

## بررسی عددی عملکرد یک هواپیمای آموزشی در شرایط اسپین توسعه یافته

مجتبی دهقان منشادی<sup>۱</sup>، علی گلستانی<sup>۲</sup>، محمد حسین زینلی<sup>۳</sup>

۱ استاد، مهندسی هوافضا، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین شهر، mdmanshadi@mut-es.ac.ir

۲ دکتری، مهندسی هوافضا، شرکت هواپیما سازی ایران (هسا)، شاهین شهر

۳ کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین شهر

تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۰۲/۰۵

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۸/۱۲/۱۴

### چکیده

طراحی هواپیما بر اساس ملاحظات مربوط به اسپین یکی از مهمترین بخش های طراحی می باشد. خروج از اسپین نیازمند مهارت خلبان و عملکرد خوب مجموعه دم در زوایای حمله بالا می باشد. یکی از تست های مهم در طراحی پرنده ها، بررسی فیزیک اسپین پرنده و توانایی در خروج از آن می باشد. در این پژوهش شرایط اسپین هواپیمای آموزشی PC-21 در فاز اسپین توسعه یافته مورد مطالعه عددی و تئوری قرار گرفته و یافته های مطالعاتی با نتایج تست پروازی مقایسه شده است. اسپین هواپیمای مذکور از نوع چپگرد بوده و بیشینه زاویه انحراف رادر ۲۵ درجه می باشد. تئوری مسئله نشان می دهد که اسپین این پرنده در زاویه ۳۰ درجه رخ می دهد. این در حالی است که داده های تست پروازی و آنالیزهای عددی این تحقیق محدوده رخداد اسپین را در زوایای ۴۰ تا ۶۵ درجه نشان می دهد. در واقع این تحقیق توانایی روش های عددی در جریان سیال را در تخمین پدیده اسپین به خوبی نشان می دهد.

### واژگان کلیدی

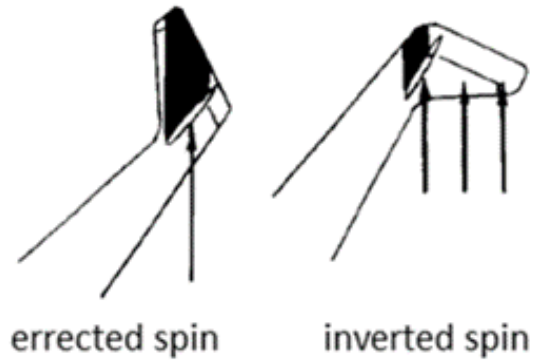
اسپین، توسعه یافته، رادر، هواپیمای آموزشی، روش عددی

### ۱. مقدمه

می بابد لذا بیشتر سوانح مرگبار ثبت شده از اسپین از نوع اسپین مستقیم بوده است. هرچند خروج از اسپین معکوس راحتتر است اما اهمیتش از آن روست که برای خلبان گیج شدگی بیشتر (تشخیص سخت تر) به خاطر خلاف جهت بودن ممان های رول و یاو اعمالی بر هواپیما دارد (شکل ۱) [۲]. در اسپین مستقیم ممان های رول و یاو اعمالی بر پرنده هم جهت و در اسپین معکوس

ابتدایی ترین تعریف اسپین را سقوط پرنده همراه با حرکت چرخشی نامیده اند. این چرخش می تواند به صورت ساعتگرد و یا پادساعتگرد باشد [۱]. همچنین ورود به اسپین می تواند یکی از دو حالت مستقیم یا معکوس باشد. تشخیص اسپین مستقیم برای خلبان راحتتر است اما بازیابی آن مشکلتر می باشد زیرا کارایی دم عمودی به شدت تحت اثر گردابه های جدا شده از دم افقی کاهش

خلاف جهت هم هستند [۱]. همچنین می‌توان اسپین را برحسب زاویه حمله حین اسپین، به اسپین تخت (زاویه حمله بین ۶۵ تا ۹۰)، اسپین نیمه تخت (زاویه حمله بین ۴۵ تا ۶۵)، اسپین نیمه تیز (زاویه حمله بین ۳۰ تا ۴۵) و اسپین تیز (زاویه حمله بین ۲۰ تا ۳۰) طبقه بندی نمود (جدول ۱). [۲]

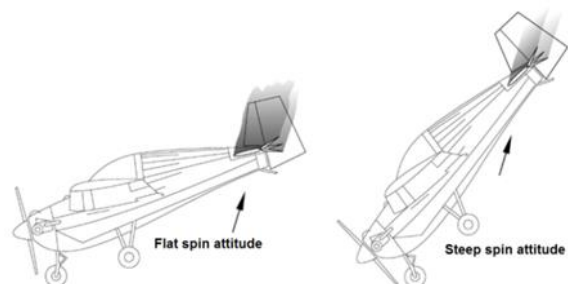


شکل ۱. اسپین مستقیم و معکوس [۲]

جدول ۱. انواع اسپین برحسب زاویه حمله [۲]

نوع اسپین	زاویه حمله (درجه)
تخت	۶۵-۹۰
نیمه تخت	۴۵-۶۵
نیمه تیز	۳۰-۴۵
تیز	۲۰-۳۰

همانطور که از شکل ۲ پیداست بیرون کشیدن هواپیما از اسپین تخت مشکلتر است زیرا مساحت بیشتری از رادر تحت اثر دنباله های دم افقی قرار می گیرند.



شکل ۲. گردابه های تولیدی از دم افقی متناسب با زاویه اسپین [۳]

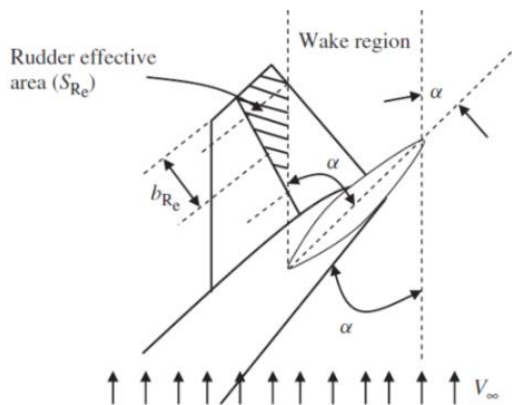
افزایش زاویه اسپین منجر به افزایش نرخ چرخش، برتری ممان یاو بر رول، پسای بیشتر و در مقابل، کاهش نرخ نزول، شعاع چرخش را به همراه دارد. تمام این موارد در مورد اسپین تیز برعکس خواهد شد (شکل ۳) [۴].

