

# بررسی، شبیه‌سازی و تحلیل سوانح هوایی ناشی از دان‌برست مبتنی بر داده‌های حاصل از FDR

امانی، ایمان<sup>۱</sup>، ملائک، سید محمد باقر<sup>۲</sup> و خواجه‌فرد، افشین<sup>۳</sup>

۱ و ۳- مرکز تحصیلات تکمیلی - دانشگاه هوایی شهید ستاری

۲- دانشکده مهندسی هوافضا - دانشگاه صنعتی شریف

(دریافت مقاله: ۱۳۸۸/۸/۱ تاریخ پذیرش: ۱۳۸۹/۳/۱۹)

## چکیده

این مقاله به دو بخش مشخص قابل تقسیم است. بخش اول با استفاده از منابع و مراجع معتبر به شناخت پدیده دان‌برست، قیچی باد و نحوه عملکرد آن بر روی هواپیما اختصاص داده شده و بخش دوم به تولید ابزاری در سطح ملی برای شناسایی بهتر عملکرد این دو پدیده طبیعی اختصاص دارد. از آنجائیکه سوانح ناشی از تلاطمات جوی بطور سیستماتیک در ایران مورد مطالعه قرار نمی‌گیرد، این ابزار می‌تواند کمکی به شناسایی بهتر شرایط پروازی مخاطره آمیز در ایران باشد. برای نشان دادن کارایی نرم‌افزار توسعه یافته اطلاعات دو سانحه معروف در آمریکا بطور کامل دریافت و نشان داده شده است که نرم‌افزار توسعه یافته قادر است پیش‌بینی مشابهی را ارائه نماید. پدیده دان‌برست تهدیدی بالقوه برای ایمنی پرواز به‌ویژه در فازهای برخاست و نشست بوده و به‌عنوان یکی از مهمترین علل سوانح هوایی در حین این فازها شناخته می‌شود. کاهش عملکرد هواپیما تحت اثر این پدیده فرصت بسیار کمی را جهت کنترل مناسب هواپیما در اختیار خلبان قرار می‌دهد. بررسی و تعیین میزان اثرات مخرب دان‌برست بر عملکرد هواپیما نیازمند مدلی دقیق از میدان باد در آن می‌باشد. در این مقاله بازسازی و تحلیل اطلاعات پروازی در هنگام عبور از دان‌برست انجام می‌گردد. در اولین قدم مولفه‌های سرعت باد و گرادیان آنها با استفاده از خروجی‌های دستگاه ثبت داده‌های پروازی (FDR) تعیین می‌گردد. سپس کاهش عملکرد هواپیما با فاکتوری به نام  $F$  بطور کمی استخراج می‌شود. در هر دو سانحه بررسی شده در این تحقیق فاکتور  $F$  به گونه‌ای بوده که منجر به وقوع سانحه گردیده است. در نهایت با مدلسازی حرکت و پارامترهای آیرودینامیکی در حضور این مولفه‌های باد سعی می‌شود یک استراتژی مطلوب برای انصراف از نشستن پیشنهاد گردد. نتایج حاصل نشان می‌دهد که بهترین روش برای انصراف از نشست در حین مواجهه با دان‌برست استفاده از ماکزیمم تراست در یک زاویه پیچ ثابت می‌باشد. تئوری بکار رفته توسط مولفین بر روی اطلاعات ارسال شده از NTSB اعمال شده است و نتایج حاصل در مقایسه با کارهای قبلی بطور کامل روش را تایید می‌کند و آمادگی لازم برای تحلیل داده‌های ثبت شده در سیستم‌های اطلاعات پروازی را فراهم آورده است.

**واژه‌های کلیدی:** سانحه هوایی - دان‌برست - دستگاه ثبت داده‌های پروازی - تخمین باد - فاکتور  $F$  - شبیه‌سازی پروازی.

## مقدمه

دان‌برست و مواجهه آن با قیچی باد، در حین نشست و برخاست اتفاق می‌افتد. نوع دیگر مواجهه هواپیما با قیچی باد "آشفستگی در آسمان فاقد ابر"<sup>۱</sup> می‌باشد. این نوع توربولانس به آرایشی از گردابه‌ها اطلاق می‌گردد که در اثر بهم خوردن چینش پایدار لایه‌های جو بوجود آمده و هواپیماها معمولاً در حین پرواز کروز در ارتفاع بالا با آن مواجه می‌شوند. قیچی باد<sup>۲</sup> به عنوان یکی از مهمترین علل سوانح در طول تاریخ هوانوردی شناخته شده است. در ایالات متحده بین سالهای ۱۹۶۴ تا ۱۹۸۵، قیچی باد

دان‌برست به توده‌ای از هوای چگال اطلاق می‌شود که با سرعت قابل توجهی از ارتفاعات بالا به طرف زمین حرکت می‌کند (شکل ۱). این جریان قوی موضعی پس از برخورد با زمین مولفه‌های شعاعی واگرا از هم تولید می‌کند که به این مولفه‌های باد واگرا، قیچی باد گفته می‌شود. تبدیل ناگهانی جریان باد روبرو به باد از پشت همراه با جریان باد عمودی، ماهیتی فریبنده به دان‌برست می‌دهد که سبب افت ناگهانی و شدید عملکرد هواپیما، غافلگیری خلبان و در نهایت سقوط هواپیما می‌شود. عبور هواپیما از

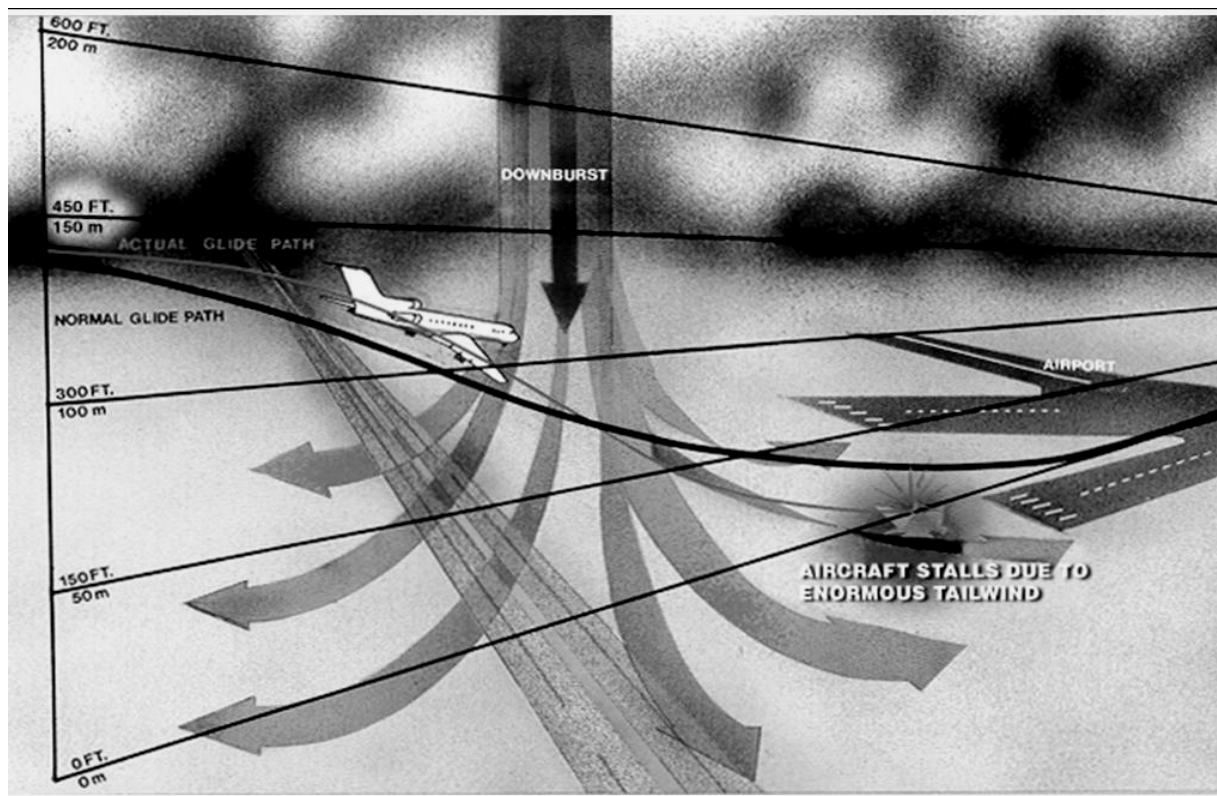
۱- عضو هیات علمی و نویسنده پاسخگو، تلفن: ۶۴۰۳۲۱۷۴، پست الکترونیکی: iman.amani@gmail.com

۲- استاد هوافضا

۳- عضو هیات علمی دانشگاه هوایی شهید ستاری

توریولانس را گزارش کرده‌اند که تعدادی از این حوادث در اثر دان‌برست اتفاق افتاده است.

