

**BİR MİKRO HAVA ARACININ ÇOK DİSİPLİNLİ
TASARIM OPTİMİZASYONU**

YÜKSEK LİSANS TEZİ
Uçak Müh. N. Yeşim FIRAT
(511970015011)

101141

101141

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 22 Eylül 2000
Tezin Savunulduğu Tarih : 17 Ekim 2000

Tez Danışmanı : Prof.Dr. Süleyman TOLUN
Diğer Jüri Üyeleri Prof.Dr. Zahit MECİTOĞLU
Doç.Dr. Metin Orhan KAYA

Süleyman Tolun

Zahit Mecitoğlu

Metin Orhan Kaya

EKİM 2000

ÖNSÖZ

Bu çalışmanın amacı henüz yeni bir konu sayılabilecek olan çok disiplinli tasarım optimizasyonu hakkında kapsamlı bilgiler sunabilmek ve bu bilgilerin ışığında, bugüne kadar yapılmış ve yapılabilecek uygulamaları konusunda örnekler verebilmektir. Çalışmada, incelenecek konu olan çok disiplinli tasarım optimizasyonunu daha iyi anlamak açısından ilk olarak tasarım prosesi anlatılmış ve ardından konvansiyonel ve optimum tasarım prosesleri arasında bir kıyaslama yapılmıştır. Devamında çok disiplinli tasarım optimizasyonu tanıtılmış ve bu konunun havacılıktaki ve diğer alanlarındaki uygulamaları hakkında genel bilgi verilmiştir. Ardından çok disiplinli tasarım optimizasyonu prosesine bir örnek teşkil etmesi açısından bir Mikro Hava Aracının çok disiplinli tasarım optimizasyonu prosesi aktarılmıştır. Son olarak da bir optimizasyon yazılımı olan ADS tanıtılmış ve basitleştirilmiş MAV tasarımı optimizasyon formülasyonu bu programla çözülmüştür..

Bu çalışma sırasında konu hakkındaki bilgi birikimini aktaran ve beni yönlendiren danışmanım Prof. Dr. Süleyman Tolun'a teşekkürlerimi sunarım. Ayrıca özellikle çalışmanın zor anlarında bana destek olan arkadaşlarım Sevil Süslü, Bilkay Gülaçtı ve Bora Aykut'a ve daima, her konuda beni destekleyen eşim Ferhat Ataman'a sonsuz teşekkürler.

Ekim, 2000

N. Yeşim FIRAT

İÇİNDEKİLER

KISALTMALAR	v
TABLO LİSTESİ	vi
ŞEKİL LİSTESİ	vii
SEMBOL LİSTESİ	viii
ÖZET	ix
SUMMARY	xi
1. GİRİŞ	1
1.1. Tasarım Prosesi	1
1.2. Konvansiyonel ve Optimum Tasarım Prosesi	3
2. ÇOK DİSİPLİNLİ TASARIM OPTİMİZASYONU	6
2.1. Çok Disiplinli Tasarım Optimizasyonu Prosesi	6
2.2. Havacılık ve Diğer Alanlardaki MDO Çalışmaları	7
2.2.1. Uluslararası Faaliyetler	7
2.2.2. ABD'deki Uygulamalar	9
3. BİR MİKRO HAVA ARACI TASARIMINDA MDO UYGULAMASI	11
3.1. Mikro Hava Araçları	11
3.2. Tasarlanan Mikro Hava Aracının Görev Tanımlaması	12
3.3. Kavramsal Tasarım	13
3.4. Uçuşu Mümkün Kılan Sistemler	17
3.4.1. Kumanda Alma ve Görüntü Yakalama Sistemi	17
3.4.2. Yapısal Malzemeler ve Tasarım	18
3.4.3. Tahrik Sistemi	19
3.5. MDO Uygulaması	22
3.5.1. Seçilen Tasarım Kısıtları ve Değişkenleri	22
3.5.2. Optimizasyon Sonuçları	24
3.5.3. MDO Sonuçlarının Analizi	25
3.6. Prototip Geliştirme	28
3.7. Test Uçuşu	30
3.8. MDO Çalışmasının Sonuçları	30
4. ADS YAZILIMI	32
4.1. ADS Programı Hakkında Temel Bilgi	32
4.1.1. Problem Çözümündeki Üç Temel Düzey	32
4.1.2. Ana Programdaki Parametrelerin Tanımı	32
4.2. Grafik Yöntemi ve ADS Kullanılarak Elde Edilen Çözümlerin Kıyaslanması	34
4.2.1. Grafik Yöntemi ile Çözüm	36

4.2.2. ADS Yazılımı ile Çözüm	38
5. BASİTLEŞTİRİLMİŞ FORMÜLASYONUN ADS'DE ÇÖZÜMÜ	44
5.1. Tasarım Kısıtları ve Değişkenlerinin Tanımlanması	44
5.2. Değişkenlerin Bir Kısımı ile Formüle Edilmiş Amaç Fonksiyonunun Kullanılması Durumu	45
5.3. Değişkenlerin Tümü ile Formüle Edilmiş Amaç Fonksiyonunun Kullanılması Durumu	55
6. SONUÇLAR	65
KAYNAKLAR	66
ÖZGEÇMİŞ	67

TC YATIRIM VE EKONOMİK
KALKINMA BAKANLIĞI



KISALTMALAR

MDO	: Multidisciplinary Design Optimization
MAV	: Micro Air Vehicle
ISSMO	: Society of Structural and Multidisciplinary Optimization
SM	: Static Stability Margin
CAD	: Computer Aided Design
ADS	: Automated Design Synthesis
DASA Airbus	: Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH
CG	: Center of Gravity
AC	: Aerodynamic Center



TABLO LİSTESİ

	<u>Sayfa No</u>
Tablo 3.1. Dört motor için yakıt tüketim hızları	20
Tablo 3.2. O.S.25FP motor kullanıldığında tasarım değişkenleri	24
Tablo 3.3. SM değerinin ağırlık merkezi konumu ile değişimi.	27



ŞEKİL LİSTESİ

	<u>Sayfa No</u>
Şekil 1.1 : Tasarım prosesi.....	2
Şekil 1.2 : Konvansiyonel tasarım optimizasyonu.....	3
Şekil 1.3 : Optimum tasarım prosesi.....	4
Şekil 2.1 : MDO prosesi akış şeması	6
Şekil 3.1 : Üç farklı kanat konfigürasyonunun C_D değerleri kıyaslaması.....	14
Şekil 3.2 : Üç farklı kanat konfigürasyonunun C_L değerleri kıyaslaması.....	15
Şekil 3.3 : Çift kanat aralığının C_L üzerine etkisi.....	16
Şekil 3.4 : Kavramsal tasarım	17
Şekil 3.5 : Dört motorun itkisinin hava hızı ile değişimi.....	20
Şekil 3.6 : Kübik deplasmanın bir fonksiyonu olarak motor dataları.....	21
Şekil 3.7 : C_{mCG} 'nin α değeri ile değişimi.....	26
Şekil 3.8 : C_{mCG} 'nin δ_e değeri ile değişimi.....	28
Şekil 3.9 : Test uçuşuna hazır haldeki MAV.....	29
Şekil 4.1 : Problemin grafik yöntemi ile çözümü.....	37
Şekil 5.1 : MAV'ın basitleştirilmiş modelinin üstten ve önden görünüşü.....	46

SEMBOL LİSTESİ

C_D	: sürüklenme katsayısı
C_L	: taşıma katsayısı
$C_{L\alpha}$	: taşıma katsayısı eğrisi
C_l	: yalpa moment katsayısı
$C_{l\beta}$	: $\partial C_l / \partial \beta$
C_{mCG}	: uçağın ağırlık merkezi etrafındaki yunuslama momenti katsayısı
$C_{m\alpha}$	: $\partial C_m / \partial \alpha$
C_{m0}	: sıfır hücum açısındaki yunuslama momenti
C_n	: sapma moment katsayısı
$C_{n\beta}$	: $\partial C_n / \partial \beta$
f	: amaç fonksiyonu
g	: tasarım kısıtları
M	: tasarım kısıtları sayısı
N	: tasarım değişkenleri sayısı
SM	: uzunlama statik kararlılık payı
X	: tasarım değişkenleri vektörü
α	: hücum açısı
β	: yana kayma açısı
δ_e	: elevatör açısı
ε	: aşağı sapma açısı
ε_α	: $\partial \varepsilon / \partial \alpha$

BİR MİKRO HAVA ARACININ ÇOK DİSİPLİNLİ TASARIM OPTİMİZASYONU

ÖZET

Bu çalışmada genel olarak çok disiplinli tasarım optimizasyonu ve bir mikro hava aracının bu yöntemle tasarımı incelenmiştir. Bu konuyu daha net bir şekilde anlamaya yardımcı olmak amacıyla konvansiyonel ve optimum tasarım prosesi hakkında bilgi verilmiştir. Ayrıca son bölümde bir optimizasyon yazılımı olan ADS (Automated Design Synthesis) incelenmiştir.

Çok disiplinli tasarım optimizasyonu yöntemi bir tasarımda birbiri ile etkileşim içerisinde olan birden fazla disiplinin entegrasyonunu sağlayarak, optimum tasarımı mümkün kılan bir yöntemdir. Bu entegrasyon sonucunda, aşağıda yer alan standart optimizasyon formülasyonu elde edilir.

$f(X)$	(Minimizasyon fonksiyonu)	Amaç fonksiyonu
$g_j(X) \leq 0$	$j = 1$ 'den M 'e kadar	Kısıtlar
$X_i^l \leq X_i \leq X_i^u$	$i = 1$ 'den N 'e kadar	
$X = (X_1, X_2, \dots, X_N)^T$		Tasarım değişkenleri (1)

Bundan sonra, çeşitli optimizasyon yöntemlerinden, formülasyona göre en uygun olanını kullanarak, tasarım değişkenlerinin ve buna bağlı olarak da amaç fonksiyonunun optimum sayısal değerine ulaşmak gerekmektedir.

Uçak tasarımı aerodinamik, yapı, stabilite ve kontrol ve tahrik sistemi gibi bir kaç disiplinin entegrasyonunu gerektiren bir çalışmadır. Bu yüzden uçak tasarımı, çok disiplinli tasarım optimizasyonu yöntemi açısından çok uygun bir örnek teşkil etmektedir. Bu açıdan, bu çalışmada 1997 yılında Uluslararası Yapısal ve Çok Disiplinli Tasarım Optimizasyonu Komitesi'nin (ISSMO) açmış olduğu Mikro Hava Aracı (MAV) Tasarımı konulu yarışmada en iyi MDO uygulaması seçilen, Mississippi State Üniversitesi'nin bir çalışması aktarılmıştır.

Dördüncü bölümde, çok disiplinli tasarım işlem safhaları tamamlanıp yukarıda bahsedilen optimizasyon formülasyonu elde edildiğinde, bu formülasyonu çözmek için kullanılacak optimizasyon yazılımı ADS tanıtılmıştır. Yine bu bölümde basit

optimizasyon formülasyonlarını çözmek için kullanılan grafik yöntemiyle çözülen bir optimizasyon problemi, ADS yazılımı ile de çözümlenerek sonuçlar kıyaslanmıştır.

Son bölümde ise anlatılan MAV tasarımı baz alınarak hazırlanmış çeşitli optimizasyon formülasyonları ADS’de çözülmüştür.



MULTIDISCIPLINARY DESIGN OPTIMIZATION OF A MICRO AIR VEHICLE

SUMMARY

In this study, general multidisciplinary design optimization and a design of a micro air vehicle using this process was investigated. For clear explanation of this subject, some information about conventional and optimum design process was given. Additional in last chapter ADS (Automated Design Syntesis) which is an optimization software, was examined in detail.

Multidisciplinary design optimization methodology makes possible to obtain the optimum design by integration more than one discipline of a system. As a result of this integration, the standart optimization formulas stated below was obtained.

$f(X)$

Objective function

$g_j(X) \leq 0$ for $j = 1$ to M

Contraints

$X_i^l \leq X_i \leq X_i^u$ for $i = 1$ to N

$X = (X_1, X_2, \dots, X_N)^T$

Design variables

(1)

Following this, by choosing the one method which matches to this design formula between different optimization processes; need to arrives design variables and with related to them the optimum numerical value of the objective function.

Air vehicle design is a study which requires integration of some disciplines like aerodynamic, structure, stability and control and propulsuion. By considering this point of view air vehicle design is a perfect sample for the multidisciplinary design optimizaion methodology. Regarding to this, a study done by Mississippi State University which was choosen the best MDO in a competition about micro air vehicle (MAV) design established by International Society of Structural and Multidisciplinary Optimization (ISSMO) in 1997, was introduced.

At the fourth chapter, after terminating the design process steps and reciving the optimization formulation stated above, an optimum software ADS was introduced for integration these formulas.

At the last chapter, the optimization formulation prepared according to the MAV design, was solved with ADS.



1.GİRİŞ

Bu çalışmada, bir sistemde birden fazla disiplinin entegrasyonunu sağlayarak optimum tasarımı mümkün kılan bir yöntem olan çok disiplinli tasarım optimizasyonu (MDO) ve bir mikro hava aracının bu yöntemle tasarımı incelenmiştir (Rais-Rohani, 1999).

Çok disiplinli tasarım optimizasyonunu anlayabilmek için öncelikle tasarım kavramı üzerinde durmak gerekmektedir. Çalışmanın bu ilk bölümünde tasarım kavramı ve tasarım prosesi hakkında bilgi verilmiş ve konvansiyonel tasarım yöntemi ile optimum tasarım yöntemi arasında bir kıyaslama yapılarak tasarım optimizasyonu kavramı açıklanmıştır (Arora, 1989).

1.1. Tasarım Prosesi

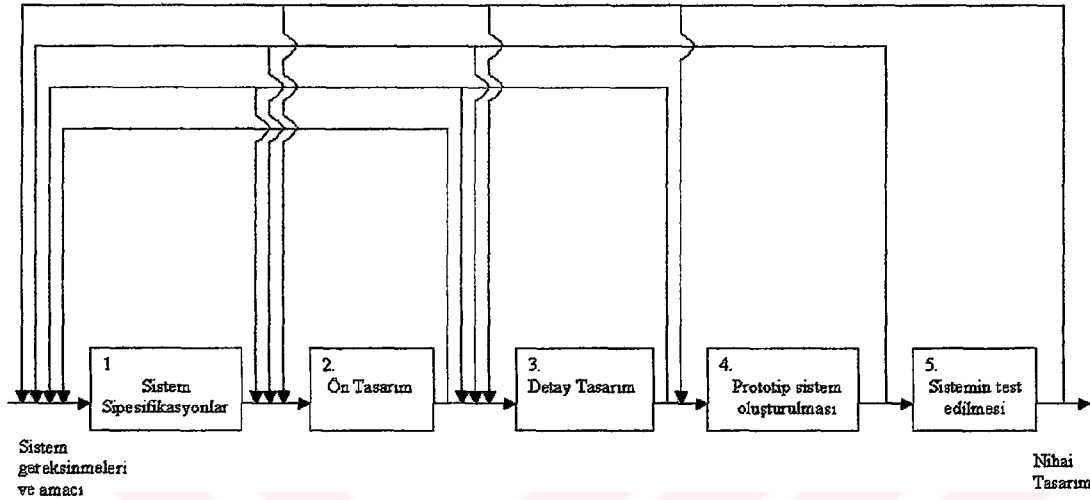
Tasarım işlemi, iteratif yani tekrarlamalı bir prosestir. Tasarımcının tecrübesi, sezgi ve yaratıcılığı; havacılık, otomotiv, inşaat, kimya, endüstri, elektrik, makina vb. çoğu mühendislik alanlarındaki sistem tasarımlarında gereklidir. İteratif işlem, kabul edilebilir bir sistem tasarımına ulaşılan kadar, deneme sistemlerinin ardarda analizi ile gerçekleşir. Mühendisler en iyi sistemi tasarlamak ve spesifikasyonlara bağlı kalarak, farklı sistemlerin en iyi sonuçlarını elde edebilmek için çalışmaktadırlar. Bu en iyi sonuç, çeşitli sistemlerde maliyet, verimlilik, güvenilirlik ve kararlılık gibi kavramlarla ifade edilmektedir. Amaç, belirli kısıtlar içinde kalarak, bu kavramları maksimize veya minimize edebilmektir.

Tasarım prosesi, çok iyi organize olmuş bir faaliyet olmalıdır. Tasarım prosesi Şekil 1.1'deki akış diyagramı ile ifade edilmiştir.

Tasarımın birinci aşaması sistem özelliklerini belirlemektir. Bu müşteri taleplerinden ve tasarlanacak sistemin türünden ortaya çıkmaktadır. Bu aşama kavramsal tasarım olarak da adlandırılabilir.

İkinci önemli adım ise ön tasarımıdır. Bu aşamada sistemin pek çok değişik konsepti üzerinde çalışılır ve oldukça ideal modeller bulunana kadar devam eder. Çeşitli alt

sistemler tanımlanır ve bunların ön tasarımları belirlenir. Bu basamakta verilen kararlar genel olarak sistemin son görünüş ve performansında büyük ölçüde etkilidir. Ön tasarım adımının sonunda sonraki analizlerin ihtiyaç duyduğu bir takım ümit verici konseptler ortaya çıkar.



Şekil 1.1 Tasarım prosesi

Üçüncü aşama bütün alt sistemlerin detay tasarımlarını kapsar. Bir önceki aşamada tanımlanmış bütün konseptlerin çeşitli olasılıklarını tasarlamak gerekir. Bu parametreler alt sistemlerin nümerik değerleri olmalıdır. Tasarım parametreleri aynı zamanda teknolojik ve sistem gerekliliklerini sağlamalıdır.

Çeşitli alt sistemler sistemin performansını maksimize edecek veya maliyeti minimize edecek şekilde tasarlanmalıdır. Sistemik optimizasyon metodları detay tasarım sırasında tasarımcının hız kazanmasında yardımcıdır. Bu aşama sonunda sistemin tanımı, rapor ve çizimler halinde ortaya çıkmış olmalıdır.

Şekil 1.1'deki son iki adım her sistem için gerekli olmayabilir. Bu adımlar tasarım prosesindeki son adımlar olabilir. Ancak olmama ihtimalleri de vardır, çünkü testler sırasında sistemin tanımlanan özelliklere uymadığı ortaya çıkabilir. Gerçekten bu iterasyon işlemi tasarımın her bir adımında gerekli olabilir. Bu da her bir adımın döngüler içermesini anlamlı kılar. Bu iteratif proses onaylanabilir bir sistem elde edilene kadar devam etmek zorundadır. Sistemin karmaşıklığına göre proses birkaç günden birkaç aya kadar uzayabilir.

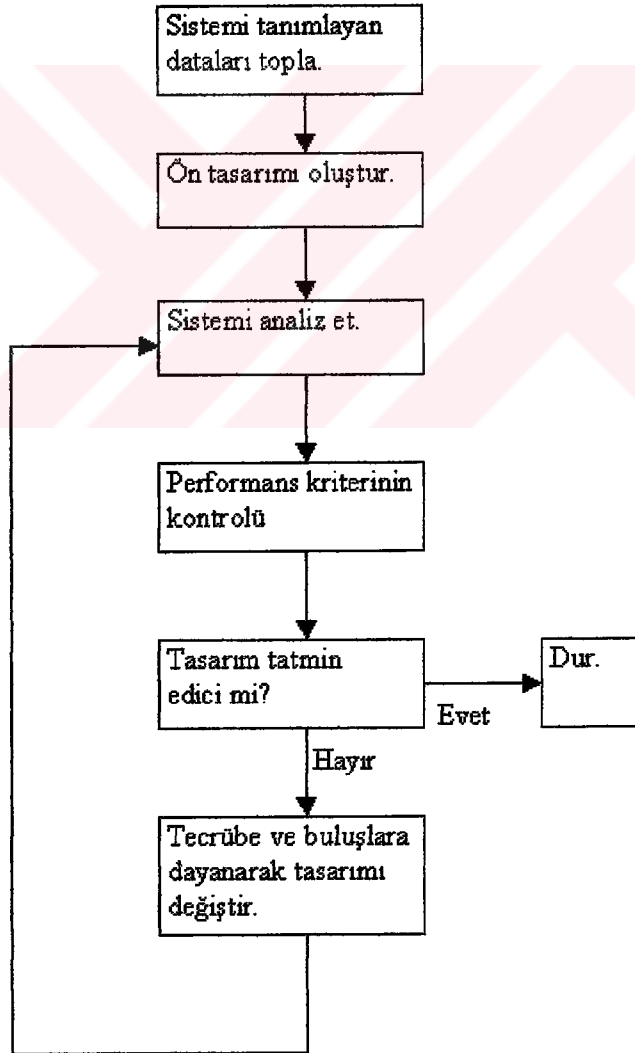
Bu model bir tasarım prosesi için basitleştirilmiş bir diyagramdır. Gerçekten her bir aşama çeşitli özel çalışmalar gerektirecek ve rasyonel kararlar almayı sağlayacak alt

aşamalara ayrılabilir. Önemli nokta optimizasyon konsept ve metodlarının, proses adımlarının herbir aşamasında yardımcı olabileceğidir.

Bu tip metodları özel yazılımlarla birlikte kullanmak çeşitli tasarım olasılıklarını kısa zamanda incelemek açısından oldukça kullanışlıdır. Bu teknikler ön ve detay tasarımı aşamalarına, prototip üretim ve test adımları kadar yardımcı olabilirler. Bu yüzden tasarım proseslerinde optimizasyon metodları uygulamalarının büyük önemi vardır.