در اسپین، نیروی درگ در برابر وزن و نیروی لیفت خشی کننده نیروی گریز از مرکز است. در شکل ۴ دیگرام آزاد یک هواپیما در شرایط اسپین نمایش داده شده است. اسپین دارای سه مرحله می باشد که عبارتند از ورود به اسپین، اسپین توسعه یافته و بازیابی از اسپین [۶]. برای ورود به اسپین کفایت هواپیما دچار واماندگی شده و در اثر ناپایداریهای سمتی و عرضی که در ناحیه غیرخطی (واماندگی) رخ می‌دهد، تعادل هواپیما از بین برود. بهم خوردن این تعادل می‌تواند با اعمال فرامین پروازی (رادار یا الویتور) از سوی خلبان نیز رخ دهد. در این حالت یکی از بالها با توجه به سرعت القایی ایجاد شده زاویه حمله ی بیشتر (بال پایین رونده) و دیگری زاویه حمله کمتری (بال بالارونده) می بیند. این مساله منجر به تفاوت برای روی دو بال می شود که متعاقبا به خاطر متفاوت بودن زوایای حمله (موثر) روی دو بال میزان پسای آنها نیز متفاوت خواهد شد. این عدم تقارن در نیروهای آیرودینامیکی موجب ایجاد همزمان ممان رول و یاو شده و هواپیما را در یک حرکت چرخان قرار می‌دهد [۱]. لذا هواپیما بعلت واماندگی وارد حرکت نزولی همراه با چرخش شده و نیروهای اینرسی بر نیروهای آیرودینامیکی غلبه می یابد. مهم ترین مرحله از اسپین این بخش است چرا که خلبان بایستی در این مرحله، ورود به اسپین و جهت چرخش را تشخیص داده و اقدامات لازم را برای خروج از آن انجام دهد. معادلات حاکم بر هواپیما در این فاز ناپایا است. بایستی توجه داشت که هواپیما های مسافربری ذاتا در مقابل ورود به اسپین دارای مقاومت بالایی هستند چرا که ورود به محدوده استال در آنها به ندرت اتفاق می افتد. جنگنده ها در مقایسه ی با هواپیماهای مسافربری مقاومت ورود به اسپین کمتری دارند اما هواپیماهای آموزشی به دلیل آنکه دانشجویان خلبانی باید با این پدیده و نحوه خروج از آن آشنا شوند کمترین مقاومت را در برابر ورود به این مانور دارند. برای وارد شدن به اسپین جهت آموزش طبق استاندارد های هوایی حداقل ارتفاع مجاز ۵۰۰۰ پا (۱۵۲۴ متر) می باشد زیرا در ارتفاع کمتر امکان برخورد با زمین وجود دارد [۷]. پس از ورود به اسپین نیروهای آیرودینامیکی و اینرسی به تعادل رسیده که منجر به پایا شدن فیزیک جریان اطراف هواپیما می‌گردد. این فاز را اسپین توسعه یافته می نامند. برای خروج از اسپین می‌بایست نیروها و ممان های آیرودینامیکی بر نیروها و ممان های اینرسیایی هواپیما غالب شود تا بتوان هواپیما را از اسپین خارج کرد. طبق آیین نامه خروج

جدول ۲. نحوه توزیع جرم و عضو کلیدی برای خروج از اسپین [۹]

راستای توزیع جرمی	عضو کلیدی هواپیما برای خروج از اسپین
بال	الویتور به سمت پایین و رادر خلاف اسپین
بدنه	ایلرون ها هم جهت با چرخش و رادر در خلاف جهت چرخش
بال و بدنه متوازن	ابتدا رادر خلاف جهت چرخش و سپس الویتور سمت پایین

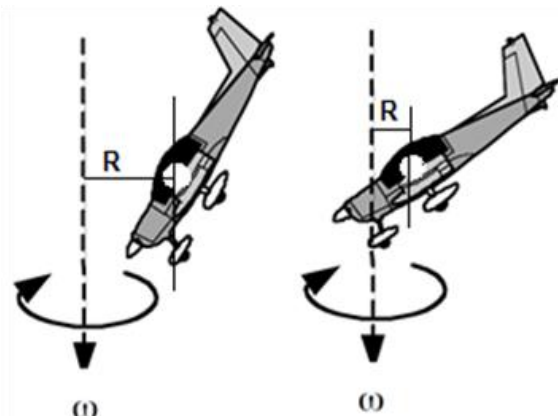
در مورد هواپیماهایی که در راستای بال و بدنه، توزیع جرم متقارن دارند متذکر می گردد که تقدم و تاخر استفاده از رادر و الویتور در خروج از اسپین بسیار مهم است [۱۰]. از طرفی همانطور که در این جدول دیده می شود برای خروج از اسپین در کلیه حالت ها نیاز به استفاده از رادر وجود دارد و بعضا ممکن است در پاره ای موارد به الویتور یا ایلرون نیز نیاز باشد. از اینرو می توان از رادر به عنوان عضو کلیدی در خروج از اسپین یاد کرد [۴]. لذا محل قرارگیری آن نسبت به دم افقی بسیار حائز اهمیت است چرا که در زوایای حمله بالا گردابه های تولید شده از دم افقی تاثیر مستقیم بر عملکرد رادر خواهند داشت (شکل ۵).



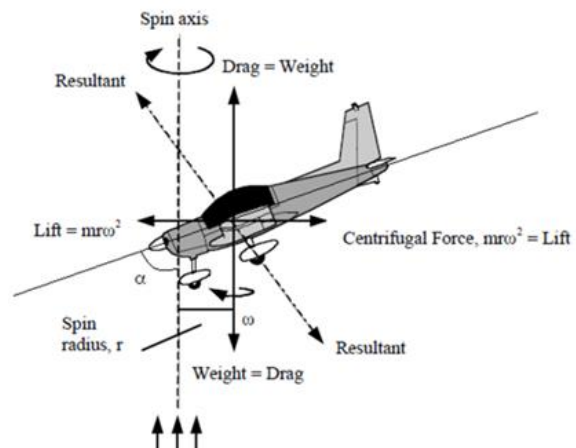
شکل ۵. ریزش گردابه تولید شده از دم افقی بر روی رادر [۴]

وجود بخشی از رادر در زیر دم افقی (دم صلیبی) نقش مهمی در افزایش مساحت موثر رادر دارد. همچنین طراحی دم  $V$  شکل و  $T$  شکل منجر به مصون ماندن رادر از اثرات دم افقی خواهد شد (شکل ۶). جهت افزایش کارایی دم عمودی نیز می توان صفحاتی در راستای دم عمودی در بالای بدنه<sup>۱</sup> و پایین بدنه<sup>۲</sup> اضافه نمود (شکل ۷). اضافه کردن تیغه به دم افقی<sup>۳</sup> (شکل ۸) نیز منجر به افزایش مجازی سطح دم افقی و کشیدن دماغه به سمت پایین (ناشی از تولید لیفت بیشتر روی دم افقی) حین خروج از اسپین می

از اسپین نباید بیش از یک دور تا یک و نیم دور بعد از اعمال اولین فرامین جهت خروج از اسپین به درازا بکشد. در این مدت کوتاه خلبان بایستی با قرار دادن موتور در حالت خلاص، چرخاندن کامل رادر در خلاف جهت چرخش و بردن دسته کنترل به سمت جلو همراه با خنثی کردن ایلرون ها (در مورد هواپیماهایی که توزیع جرمی در راستای بدنه زیادتر از بال است چرخش ایلرونها هم جهت با رادر توصیه شده است)، شرایط خروج از اسپین و وارد کردن هواپیما به شیرجه را مهیا کند [۸]. در حوزه اسپین عوامل متعددی وجود دارد که بر روی معادلات حرکتی هواپیما موثرند. این عوامل می توانند توزیع جرم و پیکربندی دم و غیره باشند. هر کدام از موارد گفته شده تاثیر خود را یا بر روی ممان اینرسی های هواپیما یا بر روی آیرودینامیک جریان عبوری از روی بدنه هواپیما می گذارد [۱]. تاثیر توزیع جرم به طور مختصر در جدول ۲ توضیح داده شده است.