در ۲۶ سانحه تاثیر داشته و باعث مرگ بیش از ۵۰۰ نفر شده است. در یک فاصله زمانی ۵ ساله پس از سال ۱۹۸۶، خلبانان خطوط هوایی ۹۶ رویداد<sup>۳</sup> ناشی از



شکل ۱- نمایی از دان‌برست (گرفته شده از مرجع [۲۲]).

جدول ۱- تاریخچه سوانح اتفاق افتاده در اثر دان‌برست

Location	Data	Airplane	Takeoff / Landing	Fatality / Passenger
Kano, Nigeria	Jun. 24, 1956	C-4 Argonaut	Takeoff	32 / 45
Pago Pago, Somoa	Jan. 30, 1974	Boeing 707-321B	Landing	96 / 101
JFK N.Y	Jun. 24, 1975	B-727 (Eastern 66)	Landing	112 / 124
DENVER	Aug. 7, 1975	Boeing 727-224	Takeoff	0 / 134
Philadelphia	Jun. 23, 1976	DC-9-31	Takeoff	0 / 106
Doha, Qatar	May. 14, 1979	Boeing 727-2D3	Landing	45 / 64
New Orleans	July. 9, 1982	B-727 (Pan Am 759)	Takeoff	152 / 161
Dallas Fort Worth	Aug. 2, 1985	L-1011-1	Landing	135 / 163
Charlotte N.C	July. 2, 1994	DC-9-31	Landing	37 / 57

مولفه‌های باد وارد شده بر هواپیما در هنگام مواجهه آن با دان‌پرست بدست می‌آید. سپس با استفاده از روش انرژی، کاهش عملکرد هواپیما در چنین محیط‌هایی مورد بحث و بررسی قرار می‌گیرد. سپس مدلی جهت شبیه‌سازی طولی سه درجه آزادی آن ارائه شده و درستی آن بررسی می‌گردد. در نهایت نیز با استفاده از مدل ارائه شده به بررسی استراتژی‌های مناسب برای نشست هواپیما در شرایط دان‌پرست پرداخته شده است.

### تخمین مدل باد با استفاده از داده‌های FDR

قبل از ساخت دستگاه‌های ثبت داده‌های پروازی کارشناسان بررسی سوانح هوایی با مشکلات زیادی جهت بررسی اینگونه سوانح روبرو بودند و تنها منبع قابل استفاده به‌وسیله آنها در یافتن علت سوانح، انجام آزمایشات مختلف بر روی قطعات به‌جای مانده از هواپیما، بکارگیری اطلاعات هواشناسی مربوط به زمان وقوع و در نهایت گفتگو با شاهدان و افرادی بود که آسیب ندیدند.

با ارائه اولین نمونه از دستگاه‌های ثبت داده‌های پروازی توسط دکتر دیوید وارن<sup>۱۴</sup> در سال ۱۹۵۷ میلادی، گام بزرگی در بررسی سوانح هوایی برداشته شد. ثبت کننده‌های اولیه داده‌های پروازی تنها قادر به ذخیره پارامترهای محدودی همچون سرعت، ارتفاع، شتاب عمودی و زاویه سمت بودند. اما این داده‌ها به تنهایی برای شبیه‌سازی کامل حالات مختلف هواپیما درحین پرواز کافی نبود. بنابراین قوانین جدیدی توسط سازمان‌های مرتبط با بحث ایمنی هوایی برای دستگاه‌های ثبت داده‌های پروازی نصب شده بر روی هواپیماها، وضع گردید. از جمله این قوانین می‌توان به اجباری شدن نصب ثبت کننده‌های دیجیتال داده‌های پروازی بر روی کلیه هواپیماهای پهن پیکری که بعد از سال ۱۹۶۹ میلادی گواهینامه‌های پروازی لازم را دریافت خواهند کرد، اشاره نماییم.

حال می‌توان با توجه به مجموعه داده‌های گسترده و زیاد ذخیره شده به‌وسیله ثبت کننده‌های دیجیتال داده‌های پروازی، همچنین داده‌های ثبت شده توسط رادارهای کنترل ترافیک هوایی و اطلاعات عملکردی هواپیما، به تخمین مولفه‌های باد تجربه شده به‌وسیله

ممکن است دان‌پرست در نزدیکی هسته‌های طوفانی سطح زمین و همراه با باران شدید اتفاق بیفتد (دان‌پرست مرطوب) و یا در بعضی موارد زمانی که هوا خشک است در ویرجیا<sup>۱۵</sup> و در زیر هسته‌های طوفانی تشکیل گردد (دان‌پرست خشک). دان‌پرست‌ها بر اساس فاصله فوران باد<sup>۱۶</sup> به دو نوع میکروپرست<sup>۱۷</sup> و ماکروپرست<sup>۱۸</sup> تقسیم می‌شوند. از زمان اولین سانحه به‌وقوع پیوسته در اثر دان‌پرست (سال ۱۹۵۶)، حداقل هشت مورد سانحه دیگر ناشی از دان‌پرست، اتفاق افتاده است. لیستی از سوانح و حوادث بوجود آمده ناشی از دان‌پرست در جدول ۱ آورده شده است.

پیش از این و در بعضی از حوادث ایجاد شده در اثر "آشفستگی در آسمان فاقد ابر"، داده‌های ضبط شده توسط ثبت کننده‌های دیجیتال داده‌های پروازی<sup>۱۹</sup> به همراه داده‌های ثبت شده توسط رادارهای کنترل ترافیک هوایی، به منظور استخراج مولفه‌های باد ناشی از توربولانس مورد استفاده قرار گرفته‌اند. وینگرو<sup>۲۰</sup> و بیچ<sup>۲۱</sup> تخمینی از مولفه‌های باد را فراهم آورده‌اند که در بررسی مقدماتی سانحه هواپیمای L-1011-1 شرکت هواپیمایی Delta، که درحین نشست در فرودگاه دالاس/ فرت ورث<sup>۲۲</sup> اتفاق افتاده، مورد استفاده قرار گرفته است. بررسی دان‌پرست مربوط به این سانحه توسط فوجیتا<sup>۲۳</sup> انجام شده است. باید خاطر نشان کرد، تنها در دو مورد از سوانح ذکر شده در جدول ۱، هواپیمای سانحه دیده مجهز به ثبت کننده دیجیتال داده‌های پروازی بوده است. یکی از این موارد سانحه اتفاق افتاده برای یک فروند هواپیمای L-1011-1 در سال ۱۹۸۵ می‌باشد که درحین فرود در فرودگاه دالاس/ فرت ورث بوقوع پیوسته است. سانحه دوم در سال ۱۹۹۴ و در فرودگاه چارلوت<sup>۲۴</sup> برای یک هواپیمای DC-9-31 که قصد انصراف از نشست را داشته است، اتفاق افتاده است. بنابراین عدم وجود اطلاعات کافی باعث ایجاد محدودیت در بررسی سوانح اتفاق افتاده در اثر دان‌پرست شده است.

در این مقاله به بررسی علمی دو سانحه هوایی ناشی از دان‌پرست که در آن هواپیمای سانحه دیده مجهز به ثبت کننده دیجیتال داده‌های پروازی بوده (دو سانحه ذکر شده در پاراگراف قبل)، پرداخته شده است. در ابتدا با استفاده از معادلات سینماتیکی حرکت، تخمینی از

در سه جهت  $x$  (شمال جغرافیایی)،  $y$  (شرق) و  $h$  (عمود بر سطح زمین و رو به بالا)، بایستی بردارهای موجود در رابطه ۲ بر حسب مولفه‌های آنها در این سه جهت بیان گردد. پس از تجزیه این بردارها، معادلات حاصل بصورت زیر خواهد بود:

$$W_x = \dot{x} - V_x \quad (۳)$$

$$W_y = \dot{y} - V_y \quad \text{ادامه}$$

$$W_h = \dot{h} - V_h$$

همانطور که مشاهده می‌شود مولفه سرعت باد در هر جهت به صورت اختلاف مولفه سرعت هواپیما در دستگاه مختصات زمینی و دستگاه مختصات باد در همان جهت، بیان می‌گردد.

مولفه‌های سرعت هواپیما نسبت به زمین  $(\dot{x}, \dot{y})$  و  $\dot{h}$  با انتگرال‌گیری از مولفه‌های شتاب هواپیما نسبت به زمین  $(\ddot{x}, \ddot{y})$  و  $\ddot{h}$  به دست می‌آیند. بدین منظور مولفه‌های شتاب هواپیما در دستگاه مختصات زمینی بر حسب مولفه‌های شتاب هواپیما در دستگاه مختصات بدنی و زوایای اوپلر بیان شده و سپس با یکبار انتگرال‌گیری از این شتاب‌ها، سرعت‌های هواپیما در دستگاه مختصات زمینی به دست می‌آید (روابط ۴، ۵ و ۶).

