

# بررسی پدیده اسپین در یک هواپیمای سبک

حسن هوشنگی  
دانشجوی کارشناسی ارشد

محمود مانی  
استادیار

دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

## چکیده

در این نوشتار بر روی اساس تئوری تحلیل اسپین هواپیما بحث شده است. از بین دو دیدگاه طراحی برای بازیافت از اسپین و طراحی برای پیشگیری از دچار شدن به آن بر روی حالت دوم با دقت بیشتری بحث شده است. برای تحلیل بهتر موضوع به یک سری آزمایش های تجربی در تونل باد بر روی مدل هواپیمای سبک سسنا ۱۷۲ دست زده شد. در این دیدگاه آثار آیرودینامیکی و رفتار تمام اجزای هواپیما در زوایای حمله مد نظر است. این بررسی جز به کمک تجربه و آزمایش تونل باد میسر نیست. نتایج حاصل در قبل و بعد از اصلاح جزئی بال به شکل جالبی تغییر رفتار هواپیما را نشان می دهد.

## *Spin Phenomena Investigation for a Light Airplane*

M. Mani  
Assistant Professor

H. Hooshangi  
MSc. Student

Aerospace Engineering Department,  
Amirkabir University of Technology

### Abstract

*In this paper fundamentals of airplane spin analysis theory has been discussed. From the two viewpoints of design for spin recovery and design for spin resistance and departure the second has been discussed widely. For better analysis of the phenomena and proving precision of the method some experiments on Cessna 172 wind tunnel model has been done.*

*In this approach, aerodynamic effects and behavior of all components of the airplane in any angle of attack has been considered. This is possible only with the help of experiment and wind tunnel testing. The results before and after wing minor modifications show variation of behavior of the airplane.*

دیدگاه کل پیکره هواپیما مدنظر است که رفتار آیرودینامیکی مجموع اجزای مختلف آن با هم بر اساس دو معادله ذیل مورد ارزیابی قرار می‌گیرد (مرجع ۱)

$$C_{n\beta dyn} = C_{n\beta wf} \cdot \cos\alpha - I_{zz} / I_{xx} \cdot C_{l\beta wf} \cdot \sin\alpha \quad (۱)$$

$$C_{n\beta stab} = C_{n\beta wf} \cdot \cos\alpha - C_{l\beta wf} \cdot \sin\alpha \quad (۲)$$

شرط مصونیت هواپیما در دچار نشدن به اسپین در مثبت بودن مقادیر  $C_{n\beta dyn}$  و  $C_{n\beta stab}$  به ازای زوایای حمله بعد از واماندگی است.

محاسبه  $C_{l\beta wf}$  و  $C_{n\beta wf}$  براساس روابط ذیل صورت می‌گیرد (مرجع ۲)

$$C_{l\beta wf} = 57.3 (C_{Lwf} ((C_{l\beta}/C_L) \Lambda_{c/4} K_{MA} \cdot K_f + (C_{l\beta}/C_L) A) + \Gamma \cdot ((C_{l\beta}/\Gamma) \cdot K_{M\Gamma} + (\Delta C_{l\beta}/\Gamma)) + \Delta C_{l\beta} Z_w + \epsilon \cdot \tan\Lambda_{c/4} \cdot \Delta C_{l\beta} / \epsilon \cdot \tan\Lambda_{c/4} \quad (۳)$$

و نیز برای  $C_{n\beta wf}$  این روابط حاکم است:

$$C_{n\beta wf} = C_{n\beta f} + C_{n\beta w} \quad (۴)$$

که در آن:

$$C_{n\beta f} = -K_{\beta} \cdot S_f \cdot I_f / (S \cdot b) \cdot (h_{f1}/h_{f2}) (b_{f2}/b_{f1}) \quad (۵)$$

$$C_{n\beta w} = C_{Lwf} / 57.3 (1/4 \pi A - \tan\Lambda_{c/4} (\pi A (A + 4 \cos\Lambda_{c/4})) \cdot (\cos\Lambda_{c/4} - A/2 - A / (8 \cos\Lambda_{c/4}) + 6 X/c \cdot \sin\Lambda_{c/4} / A)) \quad (۶)$$

در روابط ۳ و ۶ پارامتر  $C_{l\beta wf}$  ضریب برای بال و بدنه به چشم می‌خورد که محاسبه آن در زوایای حمله بعد از واماندگی به کمک نرم افزارهای موجود ناممکن بوده و از این نظر تنها راه حل توسل به آزمایش تونل باد است.

