

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**KANAT PERFORMANSINI ARTTIRMAK İÇİN WINGLET TASARIMI VE
BİR UYGULAMASI**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Akif Giray ALACACI

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

OCAK 2015

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**KANAT PERFORMANSINI ARTTIRMAK İÇİN WINGLET TASARIMI VE
BİR UYGULAMASI**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Akif Giray ALACACI
(511111155)**

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Yrd. Doç. Dr. Hayri ACAR

OCAK 2015

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 511111155 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi **Akif Giray ALACACI**, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “**KANAT PERFORMANSINI ARTTIRMAK İÇİN WINGLET TASARIMI VE BİR UYGULAMASI**” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Yrd. Doç.Dr. Hayri ACAR**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Prof. Dr. Adil YÜKSELEN**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Yrd. Doç. Dr. Hayri ACAR
İstanbul Teknik Üniversitesi

Doç.Dr.Hv.Müh Alb.Ergüven VATANDAŞ
Hava Harp Okulu

Teslim Tarihi: **15 Aralık 2014**
Savunma Tarihi: **23 Ocak 2015**

Canım Babama...

ÖNSÖZ

Bu tezin hazırlanmasında maddi manevi hiçbir desteğini sakınmayan başta Özdemir BAYRAKTAR olmak üzere, Selçuk, Haluk, Ahmet BAYRAKTAR kardeşlere teşekkürü kendime borç bilirim. Aynı zamanda analizlerimde her türlü yardımda bulunan Ahmet EMİNGİL'e çok teşekkür ederim.

Bütün yüksek lisans eğitimim boyunca bana yol gösterici olan danışmanım Hayri ACAR'a sabrı, rehberliği, ayırdığı zaman için gönülden teşekkür ederim.

Programlama konusunda yardımları için sevgili arkadaşım Yavuzer KARAKUŞ'a en içten teşekkürlerimi sunarım.

Yüksek lisans eğitimim için izin veren komutanlarıma, bana her türlü yardımda bulunan başta Yzb. Burhan Erhan ve eşine, Yzb. Kaan ALTIN, Yzb. Niyazi CANKURT, Em. Ütğm. Umut BESLEDİ ve eşine, Ütğm Emre Özdemir ve eşine, Ütğm Burak KOCAER olmak üzere tüm mesai arkadaşlarıma teşekkürlerimi sunarım.

Aynı zamanda yüksek lisans, lisans ve tüm hayatım boyunca desteklerini esirgemeyen bu günlere ulaşmamda en büyük pay sahibi olan annem, babam ve sevgili kardeşim ve Ezgi TORUN'a minnetlerimi sunarım.

Ocak 2015

Akif Giray ALACACI
(Hava Savunma Üsteğmen)

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	vii
KISALTMALAR.....	xi
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xiii
ŞEKİL LİSTESİ	xv
SEMBOL LİSTESİ.....	xvii
ÖZET.....	xix
SUMMARY	xxi
1. GİRİŞ	1
2. AERODİNAMİK KUVVETLER.....	5
2.1 Sürüklenme Kuvveti	5
2.1.1 Parazit sürüklenme	6
2.1.2 İndüklenmiş sürüklenme	8
2.1.2.1 Kuyruk türbülansı	11
2.1.3 Toplam sürüklenme	11
2.1.4 Aerodinamik Etkinlik Parametresi (L/D).....	12
3. GİRDAP KAFES METODU	13
3.1 Tornado VLM	14
4. WINGLET TASARIM METODOLOJİSİ	17
4.1 Winglet Geometri Parametreleri	17
4.2 Toplam Sürüklemenin Elde Edilmesi	18
4.3 Parametre Analizi	20
4.3.1 Mevcut kanat analizi	20
4.3.1.1 Sivrilme oranı incelemesi.....	21
4.3.1.2 Dihedral açısı incelemesi	21
4.3.1.3 Ok açısı incelemesi	22
4.3.1.4 Dikdörtgen kanat incelemesi	23
4.3.2 Klasik Winglet analizi	24
4.3.3 Ok açısı analizi	26
4.3.4 Cant açısı analizi	26
4.3.5 Toe açısı analizi.....	27
4.3.6 Burulma açısı analizi	27
4.3.7 Winglet genişlik analizi	28
4.3.8 Sivrilme oranı analizi.....	28
5. OPTİMİZASYON	31
5.1 Optimizasyon Metodu.....	31
5.2 Tornado Modifikasyonu	31
5.3 Uzay İncelemesi	33
5.4 Maliyet Analizi	36
5.5 0,6 Metre Winglet Genişliği İncelemesi.....	41
5.6 Son Tasarım.....	42
6. HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ (HAD - CFD) ANALİZİ.....	45
7. DENEYSEL ÇALIŞMA	51
7.1 Rüzgâr Tüneli	51
7.2 Model Üretimi	52

7.3 Deney Düzeneği	54
7.4 Deney Sonuçları	55
8. SONUÇLAR.....	59
KAYNAKLAR	61
EKLER.....	63
ÖZGEÇMİŞ	65

KISALTMALAR

CFD : Computational Fluid Dynamics
GKY : Girdap Kafes Yöntemi
HAD : Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
İHA : İnsansız Hava Aracı
MALE : Medium Altitude Long Endurance
VLM : Vortex Lattice Method
UAV : Unmanned Aerial Vehicle

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 4.1 :	Hücum açılarına bağlı olarak Winglet profili sürüklenme katsayısı.....	19
Çizelge 4.2 :	Bayraktar Tb-2 Kanat Performans Verileri.	20
Çizelge 4.3 :	Sivrilme oranı incelemesi.....	21
Çizelge 4.4 :	Dihedral açısı incelemesi.	22
Çizelge 4.5 :	Ok Açısı incelemesi.....	22
Çizelge 4.6 :	Dikdörtgen kanat incelemesi.....	23
Çizelge 4.7 :	Kanat konfigürasyon incelemesi.	23
Çizelge 4.8 :	Wingletsiz kanat ile klasik Wingletli kanadın analiz sonuçları.....	24
Çizelge 4.9 :	Referans Winglet parametre değerleri.	25
Çizelge 4.10 :	Winglet parametrelerinin kant fines değerine olan etkisi.	29
Çizelge 5.1 :	Veri tabanı incelemesi parametre sınır ve basamak aralıkları.....	34
Çizelge 5.2 :	Veri tabanı incelemesi en yüksek verimlilik değerlerine sahip olan Winglet yapıları.	34
Çizelge 5.3 :	Veri tabanı incelemesinde profil sürüklenme ilavesi en yüksek verimlilik değerlerine sahip olan Winglet yapıları.	35
Çizelge 5.4 :	Maliyet analizi parametre sınır ve basamak aralıkları.	36
Çizelge 5.5 :	Maliyet analiz sonuçları -1.	37
Çizelge 5.6 :	Maliyet analiz sonuçları -2.	38
Çizelge 5.7 :	Maliyet analizi incelemesinde parametre sınır ve basamak aralıkları.....	41
Çizelge 5.8 :	Maliyet analizinde elde edilen optimum Winglet geometrisi.	41
Çizelge 5.9 :	0,6 genişlik analizi parametre sınır ve basamak aralıkları -1.....	41
Çizelge 5.10 :	0,6 metre genişlik analizi – 1.	42
Çizelge 5.11 :	0,6 genişlik analizi parametre sınır ve basamak aralıkları -2.....	42
Çizelge 5.12 :	0,6 metre genişlik analizi – 1.	42
Çizelge 5.13 :	Optimum Winglet ile elde edilen kazanç verileri.	43
Çizelge 6.1 :	Hesaplamalı akışkanlar dinamiği analiz sonuçları – kanat.	46
Çizelge 6.2 :	HAD inviscid model ile tornado verileri mukayesesi – kanat.	47
Çizelge 6.3 :	Hesaplamalı akışkanlar dinamiği analiz sonuçları –Wingletli kanat...47	
Çizelge 6.4 :	Inviscid model ile tornado verileri mukayesesi – Wingletli kanat.	47
Çizelge 6.5 :	HAD analizi Laminar ve türbülanslı akış için Wingletli ve Wingletsiz yapı mukayesesi.	48
Çizelge 7.1 :	Deneylerde elde edilen sürüklenme katsayısı değerleri ve değişimleri.....	55
Çizelge 7.2 :	Deneylerde elde edilen taşıma katsayısı değerleri ve değişimleri.	55
Çizelge 7.3 :	Deneylerde elde edilen fines değerleri ve değişimleri.	56

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : Winglet yapısının kanat ucu girdaplarına etkisi.	1
Şekil 1.2 : Bayraktar tb-2 taktik insansız hava aracı.	2
Şekil 2.1 : Sürüklenme Kuvveti.....	5
Şekil 2.2 : Hücum açısına göre sürüklenme katsayısı değişimi.	6
Şekil 2.3 : Şekil Sürüklemesi -1.....	7
Şekil 2.4 : Şekil Sürüklemesi -2.....	7
Şekil 2.5 : Enterferans sürüklemesi – 1.	8
Şekil 2.6 : Enterferans sürüklemesi -2.	8
Şekil 2.7 : Yukarı akış (upwash).	9
Şekil 2.8 : Sonsuz Kanat.	9
Şekil 2.9 : Kanat ucu girdapları.	9
Şekil 2.10 : Sonlu kanat.....	10
Şekil 2.11 : Efektif hücum açısı.	10
Şekil 2.12 : Toplam Sürüklenme	12
Şekil 3.1 : At nalı girdap modeli.	13
Şekil 4.1 : Wingletsiz/li kanat ucu girdapları.....	17
Şekil 4.2 : Winglet Tasarım Parametreleri.....	18
Şekil 4.3 : Bayraktar TB-2 insansız hava aracı.....	20
Şekil 4.4 : Bayraktar TB-2 Kanadı.	20
Şekil 4.5 : Sivrilme oranı kaldırılan kanat geometrisi.....	21
Şekil 4.6 : Dihedral açı kaldırılan kanat geometrisi	21
Şekil 4.7 : Ok açısı kaldırılan kanat geometrisi.....	22
Şekil 4.8 : Dikdörtgen kanat geometrisi.	23
Şekil 4.9 : Klasik Winglet geometri özellikleri.....	24
Şekil 4.10 : Whitcomb Wingleti ile Kanat.	24
Şekil 4.11 : Oluşturulan referans Winglet geometrisi.....	25
Şekil 4.12 : Ok açısına değişimine bağlı olarak değişen c_l/c_d değerleri.....	26
Şekil 4.13 : Ok açısına değişimine bağlı olarak değişen C_L/CD değerleri.	26
Şekil 4.14 : Toe açısına değişimine bağlı olarak değişen C_L/CD değerleri.	27
Şekil 4.15 : Burulma açısına değişimine bağlı olarak değişen c_l/c_d değerleri.	27
Şekil 4.16 : Winglet genişliği değişimine bağlı olarak değişen c_l/c_d değerleri.	28
Şekil 4.17 : Sivrilme oranı değişime bağlı olarak değişen c_l/c_d değerleri.	28
Şekil 5.1 : Optimizasyon kodu akış şeması.....	31
Şekil 5.2 : Uzay incelemesinde en iyi sonucu veren geometri-1.....	35
Şekil 5.3 : Uzay incelemesinde en iyi sonucu veren geometri-2.....	35
Şekil 5.4 : Yüksek ok açısı.	38
Şekil 5.5 : Winglet genişliği ile aerodinamik verim ilişkisi.	39
Şekil 5.6 : Winglet genişliği ile kanada eklenen ağırlık ilişkisi.	40
Şekil 5.7 : Verim artışı ile kanat alan artış ilişkisi.	40
Şekil 5.8 : Son tasarım -1.....	43
Şekil 5.9 : Son tasarım -2.....	43
Şekil 5.10 : Optimum Winglet alanı kadar kanadın uzatılması.....	44
Şekil 5.11 : Raked tip kanat ucu.	44

Şekil 6.1 : Kanat CAD çizimi.	45
Şekil 6.2 : Wingletli kanat CAD çizimi.	45
Şekil 6.3 : Kanat örgü yapısı.	46
Şekil 6.4 : Wingletli kanat örgü yapısı.	46
Şekil 6.5 : Kanat yüzeyi basınç dağılımı Wingletli/siz.	48
Şekil 6.6 : Kanat kökü-ucu basınç dağılımı Wingletli/siz.	48
Şekil 7.1 : Gümüştuyu kapalı devre ses altı rüzgar tüneli.	51
Şekil 7.2 : Uprint Plus üç boyutlu yazıcı.	52
Şekil 7.3 : Üretilen modelin CAD çizimi.	52
Şekil 7.4 : Parçaların tepside konumlandırılması.	53
Şekil 7.5 : Zımpara ve macun işlemleri.	53
Şekil 7.6 : Modelin geldiği son durum.....	53
Şekil 7.7 : Sürüklenme kuvvet ölçümü deney düzeneği şeması.	54
Şekil 7.8 : Taşıma kuvvet ölçümü deney düzeneği şeması.	54
Şekil 7.9 : Deney Düzeneği.....	55
Şekil 7.10 : Deneylerde elde edilen sonuçlar.	56

SEMBOL LİSTESİ

ρ	: Havanın Yoğunluğu
α	: Hücüm Açısı
α_i	: İndüklenmiş Hücüm Açısı
α_{eff}	: Efektif Hücüm Açısı
π	: Pi Sayısı
Γ	: Girdap Şiddeti
b	: Yarı Kanat Açıklığı
c_l	: Kanat Profil Taşıma Katsayısı
c_d	: Kanat Profil Sürüklemesi Katsayısı
C_{Di}	: İndüklenmiş Sürükleme Katsayısı
C_L	: Kanat Taşıma Katsayısı
C_D	: Kanat Sürükleme Katsayısı
D	: Sürükleme Kuvveti
D_p	: Basınç Sürükleme Kuvveti
D_F	: Yüzey Sürtünme Kuvveti
D_i	: İndüklenmiş Sürükleme Kuvveti
L	: Taşıma Kuvveti
L/D	: Fines Değeri
S	: Kanat Alanı
V	: Hava Hızı

KANAT PERFORMANSINI ARTTIRMAK İÇİN WINGLET TASARIMI VE BİR UYGULAMASI

ÖZET

Bu tez çalışmasında Bayraktar Tb-2 taktik insansız hava aracına bir Winglet geometrisi tasarlanmış ve optimize edilmiştir. Çalışmanın amacı Winglet entegrasi ile kanat aerodinamik verimliliğini minimum ağırlık eklentisi ile arttırmak olarak belirlenmiştir.

Çalışmalara başlamadan önce bu konuda daha önce gerçekleştirilen çalışmalar, Winglet tarihi ve çeşitleri incelenmiş ve elde edilen bilgilere dayanılarak Winglet tasarım metodolojisi oluşturulmuştur. Oluşturulan metodoloji Winglet geometrisinde rol oynayan yedi ana parametreyi incelemeye yönelik olup ve incelenen insansız hava aracının uçuş koşullarındaki taşıma sürüklenme oranına göre Winglet geometrilerini değerlendirmektedir.

Winglet geometrisi yedi ana parametre ile belirlenmektedir. Bunlar; cant açısı, ok açısı, toe açısı, burulma açısı, Winglet genişliği, sivrilme oranı ve Winglet kanat profilidir. Analizlerin ilk aşamasında bahsedilen bu parametreler dikkate alınarak kanat performansı üzerindeki etkileri incelenmiştir. Analizler de Winglet kanat profili için, kanatta kullanılan profile nazaran daha az kalınlıklı olmasından ve Winglet yapılarında tercih edilmesinden dolayı olarak KC-135 Winglet profili kullanılmıştır.

Çalışmanın ilerleyen bölümlerinde analizler için açık kaynak olarak sunulan ve matlab tabanlı Tornado VLM kodunu otomatik bir şekilde kullanılmasını sağlayan bir yazılım geliştirilmiştir. Bu sayede analizler boyunca seçilen 384093 adet Winglet yapısına sahip kanat geometrisi daha sistematik ve daha hızlı bir şekilde incelenmiştir.

Optimizasyon sürecinde Tornado paket programı kullanılmıştır. Maliyet analizi sonucunda en uygun Winglet genişliğinin 0,6 metre olduğuna karar verilmiştir. Bu Winglet genişliğine sahip bütün Winglet geometrileri içerisinde en verimli sonuç veren Winglet yapısı tespit edilmiş ve Bayraktar Tb-2 İHA için en uygun kanat ucu geometrisi olacağı görüşüne ulaşılmıştır.

Tasarlanan Winglet geometrisinin sahip olduğu yüzey alanı kadar mevcut kanada aynı sivrilme oranı ile uzantı eklendiğinde ise kanat performans parametresinin yaklaşık %6 oranında düştüğü gözlenmiştir.

Çalışmanın son bölümden ise elde edilen optimum Winglet geometrisi hesaplamalı akışkanlar dinamiği ve deneysel olarak incelenmiştir. Analiz sonuçları ile daha önce elde edilen girdap kafes yöntemi sonuçları kıyaslanmış ve birbirleri ile uyumlu sonuçlar verdiği gözlenmiştir.

Bütün çalışmanın sonucunda Winglet tasarım metodolojisi oluşturulmuş ve bu metodoloji ile Bayraktar Tb-2 insansız hava aracı kanat performansını yaklaşık %9 oranında arttıran bir Winglet tasarlanmıştır.

WINGLET DESIGN AND AN APPLICATION TO INCREASE WING PERFORMANCE

SUMMARY

In this project Winglet geometry is designed and optimized for Bayraktar Tb-2 tactical UAV system. Objective of the project is determined to increase wing aerodynamic efficiency with minimum weight addition.

Bayraktar Tb-2 MALE class UAV system is designed and produced by Baykar Machinery in 2012 to achieve reconnaissance and surveillance missions. This UAV system can operate at the altitude of 22500 feet during 20 hours with the 44 m/s cruise speed within 150 km communication range.

In the first phase of the thesis, a literature study is done about Winglet design and Winglet history. In the light of the experience acquired from the literature review, using Tornado would be very suitable for the whole analyses to compare lift to drag ratio values obtained from the wing geometries with Winglet structures. Tornado, developed by Thomas Melin, is a vortex lattice method solver Matlab code. With the power of Matlab a wing geometry can be created and a partition can be added as Winglet easily. Another advantage of the Tornado code is that analyses can be done more systematically and faster. By the nature of the VLM, Tornado can make inviscid solutions so that Tornado can only calculate the induced drag. To acquire the total drag, profile drag is added to induced drag obtained from the Tornado.

First analysis is made to determine aerodynamic performance characteristics of the current wing which Bayraktar Tb-2 has. After that, the effect of original wing's sweep angle, dihedral angle and taper ratio over the wing performance are investigated. Results showed that taper ratio showed the greatest effect by increasing the lift to drag ratio by %14.

Progressive study is made to determine the wing performance parameter after the application of classic Winglet, which is designed by Richard Whitcomb in 1970s. Analysis showed classic Winglet increases the wing efficiency by %3.

Winglet geometry is defined by seven main parameters. These are; cant angle, sweep angle, toe angle, twist angle, Winglet span, taper ratio and Winglet airfoil. It is decided, before starting the design phase, the effect of each of these parameters should be determined. To achieve this, reference Winglet geometry is built with respect to the upper side of the classic Winglet. After that a parametric analyses is achieved by examining the Winglet geometry parameters one by one. In other words, in this analysis all the parameters except the investigating one is kept stable at the reference Winglet geometry parameter values.

In parametric the analysis, these parameters investigated individually to determine effects to wing performance characteristics. KC-135 Winglet airfoil is selected and used for all designs because of its lower thickness ratio relative to wing airfoil and it's widely usages in Winglet structures. According to parametric analyses best lift to drag ratios obtained at the 0 degree cant angle, 60 degree sweep angle, 0 degree toe angle, 4 degree twist angle and 0,6 meter Winglet span values. Another result of the parametric studies is that, most effective parameters are Winglet span and the toe angle. Results showed these two parameters can change the whole wing's efficiency by %15.

In progressive, an optimization code developed which uses Tornado VLM. Optimization code abolishes the Tornado's time wasting user interface procedures during building the wing geometries and the calculation details. Shortly optimization code run in this way; applies all the Winglet geometries, which can be built within predetermined limit and interval value of all Winglet geometry parameters, to Bayraktar Tb-2's wing, analyzes at the predetermined flight conditions and saves the performance value to a row of chart with the parameters values. Therefore, thanks to this code current wing geometry with Winglet designs can be analyzed more systematic and quicker way.

Before starting the designing procedures, it must be mentioned that designing and optimization processes are based on parametric analyze that depends on seven main parameters of Winglet geometry and comparing the structures with their lift-to-drag values at the flight conditions that unmanned aerial vehicle operating at level flight.

First use of the optimization code is to acquire to take the aerodynamic performance parameters of the Winglets that are constructed in very huge parametric limits. In parametric analyses phase parameters was investigated individually, so the change in the lift to drag ratio could not be seen after when two or more even all parameters change together. Optimization code let to observe this change by examining the efficiency by analyzing all the Winglet geometries that can be created within the entered limit of each parameter. This study, could be called as database study, is compromise 294000 Winglet designs. In this study cant angle investigated -90 to 90 degree, sweep angle 0 to 80 degree with 10 degree intervals. Toe and twist angle examined -12 to 12 degree with 3 degree intervals. Winglet span analyzed between the limits of 10 to 100 centimeters with interval degree of 10 centimeters length. And finally taper ratio investigated within the value of 0.1 to 1 with 0.1 interval values. After obtaining results, the most efficient Winglet geometry has increased wing efficiency by %11. But the problem in this phase is the most efficient Winglet has the limit degree of the Winglet span of 0.9 meters.

To solve the problem, it is decided to achieve a cost analysis. Weight addition to wing and the material quantity for manufacturing per Winglet geometry are the factors that should be minimized. These factors are directly related with Winglet area. For this reason the parameters that specify the Winglet area is should be optimized. Undoubtedly parameters of Winglet geometry, those affect the area, are Winglet span and taper ratio so that cost analyses is based on these two parameters. On the other hand database results showed that the most efficient Winglet geometries has that lowest taper ratio of 0.1. Because the minimum taper ratio value gives the maximum efficiency, taper ratio excluded from the cost analyses. Consequently only one parameter is left for the cost analyses and that is Winglet span. Therefore Winglet span is chosen as the determinant parameter for the cost analyses. After determining the unique determinant parameter of the cost analyses, optimization code should be run again to determine the most efficient Winglet span value. The keyword of the cost analyses is to obtain Winglet span which increases the wing efficiency parameters by loading minimum weight to wing. Examination is made for the Winglets having 0.1 to 2 meter span values. For each span value the most efficient Winglets are chosen as representative for comparison. Between these representative Winglets a comparison is made and 0.6 meter length Winglet span value is determined as the optimum Winglet span.

From this point of view to obtain optimum geometry all the geometries having 0,6 meter span investigated deeply. Code used repeatedly by lessening limit and intervals near the most efficient parametric values and in the end, final design which is increasing the wing aerodynamic efficiency parameter by %9.7 is shaped. Optimum Winglet design parameters are as; cant angle is -25 degree (downward),

sweep angle 67 degree, toe angle is -1 degree (toe out) degree, twist angle 2 degree (inward), and span 0,6 meter.