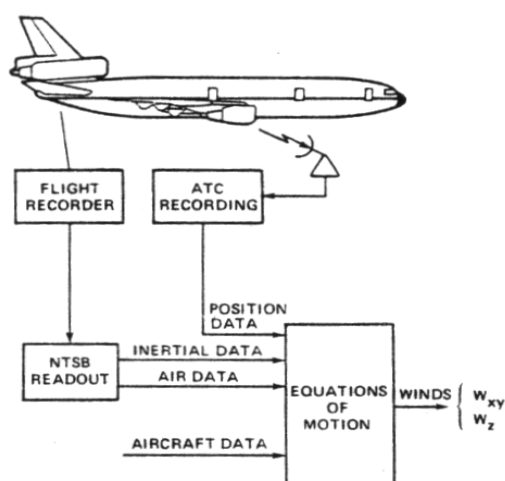
$$\begin{aligned} \ddot{x} &= a_x \cos\theta \cos\psi \\ &+ a_y (\sin\phi \sin\theta \cos\psi - \cos\phi \sin\psi) \\ &+ a_z (\cos\phi \sin\theta \cos\psi + \sin\phi \sin\psi) \end{aligned} \quad (۴)$$

$$\begin{aligned} \ddot{y} &= a_x \cos\theta \sin\psi \\ &+ a_y (\sin\phi \sin\theta \sin\psi + \cos\phi \cos\psi) \\ &+ a_z (\cos\phi \sin\theta \sin\psi - \sin\phi \cos\psi) \end{aligned} \quad (۵)$$

$$\ddot{h} = a_x \sin\theta - (a_y \sin\phi + a_z \cos\phi) \cos\theta - g \quad (۶)$$

در روابط ۴، ۵ و ۶،  $a_x$ ،  $a_y$  و  $a_z$  شتاب‌های هواپیما در دستگاه مختصات بدنی بوده و  $\psi$ ،  $\theta$  و  $\phi$  نیز زوایای اوپلر مربوط به دستگاه مختصات بدنی می‌باشند که در

هواپیما در طول مسیر پرواز پرداخت. چگونگی این روند به صورت بلوک دیاگرام در شکل (۲) نشان داده شده است. حال به تخمین مولفه‌های باد وارد شده بر دو هواپیما که تحت توربولانس‌های شدید جوی قرار گرفته‌اند می‌پردازیم. باید یادآور شد که روش به کار رفته در انجام این کار بر مبنای روابط سینماتیکی مربوط به اجسام صلب می‌باشد. در ادامه به ارائه و بررسی این روابط خواهیم پرداخت.



شکل ۲- روند تخمین مولفه‌های باد وارد شده بر هواپیما

در ابتدا به تعریف بردار باد ( $W$ ) می‌پردازیم. همانطور که می‌دانیم بردار سرعت هواپیما نسبت به زمین ( $V_I$ ) را می‌توان به صورت حاصل جمع بردار سرعت حقیقی<sup>۱۵</sup> هواپیما نسبت به جریان هوا ( $V$ ) و بردار باد در نظر گرفت (رابطه ۱).

$$V_I = V + W \quad (۱)$$

بنابراین بردار باد مطابق رابطه ۲ برابر است با:

$$W = V_I - V \quad (۲)$$

سرعت هواپیما نسبت به جریان هوا همان سرعت هواپیما در دستگاه مختصات باد بوده که با استفاده از لوله پیتوت اندازه‌گیری شده و توسط دستگاه ثبت داده‌های پروازی ذخیره می‌گردد. این سرعت با استفاده از روابطی خاص به سرعت حقیقی تبدیل و در رابطه ۷ مورد استفاده قرار می‌گیرد. جهت به دست آوردن مولفه‌های سرعت باد

که در رابطه ۹،  $C_W = \frac{W}{qS}$  ضریب وزنی،  $C_{y\beta}$  و  $C_{y\delta_r}$  تغییرات ضریب نیروی جانبی با زاویه سرش جانبی و زاویه سکان عمودی و  $\delta_r$  زاویه سکان عمودی می‌باشد.

در اینجا به منظور به‌دست آوردن زاویه حمله و جایگزینی آن در رابطه ۸ از دو روش مختلف استفاده شده است. روش اول جهت تعیین زاویه حمله هواپیمای L-1011-1 (هواپیمای سانحه دیده در فرودگاه دالاس / فرت ورث) مورد استفاده قرار گرفته است. در این روش، زاویه حمله اندازه‌گیری شده به‌وسیله وین<sup>۱۶</sup> هواپیما توسط رابطه ۱۰ کالیبره شده و زاویه حمله حقیقی را نتیجه می‌دهد.

$$\alpha = 0.535\alpha_{vane} + 3.72^\circ \quad (10)$$

بایستی دقت کرد که این معادله تنها برای زاویه فلپ ۳۳ درجه (زاویه فلپ هواپیمای مذکور در هنگام نشست) صحیح و قابل استفاده می‌باشد. در روش دوم با توجه به اینکه هواپیمای DC-9-31 (که در چارلوت دچار سانحه شده) فاقد وین می‌باشد، زاویه حمله با توجه به منحنی برا  $(C_L - \alpha)$  و با استفاده از داده‌های ذخیره شده به‌وسیله دستگاه ثبت داده‌های پروازی محاسبه می‌گردد. روابط مربوطه ۱۱ در زیر ارائه شده است.

$$\begin{aligned} n_{zw} &= -a_z \cos \alpha + a_x \sin \alpha \\ C_L &= n_{zw} W / qS = n_{zw} C_W \\ \alpha &= (C_L / C_{L\alpha}) + \alpha_0 \end{aligned} \quad (11)$$

همانطور که می‌دانیم جهت حل رابطه ۱۱ باید از روش‌های عددی حل معادلات استفاده نمود. حال با داشتن مولفه‌های سرعت هواپیما در دستگاه مختصات زمینی و دستگاه مختصات باد، می‌توان مولفه‌های باد در سه جهت  $x$ ،  $y$  و  $h$  را بدست آورد. مولفه‌های سرعت باد محاسبه شده برای هواپیمای L-1011-1 و همچنین نمای برداری از این مولفه‌ها در شکل‌های ۳ تا ۶ رسم شده است. همچنین نمودار ضریب بار برای هواپیمای L-1011-1 در شکل ۷ نشان داده شده است.

حین پرواز توسط دستگاه ثبت داده‌های پروازی هواپیما ضبط و ذخیره می‌گردند.

همانطور که در روابط ۴، ۵ و ۶ مشخص است با دو بار انتگرال‌گیری از این روابط می‌توان مکان هواپیما در هر لحظه را بدست آورد. به‌منظور در نظر گرفتن تاثیر خطای مربوط به نشان‌دهنده‌های داخل کابین بر روی داده‌های ثبت شده توسط دستگاه ثبت داده‌های پروازی (و در نتیجه پاسخ‌های حاصل از انتگرال‌گیری) و پیدا کردن شرایط اولیه انتگرال‌گیری، بایستی مکان‌های حاصل از انتگرال‌گیری را با اطلاعات رادار کنترل ترافیک هوایی و همچنین ارتفاعات محاسبه شده از انتگرال‌گیری را با ارتفاعات ثبت شده توسط دستگاه ثبت داده‌های پروازی هواپیما، مطابقت دهیم. در این تحقیق به علت عدم دسترسی به اطلاعات مربوط به رادار کنترل ترافیک شرایط اولیه انتگرال‌گیری پس از مشورت با خلبانانی که با هواپیماهایی مشابه هواپیماهای سانحه دیده پرواز می‌کنند، در نظر گرفته شده است.

