

Serkan Özgen
Doç. Dr.

Ali Behiç Güventürk
Uçak Yüksek Mühendisi

Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü
Orta Doğu Teknik Üniversitesi
06531, Ankara

Altın Kanatlar Projesi Kapsamında İki Adet Hafif Uçağın Tasarımı ve Sertifikasyonu

Makalede iki adet tek motorlu, pervaneli hafif uçağın aerodinamik tasarımı ve sertifikasyonu anlatılmaktadır. Tasarım için dünyada yaygın olarak kullanılan yöntem ve kaynaklar benimsenmiştir. Sertifikasyon ise JAR-VLA (Joint Aviation Regulations - Very Light Aeroplanes) kriterleri baz alınarak gerçekleştirilmiştir. Hesaplanan performans ve uçuş parametrelerinin daha sonra yapılan uçuş testlerinde elde edilen değerlerle büyük ölçüde uyduğu gözlenmiştir. Böyle bir tasarım, üretim ve sertifikasyon çalışmasının ülkemizde ilk kez yapılıyor olması özellikle önem taşımaktadır.

Anahtar Kelimeler: Uçak tasarımı, uçak sertifikasyonu, uçuş performansı, uçuş parametreleri.

GİRİŞ

Osmanlı Devleti, Balkan Savaşı yenilgisini unutturmak ve hızla gelişen havacılık dünyasında Türk Milletinin de saygın bir yer almasını sağlamak amacıyla 1914 yılında İstanbul-İskenderiye hava yolculuğunu başlatma kararı almıştır. Bu zor görev için pilotlar Fethi ve Nuri Beyler, rasıtlar Sadık ve İsmail Hakkı Beyler görevlendirilmişlerdir. Uçuş rotası İstanbul – Eskişehir – Afyon – Konya – Ulukışla – Adana – Halep – Humus – Beyrut – Şam – Kudüs - El Arış - Port Said – Kahire – İskenderiye güzergahını izleyecek şekilde öngörülmüştü. Yolculuğun uzunluğu 2400 kilometreyi buluyordu.

8 Şubat 1914 günü Fethi ve Sadık Beyler Bleriot XI tipindeki Muavenet-i Milliye, Nuri ve İsmail Hakkı Beyler ise Deperdussin tipindeki Prens Celaeddin uçağıyla yolculuğa başladılar. Ne yazık ki Fethi ve Nuri Beylerin uçağı Taberiye gölü, Nuri ve İsmail Hakkı Beylerin uçağı ise Yafa yakınlarında düştü. Fethi, Sadık ve Nuri Beyler ilk hava şehitlerimiz olarak tarihe geçtiler. İstanbul - İskenderiye seferi Beyrut'a kadar gemi ile getirilen Bleriot XI-2 tipindeki Edremit uçağıyla Salim ve Kemal beyler tarafından tamamlandı [1].

2000 yılında TRT öncülüğünde başlatılan Altın Kanatlar Projesi kapsamında, 1914'teki uçuşa kullanılan Bleriot uçağına mümkün olduğunca benzeyecek iki uçakla aynı uçuşun yapılmasına karar verilmiştir. Tasarımı, Hava Kuvvetleri Komutanlığı

2. Hava İkmal Bakım Merkezi (2. HİBM), ODTÜ Havacılık Mühendisliği Bölümü ve Teknotasarım şirketleri işbirliğiyle gerçekleştirilen uçaklar 2. HİBM'nde üretilmiştir. Uçakların sertifikasyonu için ise askeri ve sivil personelin katılımıyla bir Sertifikasyon Üst Kurulu oluşturulmuştur. Titiz ve uzun bir çalışma sonucunda, Sertifikasyon Üst Kurulu uçaklara JAR-VLA (Joint Aviation Regulations – Very Light Aeroplanes) [2] kriterlerini baz alarak, Özel Deneysel Askeri Uçak kategorisinde uçuşa elverişlilik sertifikası vermiştir. Uçakların AK-01X ve AK-02X adlarıyla anılmaları kararlaştırılmıştır. Kısaca anlatıldığı gibi uçuşa hazırlanan uçaklar yolculuklarına 15 Mayıs 2001 tarihinde İstanbul'da başlamışlar ve 18 Haziran 2001'de İskenderiye'ye ulaşarak görevlerini büyük bir başarıyla tamamlamışlardır.

Makalede yukarıda bahsedilen uçakların aerodinamik tasarım ve sertifikasyon çalışmaları kısaca anlatılacaktır. Tahmin edilebilir ki uçak tasarımı bir optimizasyon problemi olduğu için çok sayıda döngüden oluşmaktadır. Burada tüm tasarım aşamalarını gösteren sadece bir döngü sunulacaktır. Bir diğer nokta ise makaledeki verilerin ve hesaplamaların büyük ölçüde İngiliz birimlerine göre olmasıdır. Bunun nedeni, uçak tasarımı ile ilgili tüm yayın, tablo ve yöntemlerin hemen hepsinin Amerika ve İngiltere kökenli olmasıdır. Kaldı ki bu birimler havacılıkta halen çok yaygın olarak kullanılmaktadır. Okuyucuya yardımcı olmak açısından İngiliz

sistemiyle metrik sistem arasında bazı dönüşüm faktörleri Tablo 1’de verilmiştir.

Tablo 1. İngiliz ölçü birimleriyle metrik sistem birimleri arasındaki bazı dönüşüm faktörleri.

Boyut	İngiliz	Metrik
Kütle	1 lb	0.454 kg
Uzunluk	1 ft (12 inch) 1 inch	0.3049 m 2.54 cm
Hız	1 knot (1.689 ft/s)	1.8532
Güç	1 hp (550 lb.ft/s)	745.7 W
Kuvvet (ağırlık)	1 lb	4.4482 N

ÖN TASARIM ÇALIŞMALARI

Bleriot uçağının özellikleri

Üretilcek uçakların 1914 yılında kullanılan Bleriot XI uçağına mümkün olduğunca benzemesi öngörüldüğünden, tasarım çalışmaları bu uçağın özelliklerinin araştırılmasıyla başlamıştır. Bleriot uçağına ait teknik veriler Tablo 2’de sunulmuştur [3].

Araştırma sonucunda Bleriot XI uçağında bugünün uçuş emniyeti şartlarına ters düşen özellikler saptanmıştır. Bunlar arasında en önemlileri aşağıda sıralanmıştır:

1. Uçağın maksimum hızı V_{max} ile askı hızı (perdövites hızı) V_s arasındaki farkın az olması,
2. Uçağın uçuş tavanının çok alçak olması,
3. Uçağın yatış kumandasının, günümüzde kullanılan kanatçıklar ile değil de kokpitte bulunan bir direksiyon kumandası ile kanadın kamburluğunun değiştirilerek verilmesi,
4. Uçakta parazit sürüklenme yaratacak unsurların çok olması,
5. Kanat kamburluk oranının çok düşük olması.

Yukarıda sayılan nedenlerden dolayı günümüz uçuş emniyet standartlarına uygun bir uçağın modern teknik ve yöntemler kullanılarak sıfırdan tasarlanıp üretilmesi zorunluluğu ortaya çıkmıştır.

Tasarım gerekleri

Çalışmalar, tasarım gereklerinin saptanmasıyla devam etmiştir. Bu gereklerin en önemlileri aşağıda sıralanmıştır:

1. Menzil: 250 mil (400 km),
2. Askı hızı: 45 knot (83 km/saat),
3. Asgari tırmanma oranı: 300 ft/dak (90 m/dak),
4. Uçuş tavanı: 13000 ft (4000 m),
5. Azami hız: 100 knot (185 km/saat).

Tablo 2. Bleriot XI-2 ve AK-01X uçaklarının teknik verilerinin karşılaştırılması.