1.2. Konvansiyonel ve Optimum Tasarım Prosesi

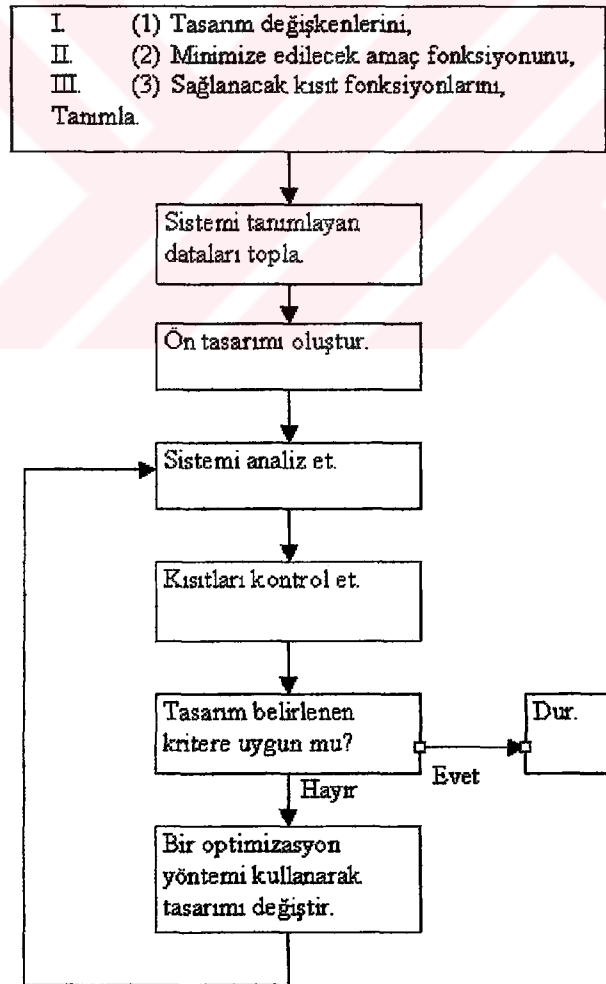
Konvansiyonel tasarım prosesi tasarımcının sezgi, deneyim ve yeteneklerine bağlıdır. Ancak bu insan faktörü bazı kompleks sistemlerin sentezinde hataya itici bir etki oluşturabilir. Şekil 1.2 konvansiyonel tasarımın akış diyagramını göstermektedir.



Şekil 1.2 Konvansiyonel tasarım optimizasyonu.

Konvansiyonel ve optimum tasarım proseslerinin her ikisi de sistem tasarımı prosesinin değişik aşamalarında kullanılabilirler. Konvansiyonel tasarım prosesindeki başlıca avantaj tasarımcının tecrübe ve sezgilerini sistemdeki konsept değişikliklerinde kullanabilmesi veya prosedüre ek spesifikasyonlar getirebilmesidir. Fakat detay tasarımda konvansiyonel tasarımın bir takım dezavantaj ve zorlukları karşımıza çıkar. Bu zorluklar karmaşık kısıtları içerebilir. Bu gibi durumlarda tasarımcı, tanımlı kısıtları sağlamak için bir takım parametreleri yükseltmek veya azaltmak konusunda karar vermekte zorlanabilir. Bu durumda konvansiyonel tasarım prosesi pek de ekonomik olmayan bir tasarım sonucuna ve gereğinden fazla zaman kaybına yol açabilir.

Optimum tasarım prosesi tasarımcıyı bir grup tasarım parametresi seçmeye, minimize etmek üzere bir amaç fonksiyonu ve sağlamak üzere de kısıt fonksiyonları belirlemeye zorlar. Şekil 1.3'te ise optimum tasarım prosesi yer almaktadır.



Şekil 1.3 Optimum tasarım prosesi.

Bu belirgin formülasyon tasarım problemlerinin tasarımcı tarafından daha iyi anlaşılmasına yardımcı olur. Tasarım probleminin uygun matematik formülasyonu doğru tasarım sonuçları elde etmek için bir anahtar görevi görür.

Bu iki uygulama arasındaki net farklılık, konvansiyonel tasarım prosesinin daha az formal olmasıdır. Sistem performansının ölçülebilirliğini sağlayan amaç fonksiyonu tanımlanmamıştır. Sistemi geliştirmek için karar vermeyi kolaylaştıracak trend bilgileri hesaba katılmaz. Çoğu karar tasarımcının tecrübe ve sezgilerini baz alır. Açık bir şekilde optimizasyon prosesi kararları verirken trend bilgilerini kullanmakta daha organize ve etkilidir.

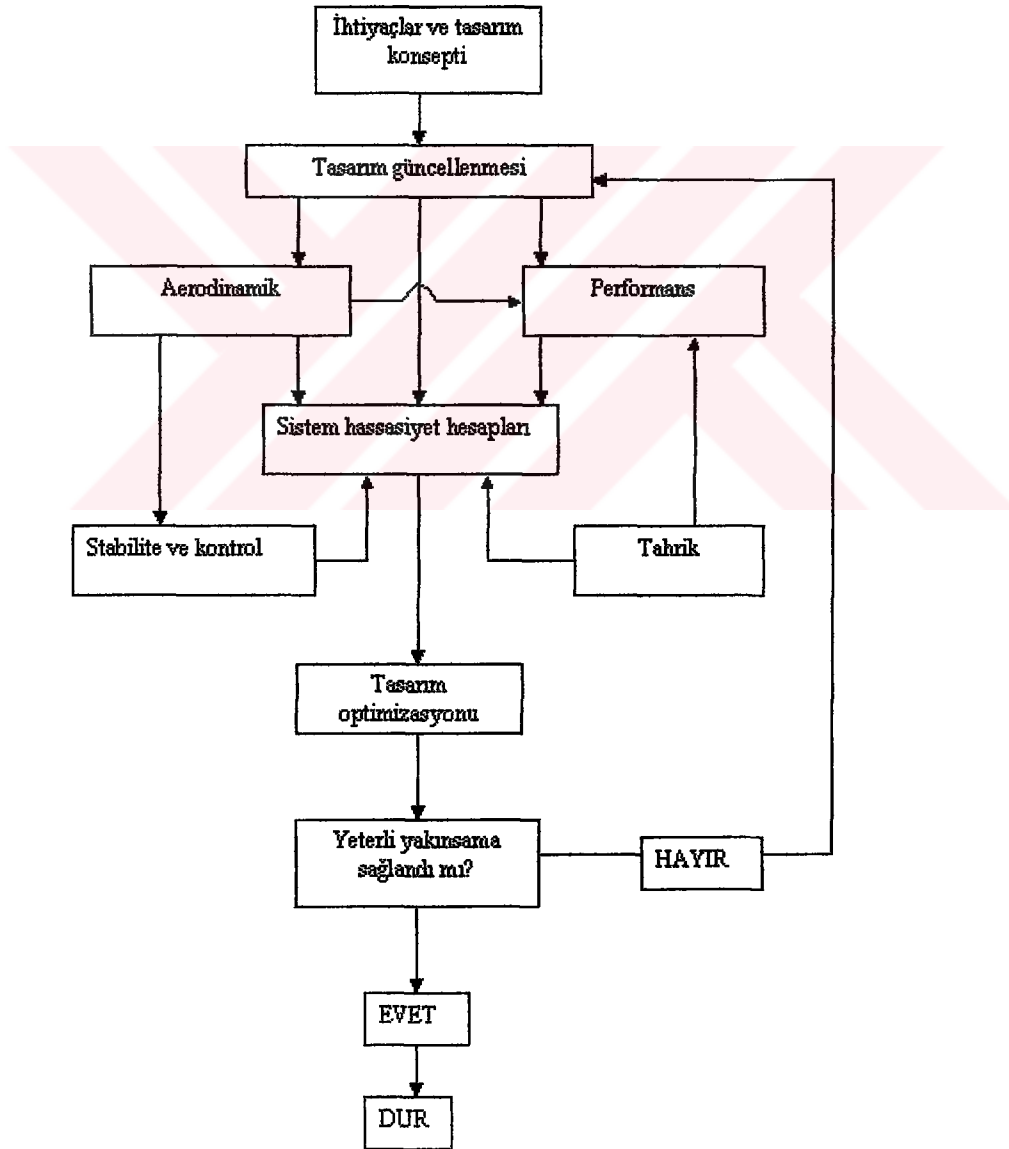
Ancak optimizasyon prosesi tasarımcının deneyim ve sezgilerinden önemli ölçüde faydalanabilir. Bu durumda en iyi yaklaşım tasarımcı ile etkileşerek çalışacak bir optimum tasarım prosesidir.

Tasarım optimizasyonu belirli bir noktaya kadar otomatize edilebilir. En uygun tasarım için insan faktörüne ihtiyaç duyulmaktadır. Kısaca etkili bir tasarım prosesi, tasarımcının yaratıcılığına ve kullandığı optimizasyon teknikleri ile birebir çalışabilmesine bağlıdır.

2. ÇOK DİSİPLİNLİ TASARIM OPTİMİZASYONU

2.1 Çok Disiplinli Tasarım Optimizasyonu Prosesi

Çok disiplinli tasarım optimizasyonu (Multidisciplinary design optimization) kısaca MDO yöntemi bir tasarımda birbiri ile etkileşim içerisinde olan birden fazla disiplinin entegrasyonunu sağlayarak, optimum tasarımı mümkün kılan bir yöntemdir.



Şekil 2.1 MDO prosesi akış şeması. (Rais-Rohani, 1999)

Çok disiplinli tasarım optimizasyonu prosesi Şekil 2.1.'de görülmektedir. Şekilde bir mikro hava aracı tasarımı için akış şeması verilmiştir.

Tasarım optimizasyonundaki disiplinler aerodinamik, performans, stabilite ve kontrol ve tahrik sistemleridir.

Şekil 2.1'deki tasarım problemi şu şekilde formüle edilir;

$$\begin{aligned} f(X) & \quad (\text{Minimizasyon fonksiyonu}) & \quad \text{Amaç fonksiyonu} \\ g_j(X) \leq 0 & \quad j = 1' \text{den } M' \text{e kadar} & \quad \text{Kısıtlar} \\ X_i^l \leq X_i \leq X_i^u & \quad i = 1' \text{den } N' \text{e kadar} \\ X = (X_1, X_2, \dots, X_N)^T & & \quad \text{Tasarım değişkenleri} \end{aligned} \quad (1)$$

Çok disiplinli tasarım optimizasyonu mevcut bir mikro hava aracı tasarımı ile ele alınırsa daha net anlaşılabilir. Bunun için 3. bölümde mikro hava araçları kısaca tanıtılmış ve MDO uygulaması anlatılmıştır. Ancak ondan önce bu bölümde bir sonraki alt başlık altında MDO'nun havacılık ve diğer alanlarındaki uygulamalarından bahsedilmiştir.

2.2. Havacılık ve Diğer Alanlardaki MDO Çalışmaları

MDO, daha yaygın olan sıralı disiplinler arası tasarım yaklaşımları ile gerçekleştirilmesi mümkün olmayan daha iyi tasarımlar sunmak için farklı yöntemlerden yararlanır. 1999 yılında, MDO'nun akademi, endüstri ve hükümet kuruluşlarındaki ulusal ve uluslararası araştırma ve uygulamalarının sayısı hızla çoğalmıştır. (Messac, 1999)

Bu cesaretlendirici gelişmelere rağmen, MDO'daki olgunlaşmaların kabul edilebilmesi için MDO araştırma topluluğunun önemli bazı engellerin üstesinden gelmesi gerekmektedir.

2.2.1. Uluslararası Faaliyetler

MDO'nun uygulanması endüstrideki mevcut çalışma yapısına daha da uyumlu bir hale getirilmiştir. İngiltere Savunma Değerlendirme ve Araştırma Acentesi, birleştirilmiş kanat/gövde uçağını tasarlamak için MDO'dan yararlanmaktadır. Synaps ve DASA Airbus, açık olmayan ve kayda değer bir şekilde geliştirilmiş uçak kanat şekli tasarımlarını saptamak için MDO'yu başarılı bir şekilde kullanmışlardır.

British Aerospace ve Rolls-Royce, MDO'nun Southampton Üniversitesi'ndeki türbin pali ve düşük titreşimli uydu yapıları alanlarındaki çalışmalarına sponsorluk etmektedir.

Fransa'daki Ecole Polytechnique'deki araştırmacılar, belirsizlik, üretkenlik ve maliyete yönelik MDO yöntemleri geliştirmektedirler. Pierre et Marrie Curie Üniversitesi'nde araç çarpışma dayanıklılığı alanındaki önemli MDO uygulamaları devam etmektedir. Nice Üniversitesi'nde gelişmiş görüntü işleme teknikleri önemli gelişmeler olduğu bildirilmiştir. Almanya'daki MDO araştırması Siegen Üniversitesinde, radyo teleskopu ve ray araçları tasarım uygulamaları ile sürmektedir. Braunschweig Üniversitesi, kimlik çözme, kalite kontrol ve yapısal sağlık gözlemede MDO yöntemlerini kullanmaktadır. Stuttgart Üniversitesi, adapte edilebilen yapılar üretmek için MDO yöntemleri geliştirmektedir. Avustralya'daki Sydney Üniversitesi'nde çalışanlar ince-cidarlı ve soğuk-şekillendirilmiş yapılar için bir yazılım geliştirmişlerdir.

Portekiz'deki Porto Üniversitesi'deki prefabrik giriş tasarım optimizasyonu araştırmalarından pratik yararlar elde edilmektedir. İsveç'te Saab Ericsson Space, hem ön hem de nihai tasarım aşamalarında kullanılan MDO yazılım aracındaki başarılı gelişmeyi bildirmektedir. MDO, Polonya Bilim Akademisi'nde kemik implantasyon etkileşimi uygulamasında, kemiğin iç ve dış yapısının incelenmesinde biyomekaniğin daha iyi kavranmasını sağlamak için kullanılmaktadır. MDO, eski SSCB'de Moskova Lomonosov Devlet Üniversitesi, Rus Bilim Akademisi ve Belarussian Devlet Politeknik Akademisi gibi kuruluşlarda gelişmektedir.

Japonya'daki Osaka Prefecture Üniversitesi'nde üretilen beton dağıtıcı kamyon kolu, MDO uygulamasının genişliği için bir örnektir. Toronto Üniversitesi, birleştirilmiş elementlerin en iyi şekilde kullanımı için uzman bir sistem geliştirmektedir. Laval Üniversitesi'ndeki araştırmacılar MDO'yu uçuş simülatörlerine statik dengeli bir hareket sistemi oluşturmak için kullanılmaktadırlar. Endonezya'daki Bandungu Teknoloji Enstitüsü'nde MDO, ileri çimento tabanlı malzemeleri tasarlamakta kullanılmaktadır. Bunlar, Dassault Aviation ve Renault gibi şirketlerde uygulanmaktadır. Çin'deki Dailan Teknoloji Üniversitesi'nde MDO çalışması akustik yapıli birleştirici tasarım optimizasyonunu da kapsar.

2.2.2.ABD'deki Uygulamalar

MDO, ABD endüstrisindeki tasarım yaklaşımlarını da gittikçe artan bir şekilde etkilemektedir. Boeing'deki MDO araştırması, sistemin davranış, performans, insan faktörleri, güvenilirlik ve maliyet gibi çeşitli yönlerini simgeleyen modellerle çok amaçlı kullanım üzerinde odaklanmıştır. Enginous Yazılımı, birçok otomobil şirketine yarar sağlayan ekonomi ve güvenlik alanlarında, önemli kazançlar sağlayan otomobil çarpışma dayanıklılığının, başarıyla optimizasyonunu temin etmiştir. MDO'nun ilginç bir uygulamasında kalp piliyle iki yönlü pratik iletişim sağlayan bir anten yapılmıştır. Altair Mühendislik'in OptiStruct yazılımı imalat sınırlanmaları ile topoloji optimizasyonu kullanımında başarıyla uygulanmıştır.

ABD eğitim enstitülerinde, MDO araştırması sürekli canlı bir büyüme göstermiştir. Northeastern Üniversitesi, tasarımcıların karar vermesini kolaylaştıran fiziksel programla ve canlandırma geliştirmeye başarıyla devam etmektedir. Böylelikle optimizasyon daha verimli ve etkili olmaktadır. Fiziksel programlama, az miktarda optimizasyon bilgisine sahip mühendisler tarafından etkili bir biçimde kullanılan bir optimizasyon yaklaşımıdır. Uygulamaları, aralarında Georgia Tech, Notre Dame, Chicago'daki Illinois Üniversitesi, Buffalo Üniversitesi ve Mississippi Devlet Üniversitesi'nin de bulunduğu akademik ve endüstri kuruluşlarının işbirliği ile gerçekleştirilmiştir.

Arizona Devlet Üniversitesi'nde MDO çalışmaları; kanat çırpınmalarına (flutter), sağanaklara, hava akımlarına tepki verme ve başka özellikleri olan kuvvetli kanat tasarımı alanına da girmektedir. Virginia Tech ve Florida Üniversiteleri, MDO'yu geleneksel tasarımlara kıyasla % 20 oranında benzin tasarrufu yapan sağlam kanatlı transonik bir uçak üretiminde kullanmışlardır. Iowa Üniversitesi'ndeki araştırmacılar Mechanical Dynamics'in ADAMS Çoklu Yapı Dinamiği yazılımına katılan MDO işlemleri gerçekleştirmişlerdir.

Georgia Tech, uzay araçları ve uzay gemilerinin kavramsal tasarımlarının uygulanması için MDO metodları geliştirmektedir. Georgia Tech'deki araştırmacılar Lockheed Martin Taktik Uçağı Sistemleri ve Hava Kuvvetleri Araştırma Laboratuvarı ile işbirliği yaparak MDO işleminin çeşitli devrelerindeki model belirsizliği üzerinde çalışmaktadırlar. Kayda değer MDO çalışmaları Colorado ve Purdue Üniversiteleri'nde de sürmektedir. Chicago'daki Illinois Üniversitesi'nde orijinal

MDO metodları özellikle kristal büyüme, döküm, kaynak ve daha çok sezgisel olmayan sonuçlar veren polimer enjeksiyon alanlarında gelişme göstermektedir.

Buffalo Üniversitesi'ndeki çalışmalar karar vermeyi kolaylaştırmak için ürünün görüntüsü ve tasarım yeri üzerinde odaklanıyor. Boeing'deki Rice Üniversitesi ve Mobil Yağları, bilgisayar yoğunluklu disiplinler simülasyonlar yerine yaklaşık modellerin etkili kullanımı için işbirliği yapmaktadırlar. Pennysylvania Üniversitesi'ndeki araştırmacılar, mikroeletromekanik sistem uygulamaları ile mekanizma olarak kullanılan esnek yapıların topoloji optimizasyonu için MDO yöntemleri geliştirmektedirler.

Sandia Ulusal Laboratuvarları'ndaki araştırmacılar Enerji Nükleer Silah Kompleksi'nin stok tasarımı problemlerinin optimizasyonu için dünyanın en hızlı bilgisayarlarını kullanmaktadırlar. NASA-Langley'deki MDO araştırması mühendislik problemleri için MDO uygulamasının temel açılarını bulmaya çalışmaktadır. Langley, ayrıca düşünme sistemleri ve davranış psikolojisi perspektiflerindeki takım dinamiklerini incelemektedir. Hava Kuvvetleri Teknoloji Enstitüsü ve Ulusal Hava İstihbarat Merkezi, tamamlanmamış olan gözlemsel bilgilerden yabancı füzeli silah sistemleri için genetik algoritma yöntemi geliştirmiştir.

3. BİR MİKRO HAVA ARACI TASARIMINDA MDO UYGULAMASI

Bu bölümde, uzaktan kumandalı, kısa mesafede keşif görevine sahip bir mikro hava aracının tasarımında çok disiplinli tasarım optimizasyonu uygulaması incelenecektir. Ancak bundan önce mikro hava araçlarını tanımakta fayda vardır.

3.1. Mikro Hava Araçları

Geçen yıllarla genel olarak Mikro Hava Araçları (MAV) olarak tanımlanan oldukça küçük uçakların geliştirilmesi ve tasarımına olan ilgi artmıştır. (Rais-Rohani,1999) Ordu bu teknolojinin geliştirilmesini en başta isteyenlerden olsa da, gelecekteki kullanım alanları, savaş alanlarının da ötesine geçecektir. MAV'lar tehlikeli ve korunmalı bölgelerden bilgi almanın en etkili ve en ucuz yöntemi olarak görülmektedirler. Şimdilik, bir sensör ile teçhiz edildiklerinde doğal felaketler veya zehirli gaz tespitlerinde, ya da bir video kamera kullanarak keşif, güvenlik, hedef tespiti gibi ordunun ilgileneceği alanlarda kullanılmaktadırlar. Potansiyel kullanımları gözünde tutularak, ana hedef, mümkün olduğu kadar ebatlarını küçülebilmektir. The Defense Advanced Research Projects Agency kanat açıklığı sadece 15 cm olan bir aracın geliştirilmesinde çalışmakta ve askeriye'nin isteklerini uygun bir maliyetle gerçekleştirmektedir.

15 cm kanat açıklıklı uçan bir aracın manasını anlayabilmek için, doğaya bakarak referans almak faydalı olacaktır. Doğaya bakıldığında, kanat yüklemeleri 0,2 ila 1,7 gr/cm² ve uçtukları deniz seviyeleri Reynolds sayı aralığı $7,2 \times 10^3$ ila $4,12 \times 10^4$ olan kuşların var olduğu görülür. Bu değerlerin en küçüğü black-chinned hummnigbird'e en büyüğü ise mute kuğusuna aittir (Tennekes,1996). Eğer kanat açıklığı 15 cm olan bir kuş aranırsa, ulaşılan değer 9,62 gr ağırlığında ve 0,23 gr/cm² kanat yüklemesine sahip deniz seviyesi Reynolds $1,37 \times 10^3$ değerinde 7,8 m/s hızında uçan bir kuş çeşidi (Winter Wren) bulunur. Elbette ki, kuşların uçaklara nazaran çok daha etkin tahrik sistemleri vardır ve misyonları ve uçuş zarfları uçaklarındaki kadar sabit değerlerle sınırlandırılmamışlardır. Buna rağmen bu tip dataların mukayesesi kuşlarla uçaklar hakkında bir bilgi verebilir.

