دانشگاه صنعتی امیرکبیر

دانشکده مهندسی هوافضا

پایان نامه کارشناسی ارشد

گرایش دینامیک پرواز و کنترل

طراحی و ساخت اتوپایلوت برای کنترل مد طولی یک هواپیمای مدل

نگارش:

کیوان رسا

استاد راهنما:

دکتر ابوالقاسم نقاش

شهریور ۱۳۸۷

دانشگاه صنعتی امیرکبیر
(پلی‌تکنیک تهران)

بسمه تعالی

فرم اطلاعات پایان‌نامه
کارشناسی- ارشد و دکترا

تاریخ:
شماره:

معاونت پژوهشی
فرم پروژه تحصیلات تکمیلی ۷

مشخصات دانشجو:

نام و نام خانوادگی: کیوان رسا | دانشجوی آزاد ● | بورسیه ○ | معادل ○

شماره دانشجوئی: ۸۴۱۲۹۰۴۳ | دانشکده: هوافضا | رشته تحصیلی:هوافضا | گروه:دینامیک پرواز و کنترل

مشخصات استاد راهنما:

نام و نام خانوادگی: دکتر ابولقاسم نقاش | درجه و رتبه:استادیار

نام و نام خانوادگی: | درجه و رتبه:

مشخصات استاد مشاور:

نام و نام خانوادگی: | درجه و رتبه:

نام و نام خانوادگی: | درجه و رتبه:

عنوان پایان‌نامه به فارسی :

طراحی و ساخت اتوپایلوت برای کنترل مد طولی یک هواپیمای مدل

عنوان پایان‌نامه به انگلیسی:

DESIGN AND BUILD AN AUTO PILOT FOR CONTROLLING THE LONGIYUDINAL MODE OF A MODEL AIRCRAFT

نوع پروژه:

کارشناسی ○ ارشد ● دکترا ○ سال تحصیلی:

کاربردی ○ بنیادی ○ توسعه‌ای ○ نظری ○

تاریخ شروع :۸۵/۱۱/۱ | تاریخ خاتمه :۸۷/۶/۲۹ | تعداد واحد :۶ | سازمان تأمین کننده اعتبار :دانشگاه امیرکبیر

واژه‌های کلیدی به فارسی:اتوپایلوت-پیچ-الویتور-میکرو-تونل باد

واژه‌های کلیدی به انگلیسی :Autopilot-Pitch-Elevator-Micro-Wind Tunnel

مشخصات ظاهری	تعداد صفحات ۷۲	تصویر○ جدول○ نمودار ○ نقشه ○ واژه‌نامه ○		تعداد مراجع ۱۱	تعداد صفحات ضمائم ۱۷
زبان متن	فارسی ●	انگلیسی ○	چکیده	فارسی ●	انگلیسی ●
یادداشت					

نظرها و پیشنهادها به منظور بهبود فعالیت‌های پژوهشی دانشگاه

استاد:

دانشجو:در صورت تامین اعتبارات بیشتر و همچنین امکانات بیشتر آزمایشگاهی پروژه های اساسی تری قابل انجام می باشند.

امضاء استاد راهنما: **تاریخ:**

۱ : ارائه به معاونت پژوهشی به همراه یک نسخه الکترونیکی از پایان‌نامه و فرم اطلاعات پایان‌نامه بصورت PDF همراه چاپ چکیده (فارسی انگلیسی) و فرم اطلاعات پایان‌نامه

۲ : ارائه به کتابخانه دانشکده (شامل دو جلد پایان نامه به همراه نسخه الکترونیکی فرم در لوح فشرده طبق نمونه اعلام شده در صفحه خانگی کتابخانه مرکزی)

به نام خدا

تقدیم به کل خانواده، مخصوصاً پدر، مادر و برادر عزیزم

قدردانی

در انجام این پروژه افراد زیادی دخیل بوده‌اند که به جاست، از تمامی آنها یاد نموده و از زحماتشان کمال قدردانی خود را اعلام نمایم:

جناب آقای دکتر نقاش، استاد راهنمای اینجانب که با راهنمایی‌هایشان در طول این مدت موجبات ترقی پروژه را فراهم نموده‌اند.

جناب آقای مهندس حسین صالحی که خالصانه در تمامی مراحل ساخت و نصب کنترلر من را راهنمایی و همراهی نموده‌اند.

جناب آقایان مهندس حمید مقدس‌پور و مهندس میثم جلالوند که من را از کمک‌ها و راهنمایی‌های خود بهره‌مند ساختند.

جناب آقای دکتر محمود مانی، ریاست محترم دانشکده هوافضا، که هماهنگی‌های لازم را جهت انجام تست‌های تونل باد انجام دادند.

جناب آقای کریمی و شاکری که در زمینه ساخت قطعات و نیز هماهنگی‌های مختلف بسیار زحمت کشیدند.

همچنین از زحمات بی‌دریغ جناب مهندسین، ربیعی، کلانتری و حقیری از دانشگاه صنعتی امام حسین (مرکز قدر) که خالصانه و مسؤولانه برای تستهای عملی تونل باد همکاری نموده‌اند، قدردانی می‌نمایم.