In the progressive, computational fluid dynamics study is decided to achieve obtaining more reliable results. First, both with and without Winglet structures are drawn according to geometry parameters and then these CAD drawings are used to create mesh structures. After these procedures CFD analyses can be applied.

CFD analyses are made by using three flow models. These are, inviscid, laminar and the turbulent flow conditions. Inviscid model used to compare Tornado results with the CFD results. Laminar flows used for to see the real world performance characteristics of the optimum Winglet geometry. And turbulent flow selected to observe the wing performance in turbulent flow.

As the results of the analyses; inviscid CFD solution gave very similar values when comparing to Tornado results. Laminar and turbulent solutions showed optimum Winglet geometry increased the lift to drag ratio by approximately %4. The increment difference of the performance value is originated from the interference drag.

At the end of the thesis, an experimental study is decided to be conducted. The model is decided to be produced by using three dimensional printer. Because of the limits of the three dimensional printer, model manufactured in five parts to obtain 1:15 scale. To make comparison between the structures having Winglet or not, fifth Winglet part should be demountable.

Wind tunnel tests are implemented in Istanbul Technical University, Gümüşsuyu closed cycle wind tunnel. This wind tunnel can operate at the speed range of 7 to 40 meter per second which can be monitoring by sensible manometer. Dimensions of the test room of the wind tunnel are; 80 centimeter height, 110 centimeter width and 160 centimeter length.

Testing apparatus is prepared to measure lift and the drag force separately by using precision scales. The force produced from the model is transmitted to precision scales by "L" shaped element. Drag and the lift forces are perpendicular to each other. Because the precision scale should be located parallel to force direction, lift and drag measurement experiments should be performed separately. In wind testing phase; drag and lift forces produced by the structures with and without Winglet, measured at four different angles of attacks, which are 5,10,15,20 degrees.

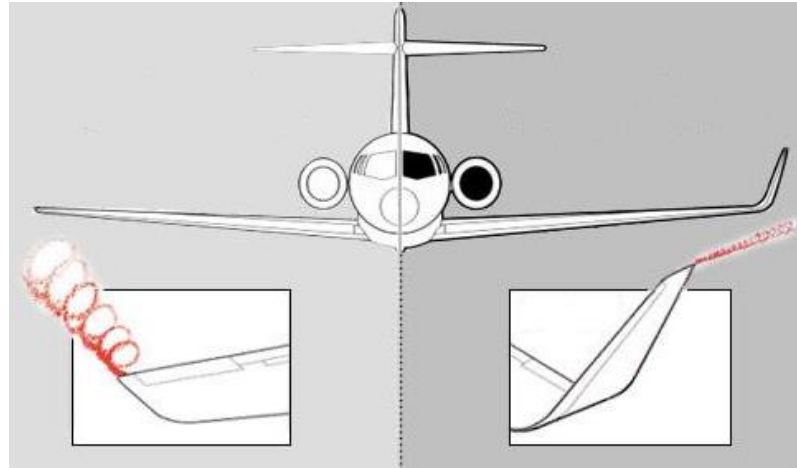
After total 16 tests, results showed that optimum Winglet geometry increasing the efficiency up to 18 degrees angle of attack. After that point, unfortunately, Winglet decreased the lift to drag ratio. This situation showed that Winglet stalls earlier than the wing. But at the 5 degrees of the angle of attack, which is too close to the level flight conditions, the results showed that Winglet increasing the wing aerodynamic efficiency value by %11. 10 and 15 degree angle of attack results very similar to each other by increasing the efficiency by %5 to %6.

In this thesis a Winglet design methodology has created and with this methodology a Winglet which increases Bayraktar Tb-2 tactical UAV wing by approximately %9 is optimized.

1. GİRİŞ

Günümüzde artan yakıt fiyatları ve çevresel duyarlılığımız nedeni ile Wingletler hava taşıtlarında tercih sebebi olmaya başlamışlardır [1]. Winglet tarihi yüzyıl öncesine dayansa da, o zamanlar bugünlerdeki verimi sağlayamamaları nedeniyle 1970'li yıllara kadar tercih edilmemişlerdir. Sonrasında kanat ucu plakalarına nazaran daha iyi performans karakteristiği sağladıkları, kanat alt yüzeyinde kanat ucuna doğru akışı engelleyerek kanat ucu taşımalarını arttırdığı kanıtlanmıştır [2].

Yakıt tüketimi direkt olarak uçağın maruz kaldığı sürüklenme kuvveti ile ilişkilidir. Sürüklenme kuvveti basitçe akışkan içerisinde hareket eden uçağa akışkanın uyguladığı direnç ve sürtünme olarak ifade edilir ve iki ana başlık altında incelenirler. Bunlar; parazit ve indüklenmiş sürüklenmedir. Taşımanın sonucu olarak ortaya çıkan indüklenmiş sürüklenme kısaca kanat alt yüzeyindeki yüksek basınçlı hava akımının kanat uçlarında kanat üst bölgesindeki alçak basınca dairesel yörüngeyle kaçışları sonuçları oluşur [3]. Kanat uçlarında oluşan bu sürüklemeyi engelleyebilmek için Winglet adı verilen yapılar kullanılmaktadır (Şekil 1.1) [4].



Şekil 1.1 : Winglet yapısının kanat ucu girdaplarına etkisi.

Dr. Richard Whitcomb birçok uçakta kullanılmış ve aerodinamik verimliliği %7 oranlarına kadar arttırabilen “klasik Winglet” olarak bilinen bir Winglet tasarlamıştır. Bu Winglet'in yararları açık bir şekilde ispatlanmış olsa da malzeme ve üretim teknolojilerindeki yetersizlikler sonucu ortaya çıkan yüksek üretim ve bakım maliyetleri nedeniyle bütün uçaklara entegre edilmemiştir. Ancak özellikle 2002

yılından sonra işletme giderleri ve yakıt fiyatlarındaki hızlı artış, üretim-bakım maliyetlerinin üzerine çıkarmasıyla Wingletler tekrar gündeme getirmiştir [5].

Wingletlerin havacılığa katılmasıyla yüksek irtifada bulunan pistlerde, sıcak iklimli bölgelerde daha kolay iniş kalkış yapılan yeni bir dönem başlamıştır. Winglet ilavesi ile Boeing 737 uçağının menzili azami 200 mil artmış ve önceki durumuna göre gürültü seviyesi azalmıştır. Wingletin en önemli avantajı ise yakıt sarfiyatını %4 oranına kadar azaltabilmesidir. Bu sayede bir uçak için yıllık yüz bin dolar tasarruf edilmektedir. Aynı zamanda Wingletler uçaklara daha iyi tırmanış performansı sağlamaktadır. Uçuş esnasında uçağın aerodinamik özelliklerinin büyük önem arz etmesinden dolayı, Winglet tasarımı uzun araştırma ve analiz süreci gerektirmektedir. Uçak için küçük bir parça olarak görülse de Wingletler indüklenmiş sürüklemeyi azaltan ana eleman olarak görülmektedir [6].

Bayraktar TB-2 taktik insansız hava aracı (Şekil 1.2), 2012 yılında keşif görevlerini yürütebilmek için Baykar Makina tarafından tasarlanarak üretilmiştir [7]. Bayraktar TB-2 150 kilometrelik muhabere sınırları içerisinde 22500 feet irtifada 44 metre/saniye seyir süratıyla 20 saat havada kalabilmektedir.



Şekil 1.2 : Bayraktar tb-2 taktik insansız hava aracı.

Bu çalışmada Bayraktar TB-2 insansız hava aracı için kanat performansını arttırmak amacıyla bir Winglet tasarlanmıştır. Analizler ve optimizasyon Matlab ile Thomas Melin tarafından yazılan Tornado VLM programı ile gerçekleştirilmiştir. Bu program ile her türlü kanat geometrileri incelenebilmekte ve kanat ucuna Winglet eklentisi yapılabilir. Kullanıcı kolaylığı sağlamak ve sistematik bir optimizasyon çalışması icra edebilmek için ayrı bir kod yazılarak Tornado VLM girilen parametre aralıklarındaki bütün kanat geometrilerini analiz edebilmiştir. Bu sayede optimum geometrinin elde edilebilmesi için bir metodoloji oluşturulmuş ve nihayetinde

incelenen 384093 adet tasarım içerisinde kanat aerodinamik performansını %9,7 oranında artış sağlayan optimum geometri elde edilmiştir.

Elde edilen Winglet geometrisi daha sonrasında hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizine tabi tutulmuş ve ortaya çıkan sonuçlar kıyaslanmıştır. Kıyaslamalar sonucunda iki analizin uyumlu sonuçlar verdiği gözlemlenmiştir.

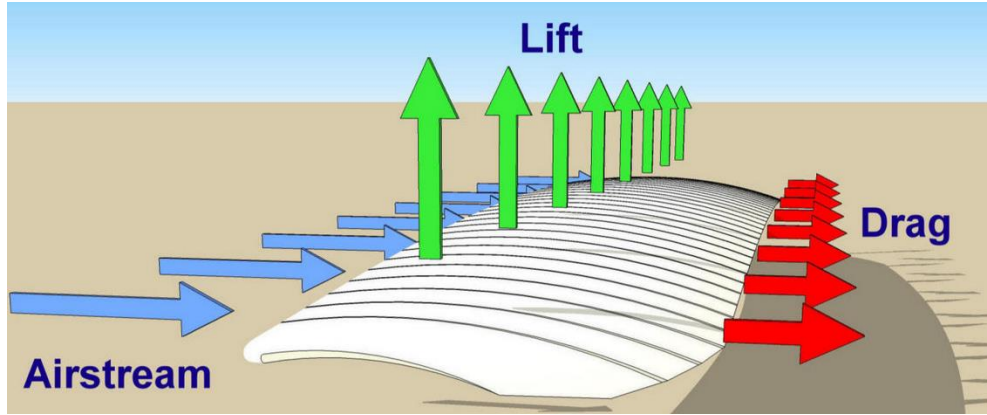
Çalışmanın son aşamasında ise Winglet için elde edilen optimum geometrinin kanat performansı üzerindeki etkileri deneysel olarak incelenmiştir.

2. AERODİNAMİK KUVVETLER

Winglet yapılarının ana amacı indüklenmiş sürüklemeyi azaltarak kanat performansını arttırmaktır [8]. Bu nedenle bu bölümde sürüklenme kuvveti ile ilgili bilgiler aktarılacaktır.

2.1 Sürüklenme Kuvveti

Sürüklenme kuvveti, akışkanın akış doğrultusuna paralel yönde olan aerodinamik kuvvet bileşeni olarak tanımlanır (Şekil 2.1) [9].



Şekil 2.1 : Sürüklenme Kuvveti.

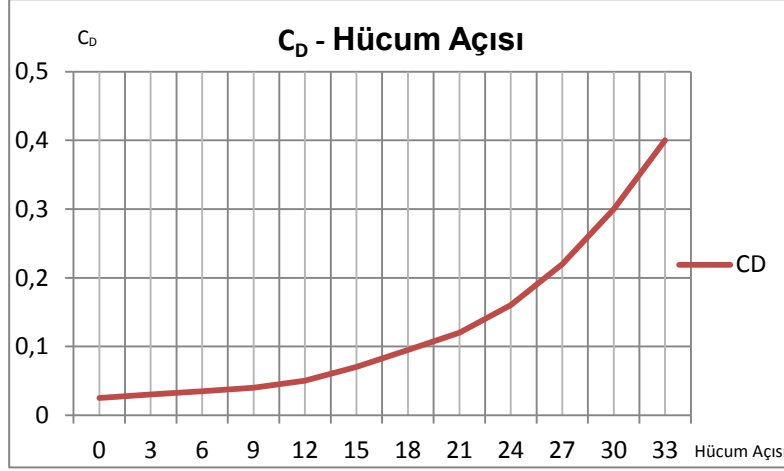
Fiziksel olarak sürüklenme kuvveti, sürtünme ile basınç farklılıklarından meydana gelmektedir. Sürüklenme kuvvetinin hesaplanabilmesi için boyut analizi ile elde edilen denklem (2.1)'de aktarılmıştır. Bu denklemde C_d sürüklenme katsayısını ifade etmektedir.

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (2.1)$$

Taşıma kuvvetinde olduğu gibi sürüklenme kuvvetini etkileyen iki önemli parametre dinamik basınç ile yüzey alanıdır. İki parametrenin herhangi birinde meydana gelen artış akışkan partikülleri ile kanat yüzeyi arasındaki etkileşimi arttıracığından sürüklenmedeki artışa da sebep olacaktır. Sürüklemeye sebep olan diğer faktörler de sürüklenme katsayısı (C_D) ile temsil edilmektedir.

Sürüklenme katsayısını belirleyen parametrelerden biri de hücum açısıdır (α). Şekil 2.2'de simetrik bir kanat profil geometrisi için sürüklenme katsayısının hücum açısı ile

değişimi aktarılmıştır. Grafikten de görülebileceği üzere C_D sıfıra yakın hücum açılarında en düşük değere sahiptir. Hücum açısının artması ile orantılı olarak da hızlı bir şekilde artış göstermektedir. Hava içerisinde hareket eden her cisme havanın göstereceği direnç göz önüne alındığında sürüklenme katsayısı hiçbir durumda sıfıra eşit olamamaktadır.



Şekil 2.2 : Hücum açısına göre sürüklenme katsayısı değişimi.

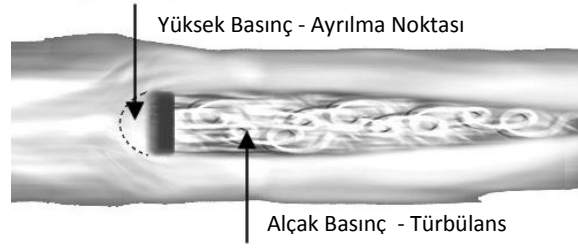
Toplam sürüklenme parazit sürüklenme ve indüklenmiş sürüklenme olmak üzere iki ana başlık altında toplanır **(2.2)**. Bu sürüklenme çeşitlerinin birbirinden bağımsız olarak ayrı ayrı ele alınması sürüklenme konusun daha iyi anlaşılabilmesine olanak verecektir.

$$D_T = D_P + D_I \quad (2.2)$$

2.1.1 Parazit sürüklenme

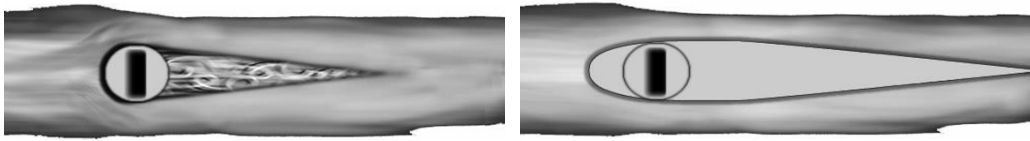
Kısaca taşıma kuvvetinden bağımsız olan sürüklenme çeşidi olarak tanımlanabilir. Parazit sürüklenmenin ana bileşenleri; şekil sürüklenmesi, yüzey sürtünme sürüklenmesi ve etkileşim sürüklenmesidir.

Şekil Sürüklenmesi: Basınç ve profil sürüklenmesi olarak da bilinen bu sürüklenme çeşidi, sınır tabakanın kanat yüzeyinden ayrılması sonucu oluşan akım yapısına bağlı olarak oluşan sürüklenmedir. Akışkan içerisinde hareket eden yüzeye direkt bağlı olan sürüklenme çeşididir. Düz plakanın hücum kenarında durma noktası oluşur (Şekil 2.3). Bu noktanın ön bölümlerinde plaka yüzeyine etki eden yüksek basınç bölgesi vardır. Hava plakayı takip etme eğilimindedir ancak hava akımı plakanın arka yüzeyine doğru dik açılar yapamamaktadır. Bu durumun sonucunda plakanın arka yüzeyinde alçak basınç bölgesi oluşur. Bu basınç farkı nedeniyle ortaya çıkan akım yönündeki kuvvet plakaya etki etmekte ve akım yönünde sürüklemektedir.



Şekil 2.3 : Şekil Sürüklemesi -1.

Hava akımı yumuşak geçişli yüzeyleri ayrılmadan izleyebildiği için sınır tabaka ayrılması gecikir ve dolayısıyla alçak basınç bölgesinin boyutu ve yoğunluğu azalır. Bu nedenle kanat profilleri hava akımına uyumlu olarak tasarlanmaktadır (Şekil 2.4).



Şekil 2.4 : Şekil Sürüklemesi -2.

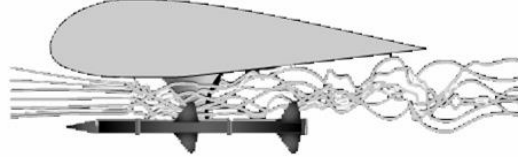
Yüzey Sürtünme Sürüklemesi: Havanın viskozitesine ve sürtünmesine bağlı olarak, sınır tabaka içerisinde oluşan yavaşlatıcı kuvvete, yüzey sürtünme sürüklemesi denir.

Hava molekülleri sınır tabaka içerisinde kanat yüzeyini ve birbirlerini geçmeye çalıştıkça viskoz direnç ileri hareketi yavaşlatıcı kuvvete sebep olur. Birim yüzey alanına etki eden yüzey sürüklemesi düşük gibi gözükse de bütün uçağın etrafında var olan sınır tabakalar göz önüne alındığında önemli ölçüde sürüklemeye sebep olmaktadır.

Türbülanslı akışlar, laminar akışlara nazaran yüzey sürtünme sürüklemesine daha çok katkıda bulunurlar. Pürüzlü yüzeyler sınır tabakanın laminardan türbülanslı akışa geçişini hızlandırır ve aynı zamanda sınır tabaka kalınlığını arttırarak daha fazla yüzey sürüklemesine sebep olurlar.

Yüzey sürüklemesinin türbülanslı sınır tabaka içerisinde daha fazla olduğu göz önüne alındığında, akışın laminardan türbülanslıya geçişini engellemek ya da geciktirmek daha iyi gibi gözükse de bütün sınır tabakaların laminar akış içerisinde olması sınır tabakanın yüzeyden daha kolay ayrılmasına ve kanat gerisinde geniş türbülanslı alana dolayısıyla şekil sürüklemesine sebep olacaktır. Ancak türbülanslı akışlar kanattan daha geç ayrılırlar. Bu nedenle türbülanslı sınır tabakayı kanat üzerinde muhafaza etmek yüzey sürüklemesinde küçük bir artışla şekil sürüklemesinde büyük düşüş sağlayacaktır.

Etkileşim Sürüklemesi: Bu sürüklenme çeşidi uçağın bileşenleri arasındaki hava akımlarının etkileşmesi sonucu oluşur (Şekil 2.5). Hava akımlarının etkileşmesi türbülansa, sınır tabaka kalınlığının artmasına ve dolayısıyla daha erken ayrılmaya neden olur. Bu durum sürüklemeyi arttırmaktadır.



Şekil 2.5 : Enterferans sürüklemesi – 1.

Etkileşim sürüklenme, sert geçişlerin olduğu bölgelerin daha yumuşak geçişler kazandırılması ile azaltılabilmektedir (Şekil 2.6).

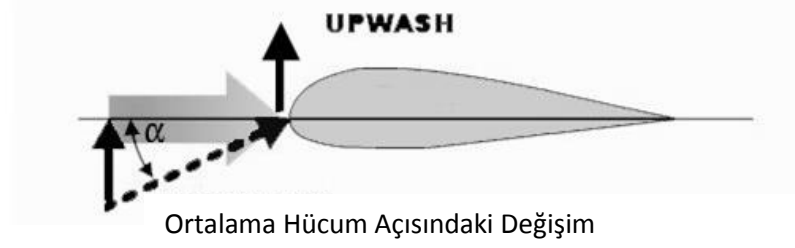


Şekil 2.6 : Enterferans sürüklemesi -2.

2.1.2 İndüklenmiş sürüklenme

Sonsuz Kanat: Kanat profilleri, hava akımının yalnızca profilinin altından ve üstünde olmak üzere iki yolu izleyebildiği 2 boyutlu yapılardır. Bu durumun gerçek bir kanatta gerçekleşebilmesi için kanadın sonsuz genişlikte olması gereklidir. Bu durumda hava akımı yalnızca veter hattı boyunca hareket edebilmektedir.

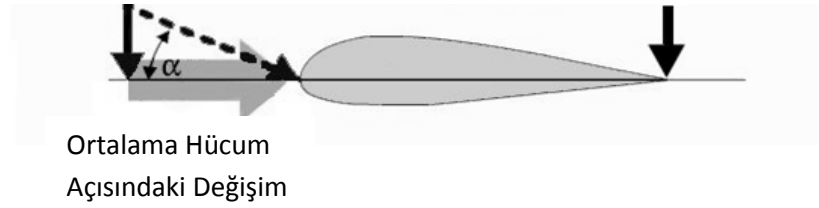
Sonsuz genişlikteki bir kanadın hava akımı içerisi hareketi boyunca; hücum kenarı altında bulunan yüksek basınç, hücum kenarı üstündeki yüksek basınçla kendini eşitlemeye çalışacaktır. Bu durumda hava en kısa ve tek yol olan hücum kenarı civarını kullanacaktır. Sonuç olarak havanın bir kısmı kanadın altında kalırken yukarı doğru bir akış (upwash) gerçekleşir (Şekil 2.7). Bu akım ortalama hücum açısını artırarak taşımada artışa sebep olur.



Şekil 2.7 : Yukarı akış (upwash).

Kanadın üst kısmında bulunan havanın bir kısmı ise; kanat firar kenarındaki yüksek durma basıncını kanadın alt kısmında bulunan alçak basınçla eşitleyebilmek için aşağı doğru (downwash) bir hareket yapar. Bu akım ortalama hücüm açısıyla birlikte taşımada da azalmaya neden olur.

Sonsuz kanat için bahsedilen yukarı akımla (upwash) ile aşağı akım (downwash) birbirine ve taşıma değişime neden olmaz (Şekil 2.8). Bu sayede ortalama hücüm açısında sabit kalmaktadır.



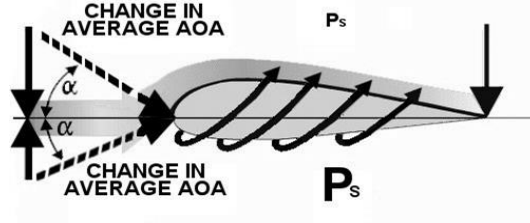
Şekil 2.8 : Sonsuz Kanat.

Sonlu Kanat: Uygulamalarda sonsuz kanat mümkün olmadığından hava akımları kanat üstüne ve kanat altına akışları dengelemek için alternatif bir yol olarak kanat uçlarını kullanırlar (Şekil 2.9).



Şekil 2.9 : Kanat ucu girdapları.