سرعت هواپیما در دستگاه مختصات باد با استفاده از زاویه مسیر پرواز ( $\gamma_a$ ) و زاویه سمت محور باد ( $\psi_w$ ) در سه جهت  $x$ ،  $y$  و  $h$  تجزیه شده و مولفه‌های آن ( $V_x$ ،  $V_y$  و  $V_h$ ) به‌صورت روابط ۷ بیان می‌گردد:

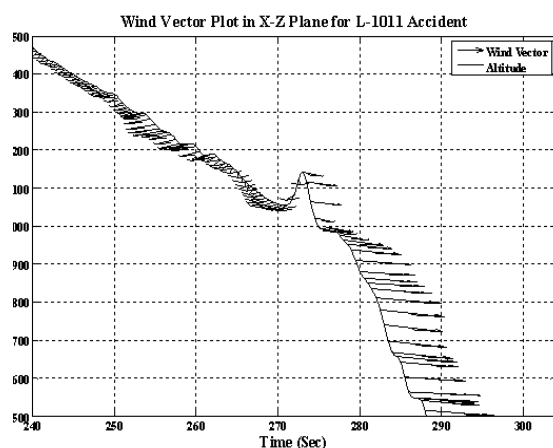
$$\begin{aligned} V_x &= V \cos \psi_w \cos \gamma_a \\ V_y &= V \sin \psi_w \cos \gamma_a \\ V_h &= V \sin \gamma_a \end{aligned} \quad (7)$$

زاویه سمت محور باد و زاویه مسیر پرواز نیز با استفاده از رابطه ۸ محاسبه می‌شوند:

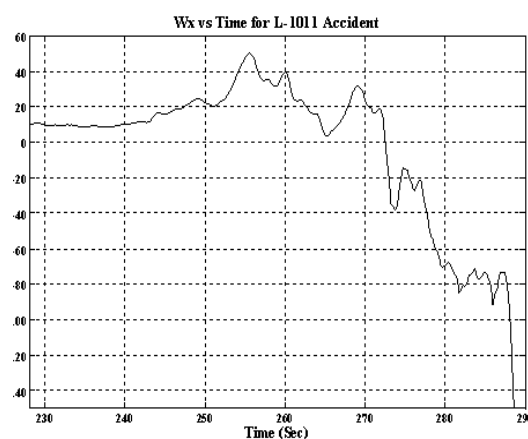
$$\begin{aligned} \tan(\psi_w - \psi) &= \frac{\sin \beta \cos \phi - \sin \alpha \cos \beta \sin \phi}{\cos \alpha \cos \beta \cos \theta + C \sin \theta} \\ \sin \gamma_a &= \cos \alpha \cos \beta \sin \theta - C \cos \theta \\ C &= \sin \alpha \cos \beta \cos \phi + \sin \beta \sin \phi \end{aligned} \quad (8)$$

در رابطه ۸ زاویه سرش جانبی با استفاده از رابطه زیر به‌دست می‌آید:

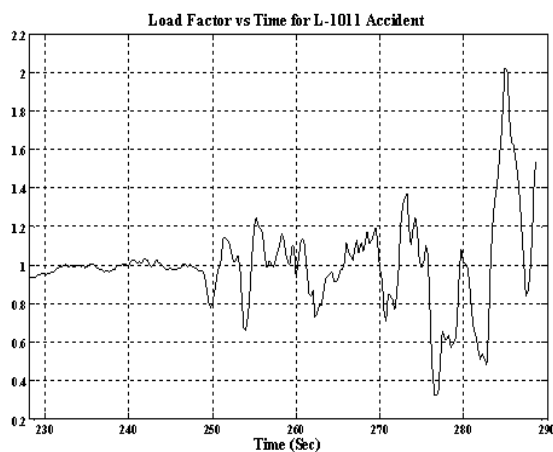
$$\beta = (1/C_{y\beta})(a_y C_W - C_{y\delta_r} \delta_r) \quad (9)$$



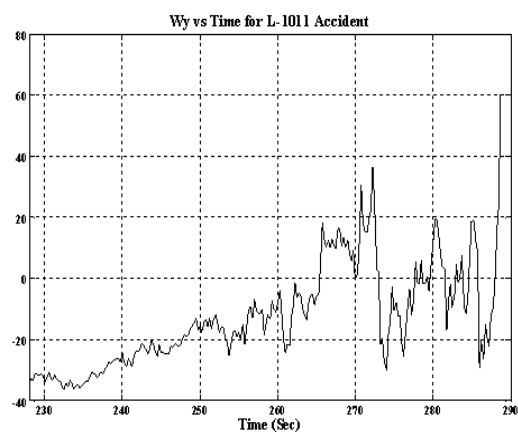
شکل ۶- نمایی از باد وارد شده بر هواپیمای L-1011 از نمای غربی هواپیما (۶۰ ثانیه آخر پرواز)



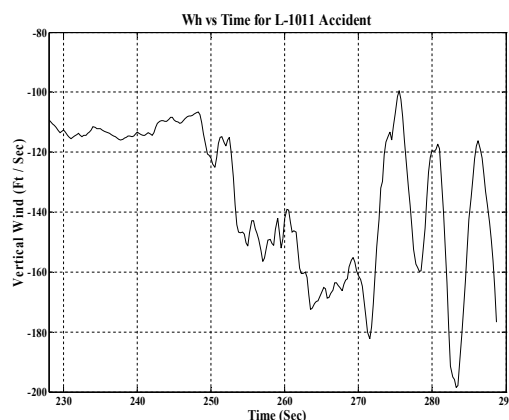
شکل ۳- مولفه باد وارده بر هواپیمای L-1011 در راستای محور  $X$



شکل ۷- ضریب بار وارد شده بر هواپیمای L-1011

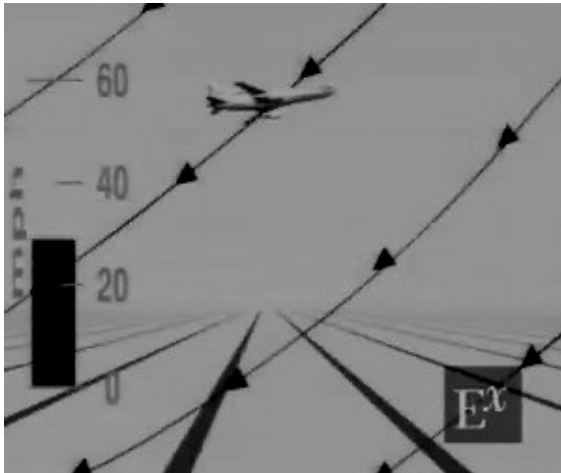


شکل ۴- مولفه باد وارده بر هواپیمای L-1011 در راستای محور  $Y$

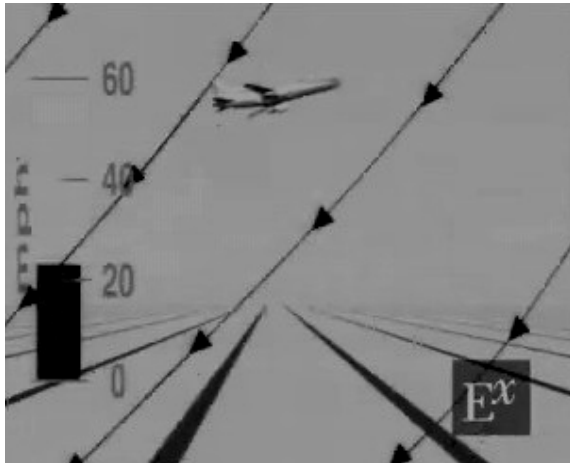


شکل ۵- مولفه باد وارده بر هواپیمای L-1011 در راستای محور  $h$

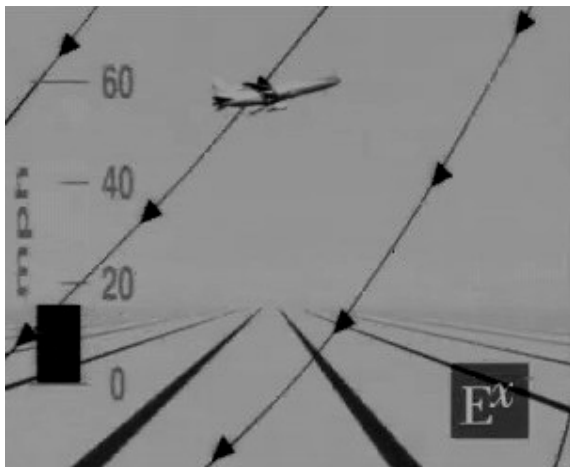
بررسی کاهش عملکرد هواپیما در توربولانس هر روزه هواپیماهای مسافربری در نقاط مختلف دنیا، بدون اتفاق افتادن هر گونه رویداد خاصی در میان بادهای و جریانات مختلف جوی در حال پرواز هستند. این توانایی هواپیماها بدان علت است که این بادهای نسبت به زمان و مکان تقریباً بدون تغییر بوده و علاوه بر این بادهای شدید غالباً در ارتفاع بالا (یعنی جایی که انحراف از مسیر پرواز به عنوان یک خطر جدی برای برخورد با زمین مطرح نیست) وجود دارند [۲۵]. اما هنگامی که بادهای شدید در نزدیکی زمین به صورت متغیر ظاهر می‌شوند (مثلاً در هنگام برخاستن و نشست) میزان خطر انحراف از مسیر پرواز که به وسیله باد ایجاد می‌شود بسیار بیشتر است. دان برست از جمله جریانات هوایی شدید و متغیری است



