

DUP

1997-1382



TÜRKİYE BİLİMSEL VE
TEKNİK ARAŞTIRMA KURUMU

THE SCIENTIFIC AND TECHNICAL
RESEARCH COUNCIL OF TURKEY



Makina, Kimyasal Teknolojiler, Malzeme ve İmalat Sistemleri
Araştırma Grubu

Mechanical Engineering, Chemical Technologies, Material
Sciences and Manufacturing Systems Research Grant
Committee

**KROKUS İNSANSIZ HAVA ARACI
ÖN FİZİBİLİTE PROJESİ**

PROJE NO: MİSAG - 20

**DOÇ.DR.MEHMET A.AKGÜN
PROF.DR. NAFİZ ALEMDAROĞLU
Y.MÜH.ÖZCAN ERTEM
Y.MÜH..HÜSEYİN YAĞCI
DOÇ.DR.OZAN TEKİNALP**

**NİSAN 1994
ANKARA**

ÖNSÖZ

Krokus Mühendislik Hizmetleri adlı firma ön tasarımını yaptığı dikine kalkıp inebilen insansız bir hava aracı için 1991 yılında TÜBİTAK'dan destek isteğinde bulunmuştur. TÜBİTAK'ın isteğiyle mevcut proje ekibince, bu araç üzerinde bir ön yapılabilirlik (fizibilite) çalışmasını amaçlayan bir proje önerisi sunulmuş ve bu önerinin TÜBİTAK tarafından desteklenmeye değer bulunmasıyla eldeki MISAG 20 projesi yürütülmüş ve sonuçlandırılmıştır.

TEŞEKKÜR

Bu projenin tamamlanmasında çok önemli ve değerli katkıları bulunan Nadir Serin ve ODTÜ Havacılık Mühendisliği Bölümü'nde görevli Arş.Gör. Levent Gökkuş'a teşekkürü bir borç biliriz. Yine bu projeye katkıda bulunan, aynı Bölümün araştırma görevlileri Serkan Özgen ve Özgür Karatekin ve eski araştırma görevlisi Mert E. Berkman'a şükranlarımızı sunarız.

Raporu yazan ODTÜ Havacılık Mühendisliği Bölümü sekreteri Nilgün Kaplan'a ve idari işlerde yardımcı olan İbrahim Erkalma'ya katkılarından ötürü teşekkür ederiz.

İÇİNDEKİLER

ÖNSÖZ	i
TEŞEKKÜR	ii
İÇİNDEKİLER	iii
ÖZ	v
ABSTRACT	vi
1. GİRİŞ	1
2. TEKNİK YAPILABİLİRLİK	4
2.1 Aerodinamik Ön Tasarımın Kontrolü	4
2.2 Aerodinamik İnceleme	4
2.2.1. Üç Boyutlu Panel Metodu	12
2.2.2 Metodun Kısılcım'a Uygulanması	13
2.2.3 Sonuçlar	15
2.3 Statik Kararlılık Kontrolü	17
2.3.1 Uçağın Modellenmesi	17
2.3.1.1 Kanat ve gövde modellemesi	17
2.3.1.2 Yatay dengeleyici modellemesi	18
2.3.1.3 Motor beşiklerinin modellenmesi	18
2.3.1.4 Düşey dengeleyicilerin modellenmesi	18
2.3.1.5 Pervanelerin modellenmesi	18
2.3.1.6 Rüzgar tüneli ölçeğinin modellenmesi	18
2.3.2 Modelleme Geometrisi ve Uçuş Şartları	19
2.3.2.1 Gövde geometrisi	19
2.3.2.2 Kanat geometrisi	19
2.3.2.3 Yatay dengeleyici geometrisi	20
2.3.2.4 İkiz düşey panel geometrisi	20
2.3.2.5 Motor beşikleri geometrisi	21
2.3.2.6 Komponentlerin uçak burnuna göre yerleşimi	21
2.3.2.7 Uçuş şartları	21
2.3.3 Datcom Programı Çalışmaları	22
2.3.4 Sonuçlar	24
2.3.4.1 C_D değerleri	24
2.3.4.2 C_L değerleri	24
2.3.4.3 C_M değerleri	24
2.4 Dinamik Kararlılık İncelemesi	25

2.4.1 Kararlılık Türevleri	27
2.4.2 Hesaplamalar	30
2.5 İtki İncelemesi	30
2.5.1 Dikey Uçuş ve Yatay Uçuşa Geçiş (Transition)	30
2.5.2 Yataş Uçuş	32
2.5.3 Kıvılcım Modelinin İtki İncelemesi	33
2.5.4 Sonuç	33
2.6 Aeroelastik Değerlendirme	34
2.7 Güvenilirlik İrdelemesi	37
2.8 Ağırlık İrdelemesi	38
2.8.1 Yapı Ağırlığı	38
2.8.1.1 Kanat	38
2.8.1.2 Gövde	42
2.8.1.3 Motor beşiği ve ayaklar	42
2.8.1.4 Dengeleyiciler	43
2.8.1.5 Toplam yapı	43
2.8.2 Diğer Ağırlık Grupları	43
3. DENEYSEL ÇALIŞMA	44
3.1 Model İmali	44
3.2 Rüzgar Tüneli Deneyleri	45
4. İDARİ VE MALİ YAPILABİLİRLİK	45
4.1 İdari Yapılabilirlik	45
4.2 Mali Yapılabilirlik	49
5. SONUÇ	50
KAYNAKÇA	53

ÖZ

Bu çalışmada Krokus Mühendislik Hizmetleri adlı firmanın ön tasarımını yaparak TÜBİTAK'a geliştirme desteği için başvurduğu Kıvılcım adlı İnsansız Hava Aracı'nın ön yapılabilirlik (fizibilite) incelemesi gerçekleştirilmiştir. Kıvılcım, gövdesi yere dik konumdayken dikine kalkış yapması, yatay uçuşa geçmesi, tekrar dik konuma geçerek askıda kalabilmesi ve dik olarak inmesi öngörülen bir uçaktır. Yapılabilirlik ağırlıklı olarak teknik açıdan irdelenmiş bu arada firmanın öngördüğü mali ve idari konular (bütçe, çeşitli araştırma-geliştirme fazları ve süreleri) gözden geçirilmiştir. Firmanın ön tasarım hesapları kontrol edilmiş, bilgisayar programlarıyla uçağın statik ve dinamik kararlılığı irdelenmiş, areodinamik analizi yapılmış, öngörülen toplam ağırlık basit mukavemet hesaplarıyla kontrol edilmiş ve uçağın bir modeli imal edilerek rüzgar tüneline denetlenmiştir. Ayrıca uçağın itki sisteminin performansı incelenmiştir.

Anahtar Kelimeler : İnsansız Hava Aracı, Dikine Kalkış ve İniş, Ön Tasarım, Fizibilite, Model imali.

ABSTRACT

In this study, a preliminary feasibility analysis of the Unmanned Air Vehicle named Kivılcım is carried out whose preliminary design was done by Krokus Engineering Services. The company asked TÜBİTAK for development support. Kivılcım is a tailsitter VTOL expected to transition to and from level flight and to hover. Feasibility is basically investigated from a technical point of view. Financial and administrative issues (the budget and R/D phases and durations foreseen by the company) are assessed also. In the project preliminary design calculations are checked, static and dynamic stability is analyzed with computer programs, an aerodynamic analysis is carried out, estimated gross weight is checked with simple strength calculations and a model is constructed and tested in the tunnel. In addition, the performance of the propulsion system is investigated.

Key Words: Unmanned Air Vehicle, VTOL, Preliminary Design, Feasibility, Construction.

1. GİRİŞ

İnsansız hava araçları, bir insan pilot gerektirmeyen tehlikeli ya da tekdüze görevlerde kullanılan, uzaktan (yerden) kumanda edilen ya da önceden programlanmış olarak kendi kendini sevk ve idare eden hava taşıtlarıdır. Bu tür bir taşıt insan taşımadığı için boyutları küçülmekte, ağırlığı azalmakta ve ekonomik maliyet ve gereken güvenilirlik düzeyi insan taşıyan hava taşıtlarına kıyasla sınırlı tutulabilmektedir. Bir insansız hava aracı (İHA) çoğunlukla gözleme ve veri toplama amaçları için ya da hedef olarak kullanıldığından üstün bir manevra yeteneği gerektirmemektedir. Tersine, belirli bir bölge üzerinde sağlıklı gözleme yapılabilmesi için aracın oldukça kararlı olması beklenebilir. Bir İHA, görevi, görev yarıçapı ve havada kalma süresine göre değişik ağırlıklarda olabilmektedir. Sabit kanatlı uçak tipindeki mevcut insansız hava araçları arasında kalkış ve iniş şekline göre kaba bir sınıflandırma yapmak gerekirse şu gözlenir: Hafif İHA'larda bir rampadan mancınıkla ya da roketle fırlatma tercih edilen yöntemdir. Bunların inişi ağıla yakalama ya da kullanıcılarda beceri gerektirmeyen paraşütle indirme şeklindedir. Mancınık ya da roketle ya da insanlı bir uçaktan fırlatılan İHA'lar arasında konvansiyonel bir uçak gibi inenler de vardır. Ağır İHA'lar ise normal bir uçak gibi piste (ya da araziye) iniş kalkış yapabilmektedir. Yukarıdaki sınıflandırma kesin değildir. Örneğin 73 N ağırlığında (7,5 kg kütleinde) model uçak sınırında olup klasik iniş kalkış yapan İHA'lar bulunduğu gibi 11.120 N ağırlığında olup havadan ya da yerden fırlatılan ve paraşütle inen İHA'lar da bulunmaktadır (Jane yıllıkları, çeşitli yıllar).

Arazi koşullarının elverişli olmadığı durumlarda ise iniş kalkış kritik olabilmektedir. Uçak gemisi dışında herhangi bir gemide başlayıp bitmesi istenebilecek görevlerde de aynı sorun engel yaratacaktır. Bu gibi durumlarda, dikine inip kalkan İHA'lar avantajlı konuma geçmektedir. İnsanlı uçaklar arasında dikine inip kalkabilen ve bugün yaygınca kullanılan sabit kanatlı tek uçak, itkisinin yönünü değiştiren "Harrier"dır. İlk Harrier 1966'da uçmuş, uçak gemileri için tasarlanmış "Deniz Harrieri"nin ilk gemi denemeleri ise 1979'da yapılmıştır. Halen üzerinde çalışılan, dikine inip kalkan bir diğer uçak ise Bell ve Boeing firmalarının ortak girişimi olan V-22 Osprey'dir. Osprey, rotorlarının düzlemini döndürerek hem uçak, hem de helikopter gibi uçabilmektedir. İlk prototipi 1989'da uçmuş olup denemeleri sürmektedir. Harrier ve Osprey gövdeleri yatay konumdayken dikine iniş kalkış yapmaktadırlar. Convair firmasının bir avcı uçağı olarak tasarladığı ve gövdesi yere dik konumdayken dikine iniş kalkış yapan XFY-1 Pogo ise ilk serbest iniş kalkış denemesini 1954 yılında yapmıştır. Filolarla bir uçak gemisi yokluğunda koruma sağlaması amaçlanan Pogo, dar bir alanda dikine kalkıp inebilecek ve düz uçuşta hızlı bir avcı

uçağının niteliklerine sahip olacak şekilde tasarlanmıştır. Dik uçuştan yatay uçuşa ve tekrar dik uçuşa geçişin ilk denemesi yine 1954 yılında yapılan Pogo, 5850 beygir gücünde bir turboprop motora ve altışar palalı, eş eksenli, zıt dönüşlü iki pervaneye sahipti. XFY-1 uçağının gelişimi daha ileri gitmedi.

Dikine kalkıp inebilen insansız hava taşıtlarına örnekler ise Kanadalı CANADAIR firmasının CL-227'si, Alman Dornier firmasının bir uzaktan kumandalı helikopter olan MTC II'si ve Aerodyne E1'i , İngiliz Shorts firmasının "Skyspy"ı, Amerikan Del Mar Engineering Laboratories firmasının DH-2C Whirlymite'ı ve yine Amerikan Gyrodyne Company of America firmasının QH-50'sidir. Bunlardan, gövdesi yer fıstığına benzeyen ve helikopter sınıfına giren CL-227 maksimum 125 kg kütleli ve 130 km/sa yatay hızlı bir araçtır. MTC-II'nin maksimum kütlesi ve maksimum yatay uçuş hızı ise 190 kg ve 140 km/sa'dır. 435 kg kütleli, turboşaft motorlu kanatsız Aerodyne E1 yere bağlı olarak ilk uçuşunu 1972 yılında yapmış olup taşıma ve itki kuvvetlerini bir kılıf yapı içindeki fan sağlamaktadır. Skyspy da 1970'lerde tasarlanmış dikine kalkan, konvansiyonel yatay uçuş yapan ve askıda durabilen 130 kg kütleli bir araçtır. Aerodyne E1 ve Skyspy'a ilişkin başka bilgi edinilememiştir. Whirlymite, Bell UH-1B helikopterinin 7/16 ölçekli gövdesine sahip bir hedef helikopteri olup ilk uçuşunu 1963'de yapmıştır. QH-50 (nihai üretim modeli: QH-50D), 1056 kg kütleli, denizaltılara karşı kullanılan bir saldırı helikopteridir ve 1966 yılının sonuna kadar Amerikan donanmasına 534 adet satılmıştır. Dikine kalkıp inen İHA'lara bir diğer örnek olan XBQM-108A kodlu uçak, ABD Donanması'nın, uçak gemisi dışındaki gemilerden, gövde yere dik durumdayken dikine kalkış iniş olayını incelemek üzere tasarlayıp imal ettiği deneysel bir insansız uçaktır. Maksimum kalkış kütlesi 254 kg, tahmini maksimum yatay hızı 741 km/sa olan bu uçağın 2940 Newton'luk statik itki yaratan bir turbojet motoru vardır. Görünüşü klasik bir uçağı andıran XBQM-108A, yatay konumda da (klasik bir uçak gibi) kalkış iniş yapabilmektedir. Bu uçağın, dik konumda askı testleri yere bağlı olarak 1976 yılında başarıyla gerçekleştirilmiş ancak program daha sonra sona erdirilmiştir (Jane yıllıkları).

Gövdesi yere dik konumdayken kalkan, düz uçuşa geçen ve tekrar dik konuma gelerek inen bir diğer uçak örneği ise Sky Technology, Vehicle Design and Development Co. adlı Amerikalı bir firma tarafından geliştirilmiştir. 1990 yılında 1/9 ölçekli ve 1/4 ölçekli birer modeli imal edilip uçurulmuş olan tek motorlu tek pervaneli bu uçak daha sonra McDonnell Douglas firması için geliştirilmiş ve "Sparrow Hawk" adı verilerek 1992 yılında başarıyla denenmiştir. Elde bu uçağı ilişkin başka bilgi bulunmamaktadır.

Türkiye'de, 1990 yılında kurulmuş olan Krokus Mühendislik Hizmetleri adlı firma dikine kalkıp inen insansız bir hava aracının ön tasarımını yapmıştır. Maksimum 37,5 kg'lık kalkış kütlesine sahip olması ve 6,5 kg'lık görev donanımı taşınması öngörülen ve KIVILCIM adı verilen bu uçağın, gövdesi yere dik konumdayken kalkması, yatay uçuşa geçmesi, görev bölgesinde dik konuma gelerek askıda durması, görev sonunda yatay uçuşa geçerek geri dönmesi ve tekrar dik uçuş konumu alarak inmesi tasarlanmıştır. Firmanın "İnsansız Hava Aracı Projesi: Kıvılcım" adlı yayınında yansıtıldığına göre böyle bir tasarıma yönelinmesindeki amaçların başlıcaları

a) sabit kanatlı, konvansiyonel bir uçak gibi uçan taşıtların menzil, servis tavanı (maksimum irtifa) ve seyir hızı gibi avantajları ile dikine kalkıp inen helikopter tipi araçların pist gerektirmeme, kullanımda esneklik ve işletme maliyetinin düşüklüğü gibi avantajlarını birleştirmek,

b) askıda durabilme yeteneği sayesinde belirli bir alanı görel olarak uzunca bir süre gözleyebilmek ve

c) boyutların küçük seçilmesiyle hayatta kalabilirliği artırmaktır.

Krokus firması, Kıvılcım'ın tasarımını ve geliştirmesini tamamlamak ve bir prototip imal ederek çeşitli denemelerden geçirmek amacıyla TÜBİTAK'dan destek istemiştir. TÜBİTAK projeyi destekleme konusunda vereceği karara dayanak oluşturmak için ODTÜ Havacılık Mühendisliği Bölümü ile temas kurmuş ve Kıvılcım için bir ön yapılabirlik (fizibilite) çalışması yapılmasını istemiştir. Bu raporun ait olduğu MİSAG-20 projesinin amacı, ön tasarımı Krokus firmasınınca gerçekleştirilmiş olan Kıvılcım İnsansız Hava Aracı üzerinde bir ön yapılabirlik çalışması yapmaktır.

Alışlagelmiş (konvansiyonel) bir uçak gibi kalkıp inecek ve uçacak insanlı ya da insansız yeni bir hava aracının ön tasarımını yapmanın oturmuş yöntemleri vardır. Bu yöntemler mevcut pek çok uçağa ait istatistiksel bilgilerin oluşturduğu veri tabanlarını kullanır. Yeni bir tasarımla karşılaşıldığında aynı yöntemler kullanılarak, önerilen aracın yapılabirliği kolaylıkla irdelenebilir. Böyle bir irdelirmede fazla ayrıntıya girilmesi gerekmez; pek uzun olmayan bir süreç içinde uçak hakkında yeterli ve güvenilir bir fikir edinilebilir. Kıvılcım ise sıradışı bir hava aracıdır. Bu tür bir araç için oluşmuş veri tabanı yoktur. Pervanelerin tüm kanat ve kontrol yüzeylerini etki altında tutması, dikine kalkış ve iniş sırasında aracın kontrol edilebilirliği, dikey uçuştan yatay uçuşa ve tersine geçiş, askı

(hover) davranışı, yunuslama eksenini etrafındaki eylemsizlik momentinin küçüklüğü ve kararlılığa (stabiliteye) etkisi gibi hususlarda ancak kaba niteliksel değerlendirmeler yapılabilir. Oysa Kıvılcımın özelliklerinin anılan durumlardaki davranış ve performans etkisi Kıvılcım için hayati önem taşımaktadır. Bu nedenle Kıvılcım'ın ön yapılabilirlik incelemesi sıradan bir uçağınkinden göre daha kapsamlı ve ayrıntılı olmak zorundadır. Sıradan bir uçağın ön yapılabilirlik çalışması için model imal edilip denenmesi gerekmez. Daha ileri aşamalarda bir model imal edilir. Kıvılcım'a ilişkin yukarıda sıralanan hususlarda değerlendirme yapılabilmesi için ise ya çok kapsamlı sayısal simülasyon çalışmaları gerekir (ki bu çok zor bir görevdir ve sonuçların kesinlikle deneylerle doğrulanması gerekir) ya da doğrudan bir model imal edilerek denenebilir. Yürütülen ön yapılabilirlik irdelemesinde ikinci yaklaşım daha akılcı bulunmuş ve Kıvılcım'ın 1/3 ölçekli bir modeli imal edilerek rüzgar tüneline denenmiştir. Tünel deneyleri, yukarıda sayılan tüm sorunlara kesin yanıt üretmez ancak daha sağlıklı değerlendirme yapılabilmesine olanak tanır. Tünel deneylerine koşul olarak aerodinamik, itki, uçuş mekaniği (statik ve dinamik kararlılık) ve mali ve idari yapılabilirlik konularında çözümlenmeler yapılmıştır.

