل صرف‌نظر می‌شود.
۶. تغییر مشخصات سازه‌ای ایرفویل‌ها در مقایسه با فلاتر عادی آثار بسیار متفاوتی روی فلاتر واماندگی دارد. تغییر محل محور اینرسی اثر کمی روی فلاتر واماندگی دارد، به‌طوری‌که می‌تواند حتی جلوتر از محور الاستیک قرار بگیرد؛ کاری که در فلاتر عادی غیرممکن است. نسبت فرکانس‌های خمش و پیچش جداگانه در هوای ساکن نیز اثر ناچیزی بر فلاتر واماندگی دارد. جالب

است بدانیم سرعت بحرانی در فلاتر واماندگی در حالتی که این نسبت برابر با ۱ است اغلب بیشترین مقدار را دارد، اما در زوایای حمله کم (فلاتر معمول) معمولاً وقتی فرکانس خمش و پیچش برابرند یک سرعت فلاتر کمینه داریم.

استیودر<sup>۱۵</sup> نخستین کسی بود که فلاتر واماندگی را به صورت تجربی و دقیق مطالعه کرد [۲]. او میدان جریان حول یک ایرفویل در حال نوسان را در زاویه نزدیک واماندگی مطالعه کرد و به این نتیجه رسید که در اثر افزایش دامنه، جدایش تا زاویه‌ای فراتر از آنچه در ایرفویل ساکن داریم به تأخیر می‌افتد. از طرف دیگر، با کاهش دامنه برقراری دوباره جریان آرام با تأخیر روبرو خواهد شد. او این پدیده را تشنج ائرودینامیکی<sup>۱۶</sup> نامید و علت فلاتر واماندگی را این پدیده دانست. بنابراین اثر جدایش جریان بر فلاتر واماندگی از پدیده مذکور آشکار می‌شود. چون در این حالت مشخصات ائرودینامیکی غیرخطی هستند اصل برهم‌نهی آثار قابل استفاده نیست و نیروهای ائرودینامیکی متناظر با مودهای مختلف حرکت نمی‌توانند با هم جمع شوند، بنابراین باید ارزیابی وسیع تجربی در مورد نیروهای ائرودینامیکی انجام شود.

در شکل ۵ نمودار حلقه‌های هیستریسیس، که برای یک نوسان ساده هارمونیک پیچ رسم شده‌اند، نمایش داده شده است. در زاویه‌های حمله کم حلقه بیضوی است؛ همان‌طور که با نظریه خطی‌سازی نیز پیش‌بینی می‌شود. در زوایای حمله نزدیک واماندگی، حلقه شکل عدد ۸ انگلیسی است؛ البته حلقه سمت چپ آن ممکن است خیلی کوچک یا کاملاً ناپدید شود و حلقه‌ای با کار کاملاً مثبت بماند. در زاویه‌های حمله بالاتر از واماندگی، باز شکل حلقه بیضوی می‌شود. شکل دقیق حلقه‌ها بستگی به محل محور چرخش، فرکانس بی‌بعد، دامنه نوسانات، عدد رینولدز و شکل ایرفویل دارد. سطح داخل هر حلقه نشان‌دهنده کار انجام‌شده به وسیله هوا روی ایرفویل در هر سیکل نوسان است. علامت مثبت نشان‌گر جذب انرژی توسط ایرفویل

است و علامت منفی هدررفتن انرژی را نشان می‌دهد. اگر انرژی خالص جذب‌شده در هر سیکل مثبت باشد، نوسان از نظر ائرودینامیکی نسبت به پیچ ناپایدار است. چون در ایرفویل وامانده‌شده، نیروی ائرودینامیکی تولیدشده به وسیله حرکت هارمونیک با اینکه پررودیک است، اما دقیقاً هارمونیک ساده نیست. کار سیکلی باید به وسیله انتگرال‌گیری گرافیکی نتایج تجربی به دست آید. چون در فلاتر واماندگی پیچش غالب است، می‌توان به‌عنوان یک تخمین نه‌چندان دقیق فرکانس فلاتر را برابر با فرکانس طبیعی پیچشی در هوای ساکن فرض کرد و نتیجه گرفت وقتی فلاتر واماندگی رخ می‌دهد که کار ائرودینامیکی هر سیکل برای ممان پیچش خالص، مثبت و بزرگتر از انرژی اتلاف‌شده توسط سازه شود.