MAV'ları radio kontrollü model uçaklardan ayıran en önemli özellikleri küçük boyutları ve uçuş operasyonlarının kullanıcılarının görüş alanının oldukça dışında olması, ayrıca çok küçük Reynolds sayılarında kullanılmalarıdır. Çok düşük Reynolds sayılarındaki uçuşun aerodinamiği, elverişli taşıma oluşumunu ve stabilite ve kontrol gereksinimini oluşturur. Bu kabuller ışığında sabit veya döner kanatlı konfigürasyonlardan ziyade çırpma (flapping) yapan kanatlı MAV tasarımlarının gelişimine götürmektedir. Bunun en bilinen örneği, kızböceği taklit edilerek yapılan böcek benzeri MAV çalışmalarıdır.

Çok küçük ve hafif MAV üretimi isteği beraberinde minyatürize tahrik ünitesi, kontrol servoları, iletişim ve navigasyon sistemleri gerektirir. Tahrik sisteminin MAV'a geniş bir alanda uzun bir uçuş süresi sağlayacak etkinlikte, küçük ve hafif olması gereklidir. Üzerinde taşıyacağı elektronik aletlerin de yine çok hafif ve minyatür olması buna karşı etkin bir güç vermesi gerekmektedir.

Boyut ve ağırlık amacına ulaşılması için, MAV'ların yüksek bir bütünleşmiş sisteme ve çok fonksiyonlu komponentlere gereksinimi vardır. Bunun yanında, bu tip karmaşık bir sistemin optimal tasarımına ulaşabilmek için çeşitli disiplinlerin arasında mevcut olan her türlü sinerjinin iyice irdelenmesi gerekmektedir. Bu sebeple, MAV'lar Çok Disiplinli Tasarım Optimizasyonu (MDO) metodolojisinin en etkili inceleme alanını oluştururlar.

3.2. Tasarlanan Mikro Hava Aracının Görev Tanımlaması

Tasarlanacak mikro hava aracı uzaktan kumandalı olup kısa mesafe keşif görevini yerine getirecektir.

Teknolojinin belirleyiciliği gözönünde tutulduğunda; görev, performans ve paralı yük gereklilikleri hava aracının boyutları ve biçimini belirler. Bu çalışmadaki tasarım, ISSMO (International Society of Structural and Multidisciplinary Optimization)'un 1997 yılında açmış olduğu MAV tasarımı konulu yarışmada belirtilen keşif görevine göre yapılmıştır.

Görevde gerekenler, aracın kalkış alanından yaklaşık 610 m mesafeye uçması, yerdeki 1,5 m genişliğindeki hedefi görüntüleyebilmesi ve bu görüntüyü kalkış alanına 45 dakikada iletebilmesidir. Pilot uzaktan kumanda ile MAV'ı uçururken hedef bölgesine varmak için çeşitli dairesel alçalmalar yapmalı, ve kalkış alanına geri

dönüşten önce temiz bir görüntüyü ulaştırmak için de tekrar yükselmelidir. Hedef kalkış alanına görüş mesafesinde olsa bile, mesafe pilotun gözle kontrolüne imkan sağlaması için çok uzaktır. Bu sebepten, gövde üzerine bağlı uzaktan kumandalı sensöre gereksinim vardır.

Yapılacak tasarım hayata geçirilerek test uçuşları yaptırılacağından, tahrik, navigasyon, iletişim ve malzeme seçimlerinde mevcut piyasadan temin edilebilecek sistemler tercih edilmiştir. Bu sebepten gross ağırlık ve paralı ağırlık olarak kabul edilen parçaların büyük bir kısmı önceden belirlenmiştir.

3.3. Kavramsal Tasarım

Kavramsal tasarımın ön incelemesinde, 50'den fazla küçük ölçekli uçağın kanat yüklemesi ve Reynolds sayı aralıkları incelenmiştir. İnceleme sonucunda elde edilen Reynolds sayı aralığı 5×10^4 ile 8×10^5 olup, buna tekabül eden kanat yüklemeleri ise 0,24 ile 0,96 gr/cm² olarak belirlenmiştir. Bunların ışığında yaklaşım olarak 2×10^5 Reynolds sayısı ve 0,54 gr/cm² kanat yüklemesi uygun görülmüştür.

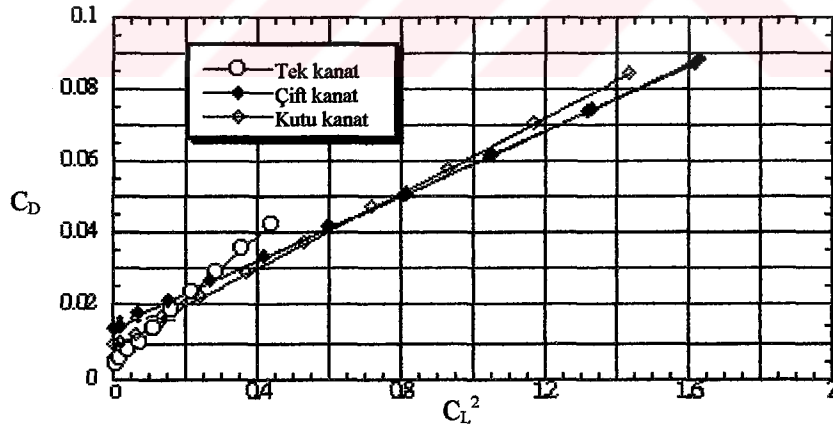
Aynı zamanda 6×10^4 ile $2,5 \times 10^5$ Reynolds sayılarında uçan küçük uçakların kanat profilleri incelenmiştir. Bunun sonucunda Selig S-3021-095-84 profili, sürüklenme ve taşıma eğrisi karakteristiklerinden dolayı seçilmiştir. Bu profilin sürüklenmesi neredeyse sabit sayılabilecek bir sürüklenme katsayısına sahip olup, geniş bir taşıma katsayısı aralığındadır. Ayrıca, MAV tasarımında kabul edilen stall değeri olan Reynolds sayısı 1×10^5 değerinde laminar kabarcıklaşma oluşturmamaktadır. Selig profili bunun yanında oldukça yüksek taşıma katsayısı ve düşük yunuslama moment katsayısı ile avantajlı bir seçim olmaktadır.

Aracın boyutları içinde en büyük boyutu olan kanat açıklığı, tasarımı etkileyecek en önemli boyut olan uygun kanat yüklemesini sağlamakla beraber kısa tutulmalıdır. Daraltılmış kanat açıklığı normalde sürüklemeyi arttırmaktadır. Buna rağmen bu istenmeyen etki düzlemsel olmayan bir kanat tasarımı olan çift kanat ile etkin bir şekilde düşürülebilir.

Teorik olarak bir çift kanat aynı kanat açıklığına sahip bir tek kanadın yarısı kadar indüklenmiş sürüklemeye sahiptir. Aslında tam olarak aynı indüklenmiş sürüklemeye göre, çift kanat iki kat fazla taşımaya sahip olmaktadır (Raymer,1992). Tabii bu teorik avantaj ancak iki kanadın karşılıklı etkileşim alanlarının yeterince dışında

yerleştirilmeleriyle mümkün olabilecek ve kanat ıslak alanının ikiye katlanması ile artacak olan viskoz sürüklemeyi dengeleyebilecektir. Çift kanat konfigürasyonu eşdeğer bir tek kanat alanına göre yapısal açıdan çok daha dirençlidir ve düşük hızlarda kalkış ve inişleri ilave taşımayı artırıcı komponentlere gereksinim kalmadan yapabilmektedir (Stinton, 1994).

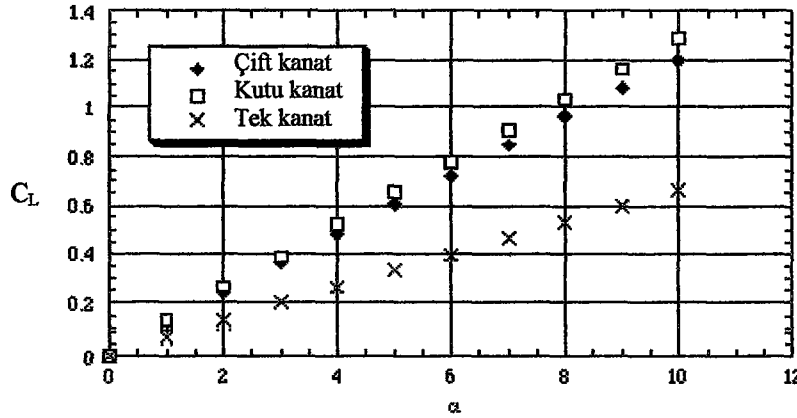
Düzlemsel olan ve olmayan konfigürasyonların aerodinamik karakteristiklerini mukayese etmek amacıyla bir tek kanat ve çift kanadın kaldırma ve sürüklemesi kutu kanat konfigürasyonunda hesaplanmıştır. Tek kanat ve kutu kanat konfigürasyonu basitçe iki aynı tek kanat platformunun birbirine paralel olarak üst üste konulması ile oluşturulmuş ve alt ve üst kanat uçları düz panellerle birbirlerine bağlanmıştır. Her platformu diğeriyle eşit olarak kıyaslayabilmek için, konfigürasyon eşdeğer platformun toplam taşıma alanı kullanılarak boyutsuzlandırılmıştır. İndüklenmiş sürüklemenin hesabında girdap kafesi (vortex-lattice) modelinden yararlanılmış, viskoz sürüklemeye ise, kanatların toplam ıslak alanı üzerinde yerel Reynolds sayısı ve belirlenmiş geçiş değeri kabulü yapılarak ampirik cidar sürtünme katsayısının integrasyonu ile hesaplanmıştır. Lineerleştirilmiş sürüklemeye polarının eğrisi 0 ila 10° hücum açısı için Şekil 3.1 ve Şekil 3.2’de gösterilmiştir. Bu grafikte çift kanatın ve kutu kanadın aralık oranları kanat açıklığının % 50’si olarak alınmıştır.



Şekil 3.1 Üç farklı kanat konfigürasyonunun C_D değerleri kıyaslaması.

Şekil 3.1’den açıkça görülebildiği gibi tek kanatta en düşük sürüklemeye üç konfigürasyon içinde $C_L^2 < 0.19$ değerindedir. Buna göre, C_L^2 ’nin büyük değerlerinde avantaj, düzlemsel olmayan konfigürasyona doğru kaymaktadır. Ayrıca yine Şekil 3.1’den görülen kutu kanadın çift kanada nazaran avantajı sadece $C_L^2 > 0.7$ değerinde sağlanmakta, ama bu düşük Reynolds sayılarında uçan uçaklarda

kolay sağlanamayan bir değer olmaktadır. Bu sebepten dolayı, yapılan MAV tasarımında, tahmini C_L aralığı olan 0,48 ila 1,1 değeri için çift kanat en uygun tarzı oluşturmaktadır.

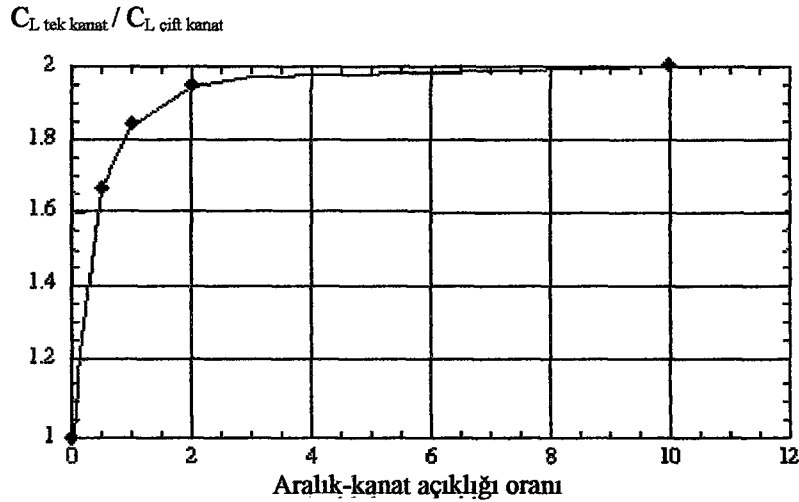


Şekil 3.2 Üç farklı kanat konfigürasyonunun C_L değerleri kıyaslaması.

Şekil 3.2'de düzlemsel olmayan konfigürasyonların eşdeğer Tek kanatlara nazaran daha yüksek C_{La} değerleri olduğu görülmektedir. Bu çok önemlidir. Çünkü MAV'ı uzaktan kumandayla uçurmaya ve hedefi bulmaya yardımcı olacak gövde üzeri kamerası sabit konumda yerleştirilecektir. Bu sebepten, uçak sürekli uygun bir hücum açısında kalmak durumundadır ($\alpha \sim 6,5^\circ$ ve $C_{La} = 0.096/\text{derece}$). Bu da pilota uygun görüş sağlayacaktır.

Çift kanat konfigürasyonunda aralık boyutunun aerodinamik karakteristikler üzerine nasıl bir etki yaptığını ölçebilmek için, öncelikle muhtemel kazançları incelemek gereklidir. Varsayım olarak, tek kanat alanını ikiye katlayarak, çift kanat konfigürasyonu gibi, iki kat taşıma sağlanabilmektedir. Bu hipotezi incelersek, tek kanat ile çift kanat taşıma oranlarını (L_q/L_t) aralık-kanat açıklığı oranlarına göre kıyaslayabiliriz. Şekil 3.3'de L_q/L_t oranının aralık-kanat açıklığı oranının 0,5 değerine kadar çok hızlı arttığı ve sonra daha düzgün bir artış gösterdiği, sonrasında ise, yaklaşık oran değeri 3 iken sabitlendiği görülmektedir. Ayrıca Şekil 3.4'de taşıma oranının ancak aralık-kanat açıklığı oranının yaklaşık 10 değerinde ikiye katlanacağı görülmektedir ki bu olası birşey değildir. Bununla beraber, aralık-kanat açıklığı değerinin 0,5 değeri için elde edilen artış % 60 olmaktadır. Bu bir MAV için, sağlam bir performans kazancı demektir. Belirtmek gerekir ki, aslında normalde

oldukça önemli olan aralık-kanat veter oranı bu tasarım için önem taşımamaktadır. Çünkü Reynolds sayısı 1×10^5 ila $2,5 \times 10^5$ üzerinde olduğu durumda, aralık-kanat veter oranı Selig profilinin taşıma katsayısında hiçbir değişikliğe sebep olmamıştır.



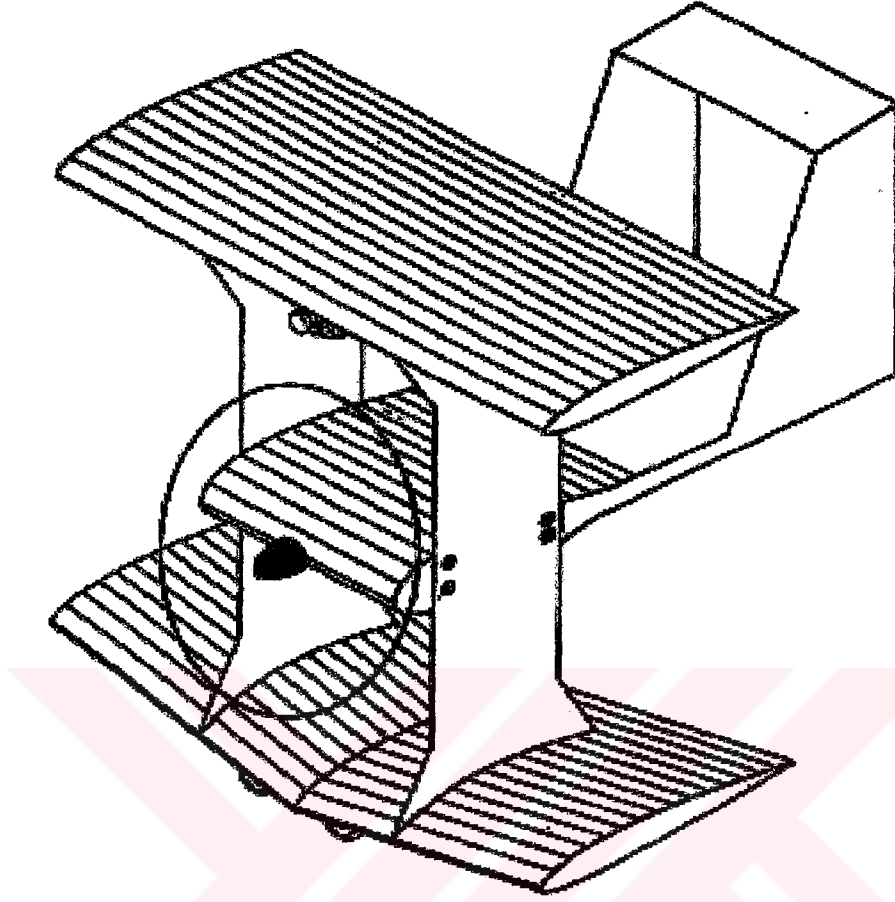
Şekil 3.3 Çift kanat aralığının C_L üzerine etkisi

Sonuç olarak, dihedral bulunması çift kanat için yanal stabiliteyi geliştirmektedir. Bu nedenden, en alt kanat uçağın ağırlık merkezi noktasından daha geriye yerleştirilirse pozitif dihedral imkanı sağlanmaktadır.

Uçağın boyutlarını olabildiğince küçük tutmak için uçak boyu kanat açıklığını asla geçmemelidir. Fakat kısa bir gövde, kuyruk kısmı ağırlık merkezi noktasına yakınlaştığı için, boylamasına stabiliteyi kötü şekilde etkilemektedir. Bu sorunu gidermek için normalden çok büyük bir kuyruk, gerekli yunuslama momentini sağlamaya yarayacaktır. Ayrıca, kuyruğun kanatlara yakın konumda durması aşağı sapma problemini de gündeme getirmektedir. Bunun sonucu olarak da, yüksek kuyruk konfigürasyonu seçilerek, kuyruk üst kanattan hafifçe yukarıda duracak bir konuma alınmıştır.

Elevatörlerin yanısıra aileronlar da yön kontrolü için kullanılmaktadır. MAV el ile kalkış yapacak bir model olacağından dümen (rudder) kullanımda değildir. Bu kontroller radyo-kontrol alıcısına bağlı mikro servolarla kumanda edilmektedirler.

Kavramsal tasarımın geliştirilmiş hali Şekil 3.4'te gösterilmektedir. Bu CAD çizimi, MAV'ı perspektif olarak az detaya inilmiş şekilde vermektedir. Tüm kanatlar aynı profil şekil ve boyutuna sahiptir. Yakıt tankı, alıcılarla beraber ön gövde bölümünde motorun hemen arkasında bulunmaktadır.



Şekil 3.4 Kavramsal tasarım.

3.4. Uçuşu Mümkün Kılan Sistemler

3.4.1. Kumanda Alma ve Görüntü Yakalama Sistemi

Kumanda alma ve görüntü yakalama sistemi olarak en uygun çözüm, gövde üzerine bir video telemetri sistemi kullanmaktır. Bu aşağıdaki iki kritik fonksiyonun sağlanmasına yarar:

- Pilotun uzaktan kumanda ile uçağı uçurarak hedefe yönlendirmesinde,
- Hedefin kalkış alanından algılanıp kaydedilebilecek görüntülerini temiz bir video yayını olarak sağlayabilmesinde.

Yapılan tasarım için video telemetri sistemi paralı yük sayıldığından, MAV'ın gross ağırlığı ve boyutlarında esas belirleyici olacaktır. Sonuçta bu sistem, yarım mil yarıçapında bir alana video görüntülerini yayınlayabilecek ve aynı zamanda hafif ve

maliyeti az olan bir sistem olmalıdır. Mikro video teknolojisi yıllar boyu sürekli gelişim göstermiş ve komponentleri sürekli küçülerek hafifleşmişlerdir. Bununla beraber, bu teknolojiye komponentler hala çok pahalıdır ve bu boyutun küçülmesi ve işlevsellikleriyle de artmaktadır.

Bir kaç karşılaştırma sonucunda, 20 gr siyah-beyaz mikro kamera, 57 gr, 2,4 GHz transmitter, bir omni-directional anten ve toplam 76,5 gr ağırlığında 9 V'luk bataryalar seçilmiştir. Bahsedilen tüm video telemetri sisteminin toplam ağırlığı yaklaşık olarak 159 gr değerine ulaşmıştır. Bu değer birçok standart için çok hafif sayılsa bile, gelecekte gross ağırlığı 85 gr veya daha az olacak MAV tasarımları için hala çok ağırdır.

Alıcı tarafında ise, sistem 2,4 GHz alıcı ile düz plaka direkt anten ve 12 V güç bataryası bulunmaktadır. Alıcı bir monitöre doğrudan bağlı olup pilot tarafından MAV'ın uçuşulmasında kullanılmaktadır.

3.4.2. Yapısal Malzemeler ve Tasarım

Yapısal ağırlığı minimumda tutmak için yeterli mukavemet ve sağlamlıkta düşük yoğunluklu malzemeler kullanılmalıdır. Aralarında fiberle güçlendirilmiş plastiklerin de bulunduğu birçok malzeme incelenmiş ve bunların sonucunda balsa'nın temel malzeme olması kabul edilmiştir.

Gövde iki ana yapıya bölünmüştür. Ön bölüm giriş yapıda çeşitli bölümlerle imal edilerek yakıt tankı ve alıcı sistemlerini taşımakta kullanılmaktadır. Arka bölüm ise, iki adet balsa malzemedan boru ve kuyruk kısmı ise yine temelde balsa kökenli malzemedan imal edilmiştir.

Kanat, veterin % 30'una yerleştirilmiş ana spar ve % 60'ına konulmuş iki adet takviye kirişinden oluşmaktadır. İlave sağlamlık için eş mesafede ince kiriş tüm kanat açıklığı boyunca yerleştirilmiştir. Üst ve alt kanat birbirlerine ince kontraplak plakalar ile bağlanmıştır. Gövde ve kanatlar ince bir plastik film ile kaplanmıştır.