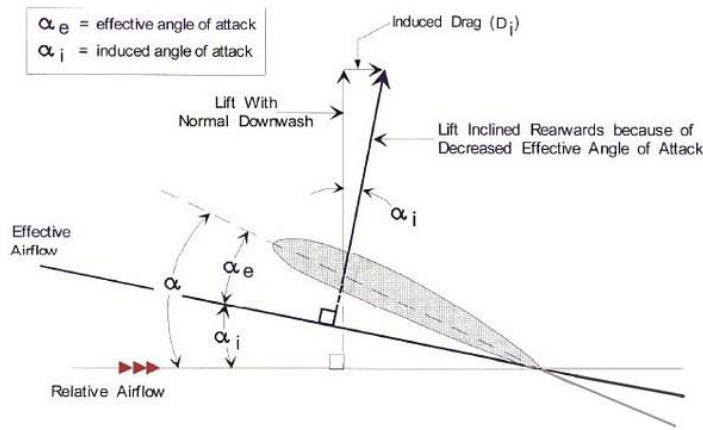
Kanat altında bulunan yüksek basınçlı hava, kanat üst kısmında bulunan alçak basıncı dengeleyebilmek için kanat uçları etrafında dairesel bir yol izlerler. Bu durum kanat uç kesimlerinde kanat üstüne akışı akımını arttırmaktadır. Sonuç olarak sonsuz kanattakinin aksine ortalama hava kaçıışı dengelenememekte ve fazla olan kanat altına akış taşıma kaybına neden olmaktadır (Şekil 2.10).



Şekil 2.10 : Sonlu kanat.

Sonlu kanatta ise hava akımı, kanadın üst bölgesinde kanat köküne, altında ise kanat ucuna doğrudur. Kanadın alt yüzeyinde kanat ucuna doğru olan akım kanat uçlarında kanat üst kısmına doğru kıvrılarak kanat ucu girdaplarını oluşmasına neden olur. Bu akımlar kanat uçlarında düşey ekseninde aşağı doğru bir hız bileşeni oluştururlar. Aşağı hız bileşeni ise kanat üzerindeki akımı yine aşağı yönde saptırarak ortalama hücum açısında azalmaya neden olur (Şekil 2.11). Sonlu kanatlarda efektif hücum açısı geometrik hücum açısından azdır **(2.3)**.

$$\alpha_{eff} = \alpha - \alpha_i \quad (2.3)$$



Şekil 2.11 : Efektif hücum açısı.

Taşıma kuvveti bağıl hıza dik doğrultuda etki eder. Ancak bu durumda kanat uçlarında aşağı yöndeki akımlar nedeniyle düşey doğrultuda α_i kadar sapmıştır. Bu nedenle taşıma vektörünün bağıl hız yönündeki bileşeni ilave olarak sürüklenme kuvveti meydana getirir. Bu kuvvete indüklenmiş sürüklenme kuvveti denir.

2.1.2.1 Kuyruk türbülansı

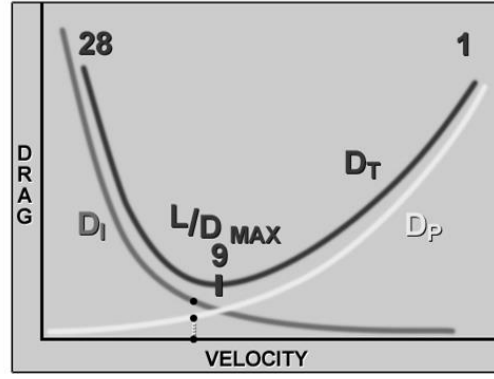
Kanat ucu girdapları kanatta ilave olarak indüklenmiş sürüklenme meydana getirmelerinin yanı sıra girdapların etkisi içine giren diğer uçaklar için de zararlıdır. Başka bir uçağın oluşturduğu girdaplar içerisinde hareket etmek bazı tehlikeli durumlar oluşturabilir. Girdaplar göreceli hızda ani yön değişikliklerine neden olarak kanat ve kuyruğun ve hatta hava alığı girişindeki hava akımını bozarak motor stalluna neden olabilir. Girdapların meydana getirdiği diğer bir olumsuz etki ise sapma momenti oluşturmaktadır. Girdapların oluşturduğu sapma momenti bazı durumlarda uçağın sapma kontrol limitlerinde dışında olabilmektedir. Kanat ucu girdapları kendisinden daha fazla kanat açıklığına sahip uçakların meydana getirdiği girdaplara maruz kalan uçaklar için tehlikelidir.

Taşımanın sonucu olarak meydana geldiklerinden kanat ucu girdapları, uçağın kalkış rulesinden iniş rulesine kadar etkilidirler. Bu konuda yapılan çalışmalar girdapların uçuş sırasından 2 kanat genişliği eninde ve 1 kanat genişliği yüksekliğinde bir alanda etkili olduklarını göstermektedirler. Aynı zamanda oluştukları yerden itibaren 300 metre ileri uçuş sırasında dakikada 400 ile 500 feet (130metre ile 170 metre) arasında irtifa kaybına neden olabilmektedirler. Ancak kanat ucu girdapları birkaç dakika içerisinde güçlerini kaybetmekte ve etkilerini yitirmektedirler.

Kanat ucu girdaplarının şiddeti üç temel faktöre dayanmaktadır. Bunlar; uçağın ağırlığı, uçağın hızı ve kanat şeklidir. Ağır uçaklar havada tutunabilmek için daha fazla taşıma kuvveti üretir. Bu nedenle kanat uçlarındaki basınç farkı ve dolayısıyla kanat ucu girdapları daha şiddetlidir. Hızlı uçakların meydana getirdiği girdaplar daha uzun bir alana yayılırlar. Flapların aşağı olduğu kanat konfigürasyonları kanat köklerindeki taşımayı artırırlar. Bu sayede kanat uçlarındaki basınç farkı azalır. Sonuç olarak kanat ucu girdaplarının en güçlü olduğu durum, girdapları oluşturan uçağın; ağır, yavaş ve temiz konfigürasyonda olması ile oluşur.

2.1.3 Toplam sürüklenme

Hıza bağlı olarak parazit ve indüklenmiş sürüklenme birbirlerinden farklı eğilim gösterirler. İndüklenmiş sürüklenme düşük süratlerde daha etkiliyken, parazit sürüklemenin yüksek süratlerde daha yüksek değerlere ulaştığı grafikten görülebilir (Şekil 2.2) [10].



Şekil 2.12 : Toplam Sürüklenme.

Ses altı hızlarda sonlu bir kanada ait toplam sürüklenme (2.4), (2.5) denklemleri ile elde edilir.

$$D_{toplam} = D_P + D_f + D_i \quad (2.4)$$

$$Profil Sürüklemesi (c_d) = D_P + D_f \quad (2.5)$$

Bu durumda toplam sürüklenme katsayısı (2.6) eşitliği ile de ifade edilebilir [11].

$$C_D = c_d + C_{Di} \quad (2.6)$$

2.1.4 Aerodinamik Etkinlik Parametresi (L/D)

Bir uçağın önemli performans ve tasarım parametrelerinden biri de fines (aerodinamik verimlilik –E) oranıdır. Toplam taşımanın toplam sürüklemeye oranı elde edilen fines değerinin yüksek değerde olması kullanılan yapının verimli olduğunu göstermektedir. Bu nedenle uçak tasarımında bu değer maksimum seviyede olması istenmektedir.

Taşımanın sürüklemeye bölünmesi (L/D) ile elde edilen parametre sadeleştirmeleriyle bitlikte taşıma katsayısının sürüklenme katsayısına oranı olarak hesaplanabilir (2.7).

$$\frac{L}{D} = \frac{\frac{1}{2} \rho V^2 S C_L}{\frac{1}{2} \rho V^2 S C_D} = \frac{C_L}{C_D} \quad (2.7)$$

Taşıma ve sürüklenme katsayıları hücum açısıyla bağlı terimler olduğundan elde edilen fines değeri de hücum açısına bağlı bir terimdir [12]. Bu sayede fines oranı taşıma ve sürüklenme katsayıları ile beraber aynı grafikte gösterilebilmektedir.

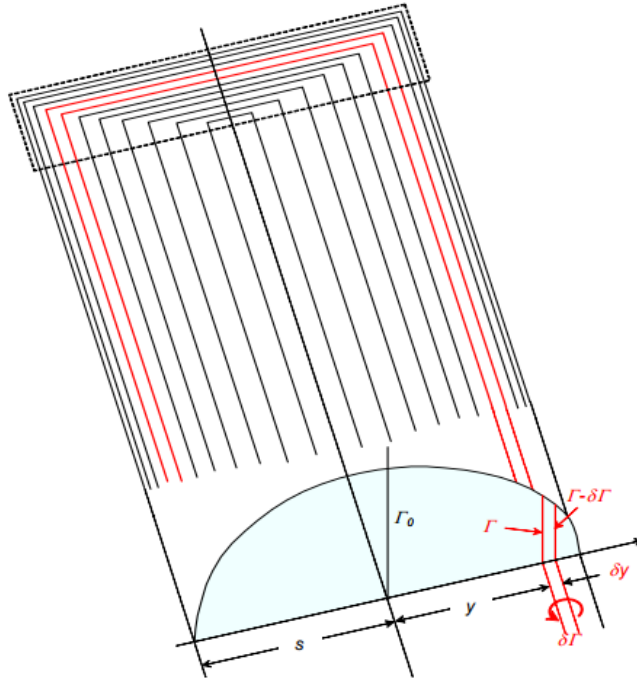
3. GİRDAP KAFES METODU

Çalışmalar boyunca toplam 384093 tasarım girdap kafes yöntemi çözücü programlar ile incelenmiştir. Dolayısıyla optimazyon metodunun temeli bu metoda dayanmaktadır. Bu bölümde bu metodun kullanıldığı teoriler incelenecektir.

Girdap kafes teorisi Prandtl taşıyıcı çizgi modeline dayanmaktadır. Bu nedenle kanadın kalınlığını ve viskoz etkileri ihmal etmektedir. Prandtl bu konuda sabit girdap filamanlarının Kutta Jukowski denklemindeki kuvvetlere maruz kalacağını belirtmiştir (3.1).

$$L' = V_{\infty} \rho_{\infty} \Gamma \quad (3.1)$$

Kanat üzerindeki taşımayı belirleyebilmek için Prandtl kanadı sabit girdap filamanlarından oluşturmuştur. Akışkan içerisindeki girdabın son bulamayacağı düşünüldüğünde, Prandtl her girdabın iki ucuna akım yönünde sonsuza uzanan girdaplarla birleştirmiştir. Bu şekilde oluşturulan girdaplar topluluğu at nalı girdap modelini meydana getirmektedir (Şekil 3.1) [11].



Şekil 3.1 : At nalı girdap modeli.

Kanat açıklığı boyunca sabitlenmiş olan girdabın meydana getirdiği aşağı sapma **(3.2)** denklemi ile hesaplanabilir.

$$w(y) = -\frac{\Gamma}{4\pi} - \frac{b}{(b/2)^2 - y^2} \quad (3.2)$$

Kanat üzerindeki bütün taşımanın hesaplanabilmesi için açıklık boyunca birçok at nalı girdabı oluşturulması gerekmektedir. Her at nalı girdabının köşe noktalarının integrali kanat uçlarındaki indüklenmiş hız değerini verecektir **(3.3)**.

$$w(y_0) = -\frac{1}{4\pi} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{(d\Gamma/dy) dy}{y_0 - y} \quad (3.3)$$

Kanat açıklığı boyunca alınan integral ise kanadın taşımasını verecektir **(3.4)**.

$$L = \rho_{\infty} V_{\infty} \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) dy \quad (3.4)$$

Girdap kafes teorisi, kanadın dikdörtgenlerden oluşan iki boyutlu geometri olarak tanımlanması ile başlamaktadır. Kanat üzerinde oluşturulan dikdörtgenler üzerinde at nalı girdaplarını kontrol eden kontrol noktası bulunmaktadır. Her kontrol noktası üzerindeki hız Biot-Savart teorisi ile hesaplanmaktadır **(3.5)**. Biot-Savart teorisi at nalı girdabındaki her girdabın şiddetini tanımlamaktadır.

$$dV = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{dl}{|r|^3} \quad (3.5)$$

Her girdabın şiddetinden kontrol noktalarındaki hızlar **(3.6)** denklemi ile elde edilebilmektedir.

$$V = \frac{\Gamma}{4\pi h} \quad (3.6)$$

Sınır koşulu ise her akımın yüzeye paralel olması gerektirdiğini dikte ettirmektedir **(3.7)** [13].

$$b = v_{\infty} \sin(\alpha) \quad (3.7)$$

Bahsedilen bu teoriler ve eşitlikler bilgisayar yazılımları ile etkili bir şekilde çözülebilmektedir. Bu tez çalışmasında girdap kafes yöntemine ait denklemler açık kaynak olarak sunulan Tornado VLM koduyla çözülmüştür.

3.1 Tornado VLM

Tornado, Thomas Melin tarafından geliştirilmiş, girdap kafes yöntemi (Vortex Lattice Method - VLM) çözücü Matlab tabanlı bir programdır. Tornado ile bir kanada ait; genişlik, veter uzunluğu, sivrilme oranı, ok açısı, dihedral açısı, kök ve uç kanat profili ile burulma açısı bilgileri girilerek kanat geometrileri oluşturulabilmektedir.

Kanat geometrilerine ek parçalar tanımlanarak oluşturulan bölümlere değişik parametre değerleri verilebilmesi sayesinde kanat uçlarına Winglet eklentisi yapılabilmektedir. Açık kaynak olarak sunulan Tornado programına modifikasyonlar yapılabilmesi kullanıcılarına daha hızlı analizler yapabilme şansı tanımaktadır [14].

4. WINGLET TASARIM METODOLOJİSİ

Çalışmanın bu bölümü Winglet tasarımı için uygulanan yaklaşımları konu almaktadır. Bir uçağa kendine değişik parametre değerlerine sahip birçok kanat ucu cihazı uygulanabileceğinden analizlerin girdap kafes yöntemi metodu kullanılarak yapılmasına karar verilmiştir. Bu sayede binlerce Winglet hızlı bir şekilde analiz edilebilecektir. Metodoloji girdap kafes çözücü program olan Tornado VLM üzerine kurulmuştur. Tornado programını otomatik bir şekilde kullanma şansı tanıyan bir optimizasyon kodu incelenen her parametre girilen sınır değerleri içerisinde tercih edilen aralıklarla incelenerek son tasarım elde edilmiştir. Sonrasında son tasarım CFD çalışmaları ile elde edilen sonuçlar kıyaslanmıştır.

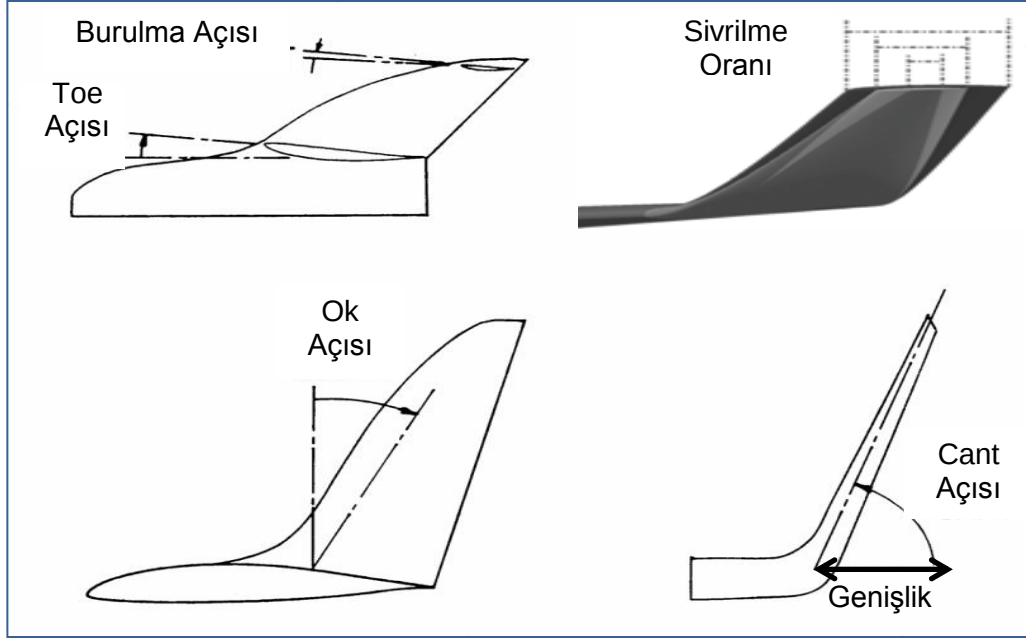
4.1 Winglet Geometri Parametreleri

Wingletler kanat uçlarında oluşan girdapların etkilerini azaltmayı amaçlayan yapılardır. Uygun bir şekilde tasarlanan Winglet'in de kanat uçlarındaki bu girdapların etkilerini azaltması beklenmektedir. Winglet geometrisi (Şekil 4.1) [15].



Şekil 4.1 : Wingletsiz/li kanat ucu girdapları.

Bu çalışmada Winglet yapısına ait cant açısı, ok açısı, sivrilme oranı, Winglet genişliği, toe açısı ve burulma açısı parametreleri göz önüne alınarak gerçekleştirilmiştir (Şekil 4.2).



Şekil 4.2 : Winglet Tasarım Parametreleri.

Analizler seyir sürati Bayraktar TB-2 taktik insansız hava aracı ile aynı olmak üzere 44 m/s, irtifa olarak 10000 feet şartlarında gerçekleştirilmiştir. Yine analizlerde Winglet kanat profili olarak KC-135 Winglet kanat profili kullanılmıştır. Bu kanat profilinin tercih edilmesinin sebebi yeterli yanal kuvvetin oluşturulabilmesi amacıyla Winglet profilinin kanatta kullanılan profile nazaran daha kamburluklu bir yapıda bulunmasının gerekli olması koşuluna uyması ve Winglet geometrilerinde tercih edilen bir profil olmasıdır [16].

4.2 Toplam Sürüklemenin Elde Edilmesi

Girdap kafes yönteminin çözümünde kullandığı kabuller nedeniyle, oluşturulan kanat geometrisinde kanat verimliliği için gerekli olan değerlerden toplam taşıma katsayısı ile toplam indüklenmiş sürüklenme katsayısı elde edilebilmektedir. Oysaki bir kanadın verimliliğini doğru bir şekilde tayin edebilmek için toplam sürüklenme katsayısı gereklidir. Bu nedenlerden dolayı elde edilen indüklenmiş sürüklenme katsayı değerine kanat ve kanada ilave edilen Winglet profil sürüklemesinin ilave edilmesi gerekmektedir.

Kanat profili ile Winglet profilinin birebirinden farklı olması gerektiğinden kanat verimliliği hesabında toplam taşıma kuvveti ile toplam sürüklenme kuvvet değerleri kullanılmıştır. Daha önce de belirtildiği gibi toplam taşıma katsayısı Tornado VLM ile elde edilmektedir. Ancak toplam sürüklenme, Tornado VLM ile elde edilen indüklenmiş sürüklenme katsayısı ile kanat/Winglet profil sürüklenme kuvvetinin toplamı ile elde edilmiştir.

Bayraktar TB-2 kanadının uçak gövdesine 5 derecelik oturma açısı bulunmaktadır. Bu durumda kanat bu oturma açısı kadar hücum açısına sahiptir. Belirtilen hücum açısında kanat profilinin sürüklenme kuvvet katsayısı 0,0144'tür.

Çalışmalarda Winglet geometrileri kullanılan Wingletin stall sınırı olan (+12) ile (-12) dereceler arasında incelenmiştir. bu dereceler arasında profilin sürüklenme katsayıları Çizelge 4.1'de sunulmaktadır.

Çizelge 4.1 : Hücum açılarına bağlı olarak Winglet profili sürüklenme katsayısı.

Derece	Winglet Profil Sürüklenme Katsayısı
-12	0,1264
-10	0,104
-9	0,1
-8	0,08
-7	0,038
-6	0,0208
-5	0,02
-4	0,0136
-3	0,009
-2	0,008
-1	0,005
0	0,0048
1	0,005
2	0,008
3	0,0095
4	0,0096
5	0,012
6	0,014
7	0,015
8	0,016
10	0,022
12	0,0288

Sonuç olarak Wingletli bir kanat geometrisinde toplam sürüklenme kuvveti **(4.1)** denklemi ile elde edilmiştir.

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{Tornado} C_{DiTornado} + \frac{1}{2} \rho V^2 S_{kanat} C_{DbKanat Profil} + \frac{1}{2} \rho V^2 S_{Winglet} C_{DbWinglet Profil} \quad (4.1)$$

4.3 Parametre Analizi

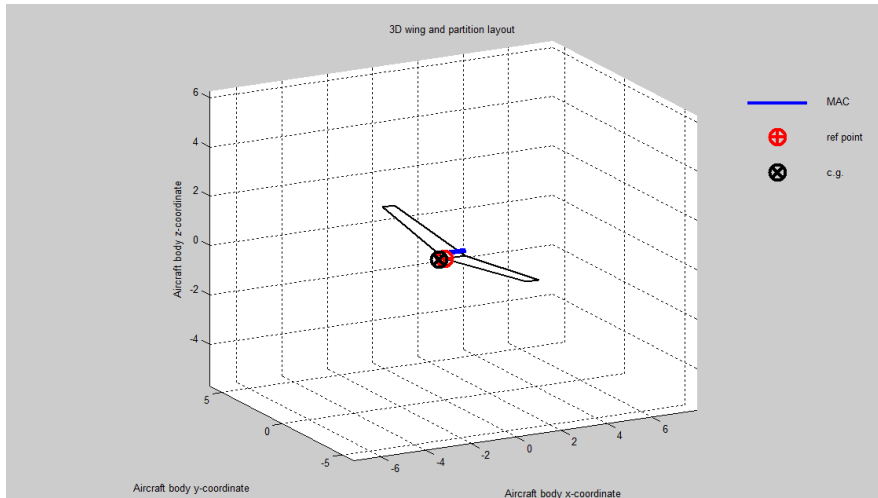
4.3.1 Mevcut kanat analizi

Çalışmalarda ilk olarak Bayraktar TB-2 taktik insansız hava aracının (Şekil 4.3) mevcut Winglet bulunmayan kanadını analiz edilerek başlanmıştır [7].



Şekil 4.3 : Bayraktar TB-2 insansız hava aracı.

Tornado ile oluşturulan kanat geometrisi Şekil 4.4'de belirtildiği gibidir.. Bütün analizler 44 m/s hızda 10000 feet irtifa koşullarında (Reynold sayısı 1.7×10^6) ve 5 derece hücum açısında gerçekleştirilmiştir.



Şekil 4.4 : Bayraktar TB-2 Kanadı.

Kanat verileri girilerek gerçekleştirilen analiz sonucu elde edilen sonuçlar Çizelge 4.2'deki gibidir.

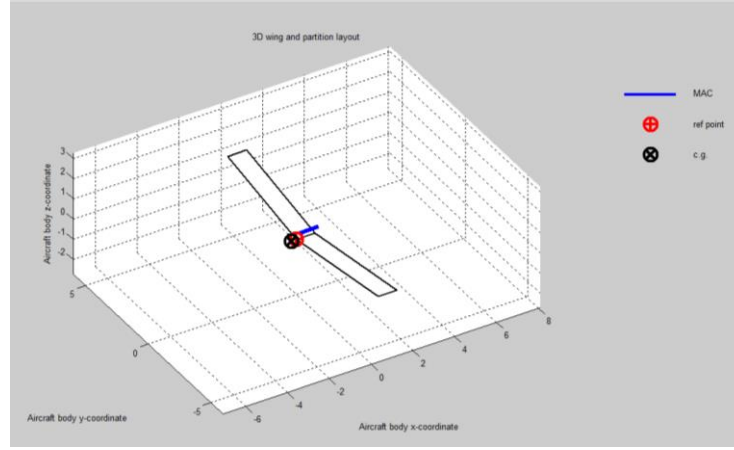
Çizelge 4.2 : Bayraktar Tb-2 Kanat Performans Verileri.

