

**ÇOK HAFİF (ULTRA LIGHT) HAVA ARACI  
SERTİFİKASYON ŞARTNAMESİ**

**(TR-UL)**

## **ÖNSÖZ**

### **1. Amaç**

Bu sertifikasyon şartnamesinin amacı; SHT-ÇHHA-S'ye göre Çok Hafif Hava Aracının uçtuğu bölge ve o bölgedeki halkın güvenli bir durumda olduğunu ve bir risk altında olmadığına dair uçuşa elverişlilik için gerekli olan minimum gereksinimleri açıklayarak ortaya koymaktır.

### **2. Yorum**

1.Bu uçuşa elverişlilik gereksinimleri ve yapılan yorumlar, havacılık bilgisinin tam bir tanımı olarak kabul edilmemelidir. İlgili gereksinimler, havacılık altyapısı ve tecrübeleri paralelinde yorumlanmalıdır. Bu husus, hayati bir önem taşımaktadır.

2.Yorumlar, uçuşa elverişlilik gereksinimlerini açıklama ihtiyacı duyulan yerlerde yapılmıştır. Yorumlar; gereksinim için önerilen prosedürler ve ilave bilgiler olarak kabul edilmektedir.

3.“Edilmeli”, “Yapılabilir” gibi yorumlar, izin verilen veya önerilen uygulamalar için kullanılmıştır.

4.Nitelik bildiren; “yeterince test edilmiş”, “kolayca görülebilen” gibi örtülü ifadeler, Genel Müdürlüğün şüphe duyduğu hususlarda hüküm verebilmesi için kullanılmıştır.

### **3. İçindekiler ve Plan**

1.Uçuşa elverişlilik gereksinimleri, alt başlıklar/bölümler halinde, büyük harflerle düzenlenir.

2.İçindekiler sayfası, alt başlıkların/bölümlerin içeriğini tanımlar.

3.Bu gereksinimlerin bölüm, kısım ve önemli noktaları, artan numaralandırma sistemi ile düzenlenerek maddelenmiştir.

4.Gereksinimlerin amaçları için, kullanılan terimlerin/ifadelerin özel bir mana taşıması gereken yerlerde, ilgili tanımlar/açıklamalar uygun yerlerde verilmiştir.

#### 4. Açıklamalar, Kısaltmalar ve Terminoloji

$V_A$ : Tasarım manevra sürati (Eşdeğer Hava Sürati-EAS)

$V_B$ : Azami Hamleli Rüzgardaki Tasarım Uçuş Sürati

$V_C$ : Tasarım Seyir Sürati (EAS)

$V_D$ : Tasarım dalış sürati (EAS)

$V_{DF}$ : Uçuşta gösterimi yapılan azami sürat

$V_F$ : Flapların Açılabilceği Tasarım Sürati (EAS)

$V_{FE}$ : Azami Flap Açma Sürati. Tanımlanmış Flap Konumlarındaki Azami Sürat. (İşari Hava Sürati-IAS)

$V_H$ : Sürekli azami motor gücünde, azami düz uçuş sürati

$V_{L0}$ : İniş takımı açık azami sürat (İşari Hava Sürati-IAS)

$V_{NE}$ : Asla geçilmeyecek sürat limiti

$V_{RA}$ : Türbülanslı havada azami sürat

$V_S$ : Uçağın kontrol edilebildiği minimum sabit hız veya perdövites sürati

$V_{S0}$ : Uçağın iniş konfigürasyonunda kontrol edilebildiği minimum sabit sürat veya perdövites sürati

$V_{S1}$ : Önceden Belirlenmiş Özel bir konfigürasyonda, uçağın kontrol edilebildiği minimum sabit sürat veya perdövites sürati

$V_{SF}$ : Maksimum ağırlık ve flapların tam açık olduğu durumda hesaplanan perdövites sürati

$V_T$ : Çekme yaparken azami sürat

$V_Y$ : En iyi tırmanış oranını veren sürat

CAS: Kalibre edilmiş hava sürati, alet ve konum hataları düzeltildikten sonra elde edilen işari hava süratidir

EAS: Eşdeğer hava sürati, belli bir irtifada adyabatik sıkıştırılabilir akış etkilerine göre düzeltilmiş kalibre edilmiş hava süratidir.

IAS: İşari hava sürati, deniz seviyesi sıkıştırılabilir akış düzeltmeleri yapılmış (sürat saati sistem hataları düzeltmeleri yapılmamış), kokpitte pitot-statik sürat saatinin gösterdiği sürattir.

TAS: Dış hava sıcaklığı ve irtifaya göre düzeltilmiş hava sürati (Gerçek hava sürati)

## 5. Genel Teknik Terminoloji

**Motor:** Uçağı tahrir etmek (itme, çekme gücü) için tasarlanmıştır. Pervaneler hariç olmak üzere, kontrol ve çalışma parçalarından oluşur.

**Değişken Açılı Pervaneler:** Pervane sabit veya dönerken, hücum açıları değişebilen veya değiştirilebilen manası taşımaktadır. Şöyle ki;

a) Hücum açısı uçuş ekibi tarafından ayarlanabilen, kontrol edilebilen pervane

b) Uçuş ekibi tarafından kontrol edilebilen veya edilemeyen uçuş açısı, pervanenin bünyesindeki veya harici bir sistem şeklindeki elektronik bir düzenele kontrol edilebilen pervane (sabit hızlı pervane).

c) a ve b maddelerinde belirtilen usullerin kombinasyonu bir sistemle kontrol edilebilen pervane

**Emniyet Kemer, Kayış Takımı:** İki karın-bel bölgesi, ikisi omuzdan olmak üzere, dört parçalı bir kemer sistemidir.

**Yük Faktörü:** Belirli bir yükün, uçağın toplam ağırlığına oranını ifade eder. Belirtilen yük, şu terimlerle tarif edilir; Aerodinamik kuvvetler, atalet kuvvetleri, yer veya su reaksiyonları.

**Maksimum Kalkış Gücü:** Kalkışta frenler çekili iken, deniz seviyesindeki standart atmosferde krank milinin maksimum dönüş hızı veya maksimum manifold basıncı ile elde edilen beygir gücüdür. Kalkışta, pas geçmede ve zorunlu/ihtiyadi inişte de kullanılır. 5 dakikadan daha fazla sürede bu rejimde devam ettirilmemelidir.

**Maksimum Devamlı Güç:** Belli bir irtifada, krank mili maksimum dönüş hızı veya maksimum manifold basıncı ile standart atmosferde, devamlı kullanım için elde edilen güç.

**Ateşe Dayanıklı “Yanmaz”:** Malzeme ve bileşenlerin standart bir alev ortamında, 15 dakika süre ile ısıya dayanma manasında kullanılır. Ateşi belli bir alana sıkıştırma maksatlı kullanılan malzeme ve bileşenler için ateşe dayanıklılık; malzemenin bu çok yüksek ısı ortamında, kendi şeklini ve katılığını koruması ve istenen görevi yapması anlamına gelir. Kablo ve diğer malzeme ve parçalar için, kendi şekli ve katılığını koruyarak, yüksek ısı ortamında görevine devam edebilmesi algılanır.

**Ateşe Dayanıklı:** Yangın bünyesinde, alevli bölgede, ısıya 5 dakika süre ile dayanma kapasitesidir. Metal ve sac levhalar ile yapısal parçalar için, alevli ısılara karşı, alüminyum alaşım halinde dayanıklılık anlaşılır. Sıvı taşıyan boru ve kanallar, kablolar, tesisat ve motor kontrol aletleri için ise kendilerinden istenen görevleri yapmaya devam etme kapasitesi algılanır.

**Aleve Dayanıklılık:** Ateşleme kaynağı bertaraf edildikten sonra, güvenlik limitleri ötesinde, alevlerin temasıyla yanmayan manasına gelir.