شکل ۱۰- افزایش باد از روبرو و سرعت هواپیما در دان‌پرست



شکل ۱۱- افزایش زاویه حمله هواپیما در دان‌پرست

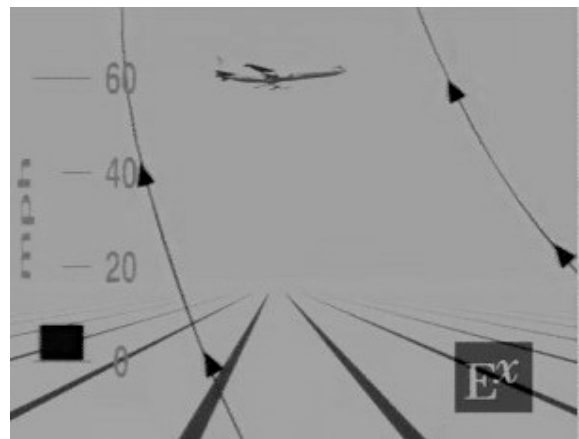


شکل ۱۲- کاهش باد از روبرو در دان‌پرست

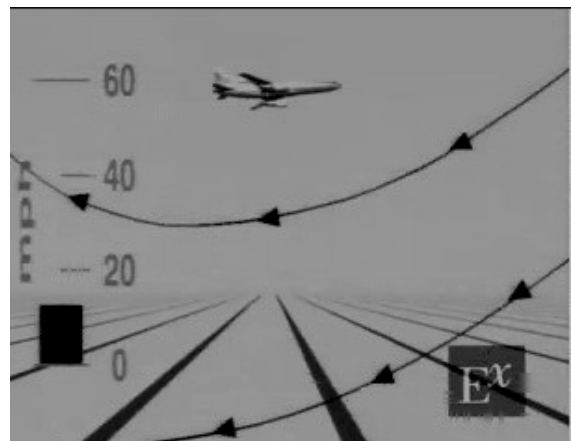
که هواپیماها در هنگام برخاستن و نشستن با آن روبرو می‌شوند (شکل‌های ۸ و ۹).

خطر اصلی دان‌پرست از آنجا ناشی می‌شود که باعث اشتباه خلبان در هدایت صحیح هواپیما می‌گردد. بدین ترتیب که با ورود هواپیما به دان‌پرست، با توجه به افزایش میزان باد از روبرو، بر سرعت هواپیما و زاویه حمله آن افزوده می‌شود (شکل‌های ۱۰ و ۱۱).

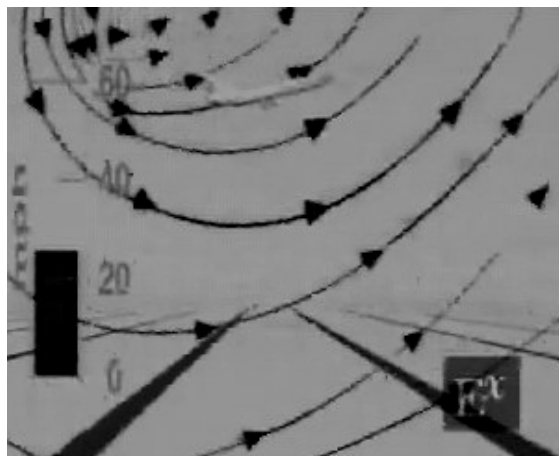
در چنین شرایطی خلبان خودبه‌خود و به‌صورت غیر ارادی تمایل دارد که تراست موتورها را کاهش دهد. این شرایط به‌منزله آتشی در زیر خاکستر برای هواپیما تلقی می‌گردد. زیرا به‌تدریج و با نفوذ بیشتر هواپیما به داخل این محیط، باد از روبرو کاهش می‌یابد (شکل ۱۲). اما پس از عبور هواپیما از مرکز دان‌پرست همه چیز به‌طور ناگهانی و در ظرف چندین ثانیه تغییر می‌کند (شکل ۱۳).



شکل ۸- مواجهه با دان‌پرست در هنگام نشستن



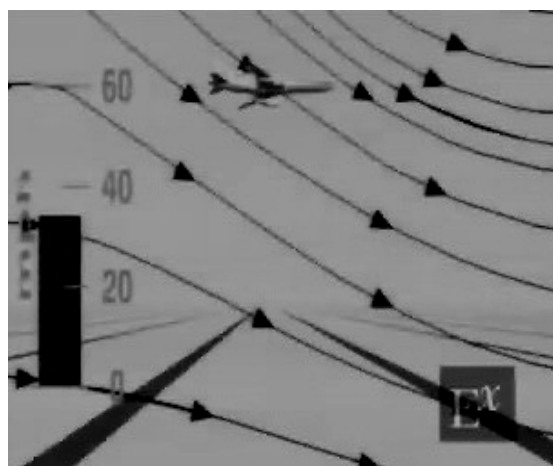
شکل ۹- جریان هوای شدید و متغیر در دان‌پرست



شکل ۱۵- قرار گرفتن هواپیما در باد از پشت و رو به پایین

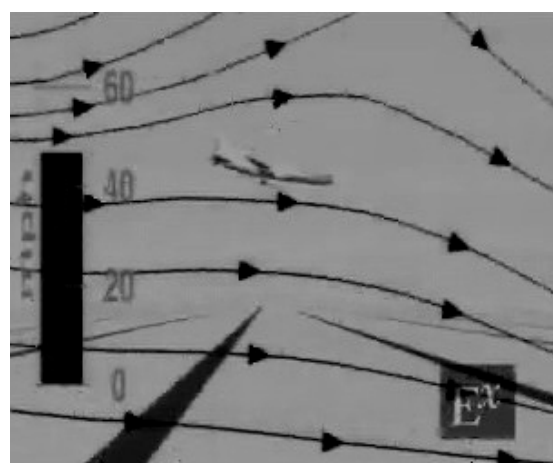


شکل ۱۳- عبور هواپیما از قسمت مرکزی دان برست

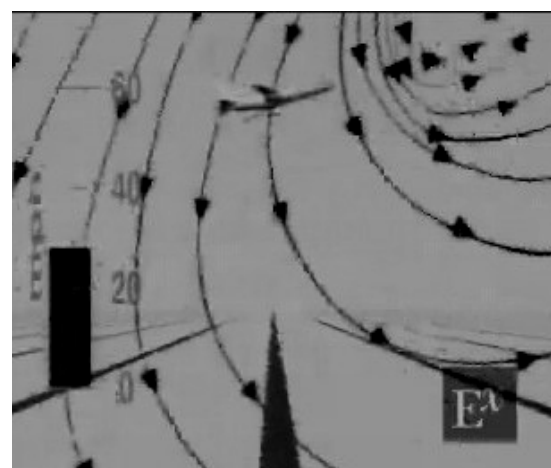


شکل ۱۶- مواجهه با جریان شدید باد از پشت و رو به پایین

در چنین وضعیتی هواپیما با جریان شدید باد رو به پایین و باد از پشت مواجه شده که از یک طرف ارتفاع آن را کاهش می‌دهد و از طرف دیگر باعث کاهش سرعت آن می‌گردد (شکل‌های ۱۴ تا ۱۷). این کاهش ارتفاع و سرعت به‌خصوص در هنگام نشست بسیار خطرناک بوده و مشکلات اساسی برای هواپیما در حفظ زاویه فرود و سرعت مناسب ایجاد می‌کند. در نهایت، این امکان نیز وجود دارد که در اثر کاهش ارتفاع شدید، هواپیما با سطح زمین برخورد نماید (شکل‌های ۱۸ و ۱۹).



شکل ۱۷- کاهش ارتفاع هواپیما در اثر مواجهه با باد شدید



شکل ۱۴- تغییر جهت باد از روبرو به باد از پشت و رو به پایین



بررسی، شبیه‌سازی و تحلیل سوانح هوایی ناشی از دان‌برست مبتنی بر داده‌های حاصل از FDR

انرژی در حقیقت برابر با مجموع انرژی جنبشی هواپیما (سرعت) و انرژی پتانسیل آن (ارتفاع) در واحد وزن می‌باشد (رابطه ۱۲).

$$h_e = h + (V^2/2g) \quad (12)$$

در نتیجه نرخ تغییرات انرژی هواپیما هنگامی که در معرض بادهای افقی و عمودی قرار می‌گیرد، مطابق رابطه ۱۳ برابر است با:

$$\dot{h}_e = \frac{(T-D)}{W} V - \left( \frac{\dot{W}_x}{g} - \frac{W_h}{V} \right) V \quad (13)$$

که در رابطه ۱۳،  $W$  وزن هواپیما در هر لحظه می‌باشد. جهت بی‌بعد کردن این رابطه طرفین آن را بر سرعت هواپیما تقسیم می‌کنیم. بنابراین رابطه ۱۴ را داریم:

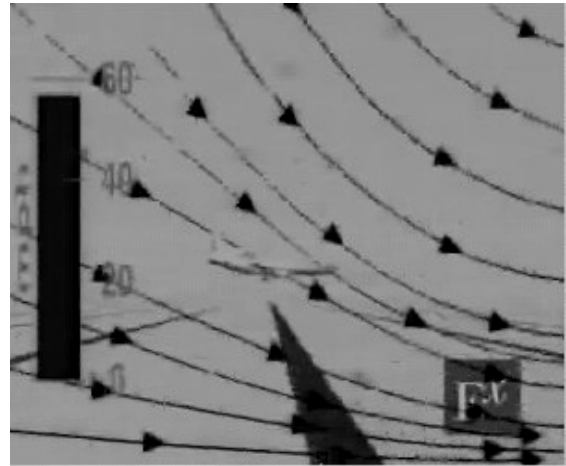
$$\frac{\dot{h}_e}{V} = \frac{(T-D)}{W} - \left( \frac{\dot{W}_x}{g} - \frac{W_h}{V} \right) \quad (14)$$

حال می‌توان  $F$  را به‌صورت رابطه ۱۵ تعریف کرد.