	C_L	C_{Di}	Toplam Sürüklenme	Toplam Taşıma	L/D
BAYRAKTAR TB-2	1,0027	0,0194	255,81N	7586,38N	29,66

Daha sonrasında mevcut kanatta hali hazırda var olan sivrilme oranı, dihedral açısı ve ok açısının fines değerleri üzerindeki etkisi incelenmiştir.

4.3.1.1 Sivrilme oranı incelemesi

Bayraktar Tb-2 taktik insansız hava aracı kanadının sivrilme oranının bir olması durumunda, başka deyişle kanat üst görünümünün dikdörtgen olması durumunda, kanat geometrisi Şekil 4.5'deki gibi olmaktadır.



Şekil 4.5 : Sivrilme oranı kaldırılan kanat geometrisi.

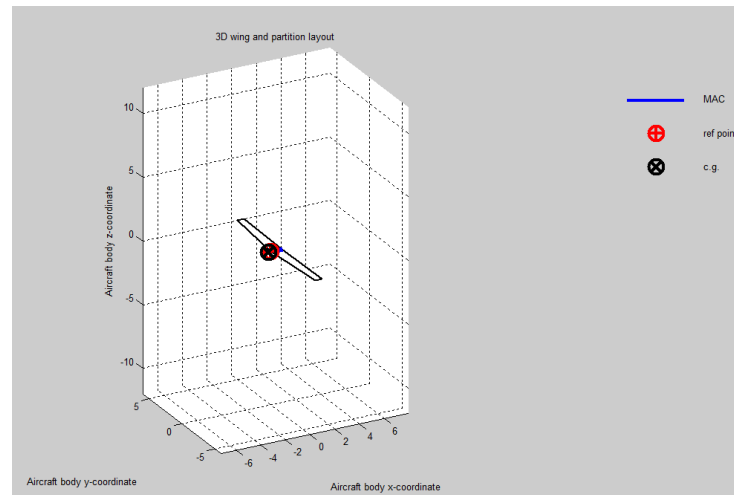
Şekil 4.5'da sunulan geometri ile gerçekleştirilen analizde elde edilen sonuçlar Çizelge 4.3'de sunulmuştur.

Çizelge 4.3 : Sivrilme oranı incelemesi.

	C_L	C_{Di}	Sürükleme	Taşıma	L/D
Sivrilme Oranı = 1	0,9992	0,02281	281,58N	7559,97N	26,85

4.3.1.2 Dihedral açı incelemesi

Mevcut kanatta bulunan dihedral açısının ortadan kaldırılmasıyla kanat uçları aynı hizaya gelmekte, yeryüzüne paralel olmaktadır (Şekil 4.6).



Şekil 4.6 : Dihedral açı kaldırılan kanat geometrisi

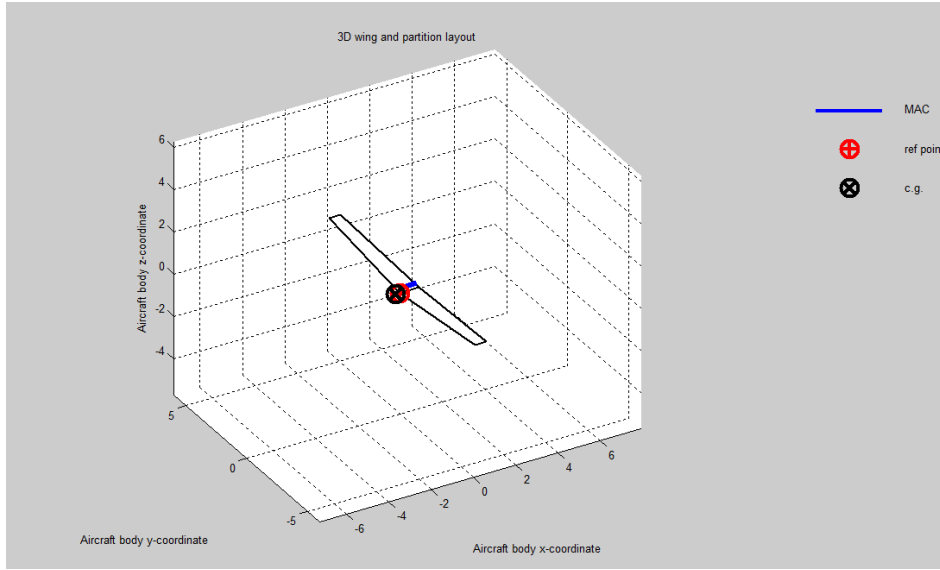
Bu geometri kullanılarak yapılan analizlerin sonuçları Çizelge 4.4’de sunulmuştur.

Çizelge 4.4 : Dihedral açısı incelemesi.

	C_L	C_{Di}	Sürükleme	Taşıma	L/D
Dihedral Açısı = 0	1,0018	0,01924	254,50N	7579,57N	29,78

4.3.1.3 Ok açısı incelemesi

Ok açısının kaldırılmasıyla var olan veter çeyreği merkezli sivrilme oranı nedeniyle kanat Şekil 4.7’te sunulan geometriye kavuşmuştur.



Şekil 4.7 : Ok açısı kaldırılan kanat geometrisi.

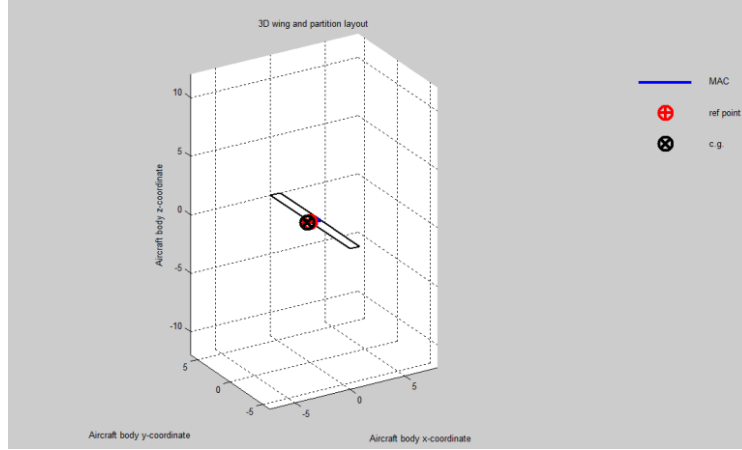
Ok açısının kaldırılmasıyla elde edilen geometriyle gerçekleştirilen analiz sonuçları Çizelge 4.5’de sunulmuştur.

Çizelge 4.5 : Ok Açısı incelemesi.

	C_L	C_{Di}	Sürükleme	Taşıma	L/D
Ok Açısı = 0	0,94785	0,01939	255,64N	7171,39N	28,05

4.3.1.4 Dikdörtgen kanat incelemesi

Mevcut kanattan ok açısı, dihedral açısı ve sivrilme oranlarının kaldırılmasıyla elde edilen geometri tam bir dikdörtgen kanattır (Şekil 4.8).



Şekil 4.8 : Dikdörtgen kanat geometrisi.

Bu şekilde gerçekleştirilen analizler sonucunda elde edilen sonuçlar Çizelge 4.6’de sunulmuştur.

Çizelge 4.6 : Dikdörtgen kanat incelemesi.

	C_L	C_{Di}	Sürükleme	Taşıma	L/D
Dikdörtgen Kanat	0,95332	0,02288	282,04	7212,78	25,57

Bütün incelemeler sonucunda elde edilen sonuçlar Çizelge 4.7 ile özetlenmiştir.

Çizelge 4.7 : Kanat konfigürasyon incelemesi.

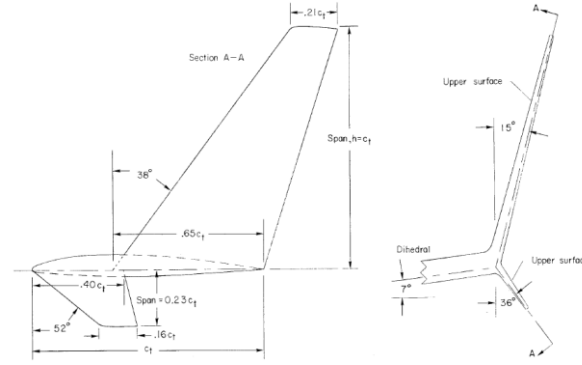
	C_L	C_{Di}	Sürükleme	Taşıma	L/D	L/D Artış (%)
Bayraktar TB-2	1,003	0,019	255,81	7586,38	29,66	0
Sivrilme Oranı = 1	0,999	0,023	281,58	7559,98	26,85	-9,45
Dihedral Açısı = 0	1,002	0,019	254,50	7579,57	29,78	0,42
Ok Açısı = 0	0,948	0,019	255,64	7171,39	28,05	-5,41
Dikdörtgen Kanat	0,953	0,023	282,04	7212,77	25,57	-13,77

Mevcut kanat incelemesi sonunda bütün sonuçları ihtiva eden çizelge 2.8’e göre en verimli performans değerleri (L/D) mevcut kanadın dihedral açısının bulunmadığı yapı ile sağlandığı görülmektedir. Bu durum dihedral açısının kanat ucu girdap kaçıışlarını kolaylaştırdığı sonucuna varılmaktadır. Beklendiği üzere en verimsiz yapı dikdörtgen kanattır. Dikdörtgen kanatta var olan sivrilme oranının kalkmasıyla kanat alanı %17,8 oranında artsa da taşıma da %5’lik bir düşüş ve indüklenmiş sürükleme de %17,9’luk bir artış gözlemlenmiştir. Bu durumun sebebi ise kanadın Oswald verim faktörünün azalmasıdır. Ok açısının kaldırılmasıyla verimin yine düştüğü

gözlenmiştir. Bu durum da kanat ucu girdaplarının kanat uçlarında daha çok etki etmesi ile meydana gelmektedir.

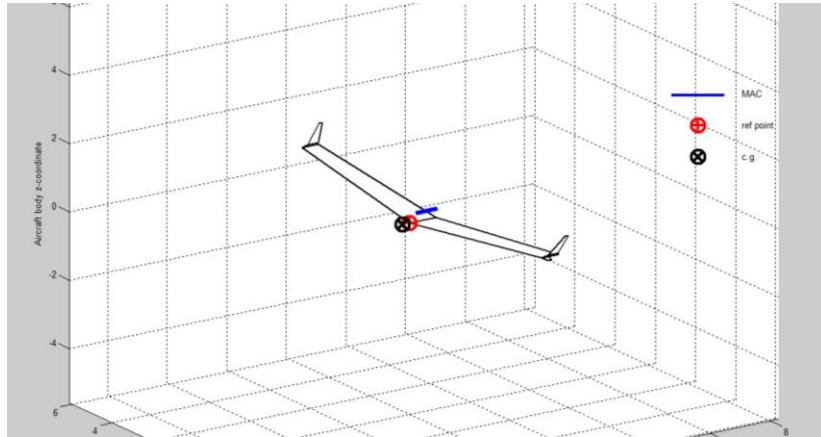
4.3.2 Klasik Winglet analizi

Whitcomb tarafından tasarlanan klasik Winglet (Şekil 4.9) aşağıdaki şekilde belirtilen veter uzunluğu ve açı değerlerine uygun olarak Bayraktar TB-2'nin kanadına uygulanmıştır (Şekil 4.10) [13].



Şekil 4.9 : Klasik Winglet geometri özellikleri.

Analiz sonuçlarına göre Wingletsiz konfigürasyona nazaran aerodinamik verimlilikte %3.21 oranında artış görülmüştür (Çizelge 4.8). Tornado yazılımı ile klasik Winglet geometrisine sahip olan geometri Şekil 4.10'de belirtilmiştir.



Şekil 4.10 : Whitcomb Wingleti ile Kanat.

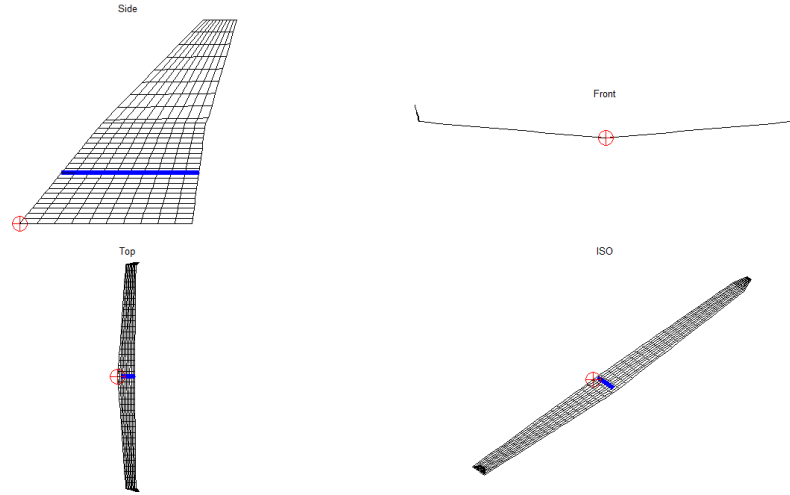
Çizelge 4.8 : Wingletsiz kanat ile klasik Wingletli kanadın analiz sonuçları.

	C_L	C_{Di}	Sürükleme	Taşıma	L/D	L/D Artış (%)
Wingletsiz Kanat	1,003	0,0194	255,81N	7586,38N	29,66	0
Klasik Winglet ile Kanat	1,000	0,0172	247,26N	7568,22N	30,61	3,21

Optimizasyon sürecine başlamadan önce Winglet geometrisini oluşturan parametrelerin aerodinamik verimlilik üzerindeki etkilerini inceleme ihtiyacı duyulmuştur. Bunun için klasik Winglet geometrisinden esinlenerek bir referans Winglet oluşturulmuştur. Oluşturulan geometride cant, ok, toe, burulma açısı klasik Winglette kanadın üst kısmında bulunan bölümü ile aynıdır. Ancak tasarlanmak istenen Wingletin kanat hücum kenarındaki girdap kaçışlarını engellemesi amacıyla Winglet kök veterinin kanat uç veteri ile aynı olması gerektiği düşünülmüştür (Şekil 4.11). Dolayısıyla oluşturulan referans Wingletin parametreleri Çizelge 4.9'de sunulmuştur.

Çizelge 4.9 : Referans Winglet parametre değerleri.

Winglet Geometri Parametreleri	Parametre Değerleri
Winglet Genişliği (span)	0,56m. (Klasik Winglet ile aynıdır)
Ok açısı	38° (Klasik Winglet ile aynıdır)
Cant açısı	70° (Klasik Winglet ile aynıdır)
Toe açısı	-4° (Klasik Winglet ile aynıdır)
Burulma açısı	0° (Klasik Winglet ile aynıdır)
Sivrilme Oranı	0,323 (Klasik Winglet ile aynıdır)

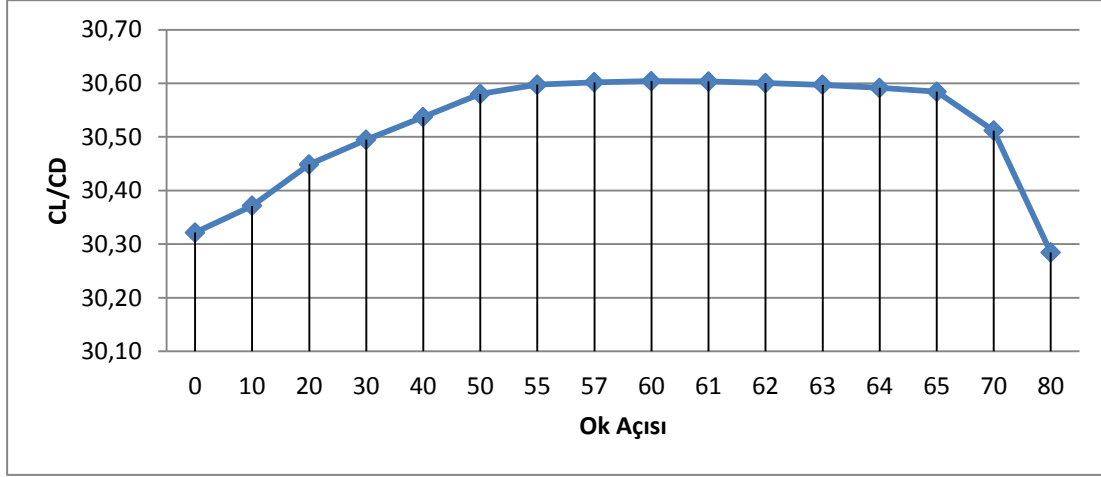


Şekil 4.11 : Oluşturulan referans Winglet geometrisi.

Parametre analizinde incelenen parametre haricindeki diğer parametreler sabit tutulmuştur. Bu sayede incelenen her parametrenin kanat fines değeri üzerindeki etkisi tespit edilebilecektir. Fines değerinin maksimum olduğu değer aralıkları daha küçük adımlarla incelenerek en iyi sonuçların elde edilmesi amaçlanmıştır. Bütün analizlerde KC-135 Winglet kanat profili kullanılmıştır.

4.3.3 Ok açısı analizi

Ok açısı 0 ile 80 derece arasında 10 derecelik aralıklarla incelenmiş olup elde edilen değerler Şekil 4.12'de görülebilir.

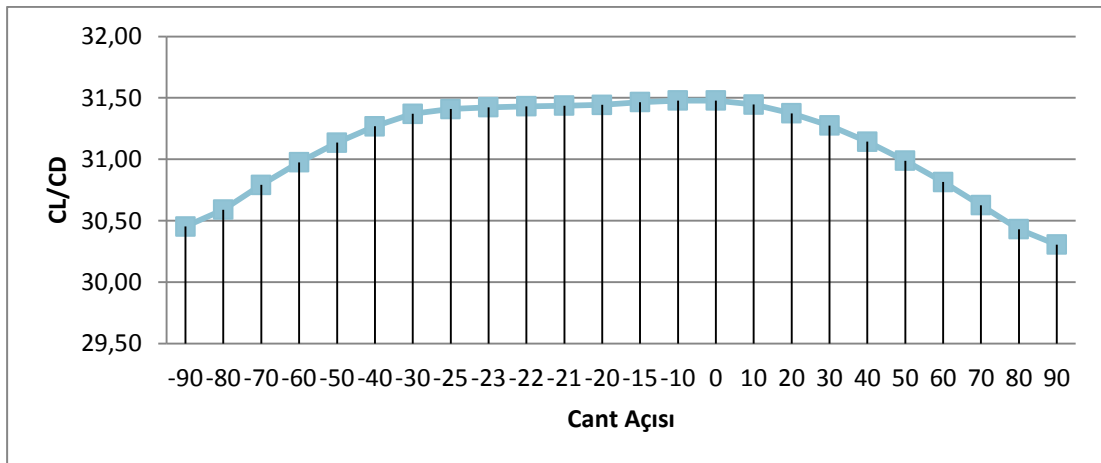


Şekil 4.12 : Ok açısına değişimine bağlı olarak değişen Cl/Cd değerleri.

Bu Winglet geometrisinde en verimli ok açısı 60 derece olmakla birlikte 50 ile 65 derece arasında oldukça yakın değerler elde edilmiştir. Aynı zamanda ok açısı analizinde bu parametrenin kanadın aerodinamik verimlilik üzerinde %1,05 oranında etkili olduğu görülmüştür.

4.3.4 Cant açısı analizi

Cant açısı -90 ile 90 derece arasında 10 derecelik aralıklarla incelenmiş olup elde edilen değerler Şekil 4.13'da görülebilir.

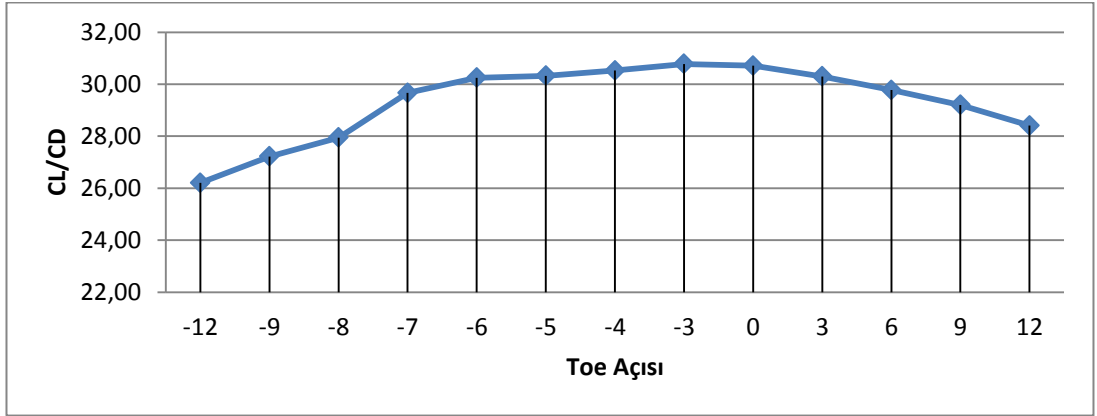


Şekil 4.13 : Ok açısına değişimine bağlı olarak değişen Cl/Cd değerleri.

Oluşturulan referans Winglet geometrisinde gerçekleştirilen cant açısı analizine göre en verimli cant açısı 0 derece olmakla birlikte -25 ile 20 derece arasında oldukça yakın değerler elde edilmiştir. Aynı zamanda cant açısı analizinde bu parametrenin kanadın fines değeri üzerinde %3,84 oranında etkili olduğu görülmüştür.

4.3.5 Toe açısı analizi

Toe açısı -12 ile 12 derece arasında 3 derecelik aralıklarla incelenmiş olup elde edilen değerler Şekil 4.14'de görülebilir.

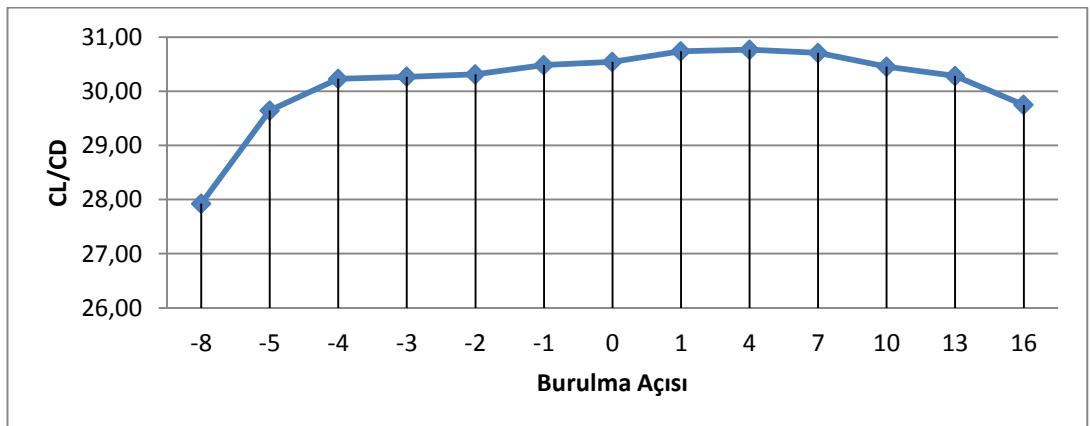


Şekil 4.14 : Toe açısına değişimine bağlı olarak değişen CL/CD değerleri.