## A. GENEL

### TR-UL 1 Uygulanabilirlik

Bu uçuşa elverişlilik gereksinimleri; üç eksenli, standart kontrollü, aşağıdaki özelliklere sahip Çok Hafif Hava Araçları (UL) için uygulanabilir durumdadır.

1. Sertifikalanmış Maksimum Kalkış Ağırlığı
  - a. Tek sandalye, max. 300 kg ve ilave kurtarma sistemi,
  - b. Çift sandalye max. 450 kg ve ilave kurtarma sistemi

**NOT:** Tüm Kurtarma (Ballistic Rescue System) sistemi için; gerekli tüm parça/bağlantı ve yangın söndürme aletleri dahil genellikle 22.5 kg ilave edilmektedir. 22,5 kg. dan daha az olan kurtarma sistemlerinde, aradaki fark kadar miktar sertifikalandırılmış maksimum kalkış ağırlığına eklenebilir.

2. TR-UL 49 maddesine göre, 65 km/h'i geçmeyen bir iniş konfigürasyonlu perdövites hızı ( $V_{SO}$ ).

## B. UÇUŞ

### I. Genel

#### TR-UL 21 Uyum Kanıtı

Bu alt bölümde belirtilen her gereksinim; hava aracının sertifikasyon talep edilen tüm yük durumları sınırları dahilinde, en kötü ağırlık ve ağırlık merkezi kombinasyonunda sağlanmalıdır. Bu husus, sertifika talep edilen tipteki bir uçak üzerinde testlerle ortaya konmalıdır.

Aksi belirtilmedikçe, bu uyum kanıtı hava aracının görev yapabileceği tüm konfigürasyonlar için ayrı ayrı gösterilmelidir.

**NOT:** Bölüm B, uyum kanıtı için gerekli uçuş testlerinin tümünü çermemektedir.

#### TR-UL için Açıklama:

1. Uçuş Test Cihazı:
  - a. Hava aracının uçuş testi sırasında kullanılan cihaz gerekli ölçüm ve gözlemlerinin rahat bir şekilde yapılabilmesine olanak sağlamalıdır.
  - b. Test cihazının kalitesi ve düzeltme tabloları, uçuş testlerinin ilk aşamalarında belirlenmelidir. Hava sürati gösterge sistemine Hava aracının her bir konfigürasyonunun etkileri göz önüne alınarak özel bir dikkat gösterilmelidir.
2. Uçuş testlerinden önce aşağıda sıralanan yer testleri yapılmalıdır:
  - a. TR-UL 901 maddesine göre motor testleri,
  - b. Kumanda yüzeyleri, kanatlar, flaplar, ve ilgili kumanda aletlerinin azami hareket sahaları belirlenmelidir.
3. Fonksiyonel Testler:

Tüm yer testleri, uçuş testlerine başlamadan önce bitirilmelidir.

#### TR-UL 23 Yük Dağılım Limitleri

Genel Müdürlüğün gerek görmesi halinde bu başlık altındaki gerklilikler yerine İngiliz Sivil Havacılığı'nın CAP 482 dokümanı kullanılır.

1. Uçağın emniyetle uçaacağı yük ve ağırlık merkezi aralıkları başvuru sahibi tarafından belirlenmelidir. Onaylanan ağırlık merkezi; referans kanat derinliğinin %1'i kadar ki ön ağırlık merkezi limiti veya sertifikalandırılmış arka ağırlık merkezinin 10 mm. gerisi limitlerinden hangisi büyükse, onun içinde yer almalıdır.
2. Ağırlık merkezi aralığı, aşağıda belirtilen yolcu ağırlıklarına göre tespit edilen ağırlık merkezi aralığından küçük olmamalıdır.

Minimum ağırlık 70 kg, maksimum ağırlık 100 kg (İki sandalyeli uçaklar için en fazla 170 kg)

**NOT:** Faydalı yük ve yakıt ağırlıklarını açısından en kötü ağırlık konfigürasyonu düşünülmalıdır

## **TR-UL 25 Ağırlık Limitleri**

Maksimum ağırlık şöyle belirlenmelidir;

1. Maksimum ağırlık aşağıda tarif edilen ağırlıklardan fazla olamaz:
  - a. Başvuru sahibi tarafından belirlenen azami ağırlık.
  - b. Maksimum tasarım ağırlığı. Maksimum tasarım ağırlığı, uygulanabilen ve uyum gösterilen tüm yapısal ağırlık şartları arasında azami ağırlığa karşılık gelen ya da uygulanabilir görev şartları arasında uyum gösterilen azami ağırlıktır.
2. Uçağın boş ağırlığından az olmamak kaydıyla, asgari teçhizatı ve tek koltuklu uçak için 100 kg, çift koltuklu uçak için 170 kg mürettebat ağırlığını içerecek şekilde, ilave olarak maksimum azami güçte yarım saat uçuş için yetecek yakıt ağırlığının toplamı.
3. Minimum ağırlık, aşağıdakilerin toplam ağırlığından daha fazla olmayacak şekilde tespit edilmelidir;
  - a. TR-UL 29 maddesi 1(a).’ya göre hesaplanan boş ağırlık ve
  - b. 70 kg mürettebat ağırlığı

## **TR-UL 29 Boş Ağırlık ve Karşılık Gelen Ağırlık Merkezi**

1. Boş ağırlık ve karşılık gelen ağırlık merkezi, uçağın aşağıdaki şekillerde tartılması ile belirlenmelidir;
  - a. Aşağıdakileri içerecek şekilde:
    - i. Sabit denge yükü (balast),
    - ii. Kurtarma sistemini de içeren gerekli asgari teçhizat,
    - iii. Kullanılmayan yakıt ve uygulanabilir olduğunda motor yağı, hidrolik yağ ve motor soğutma sıvısı.
  - b. Aşağıdakileri içermeyecek şekilde:
    - i. Mürettebat ve yolcu ağırlıkları
    - ii. Kolayca çıkartılabilen diğer yükler
2. Uçağın boş ağırlığının tespit edildiği andaki durumu, iyi tanımlanmalı ve kolayca erişilebilir olmalıdır.
3. Uçak bileşenlerini (lastik ebadı, yakıt tanklarındaki yakıt miktarı, iniş takımı muhafazaları vb.) ve uçak üzerindeki sabit teçhizatı (Aviyonikler, ilave ısıtıcılar, çekme araç ve gereçleri vb.) tanımlayan birer liste ile bir ağırlık planı oluşturulmalıdır.

## **II. Performans**

### **TR-UL 45 Genel**

Bu bölümde belirtilen performans gereksinimleri ile uyum kanıtları, maksimum ağırlıkta deniz seviyesi standart atmosfer ve durağan hava koşullarında karşılanmak zorundadır.

### **TR-UL 49 Perdövites Sürati**

1.  $V_{S0}$ , motor rölanti konumunda (gaz kolu kapalı) ya da tamamen kapalı durumdayken km/h (CAS) cinsinden, elde edilebildiğinde perdövites sürati, ya da asgari sürekli hızdır. Daha yüksek  $V_{S0}$  değerini veren konfigürasyon geçerlidir ve:
  - a. Uçak iniş konfigürasyonunda,
  - b. Maksimum ağırlıkta olmalıdır.
2.  $V_{S1}$ , motor rölanti konumunda (gaz kolu kapalı) ya da tamamen kapalı durumdayken km/h (CAS) cinsinden, elde edilebildiğinde perdövites sürati, ya da asgari sürekli hızdır ve:
  - a. Uçak  $V_{S1}$ 'in uygulandığı test şartlarında,
  - b. Maksimum ağırlıkta olmalıdır.