چکیده

در این پروژه به طراحی و ساخت یک کنترلر برای کنترل زاویه پیچ هواپیما پرداخته‌شده است. برای این کار، ابتدا اطلاعات کامل هندسی و وزنی هواپیمای موردنظر را به دست جمع آوری شده و پس از آن توسط نرم‌افزار AAA مشتقات پایداری و ضرایب آیرودینامیکی مود طولی هواپیما محاسبه شده اند. سپس برخی از این مشتقات به صورت عملی در تونل باد محاسبه گشته و به مقایسهٔ نتایج AAA با نتایج تجربی پرداخته‌شده است .در این قسمت می توان به دقت این نرم افزار نیز پی برد.

پس از آن تابع تبدیل زاویهٔ پیچ هواپیما به الویتور محاسبه گشته و سپس به مدلسازی هواپیما و کنترلر آن در نرم‌افزار سیمولینک پرداخته‌شده است.

پس از آن که مدل کامپیوتری هواپیما و کنترلر آن تست شد، به مرحلهٔ ساخت کنترلر و نصب آن بر روی هواپیما پرداخته شده است. پس از طراحی و نصب کنترلر در ابتدا رفتار کلی هواپیما بصورت عملی تست گردیده و سپس مجدداً در تونل باد تست شده و نتایج آن با نتایج تئوری مقایسه شده است.

فهرست

عنوان	صفحه
مقدمه	۱
فصل اول: مشخصات هواپیما و شرایط پروازی	۳
فصل دوم: محاسبهٔ ضرایب آیرودینامیکی و مشتقات پایداری هواپیما	۷
فصل سوم: مدلسازی کامپیوتری و بررسی رفتار هواپیما	۱۹
فصل چهارم: مدلسازی کامپیوتری کنترلر پیچ	۲۲
فصل پنجم: ساخت کنترلر پیچ	۴۲
فصل ششم: تست عملی کنترلر و هواپیما	۶۲
مراجع	۷۱
ضمیمه:گزارش تست تونل باد برای مدل هواپیما	۷۳

مقدمه

از زمان پرواز اولین هواپیما، شاید کمتر کسی فکر می‌کرد که در عرض کمتر از ۱۰۰ سال، روزانه میلیون‌ها نفر در سرتاسر جهان توسط انواع هواپیماها بر فراز آسمان پرواز کنند.

امروزه پرواز با هواپیما ایمن‌ترین، راحت‌ترین و سریعترین وسیلهٔ مسافرت به شمار می‌رود. با توجه به وجود هواپیماهای جدید و مدرن، همانطور که مسافرت‌های هوایی برای مسافران راحت‌تر و لذت‌بخش‌تر شده است، هدایت هواپیما برای خلبانان نیز ساده‌تر شده است.

خلبانان، این راحتی خود را بیشتر از همه مدیون خلبان خودکار یا همان اتوپایلوت هستند.

اتوپایلوت‌ها، انواع متعددی دارند و می‌توانند فازهای مختلف و متنوعی از پرواز را به عهده گیرند.

تا جایی که امروزه سیستم‌های اتوماتیک برخاست و نشست نیز در بسیاری از هواپیماها وجود دارد.

اتوپایلوتهای ساده نیز وجود دارد. به عنوان مثال، اتوپایلوت سرعت که می‌تواند فقط سرعت هواپیما را ثابت نگه دارد و یا اتوپایلوت ترازکنندهٔ بال (Wing Leveler) که می‌تواند در هر حالت زاویه رول هواپیما را نسبت به دستگاه مختصات زمینی صفر نگه دارد. یکی از پراستفاده‌ترین و ساده‌ترین نوع اتوپایلوتها، اتوپایلوت زاویهٔ پیچ هواپیما (Pitch Controller) است.

توضیح کار این اتوپایلوت نیز بسیار ساده است.

خلبان یک زاویهٔ پیچ موردنظر را به عنوان ورودی به اتوپایلوت وارد می‌کند. مثلاً در پرواز کروز، عدد صفر را به عنوان زاویهٔ پیچ یعنی زاویهٔ محور طولی هواپیما با زمین وارد می‌کند. در هر لحظه توسط ژیروسکوپ و یا ژیروسکوپ نرخی، زاویهٔ پیچ واقعی هواپیما اندازه‌گیری شده و به عنوان ورودی به سیستم اتوپایلوت وارد می‌شود و با زاویهٔ مرجع ورودی مقایسه می گردد. سپس یک فرمان مناسب به سکان افقی هواپیما از کنترلر ارسال می‌شود تا هواپیما نهایتاً به زاویهٔ پیچ موردنظر برسد. نکته ای که در این میان اهمیت زیادی دارد، رسیدن به زاویه موردنظر در کمترین زمان و کمترین نوسانات است.

این اتوپایلوت کار خلبان را بسیار ساده می‌کند و در اثر اعمال اغتشاش به هواپیما نیز این اتوپایلوت وضعیت هواپیما را به حالت موردنظر برمی‌گرداند.