2. TEKNİK YAPILABİLİRLİK

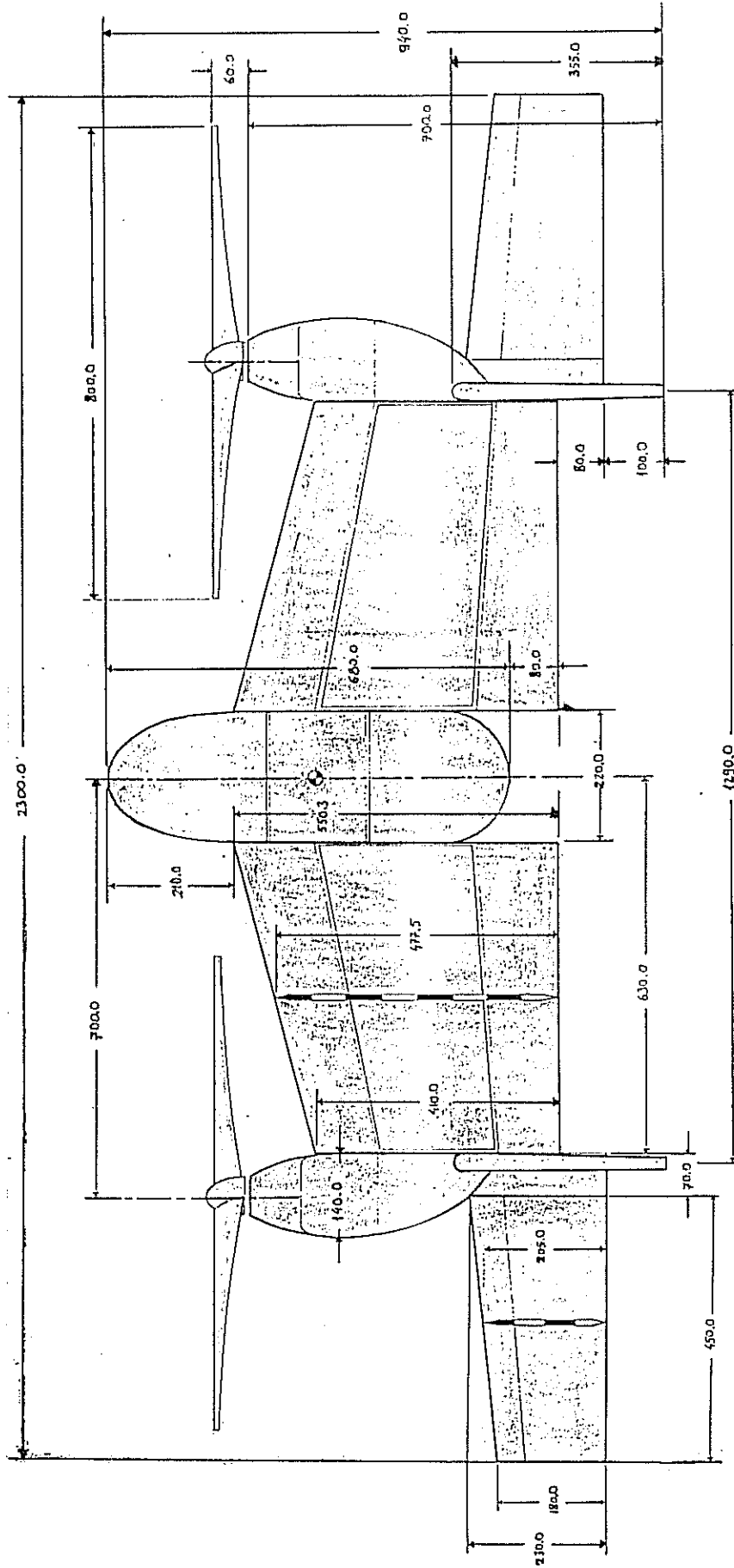
Kıvılcım'ın üç yönden görünümü, Şekil 1,2 ve 3'de, Krokus Proje Tasarım Grubu'nun yaptığı tasarım değişikliği ise Şekil 4'de gösterilmiştir. Kıvılcım'a ilişkin temel veriler ise Tablo 1'de listelenmiştir.

2.1 Aerodinamik Ön Tasarımın Kontrolü

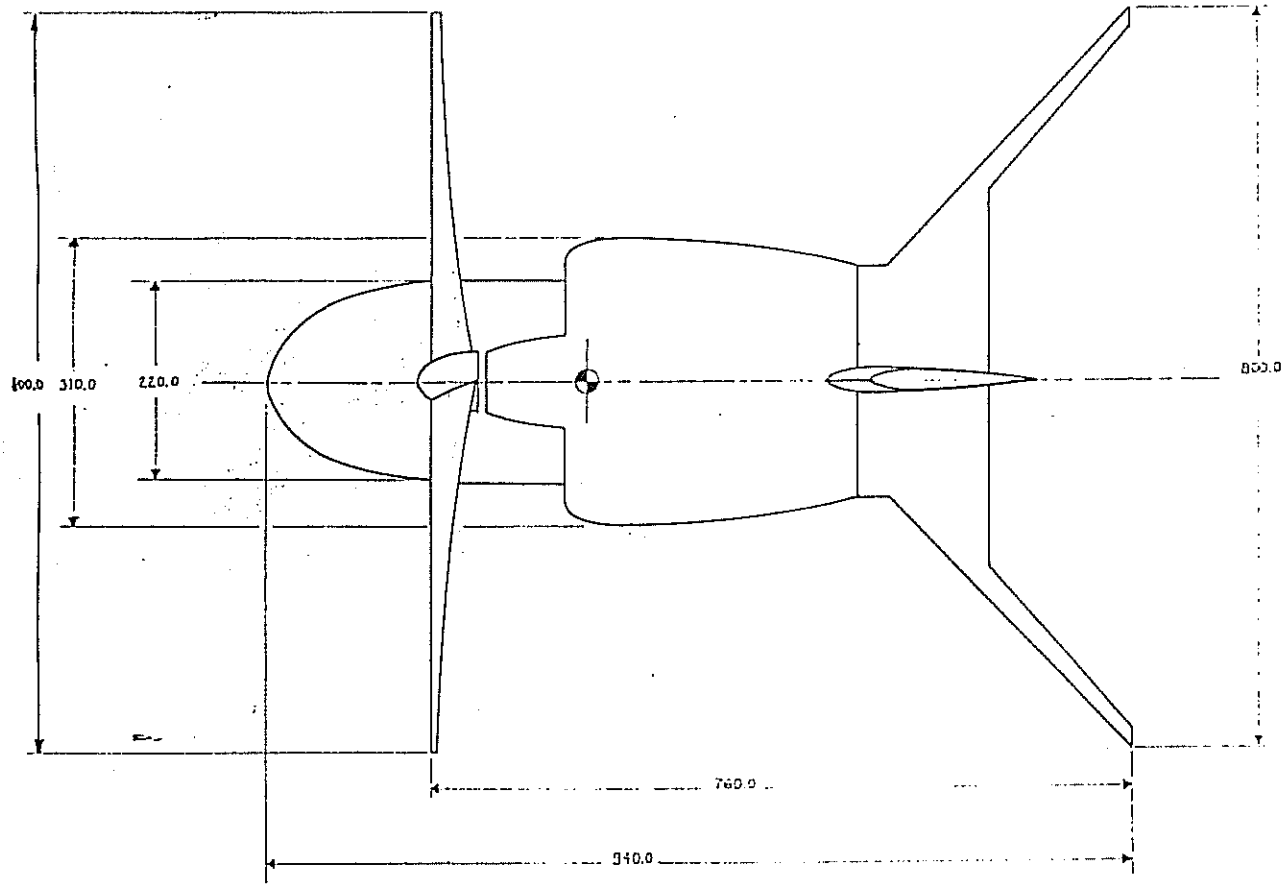
Bu kısımda Krokus Mühendislik Hizmetleri adlı firmanın 25.10.1991 tarihli A.Ö.T.R. (Aerodinamik Ön Tasarım Raporu) başlıklı yayınında yer alan sonuçlar incelenmiştir. Anılan rapora, firma tarafından 09.12.1991 tarihinde yapılan değişiklikle dinamik kararlılık incelemesi eklenmiş olup bu konu 2.4 numaralı kısımda irdelenecektir. A.Ö.T.R.'de verilen hesaplamalarda herhangi bir hata görülmemiştir.

2.2 Aerodinamik İnceleme

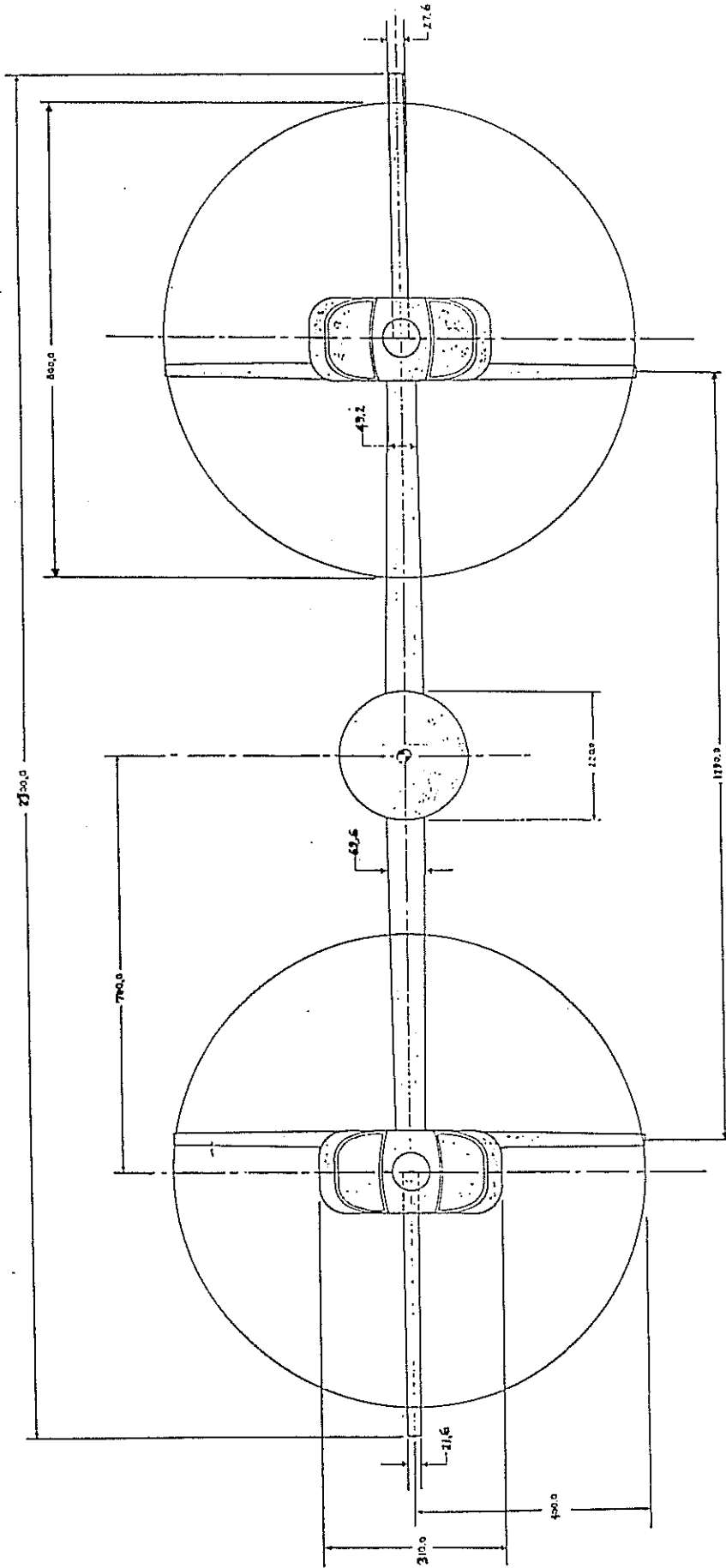
Kıvılcım etrafında oluşan akım alanı ve bunun uçak üzerinde yarattığı basınç dağılımı ve aerodinamik yükler üç boyutlu panel metodunu kullanan bir bilgisayar programı ile çözümlenmiş ve aracın aerodinamik katsayıları hesaplanmıştır.



Şekil 1. Kivılcım Üst Görünüm



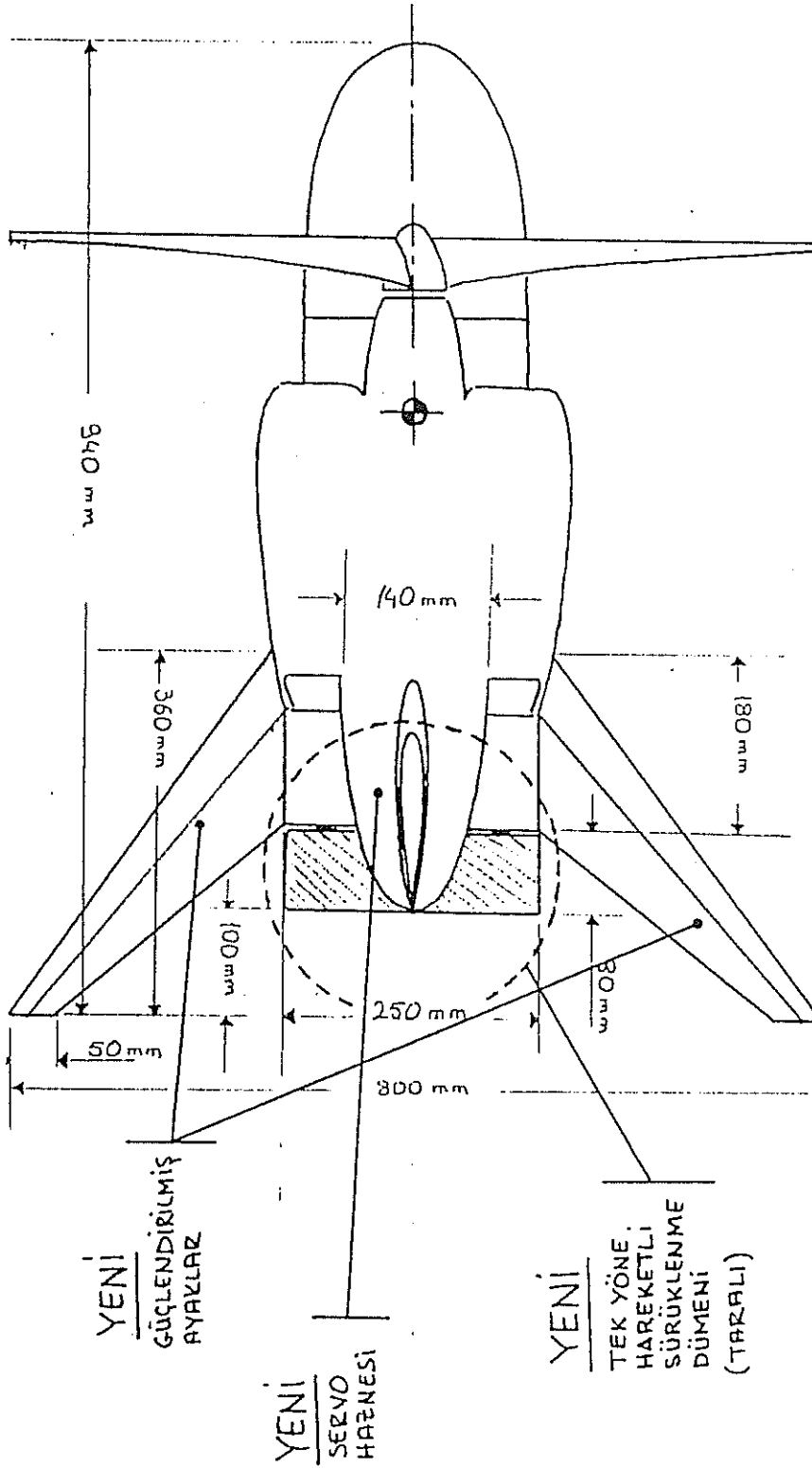
Şekil 2. Kıvılcım Yan Görünüm



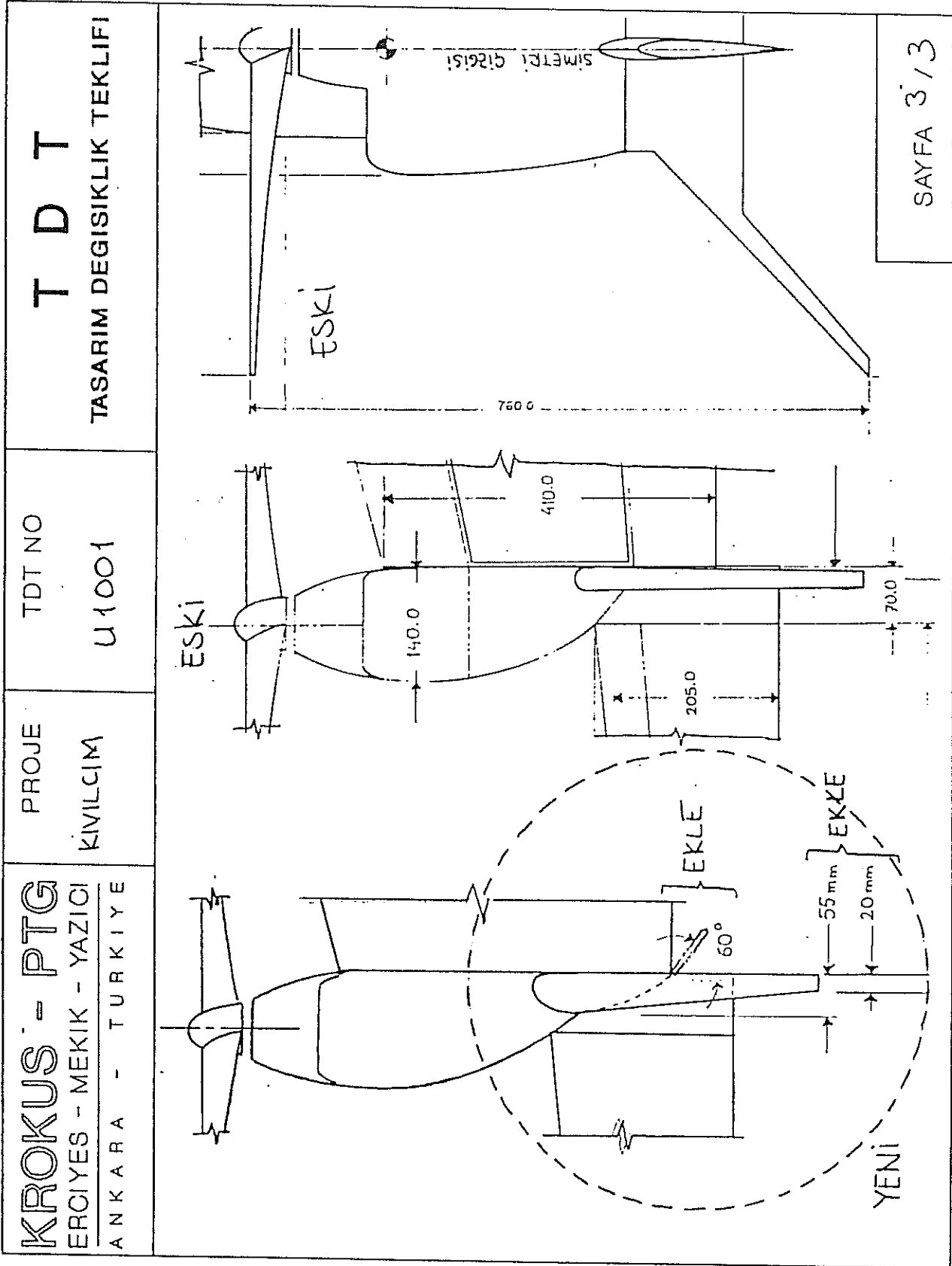
Şekil 3. Kıvılcım Karşından Görünüm

KROKUS - PTG ERCİYES - MEKİK - YAZICI ANKARA - TÜRKİYE	PROJE KIVILCIM	PARÇA NO 1U001	T D T TASARIM DEĞİŞİKLİK TEKLİFİ
TARİH 10.08.1992	ISGUNU 000	TDT NO U1001	
KONU / SEBEP YALPA KARARLILIĞININ ARTTIRILMASI VE AYAKLARIN GÜÇLENDİRİLMESİ 1. MOTOR KAPORTASININ ARKASINA, YALNIZCA İÇE DOĞRU HAREKETLİ BİR YÖN DÜMENİ EKLENMİŞTİR. BU SAYEDE YÖRESEL SÜRÜKLENMENİN ARTTIRILMASI YÖNTEMİYLE (DRAG RUDDER) YALPA (YAW) KARARLILIĞI SAĞLANABİLECEKTİR. 2. AYNI ZAMANDA İNİŞ TAKIMI OLARAK GÖREV YAPAN AYAKLAR ORJİNAL ÇİZİMDE DETAYLANDIRILMADIĞINDAN, GEREKLİ MUKAVEMETİ SAĞLAYABİLECEK BİÇİMDE ÇİZİME EKLENMİŞTİR. 3. ÖNCEDEN YANDAN GÖRÜNÜŞTE GÖSTERİLMİYEN "DENGELEYİCİNİN SERVO HAZNESİ" ÇİZİME EKLENMİŞTİR.			
HAZIRLAYAN Emre YAZICI	ONAY	SAYFA 1 / 3	

Şekil 4. Krokus Proje Tasarım Grubu'nun Kivılcım'da Yaptığı Tasarım Değişikliği



Şekil 4. (devam)



TABLO 1: TEKNİK VERİLER

BOYUTSAL VERİLER

GÖVDE

BOY	0,680 m
ÇAP (MAX)	0,220 m
YÜK HACMİ (YAKLAŞIK)	9,0 lt

KANAT

ALAN	0,623 m ²
AÇIKLIK	1,260 m
AÇIKLIK ORANI	2,548
İNCELME ORANI	0,706
SÜPRÜLME AÇISI (HÜCUM KENARI)	15,10 °
DİHEDRAL AÇISI	0,0 °
BÜKÜM	0,0 °
KÖK VETERİ	0,580 m
UÇ VETERİ	0,410 m
KESİT	NACA 0012-64