1. $V_{S0}$  ve  $V_{S1}$ ; UL 201'de belirtilen yöntem uygun olarak, uçuş testleri yapılarak tespit edilmek zorundadır.

### **TR-UL 51 Kalkış**

Maksimum ağırlıkta, kuru, düz, kısa kesilmiş çim kalkış şeridinden, 15 m'lik bir engeli aşabilmek için belirlenen gerekli mesafe, 300 m'yi aşmamalıdır.

#### ***Açıklama:***

*Pilot Operasyon El kitabında belirtilen kalkış mesafesi, 6 deneme uçuşundan elde edilen ortalama kalkış mesafesi olmalıdır.*

### **TR-UL 65 Tırmanış**

En iyi tırmanış oranı, deniz seviyesinde standart atmosfer düzeltmeleri yapıldıktan sonra herhangi bir sıcaklık limiti aşılmamak kaydıyla, en az 1.5 m/s olmalıdır. Bu gereksinim aşağıdaki şartlarda sağlanmalıdır;

1. Kullanılan güç kalkış gücünden fazla olamaz,
2. Varsa iniş takımları içeri alınmış olmalıdır,
3. Maksimum ağırlık
4. Kanat flapları tırmanış konumunda olmalı ve herhangi bir sıcaklık limiti aşılmamalıdır.



### III. Manevra Kabiliyeti ve Kontrol Edilebilirlik

#### TR-UL 143 Genel

1. Hava aracı aşağıdaki durumlarda emniyetli bir şekilde kontrol edilebilmeli ve manevra yapabilmelidir.
  - a. Azami motor gücü ile kalkış sırasında,
  - b. Tırmanış sırasında,
  - c. Düz uçuş sırasında,
  - d. Alçalma sırasında,
  - e. Motor çalışırken veya kapalıyken iniş sırasında,
  - f. Ani motor durması durumunda.
2. Tüm olası uçuş konfigürasyonlarında, motorun kabul edilmiş tüm güç rejimlerinde ve durmuş olduğu durumlarda, limit yük faktörünün aşılması tehlikesi olmaksızın ve sıra dışı pilot becerisi, dikkati ve gücü gerektirmeksizin bir uçuş durumundan diğerine geçiş (mümkünse dönüşleri de içerecek şekilde) mümkün olmalıdır. Tavsiye edilen prosedürlerden küçük sapmalar, emniyetsiz uçuş şartlarına sebebiyet vermemelidir.
3. Uçuş testlerinde, uçuş gereksinimleri ile uyum gösterimi gerektiren tüm alışılmışın dışındaki uçuş karakteristikleri ve uçuş karakteristiklerinde yağmur nedeniyle oluşabilecek belirgin farklılıklar, motorun müsaade edilmiş her güç konumunda belirlenmelidir.
4. Eğer uçağın kontrolü için gerekli pilot gücünün aşırı yüksek olduğu görülüyorsa, sınırlamalar ölçüm testleri ile gösterilmelidir. Aşağıdaki tabloda belirtilen, konvansiyonel üç eksenli kumanda güçleri hiçbir şekilde aşılmamalıdır. Bu husus, her motor rejiminde sağlanmalıdır.

	<b>Yunuslama</b>	<b>Yatış/Yalpalama</b>	<b>İstikamet Kayışı</b>	<b>Kanat Flapları, İniş Takımı</b>
	daN	daN	daN	daN
<b>a) Kısa süreli uygulama</b>	20	10	40	10
<b>b) Sürekli uygulama</b>	2	1.5	10	-

(Not: 1 daN≈9,81 kg kabul edilmiştir.)

#### **Yorum:**

Yukarıda belirtilen kuvvetler, ağırlık kayması veya alışılmışın dışında kontrol sistemleri gibi nedenlerle pilot tarafından uygulanamıyor ise, kısa süreli ve uzun süreli kumandalar için uygulanması gereken güçler üzerinde Genel Müdürlük ile anlaşma sağlanmalıdır.

- a. Kontrol mekanizmasının elastik uzaması herhangi bir kontrol yüzeyinin hareketinin belirgin bir şekilde azalmasına ve uçağın kumandasının zorlaşmasına yol açmamalıdır.

### **TR-UL 145 Yunuslama Kumandası**

1.  $1.3V_{S1}$ 'den düşük hızlarda uçağın burnunun aşağı verilmesini takiben  $1.3V_{S1}$  süratine hemen ulaşılabilmesi mümkün olmalıdır. Bu gereksinim, her yük ve her motor rejiminde ve trim kontrolleri varsa uçak  $1.3V_{S1}$  hızında trim edilmiş durumdayken sağlanmalıdır.
2. Uygun uçuş zarfında uçak konfigürasyonunun değiştirilmesi (iniş takımı, flaplar, motor gücü) TR-UL 143'te belirtilen güç limitleri aşılmaksızın ve sıra dışı pilot becerisi gerektirmeksizin mümkün olmalıdır.
3.  $V_{DF}$  hızında uçarken, uçağın burnunun kaldırılması müsaade edilen tüm motor rejimlerinde ve ağırlık merkezi konumlarında mümkün olmalıdır.

### **TR-UL 147 Yatay Kumanda ve İstikamet Kumandası**

Uçağın bir tarafa doğru  $30^\circ$  sürekli yatış durumundan diğer tarafa doğru  $30^\circ$  yatış konumuna 5 saniye içinde getirilmesi  $1.3V_{S1} - V_{NE}$  aralığındaki tüm hızlarda ve uygulanabilir olduğunda flap ve iniş takımları açık durumdayken mümkün olmalıdır.

### **TR-UL 155 Manevra Sırasında İrtifa Dümeni Kumandası**

Dönüş sırasında ve manevradan çıkış sırasında irtifa dümeni kumanda kuvvetleri yük faktörünü arttırmak için kumandaya uygulanan gücün arttırılmasını gerektirecek şekilde olmalıdır. Konvansiyonel olmayan kumanda sistemlerinde, etki ettirilen ilk güç hiçbir uçuş hızında 5 daN'den az olmamalıdır, bu durumda hem iniş takımlarının hem flapların kapalı olduğu kabul edilir. Ağırlık kaydırma kontrol sistemine sahip olan tüm hava araçlarında, limit yük faktörüne ulaşmak için gerekli pilot gücü üzerinde Genel Müdürlük ile mutabakat sağlanmalıdır.

### **TR-UL 161 Ayar**

En uç ağırlık merkezi durumlarında ve tüm motor rejimlerinde, uçağın yatay, uçuş istikameti ve istikamet ekseninde trim edilebilmesi için gereken uçuş hızları  $1.3V_{S1} - 2.0V_{S1}$  aralığında olmalıdır.

## ***IV. Kararlılık ve Denge***

### **TR-UL 171 Genel**

Hava aracı, bu bölümde TR-UL 173 – TR-UL 181 arası maddelerde belirtilen gereksinimleri yerine getirmelidir. İlave olarak, uçak; uçuş sırasında normal şartlarda karşılaşılabilecek tüm durumlarda, bir kontrol edilebilirlik ve kararlılık “hissi” vermelidir.

### **TR-UL 173 Statik Dikey Kararlılık**

Minimum hızdan maksimum hıza kadar tüm hız aralığında ve ağırlık merkezi, flap konumu ve motor rejimlerinin tüm kombinasyonları için levyeye binen güç-uçuş sürati eğrisinin eğimi ile levye hareketi-uçuş hızı eğrisinin eğimleri pozitif olmalıdır. Buna ek olarak, uçuş hızı belirgin bir şekilde değiştiğinde levye hareketi pilot tarafından fark edilebilir mertebede olmalıdır.