شکل ۵. پدیده تشنج ایرودینامیکی [۴]

همان‌طور که گفته شد، با افزایش فرکانس نوسان پیچشی تیغه؛ یعنی با افزایش سختی پیچشی و کاهش ممان جرم اینرسی، سرعت بحرانی فلاتر واماندگی رشد می‌کند. برای به تأخیر انداختن فلاتر واماندگی باید مانع از وامانده‌شدن ایرفویل شود. بنابراین در طراحی ملخ‌ها باید دقت کرد تا مقطع ایرفویل مناسب انتخاب شود و در صورت امکان محدوده کاری زاویه حمله به مقادیر کمتر از زاویه واماندگی محدود شود. تتودورسن<sup>۱۷</sup> (۱۹۹۵) نشان داد که سرعت واگرایی<sup>۱۸</sup> ملخ پارامتر مهمی در ارتباط با فلاتر واماندگی

است [۶]. اگر سرعت چرخش ملخ خیلی زیاد باشد، به طوری که سرعت باد نسبی نزدیک به سرعت واگرایی بحرانی باشد، تیغه بیش از حد پیچیده می‌شود، احتمالاً بیش از زاویه و اماندگی، و نتیجه آن وقوع فلاتر و اماندگی خواهد بود. تئودورسن نشان داد که در مدل‌های مختلف ملخ که در تونل باد و در زوایای حمله بالا و متعدد (تنظیم اولیه پایین‌تر از زاویه و اماندگی) تست شدند، فلاتر همواره در سرعتی کمتر از سرعت فلاتر عادی رخ می‌دهد. زاویه حمله‌ای که در آن فلاتر رخ می‌داد، تقریباً ثابت و مستقل از تنظیم اولیه تیغه بود. ظاهراً تیغه به سادگی تا زاویه و اماندگی پیچیده و فلاتر شروع می‌شود. به علاوه تئودورسن نشان داد که سرعت فلاتر عادی و سرعت واگرایی ملخ به علت اثر نیروی گریز از مرکز تقریباً مثل هم هستند. بنابراین در اصل مسئله پیش‌بینی فلاتر ملخ به مسئله تعیین سرعتی که در آن ملخ تا ومانده شدن می‌پیچد تبدیل می‌شود. فلاتر و اماندگی در هواپیماهای بسیار سریع پیچیده‌تر نیز می‌شود. عامل تراکم‌پذیری تنها علت این پیچیدگی نیست، بلکه فاکتورهای شکلی خاصی که طرح بال‌های این نوع هواپیماها دارند، مثل ضریب منظری<sup>۱۹</sup> کم، مقاطع نازک، زاویه پسرگرای<sup>۲۰</sup>، جرم سنگین متصل به بال و جز این‌ها مزید بر علت‌اند. تعیین تأثیر دقیق تک‌تک این عوامل بر فلاتر و اماندگی موضوعی است که مورد توجه بسیاری از پژوهشگران بوده است و خواهد بود.

#### ۴. بافتینگ فلاتر بال

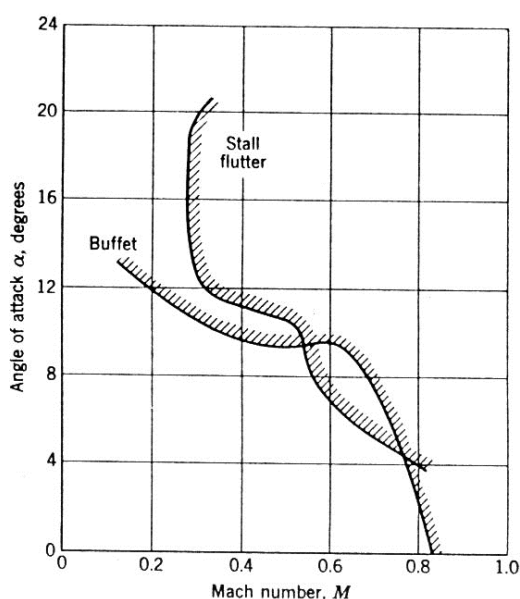
پرسشی که در مطالعه پدیده بافتینگ دم تحت تأثیر دنباله مغشوش پشت بال مطرح می‌شود، این است که چه بر سر خود بال می‌آید؟ جریان جدا شده از روی بال نیروهای ائرو دینامیکی ایجاد می‌کند. این فرایند یک فرایند اتفاقی و غیرقابل پیش‌بینی است. پاسخ الاستیک بال هم ضرورتاً اتفاقی است. بنابراین می‌توان به درستی آن را بافتینگ نامید. چون نیروهای ائرو دینامیکی غیردائم توسط خود بال که در جریان بالادست یکنواخت قرار دارد تولید می‌شوند،

می‌توان طبق تعریف این حرکت را فلاتر نامید. طبیعت حرکت بال، همچنین مرزهای بین بافتینگ و فلاتر و اماندگی بیشتر تشریح شد. گاهی حرکت کاملاً تصادفی است، گاهی کاملاً منظم و گاهی ترکیبی از هر دو؛ مثل خمش تصادفی در حین یک نوسان سینوسی پیچش. برای متمایز کردن این حرکت با آنچه بیشتر مطرح شد اصطلاح بافتینگ فلاتر مطرح می‌شود.