Bu Winglet geometrisinde en verimli toe açısı -3 derece olarak belirlenmiştir. Toe açısı analizi, bu parametrenin kanat verimlilik değeri üzerinde %14,98 oranında etkili olduğu görülmüştür.

4.3.6 Burulma açısı analizi

Burulma açısı -8 ile 16 derece arasında 3 derecelik aralıklarla incelenmiş olup elde edilen değerler Şekil 4.15'de görülebilir.

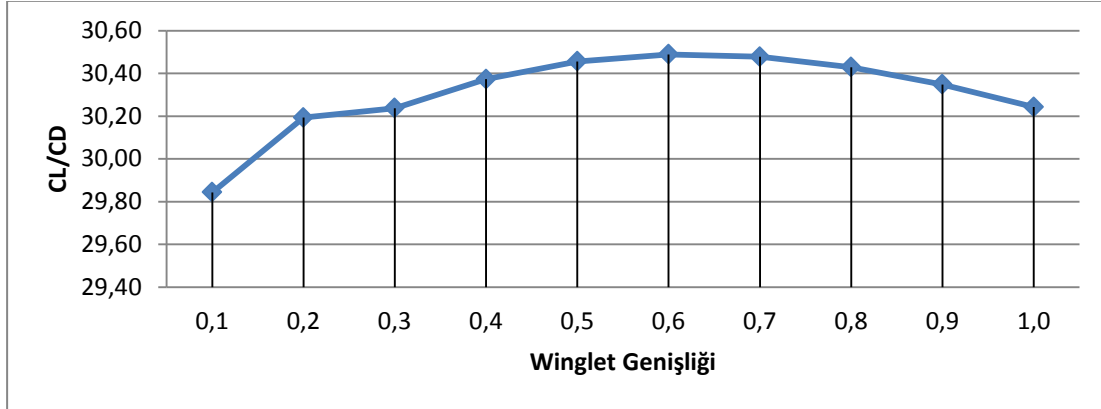


Şekil 4.15 : Burulma açısına değişimine bağlı olarak değişen cl/cd değerleri.

Bu Winglet geometrisinde en verimli burulma açısı -3 derece olarak belirlenmiştir. Analiz sonuçlarına göre burulma açısı kanat verimlilik değeri üzerinde %9,31 oranında etkili olduğu görülmüştür.

4.3.7 Winglet genişlik analizi

Winglet Genişliği 0,1 metre ile 1 metre arasında 10 santimetrelilik aralıklarla incelenmiş olup elde edilen değerler Şekil 4.16'da görülebilir.

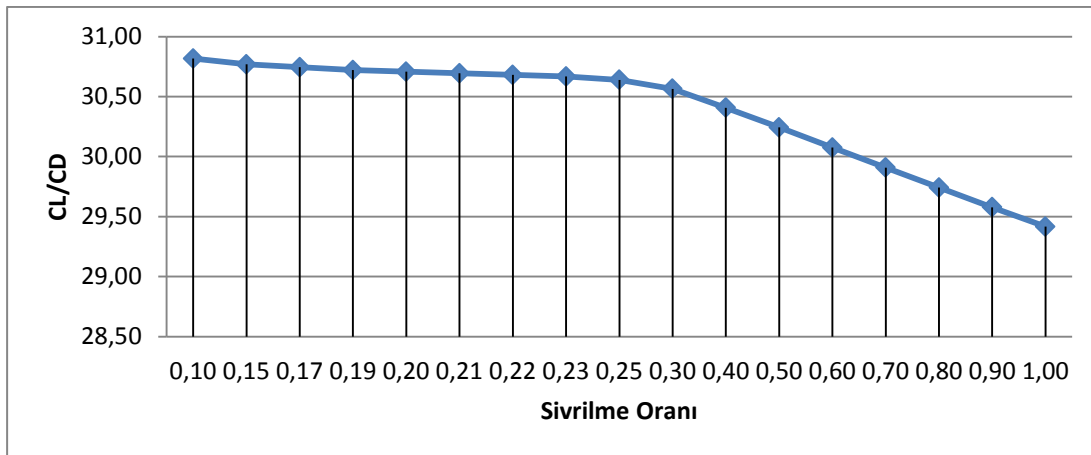


Şekil 4.16 : Winglet genişliği değişimine bağlı olarak değişen cl/cd değerleri.

Gerçekleştirilen incelemeler sonucunda Winglet genişliği fines değerini %14,97 oranında değiştirebilmektedir. Referans Winglet için en verimli Winglet genişlik uzunluğu 60 santimetre olarak tespit edilmiştir.

4.3.8 Sivrilme oranı analizi

Sivrilme Oranı 0,1 ile 1 derece arasında 10 derecelik aralıklarla incelenmiş olup elde edilen değerler Şekil 4.17'de görülebilir.



Şekil 4.17 : Sivrilme oranı değişime bağlı olarak değişen cl/cd değerleri.

Sivrilme oranı diğer parametrelere oranla farklı bir eğilim göstermiştir. Yukarıdaki grafikten de görülebileceği gibi en verimli konfigürasyon sivrilme oranının en düşük olduğu noktadır ancak 0,1 ,le 0,3 arasındaki değerlerin birbirine çok yakın sonuçların verdiği de doğrudur. İncelemeler sivrilme oranının L/D oranını %4,59'a kadar etkileyebileceğini göstermektedir.

Özet olarak yapılan bütün parametre analizleri sonucunda parametrelerin fines değeri üzerindeki etkileri Çizelge 4.10'de sunulmuştur.

Çizelge 4.10 : Winglet parametrelerinin kant fines değerine olan etkisi.

Parametre	Kanat verimliliğine olan etkisi (%)
Winglet Ok Açısı	1,05
Winglet Cant Açısı	3,84
Winglet Toe Açısı	14,98
Winglet Burulma Açısı	9,31
Winglet Genişliği	14,97
Winglet Sivrilme Oranı	4,59

Yukarıda bulunan tablodan da görülebileceği gibi Winglet geometrisinde kanat verimliliğini en çok etkileyen parametre Winglet genişliği ile toe açısıdır. Ok açısı ise en az etkili parametre olarak göze çarpmaktadır. Ancak parametre analizinde analizler, sadece incelenen parametre değerleri değiştirilerek gerçekleştirildiğinden parametre değişimlerinin birbirleri üzerlerindeki değişimler görülememektedir. Bu nedenle optimizasyon çalışmalarında bütün parametreler göz önüne alınarak optimum Winglet geometrisi elde edilmeye çalışılacaktır.

5. OPTİMİZASYON

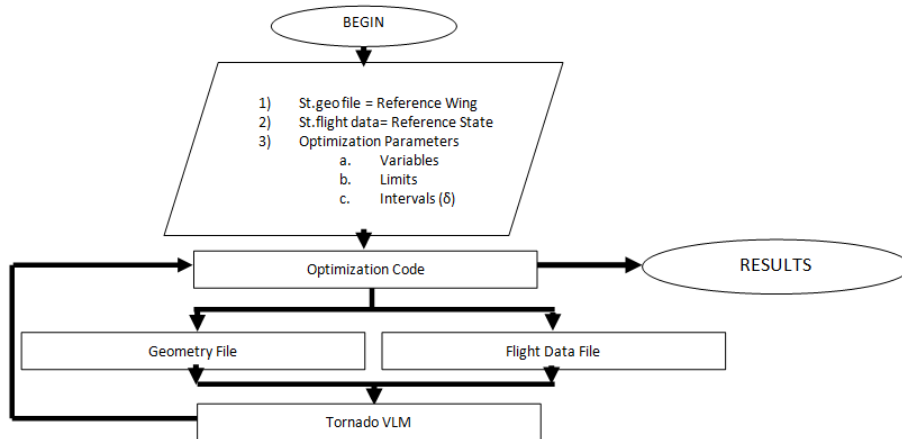
5.1 Optimizasyon Metodu

Bu çalışmada amaçlanan hedefin minimum ağırlık ile maksimum kanat verimliliği elde etmek olması nedeni ile optimum geometriyi elde etmek için çok amaçlı optimizasyon yöntemi seçilmiştir. Bu nedenle deneysel tasarım yöntemi tercih edilmiştir.

Bu çalışmada gerçekleştirilen optimizasyon işlemi, minimum ağırlık ilavesi ile kanat için maksimum aerodinamik verimlilik elde etmeyi amaçlamaktadır. Bu amacı elde etmek için Tornado programını daha sistematik bir şekilde kullanmak gerekmektedir. Tercih edilen bu optimizasyon yöntemini kullanabilmek, analizler esnasında ortaya çıkabilecek hataları ortadan kaldırmak, kullanıcı kolaylığı sağlamak ve zaman etkin bir çalışma yürütebilmek için kendi bünyesinde Tornado programını kullanan bir optimizasyon kodu yazılmıştır.

5.2 Tornado Modifikasyonu

Yazılan kod kısaca, Tornado kodunu seçilen her tasarım için otomatik olarak kullanarak, elde edilen aerodinamik verileri bir excell dosyasına aktarmaktadır. Oluşturulan optimizasyon kodunun akış şeması Şekil 5.1'de belirtildiği şekildedir.



Şekil 5.1 : Optimizasyon kodu akış şeması.

Yazılan kod ile Tornado'nun kendine ait kullanıcı ara yüzüne maruz kalınmaması amacıyla optimizasyon kodunun içerisine tanımlanması gereken kanat verileri ile uçuş bilgileri gömülmüştür. Optimizasyon kodu kanat uçlarına eklenecek Winglet geometrilerini belirleyen cant açısı, ok açısı, toe açısı, burulma açısı, Winglet genişliği ve sivrilme oranı parametrelerinin değerlerini alarak Winglet geometrisini oluşturmakta ve kanada eklemektedir. Daha sonrasında oluşturulan kanat konfigürasyonunu analiz ederek elde edilen taşıma katsayısını, indüklenmiş sürüklenme katsayısını, iterasyon sayısı ve Winglet geometri parametrelerinin değerleri ile oluşturulan bir satır olarak kaydetmektedir.

Kodu otomatik yapan kısım ise daha önce bahsedilen bütün Winglet geometri parametrelerini belirlenen sınır değerleri içerisinde tercih edilen basamak aralıkları ile kendiliğinden inceleyebilmesidir. Sınır değerleri ve basamak aralıkları kullanıcı tarafından program başlatılmadan önce girilmektedir.

Program başlatıldıktan sonra her iterasyonda kod otomatik olarak her parametre için belirlenen sınır ve basamak aralıkları değerlerine bağlı olarak oluşturulabilecek bütün Winglet geometrilerini kanada eklemekte belirlenen uçuş koşullarındaki taşıma ve indüklenmiş sürüklenme katsayısını hesaplamakta ve sonuç dosyasına kaydetmektedir. Bu sayede sınırlar dâhilindeki bütün Wingletli kanat konfigürasyonları çok daha hızlı bir şekilde analiz edilebilmektedir.

Yazılan kodun algoritması şu şekildedir;

- 1) Kullanıcı tarafından oluşturulan uçuş bilgi dosyasını ve referans kanat dosyasını okur.
- 2) Her parametrenin başlangıç sınır değerleri ile ilk Winglet konfigürasyonu oluşturur ve referans kanat dosyasındaki Winglet geometrisini değiştirir.
- 3) Oluşturulan Wingletli kanat konfigürasyonunu uçuş koşullarına bağlı olarak analiz eder.
- 4) Sonrasında 6 numaralı Winglet parametre değerini bir basamak aralığı kadar arttırarak tekrar analiz eder. Sonrasında 6 numaralı parametrenin yeni değerine bir basamak aralığı daha ekleyerek tekrar analiz eder. Bu durum 6'nci parametrenin bitiş sınırına ulaşana kadar devam eder.
- 5) Daha sonra 5 numaralı parametreye bir basamak aralığı ekler ve bütün 6 numaralı parametre değerlerini tekrar analiz eder. 5 numaralı parametre sınır değerine ulaşana kadarki her değerinde bütün 6 numaralı parametre değerleri analiz edilir.

- 6) Sonrasında 4 numaralı parametre bir basamak aralığı kadar arttırılır ve 5'inci madde deki işlemler tekrarlanır. 4 numaralı parametre sınır değerine ulaşana kadarki her değerinde bütün 5'inci ve 6'ncı parametre değerleri analiz edilir.
- 7) Sonrasında 3 numaralı parametre bir basamak aralığı arttırılır ve 6'ncı maddedeki işlemler tekrarlanır. 3 numaralı parametre sınır değerine ulaşana kadarki her değerinde bütün 4-5-6 parametre değerleri analiz edilir.
- 8) Sonrasında 2 numaralı parametre bir basamak aralığı arttırılır ve 7'nci maddedeki işlemler tekrarlanır. 2 numaralı parametre sınır değerine ulaşana kadarki her değerinde bütün 3-4-5-6 parametre değerleri analiz edilir.
- 9) Sonrasında 1 numaralı parametre bir basamak aralığı arttırılır ve 8'inci maddedeki işlemler tekrarlanır. 1 numaralı parametre sınır değerine ulaşana kadarki her değerinde bütün 2-3-4-5-6 parametre değerleri analiz edilir.
- 10) 1 numaralı parametre sınır koşuluna ulaşınca analiz biter ve her iterasyonda elde edilen taşıma katsayısı ilse indüklenmiş sürüklenme katsayıları parametre değerleri ve iterasyon numarasıyla birlikte kaydedilir.

5.3 Uzay İncelemesi

Parametre analizinde bütün parametreler bireysel olarak incelenmişti. Bu nedenle parametrelerin birbirlerine olan etkilerinin kanat fines değeri üzerindeki sonucu tespit edilememiştir. Yazılan kodun kullanıcı yükünü ortadan kaldırması sayesinde artık çok iterasyonlu çalışmaların yapılabilmesi daha kolay hale gelmiştir. Başka bir deyişle daha önce gerçekleştirilen tek boyutlu analizler artık 6 boyutlu olarak yapılabilecektir.

En az ağırlık ilavesi ile maksimum verim sağlayan üretilebilir Wingletli kanat geometrisi elde edebilmek için bir veri tabanı anlamında, çok geniş sınırlar içerisinde gerçekleştirilen bir çalışmanın yapılması ihtiyacı duyulmuştur. Oluşturulan sınırların çok geniş olmasının iterasyon sayısındaki olumsuz etkisini gidermek amacıyla seçilen basamak aralıkları fazla olmalıdır. Bir Winglet geometri uzayı olarak tanımlanabilecek olan bu çalışmada sınırlar ve basamak aralıkları Çizelge 5.1'de belirtilen şekildedir.

Çizelge 5.1 : Veri tabanı incelemesi parametre sınır ve basamak aralıkları.

Parametre	Başlangıç Sınırı	Bitiş Sınırı	Basamak Aralığı
Winglet Ok Açısı	0	80	10 derece
Winglet Cant Açısı	-90	90	10 derece
Winglet Toe Açısı	-12	12	4 derece
Winglet Burulma Açısı	-12	12	4 derece
Winglet Genişliği	0,1	0,9	0,2 metre
Winglet Sivrilme Oranı	0,1	1	0,1

Veri tabanında ok açıları 0-80 derece sınırları içerisinde 10 derecelik aralıklarla incelenmiştir. 90 derece ok açısına sahip Wingletler uygulanamayacağından incelemeye alınmamıştır. Ok açısı başlangıç sınırı olarak 0'dan küçük olan ileri ok açılı Winglet yapıları incelemeye alınmamıştır. Çünkü ileri ok açılı Winglet yapıları arkasında oluşan vorteksler Winglet gerisinde bulunan kanadı tekrar etkisi altına almaktadır. Cant açısı -90 ile 90 derece aralığında 10 derece aralıklarla incelenmiştir. 90-180 derece aralığı kanat ile Winglet arasındaki alanda ilave olarak enterferans sürüklemesi yaratacağından incelemeye alınmamıştır. (-90) ile (-180) derece aralığı aynı sebepten ötürü incelemeye alınmamıştır. Toe ve burulma açıları seçilen kanat profili (KC-135 Winglet kanat profili) stall sınırları içerisinde 4 derece aralıklarla incelenmiştir. Winglet genişliği 0,1-0,9 sınırları içerisinde 20 santimetrelilik aralıklarla incelenmiştir. Detaylı genişlik incelemesi maliyet analizinde gerçekleştirilecektir. Winglet daralama oranı ise 0,1-1 aralığında incelenmiştir. Genişleyen Winglet yapıları Winglet uçlarında daha fazla vorteks meydana getireceğinden incelemeye alınmamıştır. Belirlenen sınırlar içerisinde toplam 294000 Wingletli kanat yapısı incelenmiştir. Yapılan incelemeler sonucunda en yüksek aerodinamik verimliliği sağlayan Winglet geometrileri Çizelge 5.2'deki gibidir.

Çizelge 5.2 : Veri tabanı incelemesi en yüksek verimlilik değerlerine sahip olan Winglet yapıları.

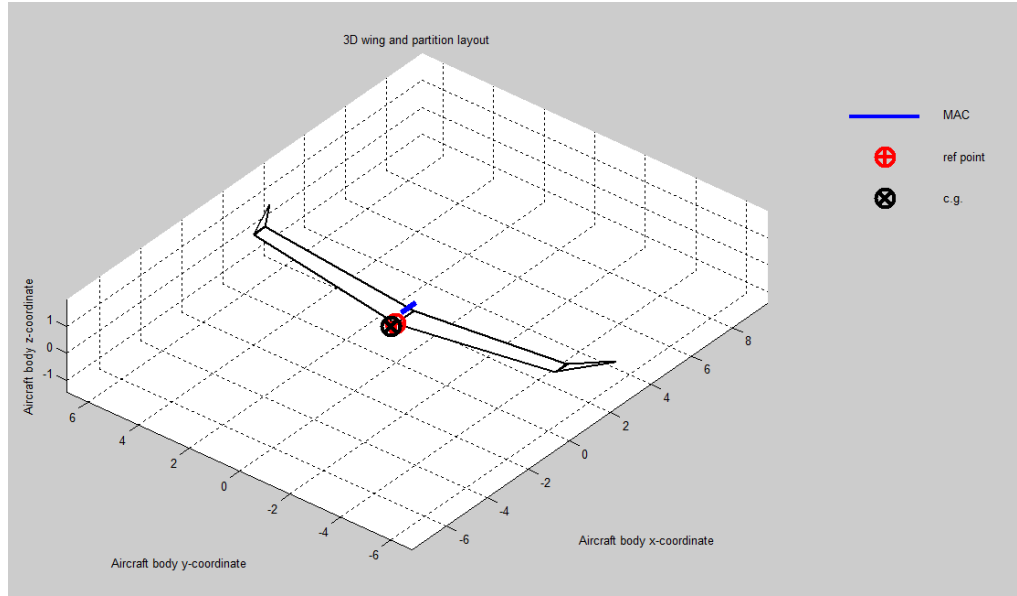
Cant açısı	Winglet genişliği	Ok açısı	Sivrilme oranı	Toe açısı	Burulma açısı	Taşıma Katsayısı	İndüklenmiş sürüklenme katsayısı	C_L/C_{Di}
-60	0,9	80	1	-4	-12	0,900244	0,01243	72,43
-60	0,9	80	1	-4	-8	0,900449	0,012443	72,36
-50	0,9	80	1	0	-12	0,906063	0,012552	72,18
-60	0,9	80	0,9	-4	-12	0,904447	0,012535	72,15
-60	0,9	80	1	-4	-4	0,90065	0,012483	72,15
-60	0,9	80	0,9	-4	-8	0,904619	0,01255	72,08

Tabloda sunulan değerler Tornado programının verdiği en yüksek taşıma katsayısı/indüklenmiş sürüklenme katsayısı oranı sağlayan Winglet geometrileridir. Ancak tornado viskozite ve kanat profil kalınlığını ihmal etmektedir. Bu nedenle profil sürüklemesi eklendikten sonra en yüksek taşıma/sürüklenme oranı sağlayan Winglet

geometrileri Çizelge 5.3'de belirtilmiştir. En verimli sonucu vererek kanat geometrisi Şekil 5.2 ve Şekil 5.3'de sunulmaktadır.

Çizelge 5.3 : Veri tabanı incelemesinde profil sürüklenme ilavesi en yüksek verimlilik değerlerine sahip olan Winglet yapıları.

Cant açısı	Winglet genişliği	Ok açısı	Sivrilme oranı	Toe açısı	Burulma açısı	Toplam Taşıma Kuvveti	Toplam Sürüklenme Kuvveti	L/D	L/D Artışı (%)
-20	0,9	60	0,1	0	0	7557,28	229,17	32,97	11,23
-10	0,9	60	0,1	0	0	7592,17	230,23	32,98	11,20
-20	0,9	60	0,2	0	0	7542,93	229,07	32,93	11,03
-10	0,9	50	0,1	0	0	7682,5	233,32	32,93	11,03
-20	0,9	50	0,1	0	0	7645,70	232,22	32,92	11,02



Şekil 5.2 : Uzay incelemesinde en iyi sonucu veren geometri-1.



Şekil 5.3 : Uzay incelemesinde en iyi sonucu veren geometri-2.

Bu kanat yapısı ile elde edilmek istenen amaçlara ulaşılmış gibi görünse de çalışmanın sonuçları daha dikkatli incelendiğinde üretim maliyeti ve uçağa eklenecek ağırlık bakımından bazı problemler teşkil etmektedir. Uzay çalışmasında Winglet genişliği parametresi 0,9 metre ile sınırlandırılmıştı. Bununla birlikte en verimli sonuca sahip Winglet geometrisi de 0,9 metre genişliğe sahipti. Bu durum akıllara daha geniş Winglet yapılarının daha verimli sonuçlar ortaya çıkarabileceği sorusunu getirmiştir. Ancak Winglet genişliğini arttırmak hem Winglet ağırlığını hem de üretim maliyetini arttırmak anlamına gelmektedir. Bu sorunların çözümü detaylı bir genişlik analizinde yatmaktadır. Winglet genişliği uçağa eklenecek yapının ağırlığı ve üretim maliyetleri ile doğrudan ilgili bir parametre olduğundan yapılmış olan genişlik analizi bir nevi maliyet analizi olarak adlandırılabilir.

5.4 Maliyet Analizi

Maliyet analizi ile ulaşılmak istenen sonuç en az ağırlık ilavesi ile kanada maksimum verimlilik kazandıran Winglet genişliğini elde etmektir. Bu amaca ulaşmak için 0,1 metre ile 1,9 metre arasındaki Winglet genişliğine sahip Winglet geometrileri kanada eklenerek analiz edilmiştir. İncelenen her genişlikte en verimli sonucu veren kanat yapıları kıyaslanmıştır. Bu durumda 0,1 metreden 1,9 metre genişliğe kadar olan Winglet yapıları Çizelge 5.4'de belirtilen sınırlar ve basamak aralıklarınca incelenmiştir.

Çizelge 5.4 : Maliyet analizi parametre sınır ve basamak aralıkları.