DENGELEYİCİ

ALAN	0,185 m ²
AÇIKLIK	0,900 m
AÇIKLIK ORANI	4,378
İNCELME ORANI	0,783
SÜPRÜLME AÇISI (HÜCUM KENARI)	6,34 °
DİHEDRAL AÇISI	0,0 °
BÜKÜM	0,0 °
KÖK VETERİ	0,230 m
UÇ VETERİ	0,180 m
KESİT	NACA 0012-64

PERVANE

ÇAP	0,800 m
ALAN	0,503 m ²
SULBİYET	0,045

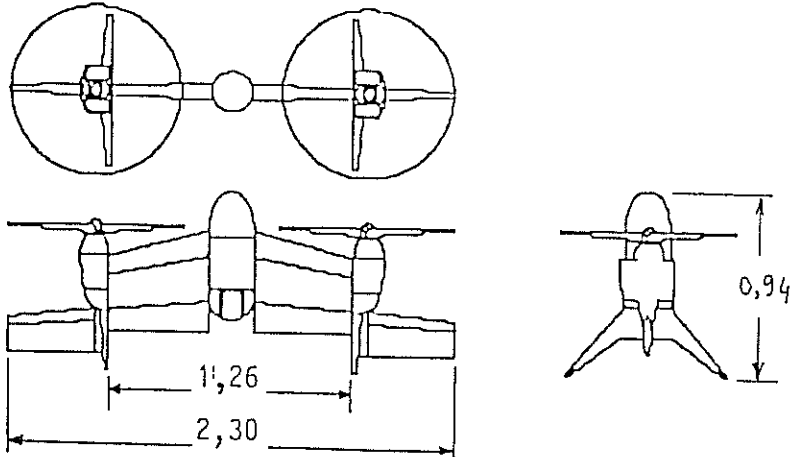
TABLO 1
(devam)

PERFORMANS VERİLERİ

MOTOR TİPİ (2 ADET)	2 SİLİNDİRLİ 2 ZAMANLI 7 BG, 100 cc
PERVANE DEVRİ	4700 RPM
GÜÇ YÜKLEMESİ	36 N/kW
KANAT YÜKLEMESİ	610 N/m ²
DİSK YÜKLEMESİ (BEHERİ)	300 N/m ²
L/D (AZAMI)	7,5
YATAY UÇUŞ SEYİR HIZI (DS)	180 km/s
YATAY UÇUŞ AZAMI HIZ (DS)	260 km/s
DALIŞ HIZI	550 km/s,
DİKEY UÇUŞTA AZAMI HIZ	40 km/s
SERVİS TAVANI	6000 m
ASKI TAVAN	2500 m
GÖREV YARIÇAPI	75 km
AZAMI UÇUŞ SÜRESİ	1s 15dk

AĞIRLIKLAR

BOŞ AĞIRLIK	24,0 kg
YAKIT AĞIRLIĞI	7,0 kg
YÜK	6,5 kg
AZAMI KALKIŞ AĞIRLIĞI	37,5 kg



2.2.1 Üç Boyutlu Panel Metodu

Panel metodu karmaşık aerodinamik şekillerin etrafında oluşan sıkıştırılamaz potansiyel akımların çözümlerinde kullanılan sayısal bir çözüm yöntemidir. Yöntem genel olarak sürtünmesiz bir akım modeline dayalı olduğundan yaklaşık çözümler sağlamaktadır. Buna rağmen metot incelenen akım hakkında ayrıntılı ve gerçeğe oldukça yakın kabul edilebilecek sonuçlar vermektedir. Metot pek çok araştırmacının katkısıyla, deneysel sonuçlarla da kıyaslanarak, metodun uygulanması için gerekli koşulları sağlayan akımlarda güvenilir çözümler vereceği kanıtlanmıştır. Bu akım şartları şunlardır:

- Reynolds sayısı yüksek olan akımlar (özellikle sürtünmesiz akımlar)
- Ayrılma olmayan akımlar
- Sıkıştırılamaz akımlar (Hess, 1985 ve Hoeijmakers, 1991).

Temelde üç boyutlu geometri yüzeyi iki boyutlu yüzey elemanları (yüzey panelleri) kullanılarak ifade edilir. Her yüzey paneli üzerinde kontrol noktası adı verilen ve üzerine yüzey tekillikleri (kaynak, girdap, dipol) dağıtılmış bir nokta bulunmaktadır. Problem, bu kontrol noktalarına dağıtılmış olan tekilliklerin şiddetinin belirlenmesidir. Böylece problem gövde üzerinde bir integral denklemi haline indirgenmiş olur. Kutta şartı ve sınır koşullarının her kontrol noktasına uygulanması ile, doğrusal denklemler takımı elde edilir. Bu denklemler çözüldüğünde paneller üzerindeki yüzey tekilliklerinin şiddeti de hesaplanmış olur. Böylece gövde yüzeyindeki ve/veya istenen her noktada akım hızı ve basınç katsayısı bulunmuş olur.

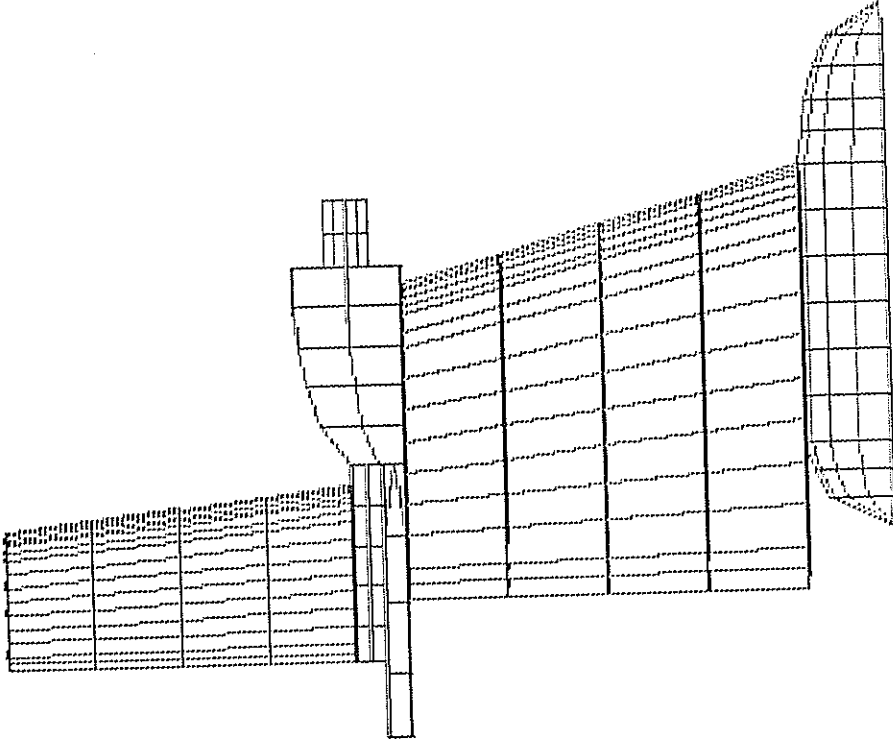
1960'lı yıllarda Hess ve Smith'in (Hess, 1964 ve 1972) çalışmaları panel metodunun potansiyel akımların çözümünde kullanılmaya başlamasını sağlamıştır. O tarihten günümüze, panel metodu pek çok araştırmacının katkısıyla geliştirilmiş ve günümüzde havacılık endüstrisinde yoğun olarak kullanılan bir sayısal yöntem haline gelmiştir.

Kıvılcım'a uygulanan metot Hess-Smith yüzey tekillikleri yöntemini temel alarak Egan (Egan, 1990) tarafından hazırlanan programın geliştirilmiş bir şeklidir (Berkman, 1993). Metot birinci derecedir, yani gövde yüzeyi düz panellerle ifade edilmiş ve paneller üzerinde sabit şiddetli yüzey tekillikleri kullanılmıştır. Kullanılan program ve metotla ilgili daha ayrıntılı bilgi (5), (6) ve (7) numaralı kaynaklarda mevcuttur.

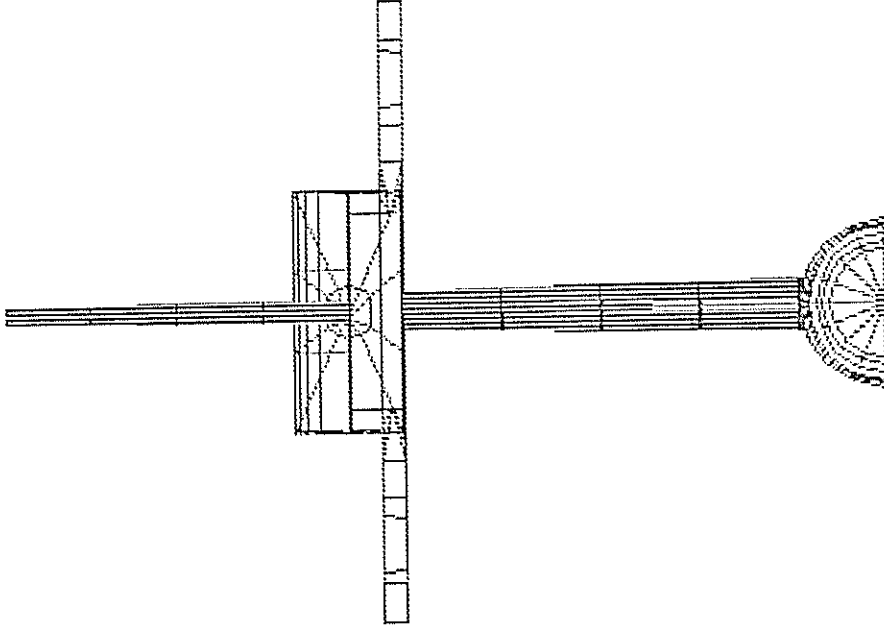
2.2.2 Metodun Kıvılcım'a Uygulanması

Metodun Kıvılcım'a uygulanabilmesi için, öncelikle Kıvılcım geometrisi programa uygun bir şekilde tanımlanmıştır. Kıvılcım geometrisi simetrik olduğu için (sapma açısı olmadığı durumda) gövdenin sadece bir yarısının modellenmesi yeterlidir. Bu amaçla Kıvılcım'ın geometrisi 7 ayrı parçaya ayrılmıştır. Bu parçalardan gövde, motor ve motor arkası ve 2 kuyruk, taşıma kuvveti sağlamayan parçalardır. Kanat ve uçtaki kanatçık taşımayı sağlayan kısımlardır. Taşıma kuvveti yaratan kısımlar belirgin bir firar kenarına ve buna bağlı olarak bir vorteks dağılımına sahiptir.

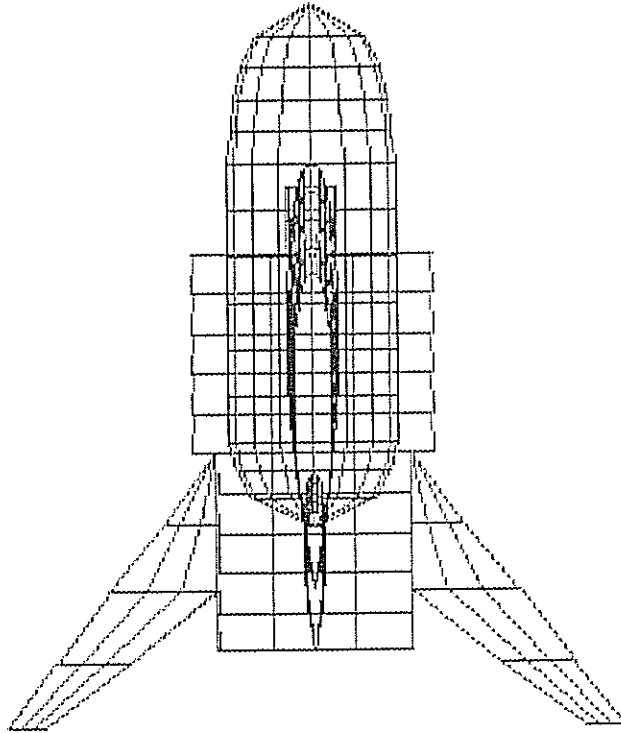
Kıvılcım'ı oluşturan parçalar tek tek programın anlayacağı bir şekilde panellenmiş ve Kıvılcım'ın yarı gövdesi toplam 572 yüzey paneli ile temsil edilmiştir. Kıvılcım'ın panellenmiş geometrisi Şekil 5, 6 ve 7'de gösterilmektedir.



Şekil 5: Panellenmiş Kıvılcım Geometrisinin Üst Görünüşü



Şekil 6: Panellenmiş Kıvılcım Geometrisinin Ön Görünüşü



Şekil 7: Panellenmiş Kıvılcım Geometrisinin Yan Görünüşü

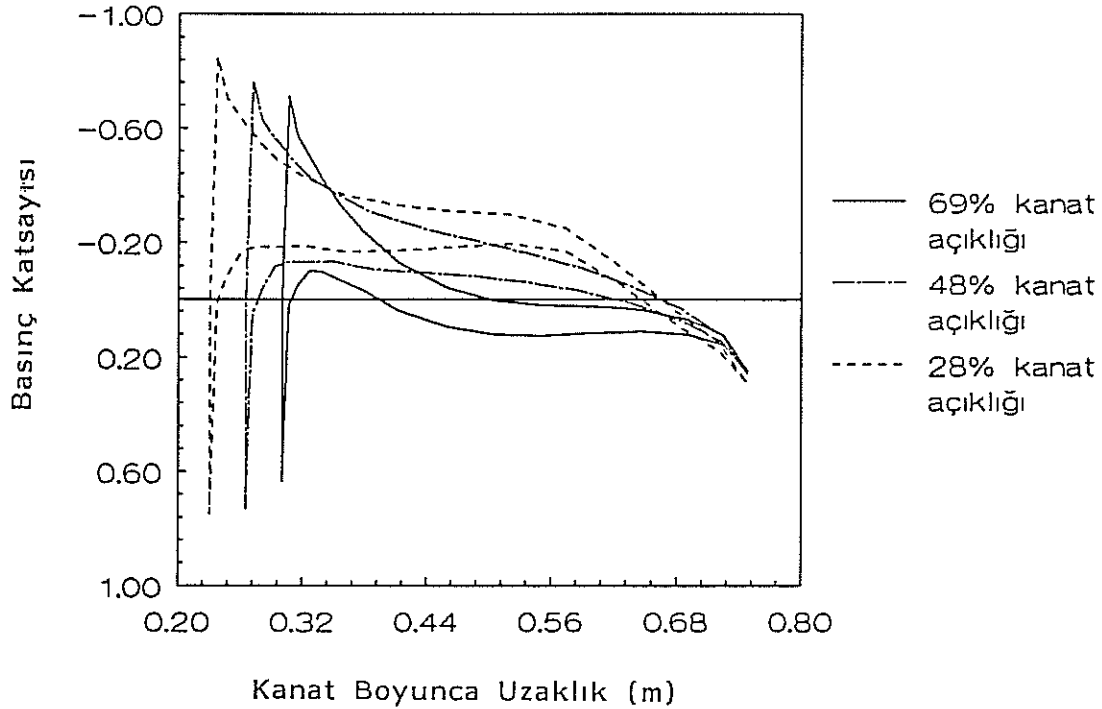
Gövde, taşıma kuvveti yaratmayan ve herbirinin üzerinde 8 panel elemanı bulunan 14 şerit ile panellenmiştir. Motor kısmı 10 panelli 9 şerit ile, motor arkası ise 10 panelli 5

şeritle temsil edilmiştir. Taşıma sağlamayan 2 adet kuyruk kısmı ise 8 panelli 4 şeritten oluşmaktadır.

Taşıma sağlayan en önemli parça kanattır. Kanat 4 şeritten meydana gelmiştir ve her şeritte bulunan 32 panel kanadın alt ve üst yüzeyini tanımlamaktadır. Ayrıca kanadın arkasında oluşan iz bölgesi 4 adet iz paneli ile ifade edilmiştir. Uç kanatçık ise yine 32 elemanlı 4 şeritle panellenmiştir ve yine 4 iz paneli vardır.

2.2.3 Sonuçlar

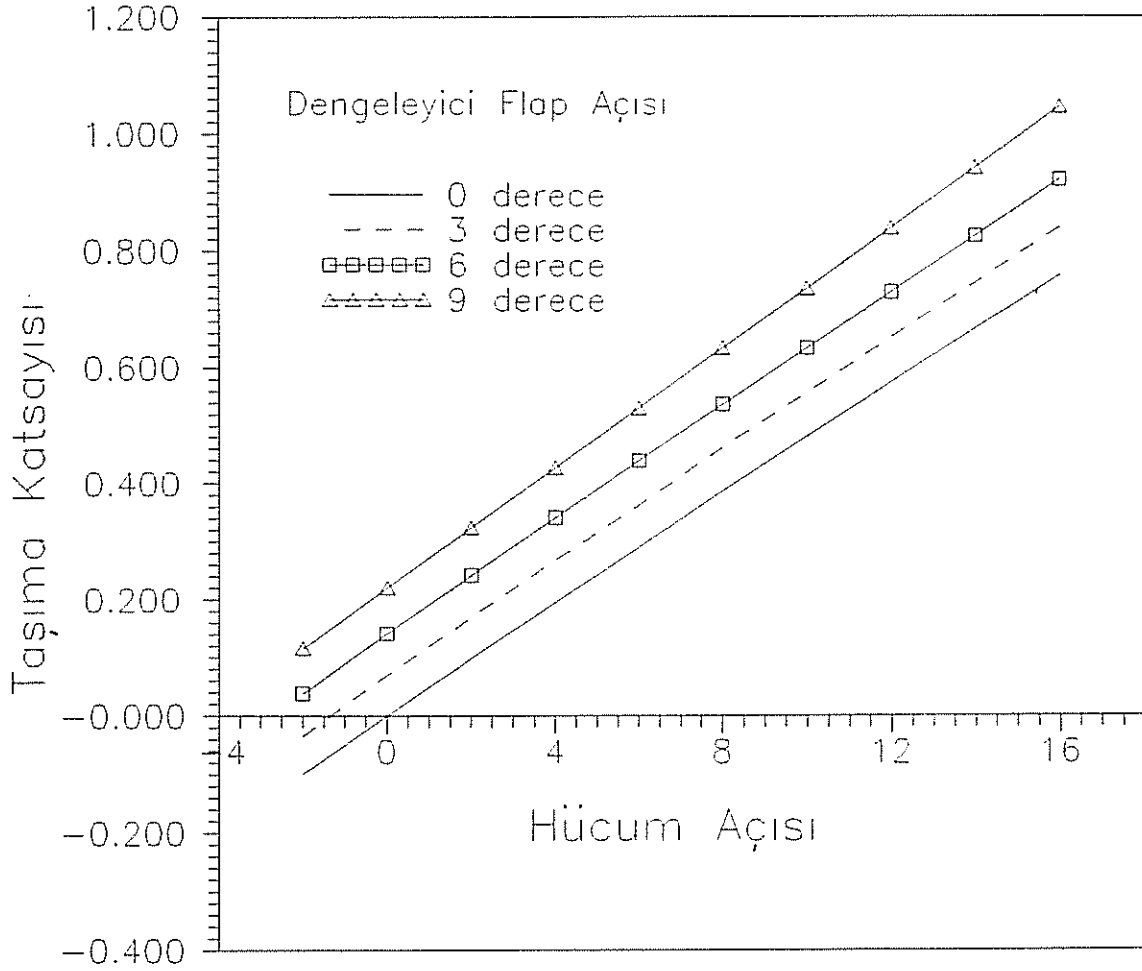
Uygulanan üç boyutlu panel metodu ile kanadın üzerinde çeşitli istasyonlarda veter boyunca hesaplanan basınç katsayısı dağılımı Şekil 8'de gösterilmiştir. Hesaplama yapılan üç istasyon gövdenin simetri ekseninden yarı kanat açıklığının (ki 63 cm'dir) sırasıyla % 28, % 48 ve % 69'u kadar uzaktadır. Veter boyunca konum, uçağın burnundan başlayarak ölçülmüştür.



Şekil 8: Kanat Üzerinde Çeşitli İstasyonlarda Basınç Katsayısı Dağılımı

İrtifa dümeni ve kanatçık görevleri de yapan yatay dengeleyicinin flap açısının çeşitli değerleri için Kıvılcım geometrisinin taşıma kuvveti katsayısının hücum açısına bağlı

olarak değişimi Şekil 9'da incelenmiştir. Burada dengeleyici sırasıyla dört farklı açıda sabitlenip, uçağın hücum açısı -2 derece ile +16 derece arasında değiştirilerek katsayı hesaplanmıştır. Şekilde görüldüğü gibi flap açısı arttıkça taşıma katsayısının eğimi sabit kalmakta ancak katsayı artmaktadır. Flap açısı 9 dereceye ulaştığında, 0 derece flap ve 2 derecelik hücum açısında 0,10 olan taşıma katsayısı 0,32'e kadar yükselmektedir. Sıfır derecelik flap açısından taşıma katsayısı eğrisi beklendiği üzere orijinden geçen bir doğrudur ve eğimi 0,048 (1/derece)'dir.