بافتینگ فلاتر بال مسئله‌ای مهم در پروازهای گذر صوتی است. این پدیده به دفعات سبب صدمه دیدن شهپیر<sup>۲۱</sup> و خود بال شده است [۷]. با در نظر گرفتن بافتینگ فلاتر به صورت ترکیبی از بافتینگ و فلاتر و اماندگی می‌توان وضعیت را این‌طور پیش‌بینی کرد:

یک بال یک سردرگیر را در نظر می‌گیریم. مرز بافتینگ به علت شباهت منشأ جدایش جریان شبیه آنچه برای دم به دست آمد خواهد بود. برای یک بال فرضی این مرز در شکل ۶ رسم شده است. در واقع اگر مرز فلاتر و اماندگی را بر حسب عدد ماخ به عنوان محور افقی و زاویه حمله به عنوان محور عمودی رسم شود، شکل ۶ حاصل خواهد شد. موقعیت نسبی این دو مرز به شکل بال، مقطع ایرفویل، نوع اتصال بال و بدنه و جز این‌ها بستگی دارد. مرزها همان‌طور که مشخص است با هم تقاطع دارند. حرکت بال بعد از مرز بافتینگ چه از نظر دامنه و چه از نظر فرکانس تصادفی است و معمولاً در آن خمش غالب است و پیچش بسیار جزئی وجود دارد. با رسیدن به مرز فلاتر و اماندگی، حرکت پیچشی کم‌وبیش منظم در دامنه و فرکانس رخ می‌دهد و خمش تصادفی ممکن است همچنان ادامه یابد. شاید این پرسش نیز پیش آید که تفاوت اصطلاحات بافتینگ، فلاتر و اماندگی و بافتینگ فلاتر چیست؟ در واقع چون نوسانات جریان، که می‌تواند به وسیله بال یا وسائل دیگر ایجاد شود، منشأ اصلی تمام این پدیده‌هاست، نمی‌توان آنها را دقیقاً از یکدیگر تفکیک کرد. بنابراین بهتر است بر اساس معیارهای کیفی بین این پدیده‌ها تمایز قائل شد: بافتینگ حرکت نامنظم، فلاتر

واماندگی نوسانات کم‌بیش منظم و بافتینگ فلاتر ترکیبی از این دو در درجات مختلف آزادی را توصیف می‌کند.



شکل ۶. بافتینگ فلاتر بال [۲]

تخفیف داد. چون دلیل اصلی بافتینگ در اعداد ماخ بالا ایجاد موج شوک و جدایش لایه مرزی است، مرز بافتینگ باید به‌دقت به مشخصه‌های منحنی ضریب برآ برحسب عدد ماخ مرتبط شود. عدد ماخ واگرایی می‌تواند به‌عنوان تقریبی مناسب از مرز بافتینگ در سرعت‌های بالا به‌کار آید. به‌دلیلی مشابه، با کاهش ضخامت بال به‌وسیله کنترل مناسب انحنای لبه حمله که امکان جدایش جریان در زوایای حمله متوسط را کاهش می‌دهد، با داشتن زاویه پسگرایی و ضریب منطری مناسب و با کمک روش‌های دیگر می‌توان امیدوار بود که طرح بال آزاد از بافتینگ در طیف سرعت‌های گذر صوتی به واقعیت بپیوندد. در پرواز فراصوت نیز تا وقتی موج شوک به لبه حمله چسبیده باشد، بافتینگ چندان جدی به‌نظر نمی‌رسد.

#### ۵. جمع‌بندی

در این مقاله پدیده‌های بافتینگ، فلاتر و واماندگی و تشریح جنبه‌های مرتبط با آنها معرفی شد. همچنین درباره مرزهای بافتینگ و فلاتر و واماندگی و پدیده بافتینگ فلاتر، که در ناحیه گذر صوت ایجاد می‌شود، بحث شد و راه‌های جلوگیری از این پدیده‌های مخرب مورد بررسی قرار گرفت. با وجود تحقیقات متعدد مرتبط، پدیده‌های بافتینگ، فلاتر و واماندگی و بافتینگ فلاتر پدیده‌های فیزیکی جذابی هستند که همچنان تحلیل‌های ریاضی و مهندسی را به مبارزه می‌طلبند.