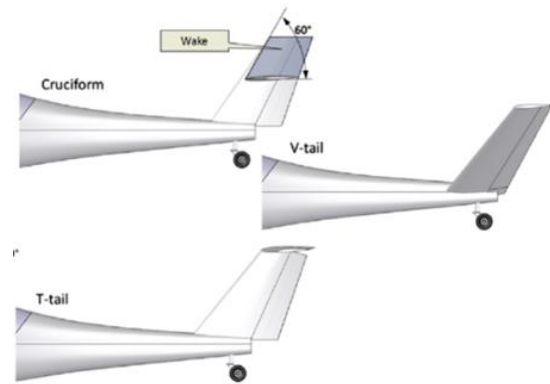


شکل ۳. رابطه بین زاویه اسپین و شعاع آن (اسپین تخت سمت راست - اسپین تیز سمت چپ) [۵]

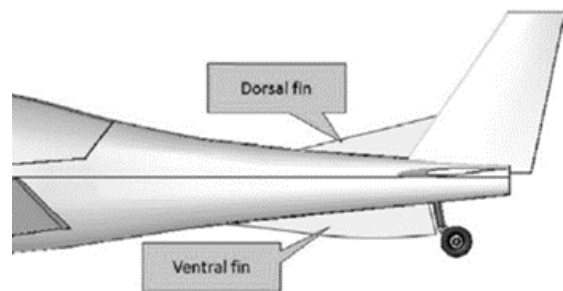


شکل ۴. دیاگرام نیروهای یک هواپیما در اسپین [۵]

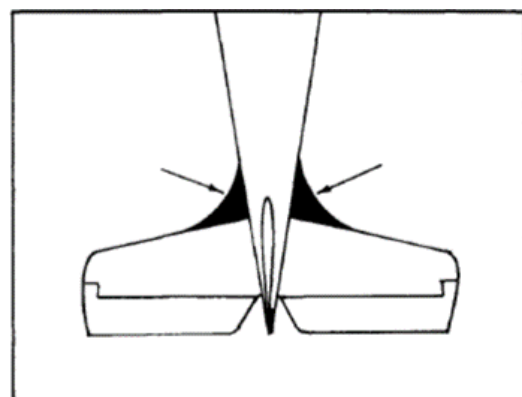
گردد که در نهایت منجر به کاهش نرخ و زاویه اسپین می شود. در ضمن ممان مذکور، مقاومت در برابر ورود به اسپین پرنده را نیز افزایش می دهد [۹].



شکل ۶. بهبود عملکرد رادر در دم های صلیبی، T و V شکل [۱۱]



شکل ۷. اضافه کردن تیغه به بالا و پایین بدنه در راستای دم عمودی [۱۱]



شکل ۸. اضافه کردن تیغه به دم افقی جهت مقابله با اسپین [۲]

همین دلیل اسپین را امری غیر قابل پیش بینی و خطرناک می نامیدند که پس از ورود به ناحیه واماندگی امکان رخداد آن وجود داشت و هیچ راه حلی برای مقابله با آن نبود. در سال ۱۹۱۷ فیزیکدان فردریک لیندمن مجموعه آزمایشاتی انجام داد که منجر به درک اسپین و ویژگی های آیرودینامیکی آن شد. باتسون و همکاران در سال ۱۹۲۹ جنگنده تک سرنشین را در شرایط اسپین مورد آزمایش قرار دادند [۱۲]. بازیابی از اسپین در سال ۱۹۳۲ توسط بریانت و جونز بررسی شد [۱۳]. در همان سال ماهیت جریان اطراف دم هواپیما در اسپین توسط شورد و میلر مورد ارزیابی قرار گرفت [۱۴]. سال ۱۹۴۳ پرینگل به بررسی تفاوت ها میان اسپین مدل یک هواپیما و هواپیما در ابعاد واقعی پرداخت [۱۵]. با ورود کامپیوتر به عرصه مهندسی، از این امکان در تحلیل نتایج اسپین بهره گرفته شد. در سال ۱۹۶۸ ویلسون با استفاده از رایانه، رفتارشناسی و بازیابی از اسپین یک هواپیمای بال دلتای ۶۰ درجه را مورد تحلیل قرار داد [۱۶]. در سال ۱۹۷۹ بین ۸ تا ۹۰ درجه توسط پنتاسون و دیکنز بررسی شد [۱۷]. در همان سال اثر تغییرات در پیکربندی هواپیما بر روی اسپین و بازیابی از آن برای یک هواپیمای بال پایین تحقیقاتی توسط استو و همکاران مورد بررسی واقع شد [۱۸]. افزایش قدرت رایانه ها و انباشت تجربیات ناشی از تست های تجربی منجر به تولید کدهایی با استفاده از روابط تحلیلی در کامپیوتر برای آنالیز پدیده اسپین شد. برای نمونه کاربرد تئوری دوگانه برای دینامیک F14 در زوایای حمله بالا توسط جانکه و کولکیت در سال ۱۹۹۴ بررسی شد [۱۹]. در اواخر دهه ۹۰ نرم افزارهای شبیه سازی دینامیک سیالات عددی وارد بازار شد و به شبیه سازی پدیده های غیرخطی در زوایای حمله بالا کمک شایانی نمود. بر همین اساس جیمز فورسیث و همکاران در سال ۲۰۰۶ اسپین جنگنده ی F15 را با ۶ درجه آزادی مورد تحلیل عددی قرار داد [۲۰]. دنیل آلن در سال ۲۰۰۷ بصورت عددی به بررسی اثر نصب تیغه بر روی بال هواپیمای T-38 در فازهای مختلف پروازی من جمله وضعیت اسپین پرداخت [۲۱]. آستین متیو مورچ در رساله دکتری خود در سال ۲۰۰۷ آیرودینامیک هواپیماهای بزرگ را در پسا واماندگی و اسپین با مدلسازی ریاضی بررسی کرد [۲۲]. در سال ۲۰۰۸ مقایسه بین حل عددی معادلات نویر استوکس و نتایج تجربی از کارآمدی رادر هواپیمای LASTA-95 در اسپین تیز

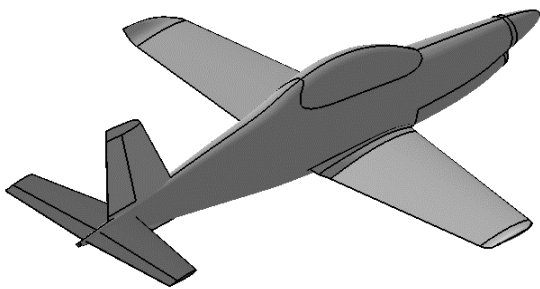
در ابتدا اسپین امری ناشناخته و خطرناک بود که ورود به آن منجر به سقوط و مرگ می شد. مشخص نبودن پروسه خروج از آن خلبانان را بر آن می داشت تا طبق گزینه خود دسته کنترل را به عقب بکشند که این امر سبب وخیم تر شدن اوضاع می شد. به

- از طرف دیگر اسپین راستگرد با وزن کم و موقعیت مرکز جرم جلو همراه با رول در جهت اسپین پایداری کمتری داشته و تیزتر و همراه با نوسان است. زاویه حمله در آن بین ۳۵ تا ۴۵ درجه متغیر و بازیابی از آن سریع است.