علاوه بر هواپیماهای سرنشین دار، در هواپیماهای بدون سرنشین نیز اتوپایلوتها استفاده‌های فراوانی دارند و بالطبع کنترلر پیچ نیز در این پروده‌ها بسیار پراستفاده است.

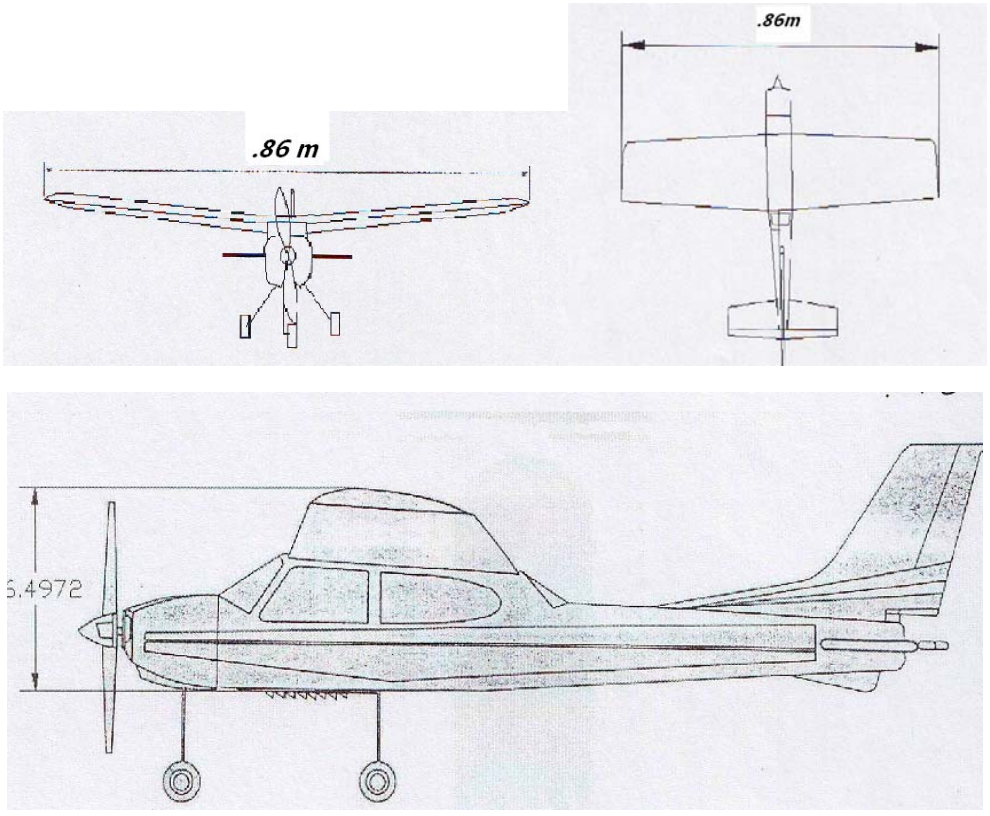
در این پروژه سعی شده تامراحل طراحی و ساخت یک کنترلر زاویهٔ پیچ (پیچ کنترلر) به ترتیب اجرا گردد و نتایج مربوطه بیان گردد .

فصل اول

مشخصات هواپیما و شرایط پروازی

همانطور که در بخش‌های چکیده و مقدمه بیان گردید، هدف از این پروژه طراحی و ساخت یک پیچ کنترلر و نصب آن بر روی یک هواپیمای مدل و مقایسهٔ نتایج تئوری و عملی می‌باشد. بنابراین در ابتدا به بیان مشخصات کلی هواپیما می‌پردازیم.همچنین شرایط محیطی را که می‌خواهیم در آن مدلسازی تئوری و آزمایش‌های عملی را انجام دهیم ،بیان می‌نماییم.

هواپیمای مورد استفاده یک هواپیمای مدل و مقیاس کوچک از هواپیمای سسنا ۱۷۲ می‌باشد. موتور این هواپیما الکتریکی بوده و جنس بدنه هواپیما از پلاستیک مخصوص و بال و دم افقی و عمودی آن از جنس فوم می‌باشد. در زیر تصاویری از این هواپیما آورده شده است.



شکل ۱-۱ تصویر ۳ نمای هواپیما

شکل ۱-۲ تصویر واقعی از هواپیمای مدل

در زیر برخی از مشخصات هندسی و وزنی این هواپیما آورده شده است. لازم است که به این نکته توجه شود که این اطلاعات همگی ازمرجع ۵ آورده شده‌اند (بیشتر، مشخصه‌هایی از هواپیما آورده شده‌اند که در طول پروژه موردنیازند).