### آزمایش تونل باد

برای بررسی و اثبات روش ارزیابی اسپین که در بخش قبل شرح آن گفته شد، هواپیمای سسنا ۱۷۲ که

اسپین از جمله پدیده‌های آیرودینامیک در محدوده غیرخطی و زاویه حمله زیاد است که پس از واماندگی بروز کرده و از دیرباز گریبانگیر طراحان هواپیما بوده است. به طوری که به مرور سالیان در اثر بروز سوانح کوچک و بزرگ به شکلی صریح و روشن در بطن قوانین هواپیمایی جهان جای گرفت. سالیان سال است که هر هواپیمایی پس از طی مراحل طراحی و نمونه سازی برای دریافت گواهی تایید می‌بایست نیازمندیهای مربوط به اسپین را در رده خود ارضا نماید.

آن چه در نوشتار حاضر مورد بحث قرار خواهد گرفت، بررسی تجربی یکی از روشهای ارزیابی رفتار اسپین هواپیما است که به لحاظ اتکا بر تجارب به دست آمده از جنگهای هوایی حادث در ویتنام شایان توجه بوده است (مرجع ۱).

### تئوری

اسپین پدیده ای است از رده آیرودینامیک غیرخطی که در آن مشخصه های آیرودینامیکی و نیز توزیع جرم و اینرسی هواپیما دخیل هستند. بر هم کنش نیروهای اینرسیایی و آیرودینامیکی در نهایت می‌تواند هواپیما را از اسپین برهاند و یا به نوع پایدار آن دچار سازد.

در برخورد با پدیده اسپین و منظور کردن آن در فلسفه طراحی هواپیما دو جنبه کلی می‌تواند مدنظر باشد که عبارتند از طراحی آیرودینامیکی برای بازیافت از اسپین پس از دچار شدن به آن و طراحی آیرودینامیکی برای پیشگیری از دچار شدن به اسپین.

در مورد اول به طور کلی به شکل دمهای افقی و عمودی و جایگاه آنها نسبت به هم پرداخته می‌شود. در این دید نیروی بخش متحرک دم عمودی (Rudder) در بازیافت هواپیما از حرکت اسپین با زاویه حمله متوسط ۴۵ درجه مدنظر است. از این دیدگاه مسأله توزیع جرم در راستای محورهای مختصات هواپیما نیز مطرح است. بدین شکل که اگر توزیع جرم در راستای محور x باشد، یعنی اجزایی همانند موتورها، مخازن سوخت و مهمات قابل حمل هواپیما در بدنه متمرکز باشند، در آن صورت اثر اینرسی جرمی هواپیما بر نیروی آیرودینامیکی مولد اسپین غالب خواهد شد و هواپیما را از اسپین خواهد رهاند.

اما بعد دیگر قضیه توجه به رفتار آیرودینامیکی هواپیما در پرهیز از دچار شدن به اسپین است. در این

یک هواپیمای تک موتوره ملخی است، انتخاب شد. دلیل این انتخاب وجود اطلاعات کافی در مورد آن اعم از اطلاعات هندسی و توزیع جرم و نیز ویژگی های آیرودینامیکی بود (مرجع ۳).

به طور کلی انتخاب اندازه مدل تونل باد تابع امکانات و توانایی های خود تونل باد و نیز پدیده مورد بررسی است. محدودیت های مختلف در الگوی جریان اطراف مدل نظیر تغییر فشار استاتیک، افزایش موضعی فشار دینامیک، تغییر زاویه حمله محلی در نوک بال ها، پدیده له شدگی جریان در اطراف مدل در تونل های باد با مقطع کاری بسته و نیز عدم شبیه سازی اثر پیشرانه و اثر زمین می باشد.

بر اساس تجارب به دست آمده بهتر است که دهانه بال (Span) مدل کمتر از ۸۰٪ عرض مقطع تونل باشد (مرجع ۴).

در تحقیق حاضر از تونل باد PLINT TE - 44 دانشگاه مهندسی هوافضا دانشگاه صنعتی امیرکبیر استفاده شد که پاره ای از مشخصات آن در ذیل آمده است:

#### ابعاد مقطع کاری (میلی متر)

طول	۱۲۰۰
عرض	۴۵۷
ارتفاع	۴۵۷

حداکثر سرعت در مقطع کاری ۵۴ متر در ثانیه و ترازوی این تونل، سه محوره و قادر به اندازه گیری نیروهای برا و پسا و گشتاور پیچینک (Pitching) در حدود کم می باشد:

برا (نیوتن)	۱۰۰
پسا (نیوتن)	۵۰
گشتاور (نیوتن متر)	۲۰۵

بر اساس مشخصات تونل باد که قبلاً ذکر شد، ابعاد مدل با مقیاس ۱/۳۲ هواپیمای واقعی از این قرار خواهد بود:

طول	۲۲۷ میلی متر
دهانه بال	۲۲۰ میلی متر
ارتفاع	۸۸ میلی متر

ضمن آنکه شکل الف نشان دهنده نقشه فنی مدل

می باشد.