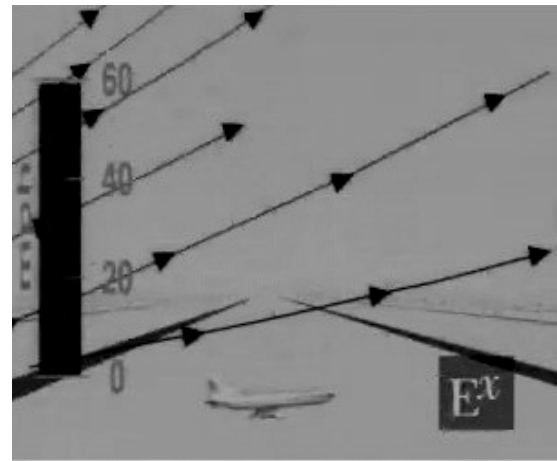
$$F = \frac{\dot{W}_x}{g} - \frac{W_h}{V} \quad (15)$$

در رابطه ۱۴ عبارت  $\left( \frac{\dot{W}_x}{g} - \frac{W_h}{V} \right)$  بیانگر کاهش عملکرد هواپیما (کاهش توانایی صعود و حفظ سرعت آن) در هنگام مواجهه با دان‌برست بوده و اصطلاحاً فاکتور  $F$  نامیده می‌شود. این فاکتور به‌وسیله دو مولفه که یکی نشان‌دهنده تغییرات سرعت باد از روبرو ( $F_1$ ) بوده و دیگری سرعت باد رو به پایین ( $F_2$ ) را نشان می‌دهد، بیان می‌گردد. این دو مولفه در رابطه ۱۶ تعریف شده‌اند.

$$\begin{aligned} F_1 &= \dot{W}_x / g \\ F_2 &= -(W_h / V) \\ F &= F_1 + F_2 \end{aligned} \quad (16)$$



شکل ۱۸- ادامه کاهش ارتفاع هواپیما در اثر دان‌برست



شکل ۱۹- برخورد هواپیما با زمین در اثر دان‌برست

به‌منظور مشخص کردن خطرات ناشی از قیچی باد شاخصی به نام فاکتور  $F$  توسط بولز<sup>۱۷</sup> (مدیر پروژه باد برشی در موسسه لانگلی ناسا) در سال ۱۹۹۰ پیشنهاد گردید. این شاخص بیان‌کننده رفتار قیچی باد بوده و اصول آن بر اساس مکانیک پرواز و جریان شناخته شده پدیده قیچی باد پایه‌گذاری شده است. فاکتور  $F$  با یکی کردن پارامترهای اتمسفری و مقیاسی برای کارایی پرواز هواپیما، به گونه‌ای که مواجه شدن با زوال مسیر پرواز را پیش‌بینی کند، تعیین می‌گردد. مفهومی که در به‌دست آوردن این شاخص به‌کار می‌رود استفاده از انرژی کل هواپیما و نرخ تغییرات آن است. طریقه به‌دست آوردن فاکتور  $F$  در زیر توضیح داده شده است.

جهت ارزیابی کمی عملکرد هواپیما در شرایط دان‌برست کمیتی بنام ارتفاع انرژی ( $h_e$ ) که بیانگر انرژی هواپیما در واحد وزن می‌باشد، تعریف می‌گردد. ارتفاع

### شبیه‌سازی سه درجه آزادی طولی

در این قسمت با استفاده از شبیه‌سازی پروازی به تایید مدل آیرودینامیکی در نظر گرفته شده برای دو هواپیمای مورد بررسی می‌پردازیم. بدین منظور دقت مدل شبیه سازی شده برای هواپیما، از طریق مقایسه پاسخ هواپیما به مولفه‌های باد و ورودی‌های کنترلی ثبت شده با خروجی‌های ذخیره شده توسط دستگاه ثبت داده‌های پروازی، مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. در این شبیه‌سازی هواپیما را به صورت یک جسم صلب در نظر می‌گیریم. معادلات طولی و خطی شده هواپیما به صورت روابط ۱۷ تا ۲۰ بیان می‌گردند:

$$\dot{U} = (1/m)X - g \sin \theta - qW \quad (17)$$

$$\dot{W} = (-1/m)Z + g \cos \theta + qU \quad (18)$$

$$\dot{q} = M/I_{yy} \quad (19)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (20)$$

در روابط ۱۷ و ۱۸،  $U$  و  $W$  سرعت‌های هواپیما در دستگاه مختصات بدنی،  $\theta$  زاویه پیچ و  $q$  نرخ پیچ می‌باشد. با جایگزینی  $C_L$ ،  $C_D$  و  $C_m$  به جای  $X$ ،  $Z$  و  $M$  روابط ۲۱ تا ۲۴ به دست می‌آید:

$$\dot{U} = (1/m)[(C_L \sin \alpha - C_D \cos \alpha) \bar{q} s + X_T] - g \sin \theta - qW \quad (21)$$

$$\dot{W} = (-1/m)[(C_L \cos \alpha + C_D \sin \alpha) \bar{q} s + Z_T] + g \cos \theta + qU \quad (22)$$

$$\dot{q} = (C_m \bar{q} S \bar{c} + M_T)/I_{yy} \quad (23)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (24)$$

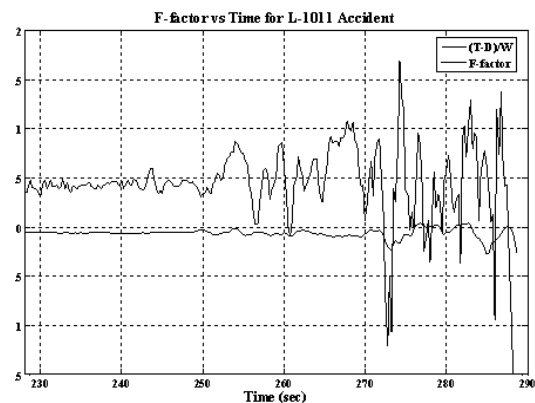
که ضرایب آیرودینامیکی نیز با توجه به روابط ۲۵ تا ۲۷ محاسبه می‌شوند.

$$C_L = C_{L_\alpha} (\alpha - \alpha_0) + C_{L_{\delta_H}} \delta_{H_{total}} + C_{L_q} (\hat{q} + \hat{q}_g) + C_{L_{\dot{\alpha}}} \hat{\alpha} \quad (25)$$

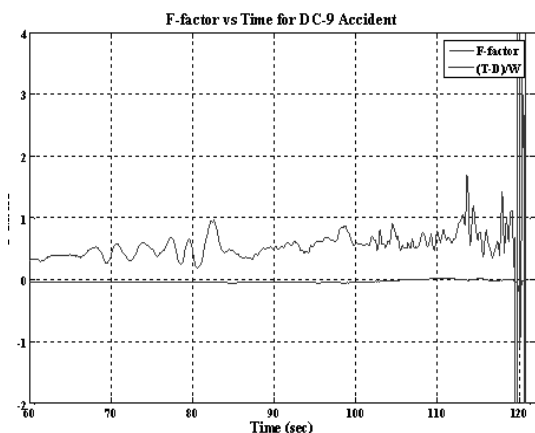
$$C_L = C_{L_\alpha} (\alpha - \alpha_0) + C_{L_{\delta_H}} \delta_{H_{total}} + C_{L_q} (\hat{q} + \hat{q}_g) + C_{L_{\dot{\alpha}}} \hat{\alpha} \quad (26)$$

با استفاده از رابطه ۱۴ مشاهده می‌شود که هر چه فاکتور  $F$  بیشتر باشد، محدودیت عملکرد هواپیما در هنگام صعود بیشتر است. زمانی که این فاکتور در یک بازه زمانی معین از مقدار مشخصی بیشتر شود (مثلاً  $(T-D)/W < F$ ) هواپیما دیگر قادر به حفظ انرژی مورد نیاز برای تکمیل ایمن نشست و یا برخاست نمی‌باشد و بنابراین دچار سانحه خواهد شد.

فاکتور  $F$  محاسبه شده برای هر دو سانحه مورد بحث در شکل‌های ۲۰ و ۲۱ رسم شده است. همانطوری که در این شکل‌ها مشاهده می‌گردد، در هر دو مورد مقدار فاکتور  $F$  بیشتر از  $(T-D)/W$  می‌باشد و بنابراین شرایط محیطی به گونه‌ای پیش رفته که منجر به وقوع سانحه شده است.