Şekil 9: Çeşitli Dengeleyici Flap Açılarında Taşıma Katsayısının Hücum Açısıyla Değişimi

2.3 Statik Kararlılık Kontrolü

Kıvılcım uçağının statik kararlılığının araştırılması için kısa adı DATCOM olan bir bilgisayar programı kullanılmıştır. Bu program fizibilite ve kavramsal uçak tasarımı aşamalarında kullanılan, hassaslık derecesi detay tasarım aşamalarında çalıştırmaya izin vermeyen bir programdır. Ancak bu çalışmanın amaçları açısından uçağın kararlılığının belirlenmesi için yeterli görülmüştür.

Aşağıda uçağın gerçek ve rüzgar tüneli ölçeklerinin modellenmesi, bilgisayar çalışmaları ve çıktıları anlatılmış ve sonuçlar değerlendirilmiştir.

2.3.1 Uçağın Modellenmesi

Datcom programı, McDonnell Douglas firması tarafından ABD Hava Kuvvetleri için hazırlanmış, pervaneli ve jet uçaklar üzerinden alınan verilerden bir taban oluşturularak bundan sonra yapılacak tasarımlarda tasarımcılara uçaklarının kaba performans ve kararlılık verilerinin geometri ve uçuş şartları bilgilerinden sağlanması amaçlanmıştır. Konvansiyonel tasarımlarda oldukça güvenilir veriler sağlayan bu program, Kıvılcım türü uçaklarda da benzetişim yoluyla tasarımı belli seviyelere ulaştırabilir. Program kendi veri tabanı sınırları dışında kullanıldığı zaman varolan verilere dayanarak tahmini değerler bulmaktadır. Örneğin, 1/3 ölçekteki rüzgar tüneli modelinin rüzgar tüneli şartlarında beklenen değerleri bu yaklaşımla hesaplanmıştır.

2.3.1.1 Kanat ve gövde modellemesi

Uçağın kanat ve gövde modellemesi, konvansiyonel uçaklardaki gibi yapılmıştır. Bu nedenle kanat ve gövdenin verileri tahmini değerlere uygun görünmektedir. Uçağın pervaneleri kanat yüzeylerinin büyük bir kısmını etki altında tutmakta ve pervanenin arkasındaki hızın önündeki hıza göre daha büyük olması nedeniyle de kanat üzerine etkiyen yükler, salt seyir hızının doğuracağı yüklerden büyük olmaktadır. Bu aşamada, pervanelerin arkasındaki hız artışını bilmek olanaksızdır. Tahmini bir değer olarak pervanenin arkasındaki dinamik basınç önündeki basıncın 1,5 katı olarak alınmıştır. Bu ise hızlar arasında 1,22'lik bir orana karşılık gelmektedir. Pervanenin önündeki hız uçağın seyir hızıdır.

2.3.1.2 Yatay dengeleyici modellenmesi

Datcom programı yatay dengeleyicilerin uçağın simetri düzleminden başladığını varsaymaktadır. Kıvılcım'ın gövdeden uzaktaki dengeleyicileri de, simetri ekseninden başladıkları varsayılarak modellenmiştir. Datcom programının bir opsiyonu kullanılarak kanadın yatay dengeleyiciye etkisinin kaldırılması ile bu modelleme Kıvılcım'a uygun hale getirilmiş, pervane etkisi de, kanatta yapıldığı gibi, seyir hızına karşılık gelen dinamik basıncın 1,5 kat artırılmasıyla modellenmiştir. Sonuçlar tutarlı bulunmuştur.

2.3.1.3 Motor beşiklerinin modellenmesi

Kıvılcım uçağının motor beşikleri sadece uçağın sürüklenme kuvvetini etkiler nitelikte görülmüştür. Gerek kütle merkezine olan yakınlıkları, gerekse simetrik yapıları uçağın moment ve kaldırma kuvvetine önemli bir etki yapmayacaklarını düşündürmektedir. Programda bir gövde ve iki motor beşiği aynı anda modellenemediği için bu yüzeyler ayrı ayrı çalıştırılmış, sonuçlar toplanmış ve Datcom programına deneysel girdi olarak verilmiştir. Datcom programına herhangi bir komponent için deneysel girdi verildiğinde kendisi yeni bir hesap yapmamakta ve bu verileri diğer hesaplarda kullanmaktadır.

2.3.1.4 Düşey dengeleyicilerin modellenmesi

Kıvılcım uçağının modellenmesi Datcom programının İkiz Düşey Panel (Twin Vertical Panel) opsiyonu kullanılarak yapılmıştır. Bu modellemede olabildiğince aslına sadık kalınabilmiştir.

2.3.1.5 Pervanelerin modellenmesi

Datcom programı pervane modellenmesini uçağın toplam moment hesaplarında kullanmaktadır. Ancak Kıvılcım'ın pervane eksenlerinin, kütle merkezinin bulunduğu yatay simetri düzleminde yer alıyor olması toplam momente etki etmemelerine yol açmaktadır. Bu durumda pervanelerin uçağa en büyük etkisi kanat ve dengeleyicilerin üzerindeki dinamik basıncı artırıyor olmasıdır ve sözü geçen yüzeylerin modellenmesi sırasında dikkate alınmıştır. Bu nedenle pervane modellenmesine gerek kalmamıştır.

2.3.1.6 Rüzgar tüneli ölçeğinin modellenmesi

Datcom programı uçakların verilerinin rüzgar tüneli sonuçları ile karşılaştırılmasını kolaylaştırmak için uçağın gerçek geometrisinin girilmesinin ardından ÖLÇEK parametresinin girilmesi ile bu geometriyi ölçek oranında küçülterek hesapları

yapabilmektedir. Bu opsiyon 0,333 ölçek değeriyle bazı çalışmalar sırasında kullanılmış ancak modelin Reynolds sayıları, programın veri tabanının sınırları dışına çıktığı için sonuç elde edilememiştir.

2.3.2 Modelleme Geometrisi ve Uçuş Şartları

Datcom programı hem metrik hem de İngiliz ölçü birimlerini kullanabilmektedir. Ancak geçmiş çalışmalar, verilerin İngiliz birimlerinde verilmesi halinde sonuçların daha sağlıklı olduğunu ortaya koymuştur. Bu nedenle tüm veriler, bu sisteme dönüştürülmüş ve program çalıştırılmıştır.

2.3.2.1 Gövde geometrisi

Datcom gövdeleri daire kesitli olarak algılayabilmektedir. Bu durumda verilmesi gerekli bilgiler burundan başlayarak çeşitli istasyonlardaki yarıçaplarıdır. Buna göre 10 istasyon belirlenmiş ve aşağıdaki tablo çıkarılmıştır:

İstasyon	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Uzak. (mm)	0	25	50	100	200	480	580	630	655	680
Uzak. (ft)	0	0,082	0,164	0,328	0,656	1,575	1,903	2,067	2,149	2,231
Yarıç. (mm)	0	57	78	100	110	110	100	78	57	0
Yarıç. (ft)	0	0,187	0,256	0,328	0,361	0,361	0,328	0,256	0,187	0

2.3.2.2 Kanat geometrisi

Kanat ile ilgili hesaplar yapılırken aşağıdaki veriler girilmiştir:

Değişken Tanımı	Program Değişkeni	Metrik	İngiliz
Kanat Ucu Veteri	CHRDTP	410 mm	1,345 ft
Dış Yarı-kanat Açıklığı	SSPNE	520 mm	1,706 ft
Tüm Yarı-kanat Açıklığı	SSPN	630 mm	2,067 ft
Kök Veteri	CHRDR	580 mm	1,903 ft
Ok Açısı	SAVSI	15,10°	
Refer. Ok Açısı	CHSTAT	0,0 (x/c)	
Burulma Açısı	TWISTA	0,0°	
Dihedral Açısı	DHDADI	0,0°	

2.3.2.3 Yatay dengeleyici geometrisi

Yatay dengeleyici ile ilgili hesaplar yapılırken aşağıdaki veriler girilmiştir:

Değişken Tanımı	Program Değişkeni	Metrik	İngiliz
Kanat Ucu Veteri	CHRDTP	180 mm	0,591 ft
Dış Yarı-kanat Açıklığı	SSPNE	450 mm	1,476 ft
Tüm Yarı-kanat Açıklığı	SSPN	520 mm	1,706 ft
Kök Veteri	CHRDR	241 mm	0,791 ft
Ok Açısı	SAVSI	6,34°	
Refer. Ok Açısı	CHSTAT	00 (x/c)	
Burulma Açısı	TWISTA	0,0°	
Dihedral Açısı	DHDADI	0,0°	

2.3.2.4 İkiz düşey panel geometrisi

Datcom programının ikiz düşey panel seçeneği kullanılarak, Kıvılcım'ın düşey dengeleyicileri modellenmiştir. Bu modelleme boylamasına kararlılık özelliklerini doğrudan etkilememiş, sadece sürüklenme kuvvetinde dikkate alınabilmektedir. Girdilerin dökümü şöyledir :

Değişken Tanımı	Program Değişkeni	Metrik	İngiliz
Yarı Kanat Açıklığı	BVP	400 mm	1,312 ft
Kanat Açıklığı	BV	800 mm	2,625 ft
MAC * Açıklığı	ZP	158 mm	0,518 ft
MAC *		179 mm	0,587 ft
Paneller Arası Uzaklık	BH	1290 mm	4,232 ft
Gövde Derinliği	BDV	220 mm	0,722 ft
Panel Yüzey Alanı	SV	145000 mm ²	1,561 ft ²
Yatay Uzaklık	VLP	652 mm	2,139 ft
Toplam Firar Kenar Açısı	VPHITE	2,0°	

* MAC= Mean Aerodynamic Chord (Ortalama Aerodinamik Veter)

2.3.2.5 Motor beşikleri geometrisi

Motor beşiklerinin modellenmesi gövde gibi yapılmış ve doğrudan etkisi sürüklenme kuvveti üzerine olduğu için sürüklenme katsayıları (C_D) gövdenin sürüklenme değerleri üzerine her beşik için birer kere olmak üzere iki kere eklenerek, toplam değer tek bir gövdeye aitmiş gibi deneysel olarak girilmiştir. Beşik geometrisi şöyledir :

İstasyon	1	2	3	4	5	6	7
Uzak. (mm)	0	111	222	333	444	555	660
Uzak. (ft)	0	0,364	0,728	1,93	1,457	1,821	2,165
Yarıç. (mm)	0	91	139	132	84	42	0
Yarıç. (ft)	0	0,300	0,456	0,433	0,276	0,138	0
Yüks.(mm)	0	118	153	146	128	83	0
Yüks.(ft)	0	0,387	0,502	0,479	0,420	0,272	0

2.3.2.6 Komponentlerin uçak burnuna göre yerleşimi

Uçağın tüm komponentlerinin birbirine göre yerleşimi ve referans boyutlar da şöyle dökülmüştür:

Değişken Tanımı	Program Değişkeni	Metrik	İngiliz
Kütle Merkezi Uzaklığı	XCG	354 mm	1,161 ft
Kütle Merkezi Yüksekliği	ZCG	0 mm	0 ft
Kanat Ucu Uzaklığı	XW	184 mm	0,604 ft
Kanat Ucu Yüksekliği	ZW	0 mm	0 ft
Kanat Kök Veteri Açısı	ALIW	0 mm	0 ft
Dengeleyici Ucu Uzaklığı	XH	608 mm	1,995 ft
Dengeleyici Ucu Yüksekliği	ZH	0 mm	0 ft
Dengeleyici Eksen Uzaklığı	XHG	676 mm	2,2181 ft

2.3.2.7 Uçuş şartları

Kıvılcım'ın deneneceği uçuş şartları gerçek uçuş şartlarından çok rüzgar tüneli uçuş şartlarını araştırmaya yöneliktir. Tasarımcısının değerleri sadece son uçuş şartları için geçerlidir.

Mach Sayısı	Reynolds/birim uzunluk*(milyon)	Metrik	İngiliz
0.041	0,29	14 m/s	45,9 ft/s
0.053	0,376	18 m/s	59,1 ft/s
0.071	0,5	24 m/s	79,2 ft/s
0.147	1,042	50 m/s	164,0 ft/s

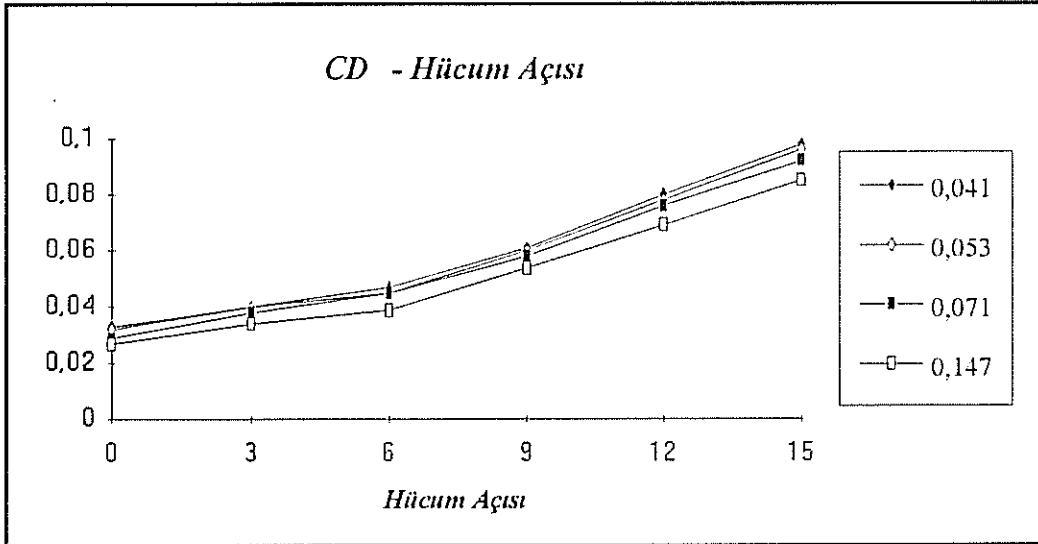
* Birim Uzunluk (MAC) 0,5 m. (1,64 ft)

2.3.3 Datcom Programı Çalışmaları

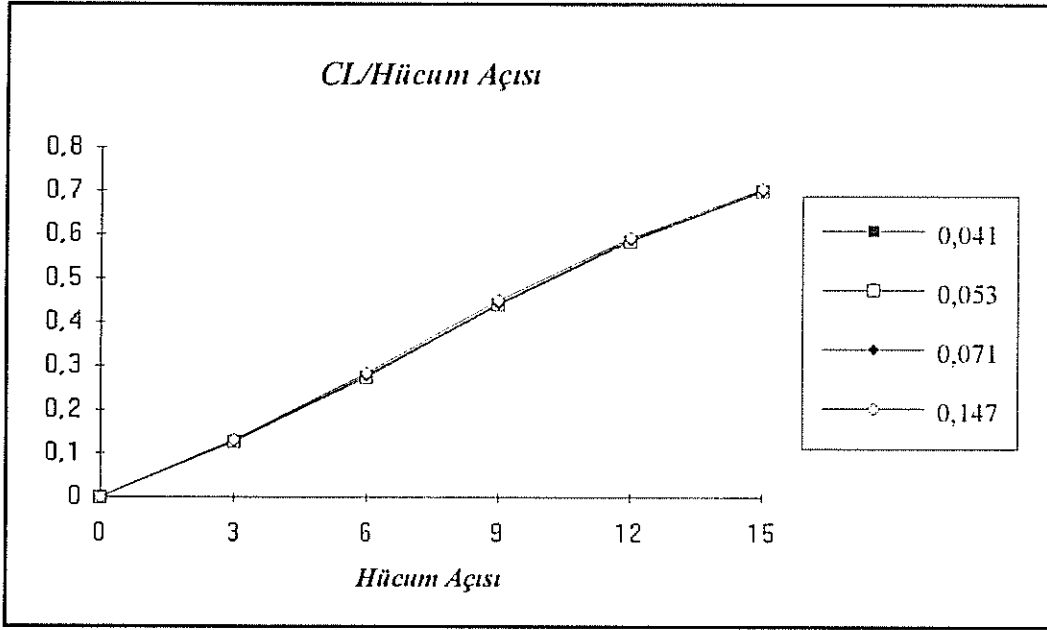
Uçağın tüm modellenmesi ve uçuş şartları belirlendikten sonra Datcom programı aşağıdaki koşullarda çalıştırılmış ve analizi yapılmıştır.

Program Verileri	
1	Dengeleyici ve Motor Beşikleri Olmaksızın Gövde ve Kanat Modellemesi
2	Kanat ve Motor Beşikleri Olmaksızın Gövde ve Dengeleyici Modellemesi
3	Sadece Motor Beşikleri
4	Kanat ve Gövde ile Dengeleyici Deneysel Girdisi
5	Tüm Uçak (Trimli)
6	Tüm Uçak (Trimli) Dinamik Türevler
7	Tüm Uçak (Trimli) Dinamik Türevler, Dengeleyici üzerinde $Q/Q_{inf}=1,5$
8	Kanat ve Motor Beşiksiz Gövde ve Dengeleyici Modellemesi $U/U_{inf}=1,225$ $Q/Q_{inf}=1,5$
9	Dengeleyici ve Motor Beşiksiz Gövde ve Kanat Modellemesi $U/U_{inf}=1,225$ $Q/Q_{inf}=1,5$
10	Tüm Uçak (Trimli), Kanat ve Dengeleyici Üzerinde $U/U_{inf}=1,225$. Deneysel Girdiler

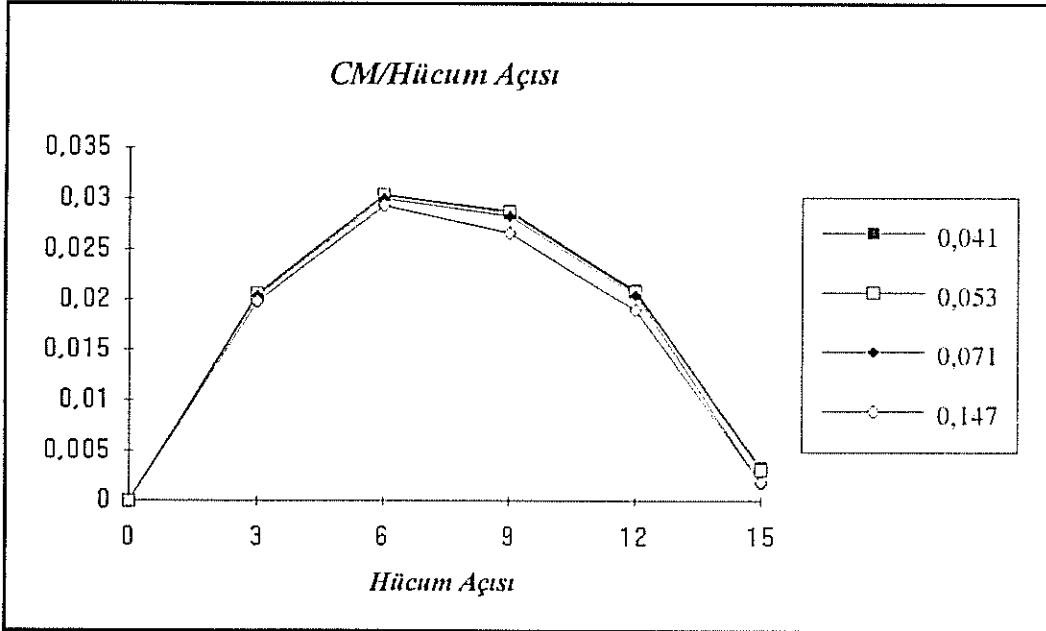
Bu çalışmalarda elde edilen sonuçlara göre tüm uçağın C_D , C_L ve C_M değerlerinin değişik Mach sayıları için hücum açısına karşı grafikleri Şekil 10, 11 ve 12'de verilmiştir:



Şekil 10 : Tünel Modelinin Değişik Mach Sayılarında, Hücum Açısına Göre Sürüklenme Katsayısı



Şekil 11 : Tünel Modelinin Değişik Mach Sayılarında, Hücum Açısına Göre Taşıma Katsayısı



Şekil 12 : Tünel Modelinin Değişik Mach Sayılarında, Hücum Açısına Göre Yunuslama Momenti Katsayısı

2.3.4 Sonuçlar

Bu çalışmalarda elde edilen sonuçlar şu başlıklar altında toplanabilir :

2.3.4.1 C_D değerleri

Kıvılcım hesaplarında kullanılan Reynolds sayıları Datcom sisteminin temel aldığı geçmişteki birçok uçaktan alınmış verilerden oluşan tabana göre çok küçük kalmaktadır. Bu da Datcom'un bu noktalara ekstrapolasyon yapmasına ve belli bir hatanın oluşmasına neden olmaktadır. Elde edilen C_D değerlerinin bu nedenle beklenenin altında olduğu görülmüştür.