سرعت آزمایش برابر سرعت هواپیمای واقعی در وضعیت واماندگی (Stall) بوده و ۲۸/۸ متر بر ثانیه می باشد که بر این اساس اعداد رینولدز و ماخ برای مدل و نمونه واقعی محاسبه شده و در جدول درج شده است.

مدل تونل باد	عدد رینولدز	عدد ماخ
نمونه واقعی	80000	0.085
	2670000	0.085

شرط برقراری تشابه بین مدل و نمونه واقعی در یکسان بودن دو پارامتر فوق است که در اینجا فقط برابری عدد ماخ حاصل شده است. نسبت عدد رینولدز واقعی به مدل ۳۳ برابر است. از آنجایی که سرعت پرواز هواپیمای مثال کم است این سرعت بنا به عدد ماخ محاسبه شده در حد تراکم ناپذیر محسوب می شود. لذا می توان اثر آن را بر این آزمایش ناچیز دانست.

اما در مورد عدد رینولدز حساسیت پدیده های آیرودینامیکی بیشتر است. در واقع اثر این پارامتر را می توان اثر مقیاس هم نامید که همواره بین نتایج پروازهای واقعی و آزمایش تونل باد ایجاد اختلاف می کند. دفاتر طراحی معتبر دنیا به مدد سال ها تجربه به توانمندی های خوبی در تفسیر این نتایج رسیده اند که البته همواره سری نگاه داشته شده است.

به طور کلی با افزایش عدد رینولدز منحنی قطبی پسا در هواپیما دچار تغییر شکل می شود. بدین شکل که با افزایش سرعت یا با بزرگتر کردن مدل، جریان از آرام (Laminar) به حالت مغشوش (Turbulent) می رسد که نیروی پسا هم افزایش می یابد.

شیب نیروی برا، بر حسب زاویه حمله حساسیت چندانی به عدد رینولدز ندارد. ولی مقدار حداکثر آن یعنی CLmax با افزایش عدد رینولدز افزایش می یابد که در مورد این آزمایش تأثیر چندانی در آزمایش ندارد، چون که رفتار هواپیما در زوایای حمله زیاد تعیین کننده است.

#### نتایج آزمایش تونل باد

برای تحلیل اسپین بر اساس روابط ۱ و ۲ آزمایش تونل باد یکسان انجام شد. در این آزمایش زاویه حمله مدل از ۲- تا ۷۰+ تغییر کرد (شکل ب) و طی آن نیروی برا (Lift) ثبت شد که در شکل ۱ آمده است.

همین تحلیل به کمک محاسبات تئوری (روش DATCOM) نیز انجام شد. در این تحلیل به واسطه ناتوانی روش‌های تئوری در محاسبه CL در زوایای حمله پس از واماندگی، محاسبات تا زاویه حمله ۲۰ درجه انجام شده است.

برای مقایسه روش تجربی با روش‌های محاسباتی شکل ۲ رسم شده است که اختلاف در زاویه حمله پس از ۱۷ درجه مشهود بوده و با افزایش زاویه حمله این اختلاف به نهایت خود می‌رسد. اما دقت خوب آن تا این زاویه ناشی از استفاده از روابط تجربی است.

اما دلیل این اختلاف هم آن است که در روش‌های محاسباتی امکان پیش‌بینی مکان جدایش جریان و نیز تغییر رفتار تا قبل از آن وجود ندارد. ولی به دلیل غیر خطی شدن پدیده پس از جدایش روش‌های محاسباتی ناتوان می‌شوند و تنها راه حل موجود اتکا به آزمایش در تونل باد است.

به کمک نتایج تونل باد و با کمک روابط ۳ تا ۶ محاسبات لازم برای حل معادلات ۱ و ۲ صورت پذیرفت که نتایج آن در شکل‌های ۳ و ۴ آمده است.

شکل ۳ در مورد ایمنی هواپیما در زوایای حمله بالا مثبت ارزیابی می‌شود. اما از نمودار ۴ در زوایای حمله ۵۵ تا ۷۰ درجه چنین برداشت می‌شود که هواپیما پایداری جانبی خود را به طور کامل از دست داده و باتوجه به توزیع جرم تقریباً متقارن آن در راستای محورهای طولی و عرضی توانمندی آن در بازیافت از اسپین به شدت کاهش می‌یابد (رابطه ۱).