Uçağın yapısal ağırlığı her komponentin ebadına ve yaklaşık adedine göre hesaplanmıştır.

3.4.3. Tahrik Sistemi

Şüphesiz ki güç sistemi MAV'ın kullanımı ve tasarımında en önemli rolü üstlenmektedir. Bu sistemin etkin, kompakt ve hafif olması ilk şarttır. Etkinliği taşınacak yakıt veya elektrik gücünü belirleyecek, kompakt ve hafif olmasıyla da MAV'ın ağırlık ve boyutunun düşürülmesinde fayda sağlayacaktır. MAV tasarımı için iki ana güç sistemi gözönüne alınmıştır.

- İçten yanmalı motor,
- Elektrik motoru.

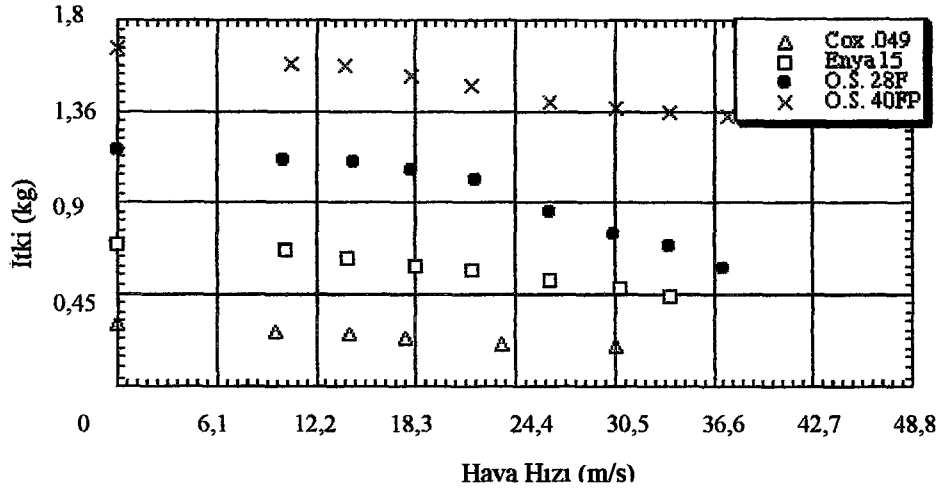
İçten yanmalı motorlar oldukça küçük boyutlarına göre etkin bir kullanıma sahip olup standart veya kimyasal işlem görmüş fosil yakıtı ile uzun süreler kullanımda tutulabilmektedirler, fakat gereksinimleri olan yakıt oldukça ağırdır. Diğer taraftan, elektrik motorları çok hafif ve kompakt olmakla beraber, kullanım süreleri güç üniteleri çabuk bittiği için oldukça kısadır. Bu tip motorlarda kullanılan güç bataryaları halihazırda oldukça ağırdır ve kısa süreli bir güç sağlamaktadırlar. Bu görevin gereklerini yerine getirmek için, içten yanmalı motor kullanmak uygun görülmüştür.

Küçük içten yanmalı motor üreticilerinin sağladıkları veriler çoğunlukla motorun boyutları ve beygir gücü olmaktadır. Bununla beraber, uçak tasarlarken boyutlandırmada motor beygir gücünün ve pervane verimi ile hava hızının bir fonksiyonu olarak itkinin de bilinmesi gerekmektedir. Ayrıca yakıt harcamasının bilinmesi de görevin tamamlanmasını sağlayacak yeterli yakıt miktarının belirlenmesi için gereklidir. Oldukça yetersiz bilgilerden dolayı, bu çalışma kapsamında dört değişik motor/pervane grubu ile çeşitli rüzgar tüneli deneyi yapılmıştır. Bir hesaplama programı kullanılarak itki, tünel dinamik basıncının bir fonksiyonu şeklinde hesap edilmiştir. Test edilen motorlar Cox .049; Enya 15; O.S. 28FP ve O.S. 40FP olup hacimleri sırasıyla 0,8; 2,46; 4,6 ve 6,6 cm³'tür.

Sınırlı bir sayıda inceleme yapılabildiği için, bu test her motor için bir pervane tipi kullanılarak denenmiştir. Ayrıca bu incelemede pervane verimi ve disk yüklemesi hesapları gözönüne alınmamıştır.

Tünele bir motor çalıştırılmadan bağlanarak sürüklenme hesabı yapılmıştır. Ardından motor tam gaz çalıştırılarak tünel dinamik basıncındaki artımlar hava hızı arttıkça

hesaplanmış ve buradan hava hızı çıkartılmıştır. Şekil 3.5’de bu dört motor/pervane grubu için sıfır hücum açısında itki / hava hızı değerleri verilmiştir.



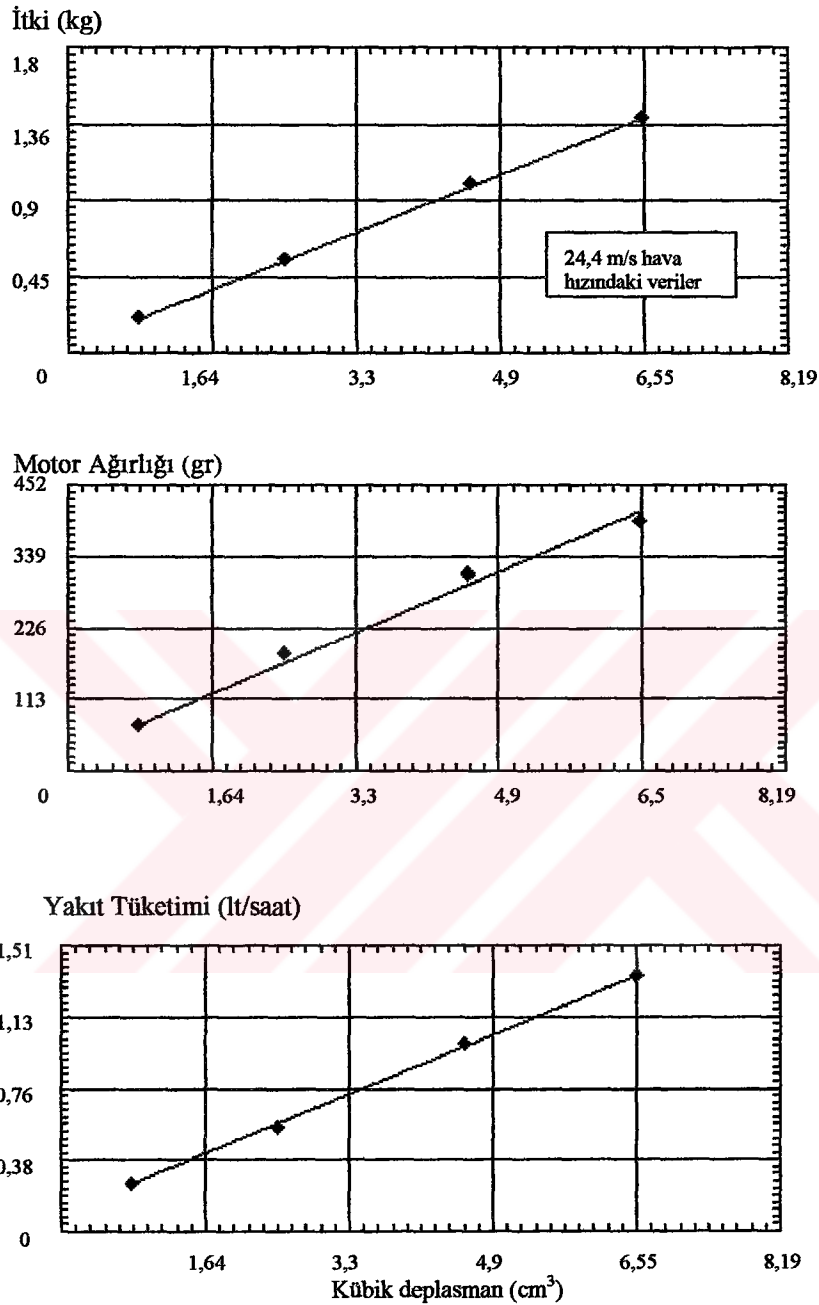
Şekil 3.5 Dört motorun itkisinin hava hızı ile değişimi.

Tablo 3.1 Dört motor için yakıt tüketim hızları

MOTOR	YAKIT TÜKETİM HIZI (cm ³ /saat)
Cox.049	250
Enya 15	628
O.S. 28F	689
O.S. 40FP	1355

Dört motorun statik itkisi Şekil 3.5’deki sıfır hava hızı değerine eşdeğerdir. En küçük motor 317 gr statik itki oluşturmakta ve en büyük motor ise 1678 gr statik itki oluşturmaktadır. Hava hızı arttıkça en az itki düşümü Cox .049’da görülmektedir. Bu elbette bu motorla kullanılan pervanenin disk yüklemesinin çok büyük olmasına bağlanarak yorumlanabilir. Diğer üç motor için, itki değeri yaklaşık 13,7 m/s değerine kadar oldukça sabit kalmakta ve 824,4 m/s değerinin üzerinde ise oldukça hızlı düşmektedir. Bu düşüş en belirgin olarak O.S.28F motorunda görülmektedir. Bunun sebebi ise, kullandığı pervanenin düşük pitch değerine sahip olması sebebiyle

düşük hızlarda itkiyi arttıran bu etkinin yüksek hava hızları için tam tersi bir etkiye sebep olmasıdır.



Şekil 3.6 Kübik deplasmanın bir fonksiyonu olarak motor dataları.

Yakıt sarfiyat değerleri ise, her motor için sabit gaz değerinde 236 ml (8 fl. Oz.) yakıtı tükettikleri süre ölçülerek hesaplanmıştır. Bu dört motor/pervane grubu için yaklaşık yakıt sarfiyatı değerleri Tablo 3.1’de verilmiştir. Özgül yakıt ağırlığı olarak 1,07 gr/cm³ hesaplanmıştır.

Dört motor için motor itkisi, yakıt sarfıyatı ve ağırlık oranları hacme bağlı olarak Şekil 3.6'da verilmektedir. Her şart için elde edilen veriler oldukça lineer bir değişim gösterdiklerinden dolayı, kübik deplasmanın bir fonksiyonu olmak üzere lineer bir eğri sayısal bir denklem belirlemede kullanılmıştır.

Bu sayısal denklem, verilen motor değerleri için (0,82 ila 6,55 cm³) tahmini hava hızı olan 24.4 m/s ile veya 55 mph değerinde itkiyi tahmin etmekte kullanılacaktır.

3.5. MDO Uygulaması

3.5.1. Seçilen Tasarım Kısıtları ve Değişkenleri

Amaç fonksiyonu olarak, alt ve üst kanatların karşılıklı uçları arasındaki diagonal mesafe alınmıştır. Bir başlangıç analizi ışığında tasarım problemine detaylı olarak bakılacak olursa tasarım değişkenleri şu şekilde tanımlanabilir.

X₁: Kanat veteri

X₂: Kanat açıklığı

X₃: Yatay stabilize açıklığı

X₄: Yatay stabilize veter boyu

X₅: Kanat aerodinamik merkezinden (a.c.) yatay stabilize aerodinamik merkezine (a.c.) olan mesafe

X₆: Yatay stabilize sabitleme açısı

X₇: Kanat hücum kenarından ölçülen boylamasına ağırlık merkezi konumu

Bu değişkenler, MAV'ın boyut, ağırlık, aerodinamik performansı ve stabilize karakteristiklerini direkt olarak belirlemektedirler. Yakıt ağırlığı ve motor boyutu tasarım değişkenleri listesine alınmamışlardır. Bunun nedeni, motor testleri ile alınan datalar ışığında, herhangi bir motor için tam gaz çalışma şartlarında 10 dakika süresinde çalışmaktadır, ve bu yapılan tasarım operasyonu için yeterli bir süre olmaktadır. Bu yakıt ağırlığı tasarım analizinde en küçük motor seçeneğinin belirlenmesinde kullanılacaktır.

Aşağıda tasarım kısıtlarının listesi verilmiştir:

- Kanat yüklemesi $\leq 0,66 \text{ gr/cm}^2$

- İtkinin ağırlığa oranı $\geq 0,5$
- Yatay stabilize açıklığı $\leq$ kanat açıklığının % 50'si
- Yatay satabilize alanı $\leq$ kanat alanının % 40'ı
- Gövde boyu $\leq$ kanat açıklığı
- $C_{m0} \geq 0,025$
- $C_{ma} \leq -0,025$
- Gross ağırlık ≤ 1156 gr

Bu sabit kabuller, MAV tasarımında performansı ve stabiliteyi belirlerken ağırlık ve boyut için üst sınırların çizilmesini sağlayacaklardır. Kararlılık kısıtları Ref. Nelson (1989)'a göre belirlenmiştir. Çift kanat için aralık, kanat açıklığı oranının % 50'si olarak sabitlenmiş ve alt kanat dihedral açısı 10° olarak alınmıştır.

Bu inceleme için, MDO bilgisayar kodları aerodinamik, tahrik, performans, ağırlık ve optimizasyon olarak farklı modüllerle oluşturulmuştur. Aerodinamik modül, genel düzlemsel olmayan vortex-lattex programı ile, belirlenmiş bir uçak için kuvvet ve momenti hesaplamaktadır. Bu modül, yanal ve boylamasına stabilize aralığının incelenmesine yarayacak C_{m0} , $C_{m\infty}$, $C_{n\beta}$, $C_{l\beta}$ değerlerini sağlar.

Optimizasyon prosesi sırasında hesaplamanın çok uzun ve zahmetli olmaması için, aerodinamik analizlerde çok kaba bir hesaplama yöntemi kullanılmıştır. Bunun neticesi olarak da son tasarım aşamasında aerodinamik karakteristiklerin tasarımında çok dikkatli analizler gerçekleştirilmesi gerekmektedir.

Tahrik modülü belirli bir motor/pervane grubu için itki, ağırlık ve yakıt sarfiyat oranını belirleyen bir sayısal denklemden ibarettir. Performans modülü çeşitli performansların hesaplanmasını sağlayacak kapalı formatta denklemler içerir. Ağırlık modülü, ana yapı balsadan imal edilmiş yapısal komponentlerinin ağırlıklarını tahmin eden denklemlerden oluşmaktadır. MAV'ın gross ağırlığının belirlenmesi için yapısal ağırlığa, motor, yakıt, paralı yük ve radyo-kontrol sisteminin ağırlığı eklenmektedir. Optimizasyon analizi için bu modüller NEWSUMT-A optimizasyon paket programına yüklenmektedir.

3.5.2. Optimizasyon Sonuçları

Standart optimizasyon formülasyonu ile verilen optimizasyon problemi uzatılmış iç hata fonksiyonu metodu (extended interior penalty function) ile çözülmüştür. Gerekli olduğu yerlerde sonlu değişken şemaları kullanılarak tasarım değişkenlerinin kabul değerlerine uygun olarak değişkenler belirlenmiştir. Optimizasyon problemi hesabın başında başlangıç değerleri girilerek hesap sonunda sabitleri sağlayacak şekilde değişkenlerin hesap edilmesi şeklinde çözülmüştür. Bu sebepten dolayı optimum tasarım en baştan uygun tasarım aralığı içinde belirlenmiştir.

Başta belirtildiği gibi, optimizasyon analizi çeşitli motor tipleri için yapılmıştır. Bu motor tipleri içinde, $4,1 \text{ cm}^3$ değerindeki motor, en uygun küçük boyutlu motor seçilmiştir. Bu seçimin yapılması için, toplam 4 optimizasyon çevrimi ile beraber toplam 40 adet tek-boyutlu minimizasyon iterasyonu yapılmıştır. Başlangıç ve final değerler Tablo 3.2’de verilmektedir.

Tablo 3.2 O.S.25FP motor kullanıldığında tasarım değişkenleri

TASARIM DEĞİŞKENİ	BAŞLANGIÇ DEĞERİ	FİNAL DEĞERİ
X_1	22,9 cm	20,27 cm
X_2	61 cm	51,6 cm
X_3	21,3 cm	22,9 cm
X_4	15,3 cm	16 cm
X_5	42,7 cm	22,25 cm
X_6	-1,4°	-1,36°
X_7	4,6 cm	0,064 cm

MDO üzerinden yapılan MAV tasarımı sonucunda yaklaşık 1152 gr gross ağırlığa sahip yaklaşık 51 cm kanat açıklıklı bir biplane olarak tasarlanmıştır. Tasarım kısıtlarındaki değişim final tasarımı sağlayacak değerlerde çıkmıştır. En büyük fark

0,430 ve en küçük fark ise 0,0025 değerindedir. Sonuçta elde edilen kanat yüklemesi 0,54 gr/cm² olarak tespit edilmiş ve yaklaşık yapısal ağırlık 354 gr bulunmuştur.

3.5.3. MDO Sonuçlarının Analizi

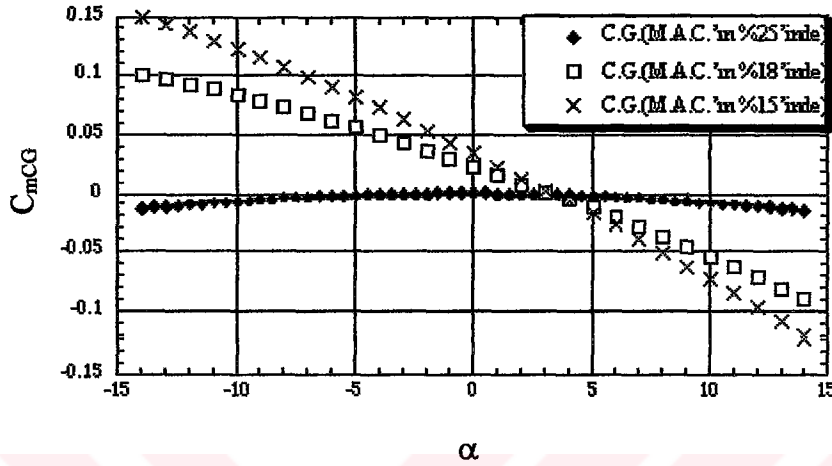
Prototipi geliştirmeden önce MDO ile belirlenmiş sonucun gerçekliğini tasdik edebilmek için final tasarımın aerodinamik ve stabilite karakteristiklerinin dikkatlice irdelenmesi gereklidir. MDO prosedüründen elde edilen tasarımın aerodinamik analizini yapmak için SUB3D isimli bir vortex-lattice programı kullanılmıştır. Bu program çok etkili bir şekilde aerodinamik data sağlarken stabilite türevlerini de tahmin etmektedir. Bu kez daha hassas bir grid kullanılarak çok daha iyi bir C_m belirlenmeye çalışılacaktır.

Bu analizin sonucunda maksimum kesit yüklemesinin, düz ve dikdörtgen kanatlarda beklenen şekilde, kanat kökünde olduğu görülmüştür. Bu olay, oldukça yüksek kanat yüklemesine sahip düşük Reynolds sayılarındaki kanatlarla alakalı kanat ucu stall ihtimalini ortadan kaldırır. Laminer akımlar kanat yüzeyinden kolayca ayrılma eğilimindedirler. Özellikle iniş yaklaşması gibi düşük hızlarda bu durum artış gösterir. İlk olarak kök kesitinden stall'a girme eğiliminde olan bir kanatla, MAV diğer küçük uçaklarda sık rastlanan iniş esnasında istenmeyen yanal dönüşlere (snap rolling) maruz kalmayacaktır.

Stabilite ile ilgili olarak, öncelikle gözönüne alınması gereken boylamasına statik stabilitedir; çünkü çift kanat konfigürasyonunun yanı sıra kısa kuyruk moment kolu da mevcuttur. Sorun ϵ_α değeri arttıkça büyümektedir. Bu da uçağın nötr pozisyonunu öne çekerek kanat aerodinamik merkezin önüne getirebilir. Düşük açıklık oranına sahip (yanal alan) çift kanatlarda büyük bir $C_{L\alpha}$ değeri bu problemi genişletir. Eğer ki ϵ_α değeri 1,0'in üzerine çıkarsa, nötr nokta kanat çeyrek veterinin önüne ilerleyecek ve bu da zaten oldukça önde bulunan ağırlık merkezini daha da öne kaydırmaya sebep olacaktır.

Tablo 3.2'de verilen final tasarım değişkenleri incelendiğinde, ana temelde tasarım değişkeni 5'e bağlı olan gövde boyunun kanat açıklığından çok daha kısa olduğu görülür. Bu durumda, uçağın boylamsal stabilitesini düzeltmek için, uçağın boyutları büyütülmeden sadece gövde boyu uzatılması yeterli olacaktır. Fakat uçağın boyunun uzatılması ağırlığı arttıracak, bu ise, optimizasyon prosedürünün başında kabul edilen itki/ağırlık oranını azaltacaktır. Başlangıç tasarım kabulleri incelendiğinde,

itki/ağırlık oranının en yüksek seviyesinde tutulduğu görülmektedir. Bundan dolayı, yapısal ağırlığı bir miktar arttırmak tasarımda büyük bir hata oluşturmayacaktır. Sonuç olarak, boylamasına daha iyi bir stabilite elde etmek için, tasarım değişkeni 5 olarak bulunan 22,3 cm mesafesi 28,7 cm değerine çıkarılmıştır.



Şekil 3.7 C_{mCG} 'nin α değeri ile değişimi.

Şekil 3.7'de C_{mCG} değerinin α değeriyle değişimi gösterilmiştir. Bu eğrinin eğimi (yani $C_{m\alpha}$) boylamasına statik stabiliteyi sağlayabilmek için negatif değerde olmalıdır. Belirtmelidir ki, ortalama aerodinamik veterin (m.a.c) % 25'inde bulunan ağırlık merkezi noktasında, yapılan MAV tasarımı $\alpha < -5^\circ$ 'de kararlı değildir ve $\alpha > -5^\circ$ için ise ancak kararlılığa ulaşmaktadır. Şekil 3.7'deki diğer iki eğri ise, $C_{m\alpha}$ değeri daha da negatif olarak artarsa, ağırlık merkezinin daha da öne kaçtığını belirtmektedir.