2.3.4.2 C_L değerleri

C_L değerleri de sürükleme katsayıları ile aynı problemlere maruz kalmakla beraber Kıvılcım tasarımcılarının deniz seviyesinde yatay uçuş seyir hızı olarak öngördükleri 50 m/s'de (0,147 Mach sayısında) yaklaşık 8 derecelik hücum açısında yatay uçuş yapabilme yeteneği doğrulanmıştır. Bu hesap şöyledir:

$$\text{Maksimum kalkış kütlesi} = 37,5 \text{ kg}$$

$$\text{Gerekli taşıma kuvveti} = mg = 368 \text{ N}$$

$$\text{Brt kanat alanı} = 0,623 \text{ m}^2$$

$$0,147 \text{ Mach sayısındaki dinamik basınç} = \frac{1}{2} (1,225 \text{ kg/m}^3) (50 \text{ m/s})^2 = 1531 \text{ Pa}$$

$$\text{Gerekli taşıma katsayısı} = C_L = 368 / (0,623 \times 1531) = 0,39$$

$$\text{şekil 11'den gereken hücum açısı} = 8^\circ$$

Diğer süratler Kıvılcım'ın tutunma hızlarının altında olduğu için ve sadece rüzgar tüneli modeline uygulanabildiği için tutarlılıkları rüzgar tüneli deneyleri ile doğrulanabilecektir.

Taşıma katsayısı eğrisinin (şek. 11) eğimi ortalama 0,047 (1/derece)'dir ve panel yöntemi ile hesaplanan değerle (kısım 2.2.3) hemen hemen aynıdır.

2.3.4.3 C_M değerleri

C_M değerlerinde 6 dereceye kadar pozitif daha sonra negatif bir eğim görünmektedir. Bu sonuçlar da ilk aı aralığı için kararsız bir uçak görüntüsü vermekte

beraber yine Datcom'un ekstrapolasyon değerleri yüzünden rüzgar tüneli ile doğrulanması gereken değerler olarak belirmişlerdir.

Tüm bu sonuçlar doğrultusunda Datcom ıktılarına göre programın kısıtlamalarının elverdiği ölçülerde Kıvılcım uçağı irdelenmeye çalışılmış ve uçakta programın yakalayabildiği ve projenin temel tasarım ve prototip üretim aşamalarına geçişini engeller nitelikte büyük hatalar göze arpmamıştır.

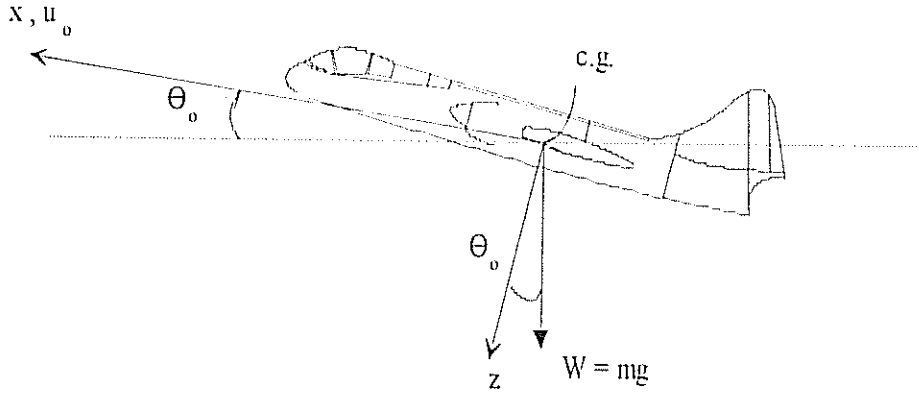
2.4 Dinamik Kararlılık İncelemesi

Bu kısımda Kıvılcım'ın boylamasına dinamik kararlılığı irdelenmiştir. Uçağa sabitlenen eksenler, başlangıç noktası uçak ağırlık merkezinde yeralan kararlılık eksenleridir. x eksenı, sabit ve simetrik (yanal kayma açısı sıfır olan) yatay uçuştaki hareket yönünü, z eksenı ise "aşağıyı" göstermektedir. (şek. 13) Uçak hareketinin, sabit uçuş sırasında meydana gelen küçük sapmalardan oluştuğu varsayılarak aşağıdaki doğrusal hareket denklemleri kullanılmıştır (Etkin 1982):

$$E\ddot{h} + F\dot{h} = Gh + f \quad (2.4.1)$$

Burada

$$E = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & i_b & 0 \\ 0 & 0 & 0 & i_v \end{bmatrix} \quad (2.4.2)$$



Şekil 13. Dinamik Modellemede Kullanılan Eksenler

$$\mathbf{F} \equiv \begin{bmatrix} 2\mu & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 2\mu - C_{z_\alpha} & -(2\mu + C_{z_q}) & 0 \\ 0 & -C_{m_\alpha} & -C_{m_q} & -C_{m_\eta} \\ 0 & -C_{h_{e_\alpha}} & -C_{h_{e_q}} & -C_{h_{e_\eta}} \end{bmatrix} \quad (2.4.3)$$

$$\mathbf{G} \equiv \begin{bmatrix} 2C_{L_\alpha} \tan \theta_0 + C_{x_u} & C_{x_\alpha} & -C_{L_\alpha} & 0 \\ C_{z_u} - 2C_{L_\alpha} & C_{z_\alpha} & -C_{L_\alpha} \tan \theta_0 & C_{z_\eta} \\ C_{m_u} & C_{m_\alpha} & 0 & C_{m_\eta} \\ 2C_{h_{e_u}} + C_{h_{e_\alpha}} & C_{h_{e_\alpha}} & 0 & C_{h_{e_\eta}} \end{bmatrix} \quad (2.4.4)$$

$$\mathbf{h} \equiv [\hat{u} \quad \alpha \quad \theta \quad \eta]^T, \quad \mathbf{f} \equiv [0 \quad 0 \quad 0 \quad \Delta C_{L_c}]^T \quad (2.4.5)$$

olarak tanımlanmıştır. u_0, v_0, w_0 uçağın, sapma olmadan önceki hızının kararlılık eksenleri üzerindeki bileşenleri olup v_0 ve w_0 sıfırdır. u, v, w sabit uçuşdan sapsmaları göstermektedir. Böylece yukarıda

$$\hat{u} \equiv u/u_0, \quad \alpha \equiv w/(u_0 + u) \equiv w/u_0 \quad (2.4.6)$$

olarak tanımlanmıştır. θ ve η ise sırasıyla uçağın sabit uçuşdaki yunuslama konumunda ve irtifa dümeni (yatay dengeleyici) açısında ortaya çıkan sapsmaları göstermektedir.

(2.4.1) denklemindeki tüm değişkenler boyutsuzdur. Bir değişkenin üzerindeki tek veya çift nokta,

$$\hat{t} \equiv t/t^* \quad ; \quad t^* \equiv \bar{c}/2u_0 \quad (2.4.7)$$

olarak tanımlanan boyutsuz zamana göre türevi göstermektedir. Burada t gerçek zaman, t^* ise ortalama aerodinamik veterin yarısı kadar bir uzaklığın uçulduğu süredir. C_{m_q}, C_{z_q} gibi türevler $\hat{q} \equiv qt^*$ olarak tanımlanmış olan boyutsuz açısal yunuslama hızına göre alınmış türevlerdir. q gerçek yunuslama hızıdır. Diğer bir deyişle, örneğin

$$C_{m_q} \equiv (\partial C_m / \partial \hat{q})_0 = (\partial C_m / \partial q)_0 / t^* \quad (2.4.8)$$

olmaktadır. Alt indeks o , türevin, sapma olmadan önceki sabit uçuş koşullarında hesaplandığını göstermektedir. Benzer biçimde, C_{x_u}, C_{z_u} gibi türevler de \hat{u} boyutsuz hızına göre alınmıştır.

2.4.1 Kararlılık Türevleri

$C_{z_{\dot{\alpha}}}, C_{m_{\dot{\alpha}}}, C_{h_{\dot{\alpha}}}$ gibi $\dot{\alpha}$ türevleri, hücum açısındaki dinamik değişmelerin aerodinamik kuvvetlere etkisini yansıtmaktadır ve değişken durum aerodinamiğinin konusudur. Hücum açısının yavaş değiştiği durumlarda bu türevler ihmal edilebilir. Diğer durumlarda hesaplanmaları çok karmaşıktır. Ayrıca literatürde bu türevler için formül bulmak zordur. Benzer olarak $C_{m_{\dot{\eta}}}$ ve $C_{h_{\dot{\eta}}}$ türevleri için de formül yoktur. $C_{m_{\dot{\eta}}}$ türevi ihmal edilebilirse de, $C_{h_{\dot{\eta}}}$ türevi, kontrol sistemindeki başlıca etken olduğu için ihmal

edilemeyebilir (Etkin, 1982). Uygulamada $\dot{\alpha}$ ve $\dot{\eta}$ türevleri pek gözönüne alınmamaktadır (Renaudie, 1991). Bu çalışmanın da yalnızca bir ön fizibilite çalışması olduğu düşünülerek $\dot{\alpha}$ ve $\dot{\eta}$ türevleri ihmal edilmiştir. C_{z_α} , C_{m_α} ve C_{hc_α} türevleri esas olarak Mach sayısına bağlıdır ve Kivılcım'ın düşük hızları nedeniyle bu türevler de ihmal edilmiştir. Çalışmada, kuyruğa ait olanlara da dahil olmak üzere tüm kuvvet ve moment katsayıları aynı referans alanına (brüt kanat alanı olan 0,623 m² değerine) göre hesaplanmıştır. Kararlılık türevlerinin hesaplanmasında kullanılan formüller Tablo 2'de sıralanmıştır.

Tablo 2
Kararlılık Türevleri

Türev	Kullanılan Formül /Değer
C_{x_α}	$C_{L_\alpha} - 2C_{L_\alpha} C_{L_\alpha} / \pi A e$
C_{z_α}	$-C_{L_\alpha}$
C_{m_α}	$(h - h_n) C_{L_\alpha}$
C_{hc_α} (1)	$C_{m_\alpha}^{tac}$
C_{z_η} (2)	$-(1+f)(2a_1 \ell_1 / \bar{c})$; $a_1 = \partial C_{L_1} / \partial \alpha_1$
C_{m_η}	$(\ell_1 / \bar{c}) C_{z_\eta}$
C_{hc_η} (3)	$(2\ell_1 / \bar{c}) C_{hc_{\alpha_1}}$; $C_{hc_{\alpha_1}} = C_{m_\alpha}^{tac}$
C_{z_η} (4)	$-(\partial C_{L_1} / \partial \eta) \equiv -a_1$
C_{m_η}	$(\ell_1 / \bar{c}) C_{z_\eta}$
C_{hc_η} (5)	$C_{m_\eta}^{tac} \equiv C_{m_\alpha}^{tac}$
C_{x_u} (6)	$\frac{(\partial T / \partial u)_\alpha}{\frac{1}{2} \rho u_\alpha S} - 2(C_{D_\alpha} + C_{L_\alpha} \tan \theta_\alpha) - Ma \frac{\partial C_D}{\partial Ma}$

Not: Yanında parantez içinde bir sayı bulunan türevlerle ilgili olarak metinde açıklama yapılmıştır.

Tabloda yanında parantez içinde bir sayı bulunan türevlerle ilgili olarak şu açıklamalar yapılacaktır:

(1) Kıvılcımın yatay dengeleyicileri tamamen hareketlidir ve menteşe hattının, dengeleyiciye ait ortalama aerodinamik merkezden geçmesi makul olacaktır. Bu durumda irtifa dümeni (dengeleyici) menteşe moment katsayısı C_{hc} , dengeleyici üzerindeki kuvvetlerin, ortalama aerodinamik merkezde yarattığı yunuslama momenti ile aynı olacaktır.

(2) Alışlagelmiş uçaklarda yunuslama eksenini etrafındaki bir dönüş kuyruk yatay dengeleyici yüzeylerini daha çok etkilediği için kanadın, C_{z_q} ve C_{m_q} türevlerine katkısı küçük olmakta, uygulamada kanat ve gövdenin etkisini temsil üzere kuyruk katkısı % 10 kadar artırılmaktadır (Etkin, 1982). Ancak Kıvılcım'da kuyruk yüzeyleri ağırlık merkezine oldukça yakındır ve kuyruk ve kanadın gövdeye göreli etkilerinin birbirine daha yakın olacağı düşünülmektedir. Tablodaki f faktörü kanadın katkısını temsil etmektedir ve hesaplamalarda 0,2 - 0,5 arasında değerler kullanılacaktır.

(3) α_1 , dengeleyici gövdeye göre sabit bir konumdayken ve kanadın hücum açısı α iken dengeleyicinin maruz kaldığı hücum açısıdır. Kıvılcım'da dengeleyici, kanadı terkeden akımdan etkilenmediği için üzerinde "downwash" olmayacaktır. Pervanelerin dengeleyici ve kanadı aynı şekilde yıkadığı varsayılırsa, $\eta = 0$ iken $\alpha = \alpha_1$ olacaktır. Dengeleyiciye ait tüm α_1 türevleri ise α türevleri ile aynı değerlerde olacaktır.

(4) $C_{z_{\eta}}$, dengeleyicinin gövdeye göre η kadar dönmesinin yarattığı etkiyi temsil etmekte olup, bu dönme nedeniyle dengeleyicide oluşan taşıma kuvvetiyle ilgilidir. Her ne kadar $C_{z_{\eta}}$ ve $C_{z_{\alpha}}$ farklı değerlere sahip olursa da bu ön çalışmada birbirlerine yakın oldukları kabul edilmiştir.

(5) Bir önceki gerekçeyle, Tablo'da verilen eşitlik kullanılmıştır.

(6) Değişken hatveli pervaneler için $(\partial T / \partial u)_0 = -T / u_0$ olmaktadır (Etkin, 1982). Elde başka bir formül bulunmadığı için bu ön çalışmada Kıvılcım için de aynı değer kabul edilmiştir. Böylece

$$C_{T_n} = T / p_n S = C_{D_n} + C_{L_n} \tan \theta_n \quad (2.4.9)$$

olduğu için,

$$C_{x_n} = -3(C_{D_n} + C_{L_n} \tan \theta_n) - Ma \frac{\partial C_{D_n}}{\partial Ma} \quad (2.4.10)$$

şekline dönüşmektedir.

2.4.2 Hesaplamalar

Yukarıdaki modele uygun bir bilgisayar programı yazılmış ve Kıvılcım'ın düz uçuşdaki özdeğerleri hesaplanmıştır. Örneğin 50 m/s'lik bir uçuş hızında, 8 özdeğerin bir tanesinin gerçek kısmı pozitif olup kararsızlığa işaret etmektedir. Kıvılcım tasarımcılarının 09.12.1991 tarihli A.Ö.T.R. düzeltmesinde de yatay uçuşta uçağın dinamik kararlılığının bulunmadığı belirtilmektedir.

2.5 İtki İncelemesi

Bu bölümde aracın gerek dikey, gerekse yatay uçuşta gereksindiği itki kuvvetinin ne kadar olduğu, pervanenin bu kuvveti sağlayıp sağlayamayacağı, motorun pervaneyi döndürüp döndüremeyeceği ve projeyi teklif eden firmanın hesaplamalarının tutarlı olup olmadığı incelenecektir. Ayrıca rüzgar tüneli modelinin aracı itki açısından ne ölçüde temsil edebileceği irdelenecektir.

2.5.1 Dikey Uçuş ve Yatay Uçuşa Geçiş (Transition)

Söz konusu aracın itki yönünden en kritik uçuş safhası kalkışı (dikey) ve kanatların tutunma hızına (stall) maruz kalmayacağı bir sürata ulaşması sürecidir. Motor ve pervane bu kritik safhayı atlatabilecek güçteyse, daha az güç gerektiren yatay uçuş sorun olmayacaktır. Bu yüzden burada, öncelikle bu kritik safha incelenecektir.

Pervane performansını incelemekte kullanılan üç yöntem vardır. Bunlar *momentum teorisi*, *pal elemanı teorisi*, ve *girdap teorisidir*. Pervanenin geometrisi konusunda elde

olan bilgiler bunlardan sadece ilkinin kullanımına izin vermektedir. Aracın pervanesinin askı durumunda bir *dönen kanat* (rotating wing) olarak incelenmesi gerekliliği de, momentum teorisini kullanmaya itmektedir, çünkü bu teori pervanesinin ya da dönen kanadın geometrisiyle değil, bir dönen disk tarafından yaratılan (indüklenen) hızlarla ilgilenir.

Pervanesinin askı durumu için gereksinim duyduğu güç aşağıdaki bağıntıyla bulunmuştur. Bu bağıntı (11) numaralı kaynaktan alınmıştır ve çıkarımı da aynı yerde anlatılmaktadır.

$$V_c = \frac{735P}{W} - \frac{W^2}{1470\pi R^2 \rho P}$$

V_c : tırmanma hızı (m/s)

p : motor gücü (W)

W : aracın ağırlığı (N)

R : pervanesinin yarıçapı (m)

ρ : havanın yoğunluğu (kg/m^3)

Kıvılcım için öngörülen değerler şöyledir.

$V_c = 0$ (askı durumunda)

$P = 7$ HP

$W = 190$ N

$R = 0,40$ m

$\rho = 1,225$ kg/m^3

Bu değerler yukarıdaki bağıntıya yerleştirildiğinde, askı durumu için gereken ideal güç 3,2 HP olarak bulunmaktadır. Ortalama bir pervanesinin veriminin 0,85 olduğu varsayılırsa, bu 3,8 HP ye yükselmektedir. Yine aynı denkleme motorların toplam gücü olan 7 HP * 0,85 yerleştirildiğinde elde edilen tırmanma hızı 16,2 m/s dir.

Pervanelerin arkasında oluşan hızlar tırmanma hızından mutlaka büyük olmakla birlikte, tek ve sabit bir “indüklenen hızdan” söz etmek doğru değildir. Kaynaklarda sözü edilen bu hız fiziksel bir gerçeklikten çok, momentum teorisinin bir kabulüdür. Pervane

tarafından yaratılan (indüklenen) hız kanadın yüzeyindeki her noktada ayırdır (Yağcı, 1992). Ayrıca kanadın bütün yüzeyi de pervanenin yarattığı akımla süprülmemektedir. Yine de böyle bir hızın varolduğunu varsayabilir; bu hızın niceliğini bulmakta da momentum teorisi kullanılabilir (McCormick, 1979).

$$V_i = \frac{1}{2} \left[-V + \sqrt{V^2 + \frac{2T}{\rho A}} \right] = 6.7 \text{ m/s}$$

V_i : indüklenen hız

A : pervane alanı

T : itki kuvveti (bu durumda ağırlığa eşit)

Bu hesaplamaların sonucunda kanadın pervane ardakısı (slipstream) içinde kalan bölümünde toplam hızın 23 m/s kadar olacağı görülmektedir. Bu hız kanatların aracı havada tutabilmesi için gerekli olan 26 m/s den düşüktür. Fakat bu bilginin ışığında sözkonusu aracın geçiş aşamasını başaramayacağını ileri sürmek eksik bir değerlendirme olacaktır. Çünkü geçiş aşaması süresince aracın üzerindeki tek kuvvet itki kuvveti değildir. İtki vektörünün geçiş aşamasının başından itibaren yerçekimine dik bir bileşeni de olacaktır. Bu bileşen araca yere paralel bir hız kazandıracak, bu hız da kanatların kaldırma kuvveti yaratmasına neden olacaktır. Muhtemel bir irtifa kaybının bile; hızın, dolayısıyla kaldırma kuvvetinin artmasına yolaçacağı da dikkatine alınmalıdır.

Sonuç olarak herbiri 7 HP gücündeki iki motorun aracı dikey olarak kaldıracak olduğu varsayımı momentum teorisine göre yanlış olmamakla birlikte, aracın yatay uçuşa geçebilmek için gerekli olduğu öne sürülen (ki gerekli olmayabilir) hıza ulaşması, yani bütün kanat üzerindeki hızın 26 m/s (perdövites hızı) olması bu motorlarla mümkün olmayabilir. Yine de ulaşılması gerektiği ileri sürülen ve teorik olarak ulaşılacak olan hızların birbirine yakın olması ümit vermektedir. Ayrıca pervanenin arkasındaki (slipstream) yüksek türbülansın tutunma hızını arttıracak da gözönüne alınmalıdır.