Parametre	Başlangıç Sınırı	Bitiş Sınırı	Basamak Aralığı
Winglet Ok Açısı	8	88	10 derece
Winglet Cant Açısı	-90	90	10 derece
Winglet Toe Açısı	0	0	0 derece
Winglet Burulma Açısı	0	0	0 derece
Winglet Genişliği	0,1	1,9	0,1 metre
Winglet Sivrilme Oranı	0,1	0,3	0,1

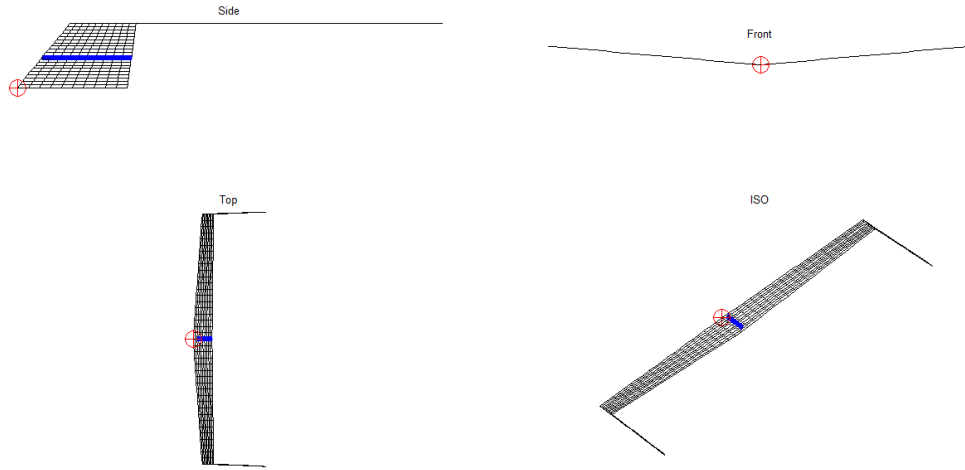
İncelemelerde ok açısı 8 derece ile 88 derece arasında 10 derece aralıklarla incelenmiştir. Bunun nedeni daha önce gerçekleştirilen uzay çalışmasında küçük genişliğe (0,1m.,0,8m. arası) sahip Winglet geometrilerinin verim değerlerinin sınır değeri olan 80 derecede zirve yapmasıdır. Bu aralığın seçilmesi ile verimin tam olarak hangi noktada maksimum olduğu tespit edilebilecektir. Cant açısı bir önceki analizde olduğu gibi -90 derece ile +90 arasında incelenmiştir. Toe ve burulma açısı bu analizde dikkate alınmamıştır. Bunun nedeni uzay analizinde her genişlik uzunluğunda en verimli sonuçlar her iki parametrenin 0 derece olduğu noktada olmasıdır. Sonuçların 0 derecede maksimum olması sayesinde, bu çalışmada

iterasyon sayısının da ciddi mertebede azalması analizlerin daha hızlı bir şekilde gerçekleşmesini sağlayacaktır. Winglet genişliği bir önceki çalışmada tercih edilen aralıktan daha geniş tutulmuştur. Bu sayede tercih edilecek olan Winglet genişliği parametresi açık bir şekilde görülebilecektir. Winglet genişliği tespit edildikten sonra ise yapılması gereken şey ise seçilen Winglet genişliği ile elde edilebilecek en verimli Winglet yapısını tespit etmektir. Sivrilme oranı ise yine uzay analizinde elde edilen tecrübelerle dayanılarak 0,3 ile sınırlandırılmıştır. Maliyet analizinde toplam 6498 Wingletli kanat incelenmiştir. Gerçekleştirilen analizlerin sonucunda Winglet genişliği 0,1 metreden 1,9 metreye kadar olan kanatlar içerisinde her Winglet genişliği için en verimli sonucu veren geometriler Çizelge 5.5'de sunulmuştur.

Çizelge 5.5 : Maliyet analiz sonuçları -1.

Cant açısı	Winglet Genişliği	Ok açısı	Sivrilme oranı	Toe açısı	Burulma açısı	Toplam Taşıma Kuvveti	Toplam Sürüklenme Kuvveti	L/D	L/D Artışı (%)
-80	0,1	88	0,2	0	0	7062,91	194,26	36,36	22,60
-80	0,2	88	0,2	0	0	7007,56	193,75	36,17	21,96
-80	0,3	88	0,2	0	0	6971,69	196,11	35,55	19,87
-80	0,4	88	0,2	0	0	6936,33	198,52	34,94	17,81
-80	0,5	88	0,1	0	0	6923,33	201,14	34,42	16,06
-80	0,6	88	0,1	0	0	6888,24	202,89	33,95	14,48
-80	0,7	88	0,1	0	0	6852,02	204,41	33,52	13,03
-70	0,8	88	0,1	0	0	6830,30	206,18	33,13	11,70
-20	0,9	58	0,1	0	0	7577,49	229,71	32,99	11,23
-10	1	58	0,1	0	0	7601,84	229,58	33,11	11,65
-10	1,1	48	0,1	0	0	7692,92	231,35	33,25	12,12
-10	1,2	48	0,1	0	0	7689,57	230,26	33,40	12,61
-10	1,3	38	0,1	0	0	7771,90	231,96	33,51	12,98
-10	1,4	38	0,1	0	0	7774,48	231,01	33,65	13,48
-10	1,5	38	0,1	0	0	7776,44	230,14	33,79	13,94
-10	1,6	38	0,1	0	0	7777,85	229,331	33,92	14,36
-10	1,7	28	0,1	0	0	7857,12	230,76	34,05	14,81
-10	1,8	28	0,1	0	0	7862,92	230,04	34,18	15,25
-10	1,9	28	0,1	0	0	7868,28	229,38	34,30	15,67

Analiz sonuçlarına göre tercih edilmesi gereken Winglet genişliği 0,1 olmalıdır. Ancak Winglet ok açıları incelendiğinde 0,1 metre ile 0,8 metre arasındaki genişliklerine sahip Wingletlerde en verimli yapılar 88 derece ok açısına sahip olduğu görülmüştür. 88 derece ok açısına sahip Winglet yapısı Şekil 5.4'de gösterilmiştir.



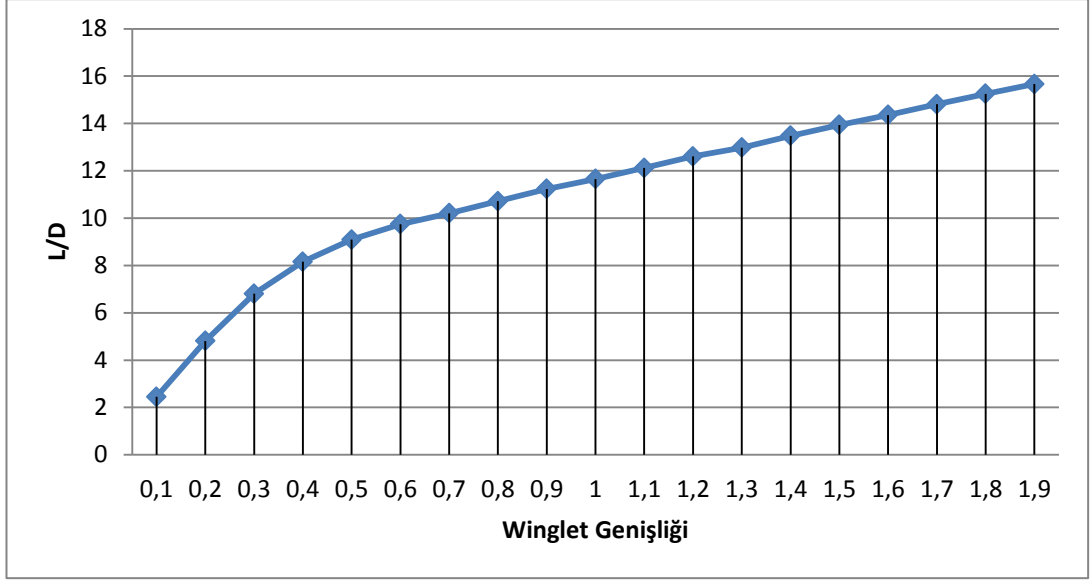
Şekil 5.4 : Yüksek ok açısı.

Görüldüğü üzere ok açısının bu mertebe yüksek değerde olması bu Winglet yapılarının üretimini imkânsız kılmaktadır. Bu nedenle her genişlik değeri için en verimli sonucu veren yapılarda ok açısı azami 68 derece olacak şekilde sınırlandırılmıştır. Bu durumda sonuçlar Çizelge 5.6'daki gibidir.

Çizelge 5.6 : Maliyet analiz sonuçları -2.

Cant Açısı	Winglet Genişliği	Ok açısı	Sivrilme Oranı	Toe Açısı	Burulma Açısı	Toplam Taşıma	Toplam Sürüklenme Kuvveti	L/D	L/D Artışı (%)
-30	0,1	68	0,1	0	0	7565,71	249,01	30,38	2,45
-30	0,2	68	0,1	0	0	7574,94	243,69	31,08	4,81
-30	0,3	68	0,1	0	0	7561,65	238,73	31,67	6,80
-30	0,4	68	0,1	0	0	7541,91	235,13	32,08	8,16
-20	0,5	68	0,1	0	0	7550,24	233,37	32,35	9,09
-20	0,6	68	0,1	0	0	7529,82	231,34	32,55	9,75
-20	0,7	68	0,1	0	0	7508,14	229,72	32,68	10,20
-20	0,8	58	0,1	0	0	7590,17	231,16	32,83	10,72
-20	0,9	58	0,1	0	0	7577,49	229,71	32,99	11,23
-10	1	58	0,1	0	0	7601,84	229,58	33,11	11,65
-10	1,1	48	0,1	0	0	7692,92	231,35	33,25	12,12
-10	1,2	48	0,1	0	0	7689,57	230,26	33,40	12,61
-10	1,3	38	0,1	0	0	7771,90	231,96	33,51	12,98
-10	1,4	38	0,1	0	0	7774,48	231,01	33,65	13,48
-10	1,5	38	0,1	0	0	7776,43	230,14	33,79	13,94
-10	1,6	38	0,1	0	0	7777,85	229,33	33,92	14,36
-10	1,7	28	0,1	0	0	7857,12	230,76	34,05	14,81
-10	1,8	28	0,1	0	0	7862,92	230,04	34,18	15,25
-10	1,9	28	0,1	0	0	7868,28	229,38	34,30	15,67

Bu sonuçlar fines oranlarına göre grafiğe aktarıldıktan sonra ortaya çıkan durum Şekil 5.5'teki gibidir.



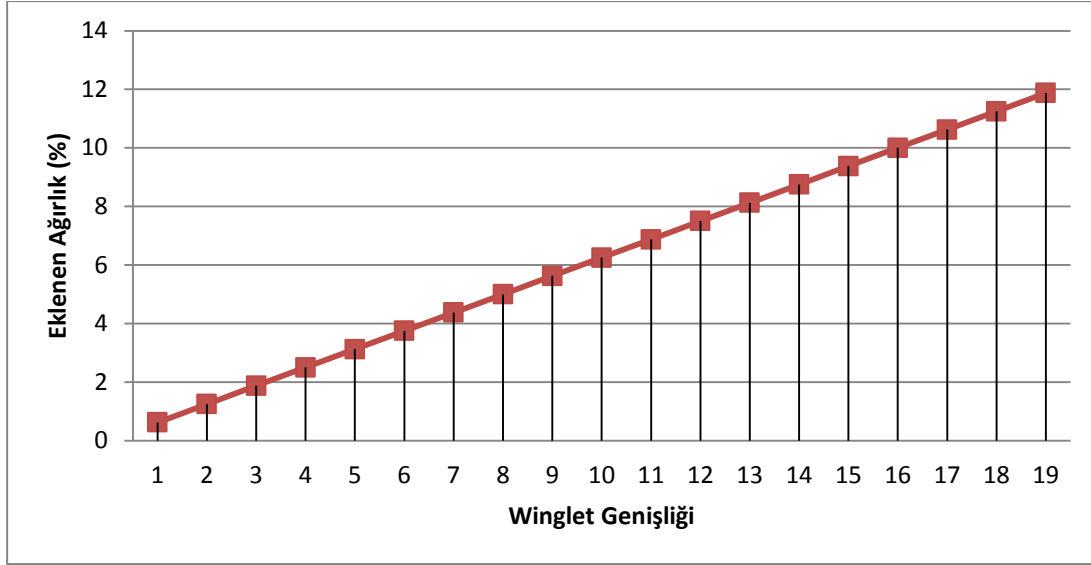
şekil 5.5 : Winglet genişliği ile aerodinamik verim ilişkisi.

Göröldüğü üzere Wingletin genişliği ile kanadın verimliliği, 0,6 metreye kadar daha fazla bir artış eğilimi ile birlikte, orantılı olarak artmaktadır. Diğer yandan Wingletin genişliğinin artması uğağa eklenecek ağırlığı ve aynı zamanda üretim maliyetini de arttıracaktır. Bu nedenle amaç en küçüğü Winglet ile en verimli kanat geometrisi oluşturmak olmalıdır. Dolayısıyla kanat alanındaki toplam artışla Wingletin kanada sağladığı verimliliği mukayese etmek gereklidir.

Kanat alan artışı ile verim artışının mukayese etmenin yolu; her iki artışı yüzde artış cinsinden ifade etmekle mümkün olabilmektedir. Verim artış yüzdesinin kanat alan artış yüzdesinden farkının maksimum olduğu nokta, minimum ağırlık ilavesi ile en verimli Winglet genişliğinin elde edildiğini gösterir. Başka bir deyişle özet olarak maliyet analizinde;

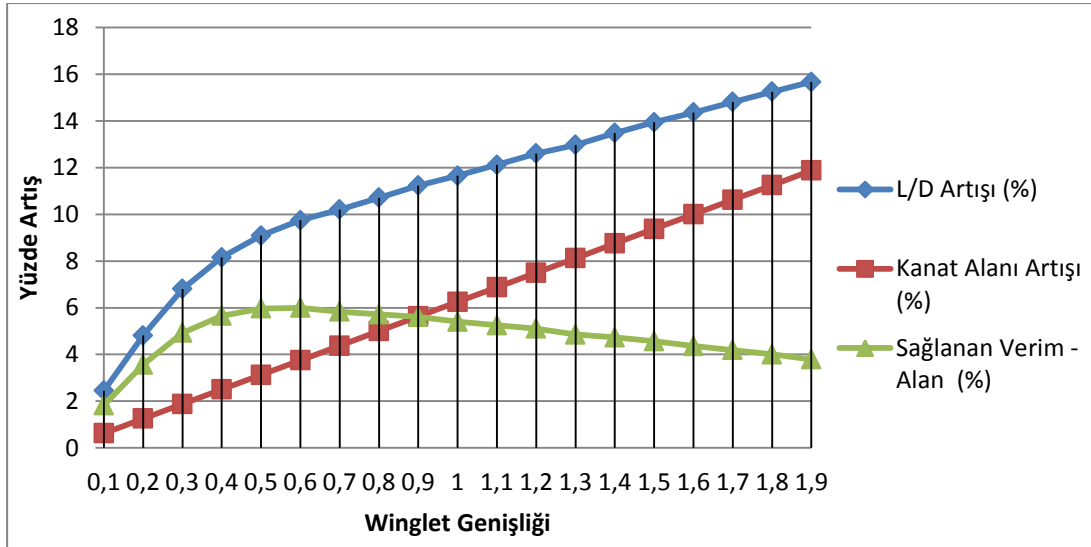
$$\text{Sağlanan Verim Artışı (\%)} - \text{Eklenen Ağırlık (\%)} \quad (5.1)$$

(5.1) ifadesinin maksimum olduğu nokta bulunmalıdır. Bu sayede optimum Winglet genişliği elde edilecektir. Kanada ilave edilen ağırlığın Winglet genişliği ile ilişkisi ise şekil 5.6'dan görölebilir.



Şekil 5.6 : Winglet genişliği ile kanada eklenen ağırlık ilişkisi.

Sağlanan verim ile ilave edilen ağırlık yüzdelerinin farkı ise Şekil 5.7’de görülebilmektedir.



Şekil 5.7 : Verim artışı ile kanat alan artışı ilişkisi.

Grafikte sağlanan verim artışı, kanat alanı artışı ve bu iki artış arasındaki fark görülmektedir. İki artış oranı arasındaki farkın maksimum olduğu nokta Winglet genişliği değerinin 0,6 metre olduğu noktadır.

Maliyet analizi ile Bayraktar TB-2 taktik insansız hava aracı için optimum Winglet genişliğinin 0,6 metre olduğu tespit edilmiştir. Çalışmanın bundan sonraki kısmında 0,6 genişliğe sahip Wingletler daha detaylı aralıklarla incelenecek ve son tasarım elde edilecektir.

5.5 0,6 Metre Winglet Genişliği İncelemesi

Maliyet analizinde optimum Winglet geometri parametrelerinden biri olan Winglet genişliği için optimum uzunluğun 0,6 metre olduğu tespit edilmişti. Artık bu genişliğe sahip Wingletler içinde en fazla verimliliği sağlayan değerin tespit edilmesi gerekmektedir. Maliyet analizinde Wingletler Çizelge 5.7’de belirtilen sınırlar ve aralıklarla incelenmişti.

Çizelge 5.7 : Maliyet analizi incelemesinde parametre sınır ve basamak aralıkları.

Parametre	Başlangıç Sınırı	Bitiş Sınırı	Basamak Aralığı
Winglet Ok Açısı	8	88	10 derece
Winglet Cant Açısı	-90	90	10 derece
Winglet Toe Açısı	0	0	0 derece
Winglet Burulma Açısı	0	0	0 derece
Winglet Genişliği	0,1	1,9	0,1 metre
Winglet Sivrilme Oranı	0,1	0,3	0,1

Yine maliyet analizinde 0,6 metre genişliğine sahip uygulanabilir Winglet yapıları içerisinde maksimum verimliliği sağlayan geometrinin parametre değerleri ile sağlanan fines değer artışı ise Çizelge 5.8’deki gibidir.

Çizelge 5.8 : Maliyet analizinde elde edilen optimum Winglet geometrisi.

Cant Açısı	Winglet Genişlik	Ok açısı	Sivrilme Oranı	Toe Açısı	Burulma Açısı	Toplam Taşıma	Toplam Sürükleme	L/D	L/D Artışı (%)
-20	0,6	68	0,1	0	0	7529,8	231,34	32,55	9,75

Maliyet analizinde parametreler geniş sayılabilecek aralıklarla incelenmişti. Bu aşamada son tasarımı elde etmek ve daha detaylı sonuçlar elde edebilmek için sınır ve aralıklar azaltılacaktır. Gerçekleştirilen çalışmada belirlenen sınır ve aralık değerleri Çizelge 5.9’da sunulmuştur.

Çizelge 5.9 : 0,6 genişlik analizi parametre sınır ve basamak aralıkları -1.

Parametre	Başlangıç Sınırı	Bitiş Sınırı	Basamak Aralığı
Winglet Ok Açısı	60	88	3 derece
Winglet Cant Açısı	-30	-10	3 derece
Winglet Toe Açısı	-3	3	1 derece
Winglet Burulma Açısı	-3	3	1 derece
Winglet Genişliği	0,6	0,6	0,1 metre
Winglet Sivrilme Oranı	0,1	0,2	0,1

0,6 metre genişlik analizinde her parametre için sınır ve aralık değerleri maliyet analizinde elde edilen optimum geometri parametre değerlerini kapsayacak şekilde belirlenmiştir. Gerçekleştirilen 13720 kanat geometrisi içinde en verimli 5 sonuç Çizelge 5.10’da sunulmuştur.

Çizelge 5.10 : 0,6 metre genişlik analizi – 1.

Cant Açısı	Winglet Genişlik	Ok açısı	Sivrilme Oranı	Toe Açısı	Burulma Açısı	Toplam Taşıma	Toplam Sürüklenme	L/D	L/D Artışı (%)
-21	0,6	69	0,1	1	-2	7520,5	231,04	32,55	9,76
-24	0,6	66	0,1	-1	2	7531,8	231,4	32,55	9,75
-18	0,6	69	0,1	1	-2	7530,0	231,3	32,55	9,75
-27	0,6	66	0,1	-1	2	7521,7	231,1	32,55	9,75
-24	0,6	69	0,1	1	-2	7510,2	230,8	32,55	9,75

Gerçekleştirilen analiz sonuçlarına göre aerodinamik verim açısından en çok katkı sağlayan geometri fines değerinde %9,76 oranında artış sağlamıştır. Bu çalışmada cant ve ok açıları üçer derecelik aralıklarla incelenmişti. Artık bir derece hassasiyetli tasarım elde edilebilmektedir. Bunun için belirlenen sınır ve aralık değerleri ise Çizelge 5.11'deki gibidir.

Çizelge 5.11 : 0,6 genişlik analizi parametre sınır ve basamak aralıkları -2.

Parametre	Başlangıç Sınırı	Bitiş Sınırı	Basamak Aralığı
Winglet Ok Açısı	66	72	1 derece
Winglet Cant Açısı	-30	-15	1 derece
Winglet Toe Açısı	-2	2	1 derece
Winglet Burulma Açısı	-3	3	1 derece
Winglet Genişliği	0,6	0,6	0,1 metre
Winglet Sivrilme Oranı	0,1	0,1	0,1

Gerçekleştirilen son analizin ardından en yüksek fines değerini veren 5 tasarım Çizelge 5.12'de sunulmuştur..

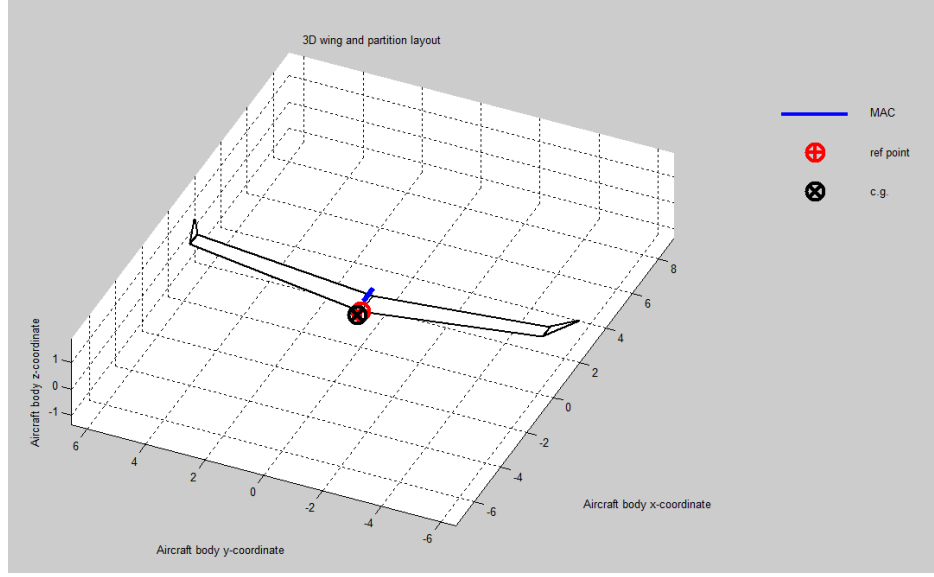
Çizelge 5.12 : 0,6 metre genişlik analizi – 1.