همان‌طور که اشاره شد، بافتینگ فلاتر مسئله‌ای جدی در پرواز با سرعت بالاست. پرواز در عدد ماخ گذر صوت و فراصوت اغلب مشکل ایجاد موج شوک و جدایش لایه مرزی ناشی از آن را به‌همراه دارد. تمایل به نوسان فشار قوی روی بال، به‌خصوص در ناحیه موج شوک، نیز وجود دارد. این نوسان فشار وقتی زاویه حمله به اندازه کافی بزرگ شود نامنظم می‌شود. می‌توان شدت این نوسان فشار را با کاهش ضخامت ایرفویل و محدود کردن زاویه حمله

#### ۶. مأخذ

- [1] Bisplinghoff, R.L., H. Ashley. *Principles of Aeroelasticity*, John Wiley, 1962.
- [2] Fung, Y.C., *Introduction to the Theory of Aeroelasticity*, Dover Publications, 2008.
- [3] Anderson, J.D., *Fundamentals of Aerodynamics*, McGraw Hill, 2001.
- [4] Hodges, D.H., G.A. Pierce. *Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity*, Cambridge University Press, 2002.
- [5] Dowell, E.H., E. Crawley, H. Curtiss, D. Peters, R. Scanlan, F. Sisto, *A Modern Course in Aeroelasticity*, 3<sup>rd</sup> Ed., Kluwer Academic Publishers, 1995.
- [6] Theodorsen, T., "General Theory of Aerodynamical Instability and Mechanism of Flutter", NACA Report 496, 1955.






[7] Dowell, E.H., J. Edwards, T. Strganac. "Nonlinear Aeroelasticity." *Journal of Aircraft*, Vol. 40, No. 5, 2003, p. 857-874.

پی‌نوشت

- |   |   |
|---|---|
| <ol style="list-style-type: none"> <li>1. Buffeting</li> <li>2. Junkers F.13 also known as the F 13</li> <li>3. gust</li> <li>4. stabilizer</li> <li>5. fairing</li> <li>6. leading edge</li> <li>7. lift coefficient</li> <li>8. NACA airfoil</li> <li>9. shock-induced stall</li> <li>10. stall flutter</li> <li>11. spin test</li> </ol> | <ol style="list-style-type: none"> <li>12. strain gauge</li> <li>13. rotational strain</li> <li>14. bending strain</li> <li>15. Studer</li> <li>16. aerodynamic hysteresis</li> <li>17. Theodorsen</li> <li>18. divergence speed</li> <li>19. aspect ratio</li> <li>20. sweptback angle</li> <li>21. aileron</li> </ol> |
|---|---|





انجمن سازندگان تجهیزات صنعت نفت  
SIPIEM

## شرکت بهران مبدل (سهامی خاص)


### BEHRAN MOBADDEL Co.(pjs)

طراحی و ساخت تجهیزات مکانیکی ثابت پالایشگاهی، نیروگاهی، پتروشیمی، شیمیایی و تاسیسات







گواهینامه مدیریت کیفیت  
ISO9001:2000




انجمن مهندسان مکانیک ایران  
ISME



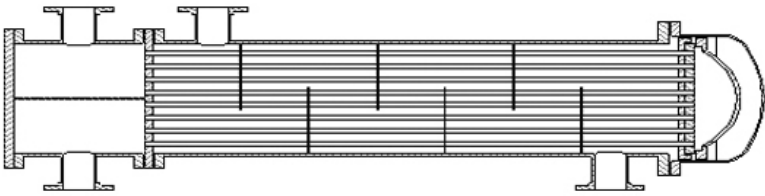
انجمن صنعت تاسیسات  
ISHRAE



جامعه کیفیت ایران



انجمن تخصصی تحقیق و توسعه صنایع و معادن



✓ مبدلهای حرارتی و سردتی  
✓ انواع راکتور و میکسر  
✓ مخازن تحت فشار و ذخیره  
✓ مخازن آبگرمکن کویلدار  
✓ دی آرینتور و جداکننده هوا از آب  
✓ مخازن جنینی تاسیسات بخار  
✓ سختی گیر و فیلترشنی

- ✓ Heat exchanger
- ✓ Reactor & Mixers
- ✓ Pressure Vessels & Storage Tank
- ✓ Tank Heater
- ✓ Deaerator & Air Separator
- ✓ Flash Tank & Blow down & Condensate Tank
- ✓ Water Softener & Sand Filter

### بهران مبدل سفارش مشتریان را با کیفیت و گارانتی عرضه مینماید.

دفتر مرکزی: تهران - بزرگراه رسالت - مابین رشید و زرین - روبروی پمپ بنزین رشید - ساختمان شماره 243 - طبقه سوم - واحد 16  
کارخانه: کیلومتر 30 جاده سمنان - شهرک صنعتی عباس آباد - بلوار خیام - خیابان جامی - خیابان تاک

Tel : (0098 21) 77715391,2 & 77706926,7      Fax : (0098 21) 77873951  
(0098 292) 3424575,6 & 3424991-4      (0098 292) 3424577

Email: info@behranmobaddel.com

www.behrannobaddel.com



مهندسی مکانیک / شماره ۹۶ / سال بیست و سوم / ۱۳۹۳