2.5.2 Yatay uçuş

Krokus firmasının ön tasarım raporunda sunduğu yatay uçuş performansı ile ilgili ön tahminler mühendislik hata sınırları içinde doğrudur. Tek olası çözüm gibi görünen sabit hatveli pervanelerin verimlerinin çok düşük olması, aracın askeri niteliğinden ötürü

yakıt sarfiyatının önemli olmaması nedeniyle dezavantaj kabul edilmeyebilir. Bu tür pervanelerin verimi 0,6 'ya kadar düşebilmektedir. Fakat, bu verimle bile, iki adet 7HP gücünde motor yatay uçuşta iyi bir performans vermektedir.

Yukarıda dikey hızı bulmak için kullanılan bağıntı askı tavanının 3000 m civarında olacağını göstermektedir. Firma da bunun 2500 m olacağını bulmuştur. Ayrıca pervanenin 0,65 verimle çalıştığı varsayılırsa aracın yatay uçuş tavanı 6000 m civarındadır. Bu değer de firmanın bulduğu değerle oldukça yakındır.

Bu tahminlerin kesinleştirilmesi ancak motorun ve pervanenin performans eğrileriyle mümkün olacaktır.

2.5.3 Kıvılcım Modelinin İtke İncelemesi

Kıvılcım modeli için 28 cm çaplı bir pervane ve her biri 0,5 HP gücünde iki motor seçilmiştir. Modelin 3,5 kg. olacağı öngörülmüştür. Araç için tırmanma hızının ve indüklenen hızın bulunmasında kullanılan formüller model için de kullanılırsa, 0,85 pervane verimi varsayımıyla

$$V_c = 5 \text{ m/s}$$

ve

$$V_i = 13 \text{ m/s}$$

bulunur.

Bu değerler modelin geçiş aşamasını başarma olasılığının, prototipinkinden daha az olduğunu göstermektedir. Ardakıdaki türbülansın tutunma hızını yükselttiği ve geçiş aşaması için zaten tutunma hızını geçmeye gerek olmadığı argümanları deneylerle doğrulanabilir ya da çürütülebilir ki böylesi deneyler proje kapsamı dışındadır.

2.5.4 Sonuç

Aracın öngörülen motor ve pervane sistemiyle görevini tamamlaması, dikey uçuştan yatay uçuşa geçiş aşamasını başarmasına bağlıdır. En yüksek dikey uçuş hızının ve pervanenin indüklediği hızın toplamı (23 m/s), kanadın tutunma hızına (26 m/s)

ulaşamamaktadır, fakat çok yaklaşmaktadır. Aslında bu hızların toplamının, tutunma hızını geçmesinin gerekli olup olmadığı da kesin olarak bilinmemektedir. Bunu anlamanın tek yolu deney yapmaktır. Ancak bu tür deneyler mevcut projenin kapsamı dışındadır.

Daha güçlü bir motor kullanarak tereddütlerden kurtulunabileceği düşünülebilir. Fakat firma yetkilileriyle yapılan görüşmeler sonucunda, dünya piyasasında bu tür çok az motor bulunduğu ve seçimin biraz da bu gerçek gözönüne alınarak yapıldığı anlaşılmıştır. Kaldı ki, daha güçlü bir motorun daha ağır olacağı ve daha fazla yakıt tüketeceği gibi gerçekler gözönüne alındığında seçimin pek de isabetsiz olmadığı ancak kanıtlanması gerekli hususlar bulunduğu söylenebilir.

Analitik çalışmalar sırasında, geçiş aşaması sözkonusu olduğunda beliren küçük risk dışında, araç için seçilen motorun ve pervanenin hesaplamalarında, Krokus'un varmış olduğu sonuçlardan farklı sonuçlara varılmamıştır. Böylece, itki açısından, öngörülen tasarımın görevi yerine getirmesine engel bir durum olmadığı söylenebilir.

2.6 Aeroelastik Değerlendirme

Alışıl gelmiş uçaklar için öntasarım aşamasında aeroelastik çözümler yapmak gerekmemektedir. Kanat sapması (divergence), flater veya kanadın izi içindeki kuyruğun titreşimi (tail buffeting) gibi sorunlar sonraki aşamalarda incelenmekte, örneğin kanat sapması ya da flater hızı yönetmeliklerin öngördüğü değerlerin altındaysa kanadın rijitliği artırılarak ve/veya kanadın veter boyunca kütle dağılımı ile oynanarak (gerekirse dengeleyici kütle ekleyerek) sapma ya da flater hızı yükseltilmektedir. Rijitlik artırımı ve dengeleyici kütle eklenmesi ağırlığı artırıcı işlemlerdir. Kıvılcımın taşıyacağı yararlı yükün kütlesi 6,5 kg, toplam yakıtı ise 7,0 kg olarak öngörülmüştür. Her hangi bir ağırlık artırımı ya görev donanımından fedakarlık edilmesini ya da yakıttan kısılmasını gerektireceği için ilk durumda görevden sağlanacak yararı, ikinci durumda ise havada kalma süresini azaltacaktır. Ağırlık dağılımındaki esneklik payı düşük olduğu için, toplamı oluşturan kısımların ağırlıklarının öngörülen sınırları aşmaması kritik bir husus haline gelmektedir. Bu nedenle Kıvılcım için ön yapılabirlik çalışmasında basit aeroelastik kontrollerin yapılması yararlı görülmüştür.

Açıklığı 2,55 olan ve her iki ucunda motor taşıyan kanat için herhangi bir aeroelastik sorun beklenmemektedir. Gerekirse kanat ucundaki motorların boylamasına

konumu ayarlanarak yerel kütle merkezi öne kaydırılabilir ve flater hızı artırılabilir. Ancak bu işleme gerek kalmayacağı düşünülmektedir.

Toplam (iki dengeleyici birlikte) açıklık oranı 4,4 olan dengeleyiciler tamamen hareketlidir ve belirtilmemiş olmakla birlikte bir tork tübüyle hareketinin sağlanacağı beklenebilir. Tork tübü, dengeleyici ortalama aerodinamik veterine ait aerodinamik merkezden geçtiği takdirde statik aeroelastik bir sorun çıkmayacaktır. Dengeleyici, kanadın izi içinde bulunmadığı için "buffeting" türü bir problem de beklenmemektedir. Tork tübü ve ona bağlı dengeleyicinin oluşturduğu titreşim sistemi düşünüldüğünde ise şu sonuca varılabilir: tork tübünün esnek (elastik) burulma şekil değiştirmesine uğradığı, dengeleyicinin ise bir katı cisim gibi davrandığı titreşim modunun en düşük frekanslı modlar arasında olması beklenebilir. Dengeleyicinin eğilme ve burulma rijitlikleri ve bunlarla ilgili en düşük frekansların da incelenmesi gereklidir. Diğer taraftan, Kıvılcım'ın yunuslama eksenine göre eylemsizlik momenti oldukça küçüktür; kütlesi de pek büyük değildir. Bu durumda tork tübü - dengeleyici sisteminin en küçük titreşim modu ile Kıvılcım'ın katı cisim modlarının etkileşerek flater sorunu doğurması olasıdır. Önemli olan nokta flater hızının, uçağın uçuş sınırlarının dışında kalmasıdır.

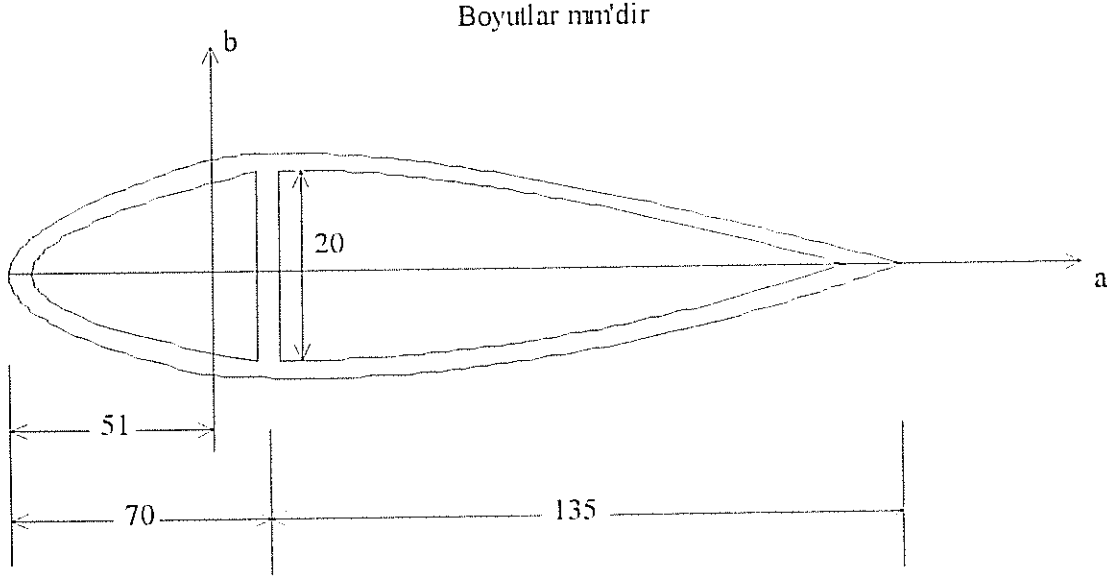
Tork tübü ve kanadın yapısı bu aşamada bilinmemekle birlikte doğal frekans değerleri için yaklaşık sınırlar belirlenebilir. Dengeleyici % 12 kalınlıkta ortalama aerodinamik veteri 0,205 m olan bir yüzeydir. 0,205 m'lik bir veterde en büyük kalınlık yaklaşık 2,5 cm'dir. Kullanılacak tork tübünün çelik, dış çapının 1,5 cm, et kalınlığının 1,5 mm ve toplam boyunun 30 cm olduğu ve bir ucunun hareketlendiricide (actuator) sabitlendiği varsayılırsa, tübün burulma rijitliği

$$k = \frac{GJ}{L} = \frac{(73 \times 10^9 \text{ Pa}) \pi}{(0,30\text{m}) 32} (0,015^4 - 0,012^4) = 714 \text{ N.m}$$

olarak bulunur.

Yapı elemanlarının polyamit malzemeden imal edileceği belirtilmiştir. Dengeleyicinin tek kirişli ("spar"lı) kabuk kutu şeklinde olacağı varsayılabilir. Polyamidin yoğunluğu 1380 kg/m^3 , çekme mukavemeti 194 MPa (28 ksi), basma mukavemeti 204 MPa (29,4 ksi) ve esneklik modülü 9 GPa (1300 ksi)'dir (ASM, 1987). Esneklik modülünün alüminyumunkinin sekizde biri olduğu görülmektedir. Dengeleyicinin boyutlarına bakıldığında, istenebilecek eğilme rijitliğini sağlamak için en az 2 mm et

kalınlığına sahip olması gerektiği söylenebilir. Bu durumda, Şekil 14'de görülen keside sahip 45 cm açıklıktaki bir dengeleyiciye ait özellikler aşağıdaki gibi hesaplanabilir:



Şekil 14. Kestirimde Kullanılan Kanat Profili

$$A \approx (2 \times 205 + 20) \times 2 \approx 900 \text{ mm}^2$$

$$I_a \approx 2 \times (205 \times 2) \times 8^2 \approx 50.000 \text{ mm}^4$$

(Birbirinden 16 mm uzakta iki şeridin eylemsizlik momenti)

$$I_b \approx \frac{1}{3} \times 2 \times 2 \times (154^3 + 51^3) \approx 5 \times 10^6 \text{ mm}^4$$

I_k = Tork eksenine göre kütleli eylemsizlik momenti

$$I_k = (1380 \text{ kg/m}^3) (0,45 \text{ m}) = (I_a + I_b) \approx 0,003 \text{ kg.m}^2$$

Tek dengeleyicinin ağırlığı = $(1380) (0,45) A = 0,56 \text{ kg}$ (tork tübü hariç)

Tork tübünün burulduğu, dengeleyicinin ise katı cisim olarak davrandığı titreşim modunun frekansı aşağıdaki gibi kestirilebilir:

$$f = \frac{(k/I_k)^{1/2}}{2\pi} = 78 \text{ Hz}$$

Bu modla uçağın katı cisim modlarının etkileşerek flatere yol açma tehlikesi varsa kütle eklenerek dengeleyicinin kütle merkezi tork tübü eksenine doğru kaydırılabilir. Ancak bu frekans yeterince yüksektir ve önlem gerektireceği sanılmamaktadır.

Dengeleyicinin ilk esnek titreşim modunun baskın olarak eğilme, ikincinin ise burulma modu olması beklenir. Tork tübü eksenini kabaca elastik eksen olarak kabul edilip, kütle merkezinin bu eksenden uzaklığı da ihmal edilirse (ki başka kaygularla, kontrol yüzeyi için kütle dengelemesi yapılarak kütle merkezinin tork eksenine ile çakıştırılması gerekecektir) ve dengeleyicinin kökte sabitlendiği varsayılırsa bir konsol kirişin ilk eğilme modu dengeleyicinin en düşük eğilme modu hakkında fikir verebilir. Böylece

$$f = \frac{1}{2\pi} \frac{(1,8751)^2}{L^2} \left(\frac{EI_n}{\rho A} \right)^{1/2} = 53 \text{ Hz}$$

değeri, ilk eğilme modu frekansının merteye olarak değerini göstermektedir. Tork tübünün sağladığı rijitlik nedeniyle bu frekans daha da yüksek olacaktır. Yukarıda hesaplanan her iki frekans da, ilgili modların Kıvılcım'ın katı cisim modlarıyla uçuş zarfı içinde etkileşerek flatere yolaçmayacağı kadar yüksektir ve bu açıdan bir sorun görünmemektedir. Anılan iki modun birbiriyle etkileşerek flatere yolaçması da olası değildir. Bu kanıyı güçlendirmek üzere literatürden örnek verilecektir (Bisplinghoff, 1955). Sözkonusu örnekte yarım kanat açıklığı 6 m, yarım açıklık oranı 3,3 olan belirli bir kanadın birinci eğilme ve birinci burulma modlarının frekansı sırasıyla 7,9 Hz ve 13,9 Hz'dir. Bu iki frekansın oranı flater analizinde önemli bir parametre olup mevcut durumdaki değeri 0,57'dir. İlgili uçağın flater hızı alındığı kaynakta 650 km/sa (180 m/s) olarak hesaplanmıştır. Kanat ucunda bir kütle taşıyan büyük açıklık oranına sahip bir başka uçağın ilk eğilme ve burulma frekansları sırasıyla 4,6 Hz ve 5,1 Hz (frekanslar oranı: 0,9) olup flater hızı 396 km/sa (110 m/s)'dir. Yukarıda hesaplanmış olan iki frekansın oranı ise yaklaşık 0,7 olup (1,0'dan uzak) Kıvılcım'ın tek bir dengeleyicisinin açıklık oranı 2,2'dir ve küçük bir orandır. Bu nedenlerle uçuş zarfı içinde flater sorunu umulmamaktadır.

2.7 Güvenilirlik İrdelemesi

İnsanlı uçaklarda güvenilirliği artırmak için yaşamsal uçuş aletlerinden iki ya da üç tane bulunması, sistemlerin yedekli olması ya da çok motorlu uçaklarda bir motor arızalandığında uçuşun güvenle sürdürülebilmesi gibi koşullara uyulmaktadır. Çeşitli sistemlerin güvenilirliği için arıza oranları belirlenmiştir. Örneğin yolcu uçaklarında bir komponenti arızalandığında işlevini sürdürmesi beklenen aygıtlar ve sistemler için arıza ihtimalinin 10^{-9} , devreden çıkarak uçağın onsuz uçabildiği sistemler için ise aynı ihtimalin en az 10^{-7} olması zorunlu tutulmuştur.

İnsansız uçaklar için belirlenmiş sayısal güvenilirlik değerleri bulunmamaktadır. Alışlagelmiş uçaklarda ön tasarım aşamasında aeroelastik çözümler yapılmadığı gibi güvenilirlik çözümleri de yapılmamaktadır. Ancak bir önceki kısımda belirtildiği üzere Kıvılcım'ın ağırlık bölümü pek oynama payına sahip değildir. Güvenilirliği artırmak için kimi sistemlerin yedeklenmesi düşünülürse yararlı yükten indirim yapılması gerekecektir. Bu nedenle eldeki yapılabirlik çalışması için hazırlanmış olan proje önerisinde güvenilirlik konusunun da kabaca irdelenmesi öngörölmüştü. Ayrıntılı bir inceleme için sistemleri oluşturan elemanların arıza risklerinin, herhangi bir arızanın doğuracağı sonuçların ciddiyetinin, Kıvılcım'ın parçalarının ve bütününün parasal değerinin, Kıvılcım'ın yararlı ömrünün vd. bilinmesi gerekir. Kıvılcım'ın uçuş profili içindeki en kritik anlardan birisi otomatik iniştir. Tamamen otomatik iniş yapabilen yolcu uçaklarında pist civarında irifanın en az 30 cm'lik hassasiyetle ölçülmesi gerekmektedir. Kıvılcım'ın inişinde bir akustik altimetrenin sinyallerinden yararlanılması düşünölmüştür. Dolayısıyla altimetre yaşamsal bir aygıt olmaktadır ve güvenilirliği artırmak için örneğin bir de radyo altimetre bulundurulması önerilebilir. Ancak Kıvılcım'ın insansız olması, uçağın maliyetinin yüksek olmaması ve ek sistemlerin maliyet artırıcı etkisi nedeniyle ikinci bir altimetreye gerek görölmeyebilir. Ayrıca inişi, bir pilotun uzaktan kumandayla gerçekleştirmesi de olasıdır ki Giriş bölümünde sözü edilen prototip "Sparrow Hawk" uçağı bu şekilde indirilmektedir. İncelemede varılan ön sonuç, yaşamsal elemanların düşük arıza oranına (yüksek güvenilirliğe) sahip olmak koşuluyla uçakta tek olarak bulundurulabilecekleridir.

2.8 Ağırlık İrdelenmesi

Bu kısımda Krokus firmasının Aerodinamik Ön Tasarım Raporu (A.Ö.T.R.) adını verdiği belgenin 11. sayfasındaki ağırlık hesabı irdelenecektir.

2.8.1 Yapı Ağırlığı

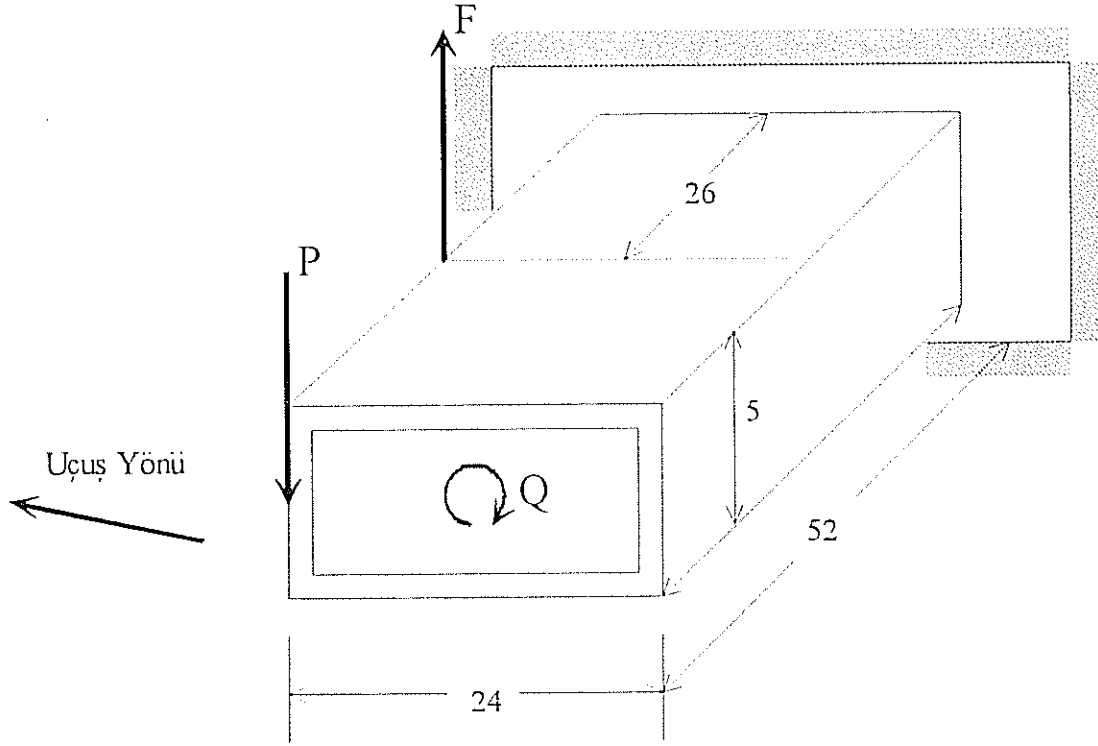
Bu irdeme yaklaşık olduğu için yapı basit geometrilerle temsil edilmiş ve basit mukavemet hesapları yapılmıştır. Tasarım yükü olarak + 5g alınmıştır.