Cant Açısı	Winglet Genişlik	Ok açısı	Sivrilme Oranı	Toe Açısı	Burulma Açısı	Toplam Taşıma	Toplam Sürüklenme	L/D	L/D Artışı (%)
-25	0,6	67	0,1	-1	2	7519,7	231,0	32,55	9,763
-24	0,6	67	0,1	-1	2	7522,9	231,1	32,55	9,762
-26	0,6	67	0,1	-1	2	7516,3	230,9	32,55	9,761
-20	0,6	68	0,1	1	-2	7534,3	231,5	32,55	9,761
-19	0,6	68	0,1	1	-2	7537,5	231,6	32,55	9,760

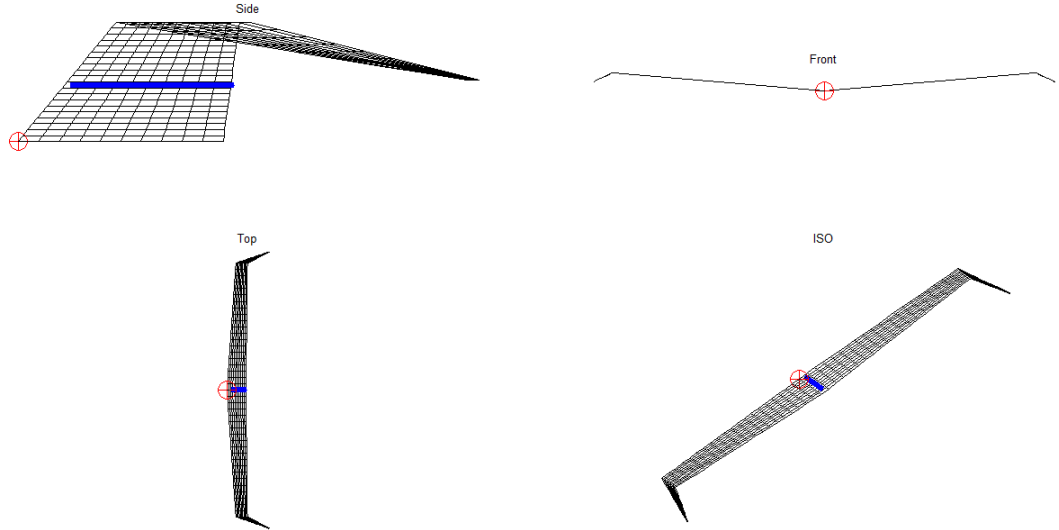
5.6 Son Tasarım

Optimize edilmiş son tasarım olarak (Şekil 5.8, Şekil 5.9), Çizelge 5.12'de belirtilen Winglet geometrileri arasından %9,763 verim artışı sağlayan yapı seçilmiştir. Bu tasarım ile indüklenmiş sürüklenme katsayısında 0,0041 oranında düşüş sağlanmıştır. Winglet eklentisi ile kanada ilave yapı eklenmiş olmasına rağmen toplam sürüklemeye 24,8N düşüş sağlanmıştır. Kanat verimliliği ise Çizelge

5.12’de belirtildiği %9,763 oranında artmıştır. Optimize edilmiş Winglet geometrisi elde edilen kanat performansı kazanç verileri Çizelge 5.13’de sunulmuştur.



Şekil 5.8 : Son tasarım -1.



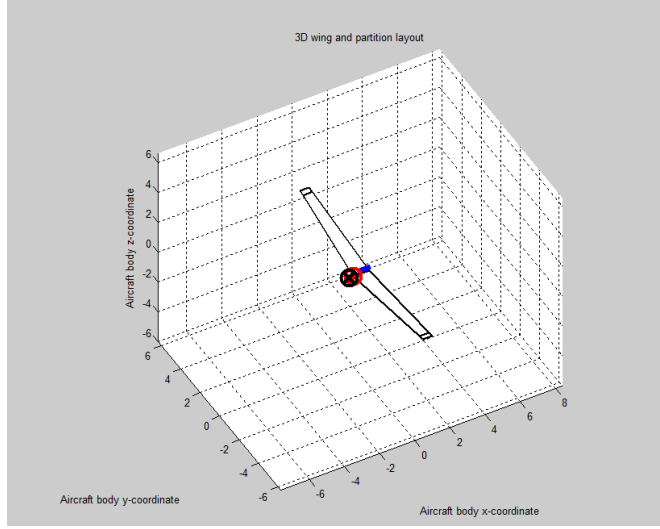
Şekil 5.9 : Son tasarım -2.

Çizelge 5.13 : Optimum Winglet ile elde edilen kazanç verileri.

	Sürüklenme Kazancı		Taşıma Kazancı		Fines Değeri	
	Newton	(%)	Newton	(%)	Birim	(%)
Optimize Edilmiş Geometri	24,8	9,70	-66,7	-0,88	2,9	9,7

Bu noktada merak uyandıran diğer husus ise kanadın optimize edilen Winglet yapısı kadar uzatılması durumunda ortaya çıkan durumdur (Şekil 5.10). Optimum Winglet geometrisinin alanı 0,1966 m²'dir. Tornado programı ile aynı boyutta kanat

uzatılarak elde edilen sonuçlarda optimum Winglet geometrisi ile fines değeriinde %6.2 daha fazla verim elde edildiği görülmüştür.



Şekil 5.10 : Optimum Winglet alanı kadar kanadın uzatılması.

Son tasarımda elde edilen Winglet geometrisi raked tip kanat ucu tasarımına yakındır (Şekil 5.11) [17].

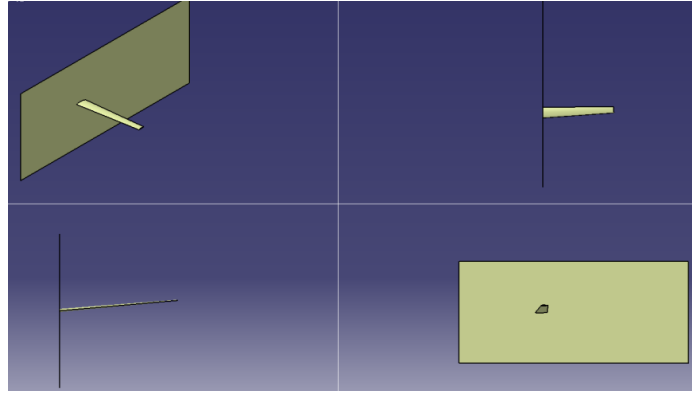


Şekil 5.11 : Raked tip kanat ucu.

Bu modelde ok açısı kanat ok açısına nazaran daha fazla olması nedeniyle kanat ucunda oluşan vorteksler kanadı etkileyememektedir. Dolayısıyla vortekslerin oluşturduğu olumsuz etkiler azalmaktadır.

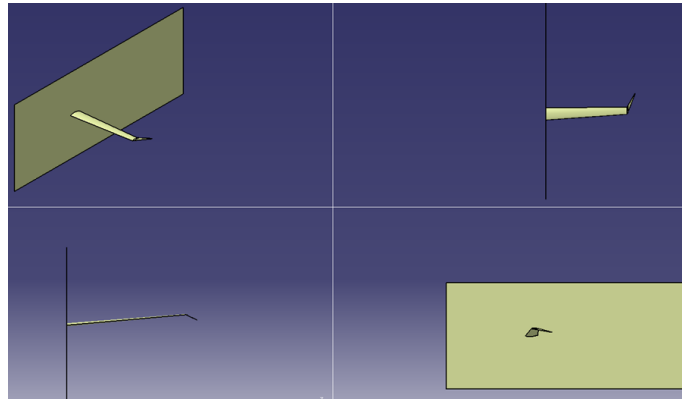
6. HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ (HAD - CFD) ANALİZİ

Son tasarıma karar verilmesinin ardından şu ana kadar yapılan çalışmaların hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizi ile kontrol edilmesine karar verilmiştir. Analizlerin gerçekleştirilebilmesi için öncelikle kanadın Winglet ilaveli ve orijinal geometrilerinin CAD programı ile oluşturulması gerekmektedir. Kanadın hâlihazırdaki halinin CAD çizimi Şekil 6.1’de sunulmaktadır.



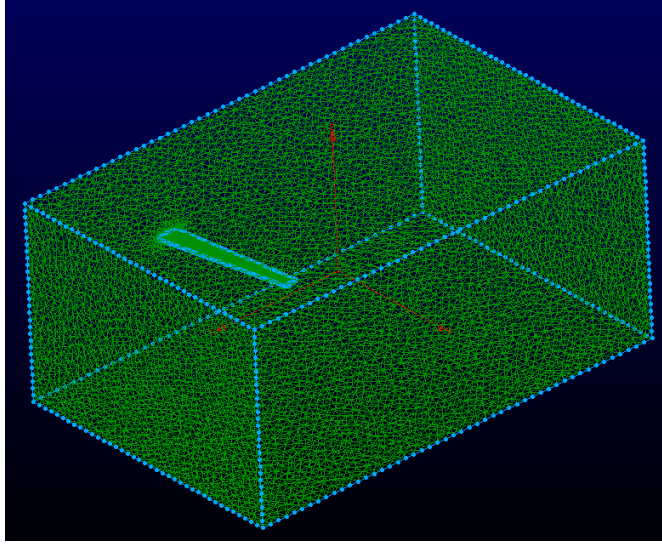
Şekil 6.1 : Kanat CAD çizimi.

Winglet yapısına sahip kanadın CAD çizimi ise Şekil 6.2’deki gibidir.

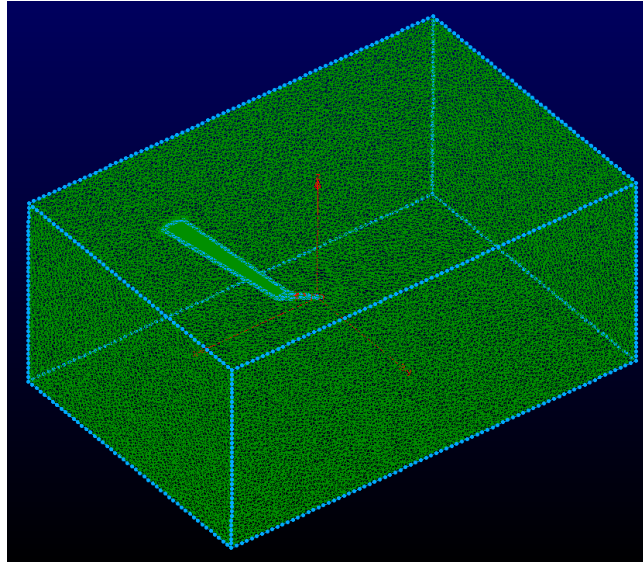


Şekil 6.2 : Wingletli kanat CAD çizimi.

CAD çizimleri elde edildikten sonra her iki konfigürasyon için örgü (mesh) yapıları oluşturulmuştur (Şekil 6.3, Şekil 6.4). Örgü yapılarının oluşturulduğu kontrol hacmi 6x6x12 metre boyutlarında oluşturulmuştur. Her iki kontrol hacmi için oluşturulan hücre sayısı 1500000’dur.



Şekil 6.3 : Kanat örgü yapısı.



Şekil 6.4 : Wingletli kanat örgü yapısı.

Artık yapıları analiz etmek için hazırdır. İki geometri de uçuş koşullarında (44m/s, 10000 feet, 6° hücum açısı $Re=1700000$) analiz edilmiştir. Analizlerde öncelikle inviscid çözüm yapan girdap kafes yöntem verileri ile viskoziteyi ihmal eden model ile kıyaslanmış, sonrasında laminar-viskoz model kullanılmış ve son olarak da türbülanslı akış modellemesi icra edilmiştir. Gerçekleştirilen analizlerin sonucunda elde edilen veriler aşağıdaki Çizelge 6.1’de sunulmuştur.

Çizelge 6.1 : Hesaplamalı akışkanlar dinamiği analiz sonuçları – kanat.

	Taşıma Kuvveti	Sürüklenme Kuvveti	Fines Değeri
Inviscid Model	7419,7	250	29,68
Laminar	7283,7	251,6	28,95
Türbülanslı	6833,9	324,6	21,06

Winglet bulunmayan kanat geometrisi için hesaplamalı akışkanlar dinamiği inviscid model ile tornado verileri arasındaki durum Çizelge 6.2’de sunulmuştur.

Çizelge 6.2 : HAD inviscid model ile tornado verileri mukayesesi – kanat.

Kanat Geometri	Taşıma Kuvveti		Sürüklenme Kuvveti		Fines Değeri	
	Newton	Fark (%)	Newton	Fark (%)	Birim	Fark (%)
HAD Inviscid Model	7419,7	2,2	250	2,27	29,68	0,07
Tornado Verileri	7586,4	-	255,8	-	29,66	-

Çizelge 6.2’den de görüldüğü her iki analiz sonuçları birbirleri ile iyi bir uyum içerisindedir. Bu uyum tornadonun verilerini desteklediğinin ve doğruluğunun bir göstergesi olmaktadır. Ancak laminar ve türbülans akışlı analizlerde durum farklılık arz etmektedir. Bu nedenle Wingletli konfigürasyon da hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri kendi arasında akışın nev’ine göre değerlendirilecektir.

Winglet yapısına sahip geometrinin hesaplamalı akışkanlar dinamiği analiz sonuçları ise Çizelge 6.3’teki gibidir.

Çizelge 6.3 : Hesaplamalı akışkanlar dinamiği analiz sonuçları –Wingletli kanat.

	Taşıma Kuvveti	Sürüklenme Kuvveti	Fines Değeri	Fines Değeri (%Artış)
Inviscid Model	8070	258	31,28	5,4
Laminar	7601,8	251,8	30,19	4,3
Türbülanslı	7194,7	327,2	21,98	4,4

Inviscid model ile tornado verileri arasındaki durum ile Çizelge 6.4’de belirtilmiştir.

Çizelge 6.4 : Inviscid model ile tornado verileri mukayesesi – Wingletli kanat.

Optimum Winglet Geometri	Taşıma Kuvveti		Sürüklenme Kuvveti		Fines Değeri	
	Newton	Fark (%)	Newton	Fark (%)	Birim	Fark (%)
HAD Inviscid Model	8070	7,32	258	11,69	31,28	3,9
Tornado Verileri	7519,68	-	231	-	32,55	-

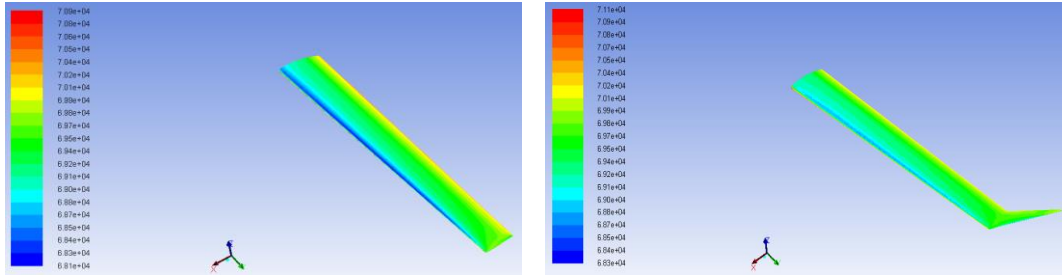
Her iki analiz arasındaki Winglet bulunmayan yapıdaki uyum, Wingletli geometride pek görülmemiştir. Özellikle sürüklenme kuvvetinde %11.69’luk fark bulunmamaktadır. Bu durumun kanat ile Winglet arasındaki geçiş bölgesindeki enterferans sürüklenmesinden kaynaklandığı düşünülmektedir.

Laminar ve türbülanslı akışlar ile gerçekleştirilen analiz arasındaki sonuçların mukayesesi aşağıdaki Çizelge 6.5’te belirtilmiştir.

Çizelge 6.5 : HAD analizi Laminar ve türbülanslı akış için Wingletli ve Wingletsiz yapı mukayesesi.

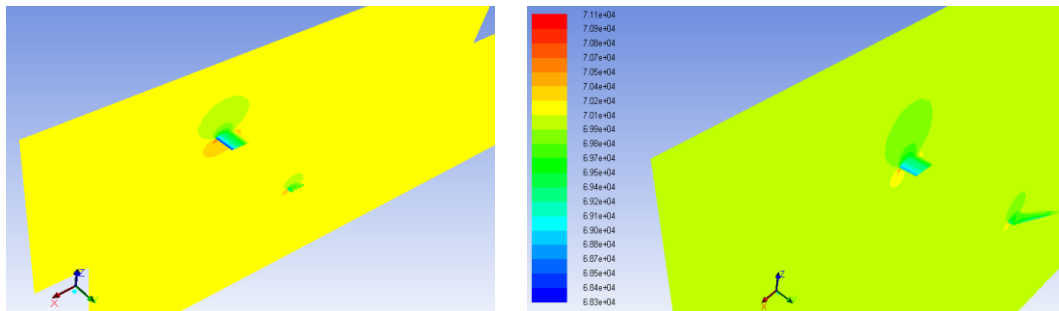
	Optimum Winglet Geometri	Taşıma Kuvveti		Sürüklenme Kuvveti		Fines Değeri	
		Newton	Fark (%)	Newton	Fark (%)	Birim	Fark (%)
Wingletsiz Yapı	Laminar Akış	7283,7	-	251,6	-	28,95	-
	Türbülanslı Akış	6833,9	-	324,6	-	21,06	-
Wingletli Yapı	Laminar Akış	7601,8	4.37	251,8	-0.08	30,19	4.28
	Türbülanslı Akış	7194,7	5.28	327,2	-0.8	21,0	4.46

Hesaplamalı Akışkanlar dinamiği analizi kanat üzerindeki basınç dağılımını görmeyi mümkün kılmaktadır (Şekil 6.5).



Şekil 6.5 : Kanat yüzeyi basınç dağılımı Wingletli/siz.

Kanat uçlarında, hava akımının kanadın alt yüzeyindeki yüksek basınç bölgesinden kanadın üst yüzeyinde bulunana alçak basınç bölgesine kaçışları nedeniyle, kanat uç üst yüzeylerindeki basınç kanat kökü üst yüzeyindeki basınçtan daha yüksektir. Winglet eklentisi ile bu kaçışlar engellenmekte ve kanat uç üst yüzeylerindeki basınç nispeten daha yüksek kalmaktadır. Bu durum gerçekleştirilen analizler ile görselleştirilebilmiştir. Kanat uçlarında oluşturulan yüzeyler üzerindeki basınç dağılımları ise Şekil 6.6'daki gibidir.



Şekil 6.6 : Kanat kökü-ucu basınç dağılımı Wingletli/siz.

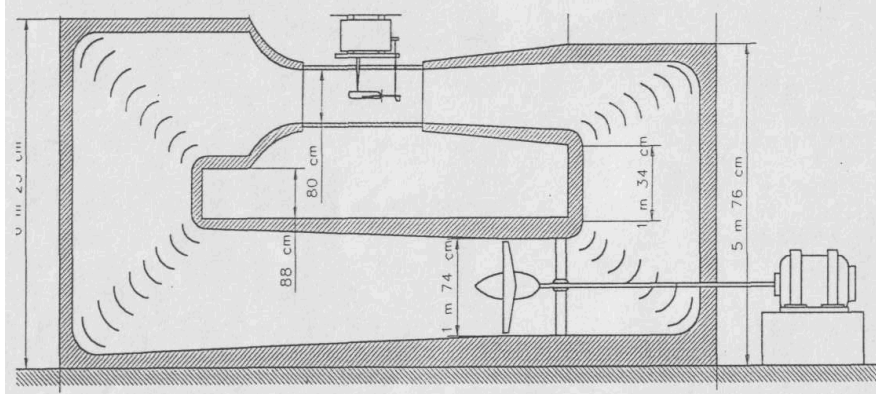
Yukarıdaki şekillerden de görülebileceği kanat uç bölgesindeki alçak basınç Winglet eklentisi ile daha yüksektir. Kanat ucunda, kanadın alt ve üst yüzeylerindeki basınç farkının muhafaza edilebilmesi kanat ucu girdaplarının olumsuz etkilerinin giderilebildiğini göstermektedir.

7. DENEYSEL ÇALIŞMA

Tez çalışmasının son aşamasında deneysel bir uygulama yapılmasına karar verilmiştir. Bu konuda öncelikle deneyin gerçekleştirildiği rüzgâr tünelinin tanıtılması daha uygun olacağı görüşüne ulaşılmıştır.

7.1 Rüzgâr Tüneli

Deneylerin İstanbul Teknik Üniversitesi Gümüşsuyu Yerleşke 'sinde bulunan rüzgâr tüneline icra edilmesine karar verilmiştir.



Şekil 7.1 : Gümüşsuyu kapalı devre ses altı rüzgar tüneli.

Gümüşsuyu kapalı devre ses altı rüzgâr tüneli (Şekil 7.1) ile kara nakil vasıtalarının yakıt sarfiyatının azaltılması gibi endüstriyel çalışmalar, uçaklarda bomba ve benzeri silahların kullanımı gibi askeri problemler ve ses altı uçuş incelemeleri, yüksek binalar, anten kuleleri, elektrik direkleri, stadyum vb. masif yapılar, köprüler üzerindeki dinamik ve statik yüklerin ölçülmesi gibi deneysel çalışmalar için tasarlanmış ve inşa edilmiştir.

Gümüşsuyu rüzgâr tüneli, subsonik akımlar için dizayn edilmiş, kapalı devre, dikdörtgen kesitli bir rüzgâr tüneli. Deney odasının ölçüleri, yükseklik 80 cm en 110 cm ve derinlik 162 cm şeklindedir. Kollektöre ait sivrime oranı 80'dir. Deney odasındaki akım hızı 7 m/s'den 40 m/s'ye kadar değiştirilebilir.

Bu tünelde iplik, duman, yağ, helyum baloncuk yöntemiyle akım görüntüleme; basınç tüpleri ve tarayıcı valfler ile basınç ölçümü; mikromanometre ile hız ölçümü; TEM balansı ve MERRIL balansı ile kuvvet ölçümleri gerçekleştirilmektedir.

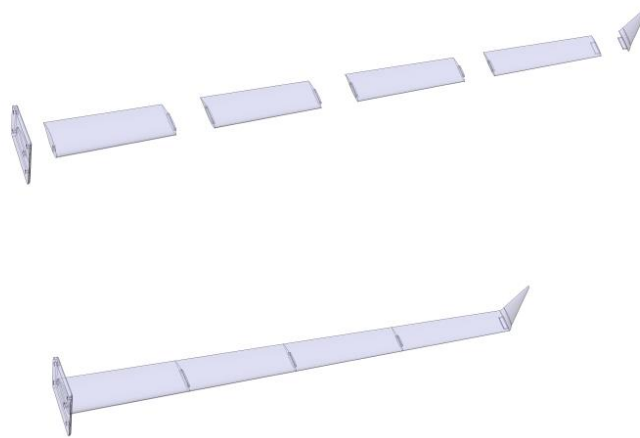
7.2 Model Üretimi

Gümüşsuyu kapalı devre ses altı rüzgâr tünelinin sahip olduğu deney odasına uygun modelin Baykar Makine' da bulunan üç boyutlu yazıcı ile üretilmesine karar verilmiştir. Bu sayede istenen model hızlı ve hassas bir biçimde üretilebilecektir. Uprint Plus üç boyutlu yazıcı (Şekil 7.2) ile bu yazıcının sahip olduğu 203x203x150 mm. boyutlarındaki modeller 0.254 milimetre hassasiyetle üretilebilmektedir [18].