پس با توجه به معادلات ۳ تا ۶ باید به یک طرح اصلاحی دست زد. به این شکل با افزایش نسبت باریک شونده  $\lambda$  یا کاهش زاویه عقب رفتگی  $\delta$  یا افزایش زاویه هفتی  $\Gamma$  (Dihedral) می‌توان مقدار پارامتر  $Cl_{\beta w}$  را در جهت منفی تر شدن افزایش داد. از میان سه پارامتر فوق افزایش زاویه هفتی اقتصادی تر بوده و شکل و ترکیب هواپیما را چندان تغییر نمی‌دهد. اما موجب افزایش پایداری غلتشی  $Cl_{\beta}$  شده و موجب تضعیف پایداری در حالت Dutch Roll می‌شود. اما از سویی موجب کاهش نیروی برای لازم جهت گشت زنی (Cruise) هم می‌شود. لذا این زاویه از  $1/44$  درجه حاضر به  $3/44$  درجه افزایش یافت و با اعمال آن بر روی بال مدل دوباره در تونل باد آزمایش شد.

نتایج این آزمایش در شکل‌های ۵ و ۶ آمده است که همگی حاکی از بهبود وضعیت دارند. آن چنان که از شکل

۵ مشهود است، پایداری هواپیما در زوایای حمله بالاتر اندکی کاهش یافته است، ولی در شکل ۶ مشکل اصلی مورد نظر تا حد مناسبی رفع شده است. هواپیما که از زاویه ۵۰ درجه به بعد ناپایدار می‌شد، دیگر ایمن شده و در این زاویه به یک مقدار حداقل مثبت می‌رسد. علت این امر افزایش  $C_{np}$  به سوی مثبت شدن و نیز افزایش  $Cl_{\beta}$  به سوی منفی تر شدن می‌باشد که ناشی از زاویه افزایش زاویه هفتی است.

### نتیجه گیری

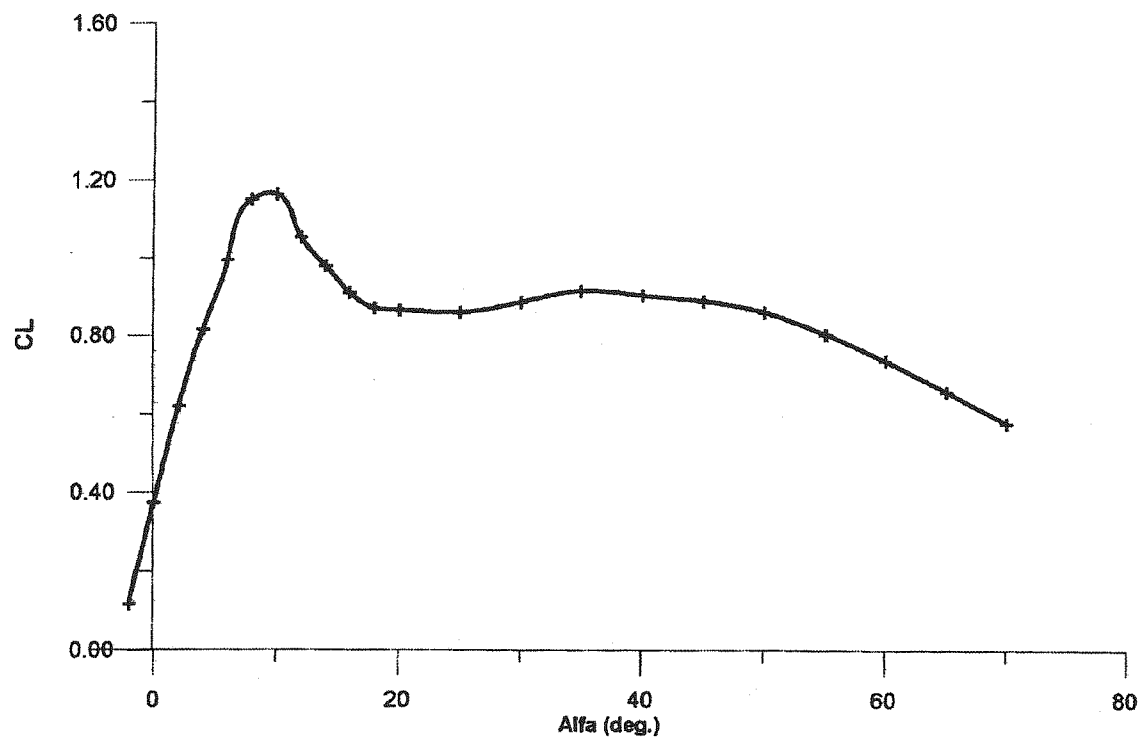
حال براساس آن چه گفته شد چنین می‌توان برداشت کرد که بهبود رفتار هواپیما در پیشگیری از دچار شدن به اسپین در دو عامل مهم نهفته است که عبارتند از اول توزیع جرم و اینرسی هواپیما و دوم تغییرات رفتاری در پایداری عرضی - جانبی در زوایای حمله زیاد.