Boylamasına stabilitenin göstergesi statik kararlılık payıdır. Bu olayda, belirtilen %5 ila 8 arası bir kararlılık payı, MAV prototipinin güvenli bir test uçuşu gerçekleştirmesi için seçilmiştir. Deniz seviyesinde 45 mph hızında uçak için C_L değeri 0,5 bulunmuştur. İterasyonlu hesap prosedürü ile, MAV'ı düz uçuş için trimleyerek $C_{m\alpha}$ ve $C_{L\alpha}$ stabilite değişkenleri hesaplanmıştır. Bu değişkenler belirlendikten sonra, uzunlama statik kararlılık payı aşağıdaki şekilde hesaplanır

$$SM = - (C_{m\alpha}/C_{L\alpha})100\% \quad (2)$$

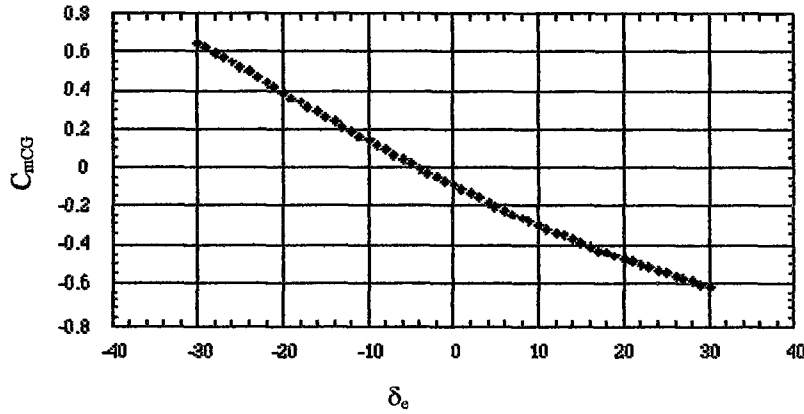
Tablo 3.3’de belirtildiği gibi, SM değeri üç ayrı ağırlık merkezi konumu için incelenerek m.a.c ‘nin % 18’indeki değeri alınmıştır.

Tablo 3.3 SM değerinin ağırlık merkezi konumu ile değişimi.

AĞIRLIK MERKEZİ KONUMU	SM
% m.a.c.	%
25	0,602
20	3,129
18	7,649
15	16,360

Pilotun uçağı uçuş zarfı içinde tutabilmesi için elverişli ebatta bir elevatöre ihtiyaç vardır. Tasarımı yapılan MAV limitli bir kuyruk momentine sahip olduğu için, elevatör alanı, toplam yatay stabilize alanının % 50’si olarak seçilmiştir. Bu değer, C_L değerinin, uçağın kullanım sınırının altında ve üstünde değiştirilerek yapılan aerodinamik analizleri ışığında, oldukça yeterli bir ebat olarak tespit edilmiştir. Hesaplamalarda, en yüksek yüzey hareketi (sehim) gerektirdiği için m.a.c’nin % 15’inde bir ağırlık merkezi konumu alınarak yapılmıştır. $C_L=1,2$ değerinde uçağı trimlemek için $\delta_e=-8,74^\circ$ gerekmektedir. Bu değer, $C_L=-1,2$ için ise, $\delta_e=-0,34^\circ$ ’dir. Bu analiz, yukarı ve aşağı sehimleri farklı olduğundan dolayı, elevatörün balanssız olduğunu gösterir.

Şekil 3.8’de belirtilen C_{mCG} ’nin δ ’ya göre değişiminden, yatay kuyruğun, $\delta=-5^\circ$ değerine kadar uçak için burun aşağı yunuslamaya sebep verecek bir moment oluşturmadığı görülmektedir. Bu problem aslında, yatay stabilize sabitleme açısını $-2,5^\circ$ değerine indirerek MAV’ı trim edecek δ değerini rahatlatmak suretiyle de yapılabilir. Belirtmelidir ki, gövde ve kanatların yarattığı kalın sınır tabaka sebebiyle düşük Reynolds sayılarındaki kuyruk etki faktörü oldukça düşüktür. Bu da uygun kontrolü sağlayabilmek için büyük bir kumanda yüzeyine olan gereksimini açıklar.



Şekil 3.8 C_{mCG} 'nin δ_e değeri ile değişimi.

Final MAV tasarımının $C_{L\alpha} = 0,1/\text{derece}$ değerinde olması böyle yüksek bir açıklık oranı değerine sahip bir uçak için sürpriz bir olaydır, ama ilk hesaplamalarda elde edilen biplane ve monoplane konfigürasyonlarından elde edilen verilerle uyum içindedir. Sürüklenme poları ise yine $C_{L\text{cruise}} \approx 0,5$ değeri, C_L için minimum sürüklenme değerine oldukça yakın çıktığından istenilen karakteristikleri sağlamıştır.

3.6. Prototip Geliştirme

MAV prototipinin imaline MDO sonuçları analizinin sonlarına doğru başlanmıştır. Boyut ve geometri özelliklerinde MDO sonuçları gözönüne alındığı için, MDO sonrası yapılan analizin sonuçları modifikasyonlar olarak gözönüne alınmıştır. Aşağıda prototipin geometrik özellikleri ve ağırlık değeri verilmiştir.

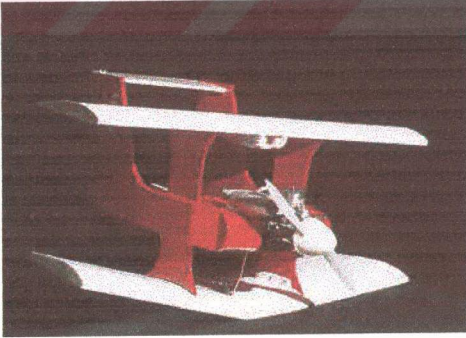
Geometri :

- Kanat açıklığı : 56 cm
- Kanat veteri: 20,3 cm
- Alt kanat dihedrali : 10°
- Gövde merkezindeki aralık-kanat açıklığı oranı : % 50
- Kuyruk oturma açısı : $-2,5^\circ$
- Kuyruk alanı : 271 cm^2

Ağırlık:

- Gövde : 590 gr
- Motor :369 gr
- Video telemetri sistemi: 159 gr
- Radyo-kontrol sistemi: 136 gr
- Yakıt: 127 gr
- Denge ağırlığı : 113,5 gr
- Gross ağırlık: 1497 gr

Prototipin gross ağırlığı MDO analizinin başlangıcındaki belirlenmiş değerin % 29 fazlası çıkmıştır. Bunun ana iki sebebi vardır. İlki, hesaplamada esas alınan yapısal gövde daha etkin bir tasarım olarak gözönüne alınmış olmasına rağmen, prototip imali mevcut malzemelere ve tekniklere göre yapılabildiği için sonuç olarak daha ağır çıkmıştır. İkinci olarak, prototip uçağın ağırlık merkezi, konumu oldukça farklı çıktığı için, onu istenilen yerine getirmek amacıyla farklı ve özellikle ağırlık veren bir denge ağırlığı kullanılmıştır. Motor daha öne alınmamıştır çünkü bu MAV'ın boyunun uzamasına sebep olacaktır. Ayrıca prototipin test uçuşunun tamamlanmasında zorlayıcı bir zaman limiti olduğundan MAV'ın ağırlığını azaltıcı modifikasyonların geliştirilmesine geçilememiştir. Tüm bu olumsuzluklara rağmen, prototip MAV, MDO-tabanlı tasarıma oldukça iyi sonuçlarla uyum sağlamıştır.



Şekil 3.9 Test uçuşuna hazır haldeki MAV.

Tahrik, yakıt, video ve radyo-kontrol sistemlerinin ağırlığı MAV'ın gross ağırlığının % 50'sinden fazladır. Bundan ortaya çıkacak en temel sonuç, bu sistemlerin

küçülmesi ve hafifleşmesinin ileride üretilecek MAV'ların daha minik ve hafif olmasını sağlayacaklardır. Şekil 3.9'da test uçuşuna hazır hale getirilen MAV prototipinin fotoğrafı görülmektedir.

3.7. Test Uçuşu

Test uçuşu prototipin imalatı ve balansı sağlandıktan hemen sonra tamamlanmıştır. MAV kendi stall hızından biraz daha hızlı gitmekte olan 19mph hızında ilerleyen bir araçtan çok başarılı bir şekilde elle atılabilmektedir. Fırlatılışının ardından, pilot kolaylıkla düz uçuş trimlerini ayarlamış ve çeşitli manevralar gerçekleştirmiştir. Pilotun MAV üzerinde yakın ve uzak mesafede tam kontrolü sağlanmıştır. Uçağın her iki yüksek ve alçak hız karakteristikleri denenmiş ve başarılı bulunmuştur. Kanat ile kuyruğun istenmeyen yakınlığı gözönüne alındığında bile, uçağın oldukça güzel bir uçuş kalitesi ve, çok yumuşak stall karakteristikleri vardır. Ayrıca, yüksek hızlarda kontrol kumandalarının hiçbirinde çarpınma gözlenmemiştir. Kısa kanat açıklığı uçağın yanal hareketlerinde oldukça hızlı tepki vermesine sebep olmaktadır. Yüksek itki/ağırlık oranı sebebiyle çok iyi tırmanma karakteristiklerine sahiptir. Tahmin edilebileceği gibi, konvansiyonel iniş takımlarından mahrum olan MAV çok dikkat gerektiren bir iniş gerektirmektedir.

Video-telemetri sistemi de oldukça başarılı çalışmıştır. Siyah-beyaz bir video kamera kullanılmasına rağmen, görüntüler oldukça net sağlanmıştır. Kalkış alanındaki 2,4 GHz'lik alıcı sinyalin yakın ve uzaktan alınmasında hiç bir güçlükle karşılaşılmamıştır.

3.8. MDO Çalışmasının Sonuçları

Kısa mesafe keşif MAV'ının tasarımına MDO metodolojisi oldukça başarılı olarak uygulanmıştır. Belirtilen bu operasyonun gerçekleştirilebilmesi için arzu edilen boyut küçültmesi ve hafiflik aerodinamik etkinlik ve stabilite ve kontrol değerleri dikkatlice dengelenerek sağlanabilir.

MDO kodlaması olan aerodinamik, tahrik, performans, stabilite ve kontrol, ağırlık ve modül analizinin optimizasyonu değerleri kısa zamanda sağlanmaları oldukça yük getirici bir işlem olsa da, bunların belirlenmesi optimum MAV tasarımı için hayati önem taşımaktadır.

Bu çalışmanın ışığında, ilerde yapılacak MAV'ların, kullanılacak görevleriyle bağlantılı olarak ve teknolojiadaki gelişmelerle beraber düşünülürse tahrik, navigasyon, iletişim ve kontrol sistemlerinin gelişmesine bağlı olarak boyutlarının 15 cm ve hatta çok daha küçük yapılabilmeleri için konvansiyonel olmayan tasarımın kullanılması gerekmektedir.

Prototip imalat çalışmaları eski bir özdeyiş olan “tasarım imal edildikçe ağırlık artar”ı doğrular nitelikte olmakla beraber etkin bir deneyim oluşturmuştur. Bu çalışma da, prototip başlangıç tasarım kabul değerinin % 29'u kadar ağır olmuştur. Bu değer aşağıda belirtilen adımlarla düşürülebilir:

- Ağırlık hesabında daha etkin bir gövde modeli kullanılarak,
- İmalat sırasında ağırlık merkezi tasarlanan değerden bu miktarda bir sapma göstermediği şartlarda

Taktir edilmelidir ki, prototip MAV'ın gross ağırlığının % 44'lük bir bölümü sadece tahrik, video telemetri ve radyo-kontrol gibi uçuşu gerçekleştirmede hayati sistemler tarafından oluşturulmaktadır. Bu sebeple bu sistemlerin minyatürize edilmeleri gerekmektedir.

MAV'ın test uçuşu önceden belirlenen ve tahmin edilen tüm kabulleri ve değerleri tastik eder nitelikte gerçekleşmiştir. MAV'ın düz seyir şartları gözönünde bulundurularak tasarlandığı düşünüldüğünde, tüm uçuş modları için oldukça mükemmel uçuş karakteristiklerine sahiptir.

Prototipin en büyük dezavantajı fırlatılma şeklindedir. MAV, çok ağır araç olduğu için, sabit bir platformdan fırlatılması mümkün olamamıştır. Bununla beraber, katapult tipi ordunun kullandığı şekilde bir fırlatma sistemi kullanılarak bu problemin de üstesinden gelinebilir.

4. ADS YAZILIMI

4.1. ADS Programı Hakkında Temel Bilgi

ADS, algoritmaların bir çok çeşidini içeren çok maksatlı bir nümerik optimizasyon yazılımıdır. Bir optimizasyon probleminin ADS yardımı ile çözebilmek için öncelikle, problemin Denklem 1'de görülen standart optimizasyon formülasyonu haline getirilmiş olması gerekir.

Bu aşamadan sonra ADS programına, ana program olarak eklenecek bir fortran program parçası yazmak gerekir. Bu ana programda amaç fonksiyonu, tasarım kısıtları ve bu kısıtların sayısı ve (eşitsizlik veya eşitlik denklemleri, lineer veya lineer olmayan denklem şeklinde) türleri belirtilir. Tasarım değişkenlerinin sayıları ve tanımları da yine bu programda verilir.

4.1.1. Problem Çözümündeki Üç Temel Düzey

Standart optimization formülasyonu halini almış problemin çözümü üç temel düzeye ayrılmıştır :

- **STRATEJİ:** Bir stratejinin amacı orijinal kısıtlı problemi, değişik birçok teknikleri kullanarak, birbirlerine yakın problemler zinciri haline getirmektir. Kısıtsız problemler için bir strateji kullanılmaz. Bu taktirde ISTRAT parametresi sıfıra ayarlanır.
- **OPTIMIZER:** Kısıtsız minimizasyon için uygulanabilir talimatlar. OPTIMIZER, ya (ISTRAT=0 halinde) orjinal problemin, ya da (ISTRAT>0 halinde) yaklaşık problemin minimize edilmesi işlevini yerine getirir.
- **TEK BOYUTLU ARAŞTIRMA:** Tek boyutlu araştırma (arama) OPTIMIZER tarafından, (bazı durumlarda STRATEJİ tarafından) çağrılır.

4.1.2. Ana Programdaki Parametrelerin Tanımı

INFO Bilgi parametresidir.

ISTRAT Kullanılacak optimizasyon stratejisidir.

IOPT	Kullanılacak optimizierdir.
IONED	Kullanılacak tek boyutlu araştırma algoritmasıdır.
IPRINT	4 dijital bir baskı kontrolüdür. IPRINT=IJKL. Örnek: IPRINT=1000 ; sadece başlangıç ve son bilgileri bas anlamına gelir.
IGRAD	Eğim hesaplama kontrolüdür. Eğer IGRAD=0 değeri ADS'ye girilmişse tüm eğim hesaplamaları, ilk ileri sonlu fark tarafından ADS içinde yapılır. Eğer IGRAD=1 ise, kullanıcı; INFO'nun değeri tarafından belirtildiği gibi, eğim bilgisini sağlayacaktır.
NDV	X vektörünün içerdiği tasarım değişkenlerinin sayısıdır.
NCON	G dizisinin içerdiği kısıt fonksiyonlarının sayısıdır.
X(NDV+1)	Tasarım değişkenlerini içeren vektördür.
VLB(NDV+1)	Tasarım değişkenleri (X) üzerindeki alt sınırları içeren dizidir. Eğer bir ya da daha çok tasarım değişkeni üzerine hiç alt sınır yüklenmemiş ise, VLB'nin uygun komponent(ler)'i yüksek bir negatif sayıya ayarlanmalıdır, mesela $-1.0E+15$.
VUB(NDV+1)	Tasarım değişkenleri (X) üzerindeki üst sınırları içeren dizidir. Eğer bir ya da daha çok tasarım değişkeni üzerine hiç üst sınır yüklenmemiş ise, VUB'nin uygun komponent(ler)'i yüksek bir pozitif sayıya ayarlanmalıdır, mesela $1.0E+15$.
OBJ	Amaç fonksiyonu anlamına gelir. OBJ, standart optimizasyon formülasyonunda yer alan $f(X)$ ile aynı anlamı taşımaktadır.
G(NCON)	Tasarım kısıtlarını içeren dizidir. G standart optimizasyon formülasyonunda yer alan $g_i(X)$ ile aynı anlamı taşımaktadır.
IDG(NCON)	Kısıt fonksiyonlarının tipini gösteren tanımlayıcıları içeren dizidir. IDG(I)= -2 lineer eşitlik kısıt fonksiyonu için, IDG(I)= -1 lineer olmayan eşitlik kısıt fonksiyonu için, IDG(I)= 0 veya 1 lineer olmayan eşitsizlik kısıt fonksiyonu için, IDG(I)= 2 lineer eşitsizlik kısıt fonksiyonu için kullanılır.

NGT	Eğimlerinin sağlanması gereken kısıt fonksiyonlarının sayısıdır. NGT, ADS tarafından; NCON ve NCOLA'nın minimumu olarak tanımlanır.
IC(NGT)	Eğimlerin talep edildiği kısıtlamaları tanımlayan dizidir. IC, ADS tarafından tanımlanır.
DF(NDV+1)	Mevcut X ile uygun amaç eğimini içeren dizidir.
A(NRA,NCOLA)	IC dizisi tarafından tanımlanan NGT kısıtlamalarının eğimlerini içeren dizidir. Yani, A dizisinin J sütunu, K numaralı kısıt fonksiyonunun eğimini içermektedir.
NRA	A dizisinin boyutlandırılmış satırlarının sayısıdır. NRA, en az NDV+1 olmalıdır.
NCOLA	A dizisinin boyutlandırılmış sütunlarının sayısıdır. NCOLA en az NCON ve $2*NDV$ 'nin minimumu olmalıdır.
WK(NRWK)	Reel değişkenler için kullanıcının sağladığı çalışma dizisidir. WK en az 100 olmalıdır. Ama genelde bundan çok daha fazladır.
NRWK	WK dizisinin boyutudur. İyi bir tahmin için $NRWK = 500 + 10*(NDV+NCON) + NCOLA*(NCOLA+3) + N*(N/2+1)$ formülü kullanılabilir. (Burada $N=MAX(NDV,NCOLA)$ 'dır.)
IWK(NRIWK)	Integer değişkenler için kullanıcının sağladığı çalışma dizisidir. IWK en az 200 olmalıdır. Ama genelde bundan çok daha fazladır.
NRIWK	IWK dizisinin boyutudur. İyi bir tahmin için $NRIWK = 200 + NDV + NCON + N + MAX(N, 2*NDV)$ formülü kullanılabilir. (Burada $N=MAX(NDV,NCOLA)$ 'dır.)

4.2. Grafik Yöntemi ve ADS Kullanılarak Elde Edilen Çözümlerin

Kıyaslanması

Yukarıda anlatılan ADS programının kullanımının bir örneğini vermek açısından ve de diğer optimizasyon çözüm yöntemi ile kıyaslayabilmek amacıyla basit bir optimizasyon problemi önce grafik yöntemi ve ardından da ADS programı kullanılarak çözülmüştür.

Problem aşağıda açıklanmıştır:

Bir firma çamaşır ve bulaşık makinası olmak üzere iki çeşit makina üretmektedir. Üretim bandındaki mevcut kaynaklarla bir günde 28 çamaşır makinası ve 14 bulaşık makinası retillebilmektedir. Satış departmentı ise bir günde 14 çamaşır veya 24 bulaşık makinası satabilmektedir. Bir gündeki nakliye ve depolama kapasitesi ise 16 makinadır. Firma amaşır makinasından 400 Milyon TL, bulaşık makinasından ise 600 Milyon TL kar yapmaktadır. Günlük karı maksimize edebilmek için bir günde kaar adet çamaşır ve bulaşık makinası üretilmelidir?

Sonuca ulaşmak için öncelikle bu problemi doğru bir şekilde formüle etmek gerekmektedir. Amaç daha önceki bölümlerde de bahsedilen standart optimizasyon formülasyonunu (amaç foksionu ve kısıtları) elde edebilmektir.

Bu problem için tasarım değişkenleri;

X_1 : Bir günde üretilen çamaşır makinası sayısı,

X_2 : Bir günde üretilen bulaşık makinası sayısı şeklindeir.

Amaç firmanın günlük karını maksimize etmektir. Bu ifade X_1 ve X_2 'ye bağlı olarak aşağıdaki şekilde ifade edilir.

$$\text{Kar} = 400 X_1 + 600 X_2 \quad (3)$$

Standart minimizasyon formunda yazılırsa;

$$f(X_1, X_2) = -(400 X_1 + 600 X_2) \quad (4)$$

elde edilir.

Tasarım kısıtları depolama ve nakliye kapasitesi, üretim kapasitesi ve günlük satış miktarından gelen kısıtlardır.

İlk olarak depolama ve nakliye kısıtı ifade edilirse;

$$X_1 + X_2 \leq 16 \Rightarrow X_1 + X_2 - 16 \leq 0 \quad (5)$$

şeklinde elde edilir. Ancak diğer kısıtlar biraz daha karışkıtır. İlk olarak üretim limiti ele alınırsa; X_1 adet çamaşır makinası üretildiğinde, bulaşık makinası üretmek için, artan kaynaklar kullanılacaktır. Bu yüzden;

$$X_1/28 + X_2/14 \leq 1 \Rightarrow X_1/28 + X_2/14 - 1 \leq 0 \quad (6)$$

şeklindeir. Buna benzer olarak satış departmentı kısıtı da;

$$X_1/14 + X_2/24 \leq 1 \Rightarrow X_1/14 + X_2/24 - 1 \leq 0 \quad (7)$$

şeklinde oluşturulur. Son olarak tasarım değişkenlerinin negatif olamayacağı belirtilmelidir.

$$X_1, X_2 \geq 0 \quad (8)$$

veya standart formda;

$$-X_1 \leq 0, -X_2 \leq 0 \quad (9)$$

olarak ifade edilir.