2.8.1.1 Kanat

A.Ö.T.R.'nin 6. sayfasından kanadın, hücum ve firar kenarı parçaları ve ana taşıyıcı olarak üç kısımdan oluştuğı anlaşılmaktadır. Hücum ve firar kenarındaki kısımların yük taşımadığı varsayılarak yükü taşıyan orta bölüm, kanat açıklığı boyunca sabit dikdörtgen

kesitli tek gözlü bir kutu kiriş olarak temsil edilmiştir. Kutu kirişin genişliği, kanat kök ve uç veterinin ortalamasının yarısı kadar alınmıştır. Boyutlar Şekil 15'de gösterilmiştir:

Boyutlar cm'dir



Şekil 15. Kanat Ağırlığının Kestiriminde Kullanılan Kutu Kiriş Geometrisi

Boyutlar için Kısım 2.1'deki üç görünüm çizimine bakılabilir.

P, her bir kanat ucundaki motor, motor beşiği, servo, uçağın iki ayağı ve dengeleyicinin ağırlığı ve dengeleyici üzerindeki taşıma kuvvetini göstermektedir. Q, dengeleyici üzerindeki taşıma kuvvetinin P'nin etkilediği noktaya taşınmasından doğan burulma momentidir. Aşağıdaki hesaplamada, yayılı taşıma kuvvetinin etkilediği basınç merkezinin kanat açıklığı boyunca tam orta noktada olduğu varsayılmıştır. Bu, güvenli bir varsayımdır çünkü gerçek basınç merkezi gövdeye daha yakın olacaktır. Kutu kirişin uçuş yönüne bakan yan yüzeyi aerodinamik merkezde kabul edilmiştir. Motor beşiği, ayak ve dengeleyici grubunun ağırlık merkezi de aerodinamik merkezde alınmıştır. Krokus

firmasının 31.10.1989 tarihli Yapı Şart Belirleme Raporu'na (Y.Ş.B.R.) göre kanat düzlemine dik yöndeki tasarım yükleri +5g ve -4g'dir. Kıvılcım'ın tasarım değeri olarak alınan +5g'lik bir manevra sırasında dengeleyici üzerinde ters yönde bir taşıma kuvveti oluşacaktır. Bu kuvvetin değerini bilmek içinde bulunulan aşamada olası değildir. Kanat ve dengeleyici alanlarının oranı 3,4 olduğuna göre manevra sırasında iki yüzeyde oluşan taşıma kuvvetlerinin oranını da aynı almak yakın bir fikir verebilir. Vurgulamak gerekir ki yapılan hesaplamalar ön mühendislik hesaplarıdır. Bu durumda, uçağın ağırlığı W ise +5g'lik bir manevra sırasında tüm kanat üzerinde +7W, iki dengeleyici üzerinde ise toplam -2W değerinde taşıma kuvveti oluşur. Bu durumda yarım kanattaki F kuvveti

$$F = 3,5 W - 5 W_k$$

olur. W_k yarım kanadın ve içindeki sistemlerin toplam ağırlığıdır. Kutu kirişin et kalınlığı 2,5 mm alınırse tarafsız eksene göre alan eylemsizlik momenti

$$I = (5^3 \times 24 - 4,5^3 \times 23,5) / 12 = 72 \text{ cm}^4,$$

kutu kiriş ağırlığı ise

$$(5 \times 24 - 4,5 \times 23,5) (52) (10^{-6}) (1380 \text{ kg/m}^3) (9.81) = 10 \text{ N}$$

olur. Kanadın hücum ve firar kenarı parçalarının ağırlığı kutu kirişin yarısı kadar, kanat içindeki sistemler de 10 N ağırlığında kabul edilirse yarım kanadın ağırlığı

$$W_k = 10 + 5 + 10 = 25 \text{ N}$$

olur. Toplam uçak ağırlığı $W = 368 \text{ N}$ olduğuna göre F kuvvetinin değeri 1163 N'dur. A.Ö.T.R.'de her bir tepki grubunun (motor, dişli kutusu, pervane) kütlesi 4,5 kg olarak verilmiştir. Kısım 2.6'da dengeleyici ağırlığı 0,56 kg olarak hesaplanmıştı. Tork tübü ve bağlantıları 0,2 kg olarak alınabilir. Motor beşiği, iki ayak, sürüklenme dümeni ve servo ağırlığı toplam 1,75 kg civarında olacaktır (aşağıda hesaplanacak). Böylece kanat ucundaki toplam kütle 7 kg'dır. +5g'lik bir manevrada, dengeleyici taşıma kuvveti de (-W) katıldığında P kuvveti

$$P = 5 \times 7 \times 9,81 + 368 \approx 700 \text{ N}$$

olarak hesaplanır. Eğilme momentinin kanat kökünde yarattığı dik gerilme ise

$$\sigma = (700 \times 0,52 - 1163 \times 0,26) \times 0,025 / (72 \times 10^{-8}) \approx 2 \times 10^6 \text{ Pa}$$

olur. Kısım 2.6'da belirtildiği üzere polyamidin basma ve çekme mukavemeti 200 MPa civarındadır ve görüldüğü gibi uygulanan gerilmenin çok üzerindedir. Ancak kanat, kombine yükleme altındadır ve kesme gerilmesi analizi de gereklidir. Yukarıdaki hesaplamaya göre konvansiyonel uçakların tersine kanadın üst yüzeyi çekme gerilmesine maruz kalmaktadır. Kanadın ucunda taşınan büyük kütle ve dengeleyici nedeniyle böylesi bir olgu olasılık dışı değildir. Ancak unutmamak gerekir ki yapılan hesaplar yaklaşıktır ve kanadın üst yüzeyinin +5g'lik bir manevrada düşük değerli basma gerilmesine maruz kalması da olasıdır. Kutu kirişin kökünde yaratılan net burulma momenti ise

$$T = Q + 0,12 \times (F - P)$$

formülünden hesaplanır. Kısım 2.1'deki üst görünüm çiziminden, kanat ve dengeleyicinin ortalama aerodinamik veterleri arasındaki uzaklığın 284 mm olduğu görülmektedir. Böylece

$$T = 0,284 \times 368 + 0,12 \times (1163 - 700) = 160 \text{ N.m}$$

olur. Burulma momentinin, kirişin eksenine paralel herhangi bir dik gerilme yaratmadığı varsayılırsa (ki doğru bir varsayım değildir, ancak bu aşamada amaç mertebe analizi yapmaktır), oluşan kesme gerilmesi

$$\tau = T / 2At = 160 / (2 \times 0,24 \times 0,05 \times 0,0025) \approx 2,5 \times 10^6 \text{ Pa}$$

olarak hesaplanır.

Kiriş ucundaki değeri $P = 700 \text{ N}$ (aşağı) ve kökündeki değeri $F - P = 463 \text{ N}$ (yukarı) olan kesme kuvvetinin bu iki kesitte yarattığı maksimum kesme gerilmesi ise yaklaşık olarak sırasıyla

$$\tau = 700 \times 1,5 / (2 \times 0,05 \times 0,0025) = 4,2 \times 10^6 \text{ Pa}$$

ve

$$\tau = 463 \times 1,5 / (2 \times 0,05 \times 0,0025) = 2,78 \times 10^6 \text{ Pa}$$

olur. Polyamidin kesme mukavemetine ilişkin bir değer bulunamamıştır. Maksimum kesme gerilmesi 6,7 MPa civarında olacağına göre bu aşamada 2,5 mm et kalınlığı yeterli kabul edilebilir ve hatta optimizasyonla bu kalınlığın azalacağı düşünülebilir.

2.8.1.2 Gövde

Kanat için 2,5 mm kalınlık yeterli bulunduğuna göre gövde için 2 mm kalınlık varsayılması uygun (hatta fazla) olacaktır. Gövde (radom, yüklük ve empenaj birlikte) 55 cm boyunda 22 cm çapında sabit kesitli bir silindire temsil edilirse ağırlığı

$$W_g = \pi \times 0,22 \times 0,002 \times 0,55 \times 1380 \times 9,81 \approx 10 \text{ N}$$

olarak hesaplanır.

2.8.1.3 Motor beşiği ve ayaklar

Motor beşiği de $30 \times 30 \times 12 \text{ cm}^3$ boyutlarında bir dikdörtgenler prizması şeklinde temsil edilebilir. 2 mm'lik bir kalınlık yine uygun olacaktır. Bu durumda iki beşik ağırlığı

$$W_b = 4 \times (30^2 + 30 \times 12 \times 2) \times 10^{-4} \times 0,002 \times 1380 \times 9,81 = 18 \text{ N}$$

olur.

Krokus PTG (Proje Tasarım Grubu) tarafından ayaklarda değişik yapılmış ve sürüklenme dümeni eklenmiş olup yeni geometri Kısım 2.1'de "Tasarım Değişiklik Teklifi" başlıklı şekilde gösterilmiştir. Buna göre iki ayağın ve bir dümenin yüzey alanı

$$A_a = 25 \times 26 + 2 \left(\frac{5+14}{2} \times 18 + \frac{14 \times 18}{2} \right) = 1244 \text{ cm}^2$$

olup, 4 mm kalınlık uygun gibi görünmektedir. Bu durumda dört ayak ve iki dümenin toplam ağırlığı

$$W_a = 2 \times 1244 \times 10^{-4} \times 0,004 \times 1380 \times 9,81 = 14 \text{ N}$$

olarak hesaplanır.

2.8.1.4 Dengeleyiciler

Kısım 2.6'da hesaplandığı üzere tek dengeleyicinin kütlesinin 0,56 kg civarında olması beklenebilir. Tork tübü, vs. ile birlikte iki dengeleyicinin toplam ağırlığının

$$W_d = 2 \times (0,56 + 0,2) \times 9,81 = 15 \text{ N}$$

olması beklenebilir.

2.8.1.5 Toplam Yapı

Yukarıda kestirimi yapılan ağırlıklar toplandığında yapı grubunun ağırlığı

$$W_y = W_g + 2W_k + W_b + W_a + W_d = 107 \text{ N}$$

olarak hesaplanır ki bu değer 11 kg'lık bir kütleyi temsil etmektedir. Ağırlık kestiriminde ayrıca mekanik bağlayıcılar gözönüne alınmamıştır. Ancak yapının optimize edilmesiyle, bağlayıcılar katılsa bile W_y değerinin çok artmayacağı düşünülmektedir. Ön tasarımda öngörülen kütle ise 12 kg olup burada kestirilen değer 1 kg'lık bir tasarrufun olası olduğuna işaret etmektedir.

2.8.2 Diğer Ağırlık Grupları

A.Ö.T.R.'de tepki, yakıt, çekirdek elektrik elektronik donanım (ÇEED) ve yük için 25,5 kg'lık bir kütle öngörülmüştür . Bu grupların ağırlığının antabileceği ve yapıdan sağlanan tasarrufun sistemlere kullanılabilmesi düşünülmektedir. Ancak son tasarımda oluşabilecek kütle artışları uçak tasarımında beklenmedik bir olgu değildir ve mevcut durumda 1 - 2 kg'lık kütle artışı tolere edilebilir. Sonuç olarak Kıvılcım'ın ön tasarım kütlesi olan 37,5 kg, bu aşamada öngörülemeyen bir sorun çıkmadığı takdirde iyi bir kestirimdir.

3. DENEYSEL ÇALIŞMA

3.1 Model İmalı

Kıvılcım'ın sıradışı bir uçak olması aerodinamik, uçuş mekaniği ve kontrol edilebilirlik özelliklerine ilişkin kuramsal saptamaları zorlaştırmaktadır. Pervanenin, kanadın ve yatay dengeleyicilerin hemen hemen tamamını taşıyor olması bu yüzeyler üzerindeki akım yapısının ve bu yapının kararlılığa (stabiliteye) ve kontrol edilebilirliğe etkisinin kestirilebilmesini güçleştirmektedir. Kalkış ve inişte kontrol edilebilirlik, irtifa dümeni ve kanatçık işlevlerini de gören dengeleyicinin pervane akımı içinde kalıyor olması sayesinde sağlanacaktır. Ancak bu akımın yerle etkisinin kestirilmesi hemen hemen olanaksızdır. Uçağın yatay ve düşey uçuş arasındaki geçişlerini ve askıya ve askıdan uçuşa geçişini modellemek de oldukça zordur. Kıvılcım'ın kütlelerinin ve yunuslama eksenine göre kütsel eylemsizlik momentinin küçüklüğü kanada dik gelen rüzgar sağanaklarına karşı hassas olmasına yol açacaktır. Bu hassasiyetin sağanak rüzgarlı bir ortamda çeşitli durumlar arasındaki geçişi ve askı konumunda gözetleme yaparken gösterilecek performansı nasıl etkileyeceği daha ileri aşamalarda irdelenmelidir. Ancak bütün bu durumların incelenmesi yoğun deneysel çalışmaları ve uçuş testlerini içermek zorundadır.

Yukarıdaki gerekçelerle, doğrudan sonuç elde etmek üzere Kıvılcım'ın 1/3 ölçekli bir modeli imal edilmiştir. Ancak mevcut çalışmanın amaç ve kapsamı nedeniyle yukarıdaki hususların tamamının irdelenmesi sözkonusu değildir. Yalnızca hücum açısına ve dengeleyici açısına bağlı olarak rüzgar tüneline aerodinamik kuvvetlerin ölçümü ve stabilite özelliklerinin gözlenmesi hedeflenmiştir.

Modelin büyük kısmı balsadan (kanat kirişleri çamdan), her bir motoru taşıyan, rüzgar tüneli desteklerinin bağlandığı ayaklar ise camelyaf kompozit plakadan yapılmıştır. Başlangıçta motorların içten yanmalı model uçak motorları olması düşünülmüş ancak bu motorların geometrisinin 1/3 ölçekli motor beşiğine sığmaması, şaftı ters dönüşlü piston motor bulmanın zorluğu ve iki motorun senkronizasyonunda zorluk çekileceği endişesi DC elektrik motoru seçimine götürmüştür. Bu motorların gerektirdiği yüksek güç ise uçak içindeki bir pilden sağlanamayacağı için dışarıdan akü ile besleme yapılmıştır. 16 voltluk motorların her biri 520 Watt gücündedir. Ancak deneylerde motorlar 12 voltta çalıştırılmıştır. Modelin toplam ağırlığı 1950 gramdır.

Model, yapısı tüneldeki yüklere dayanacak şekilde tasarlanmıştır. Kanadın iki kirişi yekpare olup gövdenin içinden geçmektedir. Kanadın her bir ucunda motor beşiği, motor, ayak, vs. olmak üzere 600'er gram yük taşınmaktadır. Model imali, ince ve ayrıntılı yapısı nedeniyle projenin en zaman alıcı ve özen gerektiren kısımlarından biri olmuştur. Modele ilişkin çeşitli fotoğraflar aşağıda verilmiştir.

3.2 Rüzgar Tüneli Deneyleri

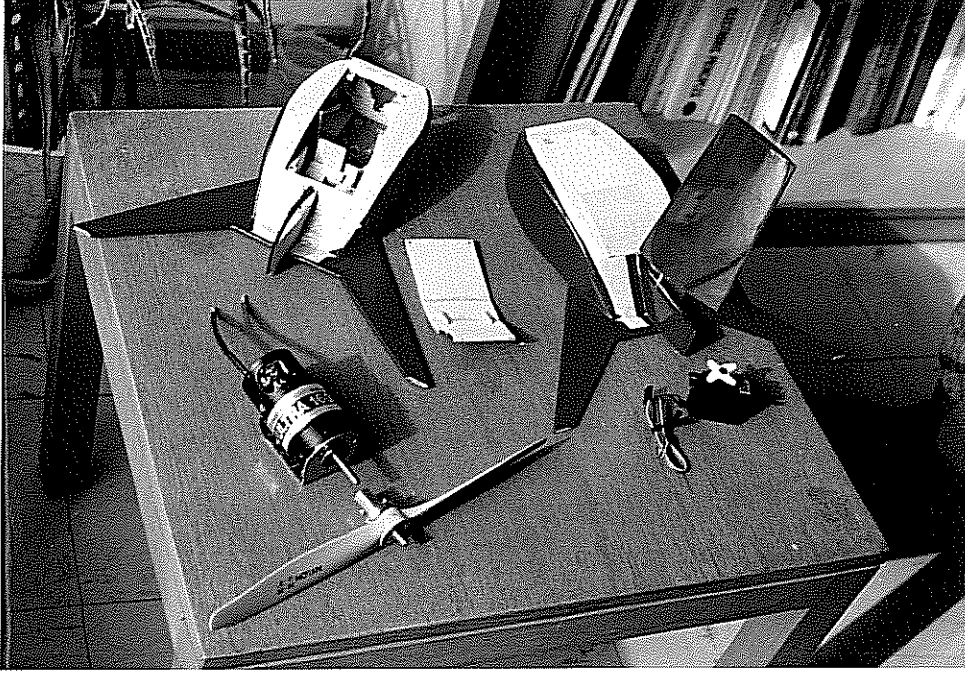
Kıvılcım'ın modeli ODTÜ Havacılık Mühendisliği Bölümü'nde bulunan 600 x 150 cm² kesitli rüzgar tüneline denemiştir. Kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri ve yunuslama momenti, tüneline altına kurulmuş olan ölçme sistemiyle (force balance) ölçülmüş, sonuçlar HP 3852A veri alım sistemiyle bilgisayara aktarılmıştır. Tüm deneylerde tüneldeki hava hızı 18.5 m/s, pervanelerin dönüş hızı 6500 - 6800 rpm'de tutulmuştur. Tüneline kuvvet ölçme sistemindeki (balans) aksaklıklar nedeniyle alınan ölçümler sağlıklı görülmemiştir. Ancak çıkarılan niteliksel sonuçlardan bir tanesi dengeleyicilerin pek etkin olmadığı ve geometrilerinin değiştirilerek büyütülmelerinin gerekebileceğidir. Bu tür değişiklikler geliştirme aşamasında yapılacak olağan çalışmalar sonunda kesinleşecektir. Model ile yere çok yakın kalınarak ve motorları nominal güçlerinin altında besleyerek bir askı denemesi yapılmış ve bu denemenin sınırlamaları içinde aracın kendisini, bir kararsızlık belirtisi olmadan askıda tutabildiği izlenimi edinilmiştir. Bu da daha sonra kesin olarak doğrulanmak koşuluyla olumlu bir olgudur çünkü askı ve kalkış durumunda pervanelerin kanatları yükleyerek dengeyi bozabileceği endişesi taşınmaktaydı. Yine de böyle bir olumsuzluk olasılığı olsa dahi dengeleyicilerle kontrol sağlanabilir.