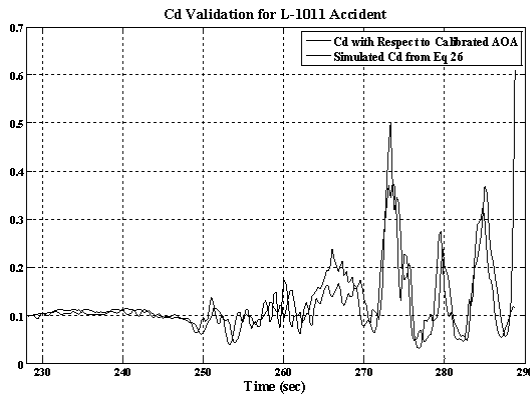
شکل ۲۰- فاکتور F محاسبه شده برای هواپیمای L-1011



شکل ۲۱- فاکتور F محاسبه شده برای هواپیمای DC-9

بررسی، شبیه‌سازی و تحلیل سوانح هوایی ناشی از دان‌پرست مبتنی بر داده‌های حاصل از FDR

شکل ۲۲- مقایسه ضریب برآی حاصل از شبیه سازی و دستگاه ثبت داده‌های پروازی (هوایمای L-1011)



شکل ۲۴- مقایسه ضریب پسی حاصل از شبیه سازی و دستگاه ثبت داده‌های پروازی (هوایمای L-1011)

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{W + W_x \sin \theta - W_h \cos \theta}{U + W_x \cos \theta + W_h \sin \theta} \quad (28)$$

$$V = \left[ \frac{(W + W_x \sin \theta + W_h \cos \theta)^2}{+(U + W_x \cos \theta - W_h \sin \theta)^2} \right]^{1/2} \quad (29)$$

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (30)$$

$$q_g = \frac{dW_h}{dx} = \frac{\dot{W}_h}{V_x} \quad (31)$$

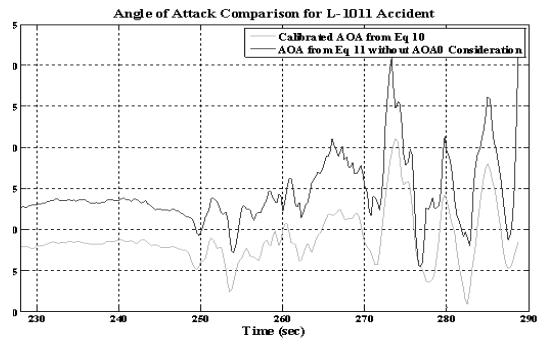
حال می‌توانیم با انتگرال‌گیری از این معادلات، مسیر پرواز هوایمما را شبیه‌سازی نماییم. با توجه به تفاوت اندک میان پارامترهای حاصل از شبیه‌سازی و مقادیر ثبت شده به‌وسیله دستگاه ثبت داده‌های پروازی، صحت مدل در نظر گرفته شده تایید شده و قادر خواهیم بود تا با استفاده از آن به بررسی استراتژی‌های مختلف پروازی بپردازیم. به‌عنوان نمونه، مقایسه نتایج حاصل از شبیه‌سازی ضرایب برا و پسا با مقادیر بدست آمده از داده‌های ذخیره شده به‌وسیله دستگاه ثبت داده‌های پروازی، در شکل‌های ۲۳ و ۲۴ ارائه شده است.

### استراتژی‌های مختلف انصراف از نشست

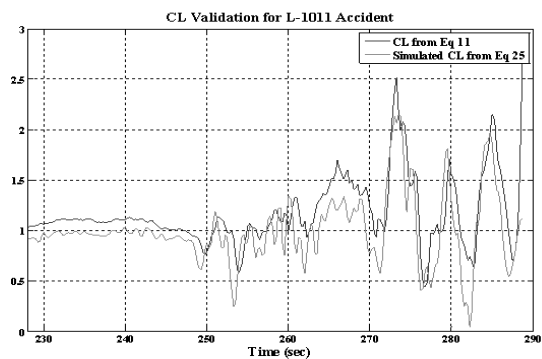
در بعضی از استراتژی‌های انصراف از نشست، نمایش مدل باد (در اینجا دان‌پرست) به‌کمک جریان پتانسیل انجام می‌شود. اما در روش‌هایی که بر اساس جریان پتانسیل پایه‌گذاری می‌گردند، معمولاً الگوی مناسبی برای

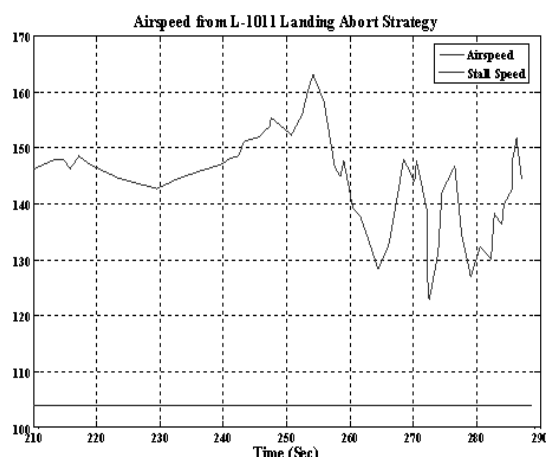
$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_q} (\hat{q} + \hat{q}_g) + C_{m_{\delta_H}} \delta_{H_{total}} + C_{m_{\delta_e}} \delta_e \quad (27)$$

همانطور که در رابطه ۲۵ مشاهده می‌گردد جهت به‌دست آوردن ضریب برا به زاویه حمله‌ای که ضریب برا در آن برابر با صفر است، نیاز داریم. از آنجایی که مرجعی جهت دستیابی به این زاویه حمله در اختیار محقق قرار نداشت، مقدار این زاویه با توجه به اختلاف زاویه حمله به‌دست آمده از روابط ۱۰ و ۱۱ محاسبه گردید. زاویه حمله کالیبره شده (رابطه ۱۰) و زاویه حمله حاصل از منحنی برا (معادله ۱۱) در شکل ۲۲ نشان داده شده‌اند. همانگونه که در شکل ۲۲ دیده می‌شود، اختلاف زوایای حمله محاسبه شده در حدود ۵ درجه می‌باشد. بنابراین مقدار ۵- درجه به عنوان زاویه حمله‌ای که ضریب برا در آن برابر صفر است، در نظر گرفته می‌شود. زاویه حمله، سرعت و فشار دینامیکی ناشی از سرعت هوایمما و مولفه‌های باد که در روابط ۲۱ تا ۲۷ مورد استفاده قرار می‌گیرند، با توجه به روابط ۲۸ تا ۳۱ محاسبه می‌گردند.



شکل ۲۲- مقایسه زاویه حمله کالیبره شده و زاویه حمله حاصل از منحنی برا (هوایمای L-1011)





شکل ۲۶- سرعت حاصل از بررسی استراتژی پیشنهادی برای انصراف از نشستن هواپیمای L-1011

### نتیجه‌گیری

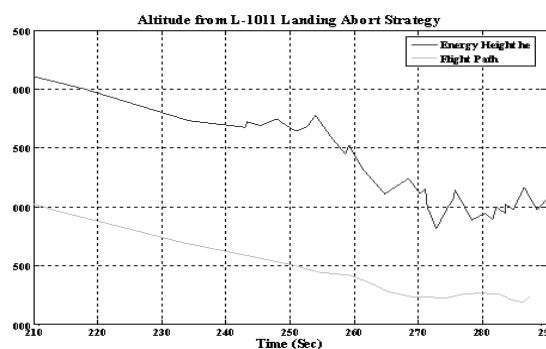
در این مقاله به بررسی دو سانحه هوایی ناشی از دان‌برست پرداخته شد. در ابتدا با استفاده از داده‌های دستگاه ثبت داده های پروازی هواپیما، مولفه‌های باد وارد شده بر آن در حین عبور از دان‌برست به‌دست آمد و به‌صورت برداری رسم گردید. همانطور که مشاهده شد، در چنین شرایطی هواپیما در ابتدا با باد از روبرو مواجه شده که ظرف چندین ثانیه تبدیل به جریان‌های شدیدی به‌صورت باد از پشت می‌گردد. بنابراین این شرایط فرصت عکس‌العمل سریع را از خلبان گرفته و می‌تواند منجر به وقوع سانحه گردد.

در این مقاله با استفاده از متغیری به‌نام فاکتور  $F$  به تحلیل کمی اثر مخرب دان‌برست بر عملکرد هواپیما پرداخته شد. همانطور که در نمودارها مشاهده شد، هواپیما فاقد انرژی لازم در حین عبور آن از دان‌برست می‌باشد. در نتیجه انرژی آن کمتر از مقدار انرژی مورد نیاز برای تکمیل ایمن فاز نشست بوده و این منجر به بروز سانحه و سقوط هواپیما شده است.