	Bleriot XI-2	AK-01X
Yapım yılı	1911	2001
Motor	Gnome 80 hp	Lycoming O-360 180 hp
Boş ağırlık	335 kg	610 kg
Azami ağırlık	600 kg	900 kg
Boy	8.20 m	8.43 m
Kanat açıklığı	10.36 m	10.7 m
Kanat alanı	14.9 m ²	16.8 m ²
Yükseklik	2.57 m	2.58 m
Azami hız (ds)	106 km/saat	176 km/saat
Seyir hızı	68 km/saat	143 km/saat
Askı hızı	43 km/saat	83 km/saat
Tırmanış oranı (ds)	?	310 m/dak
Uçuş tavanı	1500 m	3660 m
Menzil	370 km	400 km
Personel	2	2

Maksimum kalkış ağırlığının bulunması

Ön tasarımda uçağın azami kalkış ağırlığının tahmini aşağıdaki denkleme dayanarak yapılmıştır [4]:

$$W_0 = W_{crew} + W_{payload} + W_{fuel} + W_{empty} \quad (1)$$

W_{crew} pilotun ağırlığı olup 198 lb (90 kg) olarak seçilmiştir.

$W_{payload}$ rasit ağırlığıdır ve yine 198 lb (90 kg) olarak seçilmiştir.

W_{fuel} toplam yakıt ağırlığıdır ve kullanılabilir yakıt ile % 5’lik rezerv yakıtı içermektedir.

W_{empty} uçağın boş ağırlığıdır.

Kullanılan tablo ve denklemlere göre toplam yakıt ağırlığının, azami kalkış ağırlığının % 10.4’ü olacağı ortaya çıkmıştır [5]. Buna göre uçağın maksimum kalkış ağırlığının 1564 lb (710 kg) olacağı hesaplanmıştır.

Maksimum taşıma katsayısının bulunması

Bu aşamada, kanatlarda NACA 4412 profilinin kullanılmasına karar verilmiştir. Bu seçimdeki etkenler, bu profil ile ilgili aerodinamik verilerin bolluğu ve kanat sinirlerinin üretimindeki kolaylıktır. Profilin azami taşıma katsayısı $c_{l,max} = 1.55$ ’tir.

Kanat üzerindeki üç boyutlu etkilerden dolayı tüm uçağın taşıma katsayısı $C_{L,max} = 0.9c_{l,max}$ alınmalıdır [4]. Buna göre $C_{L,max} = 1.4$ olması gerektiği hesaplanmıştır.

Gereksinim duyulan motor gücünün hesaplanması

Gereksinim duyulan motor gücü SHP, aşağıdaki formülden hesaplanmıştır [6]:

$$\frac{SHP}{W_0} = AV_{max}^C \quad (2)$$

Formülde W_0 lb, V_{max} ise knot cinsindendir. Aynı kaynağa göre bu kategorideki bir uçak için $A=0.005$, $C=0.57$ olmalıdır. Formüldeki tüm parametreler yerine konduğunda $SHP=108$ hp bulunur. Bu hesaplamalar sonucunda 115 hp güç üreten Rotax 914-F4 motorunun kullanılmasına karar verilmiştir.

Kanat ve gövde boyutlarının hesaplanması

Kanat yüklemesi ($W_0/S = mg/S =$ toplam ağırlık/kanat alanı) hesabı için elimizde yeterince veri mevcuttur. Kanat yüklemesi hesabı dört ayrı kritere göre yapılmakta ve tasarımı bu kriterlere göre hesaplanan değerlerin en küçüğü kullanılmaktadır [5]. Hesaplar sonucunda bulunan kanat yüklemesi değerleri aşağıda sıralanmıştır:

1. Perdövides hızına (45 knot) göre ($W_0/S = 8.87$ lb/ft²),
2. Azami kalkış mesafesine (1000 ft) göre ($W_0/S = 11.9$ lb/ft²),
3. Asgari tırmanma oranına (300 ft/dak) göre ($W_0/S = 60$ lb/ft²),
4. Seyir hızı (80 knot) ve irtifasına (7500 ft) göre ($W_0/S = 12.8$ lb/ft²).

Buna göre birinci kritere göre yapılan hesap en düşük kanat yüklemesini vermektedir. Sonuçta dikdörtgen olarak tasarlanan kanadın alanının $S = 180.7$ ft² (16.8 m²), açıklığının $b = 35.1$ ft (10.7 m), veter boyunun ise $c = 5.15$ ft (1.57 m) olmasına karar verilmiştir.

Kanatlar, Bleriot XI-2 uçağına benzer şekilde gövdeye üstten tutturulmuştur. Kanatların gövdeye C_L/C_D oranının en yüksek olacağı hesaplanan 4°'lik bir hücum açısıyla tesbit edilmesine karar verilmiştir.

Gövde uzunluğu, $L_f = AW_0^C$ ($A=3.68$, $C=0.23$) eşitliğinden 20 ft (6.1 m) olarak hesaplanmıştır [6]. Formülde W_0 lb, L_f ise ft cinsindendir.

Dikey ve yatay kuyruk boyutlandırması

Dikey kuyruk boyutlandırması için aşağıdaki formül kullanılmıştır [6]:

$$C_{vt} = \frac{L_{vt}S_{vt}}{bS} \quad (3)$$

C_{vt} dikey kuyruk hacim katsayısıdır ve bu tip bir uçak için ortalama değeri 0.04 olarak verilmektedir [6].

L_{vt} dikey kuyruk ve kanat aerodinamik merkezleri arasındaki mesafedir ve Bleriot uçağı baz alınarak $0.74L_f = 14.8$ ft (4.51 m) olarak hesaplanmıştır. Formüldeki parametrelerden b ve S sırasıyla kanat açıklığı ve kanat alanıdır. Tüm değerler formülde

yerine konduğunda dikey kuyruk alanı 17 ft² (1.58 m²) olarak hesaplanmaktadır.

Yatay kuyruk boyutlandırması için de aynı yöntem kullanılmıştır. Buna göre:

$$C_{ht} = \frac{L_{ht}S_{ht}}{bS} \quad (4)$$

C_{ht} yatay kuyruk hacim katsayısıdır ve bu tip bir uçak için ortalama değeri 0.5 olarak alınmaktadır [6].

L_{vt} yatay kuyruk ve kanat aerodinamik merkezleri arasındaki mesafedir ve yine Bleriot uçağı baz alınarak $0.64L_f = 12.8$ ft (3.91 m) olarak hesaplanmıştır. Bu değerler yerine konduğunda yatay kuyruk alanı 36.2 ft² (3.36 m²) olarak bulunur.

Pervane seçimi ve konumu

Seçilen motorla kullanılması tavsiye edilen pervane 71 in (180 cm) çapındaki Ivoprop marka üç palli pervanedir. Pervanenin çapı $d = 22\sqrt{SHP}$ formülüne [6] göre 2 in (5 cm) kısa olmasına rağmen bu farkın önemsiz olduğu değerlendirilmiştir. Başka bir hesaba göre ise pervane merkezinin yerden 45.3 in (115 cm) yüksekte olması gerektiği bulunmuştur.

Ana iniş takımı boyutlandırması

Raymer'e göre [6] ana iniş takımı tekerlek çapı $d_m = AW_0^B$ ($A=1.51$, $B=0.349$) formülünden hesaplanabilir. Formülde W_0 lb, d_m inch cinsindendir. Değerler yerine konduğunda ana iniş takımının tekerlek çapı 19 in (50 cm) olarak bulunmuştur.

Aynı kaynağa göre tekerlek genişliği yine yukarıdaki formülden ama $A=0.715$, $B=0.312$ kullanılarak bulunabilir. Buna göre ana iniş takımı genişliği $w_m=6.9$ in (17.5 cm) olarak hesaplanmıştır.

Tasarlanan uçakların Bleriot XI uçağına görünüm olarak mümkün olduğunca benzemesi öngörüldüğünden iniş takımlarında 70 cm çapındaki Honda kros motosiklet tekerlek ve lastikleri kullanılmıştır. Daha sonra yapılan hesap ve testlerde bu iniş takımlarının uçağı taşıyacak kapasitede olduğu saptanmıştır.