در این پژوهش ابتدا هواپیمای PC-21 در حالت استاتیکی در زوایای حمله مختلف و در سرعت واماندگی با زوایای رادر ۰ و ۱۲ و ۲۵ درجه در نرم افزار تجاری فلونتت مورد تحلیل عددی واقع شده و سپس شرایط اسپین توسعه یافته بر روی این هواپیما اعمال می‌گردد و نتایج حاصل از حل عددی با نتایج تست پروازی [۱۰] مقایسه می‌شود. نوآوری های صورت گرفته در این پژوهش عبارت است از شبیه سازی یک مسئله در زوایای حمله بالا (از استال تا ۶۵ درجه) در فلونتت علی رغم اینکه تصور غالب آن است که نرم افزارهای مذکور از شبیه سازی جریان در زوایای حمله بالاتر از استال عاجزند. از طرفی صحت جوابهای بدست آمده با نتایج تست پروازی تطابق داده شده است. همچنین ثابت می‌گردد که روش های تئوری (معادلات تحلیلی) در پدیده اسپین قابل اتکا نبوده و جواب روش عددی به نتایج تست پروازی نزدیک تر است.

## ۲. مدل سازی و تولید شبکه

مدل سازی هواپیمای PC-21، در نرم افزار کتیا انجام شد (شکل ۹).



شکل ۹. مدل طراحی شده هواپیما در نرم افزار کتیا

جهت مطالعه و بررسی توانایی خروج این هواپیما از اسپین، مدل سازی هواپیما در سه وضعیت زاویه رادر صفر، ۱۲ درجه و ۲۵ درجه صورت گرفت. دهانه بال این هواپیما ۹/۱ متر و مساحت بال آن ۱۵/۲ متر مربع و جرم آن نیز ۳۱۰۰ کیلوگرم می باشد. سرعت واماندگی این پرنده در حالت فلپ بسته ۴۷ متر بر ثانیه بوده که

توسط میرکو کوزیک صورت گرفت [۲۳]. در سال ۲۰۱۳ آدام راب و همکاران، استال و اسپین یک هواپیمای فوق سبک را توسط داده های پروازی مورد بررسی قرار دادند [۲۴]. از آنجایی که در داخل کشور متاسفانه تست تونل باد جهت اسپین مهیا نیست تنها راه موجود تست پروازی مدل رادیو کنترلی پرنده می باشد. بروز هر حادثه ای حین تست ها می تواند مدل و تجهیزات را از بین ببرد. از طرفی اعتماد صرف به روابط تئوری نیز کار عاقلانه ای نیست. از اینرو در این پژوهش تلاش می شود تا صحت شبیه سازی عددی حین اسپین ارزیابی شده و فاصله موجود بین روابط تئوری و تست پروازی به نوعی پر شود. در این راستا لازم است تا یک هواپیمایی که تست های پروازی آن انجام شده است در نرم افزار مدل سازی شده و سپس یافته های بدست آمده جهت صحت سنجی با نتایج پروازی مقایسه گردد. بدین منظور تست های پروازی هواپیمای PC-21 به عنوان یکی از موفق ترین هواپیماهای آکروباتیک جهان در نظر گرفته شد [۱۰]. در سال ۱۹۹۸ در تونل باد BAR تست هایی بر روی PC-9M و مدل بهینه شده این هواپیما (POC) با نسبت ۰،۱۲ که به عنوان مدل پایه برای طراحی مفهومی PC-21 ارائه شده بود انجام گرفت. این تست ها مبنایی برای طراحی هواپیمای PC-21 شد. در نهایت اولین تست هواپیمای PC-21 در تونل باد LAMP در سال ۱۹۹۹ صورت گرفت. پس از انجام تست های تونل باد و انجام تست های پروازی نتایج زیر برای این هواپیما حاصل شد:

- اسپین این هواپیما در محدوده زوایای بین ۴۰ تا ۶۵ رخ می‌دهد.

- نرخ چرخش اسپین ۲ تا ۲/۵ رادیان بر ثانیه است.

- اسپین چپگرد پایدارتر و تخت تر از اسپین راستگرد می‌باشد.

- اسپین با وزن بالا در موقعیت مرکز جرم عقب، سریعتر توسعه یافته شده و تخت تر می‌گردد و برای بازیابی به تعداد دور بیشتری نیاز دارد.

- اعمال رول در جهت اسپین باعث تیزتر و نوسانی شدن اسپین می‌گردد.

- اعمال رول در خلاف جهت اسپین همراه با وزن بالای هواپیما با موقعیت مرکز جرم عقب باعث اسپین پایدار، بدون نوسان و نسبتا تخت تا زاویه حمله ۶۵ درجه می شود. در این حالت نرخ چرخش بالاست و بازیابی دیرتر رخ می دهد.

همین سرعت در تحلیل ها به عنوان شرط مرزی ورودی اعمال می‌گردد. تولید شبکه با تعداد المان پایه برابر با ۹۰۰۰۰۰ المان انجام شد (شکل ۱۰).



شکل ۱۰. شبکه تولید شده بر روی هواپیما

با توجه به توصیف ارائه شده در راهنمای نرم افزار فلونت مبنی بر توسعه مدل اسپالارت آلمارس<sup>۴</sup> جهت شبیه سازی های هوافضایی، حل عددی بر روی این میدان با استفاده از این مدل اغتشاشی صورت گرفت. معادله انتقال برای این مدل اغتشاشی به صورت معادله ۱ بوده که در آن  $G_v$  اغتشاش تولیدی،  $Y_v$  اتلاف ناشی از اغتشاشات در نزدیکی دیواره،  $\sigma_{\bar{v}}$  و  $C_{b2}$  ثابت های معادله،  $\nu$  لزجت دینامیکی و  $S_v$  ترم اصلاحی می‌باشد.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{v}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \bar{v} u_i) = G_v + \frac{1}{\sigma_{\bar{v}}} \left[ \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho \bar{v}) \frac{\partial \bar{v}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2} \rho \left( \frac{\partial \bar{v}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_v + S_v \quad (1)$$