### **TR-UL 177 Yatay ve İstikamet Kararlılığı**

1. Uçak düz uçuşta iken yatış ve istikamet kumandaları ters yönlerde kademeli olarak uygulandığında, sapma açısındaki artış daima yalpalama ve istikamet kumanda yüzeylerinin daha fazla hareket ettirilmiş olmasına karşılık gelmelidir. Bu ilişki doğrusal olmayabilir.
2. Kayış sırasında ters istikamette verilecek kumanda için gerekli olan güç, olağandışı pilot kabiliyeti gerektirmeyecek büyüklükte olmalıdır.

### **TR-UL 181 Dinamik Denge**

Perdövites ve  $V_{DF}$  sürati arasındaki hızlarda tüm kısa periyotlu salınımlar birincil kumanda yüzeylerinin hem serbest, hem de sabitlenmiş olduğu durumlarda etkin bir şekilde sönümlendirilebilir olmalıdır;

Bu gereksinim herhangi bir motor rejiminde karşılanabilmelidir.

## V. Perdövites

### TR-UL 201 Kanatlar Düz Durumda Perdövites

1. Uçağın perdövites karakteristikleri ağırlık merkezinin en ön ve en arka konumları için ve TR-UL 25'te belirtilen maksimum ve minimum ağırlık durumları için test edilmelidir.
2. Perdövites denemeleri uçak düz uçuş durumunda iken başlatılmalı, hız saniyede 2 km/h azaltılarak, uçak öne veya yana doğru kontrolsüz bir şekilde yatana ya da kumandalar hareket limitlerine dayanana dek devam ettirilmelidir. Uçak perdövites olana dek yatış ve istikamet kumandaları ile yatış ve istikamet değişimi ve bunlarla ilgili düzeltmeler yapılabilir.
3. Perdöviteden çıkış manevrası sırasında, kumandaların normal bir şekilde kullanımıyla uçağın 20°den yüksek yatış yapması engellenebilir. Uçağın kontrolsüz bir şekilde virile girme eğiliminde olmaması gerekir.
4. Normal usuller ile uçağın perdöviteye girmesi ile perdöviteden çıkış sonrası yeniden düz uçuş durumuna gelmesi arasında geçen sürede kaybettiği irtifa ile maksimum burun aşağı konumu belirlenmelidir.

*Yorum: Perdövites sırasında kaybedilen irtifa, uçağın perdövites nedeni ile dalışa başladığı irtifa ile uçağın tekrar düz uçuşa döndüğü irtifa arasındaki farka eşittir.*

5. Bu paragrafta belirtilen gereksinimlere uyum aşağıdaki şartlar dahilinde gösterilmelidir.
  - a. Kanat flapları herhangi bir pozisyonda
  - b. İniş takımları kapalı ve/veya uygulanabilir olduğunda açık durumda
  - c. Hava aracı 1,4  $V_{S1}$  hızında trim edilmiş (eğer trim cihazları varsa)
  - d. Motor rejimi
    - Rölantide
    - Maksimum sürekli devirde

### TR-UL 203 Dönüşte Perdövites

1. Perdövites manevrası 30°'lik yatış açılı koordineli dönüş durumunda başlatılmışsa, uçak kontrolsüz viril ya da yatış eğilimi göstermeden düz uçuşa getirilebilir.

*Yorum: 30°'lik yatışı takiben her iki yönde 60°'yi aşan yatışlar kontrolsüz olarak kabul edilir.*

2. Uçağın perdöviteye girmesi ve normal usuller uygulanarak perdöviteden çıkışı sonrası yeniden düz uçuş durumuna gelmesi arasında geçen sürede kaybettiği irtifa ile maksimum burun aşağı konumu belirlenmelidir. Bu gereksinimler TR-UL 201, alt paragraf 5a.'dan 5.d'ye kadar olan hususlara uygun olarak yerine getirilmelidir.

### TR-UL 207 Perdövites İkazları

1. Düz perdövites için aşağıdaki gereksinimler sağlandığında perdövites ikazı kaldırılabilir:
  - a. İstikamet kumandası nötr konumdayken yatış kumandası ile yatış ya da yatış düzeltilmesi yapılabilir ise,

- b. Yatış ve istikamet kumandaları nötr durumda tutulduğunda belirgin bir kanat yıkılması gözlenmiyorsa.
2. 1'inci maddede yer alan gereksinimleri sağlamayan uçaklar için;
  - a. Düz uçuş ve dönüşlerde, kanat flapları ve iniş takımlarının normal herhangi bir konumunda uçak açıkça anlaşılır ve fark edilir perdövites ikazı vermelidir.
  - b. Perdövites ikazı, normal uçuş süratinde değil, perdövitesten hemen önce, pilota gerekli hamleyi yapmaya imkan verecek bir süratte iken verilmelidir.
  - c. Perdövites ikazı, doğal aerodinamik tepkiler (türbülansa girmiş gibi sallanma şeklinde) ve bir ikaz aleti/mekanizması ile verilir.

## ***VI. Yerde Kumanda Karakteristikleri***

### **TR-UL 233 İstikamet Kararlılığı ve Kumandası**

Uçağın beklenen hız aralığında kontrolsüz bir şekilde rule kaçırma eğiliminde olmaması gereklidir. Taksi/Rule sırasında, istikamet kumandası yeterli olmalıdır.

### **TR-UL 234 Yan Rüzgarda İniş ve Kalkış**

Uçağın yan rüzgarda iniş ve kalkış kabiliyeti mutlaka test edilmelidir. Alınan sonuçlar hava aracı el kitabında referans olarak kullanılmalıdır.

## ***VII. Çeşitli Uçuş Gereksinimleri***

### **TR-UL 251 Titreşim ve Sarsıntı**

Uçağın herhangi bir parçası  $V_{DF}$  süratine kadar olan hiçbir hızda titreşime girmemelidir. Ayrıca normal koşullarda titreme de olmamalıdır. Buna ek olarak, hiçbir normal uçuş durumunda, uçağın yeterli bir şekilde kumanda edilmesini engelleyecek, pilotu aşırı yoracak ya da uçakta yapısal hasara yol açacak ölçüde sarsıntı olmamalıdır. Bu sınırlamalar dahilinde perdöviteye bağlı sarsıntı kabul edilebilir. Bu gereksinim, tüm motor güç rejimlerinde sağlanmalıdır.

## C. DAYANIKLILIK GEREKSİNİMLERİ

### I. Genel

#### TR-UL 300 Malzemeler için Dayanıklılık gereksinimleri ve Yapısal Analiz

1. İstatistiksel bazda tasarım değerleri yaratmak maksadıyla, malzemelerin dayanıklılık testinin yapılması ve ilgili parametreleri karşıladığı test edilmek zorundadır.
2. Malzemedeki değişikliklerin, herhangi bir yapısal zayıflığa neden olmaması için bu tasarım modellerinin seçilmesi büyük önem arz eder.

Yorum: Malzeme teknik özellikleri, sertifikasyon aşamasında yayınlamış teknik dokümanlara uygun özelliklerde hazırlanmalıdır. Üretim metotlarının getirdiği tecrübeler ışığında ilgili malzeme teknik özellikleri değiştirilebilir ve/veya artırılabilir (Örneğin; yapısal metotlar, makina kullanımı, ısıl işlemler, vb.).

3. Herhangi bir parçada veya yapıda, hararetin normal çalışma koşullarında yükselmesi malzeme dayanıklılığı konusunda büyük etkiye sahiptir. Bu etki mutlaka göz önüne alınmalıdır.

Yorum: Tüm komponentlerin çalışma sıcaklığının 54°C'a kadar olması, normal çalışma koşulları olarak değerlendirilir.