Ağırlık tahmininin iyileştirilmesi

Uçağın konfigürasyonunun ortaya çıkması daha hassas ağırlık tahminine ve performans değerlerinin hesaplanmasına imkan verir. Raymer'e göre [6] daha hassas ağırlık tahmini aşağıdaki gibi yapılmalıdır (alanlar ft², ağırlıklar lb cinsindendir):

Kanat ağırlığı = $2.5S_w$ (kanat alanı),
Yatay kuyruk ağırlığı = $2.0S_{ht}$ (yatay kuyruk alanı),
Dikey kuyruk ağırlığı = $2.0S_{vt}$ (dikey kuyruk alanı),
Gövde ağırlığı = $1.4S_{fus}$ (gövde yüzey alanı),
İniş takımı ağırlığı = $0.057W_0$ (toplam ağırlık),
Motor ve aksesuarlarının ağırlığı = $1.4W_{eng}$ (motor ağırlığı),
Diğer ağırlıklar (boş uçak) = $0.1W_0$.

Buna göre uçağın ağırlık dökümü Tablo 3'deki gibi ortaya çıkmıştır. Raymer'de verilen tahmini değerler metal kaplama konvansiyonel uçaklar içindir. AK-01X uçağının bez kaplama olması ağırlığı azaltacaktır. Yakıt ağırlığının 254 lb (115 kg), pilot + yolcu ağırlığının da 400 lb (180 kg) olacağı hesap edildiğinde uçağın maksimum ağırlığının 2000 lb (≈ 900 kg)'yi bulacağı ortaya çıkmaktadır. Performans hesapları çeşitli yük durumlarına göre yapılmışsa da burada sadece kabul edilen maksimum ağırlık olan 900 kg için yapılan hesaplar sunulacaktır.

Tablo 3. Altın kanatlar AK-01X uçağının ağırlık dökümü tahmini (boş uçak).

Eleman	Ağırlık (kg)
Kanat	205
Yatay kuyruk	33
Dikey kuyruk	16
Gövde	237
İniş takımı	41
Motor ve aksesuarlar	127
Diğer (boş uçak)	33
Toplam	692 (1524 lb)

PERFORMANS HESAPLARI

Perdövites (askı) hızı

Bu aşamada uçağın maksimum taşıma katsayısı daha hassas belirlenebilir [7]:

$$C_{L,max} = \frac{a_0}{1 + 57.3a_0 / \pi A e} (\alpha_{max} - \alpha_{L=0}). \quad (5)$$

a_0 : kanat profili taşıma katsayısı eğrisi eğimi. NACA 4412 için 0.1/derece,

A: kanat açıklık oranı ($=b^2/S$). AK-01X için $A=10.7^2/16.8=6.815$,

e: Oswald kanat etkinlik faktörü. Aşağıdaki formüle göre hesaplandığında [6]:

$$e = 1.78(1 - 0.045A^{0.68}) - 0.64, \quad (6)$$

AK-01X uçağı için $e=0.845$ bulunur.

α_{max} : Kanat profili için maksimum taşıma katsayısının olduğu hücum açısı. NACA 4412 için $\alpha_{max}=13^\circ$.

α_0 : Kanat profili için $c_l=0$ 'a denk gelen hücum açısı. NACA 4412 için $\alpha_0 = -3.9^\circ$.

Tüm değerler denklem 5'e konulduğunda $C_{L,max}=1.28$ bulunur ki bu değer ön tasarımda tahmin edilen

değerden % 8.5 daha düşüktür. Yeni $C_{L,max}$ değerine göre uçağın perdövites hızı hesaplanabilir:

$$V_s = \sqrt{\frac{2(W/S)}{\rho C_{L,max}}} \quad (7)$$

(ρ : havanın yoğunluğu, kg/m^3 olarak)

Uçağın deniz seviyesindeki perdövites hızı 900 kg ağırlıkla 50 knot'a (93 km/saat) yükselmiştir. Yüksek hücum açılarında uçağın gövdesinin de bir miktar taşıma sağlayacağı düşünüldüğünde aradaki farkın çok önemli olmadığı düşünülmüştür. Diğer irtifa ve ağırlıklarda uçağın perdövites hızları denklem 7'den kolaylıkla bulunabilir. Akılda tutulması gereken şey, uçağın ağırlığı ve uçuş irtifası arttıkça perdövites hızının yükseleceğidir.

Kalkış mesafesi

Havacılıkta genelde iki farklı kalkış mesafesinden söz edilir. Bunların birincisi tekerlek kesme mesafesi, ikincisi ise 50 ft'lik (15 m) engelin üzerine çıkma mesafesidir (toplam pist uzunluğu). Her iki parametre de Roskam'ın önerdiği metotla hesaplanmıştır [5]. Hesaplamalar için bir kalkış parametresi (Take-Off Parameter) tanımlanmıştır:

$$TOP = (W/S)_{TO} (W/SHP)_{TO} C_{L,TO} / \sigma \quad (8)$$

$(W/S)_{TO}$ uçağın kalkış durumundaki kanat yüklemesidir (lb/ft^2).

$(W/SHP)_{TO}$ uçağın kalkış durumundaki ağırlığının motorun ürettiği beygir gücüne oranıdır (lb/hp).

$C_{L,TO}$ uçağın kalkış durumundaki taşıma katsayısıdır ve $C_{L,max}/1.21$ olarak alınır.

σ ise bulunulan irtifadaki havanın yoğunluğunun deniz seviyesindeki havanın yoğunluğuna oranıdır ($\sigma = \rho/\rho_{sl}$).

Buna göre tekerlek kesme ve 50 ft'lik engelin üzerine çıkma mesafeleri ft cinsinden sırasıyla aşağıdaki formüllerden bulunmaktadır:

$$S_{TOG} = 4.9 / TOP + 0.009 TOP^2, \quad (9)$$

$$S_{TO} = 8.134 * TOP + 0.0149 TOP^2. \quad (10)$$

Yukarıdaki denklemler kullanılarak çeşitli irtifa ve yük durumlarında uçağın kalkış mesafeleri hesaplanabilir. Örnek olarak $W = 900$ kg için 0-5000 ft arası irtifalarda kalkış mesafeleri Tablo 4'te verilmiştir.

İniş Mesafesi

İniş mesafesi için de iki farklı tanım sözkonusudur. Bunlardan biri piste tekerlek konulan noktadan durma noktasına kadar olan iniş rulesi, diğeri 50 ft'lik bir engel üzerinden iniş için gerekli mesafeyi veren toplam pist uzunluğudur. Roskam'a

göre [5] son yaklaşma sürati perdövites süratinin 1.3 katı olarak alınmalıdır ($V_A=1.3V_S$). Buna göre iniş rulesi ve toplam pist uzunluğu sırasıyla aşağıdaki gibi verilmektedir:

$$S_{LG} = 0.157V_A^2, \quad (11)$$

$$S_L = 0.304V_A^2. \quad (12)$$

Yukarıdaki denklemlerde V_A knot, S_{LG} ve S_L ft cinsindendir. Denklem 7, 11 ve 12 kullanılarak uçağın herhangi bir yük durumu ve irtifası için iniş rulesi ve toplam pist uzunlukları hesaplanabilir. Örnek olarak $W=900$ kg için uçağın 0-5000 ft arası irtifalarda iniş mesafeleri Tablo 5'te verilmiştir.

Tablo 4. Kalkışta teker kesme ve pist mesafeleri.

İrtifa (ft)	TOP	S_{TOG} (ft)	S_{TO} (ft)
0	114.35	678	1125
1000	121.65	729	1211
2000	129.59	786	1305
3000	138.08	848	1408
4000	147.16	916	1520
5000	156.87	990	1644

Tablo 5. İniş rulesi ve toplam pist uzunlukları.

İrtifa (ft)	V_S (ft/s)	V_A (ft/s)	S_{LG} (ft)	S_L (ft)
0	84.1	109.3	657	1273
1000	85.3	110.9	676	1311
2000	86.6	112.6	697	1350
3000	87.8	114.3	718	1391
4000	89.2	116.0	740	1433
5000	90.5	117.8	762	1477

Sürüklenme polarının hesaplanması

Sürüklenme polarının tahmini, tasarım çalışmasının en önemli aşamalarından birini oluşturmaktadır. Bu çalışmada Stinton [8] tarafından verilen döküm ve hesaplama metodları uygulanmıştır. Uçağa etki eden toplam sürüklenme kuvveti, parazit sürüklenme ve taşımaya bağlı sürüklenme unsurlarından meydana gelir ve aşağıdaki şekilde ifade edilir:

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2. \quad (13)$$

Parazit sürüklenme, kanat, gövde, yatay kuyruk, dikey kuyruk, iniş takımı, kanopi, pervane ve diğer unsurların (kumanda telleri, antenler vb.) katkısıyla

sürtünmeye bağlı etkiler yüzünden oluşur. Hesaplanan toplam parazit sürüklenme, uçağın konfigürasyonuna bağlı bir etkileşim katsayısı ile çarpılır. Bu çalışmada etkileşim katsayısı için 2.3 değeri kullanılmıştır ki bu literatürde öngörülen en yüksek değer olan 1.7'den fazladır.