حلگر این مسئله از نوع چگالی مینا بوده و از آنجایی که تحلیلها مربوط به شبیه سازی فاز اسپین توسعه یافته می باشد حل به صورت پایا انجام می پذیرد. سیال مسئله گاز ایده آل در نظر گرفته شده و شرایط پروازی مطابق دستورالعمل های استاندارد هوایی اسپین در ارتفاع ۵۰۰۰ پا (۱۵۲۴ متر) از سطح دریا لحاظ گردیده است [۷]. در این ارتفاع فشار ۸۰۰۰۰ پاسکال به عنوان فشار عملکردی و دمای ۲۷۸ کلوین با عنوان شرط مرزی سرعت ورودی به نرم افزار داده شد. گسسته سازیها از نوع مرتبه ۲ بالادست انتخاب شد تا دقت حل بالا رود. از آنجایی که در این مساله تعداد مشها زیاد بوده و مقدار حافظه زیادی را می‌طلبد بنابراین از روش صریح در نحوه گسسته سازی معادلات استفاده شده تا حافظه بیشتری برای تعداد المانها آزاد گردد. مسئله در هر دو حالت استاتیکی و اسپین پس از حدود ۳۰۰۰ تکرار همگرا گردید. برای بررسی استقلال از شبکه، پارامتر ضریب درگ مورد حساسیت سنجی واقع شد و در هر مرتبه تعداد المان ها دوبرابر گردید تا در نهایت تعداد المان ۴۸۰۰۰۰۰ برای بررسی اسپین

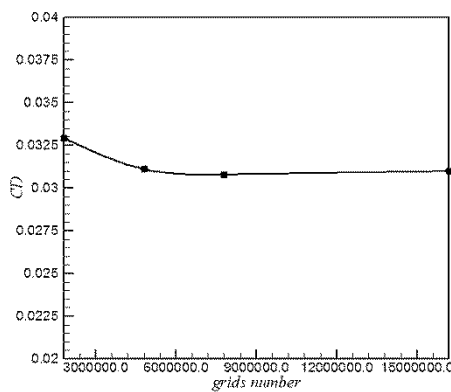
انتخاب شد (جدول ۳). نمودار بررسی استقلال از شبکه در شکل ۱۱ ارائه شده است.

### ۳. ارائه نتایج

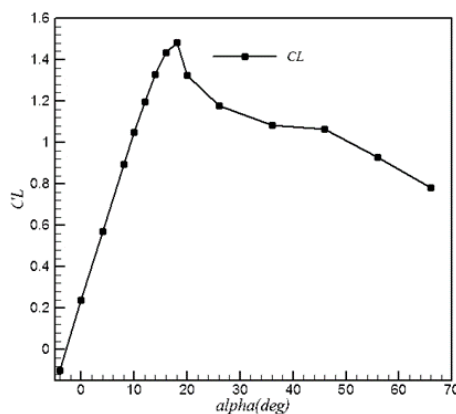
مدل استاتیکی این هواپیما در نرم افزار تحلیل عددی فلونت تا زوایای پس از واماندگی مورد بررسی قرار گرفته و نمودار ضرایب آیرودینامیکی این هواپیما استخراج گردید. میزان ضریب برآی ماکزیمم این هواپیما ۱/۴۷ و در زاویه ۱۸ درجه می‌باشد (شکل ۱۲). همچنین ضریب پسای برآ صفر ( $C_{D_{C_{L0}}}$ ) این هواپیما معادل ۰/۰۲۴ است (شکل ۱۳).

جدول ۳. بررسی استقلال از شبکه

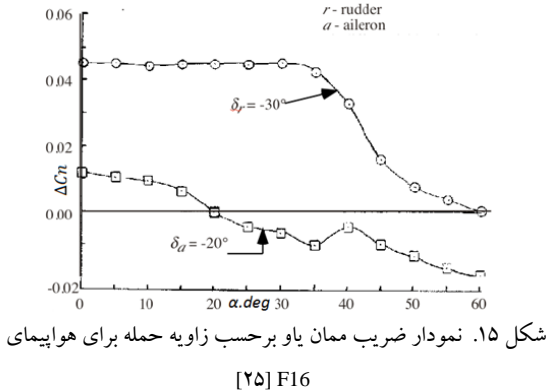
تعداد المان	CD	%ΔCD
۹۰۰۰۰۰	Divergence	--
۱۸۰۰۰۰۰	۰/۰۳۲۹	--
۴۸۰۰۰۰۰	۰/۰۳۱۱	۵/۵۷
۷۸۰۰۰۰۰	۰/۰۳۰۷۹	۱/۰۱
۱۶۲۰۰۰۰۰	۰/۰۳۰۵۹	-۰/۶۵



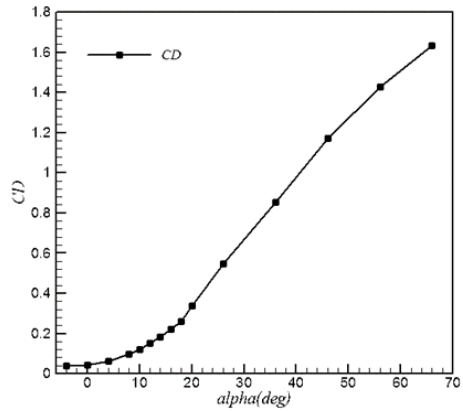
شکل ۱۱. بررسی استقلال از شبکه



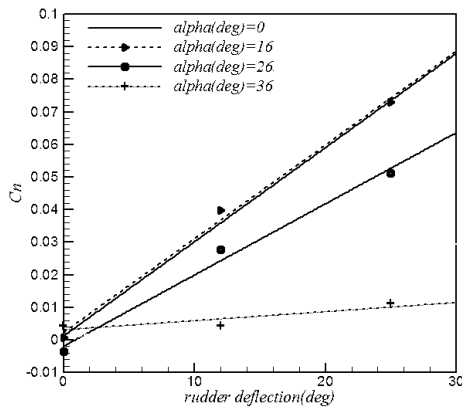
شکل ۱۲. نمودار ضریب برآ بر حسب زاویه حمله هواپیمای PC-21 در سرعت واماندگی ۴۷ متر بر ثانیه



شکل ۱۵. نمودار ضریب ممان یاو برحسب زاویه حمله برای هواپیمای F16 [۲۵]



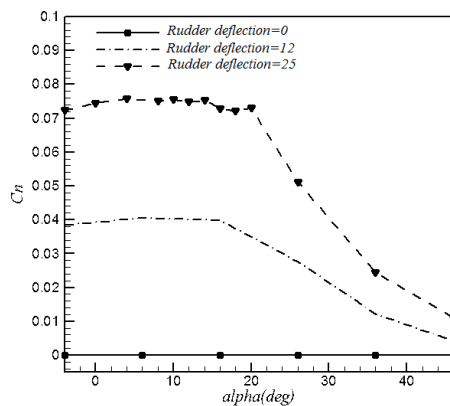
شکل ۱۳. نمودار ضریب پسا برحسب زاویه حمله برای هواپیمای PC-21



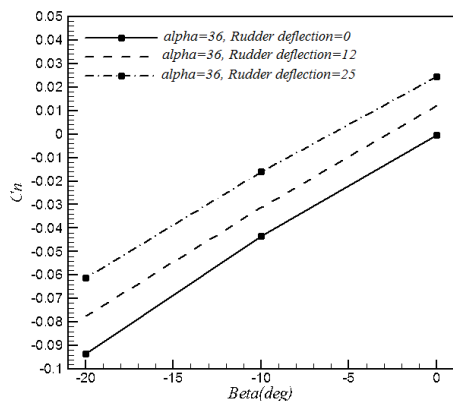
شکل ۱۶. نمودار  $C_n - \delta_r$  هواپیمای PC-21 در زوایای حمله مختلف در سرعت واماندگی 47m/s و زاویه رادر ۰ درجه