جدول ۱-۱-مشخصات وزنی و هندسی هواپیما

پارامتر	توضیح	مقدار
W	وزن	۷ N(.713 Kgf)
b_w	اسپن بال	۰/۸۶ m
C_{rw}	وتر ریشه بال	۰/۱۸ m
C_{fw}	وتر نوک بال	۰/۱۴ m
Λ_C	زاویه عقبگرد بال	۲°
S_w	مساحت بال	۰/۱۳۵ m^2
Γ_w	زاویهٔ دایهدرال بال	۵°
L_f	طول بدنه	۰/۵۸ m
b_h	اسپن دم افقی	۰/۳ m
S_h	مساحت دم افقی	۰/۰۲۵ m^2
C_{rh}	وتر دم در ریشه دم افقی	۰/۰۹۷ m
C_{th}	وتر دم در نوک دم افقی	۰/۰۶۸ m
Γ_h	زاویه دایهدرال دم افقی	۰°
I_{yy}	ممان اینرسی حول محور y	۰/۰۱۲۶۲۷۵ kg. m^2
I_{xx}	ممان اینرسی حول محور x	۰/۰۰۸۶۱۰۳۶۳ kg. m^2
I_{zz}	ممان اینرسی حول محور z	۰/۰۲۱۸۴۴ kg. m^2
$X_{C.G}$	محل طولی مرکز ثقل هواپیما نسبت به نوک هواپیما	۰/۲۱ m
P	توان موتورد در فاز کروز	۲۷ W

همچنین شرایط محیطی که تست‌های تونل باد و همچنین محاسبات تئوری در آن انجام می‌شود به قرار زیر است:

جدول۱-۲- شرایط محیطی تست

پارامتر	مقدار
V (سرعت)	۱۰ m/s (۳۶ km/h)
h (ارتفاع نسبت به سطح دریا)	۱۲۱۹ m
T (دما)	۱۵°C

سایر اطلاعات موردنیاز هواپیما نیز در مرجع ۵ موجود می‌باشد.

فصل دوم

محاسبه ضرایب آیرودینامیکی و مشتقات پایداری هواپیما

همانطور که بیان شد، اولین قدم برای مدلسازی و طراحی اتوپایلوت، بدست آوردن ضرایب آیرودینامیکی و مشتقات پایداری هواپیماست. در این پروژه به دو روش این ضرایب محاسبه شده اند.

۱- روش تئوری. ۲- روش تجربی.

اکنون توضیحات مربوط به هر روش و نیز نتایج هریک داده می شود.

۲-۱-روش تئوری:

برای محاسبهٔ ضرایب آیرودینامیکی و مشتقات پایداری از نرم‌افزارAAA (Advanced Aircraft Analysis) استفاده شده است. این نرم‌افزار محصول شرکت DAR-CORP آمریکاست که درواقع می‌توان گفت که همان کتابهای طراحی هواپیما و دینامیک پرواز راسکم است.

روش‌ها و فرمول‌های استفاده شده در این نرم‌افزار همان فرمول‌های کتاب راسکم است که مرجع اصلی آن DATCOM می‌باشد. پس بنابراین می‌توان گفت که روش کلی محاسبه ضرایب توسط روش تئوری، برمبنای DATCOM و از طریق نرم‌افزار AAA است.

با توجه به مشخصات هواپیما که در فصل پیش بیان گردید و نیز شرایط پروازی، مشتقات طولی این هواپیما محاسبه شده‌اند. این نتایج در جدول زیر آمده‌اند. باید توجه داشت که برخی از ساده‌سازی‌ها در این محاسبات لحاظ گردیده‌اند (نرم‌افزار AAA به همراه فایل مربوط به محاسبات مشتقات این هواپیما در CD ضمیمه این پروژه آورده شده است).