Taşımaya bağlı sürüklenme ise kanat üzerindeki üç boyutlu akım etkilerine (sağanak etkileri) bağlı olarak oluşur ve denklem 13'teki K katsayısının hesaplanmasıyla bulunur:

$$K = \frac{1}{\pi A e} \quad (14)$$

Denklemdaki parametreler denklem 5'tekilerin aynısıdır. Değerler yerine konduğunda $K = 0.0553$ değeri bulunur.

Parazit sürüklenmenin doğru olarak hesaplanmasında en kritik faktör, sürtünmeye maruz kalan yüzeyin doğru hesaplanmasıdır. Burada önemli olan uçağın bileşenlerinin yüzölçümleri değil, havayla temas eden toplam alanlarının bulunmasıdır. Örneğin uçağımızda kullanılan kanadın yüzölçümü 16.8 m^2 iken, havayla temas eden alan 34.3 m^2 olarak hesaplanmıştır. Diğer önemli bir konu doğru sürtünme katsayısının kullanılmasıdır. Bu katsayı temel olarak yüzeyin pürüzlülüğüne ve Reynolds sayısına bağlıdır. Reynolds sayısı, uçağın her bileşeni için uçuş hızı ve bileşenin karakteristik uzunluğu baz alınarak hesaplanır. Örneğin kanat için karakteristik uzunluk ortalama veter boyudur. Buna göre çeşitli bileşenler için sürtünme katsayısı 0.0029-0.0041 arasında bulunmuştur.

Hesaplamalar sonucunda sürüklenme poları aşağıdaki gibi bulunmuştur:

$$C_D = 0.08 + 0.0553C_L^2. \quad (15)$$

Uçağın parazit sürüklenme katsayısı dökümü Tablo 6'de verilmiştir.

Tablo 6. AK-01X uçağının parazit sürüklenme katsayısı dökümü.

Eleman	C_{D0}	% oranı
Kanat	0.01556	45.3
Gövde	0.00435	12.7
Yatay kuyruk	0.00275	8.0
Dikey kuyruk	0.00097	2.8
Pervane	0.00586	17.1
Kanopi	0.00213	6.2
İniş takımı	0.00200	5.8
Soğutma sis.	0.00060	1.7
Diğer	0.00010	0.3
Toplam	0.03432	100

Güç gereksinimleri ve maksimum hız

Sürüklenme polarının hesaplanmasıyla uçağın güç gereksinimleri ve azami hızı hesaplanabilir. Mevcut güç P_{inst} ve gereken güç P_{req} lb.ft/s cinsinden sırasıyla aşağıdaki gibi verilmektedir [9]:

$$P_{inst} = 550\eta_p SHP_{inst}, \quad (16)$$

$$P_{req} = 0.5\rho V^3 S(C_{D0} + KC_L^2). \quad (17)$$

Yukarıdaki formüllerde:

η_p : pervane verimi. Uçuş hızı V 'ye ve pervanedeki pal sayısına göre değişir. Roskam'ın önerdiği metod ve tablolar kullanılarak hesaplanmıştır.

SHP_{inst} : uçağa takılı motorun o irtifadaki maksimum gücü (hp). Motor üreticisinin sağladığı tablolardan bulunmuştur.

Uçuş hızı V ft/s, kanat alanı S ise ft^2 cinsindendir.

Mevcut güç ve gereken güç, daha önce bulunan performans parametrelerinin de yardımıyla 16 ve 17. denklemler kullanılarak çeşitli irtifalar için kolaylıkla hesaplanabilir. Tablo 7'de deniz seviyesinde iki ayrı motor için böyle bir hesabın özeti verilmiştir. Bu tablodaki veriler kullanılarak mevcut güç ve gereken güç eğrileri Şekil 1'deki gibi çizilebilmektedir. Bu iki eğrinin kesiştiği hız uçağın maksimum hızını, iki eğri arasındaki fark ise fazla gücü (excess power) gösterir. Uçağın tırmanma oranı ft/s cinsinden $RC = (P_{inst} - P_{req})/W_0$ formülünden bulunur. Formülde P_{inst} ve P_{req} lb.ft/s, W_0 ise lb cinsindendir.

İrtifa arttıkça motor gücünün düştüğü bilinmektedir. Havanın yoğunluğunun azalması nedeniyle aynı hızda uçabilmek için uçağın taşıma katsayısının artması gerekir. Taşıma katsayısı arttıkça sürüklenme katsayısı da artar, dolayısıyla irtifa arttıkça gereken güç artmış olur. Sonuçta, irtifa arttıkça, gereken güç ve mevcut güç arasındaki fark azalır. Bu

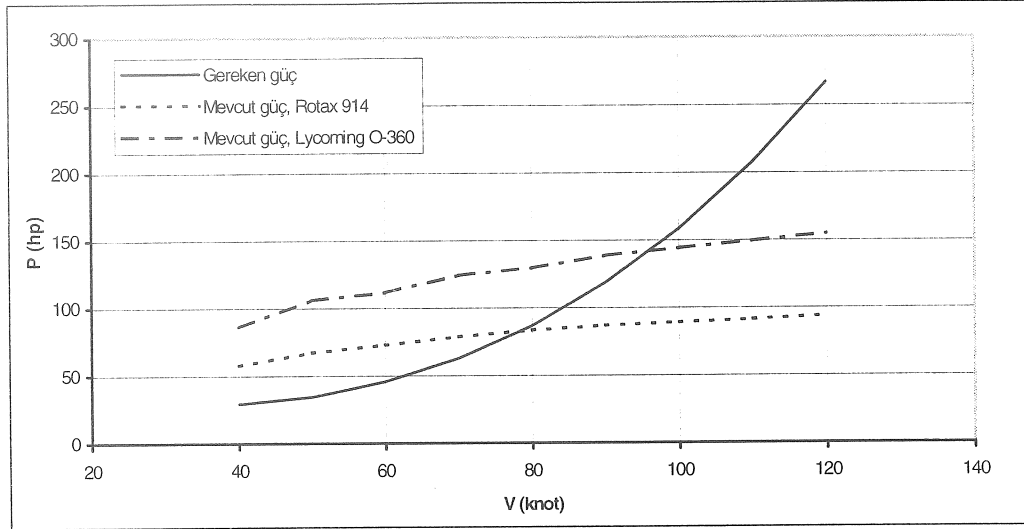
fark 100 ft/dakikadan az bir tırmanma oranı verdiği zaman uçağın servis tavanı belirlenmiş olur.

Şekil 1'den görüleceği gibi 115 hp'lik Rotax 914 motoru kullanıldığında uçağın maksimum hızı 78 knot (145 km/saat) olabilmektedir. Bu hem tasarım gereklerindeki azami hızın çok altında, hem de 50 knot olan askı hızına tehlikeli bir biçimde yakındır. Ayrıca azami tırmanma oranı da 451 ft/dak (138 m/dak) olarak bulunmuştur ki bu değer deniz seviyesi için çok düşüktür. Üstelik uçak 70 knot'un üzerindeki süratlerde tırmanış yapamamaktadır (bkz. Tablo 7). Bu nedenle, tasarımın bu aşamasında Rotax motorun bu uçak için uygun olmadığına karar verilmiş ve yerine 180 hp gücündeki Lycoming O-360 motorun kullanılması uygun görülmüştür. Ancak yeni motorun kendisi ve aksesuarlarının toplam ağırlığı 170 kg'dır ve Rotax 914 motoruna göre 60 kg'ye yakın bir artış söz konusudur. Performans hesapları uçağın toplam ağırlığı 900 kg kabul edilerek yapıldığından tasarımın bu aşamasında hesaplanan performans değerlerindeki hata payının çok fazla olmayacağı değerlendirilmiştir. Yeni motorun boyutlarının Rotax motora göre fazla olması motor bölmesinin biraz uzamasını ve yeni bir pervane abağı kullanımını gerektirmiştir. Sonuçta uçağın boyu 27.65 ft (8.43 m) olarak belirlenmiştir.