اما بسته به این که طراحی در کدام مرحله باشد، تمرکز بر روی دو عامل فوق می‌تواند حلال مشکل باشد. به طور قطع تجدید نظر در توزیع جرم و تعدیل ممان‌های اینرسی و بهبود رفتار آیرودینامیکی هواپیما در زوایای حمله زیاد با تغییرات عمده در هندسه آن فقط در مرحله طراحی مقدماتی ممکن است. چنانچه در این مرحله از تونل باد و نتایج آن به درستی استفاده شود، رسیدن به طرحی بهینه از نظر رفتار در زوایای حمله زیاد، سهلتر است تا اعمال تغییراتی بسیار محدود آن هم پس از ساخته شدن هواپیما. این تحقیق با محدودیت‌هایی هم روبرو بود که چنانچه در آینده رفع شود، می‌توان این پدیده را به نحو بهتر و دقیقتر بررسی کرد. یک ترازوی تونل شش محوره امکان ثبت مقادیر  $Cl_{\beta}$  و  $Cn_{\beta}$  را به طور مستقیم از خود آزمایش ممکن می‌سازد. در حالی که در این آزمایش ابتدا ضریب برا محاسبه شد و سپس از روی روابط موجود دو پارامتر فوق محاسبه شدند. نکته دیگر محدودیت تونل باد از نظر ظرفیت پذیرش مدل با اندازه‌های بزرگتر و سرعت بیشتر بود. این دو عامل موجب می‌شود تا اختلاف زیاد عدد رینولدز بین مدل و هواپیمای واقعی تا حدود زیادی کاهش یابد.