پس از بررسی استراتژی‌های مختلف انصراف از نشست به این نتیجه رسیدیم که بهترین کار جهت جلوگیری از بروز سانحه برای هواپیماهای مورد بحث، ثابت نگه‌داشتن زاویه پیچ به همراه استفاده از بیشترین قدرت موتورها بوده است.

مدل‌سازی گردابه‌های دنباله‌دار در نظر گرفته نمی‌شود. با توجه به اینکه گردابه‌های دنباله‌دار نقش مهمی را در بروز سانحه هواپیمای L-1011 ایفا کرده‌اند، استفاده از مدل جریان پتانسیل برای این سانحه کار قابل قبولی نمی‌باشد. برایسون<sup>۱۸</sup> و زاو<sup>۱۹</sup> در سال ۱۹۸۷ سیستم کنترلی را پیشنهاد کردند که عبور ایمن هواپیمای بوئینگ ۷۲۷ را از میان دان‌برست‌های شدید ممکن می‌ساخت. این استراتژی شامل ترکیبی از ماکزیمم تراست به همراه فیدبک مربوط به ثابت نگه‌داشتن نرخ صعود بود. آنها با موفقیت استراتژی کمپانی بوئینگ درباره عبور از دان‌برست را مورد استفاده قرار دادند. این استراتژی، نگه‌داشتن زاویه پیچ ۱۵ درجه در حین عبور هواپیمای بوئینگ ۷۲۷ از میان دان‌برست را پیشنهاد می‌کند.

در اینجا استراتژی‌های مختلفی برای عبور دو هواپیمای ذکر شده از میان دان‌برست مورد بررسی قرار گرفته است. بایستی یادآور شد که مولفه‌های باد وارد شده بر هواپیما همان نتایج بدست آمده در این مقاله در نظر گرفته شده‌اند. با توجه به استراتژی‌های بررسی شده به این نتیجه رسیدیم بهترین روش برای عبور از میان دان‌برست ثابت نگه‌داشتن زاویه پیچ و استفاده از ماکزیمم قدرت موتور می‌باشد. با توجه به اختلاف سرعت هواپیما با سرعت استال، بهترین نتیجه برای سوانح اتفاق افتاده در دالاس فرت فرث و چارلوت زمانی حاصل می‌شود که هواپیما با زاویه پیچ ۱۲ درجه و با ماکزیمم تراست از میان دان‌برست عبور نماید. نمودارهای ارتفاع و سرعت به‌دست آمده از شبیه‌سازی استراتژی پیشنهادی برای هواپیمای L-1011-1 در شکل‌های ۲۵ و ۲۶ رسم شده است.



شکل ۲۵- ارتفاع حاصل از بررسی استراتژی پیشنهادی برای انصراف از نشستن هواپیمای L-1011

- [8] National transportation safety board, "Aircraft accident report-flight into terrain during missed approach- using flight 1016-DC-9-31, N954VJ" NTSB publications, Washington, 1995.
- [9] National transportation safety board, "Aircraft accident report-Delta airlines", 1985, NTSB Publications, Washington, 1987.
- [10] Douglas aircraft company, "DC-9 Airplane characteristics for airport planning", Boeing commercial airplane group, 1984.  
Available:  
<http://www.boeing.com/commercial/airports/dc9.htm> [26 May 2007]
- [11] Stanford university, "High lift systems-introduction"  
Available:  
<http://adg.stanford.edu/aa241/highlift/highliftintro.html> [26 May 2007]
- [12] Air disaster website, "Accident photo gallery, USAir Flight 1016"  
Available:  
<http://www.airdisaster.com/photos/us1016/photo.shtml> [26 May 2007]
- [13] Hales, Ryan, "Photo of McDonnell Douglas DC-9-31 N954VJ",  
Available:  
**Error! Hyperlink reference not valid.**
- [14] E., Trum, collection, "Photo of Lockheed L-1011 TriStar 1 N726DA",  
Available:  
<http://aviation-safety.net/photos/displayphoto.php?id=19850802>
- [15] Defense science and technology organization, "Dave Warren-inventor of the black box flight recorder",  
Available:  
<http://www.dsto.defence.gov.au/page/3383>
- [16] Wikimedia foundation incorporation, "Flight Data Recorder",  
Available:  
[http://en.wikipedia.org/wiki/Flight\\_data\\_recorder#History](http://en.wikipedia.org/wiki/Flight_data_recorder#History)
- [17] Lednicer, David, "The incomplete guide to airfoil usage",  
Available:  
<http://www.ae.uiuc.edu/m-selig/ads/aircraft.html>

## پی‌نوشت

- ۱- CAT = Clear Air Turbulence
- ۲- Windshear
- ۳- Incident
- ۴- Virga
- ۵- Outburst wind
- ۶- Microburst
- ۷- Macrobust
- ۸- Digital Flight Data Recorder
- ۹- Wingrove
- ۱۰- Bach
- ۱۱- Dallas/Fort Worth
- ۱۲- Fujita
- ۱۳- Charlotte
- ۱۴- Dr. David Warren
- ۱۵- True airspeed
- ۱۶- Vane
- ۱۷- Bowles
- ۱۸- Bryson
- ۱۹- Zhao

## مراجع و منابع

- [1] Bach, R.E., Wingrove, R.C., "Analysis of windshear from airline flight data", J. of Aircraft, Vol. 26, No. 2, 1989, pp. 103-109.
- [2] Parks, E.K., Wingrove R.C., Bach, R.E., Mehta, R.S., "Identification of vortex-induced clear air turbulence using airline flight records", J. of Aircraft, Vol. 22, No. 2, 1985, pp. 124-129.
- [3] Shen, J., Parks, E., K., Bach, R., E., "Comprehensive analysis of two downburst-related aircraft accidents" J. of Aircraft, Vol. 33, No. 5, 1996, pp. 924-930.
- [4] Blakelock, J.H., "Automatic control of aircraft and Missiles", 2nd ed., John Wiley & Sons, 1991.
- [5] Roskam, J., "Airplane flight dynamics and automatic flight controls", 2nd ed., Roskam aviation and engineering corporation, Kansas, 1979.
- [6] Raymer, D., P., "Aircraft design: a conceptual approach", 3rd ed., AIAA Education series, Virginia, 1999.
- [7] Jackson, P., "Jane's all the world's aircraft", 2nd ed., Jane's information group, 1977-78.

- [18] Flight Safety Foundation, "Accidents description database",  
Available:  
<http://aviation-safety.net/database/record.php?id=19560624-0>
- [19] NASA langley research center, "Chapter 5 - the best that we can do - taming the microburst windshear",  
Available:  
<http://oea.larc.nasa.gov/trailblazer/SP-4216/chapter5/ch5.html>
- [20] Marine, Waypoints, "Wind scales",  
Available:  
<http://www.marinewaypoints.com/marine/wind.shtml>
- [21] Caracena, Fernando, "Forecasting microbursts & downbursts",  
Available: [http://www-frd.fsl.noaa.gov/mab/microburst/micro\\_course.html#C12](http://www-frd.fsl.noaa.gov/mab/microburst/micro_course.html#C12)
- [22] Marshall, Jacque, "Storms: analyzing and predicting Mesoscale weather",  
Available:  
<http://www.ucar.edu/communications/ucar25/storms.html>
- [23] Fred, H., Proctor, David, A., Hinton, Ronald, L., Bowles, "A windshear hazard index", Preprints of 9<sup>th</sup> Conference on Aviation, Orlando, Florida, 2000.
- [24] Philips, E., H., "Crash probe focuses on severe microburst", Aviation Week & Space Technology, Vol. 141, No. 13, 26 September 1994, pp. 30.
- [25]. Hahn, K., U., "Takeoff and landing in a downburst", J. of the aircraft, Vol. 24, No. 8, 1987, pp. 552-558.
- [26] National transportation safety board, "Cockpit voice recorders and flight data recorders", 2006.  
Available:  
[http://www.nts.gov/aviation/CVR\\_FDR.htm](http://www.nts.gov/aviation/CVR_FDR.htm)

[۲۷] صدرایی، محمد هاشم، " مکانیک پرواز "، انتشارات دانشگاه امام حسین، ۱۳۷۷.

[۲۸] رنجبر، محمدعلی و مرادی، امرا...، " تعیین شاخص‌های خطر هواپیما در برابر پدیده ویندشیر "، سومین همایش ایمنی هوانوردی، ۲۶-۲۷ آذر ۱۳۸۴.

[۲۹] رنجبر، محمدعلی و مرادی، امرا...، "تاثیرات ویندشیر بر ایمنی پرواز "، سومین همایش ایمنی هوانوردی، ۲۶-۲۷ آذر ۱۳۸۴.