Amaç fonksiyonu ve kısıtlar birarada ifade edilirse;

$$f(X_1, X_2) = -(400 X_1 + 600 X_2)$$

Amaç Fonksiyonu

$$g_1(X_1, X_2) = X_1 + X_2 - 16 \leq 0$$

Kısıt Fonksiyonları

$$g_2(X_1, X_2) = X_1/28 + X_2/14 - 1 \leq 0$$

$$g_3(X_1, X_2) = X_1/14 + X_2/24 - 1 \leq 0$$

$$g_4(X_1, X_2) = -X_1 \leq 0$$

$$g_5(X_1, X_2) = -X_2 \leq 0 \quad (10)$$

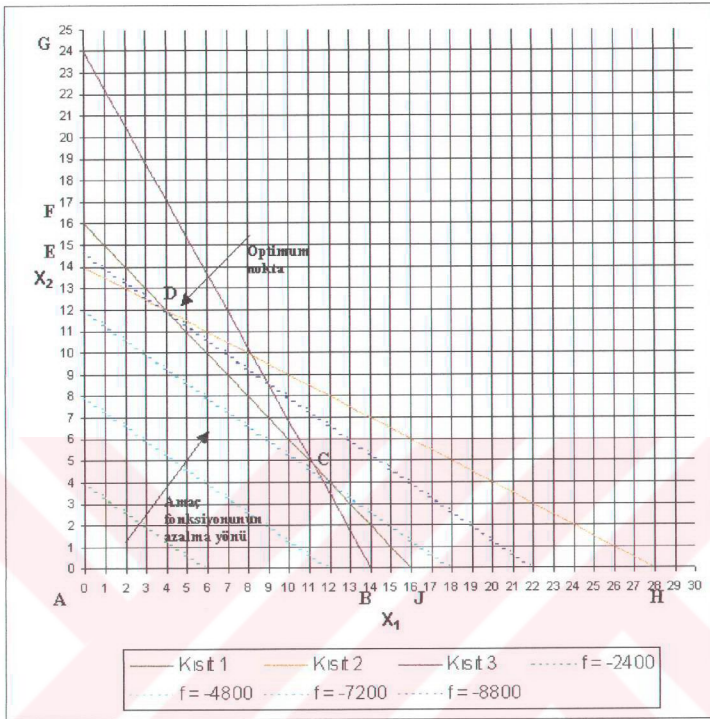
Formülasyondan da görüldüğü üzere 2 tasarım değişkeni, 5 adet de lineer eşitsizlik kısıt fonksiyonu bulunmaktadır. 4. ve 5. kısıt aynı zamanda her bir değişkenin alt sınırını belirlemektedir. Grafiksel çözümde eksenlerin pozitif kısmını belirleyeceği gibi ADS programıyla yapılacak çözümde ise alt sınırlar olarak tanıtılacaktır.

Optimizasyon problemi öncelikle, oldukça basit problemler (iki veya 3 tasarım değişkeni içeren problemler) için kullanılan grafik yöntemi ile çözülmüştür.

4.2.1. Grafik Yöntemi ile Çözüm

Şekil 4.1'deki grafikte görüldüğü gibi ilk üç kısıtın oluşturdukları doğrular çizilmiştir. Bu doğruların X_1 ve X_2 'nin pozitif değerleri için çizilmiş olması da son iki kısıtı yansıtmaktadır.

Grafikte J-F, H-E ve B-C doğruları g_1 , g_2 ve g_3 ile ifade edilen tasarım kısıtlarını temsil etmektedir. ABCDE çokkenarı üzerindeki ve içerisindeki tüm noktalar optimizasyon problemi açısından uygun bölgeyi ifade etmektedir.



Şekil 4.1 Problemin grafik yöntemi ile çözümü.

İlk olarak uygun bölge belirlenmiştir. Bundan sonra da optimum nokta tesbit edilmelidir. Bunun için uygun bölgeden geçen amaç fonksiyonu konturları çizilmelidir. Amaç fonksiyonu için minimum nokta görsel inceleme ile ortaya çıkacaktır. Genel olarak amaç fonksiyonu uygun bölge içindeki ve üzerindeki noktalarda kalmak suretiyle, değerinin düştüğü yöne doğru çizilmelidir. Grafikte görüldüğü gibi D noktası uygun bölgede kalmakta ve amaç fonksiyonunun minimum değerine karşılık gelmektedir. Bu durumda D noktası optimum noktadır. Bu nokta X_1 için 4, X_2 için ise 12 değerlerini ifade eder. Bu durumda firma mevcut şartlarda en yüksek karı elde etmek için 4 adet çamaşır ve 12 adet bulaşık makinası üretmelidir. Maksimum kar değeri 8800 Milyon TL'dir.

Grafikten görülebileceği gibi bu noktada g_1 ve g_2 kısıtlarının kesişimi oluşturmaktadır. Bu da depolama ve nakliye kısıtı ile satış kısıtına karşılık gelir. Yani

firma karını arttırmak isterse depolama ve nakliye kapasitesini ve satış kapasitesini de arttırmalıdır.

Son olarak sonuçlar ADS programından çıkan sonuçlarla da kıyaslayabilmek amacıyla toplu bir şekilde aşağıda ifade edilmektedir.

$$X_1 = 4,$$

$$X_2 = 12,$$

$$f(4, 12) = 8800,$$

$$g_1(4, 12) = 0,$$

$$g_2(4, 12) = 0,$$

$$g_3(4, 12) = -0,21$$

4.2.2. ADS Yazılımı ile Çözüm

Bölüm 4.2'de oluşturulan formülasyon ADS programı için yazılmış olan ana programa yerleştirilerek fortran programı oluşturulur.

```
C*****KAR OPTİMİZASYONU*****
C*****PROFIT OPTIMIZATION*****
C*****REQUIRED ARRAYS
      DIMENSION X(11),VLB(11),VUB(11),G(20),IDG(20),IC(20),DF(11)
      2,A(11,20),WK(1000),IWK(500)
C*****ARRAY DIMENSIONS
      NRA=3
      NCOLA=4
      NRWK=1000
      NRIWK=500
C*****PARAMETERS
      IGRAD=0
      NDV=2
      NCON=3
C*****INITIAL DESIGN
      X(1)=15.
      X(2)=15.
C*****BOUNDS
      VLB(1)=0.
      VLB(2)=0.
      VUB(1)=30.
      VUB(2)=30.
C*****IDENTIFY CONSTRAINTS AS NONLINEAR, INEQUALITY.
      IDG(1)=2
      IDG(2)=2
      IDG(3)=2
      OPEN(6,FILE='ADS.DAT')
      ISTRAT=0
      IOPT=5
      IONED=7
      IPRINT=2020
      INFO=0
```

```

10 CALL ADS(INFO,ISTRAT,IOPT,IONED,IPRINT,IGRAD,
2NDV,NCON,X,VLB,VUB,OBJ,G,IDG,NGT,IC,DF,A,NRA,
3NCOLA,WK,NRWK,IWK,NRIWK)
IF (INFO.EQ.0) GOTO 20
C*****EVALUATE OBJECTIVE AND CONSTRAINTS
OBJ=-400*X(1)-600*X(2)
G(1)=X(1)+X(2)-16
G(2)=X(1)/28+X(2)/14-1
G(3)=X(1)/14+X(2)/24-1
C*****GO CONTINUE WITH OPTIMIZATION
GO TO 10
20 CONTINUE
C*****PRINTS RESULTS
WRITE (6,40) OBJ,X(1),X(2),G(1),G(2),G(3)
STOP
30 FORMAT(4I5)
40 FORMAT(/5X,7HOPTIMUM,5X,5HOBJ= ,E12.5//5X,6HX(1)=
1,E12.5/5X,6HX(2)= ,E12.5//5X,6HG(1)= ,E12.5/5X,6HG(2)=
2,E12.5/5X,6HG(3)= ,E12.5/)
END

```

Programdaki parametreler ele alınırsa Bölüm 4.1.2’de anlatıldığı gibi NRA parametresi en az NDV’nin (tasarım değişkenleri sayısının) bir fazlası kadar olmalıdır. Bu durumda NRA, $NDV+1=2+1=3$ seçilmiştir.

Diğer bir parametre olan NCOLA ise en az NCON (tasarım kısıtları sayısı) ve $2*NDV$ ’in minimumu kadar olmalıdır. Bu durumda NCOLA’yı 4 olarak belirlemek yetecektir. Problemdeki tasarım kısıtları sayısı 3’tür. Çünkü g_4 ve g_5 fonsiyonları, ADS’ye tasarım kısıtı olarak değil değişkenler için alt sınır olarak tanımlanmıştır.

Başlangıç tasarımı (Initial Design) için tanımlanması gereken tasarım değişkeni 15 olarak seçilmiştir. Bu değer alt sınır (VLB) olan 0 ile üst sınır (VUB) seçilen 30 değerinin ortalaması alınarak tesbit edilmiştir. Başlangıç değerleri sonucu etkilemeyecek ancak sonuca ulaşmak için yapılacak iterasyon sayısını değiştirecektir. Değişkenler için üst sınır olan 30 ise tek çeşit makina üretilse bile ulaşamayacak bir sayı olduğu için seçilmiştir.

Kısıtların lineerliğini ve eşitlik veya eşitsizlik fonksiyonu olduğunu tanımlamakta kullanılan IDG parametresi de tüm kısıtların lineer eşitsizlik fonksiyonu olması dolayısıyla 2 olarak ifade edilmiştir.

Diğer parametreler çözüm sırasında hangi optimizasyon yönteminin kullanılacağını, sonuçların ne şekilde ifade edileceğini vb belirlemektedir. Bu parametreler de Bölüm 4.1.2’de anlatıldığı şekilde seçilmiştir.

Amaç ve kısıtların tanımlanması (Evaluate objective and constraints) OBJ, G(1), G(2) ve G(3) fonksiyonlarının programa yazılmasıyla tamamlanır. Burada OBJ amaç fonksiyonunu, G(1), G(2) ve G(3) ise kısıtları ifade etmektedir.

Formülasyon tanımlandıktan sonra ana programın devamında yer alan alt programlar sayesinde bu bilgiler ADS tarafından kullanılıp çözüm elde edilmektedir.

Sonuçlar ana programda tanımlanan (bu programda ADS.DAT) dat uzantılı dosyaya kaydedilir.

Yukardaki programın çalıştırılması ile elde edilen sonuçlar aşağıdadır.

```

      AAAAA  DDDDD  SSSSS
      A      A      D      D      S
      A      A      D      D      S
      AAAAAA  D      D      SSSSS
      A      A      D      D      S
      A      A      D      D      S
      A      A      DDDDD  SSSSS

```

F O R T R A N P R O G R A M

F O R

A U T O M A T E D D E S I G N S Y N T H E S I S

(C) COPYRIGHT, EDO, INC., 1987
ALL RIGHTS RESERVED, WORLDWIDE

V E R S I O N 3 . 0 0

CONTROL PARAMETERS

```

2020 ISTRAT =    0      IOPT  =    5      IONED  =    7      IPRINT =
1    IGRAD  =    0      NDV   =    2      NCON   =    3

```

SCALAR PROGRAM PARAMETERS

REAL PARAMETERS

```

1) ALAMDZ = 0.00000E+00      20) EXTRAP = 5.00000E+00
2) BETAMC = 0.00000E+00      21) FDCH  = 1.00000E-02
3) CT      = -3.00000E-02      22) FDCHM = 1.00000E-03

```

4) CTL	= -5.00000E-03	23) GMULTZ	= 1.00000E+01
5) CTLMIN	= 1.00000E-03	24) PSAIZ	= 9.50000E-01
6) CTMIN	= 4.00000E-03	25) RMULT	= 5.00000E+00
7) DABALP	= 1.00000E-04	26) RMVLMZ	= 2.00000E-01
8) DABOBJ	= 1.50000E+01	27) RP	= 1.00000E+01
9) DABOBM	= 3.00000E+01	28) RPMAX	= 1.00000E+10
10) DABSTR	= 1.50000E+01	29) RPMULT	= 2.00000E-01
11) DELALP	= 5.00000E-03	30) RPPMIN	= 1.00000E-10
12) DELOBJ	= 1.00000E-03	31) RPPRIM	= 1.00000E+02
13) DELOBM	= 1.00000E-02	32) SCFO	= 1.00000E+00
14) DELSTR	= 1.00000E-03	33) SCLMIN	= 1.00000E-03
15) DLOBJ1	= 1.00000E-01	34) STOL	= 1.00000E-03
16) DLOBJ2	= 1.00000E+03	35) THETAZ	= 1.00000E-01
17) DX1	= 1.00000E-02	36) XMULT	= 2.61803E+00
18) DX2	= 2.00000E-01	37) ZRO	= 1.00000E-05
19) EPSPEN	= -5.00000E-02	38) PMLT	= 1.00000E+01

INTEGER PARAMETERS

1) ICNDIR = 3	4) ITRMOP = 3	6) JONED = 7
2) ISCAL = 1	5) ITRMST= 2	7) JTMAX = 20
3) ITMAX = 40		

ARRAY STORAGE REQUIREMENTS

	DIMENSIONED	REQUIRED
ARRAY	SIZE	SIZE
WK	1000	220
IWK	500	187

1

 IOPT = 5; MODIFIED METHOD OF FEASIBLE DIRECTIONS

-- INITIAL DESIGN

OBJ =-1.50000E+04

DECISION VARIABLES (X-VECTOR)

1) 1.50000E+01 1.50000E+01

LOWER BOUNDS ON THE DECISION VARIABLES (VLB-VECTOR)

1) 0.00000E+00 0.00000E+00

UPPER BOUNDS ON THE DECISION VARIABLES (VUB-VECTOR)

1) 3.00000E+01 3.00000E+01

CONSTRAINT VALUES (G-VECTOR)

1) 1.40000E+01 6.07143E-01 6.96429E-01

-- ITERATION 1 OBJ =-7.87273E+03

DECISION VARIABLES (X-VECTOR)

1) 8.63636E+00 7.36364E+00

-- ITERATION 2 OBJ =-8.63744E+03

DECISION VARIABLES (X-VECTOR)

1) 4.81282E+00 1.11872E+01

-- ITERATION 3 OBJ = -8.80000E+03

DECISION VARIABLES (X-VECTOR)

1) 4.00000E+00 1.20000E+01

FINAL OPTIMIZATION RESULTS

NUMBER OF ITERATIONS = 4

OBJECTIVE = -8.80000E+03

DECISION VARIABLES (X-VECTOR)

1) 4.00000E+00 1.20000E+01

CONSTRAINT VALUES (G-VECTOR)

1) 2.57572E-14 9.51930E-17 -2.14286E-01

CONSTRAINT TOLERANCE, CT = -3.00000E-02 CTL = -5.00000E-03

THERE ARE 2 ACTIVE CONSTRAINTS AND 0 VIOLATED CONSTRAINTS
CONSTRAINT NUMBERS
1 2

THERE ARE 0 ACTIVE SIDE CONSTRAINTS

TERMINATION CRITERIA

MAXIMUM K-T RESIDUAL = 1.00000E-05 IS LESS THAN 1.00000E-03

KUHN-TUCKER PARAMETER, BETA = 0.00000E+00 IS LESS THAN
1.00000E-03
1

----- OPTIMIZATION RESULTS -----

OBJECTIVE FUNCTION VALUE -8.80000E+03

DESIGN VARIABLES

VARIABLE	LOWER BOUND	VALUE	UPPER BOUND
1	0.00000E+00	4.00000E+00	3.00000E+01
2	0.00000E+00	1.20000E+01	3.00000E+01

DESIGN CONSTRAINTS

1) 2.5757E-14 9.5193E-17 -2.1429E-01

FUNCTION EVALUATIONS = 33

```
OPTIMUM      OBJ= -0.88000E+04  
X(1)= 0.40000E+01  
X(2)= 0.12000E+02  
G(1)= 0.25757E-13  
G(2)= 0.95193E-16  
G(3)= -0.21429E+00
```

Yukarıda görüldüğü gibi sonuçlar grafik yöntemi ile elde edilen sonuçlarla aynıdır. Program bu sonuca 3. iterasyonda ulaşmıştır. Gerçekte sıfır olması gereken G(1) ve G(2) sıfıra çok yakın çıkmıştır. Programda hesaplar sırasındaki yuvarlatmalar bu sonucu doğurmuştur.

ADS programının daha iyi anlaşılmasını sağlayan ve aynı zamanda güvenilirliğinin test edilmesine yardımcı olan bu basit optimizasyon probleminden sonra, bu çalışmada incelenen konu olan MAV tasarımındaki optimizasyon formülasyonunun çözümünde nasıl sonuçlar vereceği incelenecektir.

5. BASİTLEŞTİRİLMİŞ FORMÜLASYONUN ADS'DE ÇÖZÜMÜ

Bu bölümde, Bölüm 3.'te anlatılan Mikro Hava Aracının tasarım optimizasyonunda kullanılan formülasyonun oldukça basitleştirilmiş bir hali ADS'ye uygulanmıştır.

5.1. Tasarım Kısıtları ve Değişkenlerinin Tanımlanması

Bölüm 3'te anlatılan optimizasyon formülasyonu birçok yardımcı programın çalıştırılması ile elde edilmiş karmaşık bir formülasyondur. Ayrıca belirtilen 7 adet değişkenin minimize edilmesi gereken amaç fonksiyonunda yer alması mümkün gözükmemektedir. Seçilen amaç fonksiyonu MAV'ın en büyük boyutu kabul edilen, alt ve üst kanatların zıt köşelerinin birbirine olan mesafesidir. Ancak bu amaç fonksiyonunun yatay stabilize açıklığı, yatay stabilize veter boyu vb tüm tasarım değişkenlerine bağlı olarak ifade edilmesi mümkün değildir. Tüm tasarım değişkenleri amaç fonksiyonunda yer almadığı taktirde de tam olarak sınırlandırılmamış bir optimizasyon formülasyonu ortaya çıkar ki bu da tasarımcıyı yanlış sonuçlara ulaştırır.

Mevcut MAV tasarım optimizasyonundaki formülasyonunu basitleştirmek için tasarım değişkenleri olarak formülasyonu çok karmaşıktırmayacak yapısal boyutlar seçilmiştir.

Basit formülasyon için seçilen tasarım değişkenleri;

X1: kanat veter uzunluğu

X2: kanat açıklığı

X3: yatay stabilize açıklığı

X4: yatay stabilize veter uzunluğu

X5: gövde uzunluğu

şeklindedir.

Tasarım kısıtları ise belirlenen tasarım değişkenlerine bağlı olarak formüle edilecek şekilde seçilmişlerdir.

Tasarım kısıtları;

$$G(1): \text{Kanat yüklemesi} \leq 0.66 \text{ gr/cm}^2$$

$$G(2): \text{Yatay stabilize açıklığı} \leq 0.5 * \text{kanat açıklığı}$$

$$G(3): \text{Yatay stabilize alanı} \leq 0.4 * \text{kanat alanı}$$

$$G(4): \text{Gövde} \leq \text{kanat açıklığı}$$

şeklinde ifade edilmiştir.

Tasarım kısıtlarının belirlenen değişkenler cinsinden ifade edilmesi ise şu şekildedir:

$$G(1): 1156 / (2X_1 X_2) - 0.66 \leq 0$$

$$G(2): X_3 - 0.5 X_2 \leq 0$$

$$G(3): X_3 X_4 - 0.4 X_1 X_2 \leq 0$$

$$G(4): X_5 - X_2 \leq 0 \quad (11)$$

Burada 1156 gr MAV'ın gross ağırlığıdır. Mevcut tasarımda değişken olarak alınan gross ağırlık değeri basitleştirilmiş formülasyonda sabit bir değer olarak alınmıştır. Gross ağırlık gibi yine G(1) kısıtında yer alan kanat alanı ($X_1 X_2$) değerinin 2 ile çarpılarak kullanılmasının sebebi; çift kanatlı bir uçağın tasarlanmakta olmasıdır.

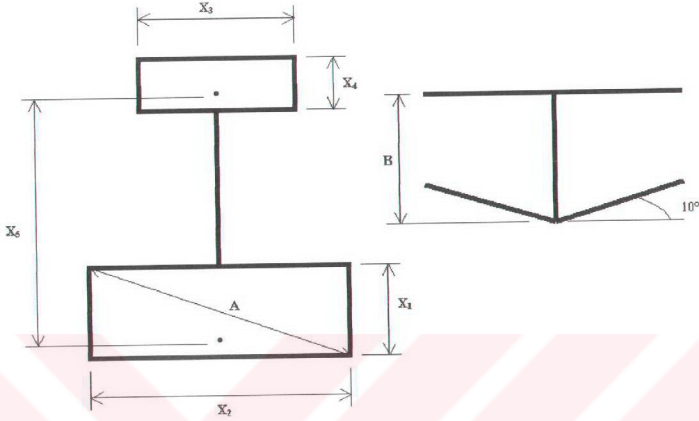
Görülebileceği gibi bu formülasyonda eksik olan, minimize edilecek bir amaç fonksiyonudur. Sonraki iki bölümde bu formülasyon farklı iki amaç fonksiyonu ve tasarım değişkenlerinin farklı alt ve üst sınırları için çözdürülmüş ve elde edilen sonuçlar yorumlanmıştır.

5.2. Değişkenlerin Bir Kısımı ile Formüle Edilmiş Amaç Fonksiyonun Kullanılması Durumu

Bu bölümde amaç fonksiyonu mevcut formülasyondaki gibi MAV'ın en büyük boyutu olan; alt ve üst kanatların zıt köşelerinin birbirine olan mesafesi alınmıştır.