جدول ۲-۱-ضرایب و مشتقات محاسبه شده توسط نرم افزار AAA

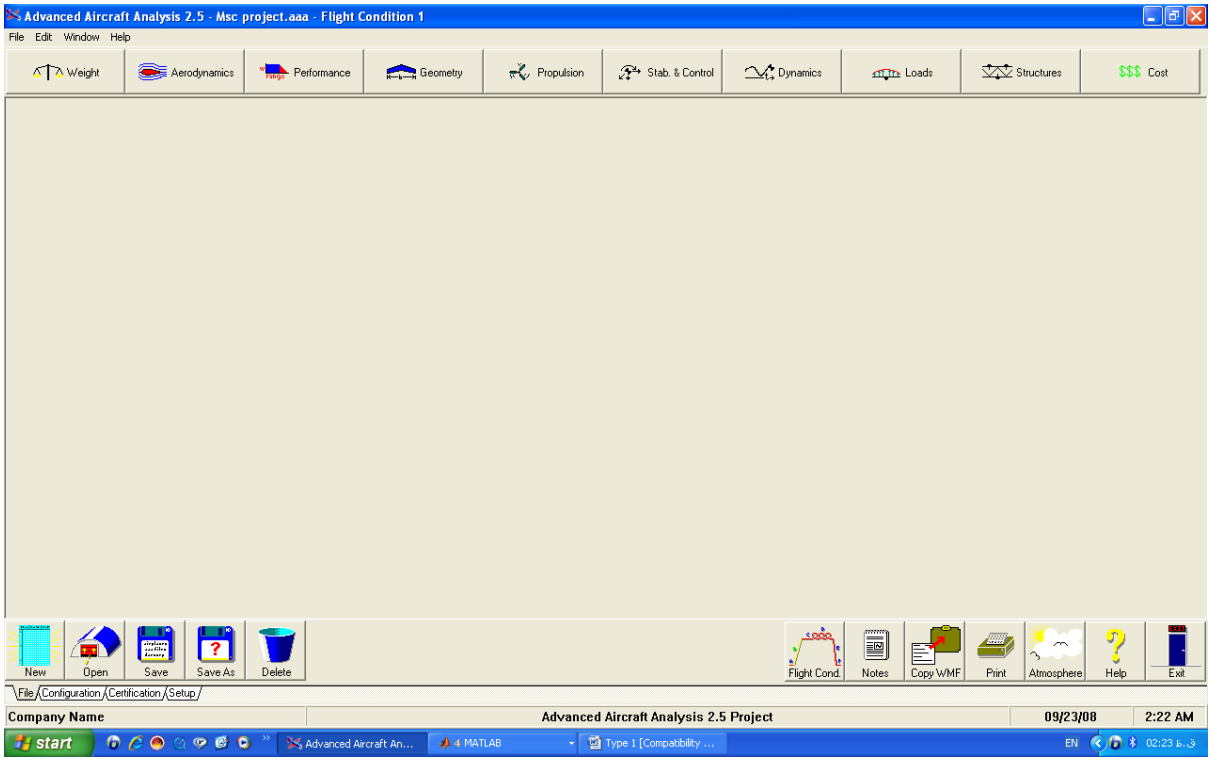
پارامتر	توضیح	مقدار
C_{Dt}	ضریب درگ کل در حالت تریم	۰/۳۸۵۸
C_{Lt}	ضریب برای کل در حالت تریم	۰/۹۹۲۱
C_{mt}	ضریب ممان پیچ در حالت تریم	۰
C_{Tt}	ضریب نیروی تراست در حالت تریم	۰/۳۴۶۴
C_{Du}	مشتق درگ نسبت به سرعت	۰
C_{Lu}	مشتق برا نسبت به سرعت	۰
C_{mu}	مشتق ممان پیچ نسبت به سرعت	۰
$C_{L\alpha}$	مشتق برا به زاویه حمله	۴/۶۹۸۳ rad^{-1}
$C_{D\alpha}$	مشتق درگ به زاویه حمله	۰/۶۱۲۴ rad^{-1}
$C_{m\alpha}$	مشتق ممان پیچ به زاویهٔ حمله	-۰/۲۷۰۴ rad^{-1}
$C_{mt\alpha}$	مشتق ممان پیچ ناشی از موتور به زاویه حمله	۰/۰۳۱۹ rad^{-1}
$C_{D\alpha}$	مشتق درگ نسبت به نرخ تغییرات زاویه حمله	۰
$C_{L\dot{\alpha}}$	مشتق برا نسبت به نرخ تغییرات زاویه حمله	۱/۳۵۰۲ rad^{-1}
$C_{D\dot{\alpha}}$	مشتق درگ نسبت به نرخ تغییرات زاویه پیچ	۰
C_{Lq}	مشتق برا نسبت به نرخ تغییرات زاویه پیچ	۴/۲۲۷۴ rad^{-1}
C_{mq}	مشتق ممان پیچ به نرخ تغییرات زاویهٔ پیچ	-۸/۴۸۱۸ rad^{-1}
$C_{D\delta e}$	مشتق درگ به زاویهٔ الویتور	۰/۰۰۷۶ rad^{-1}
$C_{L\delta e}$	مشتق برا نسبت به زاویهٔ الویتور	۰/۳۴۱۷ rad^{-1}
$C_{m\delta e}$	مشتق ممان پیچ نسبت به زاویهٔ الویتور	-۰/۸۲۶۳ rad^{-1}

باید به این نکته نیز توجه نمود که فرض بر این بوده که هواپیما در حالت تریم در حال پرواز بوده است. در این حالت با توجه به خروجی نرم‌افزار AAA برای زاویهٔ حمله تریم داریم:

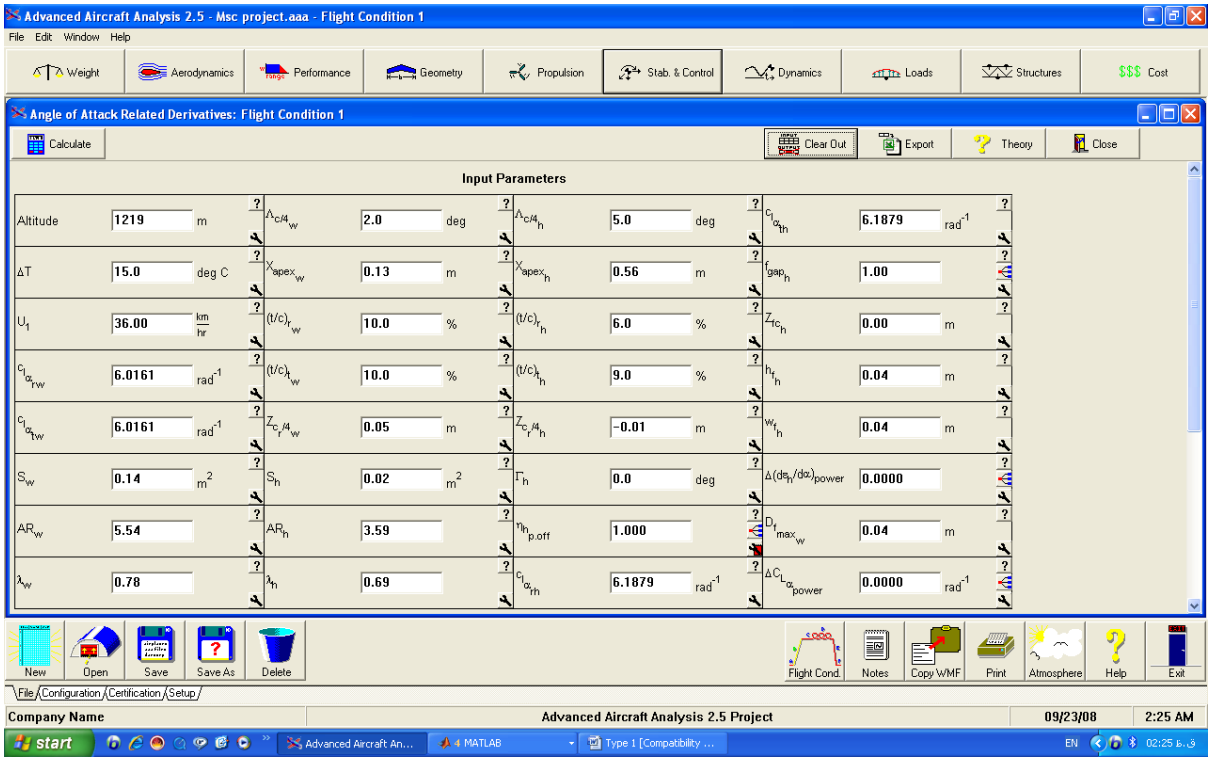
$\alpha_{trim} = ۱۰/۵۸^{\circ}$

توجه: برای به دست آوردن فرمول، توضیح و یا نحوهٔ محاسبهٔ هریک از مشتقات و یا ضرایب آورده شده در جداول بالا می‌توانید به بخش Help مربوط به نرم‌افزار AAA و یا مرجع ۳ مراجعه نمایید.

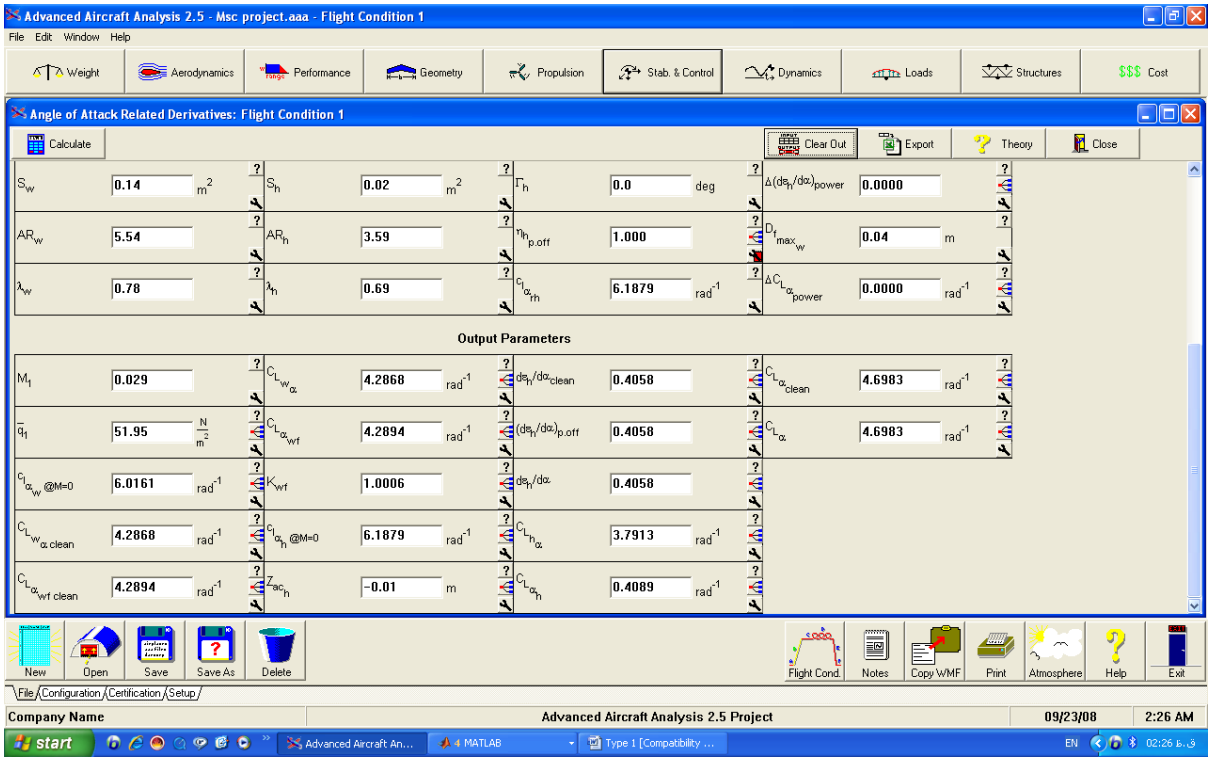
همچنین در شکل‌های زیر، چند نمونه از عکس‌های مربوط به صفحات مختلف نرم‌افزار AAA و لیست برخی از ورودی و خروجی‌های این نرم‌افزار،آورده شده است.