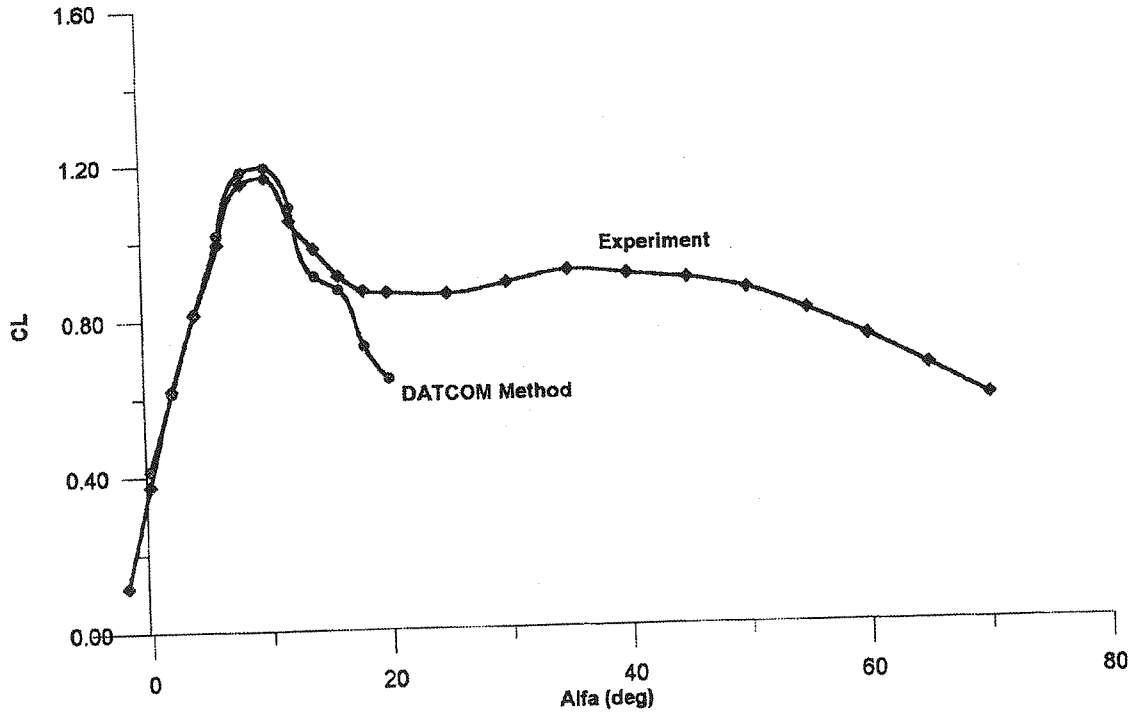
### علائم به کار رفته در متن

A	نسبت منظری
b	دهانه بال
bf1	عرض بدنه در ۲۵٪ طول
bf2	عرض بدنه در ۷۵٪ طول

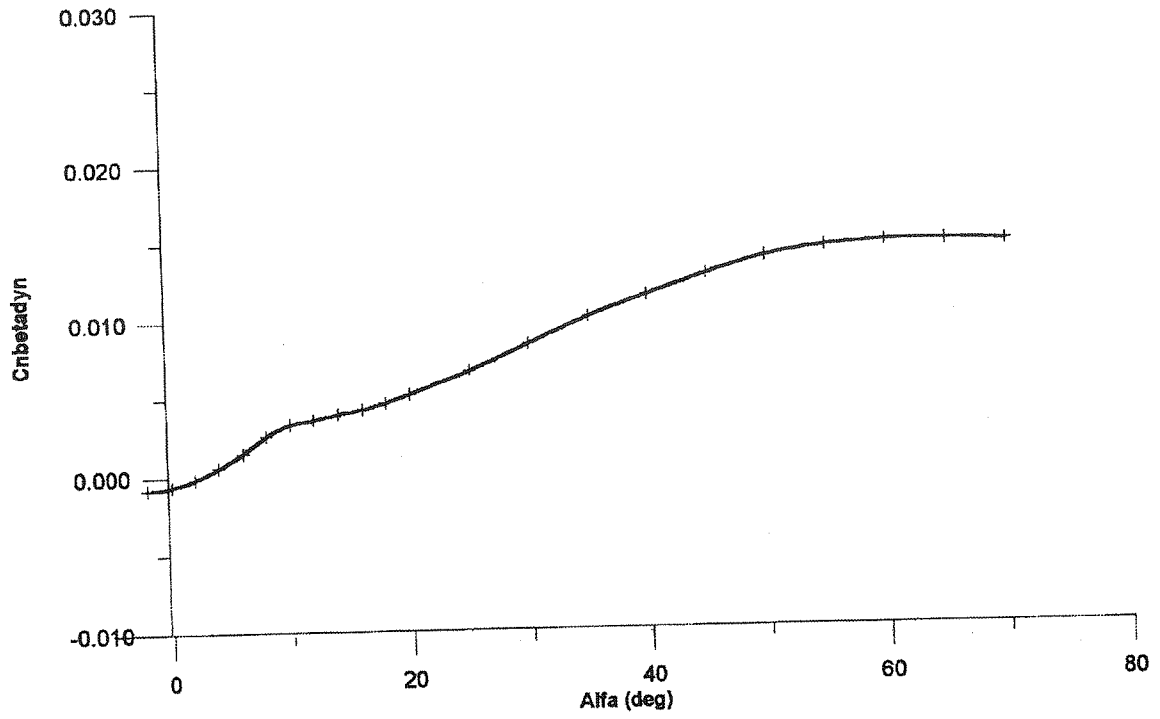
V	سرعت ، حجم	c	اندازه وتر متوسط بال
W	وزن	$C_L$	ضریب برا
X	فاصله افقی	$C_{Lwf}$	ضریب برا بال و بدنه
Zw	فاصله قائم دم افقی از دم عمودی	$C_{n\beta}$	ضریب پایداری سمتی
$\alpha$	زاویه حمله	$C_{n\beta f}$	ضریب پایداری سمتی بدنه
$\beta$	زاویه سرش جانبی	$C_{n\beta w}$	ضریب پایداری سمتی بال
$\rho$	چگالی هوا	$C_{n\beta wf}$	ضریب پایداری سمتی بال و بدنه
$\epsilon t$	زاویه پیچش بال	$C_{l\beta}$	ضریب پایداری غلتشی
$\Gamma$	زاویه هفتی	$C_{l\beta f}$	ضریب پایداری غلتشی بدنه
$\Lambda c/2$	زاویه عقب رفتگی بال در $1/2$ وتر	$C_{l\beta wf}$	ضریب پایداری غلتشی بال و بدنه
<b>اندیسها</b>			
f	بدنه ، دم عمودی	hf1	ارتفاع بدنه در ۲۵٪ طول
h	دم افقی	hf2	ارتفاع بدنه در ۷۵٪ طول
max	حداکثر	Ixx	ممان اینرسی طولی
c/2	حداقل	Izz	ممان اینرسی قائم
w	بال	$K_{MA}$	ضریب اثر متقابل ماخ و زاویه عقب رفتگی
wf	بال و بدنه	$K_{M\Gamma}$	ضریب اثر متقابل ماخ و زاویه هفتی
		If	طول بدنه
		S	مساحت بال
		$S_f$	مساحت جانبی بدنه