Yeni motorla önerilen pervane 74.8 in (1.9 m) çapındaki iki palli McCauley marka pervanedir. Uçağın gövde boyunun uzaması yatay ve dikey kuyrukların etkinliklerinin artması yönünde pozitif bir etki yaratacağı için daha küçük yüzeylerle aynı etki yaratılabilir. Dolayısıyla yatay kuyruk alanı 32.3 ft^2 (3 m^2), dikey kuyruk alanı ise 12.9 ft^2 (1.2 m^2) olarak yeniden belirlenmiştir. Bu yüzeylerin küçülmesinden dolayı oluşacak hafifleme, daha uzun bir gövde seçiminden kaynaklanan ağırlık artışının bir kısmını da karşılayacak ve 900 kg'lık maksimum kalkış ağırlığı limitinde kalmamızı sağlayacaktır.

Tablo 7. AK-01X uçağının deniz seviyesindeki güç ve tırmanış değerleri.

V (knot)	η_p	C_L	C_D	P_{inst} (hp) (Rotax 914/O-360)	P_{req} (hp)	RC (ft/dak) (Rotax 914/O-360)
40	0.48	1.7308	0.2457	57.8 / 86.4	29.5	471 / 947
50	0.59	1.1077	0.1479	67.5 / 106.2	34.7	546 / 1190
60	0.62	0.7693	0.1127	72.9 / 111.6	45.8	451 / 1096
70	0.69	0.5652	0.0977	78.8 / 124.2	62.9	265 / 1021
80	0.72	0.4327	0.0904	83.7 / 129.6	86.9	-53 / 711
90	0.77	0.3419	0.0865	86.9 / 138.6	118.4	-524 / 336
100	0.80	0.2769	0.0842	89.0 / 144.0	158.3	-1154 / -238
110	0.83	0.2289	0.0829	91.2 / 149.4	207.3	-1933 / -964
120	0.86	0.1923	0.0820	94.0 / 154.8	266.4	-2870 / -1858



Şekil 1. AK-01X uçağının gereken ve mevcut güç eğrileri.

Yeni gövde uzunluğuyla L_{ht} (yatay kuyruk ve kanat aerodinamik merkezleri arasındaki mesafe) 15.06 ft (4.59 m) olarak belirlenmiştir. Ayrıca yatay kuyruk veter boyu 3.28 ft (1 m), kanat açıklığı ise 9.84 ft (3 m) olarak belirlenmiştir.

Yeni motorla sağlanan performans artışı Tablo 7 ve Şekil 1'de açıkça görülebilmektedir. Uçağın deniz seviyesindeki azami hızı 95 knot, tırmanma oranı da 60 knot süratte 334 m/dak olarak hesaplanmıştır. Bu değerler hem tasarım gerekleri hem de uçuş emniyeti açısından makuldür. Bu hesaplarla uçağın servis tavanı 4000 m olarak belirlenmiştir.

Menzil ve havada kalma süresi

Havada kalma süresinin hesaplanması için uçağın seyir esnasında % 75 güç rejiminde 7500 ft (2286 m) irtifada 80 knot süratle uçuğu varsayılmıştır. Motor üreticisi % 75 güç rejimi için yakıt tüketimini 10.5 US gallon/saat (65.72 lb/saat), motorun ürettiği gücü ise anılan irtifada 139 hp olarak vermektedir. Pervane verimi η_p ise yukarıda açıklanan yöntemle belirtilen uçuş süratinde 0.72 olarak hesaplanmıştır (bkz. Tablo 7). Özgül yakıt sarfiyatı (SFC, Specific Fuel Consumption) ise birim güç başına düşen yakıt sarfiyatıdır ve şöyle ifade edilebilir:

$$SFC = \frac{(lb/h)_{fuel}}{\eta_p SHP} = \frac{65.72}{0.72 * 139} = 0.657 \text{ lb/hp.h.} \quad (18)$$

Özgül yakıt sarfiyatını asal birimler cinsinden yazdığımızda:

$$c = 0.657 \frac{lb}{hp.h} \frac{1hp}{550 \text{ ft.lb/s}} \frac{1h}{3600s} = 3.32 * 10^{-7} \text{ ft}^{-1} \quad (19)$$

değerini buluruz. Menzilin bulunmasında Breguet menzil formülü kullanılır [7]:

$$R = \frac{\eta_p}{c} \frac{C_L}{C_D} \ln \left(\frac{W_0}{W_0 - W_{fuel}} \right) \quad (20)$$

Seyir şartları için taşıma katsayısı C_L ve sürüklenme katsayısı C_D sırasıyla denklem 7 ve 15 kullanılarak 0.634 ve 0.102 olarak hesaplanmıştır. Tasarım gereği olan 400 km'lik menzil (1312000 ft) yukarıdaki denkleme konulduğunda uçağımızın 185 lb (84 kg) yakıtı ihtiyacı olduğu ortaya çıkar. Kullanılmayan yakıt ve yarım saatlik rezerv yakıt eklendiğinde uçağımızın yakıt kapasitesinin 113 kg (151 lt) olması gerektiği ortaya çıkmıştır.

Uçağın havada kalış süresi de saniye cinsinden Breguet denkleminden bulunabilir [7]:

$$E = \frac{\eta_p}{c} \frac{C_L^{3/2}}{C_D} (2\rho S)^{1/2} [(W_0 - W_{fuel})^{-1/2} - W_0^{-1/2}] \quad (21)$$

Denklemdaki tüm parametreler yukarıda hesaplanmıştır. Buna göre uçağımızın havada kalış süresi 4.25 saat olarak bulunabilir.

Süzülüş uçuşu

Süzülüş uçuşu motor gücünün sıfır olması durumunu ifade eder. Motor gücü olmaksızın uçak irtifa kaybetmeye başlayacaktır. Bu durumda uçağın süzülerek ne kadar uzağa gidebileceğinin ve ne kadar süre havada kalabileceğinin bilinmesi çok önemlidir. Menzilin azami olması için taşıma kuvvetinin sürüklenme kuvvetine oranının maksimum olması gerekir. Bu oran aşağıdaki gibi verilmektedir [7]:

$$\left(\frac{L}{D} \right)_{max} = \frac{1}{2\sqrt{C_{D0}K}} \quad (22)$$

Denklemdaki tüm parametreler yukarıda hesaplanmıştır. Buna göre $(L/D)_{max}=7.52$ olarak bulunur. Buna göre süzülüş açısı

$\tan \theta = (L/D)_{\max}^{-1}$ formülünden 7.6 derece olarak hesaplanır. Böylece 7500 ft irtifada motoru duran bir uçak süzülerek 56200 ft (17.2 km) uzağa erişebilir. Süzülüş sürati ise aşağıdaki denkleme göre hesaplanabilir:

$$V_{\text{gliding}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \sqrt{\frac{K}{C_{D0}}} \quad (23)$$

Tüm parametreler yerine konduğunda uçağın maksimum menzil için 57.5 knot süratle süzülmesi gerektiği ortaya çıkar.

STATİK KARARLILIK HESAPLARI

Uçak başlangıçta denge durumundayken, uçağa etki eden kuvvet ya da momentlerde meydana gelecek bozuntular, uçağı yeniden denge durumuna getiriyorsa uçak statik kararlılığa sahip demektir. Tersisi durumda ise uçağın statik olarak kararsız olduğundan söz edilir. Statik kararlılık hesabı, uçağın her üç ana eksen için de yapılmalıdır. Bunlar sırasıyla yunuslama eksen, sapma eksen ve yatış eksenleridir.

Yunuslama eksen için statik kararlılık hesabı

Yunuslama eksen kararlılığı diğerlerine göre daha önemlidir çünkü bir kararsızlık durumunda uçağın hücum açısı aniden perdövites açısının üzerine çıkıp uçağı anormal duruma sokabilir. Yunuslama eksen statik kararlılığı için gerekli şartlar:

1. Taşıma katsayısının sıfır olduğu durumda ($C_L=0$) moment katsayısının pozitif olması ($C_{M0}>0$).
2. Moment katsayısının hücum açısına göre değişiminin negatif olması ($\partial C_m / \partial \alpha < 0$).