#### TR-UL 301 Yükler

1. Dayanıklılık gereksinimleri, limit yükler (beklenen en büyük yükler) ve azami yükler (emniyet faktörü ile limit yüklerin çarpımı) ile ifade edilir. Aksi belirtilmedikçe yük limitleri "emniyet yükleri" dir.
2. Aksi belirtilmedikçe, her parça üzerinde uçak genelinde bir bütünlük sağlayacak şekilde, hava ve yerdeki yüklerin dengeli bir şekilde atalet yükü bazında dağıldığı kabul edilmelidir. Yükler, gerçekçi bir tahmin veya gerçek koşullardaki şartlar gereğince dağıtılmalıdır.
3. Yük altındaki yer değiştirmeler, iç ve dış yüklerin dağılımını elle tutulur oranda değiştireyorsa, yük dağılımının tekrar hesaplanarak yeniden yapılması, mutlaka dikkate alınmalıdır.

#### TR-UL 303 Emniyet Faktörü

1. Aksi belirtilmedikçe, emniyet faktörü 1.5 olarak alınmalıdır.
2. Emniyet faktörü, aşağıdaki durumlarda emniyet katsayısı ile çarpılır;
  - a. Parçanın dayanıklılığı belirsiz ise,
  - b. Normal değişim öncesi kullanıma alındığında bozulma olasılığı varsa,
  - c. Bilinmeyen bir üretim ve denetleme metodu nedeniyle kesin dayanıklılık parametreleri elde yoksa.

Aşağıda belirtilen hallerde, emniyet faktörü büyüklüğü parça bazında ayrı olarak belirlenir. Parça değişimi zamanları, hava aracı el kitabında mutlaka belirtilmelidir.
  - d. İlave emniyet faktörü şu durumlarda uygulanmalıdır;

- i. Titreşim ve darbeye maruz kalan ve parçaların gerilme dayanımı,
- ii. Kontrol yüzeyleri bağlantılarındaki parçaların gerilme dayanımı,
- iii. Açısal harekete sahip, itme-çekme sistemi bağlantılarındaki gerilme dayanımı yüksek taşıma gerilimine sahip parçalar (makaralı rulmanlar hariç),
- iv. Kablolu kontrol sistemleri bağlantılarındaki gerilme dayanımı

Kullanılacak en yumuşak malzemeye karşılık, uygulanacak gerilme dayanımı Emniyet Çarpanı	Emniyet Çarpanı	Nihai Yük
Mafsallar (Kaymalı tip) (Gevşek ve darbeli ve titreşimli tip)	2.0	$j\sigma_{LB} = 2,0 * 1,5 = 3,0$
Kumanda yüzey menteşeleri	4.44	$j\sigma_{LB} = 6,67$
Kumanda yüzey mafsalları	2.2	$j\sigma_{LB} = 3,30$
Kablolu kumanda sistemleri	1.33	$j\sigma_{LB} = 2,0$
İlave Emniyet Çarpanı	Emniyet Çarpanı	$\sigma_{Br}$ 'ye karşılık gelen güvenlik
Dökme demir parçalar	2.0	$jBr = 1,5 \times 2,0 = 3,0$
Taşıma gerilmesi (sabit montaj) olan tüm bağlantı parçaları ve teçhizatlar	1.15	$jBr = 1,15 \times 1,5 \times 1,725$
Koltuk ve emniyet kemeri	1.33	$jBr = 1,33 \times 1,5 = 2,0$

### TR-UL 305 Dayanıklılık ve Deformasyon

1. Limit yük altında yapı herhangi bir kalıcı deformasyona uğramayacaktır. Limit yüke kadar olan tüm yüklerde, deformasyon emniyetli operasyonu tehlikeye atmamalıdır. Kontroller için bu husus önem arz eder.
2. Azami (ultimate) yük altında, gövde en az 3 saniye kırılmadan dayanmalıdır. Ancak, gerçek yük koşullarının yaratıldığı dinamik test simülasyonlarda dayanıklılık kanıtlanmış ise, bu 3 saniye limitine bakılmaz.

### **TR-UL 307 Yapısal Dayanıklılık (Mukavemet Gereksinimleri)**

1. TR-UL 305'teki dayanıklılık ve deformasyon kriterlerindeki her kritik yük için uygunluk gösterilmelidir. Kullanılan yapısal analiz metodunun uygunluğu daha önceden yapılan test ve tecrübelerle sabit ise, yapısal analiz yapılabilir. Diğer durumlarda, yüke dayanıklılık testi yapılması mecburidir.
2. Yapının belirli parçaları bu sertifikasyon gerekliliklerinin D Bölümünde belirtilen şekilde test edilmelidir.  
Yorum: Bölüm C, uygunluk kanıtı ile ilgili tüm dayanıklılık gereksinimlerini ihtiva etmemektedir.

## ***II. Uçuş Yükleri***

### **TR-UL 321 Genel**

1. Uçuş yük faktörleri, aerodinamik kuvvetin dikey bileşeninin uçağın ağırlığına oranı olarak ifade edilir. Pozitif uçuş yük faktörü, uçağın gövdesine göre, uçağa yukarı doğru etki yapan aerodinamik kuvvettir.
2. Her taşınabilir yük ve kullanılan uçak ağırlığı dikkate alınarak uçuş yükleri gereksinimlerine uyumu gösterilmelidir.

### **TR-UL 331 Simetrik Uçuş Şartları**

1. TR-UL 333'ten TR-UL 345'e kadar olan kısımda belirtilen simetrik uçuş şartlarına göre, kanatlara binen yük ve atalet yüklerinin tespitinde, yatay kuyruk denge yükü gerçekçi/rasyonel veya daha emniyetli olacak şekilde hesaplanır.
2. Manevra nedeniyle yatay kuyruğa binen artan yükler, gerçekçi/rasyonel veya daha emniyetli yöntemlerle uçağın açısız ataleti ile karşılanmak zorundadır.
3. Belirlenen uçuş gereksinimleri altında yüklerin hesaplanmasında, ani hücum açısı değişiklikleri ve sabit sürat nedeniyle, uçağın uygun yük faktörlerine maruz kaldığı kabul edilir. Açısız ivme ihmal edilebilir.
4. Uçuş yüklerinin tespiti ile ilgili olarak ihtiyaç duyulan aerodinamik veriler; testler, hesaplamalar ve daha emniyetli tahminle mutlaka doğrulanmalıdır.
  - a. Geçerli özel bir verinin olmadığı durumlarda, maksimum negatif manevra yük faktörü, sabit kanatlı uçaklar için -0.8 olarak alınabilir. Elastik kanatlı uçaklar için Genel Müdürlüğe danışılmalıdır.
  - b. Kanat ve kanatçıklar için, eğer  $C_{mo}$  değeri  $\pm 0.025$ 'ten küçükse,  $C_{mo} = \pm 0.025$  uygulanır.



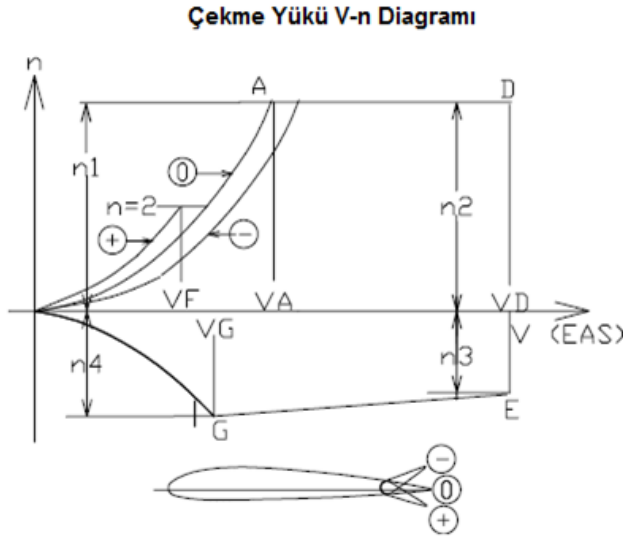
### III. V – n Diyagramı

#### TR-UL 333 Genel

Paragraf 2 veya 3'te belirtildiği şekilde, bu alt bölümde söz edilen herhangi bir hava sürati ve yük faktöründe, V – n diyagramı limitlerinde veya limitleri içinde istenen dayanıklılık gereksinimlerine uyumluluk durumu, mutlaka gösterilmelidir.