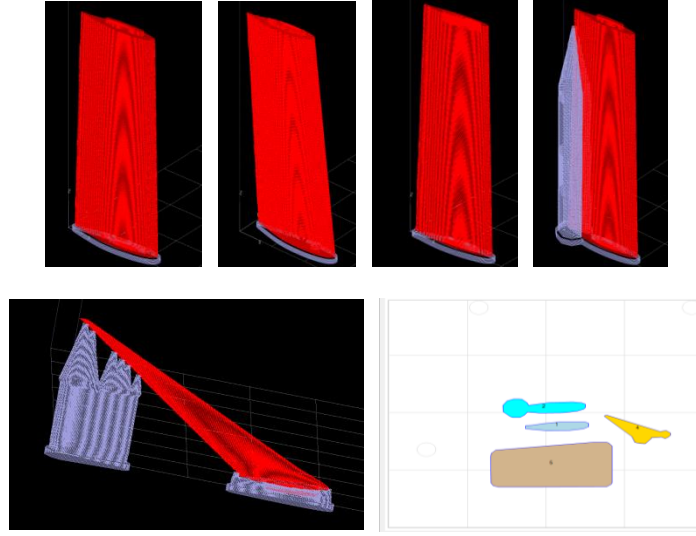
Şekil 7.2 : Uprint Plus üç boyutlu yazıcı.

Üretilcek olan modelin mevcut kanada nazaran 1:15 ölçekli olmasına karar verilmiştir. Bu ölçek ile modelin kanat açıklığı 40 cm. uzunluğa ulaşmaktadır. Ancak bahsedilen yazıcı modeli tek parçada üretebilecek üretim odasına sahip değildir. Dolayısıyla modelin kanat kısmının dört parçadan oluşması ve beşinci parçanın da Winglet olması ile bu sorun da çözülmüş olacaktır. Bu aşamada modelin hali hazırda var olan çizimi ölçeklendirilerek 5 parçaya ayrılmıştır (Şekil 7.3).



Şekil 7.3 : Üretilen modelin CAD çizimi.

Sonrasında çizim ile oluşturan parçalar üç boyutlu yazıcının ara yüz programı ile üretim tepsisinde konumlandırılmıştır (Şekil 7.4).



Şekil 7.4 : Parçaların tepside konumlandırılması.

Bütün bu işlemlerin nihayetinde parçalar yazdırılmış ve kanadı oluşturan dört parça birbirleri ile yapıştırılmıştır. Daha sonra modelin yüzeyindeki pürüzlü yüzeyin giderilmesi amacıyla zımparalanmış takibinde macunla kaplanmış ve tekrar zımparalanmıştır (Şekil 7.5).



Şekil 7.5 : Zımpara ve macun işlemleri.

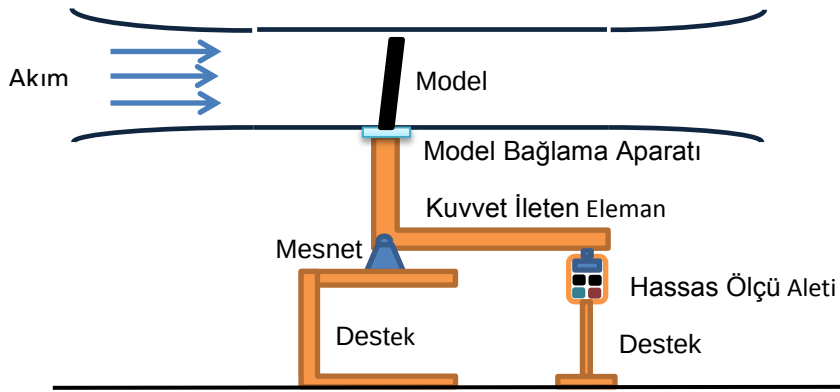
Model üzerinde yapılan son işlem ise yüzeydeki pürüzsüzlüğü arttırmak maksadıyla gerçekleştirilen boyanma işlemidir. Bu işlemin ardından model deneyler için hazır hale gelmiş olacaktır (Şekil 7.6).



Şekil 7.6 : Modelin geldiği son durum.

7.3 Deney Düzeneği

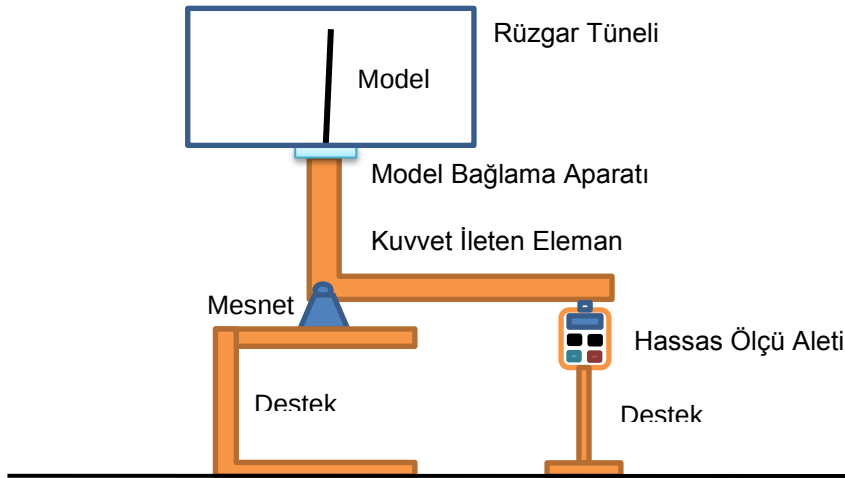
Deney aşamasına geçmeden önce yapılması gerek son işlem deney düzeneğinin oluşturulmasıdır. Deneyler, kuvvet ölçümü esasına dayalı olarak gerçekleştirileceğinden sürüklenme kuvvet ölçümü ile taşıma kuvvet ölçümü olmak üzere iki aşamada icra edilecektir. Dolayısıyla her aşamada oluşturulan deney düzenekleri birbirinden az da olsa farklılık göstermektedir. Sürüklenme kuvveti ölçümü için oluşturulan deney düzeneği Şekil 7.7’de belirtilmiştir.



Şekil 7.7 : Sürüklenme kuvvet ölçümü deney düzeneği şeması.

Oluşturulan bu düzenek ile model ile oluşan sürüklenme kuvveti, kuvvetin oluştuğu doğrultuda yerleştirilen kuvvet ileten kol ile hassas ölçü aletine ulaşacaktır. Ölçü aletinde okunan değer ile kuvvet ölçümü gerçekleştirilecektir.

Taşıma kuvveti ölçümü için oluşturulan düzey prensip olarak sürüklenme kuvvet ölçümü için oluşturulan düzenek ile aynıdır (Şekil 7.8).



Şekil 7.8 : Taşıma kuvvet ölçümü deney düzeneği şeması.

İki düzenek arasındaki tek fark taşıma ve sürüklenme kuvvetlerinin uygulama yönlerinin farklı olmasından kaynaklanmaktadır. Oluşturulan deney düzenekleri Şekil 7.9'da belirtilmiştir.



Şekil 7.9 : Deney Düzeneği.

7.4 Deney Sonuçları

Deney çalışması sürüklenme ve taşıma kuvveti ölçümü için 5, 10, 15, 20 derece hücum açılarında yalın kanat ve Wingletli kanat modeli ile gerçekleştirilmiştir. Gerçekleştirilen 16 deney sonucunda elde edilen sürüklenme ve taşıma katsayıları değerleri Çizelge 7.1, Çizelge 7.2, Çizelge 7.3 'de sunulmuştur.

Çizelge 7.1 : Deneylerde elde edilen sürüklenme katsayısı değerleri ve değişimleri.

C_D			
α	Winglet		ΔC_D (%)
	Yok	Var	
5	0,034	0,032	-5,98
10	0,057	0,056	-1,25
15	0,083	0,082	-0,35
20	0,153	0,163	6,07

Deneyler sonucunda elde edilen sürüklenme katsayı değerleri (Çizelge 7.1) incelendiğinde Winglet eklentisi ile kanadın 5,10,15 derece hücum açılarında daha düşük sürüklenme katsayısına sahip olduğu görülmektedir. Hücum açısının 20 derece olduğu durumda ise sürüklemenin arttığı göze çarpmaktadır.

Çizelge 7.2 : Deneylerde elde edilen taşıma katsayısı değerleri ve değişimleri.

C_L			
α	Winglet		ΔC_L (%)
	Yok	Var	
5	0,68	0,71	4,78
10	1,17	1,23	5,28
15	1,33	1,41	5,34
20	1,01	1,04	3,24

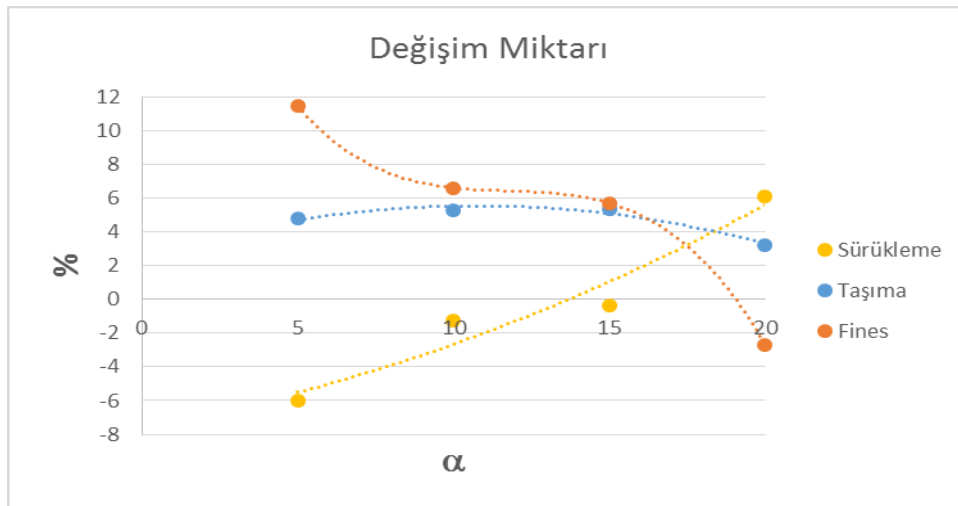
Taşıma kuvveti deneylerinde elde edilen sonuçlar da ise bütün hücum açılarında Winglet yapısının yaklaşık %3 ile %5 oranında taşıma katsayısında artış sağladığı görülmektedir.

Çizelge 7.3 : Deneylerde elde edilen fines değerleri ve değişimleri.

α	Fines		ΔE (%)
	Yok	Var	
5	20,00	22,39	11,45
10	20,59	21,95	6,61
15	16,14	17,06	5,71
20	6,59	6,42	-2,67

Elde edilen taşıma katsayısı ile sürüklenme katsayısının oranı ile elde edilen fines değerlerini gösteren Çizelge 7.3, açıkça hücum açısının artması ile Winglet yapısına sahip olan kanadın veriminin düştüğü görülmektedir. 15 derece hücum açısına kadar kanat veriminde önemli mertebe rol oynayan Winglet yapısı 20 derece verimde yaklaşık %2,5 mertebesinde azalmaya neden olmaktadır. Bu durumun sebebi olarak ise tasarlanan optimum Winglet yapısının kanada nazaran daha erken stall'a girmesi ile açıklanabilmektedir. Ancak bu zamana gerçekleştirilen çalışmalarda düz uçuş koşulları incelendiğinden 5 derece hücum açısında kanat verimini yaklaşık %11.5 oranında arttırması tasarlanan Winglet yapısından beklenen koşulları karşıladığını göstermektedir.

Sürüklenme, Taşıma katsayıları ile fines değerlerinin hücum açısına bağlı olarak değişimleri Şekil 7.10'da özetlenmektedir.



Şekil 7.10 : Deneylerde elde edilen sonuçlar.

Grafikten de rahatlıkla görülebileceği gibi sürüklenme katsayısı hücum açısına bağlı olarak artmakta, taşıma katsayısı ise 10 derece hücum açısını aşan durumlarda

azalmaktadır. Dolayısıyla bu durumlara bağlı olarak fines değeri de azalmaktadır. Bu durum daha önce de açıklandığı gibi Winglet yapısının kanattan daha erken stall'a girmesi sebebiyle oluşmaktadır. Öte yandan Winglet yapısı en çok performans artışıını 5 derece hücum açısında kazandırmaktadır. Bayraktar Tb-2 insansız hava aracının kanadının da 6 derece hücum açısıyla düz uçuşunu gerçekleştirildiği düşünülürse bu durum oldukça sevindiricidir. 10 ve 15 derece hücum açılarında taşıma 5 derece hücum açısına nazaran yakın sonuçlarda olsa da srklemedeki artış ile verim düşmüştür. 20 derece hücum açısında fines değişimindeki negatif ifade tasarlanan Wingletin kanat performansını olumsuz yönde etkilediğini göstermektedir. Ancak deney verilerinden elde edilen sonuçlara dayanılarak 0 ile 18 derece hücum açılarında tasarlanan Winglet yapısının kanat performansını arttırdığını söylemek yanlış olamayacaktır.

8. SONUÇLAR

Bu tez çalışmasında Bayraktar Tb-2 insansız hava aracı için Winglet tasarım ve optimizasyon çalışması girdap kafes çözücü Tornado VLM vasıtasıyla deneysel tasarım optimizasyon yöntemi ile gerçekleştirilmiştir.

Çalışmalarda ilk olarak mevcut kanat incelenmiş ve hali hazırdaki kanadın fines değerinin 29,65 olduğu görülmüştür. Sonrasında bu kanat üzerinde var olan dihedral açısı, ok açısı ve sivrilme oranlarının kanat performansı üzerindeki etkileri incelenmiştir. Bu konuda gerçekleştirilen analizler sivrilme oranının bir olduğu kanat yapıların ve dikdörtgen kanatların kanat verimini %13 mertebesinde düşürebileceği görülmüştür. Bu konudaki ilginç saptama ise dihedral açısının olmadığı kanat yapısının mevcut yapıdan %0,4'lük oranda daha verimli olmasıdır. Bu durum, kanada uygulanan dihedral açısının kanat ucundaki girdap kaçışlarını kolaylaştırdığı yorumuyla açıklanmıştır.

Sonrasında kanada Dr. Richard Whitcomb tarafından “klasik Winglet” uygulanmış kanadın veriminin %3,2 oranında arttığı görülmüştür. Çalışmanın devamında ise Winglet geometrisini belirleyen altı ana parametrenin kanat verimi üzerindeki etkileri incelenmiş ve en etkili parametrelerin Winglet genişliği ile toe açısı olduğu tespit edilmiştir.

Tasarım kısmına başlamadan önce açık kaynak olarak sunulan Tornado kodunu otomatik bir şekilde kullanmak amacıyla deneysel tasarım optimizasyon koduna uygun olarak bir optimizasyon kodu geliştirilmiştir. Bu kod ile bütün çalışmalar boyunca toplam 384093 adet Winglet yapısı bulunan kanat yapısı incelenmiştir.

Gerçekleştirilen uzay incelemesi sonucu Winglet genişliği artışına paralel olarak kanat veriminin artması sonucunda bir maliyet analizi yapılması kararına varılmış ve analiz sonucunda en uygun Winglet genişliğinin 0,6 metre olduğu görülmüştür. Bu genişliğe sahip Wingletler üzerinde yapılan çalışmalar sonucunda kanat verimini 32,55 fines değeri ile %9,7 oranında arttıran son tasarım elde edilmiştir. Yine bu Winglet ile toplam sürüklemeye %9 oranında bir düşüş elde edilmiştir.

Tasarlanan Winglet yapısı ile kanada eklenen ilave yüzey, mevcut kanatta var olan sivrilme oranı ile kanat uzantısı olarak eklendiğinde kanat veriminin %6 oranında düştüğü gözlenmiştir.

Tez çalışmasının ilerleyen safhalarında halihazırdaki kanat ile optimum Winglet geometrisi entegre edilen kanat hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizine tabi tutulmuştur. Analiz sonucunda viskoz olmayan çözümler yapan Tornado ile HAD analiz verimlerinin mevcut kanat analiz sonuçlarının birbirine çok yakın olduğu ancak Winglet geometrisine sahip olan kanat analizlerinde %3.9 oranında bir farklılık olduğu gözlenmiştir. Bu fark, kanat ile Winglet arasındaki enterferans sürüklemesinden kaynaklanmıştır.

HAD analizinde laminar ve türbülanslı modeller yine iki yapı için de icra edilmiş olup bu analizlerin sonucunda Wingletli kanadın %4 mertebesine kadar daha verimli olduğu görülmüştür. Viskoz olmayan çözümlerle ortaya çıkan fark viskoz etkilerden kaynaklanmaktadır.

Son olarak, değişik hücum açılarındaki gerçekleştirilen deneysel çalışmalar ile Winglet yapısının 18 derece hücum açısına kadar kanat performansını arttırdığı gözlenmiştir. 18 dereceyi aşan hücum açılarındaki ise kanattan erken stall'a girmesi nedeniyle verimde azalmaya neden olmaktadır. Azami fines değerindeki artış ise düz uçuş koşullarına oldukça yakın olan 5 derece hücum açısında yaklaşık %11 mertebesinde elde edilmiştir. Girdap kafes yöntemi, hesaplamalı akışkanlar dinamiği ve deneysel yollarla icra edilen analizlerin sonucunda elde edilen veriler karşılaştırıldığında, tasarlanan Winglet yapısının kanat aerodinamik etkinlik parametresinin benzer mertebede arttığı gözlemlenmiştir.

KAYNAKLAR

- [1] **Masak P.** (2003). Winglet Design for Sailplanes. *Journal of Aircraft*, 40(6). Alındığı tarih: 02.11.2014, adres: <http://www.soaridaho.com/Schreder/Technical/Winglets/Masak.htm>
- [2] **Andrew S. ve Krooy I.** (2008). Tip Extensions, Winglets, and C-Wings: Conceptual Design and Optimization. *American Institute for Aeronautics and Astronautics*. Alındığı tarih: 02.11.2014, adres: <http://aero.stanford.edu/reports/Ning2008.pdf>
- [3] **Maugmer M.D., Swan T.S. ve Wllits S.M.** (2003). The Design of Winglets for Low Speed Aircraft. *Journal of Aircraft* 40(6). Alındığı tarih: 02.11.2014, adres: <http://mandhsoaring.com/Why%20Winglets/WL-IT.pdf>
- [4] **Raiano M.** (2013). *Winglets*. Aerospace Engineering, June. Alındığı tarih: 02.11.2014, adres: <http://aerospacengineering.net/?p=177>
- [5] **Uyar T.** (2009). Havacılık Sektöründe Krizle Mücadele Yöntemi Olarak Tasarım. 4'üncü Ulusal Tasarım Kongresi. Alındığı Tarih: 03.11.2014, adres: http://www.savunmasanayi.net/UTK_Uyar.pdf
- [6] **Freitag W. ve Schulze E.T.** (2009). *Blended Winglets Improve Performance*. Aero Magazine 03.09. Alındığı tarih: 10.11.2014, adres: http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_03_09/article_03_1.html
- [7] **Url-1** <[http:// http://bayraktartech.com/](http://http://bayraktartech.com/)>, alındığı tarih: 10.11.2014.
- [8] **Maugmer M.D.** (2002). *About Winglets*. Soaring Magazine, June. Alındığı tarih: 11.11.2014, adres: <http://www.mandhsoaring.com/Why%20Winglets/WL-Soaring.pdf>
- [9] **Url-2** < http://www.wright-brothers.org/History_Wing/Wright_Story/Inventing_the_Airplane/Wagging_Its_Tail/Wagging_Its_Tail_images/1902-Glider-wing-straight-airflow-lift-and-drag.jpg>, alındığı tarih: 11.11.2014.
- [10] **U.S. Navy Forces.** (2014). CH-3 Drag. Naval Safety Center. Alındığı tarih: 12.11.2014, adres: <http://www.public.navy.mil/comnavsafecen/Documents/Forms/AllItems.aspx?RootFolder=http%3A%2F%2Fwww%2Epublic%2Enavy%2Emil%2Fcomnavsafecen%2FDocuments%2Faviation%2Fsas%2Faero>
- [11] **Yükselen A.** (2006). *Aerodinamik 2006-2007 Güz Yarıyılı Sonlu Kanat Teorisi Ders Notları*. İstanbul Teknik Üniversitesi Uçak ve Uzay Mühendisliği Bölümü, Alındığı tarih: 13.11.2014, adres: <http://web.itu.edu.tr/~yukselen/Uck351/10%20Sonlu%20Kanat%20Teorisi.pdf>

- [12] **Cavcar M.** (2011). PLT 233 Uçuş Performansı, HTK 224 Uçuş Mekanik ve Uçak Performansı Ders Notları. *Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu*. Alındığı Tarih: 15.11.2014, adres: <http://home.anadolu.edu.tr/~mcavcar/common/Aerodinamik-Kuvvetler.pdf>
- [13] **Jacob Weierman J. ve Jacob J.D.** (2010). Winglet Design and Optimization for UAVs. *28th AIAA Applied Aerodynamics Conference 28 June - 1 July 2010, Illinois AIAA 2010-4224*, Chicago. Alındığı Tarih: 15.11.2014, adres: <http://enu.kz/repository/2010/AIAA-2010-4224.pdf>
- [14] **Melin T.** (2000). Users Guide and Reference Manual for Tornado. A Vortex Lattice MATLAB Implementation for Linear Aerodynamic Wing Applications. Alındığı Tarih: 15.11.2014, adres: <http://www.redhammer.se/tornado/manual.pdf>
- [15] **Url-3** <<http://www.b737.org.uk/winglets.htm>>, alındığı tarih: 15.11.2014.
- [16] **Raymer D.** (1999). Aircraft Design: A Conceptual Approach. *Reston: AIAA*, 1999 (3. Sürüm) (Sf. 164-166).
- [17] **Url-4** <http://www.airliners.net/aviation-forums/general_aviation/read.main/2512656/>, alındığı tarih: 19.12.2014.
- [18] **Url-5** <<http://www.stratasys.com/3d-printers/idea-series/uprint-se-plus#content-slider-1>>, alındığı tarih: 29.12.2014.

EKLER

EK A: Optimizasyon kodu ile gerçekleştirilen 384093 adet kanat geometri analiz sonuçları ihtiva eden tablo CD içerisinde dir.

ÖZGEÇMİŞ

Ad-Soyad : Akif Giray ALACACI
Doğum Tarihi ve Yeri : 09.12.1987 Denizli
E-posta : agalacaci@outlook.com

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2009,Hava Harp Okulu, Havacılık Mühendisliği
- **Yükseklisans** : 2015,İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı, Uçak Mühendisliği Programı

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

- 2008 AIAA Design/Built/Fly yarışmasında 39'unculuk
- 2009 AIAA Design/Built/Fly yarışmasında 29'unculuk
- Hava Harp Okulu bölüm 4'üncülüğü (3.49 bitirme kredisi)
- 11 Saat T-41D uçuş Tecrübesi
- 16 Saat SF260-D uçuş tecrübesi (1 saat yalnız)
- 8 Saat Planör Uçuş Tecrübesi
- 90 Saat T-37 Uçuş Tecrübesi (10 saat yalnız)
- 125 Saat Uçuş Tecrübesi (10 saat yalnız uçuş)
- Hava Savunma Sınıf Okulu birinciliği

TEZDEN TÜRETİLEN YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- Bu tez çalışmasından herhangi bir yayın ve sunum yapılmamıştır. Patent alınmamıştır.