4. İDARİ VE MALİ YAPILABİLİRLİK

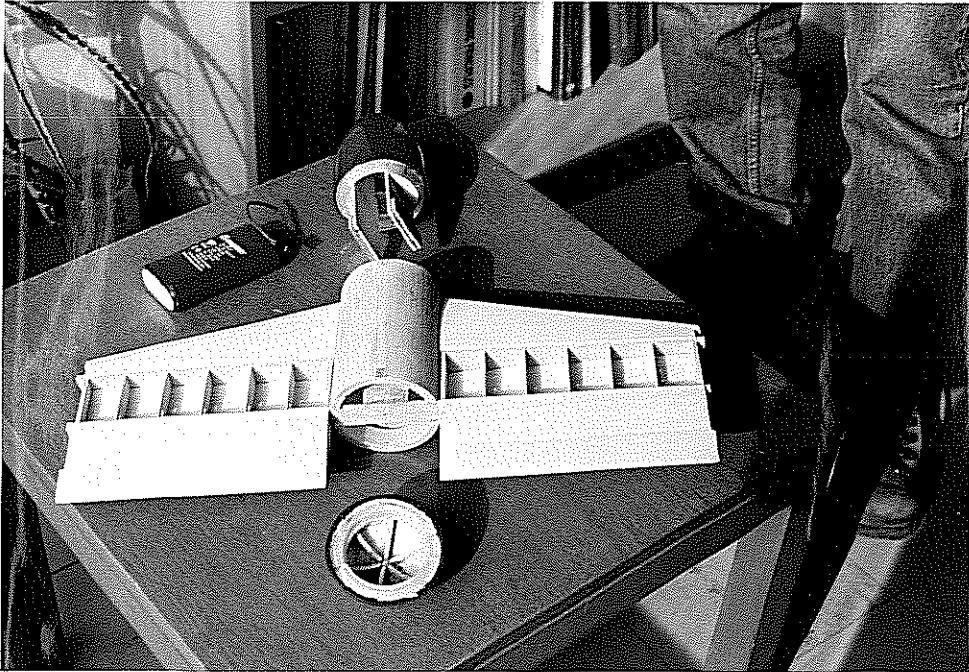
4.1 İdari Yapılabilirlik

Bu bölümde önerilen Krokus İnsansız Hava Aracı Projesi İdari Yapılabilirlik açısından incelenecektir. Öneride, projenin beş faz halinde gerçekleştirileceği belirtilmiştir. Bu fazların kapsamı ve süresi aşağıdaki gibi özetlenebilir:

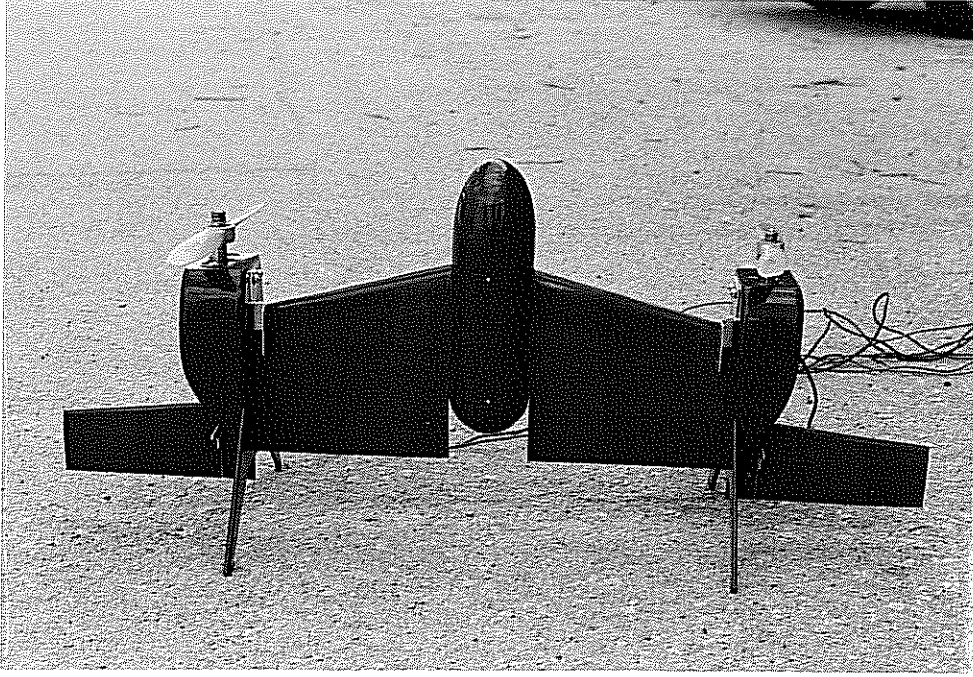
Faz 1: Piyasa araştırmaları, ön tasarım raporları, malzeme ve örnek testi, rüzgar tüneli 1. deneyi (13 ay).



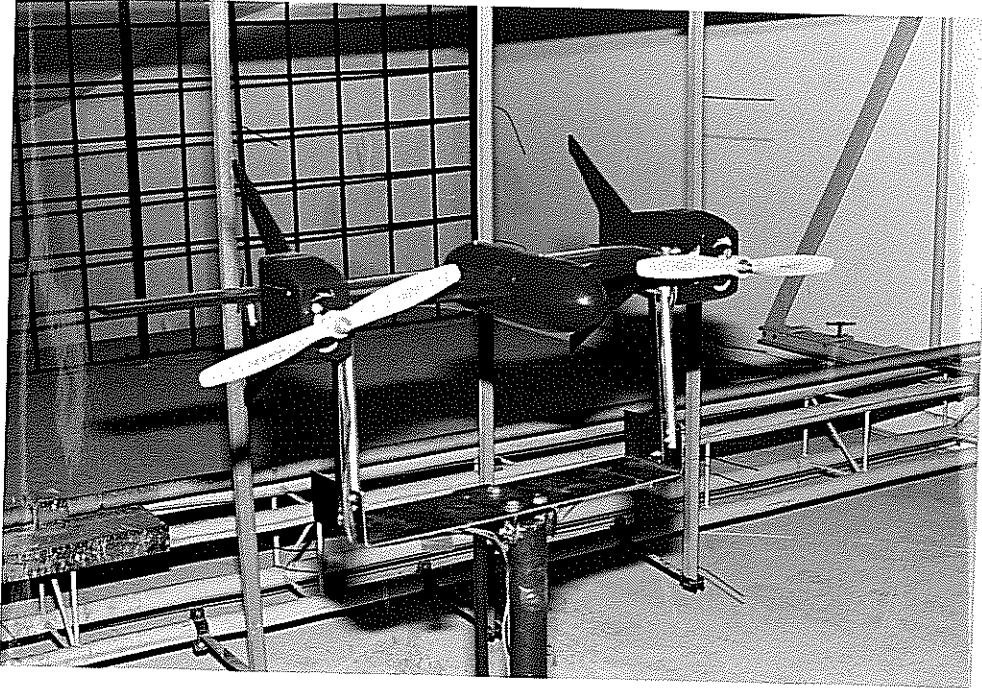
Fotograf 1. Motor beşikleri imalat aşamasında



Fotograf 2. Gövde ve kanatlar imalat aşamasında



Fotoğraf 3. Model bitmiş durumda



Fotoğraf 4. Model tünelde

Faz 2: Malzeme tedariki, rüzgar tüneli 2. deney, maket imali, komponent testleri. (16,5 ay).

Faz 3: Asamble hattı, ÇEED (Çekirdek Elektrik Elektronik Donanım) komponent testi, yer komponent montajı, tepki montajı (6,5 ay).

Faz 4: İletişim testi, mekanizma testleri, sistem testleri (6,5 ay).

Faz 5: Uçuş testleri (4 ay).

Bu fazlar ve her bir faz için göz önüne alınan süre daha önce ülkemizde prototipi üretilmiş olan TAI'nin insansız hava aracı ile kıyaslandığında genellikle uygun olarak değerlendirilmektedir. Bu sürelerden Faz 4 ve Faz 5 için ayrılan sürenin (10,5 ay) TAI tecrübesi göz önüne alındığında yetersiz olabileceği kanısı uyanmaktadır. Kıvılcım üzerindeki testlerin TAI uçağının gerektirdiği gibi bir uçuş pistine ihtiyaç göstermeyeceği ve uçuş pisti temininde ortaya çıkabilecek sorunların burada oluşmayacağı fikrinden hareketle bu iki faz için toplam onaltı aylık bir sürenin yeterli olabileceği düşünülmektedir.

Kıvılcım, teknik yapılabirlik bölümünde de belirtildiği gibi dinamik olarak kararsız bir uçaktır. Kalkış, iniş, düz uçuş durumlarında uçağın kararsız olduğu bilinmektedir. Uçağı kararlı hale getirebilmek için uçuş kararlılık sistemine (stability augmentation system) ihtiyaç olacaktır. Bu sistemin yer bilgisayarlarında gerçekleştirilerek, uçağı gönderilecek komutlarla sağlanması olası ise de pratik değildir. Diğer taraftan, eğer pilot araziye iyi tanımiyorsa, video görüntüsüne bağlı kalarak uçağı uzaktan kumanda etmek de son derece zordur. Bütün bunlar, uçuş direktörü (flight director), otopilot, kararlılık sistemi (stability augmentation system) gibi sistemleri barındıran, bir veya birkaç işlem birimini içeren, uçak üzerine takılmış bir uçuş kontrol bilgisayarına ihtiyaç göstermektedir.

Otopilot ve uçuş direktörü sistemleri, geleneksel, aerodinamik olarak kararlı küçük uçaklar için yaygın olarak üretilmekte ve uzman üreticilerden kolaylıkla temin edilebilmektedir (TAI İHA uçağında olduğu gibi). Diğer taraftan Kıvılcım, geleneksel uçakların dışında bir aerodinamik yapı sergilemekte ve geleneksel uçakların uçuş rejimleri dışında rejimlerde de uçuşması öngörülmektedir (özellikle iniş ve kalkış manevraları göz önüne alındığında). Bu durum Kıvılcım'a has bir uçuş kontrol bilgisayarını gerektirecektir. Bu bilgisayarın donanım olarak çeşitli üreticilerden temin edilebilmesi olasılığı varsa da,

gerekli yazılımın tasarlanarak geliştirilmesi için ayrı bir araştırma geliştirme çalışması yapılmalıdır. Böyle bir çalışma için projede süre ayrılmamıştır.

Sonuç olarak idari yapılabilirlik açısından öngörülen sürenin, özel uçuş kontrol sistemi araştırma, tasarım, geliştirme ve test faaliyetleri için gereken süreler ilave edildiğinde, yeterli olmayacağı düşünülmekte ve gerekli ön çalışmanın yapılarak, uçuş kontrol sistemi geliştirilmesi ve testi için ihtiyaç duyulacak işgücü ve sürenin tespit edilmesi önerilmektedir.

4.2 Mali Yapılabilirlik

Kıvılcım İHA bütçe termin planı aşağıdaki gibi özetlenebilir:

1 Ocak 199X	\$ 280 601,95
31 Aralık 199X	\$ 638 766,72
31 Aralık 199X+1	\$ 269 346,64
31 Aralık 199X+2	\$ 82 250,95
1 Ocak 199X+3	\$ 9 031,05
<hr/>	
Toplam	\$ 1 279 997,31

Bu fiyatlar son derece detaylı bir kaynak kullanım listesi göz önüne alınarak çıkarılmıştır. Bu fiyatları TAI'nin İHA fiyatları ile kıyasladığımızda istenen bütçenin yeterli olduğu değerlendirilmektedir.

Bununla birlikte bu fiyatlara idari yapılabilirlik kısmında da değindiğimiz ilave ihtiyaçların eklenmesi gerekmektedir. Bunlar:

- 1) Faz 4 ve Faz 5 için önerilen 5,5 aylık ilave sürenin maliyeti,
- 2) Bu uçak için özel olarak geliştirilmesi gereken uçuş kontrol bilgisayar sistemi geliştirilmesi için gerekli süre, işgücü, donanım ve altyapı maliyetleridir.

Bu ilave maliyetlerin \$ 200 000,00 gibi ek bir bütçeye ihtiyaç gösterebileceği tahmin edilmektedir.

Sonuç olarak mali yapılabilirlik açısından önerilen Kıvılcım İHA proje bütçesinin \$ 1,5 milyon'a çıkarılmasının mali yapılabilirliği güvenceye alacağı değerlendirilmektedir.

5. SONUÇ

Kıvılcım konvansiyonel uçak ve helikopterlerden önemli farkları olan bir insansız hava aracıdır. Pist gerektirmeden dar alanlardan kalkıp inebilmesi böyle bir aracı çekici kılmaktadır. Aerodinamik ön tasarımı, statik ve dinamik kararlılığı, ağırlık dağılımı, itki sistemi ve aeroelastik özellikleri incelenen Kıvılcım için şu sonuçlara varılmıştır:

a) Ön tasarımda temel bir hata yoktur. Ancak hiç bir uçağın son üretim modeli ilk tasarıma ya da prototipe benzemez. Geliştirme, ayrıntı tasarımı ve test aşamalarında çeşitli değişiklikler gündeme gelir. Kıvılcım'da da çeşitli tasarım değişiklikleri beklenmelidir. Örneğin iniş ve kalkışta kontrol edilebilirliği artırmak amacıyla dengeleyicilerin pervaneyle etkileşimini iyileştirmek üzere dengeleyici geometrisi değiştirilebilir, ya da pervane çapı artırılabilir. Kanat alanının bir parça büyütülmesi, gövdenin öne doğru uzatılması, yanıl kararlılığı artırmak üzere ek dikey yüzey konması, vd. değişiklikler gündeme gelebilir. Bu sıralananlar kesinlikle gerektiği için değil örnek olarak söylenmiştir. çeşitli hususlar bir bütünlük içinde değerlendirilmelidir çünkü yapılacak herhangi bir değişiklik başka bir özelliği olumsuz etkileyebilir.

Yukarıda vurgulanmak istenen nokta uçak tasarım ve geliştirmesinin doğası gereği zaman içinde değişiklikler olabileceği ancak Kıvılcım'ın dayandığı kavramda temel bir yanlış bulunmadığıdır.

b) Uçak dinamik olarak kararsız görünmektedir ancak güncel bilgi birikimi ve teknoloji, aktif kontrol yoluyla bir uçağı kararlı kılabilmektedir. Kaldı ki raporun Giriş bölümünde sözedilen ve Kıvılcım'la aynı kavrama dayanan Sky Technology firmasının "Sparrow Hawk" adlı insansız aracı kararlı bir uçaktır ve yerdeki bir pilot tarafından uzaktan kumanda ile kaldırılıp indirilmektedir. "Sparrow Hawk"ın konfigürasyonu Kıvılcım'dan farklıdır ancak önemli olan nokta, dikine kalkış ve iniş, yatay uçuş ve askıda durma kavramına dayalı bir insansız hava aracının temel olarak uygulanabilir olmasıdır. "Sparrow Hawk" konfigürasyon farklılıkları tamamen hareketli kanardlara sahip olması, tek motor ve pervanesinin bulunması, kanat düzlemine dik beş adet denge yüzeyinin varlığı

(ki tek pervanenin bulunması bu kadar çok dikey yüzey gerektiren sebeplerden biridir) ve uzunca bir gövdeye sahip olması gibi hususlardır. McDonnell Douglas firması "Sparrow Hawk"ı geliştirmesi için Sky Technology firmasını finanse etmiştir.

c) Dikey ve yatay uçuş arasındaki geçiş performansının bu aşamada kestirilebilmesi çok güçtür. Ancak geçiş olayı "Pogo" (XFY-1) ve "Sparrow Hawk" gibi uçaklarca başarıyla yapılmıştır ve temel bir sorunun bulunmadığı kanıtlanmıştır.

d) Askıda kalabilme açısından da temel bir zorluk yoktur. Bu konumda pervane en üstte, kütle merkezi onun altında ve basınç merkezi de en altta olacağı için uçak kararlı davranacaktır. Ancak yanal rüzgar sağanaklarına (gust) karşı kararlılığın artırılması gerekebilir.

e) Toplam 14 beygir güçlük motor sistemi uçağı kaldırıp yatay uçuşa geçirebilecek güçte görünmektedir.

f) İmal edilen modellerle yapılan kalkış denemelerinde uçakta herhangi bir kararsızlık, yana sürüklenme ya da devrilme eğilimi gözlenmemiştir.

g) Ağırlık kestirimi yaklaşık olarak doğrudur (ön tasarım aşamasında hiç bir uçağın kesin ağırlığı bilinemez). Yapının optimizasyonu ile yapısal ağırlığın azalması ve bu tasarrufun sistemler ya da ek yakıt için kullanılabilmesi olasıdır.

Sonuç olarak, Kıvılcım adlı aracın tasarım ve geliştirme çalışmalarının desteklenmesini engelleyecek herhangi bir temel sorun saptanmamış olup desteklenmesinin önerilmesine karar verilmiştir. Bundan sonra yapılması gerekli çalışmalar şöyle sıralanabilir:

i) Aracın dinamik kararlılığı ve kontrol edilebilirliği parametrik olarak incelenmeli, gerekirse konfigürasyon değişiklikleri yapılarak bu kararlılığın nasıl iyileştirilebileceği araştırılmalıdır.

ii) Kapsamlı statik ve dinamik rüzgar tüneli deneyleri yapılmalı, çıkacak sonuçlara göre (i) maddesi ile de uyumlu olarak tasarım geliştirilmeli ve konfigürasyon dondurulmalıdır. Tünel deneyleri aracın çeşitli rejimlerdeki davranışına ilişkin önemli ipuçları verecektir.

iii) 1/2 ya da tam ölçekli bir prototip imal edilerek kalkış, geçiş ve askı durumları uçuş testleri ile incelenmelidir.

Sonuç olarak karada ya da bir gemi güvertesindeki dar alanlardan kalkıp inebilecek bir insansız uçak kavramının geliştirilme çalışmalarının desteklenmeye değer olduğu kanısına varılmıştır.

KAYNAKÇA

- [1] - , *Jane's All the World's Aircraft*, Jane's Information Group Ltd., UK (çeşitli yıllar).
- [2] Hess J. L., Review of the Historical Development of Surface Source Methods in *Computational Methods in Potential Aerodynamics*, ed: Morino L., 21 (1985).
- [3] Hoeijmakers H. M. W., Panel Methods for Aerodynamic Analysis and Design in AGARD, May 6-10, Ankara, Turkey (1991).
- [4] Hess J. L., Smith A. M. O., Calculation of Nonlifting Potential Flow About Arbitrary 3D Bodies, *Journal of Ship Research*, 8, 22 (1964).
- [5] Hess J. L., *Calculation of Potential flow About Arbitrary 3D Bodies*, McDonnell Douglas Corp. Report No. J5679X-01, California (1972).
- [6] Egan D., *A 3D Panel Code*, California State University, LB (1990).
- [7] Berkman M. E., *Calculation of Aerodynamic Coefficients of An UAV Using A 3D Panel Code and Comparison with Experimental Results*, METU (1993).
- [8] Etkin B., *Dynamics of Flight-Stability and Control*, second edition, John Wiley and Sons, New York, (1982).
- [9] Renaudie J.F., Course Notes on Flight Mechanics, *Special Course on Flight Mechanics*, ODTÜ Havacılık Mühendisliği Bölümü, Ankara, (1991).
- [10] Stepniewski W. Z., *Rotary Wing Aerodynamics*, NASA Report prepared under contract NAS2-7007, (1979).
- [11] Yağcı H., *Comparison of Slipstream Characteristics of Two Study Propellers Under the Same Operating Conditions*, CASA Technical Report, No: AVA-PR-C3M-NT-92016, (1992).
- [12] McCormick B. W., *Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics*, John Wiley and Sons, New York, (1979).
- [13] - , *Engineers Guide To Composite Materials*, ASM (American Society for Metals), (1987).
- [14] Bisplinghoff R.L., Ashley H., Halfman R.L., *Aeroelasticity*, Addison-Wesley Publishing Co., (1955).

BİBLİYOGRAFİK BİLGİ FORMU	
1- Proje No: MİSAG-20	2- Rapor Tarihi: 15.4.1994
3- Projenin Başlangıç ve Bitiş Tarihleri: 15.8.1992-15.12.1993	
4- Projenin Adı: Krokus İnsansız Hava Aracı Ön Fizibilite Projesi	
5- Proje Yürütücüsü ve Yardımcı Araştırmacılar: Doç.Dr.Mehmet Akgün (Proje yürütücüsü) Prof.Dr.Nafiz Alemdaroğlu, Y.Müh.Özcan Ertem, Y.Müh.Hüseyin Yağcı, Doç.Dr.Ozan Tekinalp	
6- Projenin Yürütüldüğü Kuruluş ve Adresi: ODTÜ Havacılık Mühendisliği Bölümü-ANKARA	
7- Destekleyen Kuruluş(ların) Adı ve Adresi: TÜBİTAK ve ODTÜ Havacılık Mühendisliği Bölümü-ANKARA	
8- Öz (Abstract): Bu çalışmada Krokus Mühendislik Hizmetleri adlı firmanın ön tasarımını yaparak TÜBİTAK'a geliştirme desteği için başvurduğu Kıvılcım adlı İnsansız Hava Aracı'nın ön yapılabilirlik (fizibilite) incelemesi gerçekleştirilmiştir. Kıvılcım, gövdesi yere dik konumdayken dikine kalkış yapması, yatay uçuşa geçmesi, tekrar dik konuma geçerek askıda kalabilmesi ve dik olarak inmesi öngörülen bir uçaktır. Yapılabilirlik ağırlıklı olarak teknik açıdan irdelenmiş bu arada firmanın öngördüğü mali ve idari konular (bütçe, çeşitli araştırma-geliştirme fazları ve süreleri) gözden geçirilmiştir. Firmanın ön tasarım hesapları kontrol edilmiş, bilgisayar programlarıyla uçağın statik ve dinamik kararlılığı irdelenmiş, aerodinamik analizi yapılmış, öngörülen ağırlığı basit mukavemet hesaplarıyla kontrol edilmiş ve bir modeli imal edilerek rüzgar tüneline denetlenmiştir. Ayrıca uçağın itki sisteminin performansı incelenmiştir.	
İnsansız Hava Aracı, Dikine Kalkış ve İniş, Ön Tasarım, Fizibilite, Anahtar Kelimeler: Model imali.	
9- Proje ile ilgili Yayın/Tebliğlerle ilgili Bilgiler Yok	
10- Bilim Dalı: Doçentlik B. Dalı Kodu: 618.01.01,02,03 ISIC Kodu: Uzmanlık Alanı Kodu:	
11- Dağıtım (*): <input checked="" type="checkbox"/> Sınırlı <input type="checkbox"/> Sınırsız Hava K.K., Kara K.K., Deniz K.K., Savunma Sanayii Müsteşarlığı	
12- Raporun Gizlilik Durumu: <input checked="" type="checkbox"/> Gizli <input type="checkbox"/> Gizli Değil	

(*) Projenizin Sonuç Raporunun ulaştırılmasını istediğiniz kurum ve kuruluşları ayrıca belirtiniz