#### 1. Manevra yükleri için V – n diyagramı (Şekil 1)

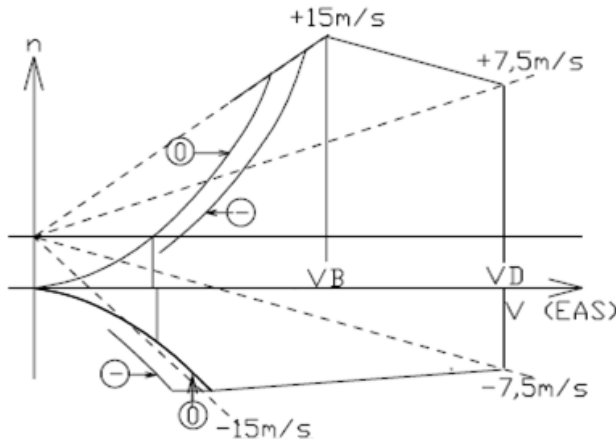
**Şart:** Herhangi bir pozisyondaki kanat flapları,  $V_D$  hızında toplanır.



Manevra yükleri için V – n diyagramı (Şekil 1)

**Şart:** Kanat flapları  $V_D$  hızında toplanır.

#### Hamleli Rüzgar Yükü V-n Diagramı



Hamleli rüzgar yükleri için V – n Diagramı(Şekil 2)

**Şart:** Herhangi bir pozisyondaki kanat flapları,  $V_D$  hızında toplanır.

Hava aracının  $V_B$  Süratinde, 15 m/s dikey hızla uçuş rotasında etkili olan pozitif (yukarı) ve negatif (aşağı) yönlü hamleli rüzgara dayanabilmesi gerekmektedir.

Hava aracının  $V_D$  Süratinde, 7.5 m/s dikey hızla uçuş rotasında etkili olan pozitif (yukarı) ve negatif (aşağı) yönlü hamleli rüzgara dayanabilmesi gerekmektedir.

### TR-UL 335 Tasarım Hava Sürati

Aşağıdaki tasarım hava süratleri eşdeğer hava süratidir (EAS).

1. Tasarım manevra hava sürati  $V_A$

$$V_A = V_{S1} (n1)^{1/2}$$

Aşağıdaki husus gereğince:

$V_{S1}$  = Motor rölantide, flaplar yukarda iken maksimum tasarım yük ile ölçülen stall sürati.

2. Flaplar full açık, Tasarım Sürati  $V_F$

a. Tüm iniş konfigürasyonlarında,  $V_F$  aşağıdakilerden en büyük değere sahip olandan daha küçük olamaz.

i. 1.4  $V_{S1}$ ; kanat flapları geri alınmış ve maksimum ağırlıkta  $V_{S1}$ , perdövites sürati veya uçağın minimum tutunma sürati olarak hesaplanmıştır.

ii. 1.8  $V_{SF}$ ; flaplar full açık ve maksimum ağırlıkta,  $V_{SF}$  perdövites sürati olarak hesaplanmıştır.

3. Tasarım Sürati  $V_D$

Tasarım sürati, tasarımcı tarafından seçilebilir. Ancak, 1.2  $V_H$ 'den veya 1.5  $V_A$  değerinden daha küçük olamaz. Hangisi daha büyükse o dikkate alınır.

4. Azami hamleli rüzgar yoğunluğu için tasarım sürati  $V_B$

Tasarım sürati, tasarımcı tarafından seçilebilir ancak  $V_B=0.9*VH$  veya  $V_B=V_A$ 'dan hangisi daha büyükse, o değerden küçük olamaz.

### TR-UL 337 Manevra Yük Faktörleri

V – n diyagramında yer alan emniyetli manevra yük faktörleri, aşağıda belirtilen değerlerden daha az olamaz.

N1	+4.0
N2	+4.0
N3	-1.5
N4	-2.0

Elastik kanat yapısına sahip ve sadece limiti negatif uçuş yüklerine dayanabilen çok hafif uçaklar (UL) için negatif yük faktörü üzerinde Genel Müdürlük ile mutabık kalınmalıdır.

Elastik kanatlarda bozulma/bükülme, V – n diyagramında önemli değişikliklere neden olur ve A noktası,  $V_D$ 'nin altında ulaşılamaz hale gelebilir. Bu durumun yük faktörü limitinin,  $V_D$  altında ulaşılabilen maksimum değere düşmesine neden olduğunu göstermektedir.

*Ayrıca bakınız: CAA UK CAP482 AMC S 337 maddesi.*

### TR-UL 341 Rüzgar Yükü Faktörleri

Daha makul bir analiz yoksa rüzgar yükleri, aşağıdaki şekilde hesaplanmalıdır:

$$n = 1 \pm \frac{1/2 * k * \rho_0 * U * V * a}{m * g / S}$$

U = Rüzgar hızı, m/s

V = Hava sürati, m/s

a = Radyan başına uçak kaldırma eğimi katsayısı

g = Yerçekimi ivmesi,  $m/s^2$

S = Kanat alanı,  $m^2$

Im = ortalama geometrik hat, m

$\rho_0$  = Deniz seviyesi hava yoğunluğu,  $kg/m^3$

$$\rho_0 = 1.225 \text{ kg/m}^3$$

m = Uçağın ağırlığı, kg

k = Rüzgar hafifleme faktörü

$$k = \frac{0,88 * \mu}{5,3 + \mu}$$

$$\mu = \frac{2m / S}{\rho * l m * a} \quad (\text{Uçak kütle oranı})$$

Yukarıda belirtilen formülde hesaplanan “n” değeri,  $n = 1.25 (V/V_{st})^2$ ’den daha büyük olamaz.

#### **TR-UL 345 Kanat Flapları Açıkken Yükler**

1. Eğer kanat flapları mevcutsa,  $V_F$  2.0’e kadar olan süratlerde flap pozisyonu sıfırdan maksimuma ayarlanarak uçağın pozitif yük limiti faktörü 2.0’a kadar bir yüke maruz kalabilmesi gerekmektedir.
2. Kanat flaplı uçakların, flaplarını maksimum negatif sapmaya kadar geri alarak, TR-UL 321 ve TR-UL 331 ve aynı zamanda TR-UL 333’ten TR-UL 337’ye kadar olan maddelerde belirtilen görevleri yerine getirmesi beklenir.

#### **TR-UL 347 Asimetrik Uçuş Koşulları**

Uçakların asimetrik uçuş koşullarında TR-UL 349 ve 351 maddelerinde belirtilen şartları sağlamaları beklenir.

CG etrafındaki dengesiz aerodinamik momentlere, esas kütlelerin yerleşimlerinin atalet kuvvetleri de düşünülerek, makul veya ölçülü şekilde tepki verilmelidir.

*Ayrıca Bakınız: CAA UK CAP 482 AMC S 347*

#### **TR-UL 349 Yalpalama (Roll) Koşulları**

Uçak, yalpalama kontrol sapmalarından kaynaklanan yalpalama yükleri ve TR-UL 455 maddesinde belirtilen hızlar ile TR-UL 337 maddesinde belirtilen pozitif manevra yük faktörünün en az 2/3 yük faktörü ile birleşiminden kaynaklanan yalpalama yüklerine göre tasarlanmış olmalıdır.

*Ayrıca Bakınız: CAA UK CAP 482 AMC S 349*

#### **TR-UL 351 Sapma (Yaw) Koşulları**

Uçak TR-UL 441 maddesinde belirtilen dikey kuyruk yüzeyine gelecek sapma yüklerine göre tasarlanmış olmalıdır.