با توجه به اینکه مهمترین ضریب برای خروج از اسپین ضریب  $C_n$  است از اینرو لازم است تا حساسیت این ضریب نسبت به زاویه حمله و زاویه جانبی مورد بررسی قرار گیرد. بر این اساس، حساسیت سنجی  $C_n$  نسبت به زاویه حمله به صورت شکل ۱۴ است. همانگونه که مشاهده می شود تغییرات مقدار  $C_n$  با زاویه حمله تا قبل از واماندگی تقریباً ناچیز بوده اما پس از واماندگی این ضریب دچار افت شدیدی می شود که این مساله با جدایش جریان از روی بال و ریزش گردابه ها بر دم و کاهش اثر رادر قابل توجهی است. از مقایسه روند تغییرات نمودار  $C_n - \alpha$  این هواپیما با هواپیمای F16 که در مرجع [۲۵] ذکر شده (شکل ۱۵) نیز می توان به صحت نتایج پی برد.

از آنجاییکه اسپین در زوایای مختلف  $\beta$  می تواند اتفاق بیفتد، لازم است تا حساسیت  $C_n$  نسبت به زوایای متفاوت  $\beta$  نیز سنجیده شود. به عنوان نمونه نمودار  $C_n - \beta$  در زاویه حمله ۳۶ درجه به ازای دفلکشن های مختلف رادر در شکل ۱۷ نشان داده شده است.



شکل ۱۴. نمودار ضریب ممان یاو هواپیمای PC-21 برحسب زاویه حمله در سرعت واماندگی ۴۷ متر بر ثانیه

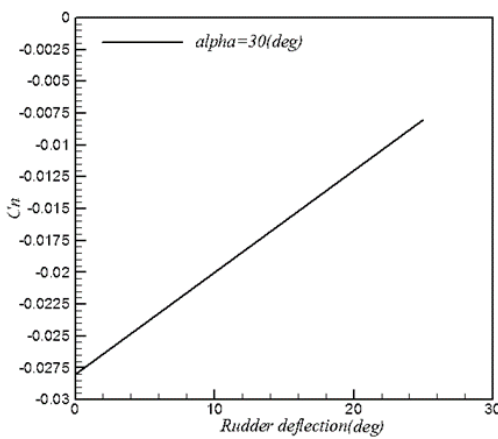


شکل ۱۷. نمودار  $C_n - \beta$  هواپیمای PC-21 به ازای دفلکشن های متفاوت رادر در سرعت واماندگی 47m/s

بر این اساس میزان  $C_n$  بر حسب زوایای مختلف رادر به ازای زوایای حمله متفاوت نیز قابل رسم خواهد بود (شکل ۱۶). نکته جالب این است که مجدداً تا قبل از واماندگی ثابت مانده است.



سمت راست داده شود. متناسب با اسپین چپگرد در زاویه رادر صفر، طبیعی است که میزان  $C_n$  هواپیما منفی باشد. بنابراین انتظار می رود بیشینه زاویه مجاز، بتواند ممان یاو ناشی از اسپین را خنثی کرده و میزان  $C_n$  به صفر برسد. نتایج تحلیل عددی نشان دهنده آن بود که در این زاویه مقدار  $C_n$  در  $\delta_r = 25$  صفر نگرددید (شکل ۱۹). با توجه به تست پروازی این هواپیما [۱۴] که از وقوع اسپین در زوایای بین ۴۰ تا ۶۵ درجه خبر می داد مدل اسپین با زاویه اسپین ۴۵ درجه ایجاد شد. حل عددی پیرامون این مدل نشان دهنده کاهش میزان  $C_n$  در  $\delta_r = 25$  نسبت به زاویه اسپین ۳۰ درجه بود ولی مقدار آن همچنان به صفر نرسید (شکل ۲۰).



شکل ۱۹.  $C_n - \delta_r$  برای هواپیما PC-21 در زاویه اسپین ۳۰ درجه در سرعت واماندگی 47m/s در اسپین با شعاع چرخش نصف دهانه بال

با توجه به اینکه همچنان  $C_n$  هواپیما در زاویه ۴۵ درجه صفر نشد و بنا به مستندات ارائه شده در تست پروازی این هواپیما [۱۰]، از آنجایی که اسپین چپگرد آن تخت تر است به نظر رسید تا زاویه بیشتری جهت اسپین مدلسازی شود. بر اساس معادلات پایداری هواپیما در شرایط اسپین توسعه یافته با برابرنمودن وزن هواپیما با نیروی پسا می توان ضریب پسا و زاویه متناظر با آن را استخراج نمود (معادله ۳).

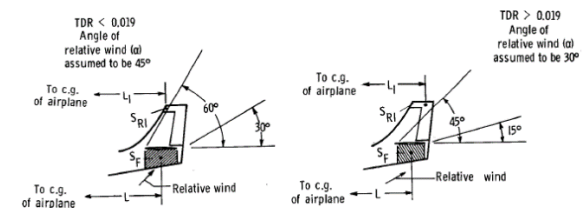
$$D = W \Rightarrow C_D = \frac{2W}{\rho V^2 S} \quad (3)$$

$D$  نیروی پسا،  $W$  وزن،  $\rho$  چگالی،  $V$  سرعت و  $C_D$  ضریب پسای هواپیماست. از آنجایی که پیدا کردن زاویه بدست آمده متناظر با ضریب پسا در حالت اسپین مستلزم سعی و خطای فراوان است برای بدست آوردن زاویه مذکور می توان از نمودارهای تحلیل استاتیکی (شکل های ۱۲ و ۱۳) به عنوان

آنگونه که مشاهده می شود رفتار  $C_n - \beta$  به ازاء زوایای مختلف رادر تقریباً خطی است و این خطوط با هم موازیند. بنابراین آنچنان تفاوتی ندارد که  $C_n$  در چه زاویه ای از  $\beta$  استخراج گردد. تعیین مساحت موثر رادر ( $S_{eff\ rudder}$ ) حین اسپین با توجه به نسبت استهلاک دم<sup>۵</sup> (معادله ۲) صورت می گیرد. با توجه به این عدد زوایایی نسبت به افق در لبه حمله و فرار دم افقی رسم شده و ناحیه ای از رادر که خارج از این محدوده قرار می گیرد به عنوان مساحت موثر رادر حین اسپین محسوب می گردد.

$$TDR = \frac{S_F L^2}{S \left(\frac{b}{2}\right)^2} \quad (2)$$

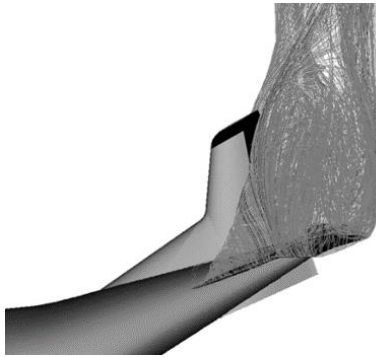
در معادله بالا، مساحت سطح بدنه زیر دم افقی ( $S_F$ ) و فاصله ی مرکز آن تا مرکز جرم هواپیما ( $L$ ) و همچنین مساحت بال ( $S$ ) و دهانه بال ( $b$ ) می باشد. بر این اساس نسبت استهلاک دمی برای هواپیما PC-21، ۰/۰۲۶ محاسبه گردید. بر اساس این عدد و با توجه به الگوی ارائه شده توسط مرجع [۹] زاویه اسپین هواپیما مشخص می گردد (شکل ۱۸).