Konvansiyonel konfigürasyona sahip uçaklarda (pozitif kamburluklu kanat ve dengeleyici kuyruk) bu iki şart uçağın ağırlık merkezinin uçağın nötr noktasının önünde olmasıyla sağlanmaktadır (Nötr nokta: Uçak üzerine etki eden momentlerin hücum açısından bağımsız olduğu nokta). Uçağın statik kararlılık hesaplarının yapılması için Etkin ve Reid'in önerdiği yöntem ve tablolar kullanılmıştır [10].

Sabit levye statik kararlılık hesabı: Burada kastedilen pilotun levveyi sıkıca tutarak dengeleyici kuyruk açısını sabitlediği durumdur. Bu durum için nötr noktasının pozisyonu aşağıdaki formülle hesaplanmaktadır:

$$h_n = h_o + V_T \frac{a_1}{a} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) \quad (24)$$

h_o : kanat aerodinamik merkezinin konumu/veter boyu. Kanadımız dikdörtgen olduğundan profilin aerodinamik merkez konumu olan 0.246 alınmıştır.

$V_t = \frac{S_{ht} L_{ht}}{S_c}$: yatay kuyruk hacim oranı. Gerekli parametreler yerine konduğunda 0.5223 olarak bulunur.

a_1 : yatay kuyruk taşıma katsayısı eğrisi eğimi.

a : kanat taşıma katsayısı eğrisi eğimi. Bu iki parametre aşağıdaki formül kullanılarak sırasıyla 3.0/rad ve 4.52/rad olarak bulunmuştur :

$$a = \frac{a_0}{1 + 57.3 a_0 / \pi A e} \quad (25)$$

$\frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}$: sağanak etkisi (downwash). Etkin ve Reid

tarafından verilen metot ve tablolar kullanılarak 0.3403 olarak bulunmuştur.

Tüm değerler yerine konduğunda sabit levye nötr noktası kanat veterinin % 47'si konumundadır.

Serbest levye statik kararlılık hesabı: Burada kastedilen ise düz uçuş konumundaki uçağın herhangi bir bozuntuda pilot müdahalesi olmaksızın önceki denge konumunda gelip gelemeyeceğidir. Bu durum için nötr noktasının konumu denklem 24'e çok benzer bir ifadeyle bulunabilir:

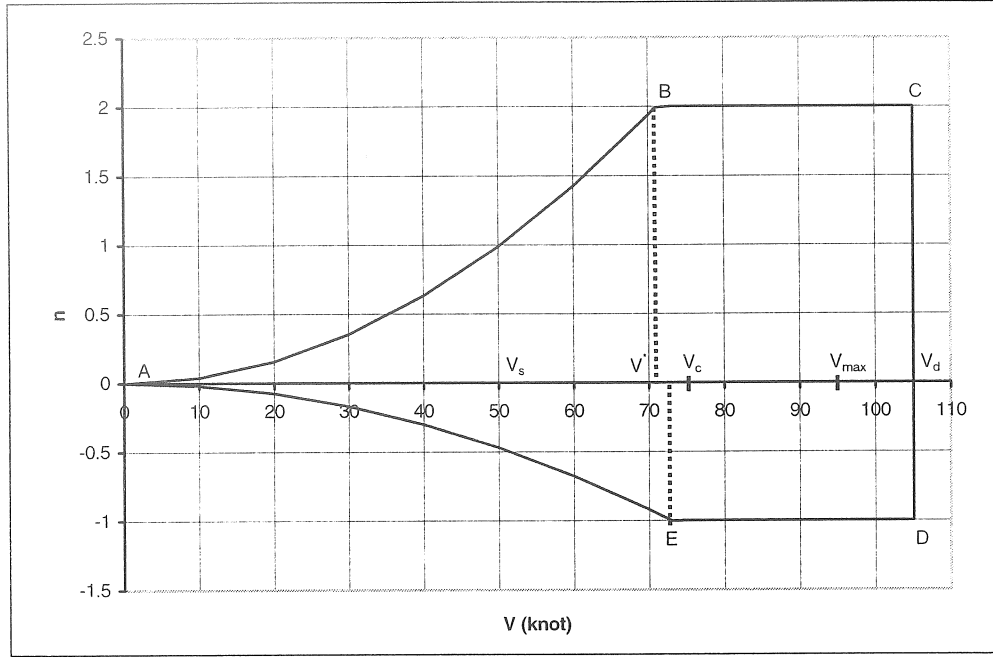
$$\bar{h}_n = h_o + \bar{V}_T \frac{\bar{a}_1}{a} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) \quad (26)$$

Parametreler denklem 25'tekilerin aynısıdır ancak yatay kuyruk taşıma katsayısı ve kuyruk hacim oranları Etkin ve Reid'in önerdiği şekilde düzeltilmelidir. Gerekli hesaplar yapıldığında bu parametrelerin düzeltilmiş değerleri $\bar{a}_1 = 2.2562$ ve $\bar{V}_T = 0.4933$ olarak bulunmuştur. Böylece serbest levye nötr noktası kanadın %41'i pozisyonunda bulunur.

Nötr noktası ile ağırlık merkezi arasındaki uzaklığa statik marjin denir ve emniyet açısından veter boyunun en az %5'i kadar olması beklenir. Uçağın ağırlık merkezleri çeşitli yükleme şartları için hesaplanmıştır. Bunlar içinde statik kararlılık için en kritik olanı en gerideki ağırlık merkezidir ve uçağımız için maksimum ağırlık şartlarında oluşmaktadır. Maksimum ağırlıkta hesaplanan ağırlık merkezi veterinin %27'si konumundadır. Dolayısıyla sabit ve serbest levye statik marjinleri sırasıyla %20 ve %14 mertebesinde ki bu da statik kararlılık gereklerini emniyetli bir şekilde sağlamaktadır.

Sapma eksen yönündeki statik kararlılık hesabı

Uçağın sapma yönündeki kararlılığına etki eden bileşenler dikey kuyruk, gövde ve kanattır. Düşey yöndeki yüzeylerin fazla olması sapma yönündeki kararlılığa pozitif etki sağlar. Uçağın sapma eksen yönünde kararlı olması için sapma momenti katsayısının sapma açısına göre olan değişiminin



Şekil 2. AK-01X uçağının manevra zarfı.

pozitif olması gereklidir ($\partial C_n / \partial \beta > 0$). Kanat ve dikey kuyruğun etkisi hücum açısına (dolayısıyla taşıma katsayısına) bağlıdır ve çeşitli uçuş şartları için hesaplanmıştır. Yukarıda bahsedilen türev çeşitli hücum açıları için Roskam'ın önerdiği metod ve tablolar [11] kullanılarak hesaplanmış ve değeri 0.045 ve 0.06 aralığında bulunmuştur ki bu da statik kararlılık için yeterlidir

Yatış eksen yönündeki statik kararlılık hesabı

Uçağın yatış eksen yönünde kararlı olabilmesi için yatış eksen etrafındaki momentin yatış açısına göre olan değişiminin negatif olması gereklidir ($\partial C_\ell / \partial \phi < 0$). Kanadın diedral açısının yatış yönündeki kararlılığa katkısı büyüktür. Yatış yönündeki kararlılığın hesabı Etkin ve Reid'e dayanarak yapılmıştır [10]. Hesaplar sonucunda 3° gibi küçük bir diedral açısının bile uçağın yatış yönündeki kararlılığını iki kat artırdığı ortaya çıkmış ve neticede kanatların uçağa 3° diedral açısıyla tutturulmasına karar verilmiştir.