شکل ۲-۱-صفحه اصلی نرم افزار AAA



شکل ۲-۲-صفحه مربوط به پارامترهای ورودی برای محاسبه ضریب برا به زاویه حمله



شکل ۲-۳-صفحه مربوط به پارامترهای خروجی برای محاسبه ضریب برا به زاویه حمله

۲-۲- روش تجربی:

در روش تجربی، ضرایب آیرودینامیکی توسط تونل باد محاسبه گردیده‌اند. برای این منظور، در ابتدا باید وسایلی جهت نصب مدل در تونل باد ساخته می‌شد. این لوازم توسط قطعه‌ساز تهیه گردید و هواپیما برای تست تونل باد آماده شد. تست تونل باد، توسط تونل باد زیرصوت دانشگاه امام حسین انجام گردید.

همان‌طور که می‌دانیم مشتقات پایداری طولی، به چهار دسته کلی تقسیم می‌شوند:۱- مشتقات مربوط به سرعت،۲- مشتقات مربوط به زاویهٔ حمله، ۳-مشتقات مربوط به نرخ تغییرات زاویه حمله و۴- مشتقات مربوط به نرخ تغییرات زاویهٔ پیچ هواپیما.

همانطور که در محاسبهٔ این مشتقات توسط نرم‌افزار AAA نیز ملاحظه نمودید، مشتقات مربوط به سرعت $(C_{Lu}\ ,\ C_{Du}\ ,\ C_{mu})$، به علت سرعت پایین شرایط پروازی، بسیار کوچک و ناچیز و در عمل صفر هستند. بنابراین ازمحاسبهٔ این مشتقات در تست عملی نیز خودداری شده است.

همچنین مشتقات مربوط به نرخ تغییرات زاویهٔ حمله $(\dot{\alpha})$ و نیز نرخ تغییرات زاویهٔ پیچ (q)، به دلیل اینکه مشتقات دینامیکی بوده و برای بدست آوردن آنها توسط تونل باد، نیازمند انجام تستهای دینامیکی بود، به دلایل زیر از تست آنها بصورت عملی صرفنظر شد:

الف- کوچک و ناچیز بودن آنها در این شرایط پروازی.

ب- نبود امکانات موردنیاز در تونل باد برای تست‌های دینامیکی.

ج- عدم استحکام بدنه هواپیما در نوسانات موردنیاز در تونل باد برای اندازه‌گیری مشتقات دینامیکی طولی.

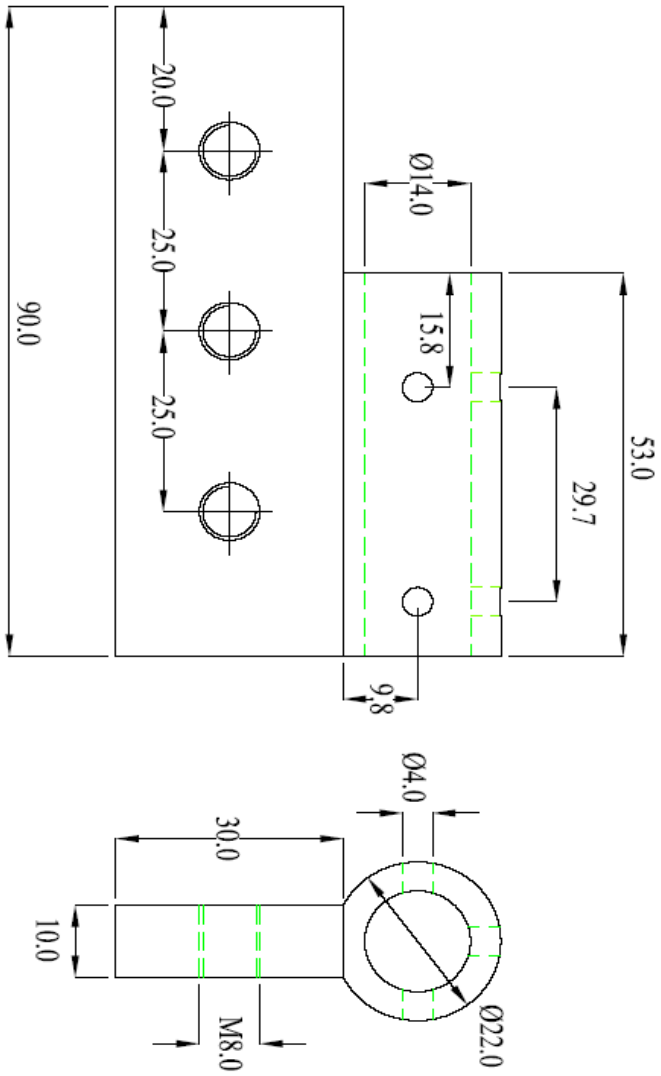
تنها مشتقاتی که توسط تونل باد اندازه‌گیری و محاسبه گردیدند، مشتقات مربوط به ضرایب «α» می‌باشند.لازم به ذکر است که برای تست و محاسبهٔ همین ضرایب و مشتقات نیز کارهای عملی زیادی بر روی مدل صورت پذیرفت. این کارها به قرار زیر بودند:

الف- تقویت بدنه، بال، دم افقی و دم عمودی هواپیما:

از آنجا که جنس اجزاء فوق استحکام زیادی نداشتند، برای عدم تغییر شکل و یا از بین رفتن مدل در تونل باد، تقویت و محکم‌سازی این اجزاء توسط چسب و یا سایر مواد و وسایل انجام گرفت.

ب- ساخت و نصب آداپتور واسط بین هواپیما و تونل باد:

برای نصب هواپیما در تونل باد، به یک قطعهٔ واسط نیاز بود، تا بتوان توسط آن هواپیما را به آلفا مکانیزم تونل باد متصل نمود و درحین تست، زاویهٔ حملهٔ هواپیما را از بیرون تونل تغییر داد.در شکل زیر نقشه این آداپتور واسط آورده شده است.



.

شکل ۲-۴-نقشه آداپتور واسط بین آلفامکانیزم تونل باد و هواپیما

ج- ساخت و نصب قطعهٔ موردنیاز جهت نصب آداپتور مذکور در داخل بدنه هواپیما:

برای سوار شدن قطعهٔ واسط بالا درون هواپیما، به یک قطعه نیاز بود تا بتوان درون هواپیما قرار داده و آداپتور موردنظر را به آن متصل نمود. در شکل زیر تصویر این قطعه نیز آورده شده است.

شکل۲-۵-تصویر قطعه ساخته شده جهت اتصال آداپتور به هواپیما که داخل Cowling هواپیما قرار می گیرد.

دو قطعه فوق، توسط قطعه ساز ساخته شد و بر روی هواپیما نصب گردید.

بعد از انجام کارهای مقدماتی، هواپیما آمادهٔ تست در تونل باد گردید. پس از انجام هماهنگی‌های لازم (که حدود ۳ هفته نیز به طول انجامید) سرانجام هواپیما در تونل باد تست گردید.

در ضمیمهٔ ۱، گزارش کامل مربوط به این تست آورده شده است. این گزارش شامل اطلاعات کامل مربوط به تونل باد، نحوهٔ بدست آوردن مشتقات از تستهای عملی، شرایط محیطی تست، نتایج و نمودارهای مختلف است که در اینجا به بیان اطلاعات و نتایج کلی و موردنیاز پرداخته شده است:

شرایط محیطی تست:

جدول ۲-۲-شرایط محیطی تست تونل باد

پارامتر	توضیح	مقدار
V	سرعت جریان	۱۰ m/s
P	فشار محیط	۸۴۰ mbar
T	دمای محیط	۱۸ °C

در این تست ضرایب از زاویهٔ حملهٔ ۲°- الی ۱۴° اندازه‌گیری و محاسبه شده‌اند. در جدول ذیل نتایج آورده شده است.

جدول ۲-۳- ضرایب آیرودینامیکی اندازه گیری شده در تونل باد

α (deg)	β (deg)	q	C_N	C_A	C_{MY}	C_L	C_D
0.02	0	4.97	0.44	0.094	0.043	0.44	0.094
-2	0	4.97	0.29	0.081	0.067	0.293	0.071
-3.98	0	4.97	-0.012	0.068	-0.01	-0.007	0.069
-6.14	0	4.97	-0.191	0.053	0.01	-0.184	0.073
0.04	0	4.97	0.508	0.068	0.059	0.508	0.069
2.05	0	4.97	0.669	0.067	0.08	0.666	0.091
4.01	0	4.97	0.824	0.054	0.033	0.819	0.111
6.22	0	4.97	0.984	0.047	0.026	0.973	0.153
8.16	0	4.97	1.065	0.04	0.016	1.049	0.191
10.22	0	4.97	1.161	0.023	0.026	1.138	0.229
12.08	0	4.97	1.237	0.011	-0.071	1.207	0.269
14.14	0	4.97	1.323	0.01	-0.024	1.281	0.333

باید توجه نمود که تمامی این نتایج با زاویهٔ الویتور صفر درجه بدست آمده‌اند. با توجه به نتایج تست داریم:

زاویهٔ حمله در حالت تریم با زاویهٔ الویتور در صفر درجه : α_{trim} = ۱۰/۴۳ °

این نتیجه با محاسبات تئوری که در آن α_{trim} = ۱۰/۵۸° بود تطابق بسیار خوبی دارد.