Şekil 5.1'de yer alan uçağın basit modelinin üstten ve alttan görünüşü kullanılarak amaç fonksiyonu için alttaki formülasyon elde edilmiştir. Şekildeki A doğrusu üst kanadın köşegenini, B mesafesi de önden bakışta gövdenin orta kısmında kanatların aralığını temsil etmektedir. B mesafesi Bölüm 3'teki kabul alınarak kanat açıklığının

yarısı olarak belirlenmiştir. Ayrıca alt kanatta 10° 'lik bir dihedral açısı mevcuttur. ($\tan 10^\circ = 0,176$)



Şekil 5.1 MAV'ın basitleştirilmiş modelinin üstten ve önden görünüşü.

Buna göre amaç fonksiyonu;

$$f(X_1, X_2, X_3, X_4, X_5) = \sqrt{(X_1^2 + X_2^2 + (0.5X_2 (1 - 0.176X_2))^2)} \quad (12)$$

şeklinde elde edilmiştir. Dikkat edilirse minimize edilmek üzere seçilen mesafenin formüle edilmesinden ortaya çıkan amaç fonksiyonunda tüm değişkenlerin yer almadığı görülür. Bu da tam sınırlandırılmamış bir formülasyon ortaya çıkarır ve dolayısıyla sonuçlar, tasarım değişkenlerinin alt ve üst limitlerine bağlı olarak değişiklik gösterecektir. Oluşturulan formülasyon yeterince sınırlandırılmadığı için tasarım değişkenlerinin alt ve üst sınırları mevcut tasarım sonuçlarına yakın değerler almıştır. Böylece formülasyondaki kısıt fonksiyonlarına, ek kısıtlar getirilmeye çalışılmıştır.

Bölüm 5.1'de ortaya çıkarılan kısıtlar ve elde edilen amaç fonksiyonu ADS yazılımının ana programına Bölüm 4.2.2'de ayrıntılı olarak anlatıldığı gibi yerleştirilerek aşağıdaki MAV TASARIMI 1 olarak adlandırılmış olan ana program oluşturulmuştur.

```

C*****MAV TASARIMI 1*****
C*****MAV DESIGN 1*****
C*****REQUIRED ARRAYS
      DIMENSION X(11),VLB(11),VUB(11),G(20),IDG(20),IC(20),DF(11)
      2,A(11,20),WK(1000),IWK(500)
C*****ARRAY DIMENSIONS
      NRA=7
      NCOLA=10
      NRWK=1000
      NRIWK=500
C*****PARAMETERS
      IGRAD=0
      NDV=5
      NCON=4
C*****INITIAL DESIGN
      X(1)=25.
      X(2)=61.
      X(3)=22.
      X(4)=15.
      X(5)=43.
C*****BOUNDS
      VLB(1)=15.
      VLB(2)=40.
      VLB(3)=15.
      VLB(4)=10.
      VLB(5)=30.
      VUB(1)=40.
      VUB(2)=80.
      VUB(3)=30.
      VUB(4)=20.
      VUB(5)=60.
C*****IDENTIFY CONSTRAINTS AS NONLINEAR, INEQUALITY.
      IDG(1)=0
      IDG(2)=2
      IDG(3)=0
      IDG(4)=2
      OPEN(6,FILE='ADS5.DAT')
      ISTRAT=0
      IOPT=5
      IONED=7
      IPRINT=2020
      INFO=0
10  CALL ADS(INFO,ISTRAT,IOPT,IONED,IPRINT,IGRAD,
      2NDV,NCON,X,VLB,VUB,OBJ,G,IDG,NGT,IC,DF,A,NRA,
      3NCOLA,WK,NRWK,IWK,NRIWK)
      IF (INFO.EQ.0) GOTO 20
C*****EVALUATE OBJECTIVE AND CONSTRAINTS
      OBJ=SQRT(X(1)**2+X(2)**2+(0.5*X(2)-0.176*0.5*X(2))**2)
      G(1)=578/(X(1)*X(2))-0.66
      G(2)=X(3)-0.5*X(2)
      G(3)=X(3)*X(4)-0.4*X(1)*X(2)
      G(4)=X(5)-X(2)
C*****GO CONTINUE WITH OPTIMIZATION
      GO TO 10
20  CONTINUE
C*****PRINTS RESULTS
      WRITE (6,40) OBJ,X(1),X(2),X(3),X(4),X(5),G(1),G(2),G(3),G(4)
      STOP
30  FORMAT(4I5)
40  FORMAT(//5X,7HOPTIMUM,5X,5HOBJ= ,E12.5//5X,6HX(1)=
      1,E12.5/5X,6HX(2)= ,E12.5/5X,6HX(3)= ,E12.5/5X,6HX(4)=

```

```

2,E12.5/5X,6HX(5)= ,E12.5//5X,6HG(1)= ,E12.5/5X,6HG(2)=
3,E12.5/5X,6HG(3)= ,E12.5/5X,6HG(4)= ,E12.5,5X)
END

```

Daha önceden de anlatıldığı gibi; ana programda, değişkenler, kısıtlar ve özellikleri ile amaç fonksiyonu ve bunlara ait bilgiler tanımlanmaktadır. Bu programın alt programları ile çalıştırılmasıyla elde edilen dat uzantılı dosya aşağıda yer almaktadır.

```

      AAAAA  DDDDDD  SSSSSS
      A      A      D      D      S
      A      A      D      D      S
      AAAAAA  D      D      SSSSS
      A      A      D      D      S
      A      A      D      D      S
      A      A      DDDDDD  SSSSSS

```

F O R T R A N P R O G R A M

F O R

A U T O M A T E D D E S I G N S Y N T H E S I S

(C) COPYRIGHT, EDO, INC., 1987
ALL RIGHTS RESERVED, WORLDWIDE

V E R S I O N 3.00

CONTROL PARAMETERS
2020 ISTRAT = 0 IOPT = 5 IONED = 7 IPRINT =
1 IGRAD = 0 NDV = 5 NCON = 4

SCALAR PROGRAM PARAMETERS
REAL PARAMETERS

1) ALAMDZ = 0.00000E+00	20) EXTRAP = 5.00000E+00
2) BETAMC = 0.00000E+00	21) FDCH = 1.00000E-02
3) CT = -3.00000E-02	22) FDCHM = 1.00000E-03
4) CTL = -5.00000E-03	23) GMULTZ = 1.00000E+01
5) CTLMIN = 1.00000E-03	24) PSAIZ = 9.50000E-01
6) CTMIN = 4.00000E-03	25) RMULT = 5.00000E+00
7) DABALP = 1.00000E-04	26) RMVLMZ = 2.00000E-01
8) DABOBJ = 7.05522E-02	27) RP = 1.00000E+01
9) DABOBM = 1.41104E-01	28) RPMAX = 1.00000E+10
10) DABSTR = 7.05522E-02	29) RPMULT = 2.00000E-01
11) DELALP = 5.00000E-03	30) RPPMIN = 1.00000E-10
12) DELOBJ = 1.00000E-03	31) RPPRIM = 1.00000E+02
13) DELOBM = 1.00000E-02	32) SCFO = 1.00000E+00
14) DELSTR = 1.00000E-03	33) SCLMIN = 1.00000E-03
15) DLOBJ1 = 1.00000E-01	34) STOL = 1.00000E-03

```

16) DLOBJ2 = 1.00000E+03    35) THETAZ = 1.00000E-01
17) DX1    = 1.00000E-02    36) XMULT  = 2.61803E+00
18) DX2    = 2.00000E-01    37) ZRO    = 1.00000E-05
19) EPSPEN = -5.00000E-02    38) PMLT   = 1.00000E+01

```

INTEGER PARAMETERS

```

1) ICNDIR = 6          4) ITRMOP = 3          6) JONED = 7
2) ISCAL  = 1          5) ITRMST= 2          7) JTMAX = 20
3) ITMAX  = 40

```

ARRAY STORAGE REQUIREMENTS

ARRAY	DIMENSIONED SIZE	REQUIRED SIZE
WK	1000	345
IWK	500	199

1

```

-----
IOPT = 5; MODIFIED METHOD OF FEASIBLE DIRECTIONS
-----

```

-- INITIAL DESIGN

OBJ = 7.05522E+01

DECISION VARIABLES (X-VECTOR)

```

1) 2.50000E+01 6.10000E+01 2.20000E+01 1.50000E+01
4.30000E+01

```

LOWER BOUNDS ON THE DECISION VARIABLES (VLB-VECTOR)

```

1) 1.50000E+01 4.00000E+01 1.50000E+01 1.00000E+01
3.00000E+01

```

UPPER BOUNDS ON THE DECISION VARIABLES (VUB-VECTOR)

```

1) 4.00000E+01 8.00000E+01 3.00000E+01 2.00000E+01
6.00000E+01

```

CONSTRAINT VALUES (G-VECTOR)

```

1) -2.80984E-01 -8.50000E+00 -2.80000E+02 -1.80000E+01

```

-- ITERATION 1 OBJ = 5.32956E+01

DECISION VARIABLES (X-VECTOR)

```

1) 2.39958E+01 4.40000E+01 2.20000E+01 1.50000E+01
4.30000E+01

```

-- ITERATION 2 OBJ = 5.22273E+01

DECISION VARIABLES (X-VECTOR)

```

1) 2.37663E+01 4.30000E+01 2.15000E+01 1.50000E+01
4.30000E+01

```

-- ITERATION 3 OBJ = 4.86462E+01

DECISION VARIABLES (X-VECTOR)

1) 2.22455E+01 4.00000E+01 1.99547E+01 1.50000E+01
3.99094E+01

-- ITERATION 4 OBJ = 4.84854E+01

DECISION VARIABLES (X-VECTOR)

1) 2.18917E+01 4.00000E+01 1.99547E+01 1.50000E+01
3.99094E+01

FINAL OPTIMIZATION RESULTS

NUMBER OF ITERATIONS = 5

OBJECTIVE = 4.84854E+01

DECISION VARIABLES (X-VECTOR)

1) 2.18917E+01 4.00000E+01 1.99547E+01 1.50000E+01
3.99094E+01

CONSTRAINT VALUES (G-VECTOR)

1) 6.81521E-05 -4.52957E-02 -5.09463E+01 -9.05913E-02

CONSTRAINT TOLERANCE, CT = -3.00000E-02 CTL = -5.00000E-03

THERE ARE 1 ACTIVE CONSTRAINTS AND 0 VIOLATED CONSTRAINTS
CONSTRAINT NUMBERS

1

THERE ARE 1 ACTIVE SIDE CONSTRAINTS
VARIABLE NUMBERS (MINUS INDICATES LOWER BOUND)

-2

TERMINATION CRITERIA

MAXIMUM K-T RESIDUAL = 1.00000E-05 IS LESS THAN 1.00000E-03

KUHN-TUCKER PARAMETER, BETA = 0.00000E+00 IS LESS THAN
1.00000E-03

1

OPTIMIZATION RESULTS

OBJECTIVE FUNCTION VALUE 4.84854E+01

DESIGN VARIABLES

VARIABLE	LOWER BOUND	VALUE	UPPER BOUND
1	1.50000E+01	2.18917E+01	4.00000E+01
2	4.00000E+01	4.00000E+01	8.00000E+01
3	1.50000E+01	1.99547E+01	3.00000E+01
4	1.00000E+01	1.50000E+01	2.00000E+01
5	3.00000E+01	3.99094E+01	6.00000E+01

DESIGN CONSTRAINTS

1) 6.8152E-05 -4.5296E-02 -5.0946E+01 -9.0591E-02

FUNCTION EVALUATIONS = 55

OPTIMUM OBJ= 0.48485E+02

X(1)= 0.21892E+02

X(2)= 0.40000E+02

X(3)= 0.19955E+02

X(4)= 0.15000E+02

X(5)= 0.39909E+02

G(1)= 0.68152E-04

G(2)= -0.45296E-01

G(3)= -0.50946E+02

G(4)= -0.90591E-01

Optimum tasarım değişkenleri Tablo 3.2'de belirtilen mevcut optimizasyon sonuçları ile benzerlik göstermektedir. Sadece gövde boyu, kanat açıklığına çok yakın bir değer çıkmıştır. Bu da bu tasarım değişkeninin G(1) kısıtında belirtildiği şekilde kanat açıklığından küçük olma kısıtının bir sonucudur. Gövde boyunu sınırlayan tek fonksiyon budur ve bu kısıt sağlandığında program iterasyonu durdurmuştur.

Bu sonuçları çıkaran ana programda tasarım değişkenlerinin alt ve üst sınırları, sonuçlar tahmin edilerek seçilmişti. Bu ek kısıtlar kullanılmayarak alt sınırlar mümkün olduğunca küçük bir değer seçildiğinde alttaki dat dosyası elde edilmiştir. Değişkenlerin alt sınırı (VLB) her bir değişken için 0,01 olarak alınmıştır.

AAAAA	DDDDDD	SSSSSS
A A	D D	S
A A	D D	S
AAAAAAA	D D	SSSSS
A A	D D	S
A A	D D	S
A A	DDDDDD	SSSSSS

F O R T R A N P R O G R A M

F O R

A U T O M A T E D D E S I G N S Y N T H E S I S

(C) COPYRIGHT, EDO, INC., 1987

ALL RIGHTS RESERVED, WORLDWIDE

V E R S I O N 3.00

CONTROL PARAMETERS

2020 ISTRAT = 0 IOPT = 5 IONED = 7 IPRINT =
1 IGRAD = 0 NDV = 5 NCON = 4

SCALAR PROGRAM PARAMETERS

REAL PARAMETERS

1) ALAMDZ = 0.00000E+00	20) EXTRAP = 5.00000E+00
2) BETAMC = 0.00000E+00	21) FDCH = 1.00000E-02
3) CT = -3.00000E-02	22) FDCHM = 1.00000E-03
4) CTL = -5.00000E-03	23) GMULTZ = 1.00000E+01
5) CTLMIN = 1.00000E-03	24) PSAIZ = 9.50000E-01
6) CTMIN = 4.00000E-03	25) RMULT = 5.00000E+00
7) DABALP = 1.00000E-04	26) RMVLMZ = 2.00000E-01
8) DABOBJ = 7.05522E-02	27) RP = 1.00000E+01
9) DABOBM = 1.41104E-01	28) RPMAX = 1.00000E+10
10) DABSTR = 7.05522E-02	29) RPMULT = 2.00000E-01
11) DELALP = 5.00000E-03	30) RPPMIN = 1.00000E-10
12) DELOBJ = 1.00000E-03	31) RPPRIM = 1.00000E+02
13) DELOBM = 1.00000E-02	32) SCFO = 1.00000E+00
14) DELSTR = 1.00000E-03	33) SCLMIN = 1.00000E-03
15) DLOBJ1 = 1.00000E-01	34) STOL = 1.00000E-03
16) DLOBJ2 = 1.00000E+03	35) THETAZ = 1.00000E-01
17) DX1 = 1.00000E-02	36) XMULT = 2.61803E+00
18) DX2 = 2.00000E-01	37) ZRO = 1.00000E-05
19) EPSPEN = -5.00000E-02	38) PMLT = 1.00000E+01

INTEGER PARAMETERS

1) ICNDIR = 6	4) ITRMOP = 3	6) JONED = 7
2) ISCAL = 1	5) ITRMST = 2	7) JTMAX = 20
3) ITMAX = 40		

ARRAY STORAGE REQUIREMENTS

ARRAY	DIMENSIONED SIZE	REQUIRED SIZE
WK	1000	345
IWK	500	199

1

IOPT = 5; MODIFIED METHOD OF FEASIBLE DIRECTIONS

-- INITIAL DESIGN

OBJ = 7.05522E+01

DECISION VARIABLES (X-VECTOR)
 1) 2.50000E+01 6.10000E+01 2.20000E+01 1.50000E+01
 4.30000E+01

LOWER BOUNDS ON THE DECISION VARIABLES (VLB-VECTOR)
 1) 1.00000E-02 1.00000E-02 1.00000E-02 1.00000E-02
 1.00000E-02

UPPER BOUNDS ON THE DECISION VARIABLES (VUB-VECTOR)
 1) 4.00000E+01 8.00000E+01 3.00000E+01 2.00000E+01
 6.00000E+01

CONSTRAINT VALUES (G-VECTOR)
 1) -2.80984E-01 -8.50000E+00 -2.80000E+02 -1.80000E+01

-- ITERATION 1 OBJ = 5.32956E+01

DECISION VARIABLES (X-VECTOR)
 1) 2.39958E+01 4.40000E+01 2.20000E+01 1.50000E+01
 4.30000E+01

-- ITERATION 2 OBJ = 5.22273E+01

DECISION VARIABLES (X-VECTOR)
 1) 2.37663E+01 4.30000E+01 2.15000E+01 1.50000E+01
 4.30000E+01

-- ITERATION 3 OBJ = 4.79710E+01

DECISION VARIABLES (X-VECTOR)
 1) 2.23012E+01 3.92697E+01 1.96348E+01 1.50000E+01
 3.92697E+01

-- ITERATION 4 OBJ = 4.35263E+01

DECISION VARIABLES (X-VECTOR)
 1) 3.10684E+01 2.81858E+01 1.40929E+01 1.50000E+01
 2.81858E+01

-- ITERATION 5 OBJ = 4.35186E+01

DECISION VARIABLES (X-VECTOR)
 1) 3.05516E+01 2.86547E+01 1.40929E+01 1.50000E+01
 2.81858E+01

-- ITERATION 6 OBJ = 4.35151E+01

DECISION VARIABLES (X-VECTOR)
 1) 3.07890E+01 2.84320E+01 1.40929E+01 1.50000E+01
 2.81858E+01

FINAL OPTIMIZATION RESULTS

NUMBER OF ITERATIONS = 7

OBJECTIVE = 4.35151E+01

DECISION VARIABLES (X-VECTOR)

1) 3.07890E+01 2.84320E+01 1.40929E+01 1.50000E+01
2.81858E+01

CONSTRAINT VALUES (G-VECTOR)

1) 2.74143E-04 -1.23108E-01 -1.38764E+02 -2.46216E-01

CONSTRAINT TOLERANCE, CT = -7.50000E-03 CTL = -1.25000E-03

THERE ARE 1 ACTIVE CONSTRAINTS AND 0 VIOLATED CONSTRAINTS
CONSTRAINT NUMBERS

1

THERE ARE 0 ACTIVE SIDE CONSTRAINTS

TERMINATION CRITERIA

MAXIMUM K-T RESIDUAL = 8.26267E-04 IS LESS THAN 1.00000E-03

KUHN-TUCKER PARAMETER, BETA = 7.80506E-07 IS LESS THAN
1.00000E-03
1

OPTIMIZATION RESULTS

OBJECTIVE FUNCTION VALUE 4.35151E+01

DESIGN VARIABLES

VARIABLE	LOWER BOUND	VALUE	UPPER BOUND
1	1.00000E-02	3.07890E+01	4.00000E+01
2	1.00000E-02	2.84320E+01	8.00000E+01
3	1.00000E-02	1.40929E+01	3.00000E+01
4	1.00000E-02	1.50000E+01	2.00000E+01
5	1.00000E-02	2.81858E+01	6.00000E+01

DESIGN CONSTRAINTS

1) 2.7414E-04 -1.2311E-01 -1.3876E+02 -2.4622E-01

FUNCTION EVALUATIONS = 69

OPTIMUM OBJ= 0.43515E+02

X(1)= 0.30789E+02
X(2)= 0.28432E+02
X(3)= 0.14093E+02
X(4)= 0.15000E+02

$X(5) = 0.28186E+02$ $G(1) = 0.27414E-03$ $G(2) = -0.12311E+00$ $G(3) = -0.13876E+03$ $G(4) = -0.24622E+00$

Bu programdan elde edilen sonuçlardan en dikkat çekici olan kanat açıklığının kanat veterinden küçük çıkması. Bununla ilgili herhangi bir kısıt konulmadığı için ve alt sınır da serbest bırakıldığı için böyle bir sonuç elde edilmiştir. Amaç fonksiyonunu tüm değişkenleri kapsayacak şekilde seçilmesi ve kısıtların formülasyonu tek bir sonuca götürecek şekilde tamamen sınırlamış oldukları durumda bu tarz alt ve üst sınırlara göre değişiklik gösteren sonuçlar elde edilmez. (Bölüm 4.2.2’de anlatılan kar optimizasyonu probleminin formülasyonu tamamiyle sınırlandırılmış bir formülasyondur. Tabii değişkenlerin negatif olamayacağı ve bu yüzden alt sınırının en küçük değerinin 0 olması gerektiği gözden kaçırılmamalıdır.)

Bir sonraki bölümde tüm değişkenlerin yer alabileceği bir amaç fonksiyonu seçilerek formülasyon tekrar oluşturulmuş ve bu şatlarda ADS’de çözdürülmüştür.

5.3. Değişkenlerin Tümü ile Formüle Edilmiş Amaç Fonksiyonun Kullanılması Durumu

Tüm değişkenlerin yer alabileceği bir amaç fonksiyonu formüle edebilmek amacıyla amaç fonksiyonu daha karmaşık bir mesafe olan alt kanat ön köşesinin yatay stabilize zıt köşesine olan mesafesi seçilmiştir.

Bu mesafenin minimizasyonundan ortaya çıkan amaç fonksiyonu da bir önceki bölümde olduğu gibi Şekil 5.1’deki üst ve ön görünüşteki boyutları kullanarak şu şekilde tesbit edilmiştir:

$$f(X_1, X_2, X_3, X_4, X_5) = \sqrt{((0.5(X_3 + X_2))^2 + (X_5 + 0.75X_4 + 0.25X_1)^2 + (0.5X_2(1 - 0.176))^2)} \quad (13)$$

Burada gövde uzunluğu Şekil 5.1’de görüldüğü gibi kanat aerodinamik merkezinden yatay stabilize aerodinamik merkezine olan mesafe olarak belirlenmiştir. Bu fonksiyonla birlikte tamamlanan optimizasyon formülasyonu MAV TASARIMI 2 adlı ana programda tanımlanmış ve bu formülasyon da çözdürülmüştür.