MANEVRA ZARFI

Bir uçağın yaptığı tüm manevralar manevra zarfı ya da V-n diyagramı dediğimiz grafikte özetlenebilir (Şekil 2). Burada V uçuş hızı, n ise yük faktörüdür (taşıma kuvvetinin uçağın ağırlığına oranı). Yük faktörü aşağıdaki denklemden bulunur [6]:

$$n = \frac{L}{W} = \frac{\frac{1}{2} \rho V^2 S C_L}{mg} \quad (27)$$

Yapısal tasarımda uçağın $n = 4$ yük faktörüne rahatlıkla dayanabildiği ortaya çıkmışsa da emniyet açısından uçağın maksimum pozitif yük faktörü $n_{\max} = 2$, maksimum negatif yük faktörü ise $n_{\max, \min} = -1$ olarak belirlenmiştir. Manevra zarfı uçağın yapabileceği manevraların sınırlarını belirler. Uçağın yapacağı tüm manevraların bu zarfın içerisinde kalması gereklidir. Aksi takdirde yapısal hasar oluşabilir ya da perdövites durumu meydana gelebilir. Manevra zarfında Şekil 2'den de görülebileceği gibi bazı kritik noktalar vardır. Bunlar aşağıda açıklanmaktadır:

V_s : düz uçuşta ($n=1$) perdövites sürati. Denklem 7'den bulunur.

V^* : manevra sürati. Yapısal hasar oluşma riski olmayan maksimum sürat. Bu süratin üzerine çıkıldığında maksimum yük faktörünü ($n_{\max}$) aşma riski vardır. Denklem 27'de n yerine $n_{\max}$, C_L yerine ise $C_{L, \max}$ değerleri konularak bulunur.

V_c : seyir hızı (75 knot olarak belirlenmiştir).

$V_{\max}$ = uçağın düz uçuştaki maksimum hızı. Performans hesaplarında 95 knot olarak bulunmuştur (bkz. Şekil 1).

V_d : dalış sürati. Aşağıdaki eşitsizlikten bulunur [12]:

$$V_d \leq 1.4 \sqrt{\frac{n}{3.8}} V_c \quad (28)$$

Yukarıdaki ifadeye $n=4$, $V_c=75$ knot konulduğunda dalış sürati V_d 'nin 115 kottan az olması gerektiği bulunur. Emniyet açısından dalış sürati 105 knot ile sınırlanmıştır.

Manevra zarfındaki AB eğrisi perdövites sınırır. Çeşitli hızlar için denklem 27'de C_L yerine $C_{L,max}$ konularak çizilir. Bu eğrinin üzerine çıkıldığında uçak perdövites olur.

Aynı şekilde AE eğrisi ise negatif yük faktörleri için perdövites sınırını belirler. Bunun için minimum taşıma katsayısının belirlenmesi gerekir. Kanat profili minimum taşıma katsayısını -12° 'de vermektedir. Bu değer denklem 5'te yerine konduğunda $C_{L,min} = -0.62$ bulunur. Denklem 27'ye $n = -1$ ve $C_L = -0.62$ konduğunda $V^* = 73$ knot olarak bulunur.

Manevra zarfındaki BC çizgisi ise maksimum yük faktörünü belirler. Bu çizginin üzerine çıkılması uçakta yapısal hasar riski oluşturur. Zarftaki CD çizgisi ise dalış süratini belirler. Bu süratten daha yüksek süratle uçulması yapısal hasar riski taşır. Aynı şekilde DE çizgisi de maksimum negatif yük faktörünü belirler.

SERTİFİKASYON

Uçaklar yukarıda kısaca anlatılan tasarıma uygun olarak Hava Kuvvetleri Komutanlığı 2. Hava İkmal Bakım Merkezi'nde üretilmişlerdir. Uçağın gövdesi çekme borudan imal edilmiş ve bağlantılar kaynak ile yapılmıştır. Kanat için NACA 4412 profili kullanılmış olup imalatında 2024-T3 alüminyum malzeme kullanılmıştır. Kanat kaplama malzemesi ise dakron bez ve emayittir. Uçağın bordo panelinde altimetre, suni ufuk, mayi pusula, varyometre, sürat saati, manifold saati, yakıt miktar göstergesi, dönüş-kayış göstergesi, ampermetre ve motor durum göstergeleri bulunmaktadır. Seyrüsefer sistemleri olarak ise, VHF/AM telsiz, transponder, Garmin 190 GPS ve intercom mevcuttur. Üretilen uçakların üç ayrı görünüşü Şekil 3'te sunulmaktadır.

Uçaklar, uçabilirlik sertifikası alabilmeleri için JAR-VLA kriterlerine göre test edilmişlerdir. Bu bölümde sertifikasyon çalışmaları kısaca anlatılacaktır.

JAR-VLA kriterleri yedi başlık altında toplanabilir. Bunlar sırasıyla şöyledir:

1. Genel tanımlar. Burada uçağın JAR-VLA kriterlerine göre sertifikaya edilmesi için gerekli genel koşullar sıralanır.
2. Uçuş ile ilgili kriterler. Burada da sekiz alt başlık bulunur. Bunlar sırasıyla Genel Tanımlar, Performans, Kumanda ve Manevralar, Ayarlar, Kararlılık, Perdövitesler, Viril Hareketi ve Yer Manevraları şeklindedir.
3. Yapısal kriterler. Bu kriterler de sekiz alt başlıkta toplanır. Bunlar sırasıyla Uçuş Yükleri, Kumanda Yüzeyleri ve Sistem Yükleri, Yatay Kuyruk Yüzeyleri, Dikey

Kuyruk Yüzeyleri, Aileronlar, Flaplar ve Özel Teçhizatlar, Yer Yükleri, Acil Durum İniş Şartları ve Yorulma Değerlendirmesi şeklindedir.

4. Tasarım ve imalat. Bu başlık altında yedi alt başlık mevcuttur. Bunlar Genel Tanımlar, Kanatlar, Kumanda Yüzeyleri, Kumanda Sistemleri, İniş Takımları, Personel ve Kargo Kompartımanı, Yangından Korunma şeklindedir.
5. Motor. Bu başlık altında on alt başlık incelenmiştir. Bunlar Genel Tanımlar, Yakıt Sistemi, Yakıt Sistemi Bileşenleri, Yağlama Sistemi, Soğutma Sistemi, İndükleme Sistemi, Egzoz Sistemi, Motor Kumadaları ve Aksesuarlar, Motor Yangınından Korunma şeklinde sıralanmaktadır.
6. Teçhizat. Burada kastedilen uçuş aletleri ve diğer yardımcı teçhizatır ve şu alt başlıklardan oluşur: Genel Tanımlar, Aletlerin Yerlerine Takılması, Elektrik Sistemi, Aydınlatma, Güvenlik Teçhizatı, Diğer Teçhizat.
7. İşletme Sınırlamaları ve Bilgilendirme. Burada uçuş sınırlamaları kastedilmektedir ve Genel Tanımlar, İşaret ve Plakalar ve Uçuş El Kitabı alt başlıklarından oluşur.

Yukarıda sıralanan başlıklar altındaki kriterlerin sağlanması basit göz kontrolü, tasarım kitabına dahil etme, uçuş testi, yer testi, doküman hazırlanması gibi işlemleri gerektirmektedir. Sertifikasyon için hazırlanan dokümanların listesi şöyledir:

1. Tasarım kitabı,
2. Uçuş El Kitabı,
3. Uçak Bakım El Kitabı,
4. Parça Kataloğu,
5. Uçuş Test Usulleri.

Ayrıca çeşitli yer testleri yapılmıştır. Bunlar arasında en önemlileri Düşme Testi ve Kanat Testi'dir. Bu iki test bilindiği kadarıyla ülkemizde ilk kez yapılmıştır.