شکل ۱۸. زوایای حدی برای مشخص شدن ناحیه غیر موثر رادر [۹]

محاسبات تئوری طبق شکل ۱۸ نشان می دهد اسپین هواپیما PC-21 می بایستی در حدود زاویه ۳۰ درجه رخ دهد. نتایج تست پروازی که در مرجع [۱۰] برای این هواپیما ارائه شد نشان دهنده رخداد اسپین در زوایای بین ۴۰ تا ۶۵ بود. برای برطرف شدن شبهه، ابتدا هواپیما در اسپین ۳۰ درجه مدلسازی شد. برای مدلسازی شرایط اسپین، از آنجایی که در اطلاعات تست پروازی هواپیما مذکور [۱۰] صحبتی از مقدار شعاع چرخش حین اسپین به میان نیامده با پیشنهاد مرجع [۴] شعاع نصف دهانه بال برای چرخش حین اسپین انتخاب شد. بیشینه زاویه رادر در این هواپیما ۳۰ درجه می باشد با رعایت حاشیه اطمینان ۵ درجه، زاویه ۲۵ درجه به رادر در مدلسازی ها داده شد. شایان ذکر است که اسپین مدلسازی شده چپگرد است لذا طبق قوانین اسپین، تغییر زاویه رادر بایستی بر خلاف جهت اسپین به



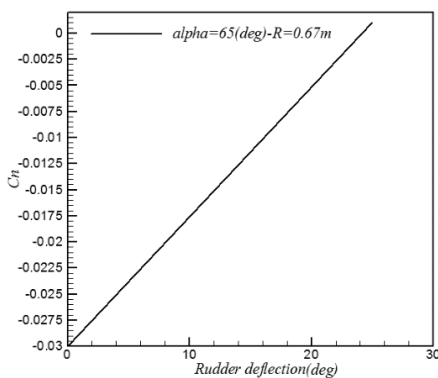


شکل ۲۲. گردابه های تولیدی از دم افقی هواپیما PC-21 در شرایط اسپین با زاویه اسپین ۶۵ درجه در سرعت واماندگی 47m/s با شعاع چرخش نصف دهانه بال

با بررسی مبانی مربوط به اسپین مشخص است که با تخت شدن اسپین شعاع اسپین کاهش می یابد (شکل ۳). شعاع اسپین را می توان از معادله ۴ استخراج نمود:

$$L = mr\omega^2 \Rightarrow r = \frac{L}{m\omega^2} = \frac{\frac{1}{2}\rho v^2 SC_L}{m\omega^2} \quad (4)$$

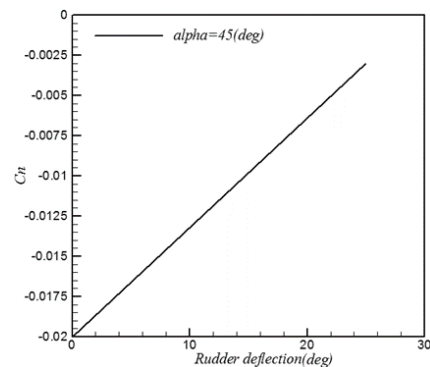
L نیروی برآ، r شعاع چرخش،  $\omega$  سرعت زاویه ای و m جرم هواپیما می باشد. با توجه به شکل ۱۰، مشاهده می شود که ضریب برآی متناظر با زاویه ۶۵ درجه، ۰/۸ است، لذا شعاع چرخش طبق معادله ۴، ۰/۶۷m محاسبه می گردد. بنابراین مدل اسپین با شعاع کمتر ایجاد شد. در این حالت مشاهده شد که در  $\delta_r = 25$  درجه، مقدار  $C_n$  مثبت شد (شکل ۲۳) که این نتیجه برای خروج از فاز توسعه یافته مطلوب است. همانطور که در شکل ۲۴ دیده می شود در شرایطی که شعاع چرخش در تحلیل های عددی اصلاح شود، خطوط جریان انتشار یافته از دم افقی بخشی از رادر را تحت تاثیر قرار داده اما قسمت اعظم آن همچنان کارایی خود را حفظ می کند.



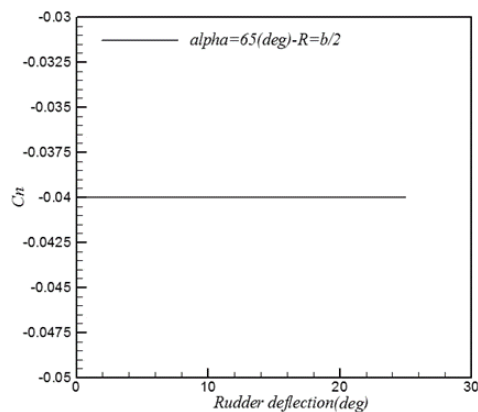
شکل ۲۳.  $C_n - \delta_r$  برای هواپیما PC-21 در زاویه اسپین ۶۵ درجه با شعاع چرخش 0.۶۷ متر در سرعت واماندگی 47m/s

تخمین اولیه استفاده نمود. این زاویه اگرچه بر اساس شرایط استاتیکی بدست می آید اما به نظر می رسد تخمین اولیه خوبی برای تعیین زاویه اسپین باشد. بر این اساس ضریب پسا هواپیما حین اسپین ۱/۸ بوده و زاویه حمله متناظر با آن ۷۰ درجه می باشد. از آنجایی که محدوده اسپین بدست آمده در تست پروازی برای این هواپیما بین ۴۰ تا ۶۵ بوده است [۱۰]، زاویه بدست آمده از روش فوق حداقل برای این پرنده تخمین خوبی ارائه می دهد.

ابتدا طبق روال سابق مدل اسپین در زاویه ۶۵ درجه با شعاع برابر با نصف دهانه بال تحلیل شد. مشخص گردید که تغییر زاویه رادر در این حالت تفاوتی در مقدار ممان یاو ایجاد نمی کند (شکل ۲۱). این نتیجه در ابتدا بسیار عجیب بود. اما با توجه به خطوط جریان انتشار یافته از دم افقی که نشان دهنده گستردگی گردابه های تولیدی در زاویه اسپین ۶۵ درجه روی تمام سطح رادر بود به نظر قابل توجیه می آید. در حقیقت در این زاویه و این شرایط، رادر از دست رفته محسوب می شود (شکل ۲۲).