## TR-UL 361 Motor Bağlantı Yükleri

1. Motor bağlantısı ve onu destekleyen yapının aşağıdaki etkiler için tasarlanmış olması zorunludur.
  - a. Kalkışa denk gelen motor tork limiti ile pervane hızı TR-UL 333'te belirtilen A noktası uçuş koşullarındaki %75'i yük limitleri ile eşzamanlı şekilde olmalıdır, (Kritik olduğu durumlarda motor itkisinin etkilerini de içermelidir);
  - b. TR-UL 333'te belirtilen A noktası uçuş koşullarında, maksimum sürekli motor devrine denk gelen motor tork limiti ve aynı andaki motor pervane hızı, (Kritik olduğu durumlarda motor itkisinin etkilerini de içermelidir);
  - c. a ve b maddelerinde belirtilen motor pervane hız limiti, eğer pervane otonom aks rulmanına sahipse, motor torku.
2. Motor tork limiti, geleneksel 2 ve 4 zamanlı motorlar gibi kabul edilir ve Bölüm 1'e göre, ortalama tork değerinin aşağıdaki faktör değerlerle çarpılmasıyla hesaplanır;

	2 zamanlı motor	4 zamanlı motor
1 Silindir	6	8
2 Silindir	3	4
3 Silindir	2,5 (UK 2)	3
4 Silindir	1,5 (UK 2)	2
5 veya daha fazla Silindir	1,33 (UK 2)	1,33

**NOT:** Güç Aktarımı terimi, gücü direkt aktaran (direct-drive) motorlarını, vites kutusunu ve motor kayışlarını içine almaktadır. Diğer güç aktarım sistemleri (Merkezkaçlı debriyaj gibi) ve geleneksel olmayan motorlar için Genel Müdürlük ile uygun faktör konusunda mutabık kalınmalıdır.

## TR-UL 363 Motor Gövde Bağlantısı Yan Yükleri

Motor ve destekleyen yapısal sistemler, yatay yüzeyde belirli bir yük faktör limitine göre tasarlanmalıdır. Bu durumda, yan yük A noktasındaki değerden daha küçük olmamalıdır (1/3 n1).

#### **IV. Sistem ve Kontrol Yüzeyleri**

##### **TR-UL 395 Kumanda Sistemi**

Her uçuş kumanda sistemi ve destekleyen yapısal sistemleri; TR-UL 423, TR-UL 441 ve TR-UL 455'te belirtildiği şekilde hareketli kumanda yüzeyleri için hesaplanan menteşe hareketlerinin en az %125'i oranındaki yüke dayanacak şekilde tasarlanmalıdır.

*Not: Genel Müdürlüğün gerek görmesi halinde CAA UK S 395 geçerlidir.*

##### **TR-UL 397 Pilot gücü ile Verilen Yükler**

Uçağın dikey, yatay ve uçuş istikametindeki hareketlerini direkt kontrol eden sistemler ile uçuş hareketlerini etkileyen diğer sistemler ve destekleyici noktalar, aşağıda belirtilen pilot gücünden kaynaklanan yük limitlerine dayanacak ve aynı zamanda bu olumsuzlukları sonlandıracak şekilde tasarlanmak zorundadır.

Az bir pilot gücü ile kontrol edilebilen ve geleneksel olmayan kontrol sistemleri (örneğin, sidestick) Genel Müdürlük tarafından kabul edilebilir.

<b>Kontrol</b>	<b>Uygulanan Güç</b> daN	<b>Güç Uygulama Metodu</b> (Tek Kollu Kontrol Sistemleri)
Yunuslama (Pitch)	35	Lövyenin itilmesi ve çekilmesi
Yalpalama (Roll)	20	Lövyenin yanlara doğru hareketi
Sapma (Yaw) ve diğer ayakla kumanda	90	Dümen pedalına öne doğru basınç uygulanması

*(Ayrıca Bakınız: CAP 482 AMC S 397)*

##### **TR-UL 399 İkili Kumanda Sistemleri**

İkili kontrol sistemleri

1. Aynı yönde kumanda eden pilotlar ve
2. Birbirine zıt yönde kumanda eden pilotlar için tasarlanmak zorundadır;

Her bir pilot, TR-UL 397'de belirtilen yüklerin 0,75 katını uygulamaktadır.

##### **TR-UL 405 İkincil Kumanda Sistemi**

İniş takımı kolu, ayar kontrol aletleri gibi ikincil kontrol sistemleri, maksimum pilot gücüne dayanacak şekilde tasarlanmak mecburiyetindedir.

*Yorum: Tek el ve ayakla kumanda yükleri için tasarımlar, aşağıdaki yüklerden daha az olamazlar;*

*Elle ve parmakla hareket ettirilen küçük el silindirleri ve tamburlar: P=15 daN*

*Vücut ağırlığını kullanmadan, kola destek vermeden küçük valf ve levyelere binen el yükleri: P=35 daN*

*Vücut ağırlığını vererek, kola destek olarak bindirilen ek yükler için P=60 daN, sırtından destek alarak oturur vaziyette ayakla yapılan (örneğin, ayak freni çalışma yükü) yükler için: P=75 daN*

### **TR-UL 411 Kumanda Sistemi Sertliği – Kıvamı**

Uçuş kontrol sistemlerinin elastik gerilimi ve flap hareketlerinin, toplam kontrol hareketinin %25'ini geçmemesi gerekmektedir. Bu husus, TR-UL 395'e göre performansla dayalı şekilde, kontrol yüzeyi limit yükü uygulanarak denenmelidir. Bu denemede, örneğin kanat flapları açıkken, diğer kontrol sistemi nötr duruma kitlenerek yapılan denemelerin daha doğru sonuç vermesi temin edilir.

## **V. Yatay Kuyruk Yüzeyleri**

### **TR-UL 421 Denge Yükü**

1. Yatay kuyruk denge yükü, uçağın yunuslama yapmadan, herhangi bir uçuş pozisyonunda dengede kalması için gerekli olan yüküdür.
2. Yatay kuyruk yüzeyleri, V-n diyagramı, TR-UL 335 ve TR-UL 345'te belirtilen flap durumlarında oluşan denge yüklerine uygun olarak tasarlanmak zorundadır.

### **TR-UL 423 Manevra Yükleri**

İrtifa kanatçıkları,  $V_D$  süratine kadarki süratlerde, pilotun dalış yapmak için yaptığı manevra ile oluşan yüke dayanacak şekilde tasarlanmak zorundadır.

#### **Yorum:**

*İrtifa kanatçığındaki ani hareketler nedeniyle oluşan yükler aşağıdaki şartlar paralelinde tespit edilmelidir:*

1.  $V_A$  hızı, maksimum yukarı hareket,
2.  $V_A$  hızı, maksimum aşağı hareket,
3.  $V_D$  hızı, maksimum yukarı hareketin 1/3'ü,
4.  $V_D$  hızı, maksimum aşağı hareketin 1/3'ü.

Aşağıdaki varsayımlaryapılmak zorundadır;

1. Uçak ilk anda düz uçuştadır, irtifası ve hızı değişmez.
2. Mevcut yükler, atalet kuvvetleri ile dengelenmiş durumdadır.