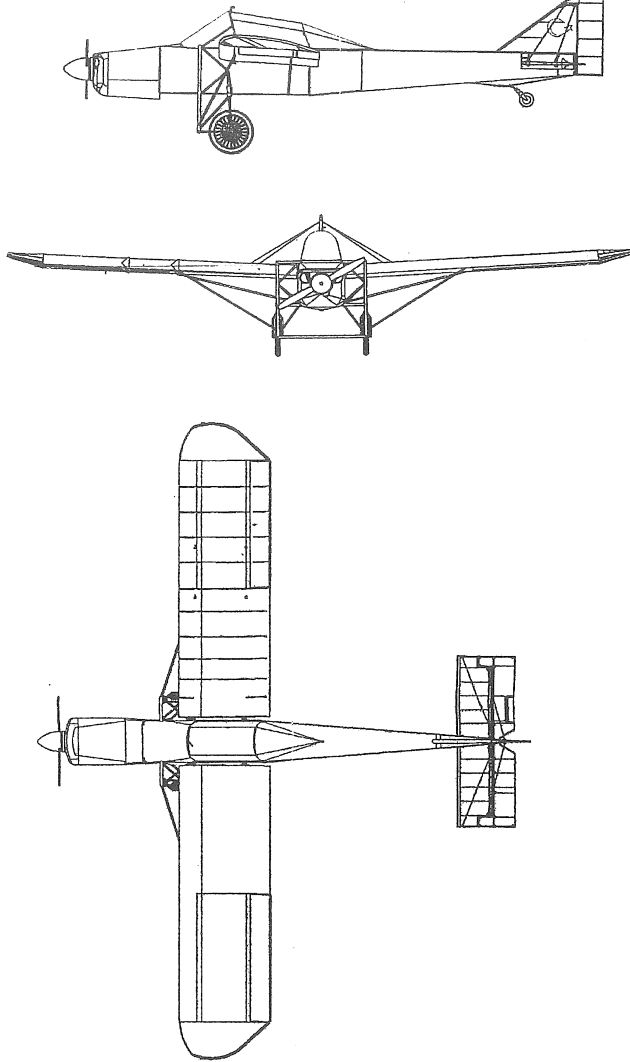
Düşme testi, uçak iniş sırasında herhangi bir nedenle yere yüksek süratle çarptığında, uçağın yapısının çarpmadan doğan yükleri soğurabilme kabiliyetini ölçmeye yarar. Bu testte uçak belli bir yükseklikten yere bırakılır, daha sonra çeşitli ölçüm ve tahribatsız muayene testleri ışığında kritik elemanlarda oluşan deformasyonlar ölçülür. Uçağın bırakılacağı yükseklik aşağıdaki formülden bulunur [2]:

$$h = 0.0132(W_0/S)^{1/2} \quad (29)$$

Yukarıdaki formülde W_0 Newton, S ise m^2 cinsindendir. Uçağımızın ağırlığının 900 kg, kanat alanının ise $16.8 m^2$ olduğu düşünüldüğünde uçağımız yukarıdaki formüle uygun olarak yaklaşık

30 cm yüksekten yere bırakılmıştır. Test sonucu yapılan ölçüm ve tahribatsız muayene sonucunda kritik elemanlarda limit dışı bir deformasyon ya da çatlağa rastlanmamıştır.

Kanat testi ise kanadın mukavemetini ölçmeye yarar. Burada kanat ters olarak sabit bir yapıya tutturulur. Uçağın maruz kalacağı maksimum yük faktörünün 1.5 katı kadar bir yüke maruz bırakılır.



Şekil 3. Ak-01 uçağının yandan, önden ve üstten görünüşü.

Uçağımızın izin verilen maksimum yük faktörü 2 olduğu için bu testte yüklemenin en az $n = 3$ 'e karşılık gelmesi öngörülmüştür. Yapısal analiz sonucunda uçağımızın dayanabileceği yük faktörü 6 olarak çıkınca kanadın $n = 4$ yük faktörüne göre yüklenmesine karar verilmiştir. Yükleme kademeli olarak kum torbalarının kanat boyunca yerleştirilmesiyle yapılmıştır. Test sonucunda yapılan ölçüm ve tahribatsız muayene sonuçları kanatta hiçbir

plastik deformasyon ya da çatlak oluşumu olmadığını göstermiştir.

Test uçuşları ise JAR-VLA dökümanının dikte ettiği usuller gözetilerek yapılmıştır. Test uçuşları toplam 45 saat sürmüştür ve her iki uçağa da uygulanmıştır. Uçuş testleri sonucunda elde edilen performans değerleri tasarım değerleriyle büyük bir uyum göstermiştir.

Sertifikasyon çalışmaları tamamlandığında Sertifikasyon Üst Kurulu uçakları belirtilen koşullar ve sınırlamalar dahilinde uçuşa elverişli bulmuş, uçağa uçuş ve bakım el kitaplarında ve teknik dökümanlarda belirlenen özellikler ve sınırlamalar kapsamında "Özel Askeri Deneysel Uçak Tip ve Uçuşa Elverişlilik Sertifikası" vermiştir. Uçağın sertifikada yer alan özellikleri şöyle sıralanmıştır:

1. Perdövites sürati, $V_s = 45$ knot,
2. En iyi tırmanma açısı sürati, $V_x = 55$ knot,
3. En iyi tırmanma oranı sürati, $V_y = 60$ knot,
4. Azami ağırlık, 900 kg,
5. Ağırlık merkezi limitleri, $CG_{ön} = \%19$, $CG_{arka} = \%27$ (veter boyuna göre).

SONUÇ

Tamamen Türk mühendisleri ve işçilerinin emeğiyle tasarlanan ve üretilen uçaklar görevlerini sorunsuz olarak büyük bir başarıyla tamamlamışlardır. Bu proje bir çok bakımdan ülkemizde ilklere imza atmıştır. Bu projenin başarısından alınan cesaretle ülkemizde daha gelişmiş uçakların tasarımının ve üretiminin gerçekleştirilmesinin mümkün olduğunu söylemek fazla hayalperestlik değildir. Türkiye'de bu altyapı, bilgi ve beceri birikiminin olduğu rahatlıkla söylenebilir.

TEŞEKKÜR

Yazarlar ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölüm Başkanı Prof. Dr. Nafiz Alemdaroğlu, başta Bnb. İbrahim Can, Müh. Ömer Sait Aksoy ve Müh. Ceyhan Civan olmak üzere projeye emeği geçen tüm Hava Kuvvetleri Komutanlığı 2. Hava İkmal Bakım Merkezi Komutanlığı personeline teşekkür ederler. Ayrıca değerli katkılarından dolayı tüm Sertifikasyon Üst Kurulu üyelerine teşekkürlerini sunarlar.

DESIGN AND CERTIFICATION OF TWO LIGHT AIRPLANES IN THE CONTEXT OF THE GOLDEN WINGS PROJECT

The design and certification of two light, propeller-driven aeroplanes is described in the paper. For the design, worldwide known methods and references have been used. Certification has been accomplished by taking JAR-VLA (Joint Aviation Regulations - Very Light Aeroplanes) criteria as a

basis. It has been observed that the calculated performance and flight parameters agree well with those measured during the flight tests. The novelty of the study is that design, production and certification studies as a whole is being done for the first time in Turkey.

Keywords: airplane design, airplane certification, flight performance, flight parameters.

KAYNAKÇA

1. Kansu, Y., Şensöz, S. ve Öztuna, Y., *Havacılık Tarihinde Türkler*, Hava Kuvvetleri Basım ve Neşriyat Müdürlüğü, Ankara, 1971.
2. *Joint Aviation Requirements - Very Light Aeroplanes (JAR-VLA)*, Joint Aviation Authorities, 1990.
3. *Türk Hava Kuvvetleri Uçak Albümü*, Hava Kuvvetleri Komutanlığı Genel Sekreterliği Tarihçe Şubesi Yayını, No:23, 1997.
4. Anderson, J. D., *Aircraft Performance and Design*, McGraw-Hill Book Co., New York, 1999.
5. Roskam, J., *Airplane Design Part 1*, DarCorporation, Lawrence, Kansas, 1989.
6. Raymer, D. P., *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Washington, D.C. 1992.
7. Anderson, J. D., *Introduction to Flight - 3rd Ed.*, McGraw-Hill Book Co., New York, 1989.
8. Stinton, D., *The Design of the Aeroplane*, Granada Publishing, London, 1983.
9. Roskam, J., *Aeroplane Aerodynamics and Performance*, DarCorporation, Lawrence, Kansas, 1997.
10. Etkin, B. ve Reid, L.D., *Dynamics of Flight - 3rd Ed.*, John Wiley & Sons, New York, 1996.
11. Roskam, J., *Methods for Estimating Stability and Control Derivatives of Conventional Subsonic Aircraft*, DarCorporation, Lawrence, Kansas, 1989.
12. Roskam, J., *Airplane Aerodynamics and Performance*, DarCorporation, Lawrence, Kansas, 2000.