شکل ۲۰.  $C_n - \delta_r$  برای هواپیما PC-21 در زاویه اسپین ۴۵ درجه در سرعت واماندگی 47m/s در اسپین با شعاع چرخش نصف دهانه بال



شکل ۲۱.  $C_n - \delta_r$  برای هواپیما PC-21 در زاویه اسپین ۶۵ درجه با شعاع چرخش نصف دهانه بال در سرعت واماندگی 47m/s

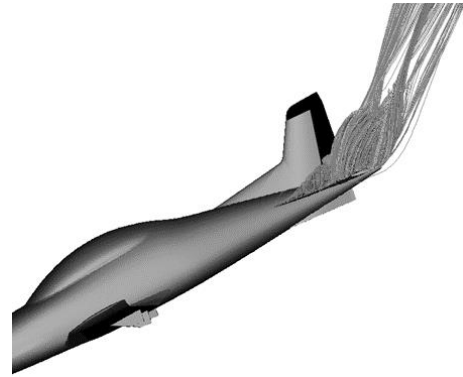
محدوده زاویه ۳۰ درجه بایستی رخ دهد اما نتایج تست پروازی بیانگر رخداد اسپین در زوایای بین ۴۰ تا ۶۵ درجه بود.

این پرنده به دلیل وزن بالا نسبت به پرنده های هم رده خود، با توجه به برابری نیروی وزن با پسا حین اسپین، طبیعی ست که بایستی بصورت تخت تر و در زاویه بالاتری (جهت ایجاد پسای بیشتر در راستای برابری با وزن) وارد اسپین می‌گردد.

داده‌های پروازی اذعان می‌دارد که اسپین چپ گرد این پرنده در زوایای نزدیک به ۶۵ درجه و اسپین راستگرد آن در زوایای نزدیک به ۴۰ درجه اتفاق می‌افتد. تحلیل‌های عددی صورت گرفته در این پژوهش این موضوع را تایید می‌کنند.

می‌توان یکی از دلایل ضعف روش‌های تئوری برای پیش بینی شرایط اسپین را، لحاظ نشدن شعاع دوران حین اسپین و اثرات آن بر ضرایب پایداری دانست.

برخلاف تصور اولیه که داده های نرم افزار فلونتت در زوایای حمله بالا قابل اعتماد نیست، مقایسه نتایج حاصل شده از این روش با نتایج تست پروازی بیانگر دقتی خوب در این روش می باشد. همچنین در مقایسه‌ی نتایج حل عددی به کمک فلونتت با نتایج روابط تحلیلی مشخص گردید داده های شبیه سازی عددی برای مسئله اسپین به واقعیت نزدیک تر است.



شکل ۲۴. گردابه های تولیدی از دم افقی هواپیمای PC-21 در شرایط اسپین با زاویه اسپین ۶۵ درجه با شعاع چرخش 0.67 متر در سرعت واماندگی ۴۷ متر بر ثانیه

#### ۴. نتیجه گیری

با توجه به مطالعات عددی صورت گرفته پیرامون هواپیمای PC-21 در شرایط اسپین توسعه یافته که منجر به کاهش زمان و هزینه مور نیاز برای طراحی هواپیما می‌گردد و مقایسه نتایج آن با نتایج تحلیل های تئوری و تست پروازی این هواپیما، مشخص گردید:

در مسئله‌ی اسپین نمی‌توان به محاسبات تئوری صرف اعتماد کرد زیرا این محاسبات بیان می‌داشت که اسپین این هواپیما در

#### ۵. مأخذ

- [1] F. G. Delacerda, Facts about spins, Second Edittion, Iowa State,University Press, 2002.
- [2] W. K. Kershner, The flight instructor's manual, 4th Edittion, Iowa State Press: Blackwell Publishing Company, 2002.
- [3] Accident Report, Accessed on 24 December 2017; <https://www.gov.uk/aaib-reports/tipsy-nipper-t-66-eries-3-nipper-g-oncs-13-august-2007>.
- [4] M. H. Sadraey, Aircraft design- a systems engineering approach, First Edittion, new hampshire: John Wiley & Sons, 2013.
- [5] Spins, Accessed on 24 December 2017; <http://www.flightlab.net>.
- [6] D. J. Kenny, Stall and spin accidents, AOPA Air Safety Institute, 2017.
- [7] R. D. Kimberlin, Flight Testing of Fixed-Wing Aircraft, Blacksburg, Virginia: AIAA, 2003.
- [8] Spin Avoidance and Recovery, Accessed on 24 December 2017; <http://www.caa.govt.nz>.
- [9] Bowman Jr, James S, Summery of spin technology as related to light general-aviation airplanes, NASA, Washington, United States, 1971.
- [10] L. Manfriani, Design for spin, ICAS, vol. 3, p. 2, 2006.
- [11] S. Gudmandsson, General aviation aircraft design applied methods and procedures, Butterworth-Heinemann, 2014.
- [12] A.S Batson ,M.B. Irving ; S.B.Gates, Spinning Experiments on a Single Seater Fighter, R&M, 1929.
- [13] M.W.Bryant,L.W. Jones, Recovery From a Spin, R&M, 1932.
- [14] N.F.Seudder, M.P.Miller, The Nature of Air Flow About the Tail of an Airplane in a Spin, R&M, 1932.
- [15] B.E.Pringle, The Difference Between the Spinning of Model and Full-Scale Aircraft, R&M, 1943.
- [16] R.Wilson, Analytical Investigation of Spinning Behaviour and Recovery From the Developed Spin of a 60 Deg Delta Wing Aircraft Configuration Using a High Speed Digital Computer, WRE Technical Note, 1968.
- [17] P. Pantason, W. Dickens, Rotary Balance Data for a Single Engine Trainer Design for an Angle-of-Attack Range of 8° to 90°, NASA, Scientific and Technical Information Branch, 1979.

- [18] H.P. Stough ,Jr.JM.Patton, The effects of configuration changes on spin and recovery characteristics of a low wing general aviation,in AIAA Aircraft Systems and technology Meeting 20-22 August, New York, NY, 1979.
- [19] C.Jahnke ,F.Culickt, Application of Bifurcation Theory to the High-Angle-of-Attack Dynamics of the F -14, journal of Aircraft, vol. 31, no. 1, pp. 26-33, february 1994.
- [20] James.R.Forsythe, William.Z.Strang, Kyle.D. Squires, 6 Degree of freedom computation of F15 entering a spin, AIAA Paper, vol. 858, 2006.
- [21] D. A. Solfelt, CFD Analysis of a T-38 Wing Fence, Ohio, 2007.
- [22] A.M.Murch, Modeling of post-stall and spin dynamics of large transport airplanes aerodynamic, Georgia Institute of Technology, 2007.
- [23] M.Kozić, Navier-Stokes computations and experimental comparisons for rudder efficiency analysis in the moderately steep spin part II: Computation Method, Scientific Technical Review, vol. 58, no. 1, pp. 61-65, 2008.
- [24] M. S.Selig, A. M. Ragheb, D. Dantsker, Stall/Spin Flight Testing with a Subscale Aerobatic Aircraft, in 31st AIAA Applied Aerodynamics Conference, San Diego, CA, 2013.
- [25] W. H. Mason, High Angle of Attack Aerodynamics, in Configuration Aerodynamic, 2006.

پی نوشت

- 
1. Dorsal fin
  2. Ventral fin
  3. Strake
  4. Spalart Allmaras
  5. TDR(Tail Damping Ratio)
  - 4 . Spalart Allmaras
  - 5 . TDR(Tail Damping Ratio)