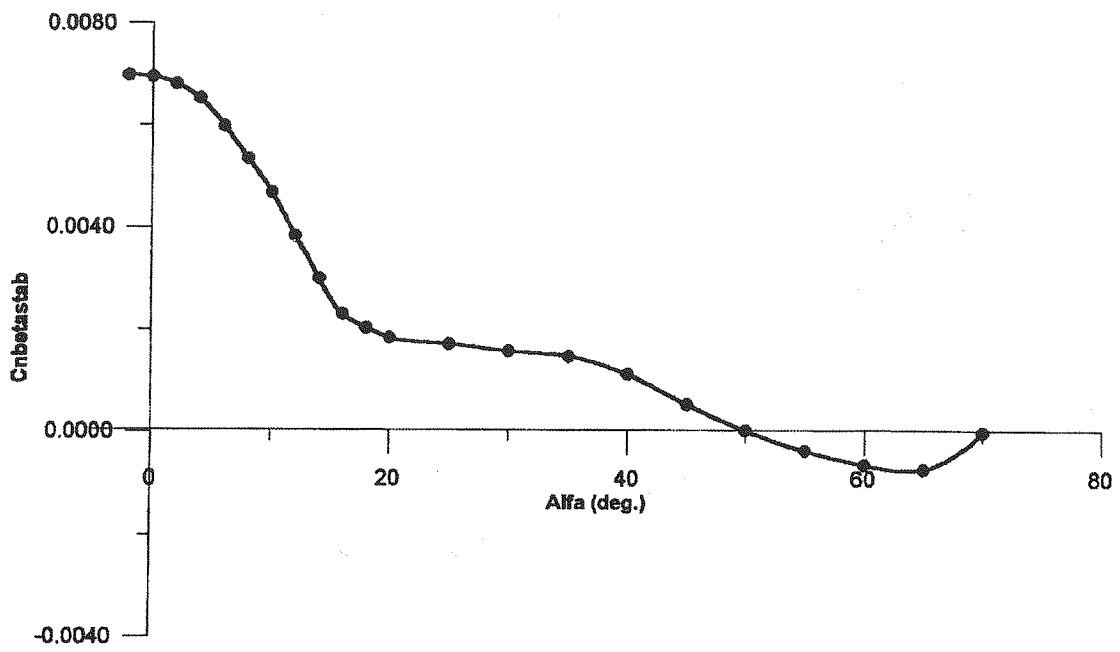
شکل (۱)



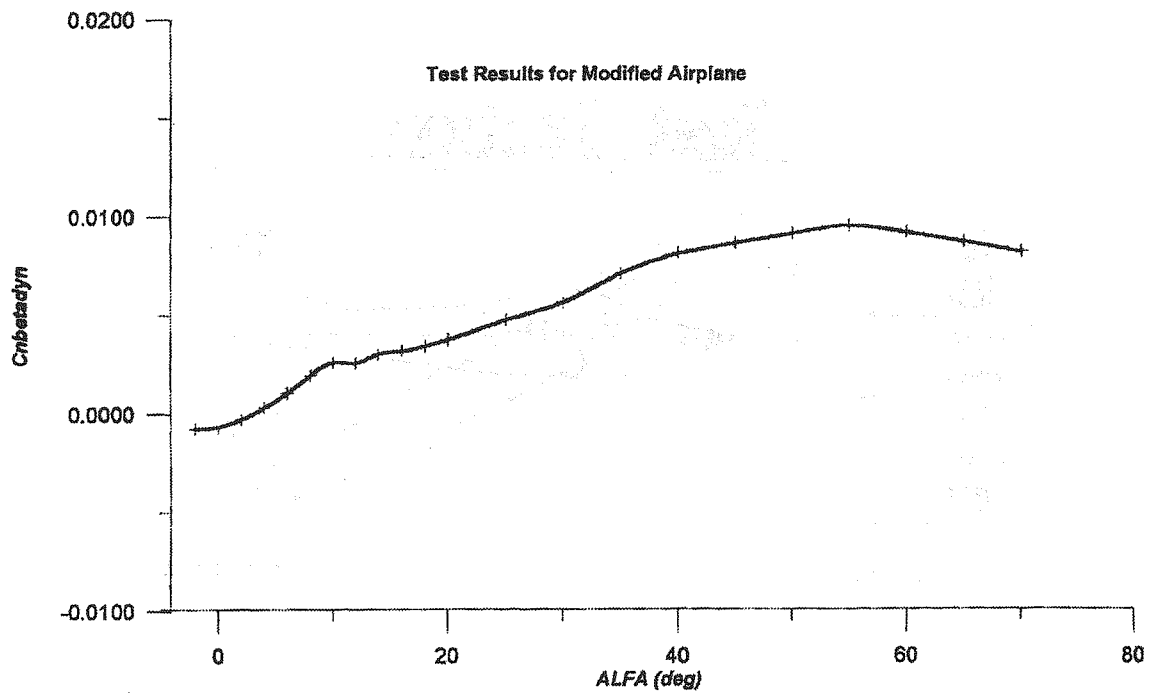
شکل (۲)