C*****MAV TASARIMI 2*****
C*****MAV DESIGN 2*****

```

C*****REQUIRED ARRAYS
      DIMENSION X(11),VLB(11),VUB(11),G(20),IDG(20),IC(20),DF(11)
      2,A(11,20),WK(1000),IWK(500)
C*****ARRAY DIMENSIONS
      NRA=7
      NCOLA=10
      NRWK=1000
      NRIWK=500
C*****PARAMETERS
      IGRAD=0
      NDV=5
      NCON=4
C*****INITIAL DESIGN
      X(1)=25.
      X(2)=61.
      X(3)=22.
      X(4)=15.
      X(5)=43.
C*****BOUNDS
      VLB(1)=15.
      VLB(2)=40.
      VLB(3)=15.
      VLB(4)=10.
      VLB(5)=15.
      VUB(1)=40.
      VUB(2)=80.
      VUB(3)=30.
      VUB(4)=20.
      VUB(5)=60.
C*****IDENTIFY CONSTRAINTS AS NONLINEAR, INEQUALITY.
      IDG(1)=0
      IDG(2)=2
      IDG(3)=0
      IDG(4)=2
      OPEN(6,FILE='ADS55.DAT')
      ISTRAT=0
      IOPT=5
      IONED=7
      IPRINT=2020
      INFO=0
10  CALL ADS(INFO,ISTRAT,IOPT,IONED,IPRINT,IGRAD,
      2NDV,NCON,X,VLB,VUB,OBJ,G,IDG,NGT,IC,DF,A,NRA,
      3NCOLA,WK,NRWK,IWK,NRIWK)
      IF (INFO.EQ.0) GOTO 20
C*****EVALUATE OBJECTIVE AND CONSTRAINTS
      OBJ=SQRT((0.5*X(3)+0.5*X(2))**2+(X(5)+0.75*X(4)
      +0.25*X(1))**2+(0.5*X(2)-0.5*0.176*X(2))**2)
      G(1)=578/(X(1)*X(2))-0.66
      G(2)=X(3)-0.5*X(2)
      G(3)=X(3)*X(4)-0.4*X(1)*X(2)
      G(4)=X(5)-X(2)
C*****GO CONTINUE WITH OPTIMIZATION
      GO TO 10
20  CONTINUE
C*****PRINTS RESULTS
      WRITE (6,40) OBJ,X(1),X(2),X(3),X(4),X(5),G(1),G(2),G(3),G(4)
      STOP
30  FORMAT(4I5)
40  FORMAT(/5X,7HOPTIMUM,5X,5HOBJ= ,E12.5//5X,6HX(1)=
      1,E12.5/5X,6HX(2)= ,E12.5/5X,6HX(3)= ,E12.5/5X,6HX(4)=
      2,E12.5/5X,6HX(5)= ,E12.5//5X,6HG(1)= ,E12.5/5X,6HG(2)=

```

```

3,E12.5/5X,6HG(3)= ,E12.5/5X,6HG(4)= ,E12.5,5X)
END

```

Optimizasyon sonuçları aşağıdaki şekildedir.

```

      AAAAA  DDDDD  SSSSS
A      A    D      D    S
A      A    D      D    S
AAAAAAA  D      D    SSSSS
A      A    D      D      S
A      A    D      D      S
A      A    DDDDD  SSSSS

```

F O R T R A N P R O G R A M

F O R

A U T O M A T E D D E S I G N S Y N T H E S I S

(C) COPYRIGHT, EDO, INC., 1987
ALL RIGHTS RESERVED, WORLDWIDE

V E R S I O N 3.00

CONTROL PARAMETERS

2020 ISTRAT = 0 IOPT = 5 IONED = 7 IPRINT =
1 IGRAD = 0 NDV = 5 NCON = 4

SCALAR PROGRAM PARAMETERS

REAL PARAMETERS

1) ALAMDZ = 0.00000E+00	20) EXTRAP = 5.00000E+00
2) BETAMC = 0.00000E+00	21) FDCH = 1.00000E-02
3) CT = -3.00000E-02	22) FDCHM = 1.00000E-03
4) CTL = -5.00000E-03	23) GMULTZ = 1.00000E+01
5) CTLMIN = 1.00000E-03	24) PSAIZ = 9.50000E-01
6) CTMIN = 4.00000E-03	25) RMULT = 5.00000E+00
7) DABALP = 1.00000E-04	26) RMVLMZ = 2.00000E-01
8) DABOBJ = 7.75507E-02	27) RP = 1.00000E+01
9) DABOBM = 1.55101E-01	28) RPMAX = 1.00000E+10
10) DABSTR = 7.75507E-02	29) RPMULT = 2.00000E-01
11) DELALP = 5.00000E-03	30) RPPMIN = 1.00000E-10
12) DELOBJ = 1.00000E-03	31) RPPRIM = 1.00000E+02
13) DELOBM = 1.00000E-02	32) SCFO = 1.00000E+00
14) DELSTR = 1.00000E-03	33) SCLMIN = 1.00000E-03
15) DLOBJ1 = 1.00000E-01	34) STOL = 1.00000E-03

```

16) DLOBJ2 = 1.00000E+03    35) THETAZ = 1.00000E-01
17) DX1    = 1.00000E-02    36) XMULT  = 2.61803E+00
18) DX2    = 2.00000E-01    37) ZRO    = 1.00000E-05
19) EPSPEN = -5.00000E-02    38) PMLT   = 1.00000E+01

```

INTEGER PARAMETERS

```

1) ICNDIR = 6      4) ITRMOP = 3      6) JONED = 7
2) ISCAL  = 1      5) ITRMST= 2      7) JTMAX  = 20
3) ITMAX  = 40

```

ARRAY STORAGE REQUIREMENTS

ARRAY	DIMENSIONED SIZE	REQUIRED SIZE
WK	1000	345
IWK	500	199

1

IOPT = 5; MODIFIED METHOD OF FEASIBLE DIRECTIONS

-- INITIAL DESIGN

OBJ = 7.75507E+01

DECISION VARIABLES (X-VECTOR)

1) 2.50000E+01 6.10000E+01 2.20000E+01 1.50000E+01
4.30000E+01

LOWER BOUNDS ON THE DECISION VARIABLES (VLB-VECTOR)

1) 1.50000E+01 4.00000E+01 1.50000E+01 1.00000E+01
1.50000E+01

UPPER BOUNDS ON THE DECISION VARIABLES (VUB-VECTOR)

1) 4.00000E+01 8.00000E+01 3.00000E+01 2.00000E+01
6.00000E+01

CONSTRAINT VALUES (G-VECTOR)

1) -2.80984E-01 -8.50000E+00 -2.80000E+02 -1.80000E+01

-- ITERATION 1 OBJ = 4.47121E+01

DECISION VARIABLES (X-VECTOR)

1) 2.20350E+01 4.00000E+01 1.88477E+01 1.17973E+01
1.50000E+01

-- ITERATION 2 OBJ = 4.45404E+01

DECISION VARIABLES (X-VECTOR)

1) 2.18927E+01 4.00000E+01 1.86267E+01 1.16436E+01
1.50000E+01

-- ITERATION 3 OBJ = 4.25481E+01

DECISION VARIABLES (X-VECTOR)

1) 2.18927E+01 4.00000E+01 1.50000E+01 1.00000E+01
1.50000E+01

FINAL OPTIMIZATION RESULTS

NUMBER OF ITERATIONS = 4

OBJECTIVE = 4.25481E+01

DECISION VARIABLES (X-VECTOR)

1) 2.18927E+01 4.00000E+01 1.50000E+01 1.00000E+01
1.50000E+01

CONSTRAINT VALUES (G-VECTOR)

1) 3.62843E-05 -5.00000E+00 -2.00284E+02 -2.50000E+01

CONSTRAINT TOLERANCE, CT = -3.00000E-02 CTL = -5.00000E-03

THERE ARE 1 ACTIVE CONSTRAINTS AND 0 VIOLATED CONSTRAINTS
CONSTRAINT NUMBERS

1

THERE ARE 4 ACTIVE SIDE CONSTRAINTS
VARIABLE NUMBERS (MINUS INDICATES LOWER BOUND)

-2 -3 -4 -5

TERMINATION CRITERIA

MAXIMUM K-T RESIDUAL = 1.00000E-05 IS LESS THAN 1.00000E-03

KUHN-TUCKER PARAMETER, BETA = 0.00000E+00 IS LESS THAN
1.00000E-03

1

----- OPTIMIZATION RESULTS -----

OBJECTIVE FUNCTION VALUE 4.25481E+01

DESIGN VARIABLES

VARIABLE	LOWER BOUND	VALUE	UPPER BOUND
1	1.50000E+01	2.18927E+01	4.00000E+01
2	4.00000E+01	4.00000E+01	8.00000E+01
3	1.50000E+01	1.50000E+01	3.00000E+01
4	1.00000E+01	1.00000E+01	2.00000E+01
5	1.50000E+01	1.50000E+01	6.00000E+01

DESIGN CONSTRAINTS

1) 3.6284E-05 -5.0000E+00 -2.0028E+02 -2.5000E+01

FUNCTION EVALUATIONS = 30


```
OPTIMUM      OBJ=  0.42548E+02
```

```
X(1)=  0.21893E+02  
X(2)=  0.40000E+02  
X(3)=  0.15000E+02  
X(4)=  0.10000E+02  
X(5)=  0.15000E+02
```

```
G(1)=  0.36284E-04  
G(2)= -0.50000E+01  
G(3)= -0.20028E+03  
G(4)= -0.25000E+02
```

Buradaki sonuçlar da bir önceki bölümdeki sonuçlarda olduğu gibi değişkenlerin alt sınırlarına bağlı çıkmışlardır. Özellikle X(3), X(4) ve X(5) değişkenlerinin alt sınırlara eşit olduğu gözlenmektedir. Yani amaç fonksiyonu tüm değişkenleri içermiş olsa dahi tasarım kısıtları değişkenleri yeteri kadar sınırlandıramadığı durumlarda sonuçlar daima seçilen alt ve üst sınırlardan etkilenecektir.

Bölüm 5.2'deki ilk sonuçlar gibi, bu sonuçları da çıkaran ana programda, tasarım değişkenlerinin alt ve üst sınırları, sonuçlar tahmin edilerek seçilmişti. Bu ek kısıtlar kullanılmayarak alt sınırlar mümkün olduğunca küçük bir değer seçildiğinde alttaki dat dosyası elde edilmiştir. Değişkenlerin alt sınırı (VLB) her bir değişken için 0,01 olarak alınmıştır.

AAAAA	DDDDDD	SSSSSS
A A	D D	S
A A	D D	S
AAAAAAA	D D	SSSSS
A A	D D	S
A A	D D	S
A A	DDDDDD	SSSSSS

```
F O R T R A N   P R O G R A M  
  
F O R  
  
A U T O M A T E D   D E S I G N   S Y N T H E S I S
```

```
(C) COPYRIGHT, EDO, INC., 1987  
ALL RIGHTS RESERVED, WORLDWIDE
```

```
V E R S I O N   3.00
```

CONTROL PARAMETERS
 2020 ISTRAT = 0 IOPT = 5 IONED = 7 IPRINT =
 1 IGRAD = 0 NDV = 5 NCON = 4

SCALAR PROGRAM PARAMETERS
 REAL PARAMETERS

1) ALAMDZ = 0.00000E+00	20) EXTRAP = 5.00000E+00
2) BETAMC = 0.00000E+00	21) FDCH = 1.00000E-02
3) CT = -3.00000E-02	22) FDCHM = 1.00000E-03
4) CTL = -5.00000E-03	23) GMULTZ = 1.00000E+01
5) CTLMIN = 1.00000E-03	24) PSAIZ = 9.50000E-01
6) CTMIN = 4.00000E-03	25) RMULT = 5.00000E+00
7) DABALP = 1.00000E-04	26) RMVLMZ = 2.00000E-01
8) DABOBJ = 7.75507E-02	27) RP = 1.00000E+01
9) DABOBM = 1.55101E-01	28) RPMAX = 1.00000E+10
10) DABSTR = 7.75507E-02	29) RPMULT = 2.00000E-01
11) DELALP = 5.00000E-03	30) RPPMIN = 1.00000E-10
12) DELOBJ = 1.00000E-03	31) RPPRIM = 1.00000E+02
13) DELOBM = 1.00000E-02	32) SCFO = 1.00000E+00
14) DELSTR = 1.00000E-03	33) SCLMIN = 1.00000E-03
15) DLOBJ1 = 1.00000E-01	34) STOL = 1.00000E-03
16) DLOBJ2 = 1.00000E+03	35) THETAZ = 1.00000E-01
17) DX1 = 1.00000E-02	36) XMULT = 2.61803E+00
18) DX2 = 2.00000E-01	37) ZRO = 1.00000E-05
19) EPSPEN = -5.00000E-02	38) PMLT = 1.00000E+01

INTEGER PARAMETERS

1) ICNDIR = 6	4) ITRMOP = 3	6) JONED = 7
2) ISCAL = 1	5) ITRMST = 2	7) JTMAX = 20
3) ITMAX = 40		

ARRAY STORAGE REQUIREMENTS

	DIMENSIONED	REQUIRED
ARRAY	SIZE	SIZE
WK	1000	345
IWK	500	199

1

 IOPT = 5; MODIFIED METHOD OF FEASIBLE DIRECTIONS

-- INITIAL DESIGN

OBJ = 7.75507E+01

DECISION VARIABLES (X-VECTOR)

1) 2.50000E+01 6.10000E+01 2.20000E+01 1.50000E+01
 4.30000E+01

LOWER BOUNDS ON THE DECISION VARIABLES (VLB-VECTOR)

1) 1.00000E-02 1.00000E-02 1.00000E-02 1.00000E-02
1.00000E-02

UPPER BOUNDS ON THE DECISION VARIABLES (VUB-VECTOR)

1) 1.00000E+03 1.00000E+03 1.00000E+03 1.00000E+03
1.00000E+03

CONSTRAINT VALUES (G-VECTOR)

1) -2.80984E-01 -8.50000E+00 -2.80000E+02 -1.80000E+01

-- ITERATION 1 OBJ = 5.20418E+01

DECISION VARIABLES (X-VECTOR)

1) 2.33244E+01 4.04370E+01 2.02185E+01 1.31901E+01
2.31482E+01

-- ITERATION 2 OBJ = 4.72316E+01

DECISION VARIABLES (X-VECTOR)

1) 2.29571E+01 3.81529E+01 1.90765E+01 1.27932E+01
1.87970E+01

-- ITERATION 3 OBJ = 2.07181E+01

DECISION VARIABLES (X-VECTOR)

1) 4.93594E+01 1.77355E+01 8.86776E+00 2.33843E+00
1.00000E-02

-- ITERATION 4 OBJ = 1.68579E+01

DECISION VARIABLES (X-VECTOR)

1) 4.75319E+01 1.84238E+01 1.00000E-02 1.00000E-02
1.00000E-02

FINAL OPTIMIZATION RESULTS

NUMBER OF ITERATIONS = 5

OBJECTIVE = 1.68579E+01

DECISION VARIABLES (X-VECTOR)

1) 4.75319E+01 1.84238E+01 1.00000E-02 1.00000E-02
1.00000E-02

CONSTRAINT VALUES (G-VECTOR)

1) 2.89361E-05 -9.20191E+00 -3.50288E+02 -1.84138E+01

CONSTRAINT TOLERANCE, CT = -3.00000E-02 CTL = -5.00000E-03

THERE ARE 1 ACTIVE CONSTRAINTS AND 0 VIOLATED CONSTRAINTS
CONSTRAINT NUMBERS

1

THERE ARE 3 ACTIVE SIDE CONSTRAINTS

VARIABLE NUMBERS (MINUS INDICATES LOWER BOUND)
-3 -4 -5

TERMINATION CRITERIA

KUHN-TUCKER PARAMETER, BETA = 1.27080E-06 IS LESS THAN
1.00000E-03
1

OPTIMIZATION RESULTS

OBJECTIVE FUNCTION VALUE 1.68579E+01

DESIGN VARIABLES

VARIABLE	LOWER BOUND	VALUE	UPPER BOUND
1	1.00000E-02	4.75319E+01	1.00000E+03
2	1.00000E-02	1.84238E+01	1.00000E+03
3	1.00000E-02	1.00000E-02	1.00000E+03
4	1.00000E-02	1.00000E-02	1.00000E+03
5	1.00000E-02	1.00000E-02	1.00000E+03

DESIGN CONSTRAINTS

1) 2.8936E-05 -9.2019E+00 -3.5029E+02 -1.8414E+01

FUNCTION EVALUATIONS = 72

OPTIMUM	OBJ= 0.16858E+02
X(1)=	0.47532E+02
X(2)=	0.18424E+02
X(3)=	0.10000E-01
X(4)=	0.10000E-01
X(5)=	0.10000E-01
G(1)=	0.28936E-04
G(2)=	-0.92019E+01
G(3)=	-0.35029E+03
G(4)=	-0.18414E+02

Görüldüğü gibi alt sınır düşürüldükçe özellikle alt sınırlamaları başka bir kısıtta olmayan X(3), X(4) ve X(5) bu alt sınırın değerini almaktadır. Bölüm 5.2'de aynı kısıtlarla bu sonucun görülmemesinin nedeni bu değişkenlerin ilk formülasyonda amaç fonksiyonunda yer almamasıdır. Yer aldığı durumda program minimizasyon amacıyla en küçük amaç fonksiyonunu oluşturacak değeri seçmektedir.

Sonuç olarak çok Disiplinli Tasarım Optimizasyonunda amaç fonksiyonunun, tasarım kısıtlarının ve tasarım değişkenlerinin doğru seçimi kısacası optimizasyon formülasyonunun doğru bir şekilde oluşturulması oldukça zordur. Ancak doğru ve net sonuçlara ulaşılmak isteniyorsa bu bir o kadar da önemlidir.



6. SONUÇLAR

Yapılan bu çalışmanın amacı henüz yeni bir konu sayılabilecek olan, çok disiplinli tasarım optimizasyonu hakkında kapsamlı bilgiler sunabilmek ve bu bilgilerin ışığında, bugüne kadar yapılmış ve yapılabilecek uygulamaları konusunda örnekler verebilmektir. İlerde bu konuda çalışacak arkadaşlara iyi bir kaynak oluşturması amaçlanarak, çok disiplinli tasarım optimizasyonu uygulamaları incelenmiş ve bu konuda ayrıntılı bir örnek verilmiştir.

Son iki bölümde ise bir optimizasyon yazılımı olan ADS tanıtılmış ve bahsedilen MAV tasarım optimizasyonunun basitleştirilmiş bir formülasyonu bu program yardımı ile çözülmüştür. Kısıtların büyük ölçüde sağlanabildiği ve değişkenlerin beklenen düzeyde çıktığı görülmüştür. Basitleştirilmiş formülasyonda sadece yapısal ve aerodinamik olmak üzere iki disiplinden sağlanan kısıt fonksiyonları kullanıldığı için bir takım değişkenler alt sınır değerlerinde çıkmıştır. Stabilitate ve kontrol ve tahrik sistemi disiplinlerinden gelen kısıtlar da formülasyona eklendiğinde daha sınırlı bir optimizasyon formülasyonu elde edilebilir.

Bu çalışmanın bir sonraki aşaması olarak MAV veya herhangi bir başka hava aracının çok disiplinli tasarımı aynı yöntemler kullanılarak yapılabilir. Yapılacak bu çalışmadan elde edilen formülasyon, ADS veya daha güncel bir optimizasyon yazılımı kullanılarak optimize edilmeli ve sonuçların gerçek hayata uygulanabilirliği tartışılmalıdır.

KAYNAKLAR

- Arora, J.S.**, 1989. Introduction to Optimum Design, McGraw Hill Book Co., Singapore.
- McCormick, B.W.**, 1995. Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics, John Wiley & Sons, Inc., NewYork.
- Messac,A.**, 1999. Multidisciplinary Design Optimization, *Aerospace America*, **12**, 58-59.
- Nelson, R.C.**, 1989. Flight Stability and Automatic Control, McGraw Hill Book Co., NewYork.
- Rais-Rohani,M. and Hicks,G.R.**, 1999. Multidisciplinary Design and Prototype Development of a Micro Air Vehicle, *Journal of Aircraft*, **36**, 227-234.
- Rais-Rohani,M. and the others**, 1998. Multidisciplinary Design, Constraction, and Flight Testing of a Remotely-Piloted “Micro” Reconnaissance Airplane, Department Aerospace Engineering Mississippi State University, Mississippi State.
- Raymer, D.P.**, 1992. Aircraft Design: A Conceptual Approach, AIAA, Inc., Washington.
- Stinton, D.**, 1994. The Anatomy of The Aeroplane, University Press, Cambridge.
- Tennekes, H.**, 1996. The Simple Science of Flight, The MIT Press, Cambridge.
- Vanderplaats, G.N.**, 1987. ADS-A Fortran Program for Automated Design Synthesis,Engineering Design Optimization, Inc., Santa Barbara..

ÖZGEÇMİŞ

1974 Yılında Sivas'ta dünyaya gelmiştir. İlk öğreniminin ardından, orta ve lise öğrenimini de Sivas Selçuk Anadolu Lisesi'nde 1992 yılında tamamlamış ve aynı yıl İstanbul Teknik Üniversitesi Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi Uçak Mühendisliği Bölümü'nü kazanmıştır. 1992-1993 Öğrenim yılında ingilizce hazırlık okumuş ve 1997 yılında lisans öğrenimini tamamlamıştır. Aynı yıl yine İstanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Uçak Mühendisliği Bölümü Uçak Mühendisliği Ana Bilim Dalında yüksek lisans öğrenimine başlamıştır. Yine aynı yıl bir CAD yazılımı olan IDEAS'ı öğrenmek üzere Momentum A.Ş. firmasında 8 ay kadar bulunmuştur ve burdan sonra 1998 Mayıs ayında Arçelik A.Ş. Çamaşır Makinası İşletmesi Ürün Geliştirme Bölümü'nde başladığı tasarım mühendisliği görevine halen devam etmektedir.

