الإستهلال

الآيـــــــة

سورة الانفال (الآية ٦٠)

الإهـــداء

إلى حكمتي وعلمي إلى أدبي وحلمي
إلى من أرضعتني الحب والحنان
إلى من كان دعائها سر نجاحي
إلى كل من في الوجود بعد الله ورسوله امي الغالية . .

الى من أحمل اسمه بكل فخر
إلى من سعى وشقى لأنعم بالراحة والهناء
الى الذي علمني ان أرتقي سلم الحياة بحكمة وصبر
إلى القلب الكبير والدي العزيز

إلى من تذوقت معهم أجمل اللحظات
إلى من سرنا سوياً ونحن نشق الطريق معا نحو النجاح والإبداع
طلاب الدفعة 13 هندسة الطيران

الى من مدونا بنور العلم وكلمات من درر
الى من صاغوا لنا علمهم حروفا
ومن فكرهم منارة تنير لنا مسيرة العلم و النجاح الى اساتذتنا ومشرفينا .

الشكر والعرفان

الحمد والشكر لله رب العالمين حمداً وشكراً يليق
بجلال وجهه وعظيم سلطانه الذى وفقنا لهذا العمل

الشكر الجزيل لمشرفينا الذين لم يبخلوا علينا بوقتهم وجهدهم وعلمهم .

الدكتور/ طارق حسن السني (اكاديمية الخرطوم للطيران)

الاستاذة / رانيا محمد قرشي (جامعة السودان كلية الهندسة)

شكر خاص لمن الهمنا هذا المشروع وساندنا بعلمه ووقته

الاستاذ: عبد الماجد ادريس/ قسم هندسة الطيران

الشكر ايضا الي قاعدة الشهيد عثمان دقنة الجوية (بورتسودان) متمثلة في :

العقيد ركن طيار / زيدان خلف حسون

ملاّزم طيار / مجاهد الامام الحجانا موسى

الشكر لكل من ساعدنا لإنجاز هذا العمل من الاساتذة والزملاء بقسم هندسة الطيران ...

الشكر لقسم هندسة الطيران بجامعة السودان للعلوم والتكنولوجيا متمثلاً في:

الدكتور: صخر بابكر ابودرق

المستخلص:

يهدف هذا المشروع إلى تصميم طائرة تدريب عسكرية، وتحليل الدينامية الهوائية لها ودراسة استقراريتها، وتحديد صفات الأداء لضمان أن النموذج المصمم يلبي المتطلبات.

بدأت عملية التصميم مع التقدير الاولي للوزن وحساب معايير الأداء، وتحميل الجناح و نسبة الدفع إلى الوزن. وفقا لذلك تم اختيار مقاطع الجنيحات والتكوين الهيكلي للطائرة وتم رسمهم ببرامج الأوتوكاد والكاتيا. وقد تم اختيار برنامج الداتكوم الرقمي لايجاد بيانات الديناميه الهوائية للطائرة ومشتقات الاستقراريه.

اظهرت نتائج تحليل الديناميه الهوائية والاستقراريه والأداء ان الطائره التي تم تصميمها مستقرة ولديها قدرات أداء مقبولة.

Abstract:

This project is aimed to design a military training aircraft, and perform aerodynamic and stability analysis. On other hand, the performance qualities are determined to ensure that the designed model satisfies the requirements.

The design process began with first weight estimation and calculation of performance parameters, wing loading and thrust to weight ratio; accordingly the airfoils sections and airplane geometrical configuration were selected and drown by AutoCAD and CATIA programs. Digital DATCOM program was chosen to find aerodynamic data and stability derivatives.

Results of aerodynamic, stability and performance analyses show that the designed aircraft is stable with acceptable performance capabilities.

Table of Contents

Chapter Four: Results and Discussion

List of Tables

List of Figures

List of symbols:

AR	Aspect Ratio
a	Speed of Sound
B_H	Horizontal Tail Span
b_w	Wing Span
C	Specific Fuel Consumption
$\bar{C}$	Mean Aerodynamic Chord
C_{HT}	Horizontal Tail Volume Coefficient
C_{VT}	Vertical Tail Volume Coefficient
C_{root}	Root Chord
C_{tip}	Tip Chord
CD_o	Zero Lift Drag
Cd	Drag Coefficient
CL_{max}	Maximum Lift Coefficient
Cl	Lift Coefficient
D_f	Fuselage Diameter
E	Endurance
e	Span Efficiency
F_W	Fuselage Width at Horizontal Tail Intersection
g	Gravity
H_T	Horizontal Tail Height above Fuselage
H_V	Vertical Tail Height above Fuselage

K_G	Coefficient of Load Factor
K_{vs}	Variable Sweep Content
L_*	Moment Arm
L_f	Fuselage Length
L_{rear}	Rear Fuselage Length
$L_{cockpit}$	Cockpit Length
$\frac{L}{D}$	Lift To Drag Ratio
M_{max}	Maximum Mach number
m	Mass
M_G	Aircraft Mass Ratio
n	Load Factor
N_Z	Ultimate Load Factor
N_L	Ultimate Landing Load Factor
N_{En}	Number of Engine
P_R	Power Required
P_A	Power Available
q	Dynamic Pressure
R	Range
R_{min}	Minimum Turn Radius
$\frac{R}{C}$	Rate of Climb
S_w	Wing Area
S_{HT}	Horizontal Tail Area

S_{VT}	Vertical Tail Area
$S_{landing}$	Landing Distance
T_R	Thrust Required
T_A	Thrust Available
$\frac{T}{W}$	Thrust To Weight Ratio
$\frac{T}{W}$	Thrust To Weight Ratio
V	Cruse Speed
V_{stall}	Stall Speed
$V_{approach}$	Approach Speed
V_{Si}	Stall Speed For Negative Load Factor
V_{Ge}	Gust Equivalent Speed
V_E	Aircraft Equivalent Speed
Vmax	Maximum Velocity
V_{TRmin}	Velocity at Minimum Thrust Require
W_o	Maximum Takeoff Weight
W_{crew}	Crew Weight
W_e	Empty Weight
W_f	Fuel Weight
$\frac{W}{S}$	Wing Loading
W_{Wing}	Wing Weight
W_{Dg}	Design Gross Weight

$W_{H.T}$	Horizontal Tail Weight
$W_{V.T}$	Vertical Tail Weight
W_{Fuse}	Weight of Fuselage
$W_{Main\ L.G}$	Weight of Main Landing Gear
W_L	Landing Design Gross Weight
$W_{Nose\ L.G}$	Weight of Nose Landing Gear
$W_{Eng.Section}$	Weight of Engine Section
W_{Inst}	Weight of Instrument
$\bar{Y}$	Distance Location of Mean Aerodynamic Chord
σ	Density ratio
ρ	Air Density
Λ	Sweep Angle
θ_{rear}	Rear Fuselage Angle
$\theta_{cockpit}$	Cockpit Angle
γ	Climb Angle
Λ	Wing Sweep At 25% Mac

Abbreviations:

CFD	Computational Fluid Dynamic
CG	Center of Gravity
TOP	Takeoff Parameter