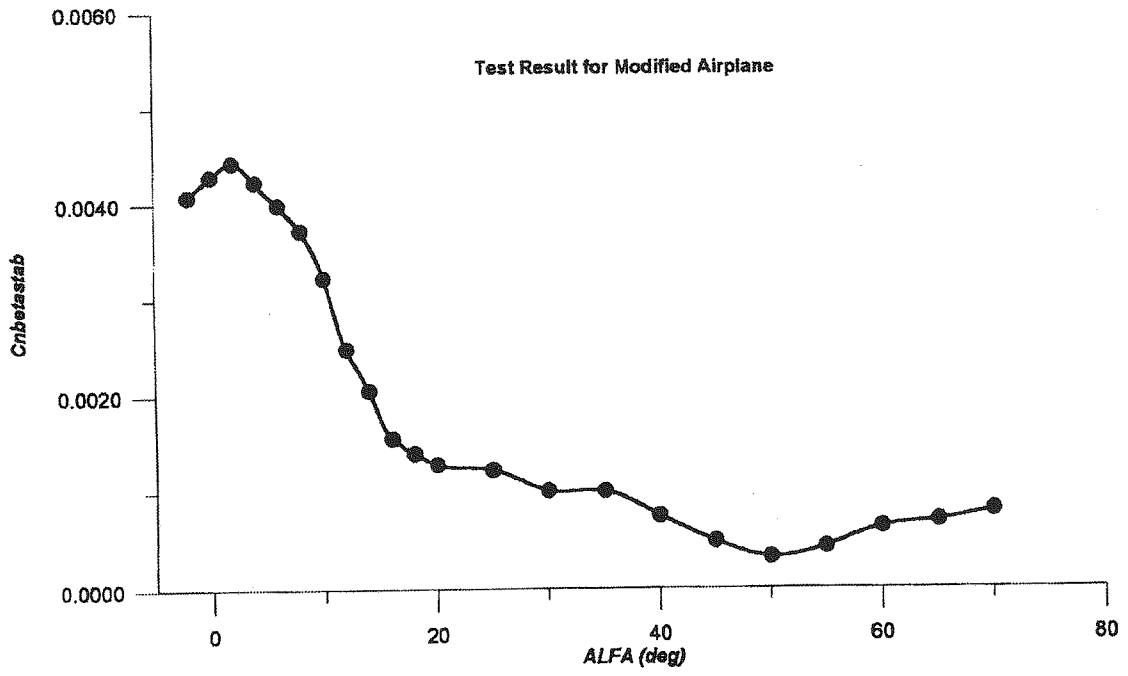
شکل (۳)



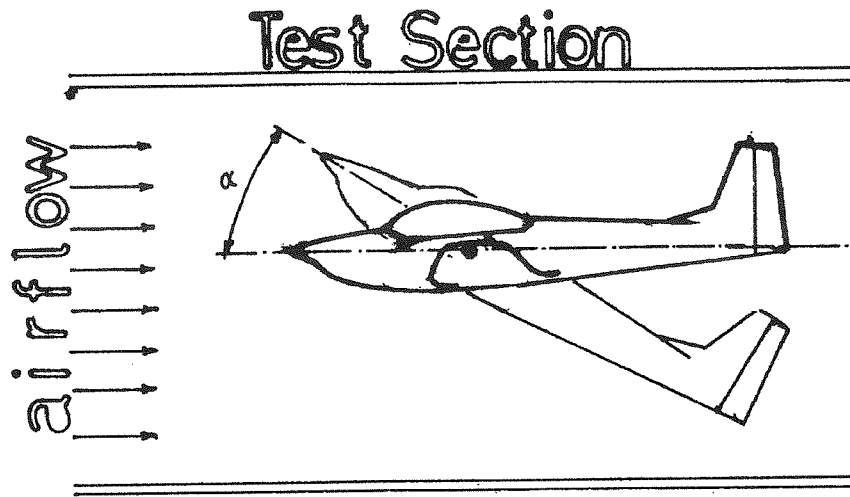
شکل (۲)



شکل (۵)



شکل (۶)



شکل (الف)





- [1] Mello, J. & Agnew, J. ; MCAIR Design Philosophy for Fighter Aircraft Departure and Spin Resistance; SAE Paper No. 791081, 1979.
- [2] Hoak, D. E.; et al; USAF Stability and Datcom Flight Control Division, AirForce Flight Dynamics Lab., 1978.
- [3] Taylor, J.W. Jane's All the Worlds Aircraft ; Jane's Pub., London, 1988-89.
- [4] Rae, W. H. & Pope, A. Low Speed Wind Tunnel Testing; John Wiley & Sons.
- [5] Stinton, D. ; The Design of the Aeroplane; Collins Pub., London, 1983.
- [6] Neihouse, A. I. ; Klinar, W.J. & Scher, S.H. ; Status of Spin Research for Recent Airplane Design ; , NASA TR-57, 1957.