### **TR-UL 425 Hamleli Rüzgar Yükleri**

Hamleli rüzgar yüklerinin yön ve şiddet nedeniyle analizlerinin yapılması güç olduğundan rasyonel analizlerin eksikliği göz önüne alınarak, rüzgardan kaynaklanan artan kuyruk yükleri, aşağıdaki şekilde hesaplanmak zorundadır:

$$P = P_0 + \frac{1}{2} * \rho_0 * a_H * S_H * U * k_H * V * (1 - d\varepsilon / d\alpha)$$

Şu durumlarda:

$$P = \text{Arka kanatçık yükü [N]}$$

$$P_0 = \text{Rüzgardan önceki, arka kanatçık yükü [N]}$$

$$\rho_0 = \text{Deniz seviyesindeki hava yoğunluğu } 1,225 \text{ kg/m}^3$$

$k_H$  = Rüzgar faktörü, ilave analiz sonuçları olmadığından aynı yük kanat için de kullanılabilir

$$S_H = \text{Yatay kanat alanı [m}^2\text{]}$$

$a_H$  = Yatay kuyruk kaldırma eğrisi eğimi, radyan başına

$$U = \text{Elde edilen rüzgar hızı [m/s]}$$

$$V = \text{Hava hızı [m/s]}$$

$d\varepsilon / d\alpha$  = Uçak hücum açısına göre, kanat üzerinden geçerek kaldırma kuvveti yapan rüzgar açısı (downwash) değişim oranı.

#### **TR-UL 427 Asimetrik Yükler**

Pervane rüzgarının sabit yüzeyler ile dümenler üzerindeki etkileri, eğer böyle bir etki bekleniyorsa, mutlaka dikkate alınmalıdır.

### ***VI. Dikey Kuyruk Yüzeyleri***

#### **TR-UL 441 Manevra Yükleri**

Dikey kuyruk yüzeyleri, aşağıdaki belirtilen şartlarda karşılaşılabilecek yüklere dayanacak şekilde tasarlanmak zorundadır:

1.  $V_A$  süratinde, dikey kuyruk yüzeylerinin maksimum hareketi
2.  $V_D$  süratinde, maksimum kuyruk hareketinin 1/3'ü

#### **TR-UL 443 Rüzgar Yükleri**

1. Dikey kuyruk yüzeyleri, TR-UL 333'te tarif edilen yatay rüzgarlara dayanacak şekilde tasarlanmak zorundadır.
2. Daha bilimsel verilere sahip olunmadığı gerçeği göz önüne alındığında, dikey kuyruk yükü, aşağıdaki şekilde hesaplanır:

$$P_S = \frac{1}{2} * \rho_0 * S_S * a_S * U * k_S * V$$



Aşağıdaki eşitlikler dikkate alınacaktır:

PS = Dikey kuyruk rüzgar yükü

$\rho_0$  = Deniz seviyesinde hava yoğunluğu 1,225 kg/m<sup>3</sup>

SS = Dikey kuyruk alanı [m<sup>2</sup>]

aS = Dikey kuyruk kaldırma eğrisi eğimi, radyan başına

U = Rüzgar hızı [m/s]

kS = Rüzgar faktörü

$$k_s = \frac{0,88 * \mu}{5,3 * \mu} \quad \mu = \frac{2 * M}{S_s * \rho_0 * l_{m_s} * a_s}$$

M = Uçak ağırlığı [kg]

ImS = Dikey yüzeylerin ortalama geometrik hattı [m]

V = Hava sürati [m/s]

#### TR-UL 444 T-Kuyruk Yüzeyleri

1. Yatay kuyruğun dikey kuyruk tarafından desteklendiği uçaklarda, kuyruk yüzeyleri ve onları destekleyen – gövdenin arka kısmındaki – yapılar; dikey kuyruk ve aynı yönde hareket yapan yatay kuyruktan kaynaklanan çubuk momentine dayanacak şekilde tasarlanmak zorundadır.
2. Daha bilimsel verilere sahip olunmadığı dikkate alınarak, rüzgar tarafından T-Kuyruk kuyruk üzerine uygulanan çubuk momenti aşağıdaki şekilde hesaplanabilir;

$$MRO = 0,2 * SH * \rho_0 / 2 * V * U * bH * kS$$

Aşağıdaki eşitlikler dikkate alınacaktır:

MRO = Elde edilen çubuk momenti

SH = Dikey kuyruk alanı [m<sup>2</sup>]

bH = Yatay kanat genişliği [m]

## **VII. Kuyruk Yüzeylerindeki İlave Yükler**

### **TR-UL 447 Kuyruk Yüzeylerindeki Birleşik Yükler**

1. V-n diyagramındaki A veya D noktasında, yüke maruz kalan uçakta, yatay kuyruk üzerindeki yük; TR-UL 441'de belirtildiği şekilde, dikey kuyruk üzerine binen yüklerle birleşmek zorundadır.
2. TR-UL 423'te belirtilen yatay kuyruk ve TR-UL 441'de belirtilen dikey kuyruğa binen yüklerin %75'inin aynı anda uygulandığı kabul edilmek zorundadır.
3. V-kuyruklu UL için  $V_B$  hızında, rüzgarın herhangi bir kanat yüzeyine dik olarak geleceği düşünülerek tasarım yapılması zorunludur.

## **VIII. Dönüş Kanatçıkları**

### **TR-UL 455 Dönüş Kanatçıkları**

Dönüş kanatçıkları, aşağıda belirtilen şartlarda, üstlerine binecek yüklere dayanabilecek şekilde tasarlanmak zorundadır.

1.  $V_A$  süratinde, dönüş kanatçıkları full açıldığında, uçağa  $n=2,66$  büyüklüğünde bir yük bindiği kabul edilir.
2.  $V_D$  süratinde, dönüş kanatçıkları  $1/3$  oranında açıldığında, uçağa  $n=2,66$  büyüklüğünde bir yük bindiği kabul edilir.

## **IX. Yer Yükleri**

### **TR-UL 471 Genel**

Bu alt bölümde ifade edilen yer yükleri limiti, atalet kuvvetinin uçak üstüne uyguladığı kuvvetler ve dış yükler olarak değerlendirilir. Her özel yer yükü şartında, dış reaksiyonlar doğrusal ve açısız atalet kuvvetleri ile akılcı ve klasik manada bir denge halinde etki etmelidir.

### **TR-UL 473 Yer Yükü Şartları ve Varsayımlar**

1. Bu alt bölümdeki yer yükleri, tasarım maksimum ağırlığı ile uyuşmak zorundadır.
2. Uçak ağırlık merkezindeki dikey atalet yük faktörü limiti,

$$w_s = 0,9 * (m/S)^{1/4}$$

alçalma sürati ile inişten daha düşük seviyede olamaz.

İstisna olarak, bu hız  $3 \text{ m/s}$ 'den fazla,  $1,5 \text{ m/s}$ 'den ise az olmamalıdır.

3. Uçağın iniş anındaki yere çarpması ve ağırlık merkezine doğru hareket etmesi halindeki kanat kaldırma kabiliyetinin, uçağın ağırlığının  $2/3$ 'ünü aşmayan bir değerde olduğu kabul edilebilir. Yer reaksiyonu yük faktörü; atalet yük faktöründen, yukarıda bahsedilen kanat kaldırma kuvvetinin çıkarılması ile elde edilen değere eşit olabilecektir.

### TR-UL 479 Ana İniş Takımı İçin İniş Şartları

İnişte uçağın düz bir iniş pozisyonunda olduğu kabul edilir.

Dikey yük  $F_V$  , TR-UL 473'e göre tespit edilmek zorundadır.

Dikey yük  $F_V$ , yatay sürüklenme bileşenlerinin %25'i ile birleşmek zorundadır.

### TR-UL 481 Kuyruk Tekerini İniş Şartları

Kuyruk mahmuzu, etkilenen diğer yapılar ve ağırlık bağlantıları dengesi dahil kuyruk bölümü tasarımı için, kuyruk mahmuzu yükü aşağıdaki şekilde hesaplanır(ana iniş takımı yere değmemiş durumda):

$$P = 4 * m * g * (iy^2/(iy^2 + L^2))$$

Aşağıdaki eşitlikler dikkate alınacaktır:

$$P = \text{Kuyruk mahmuzu yükü [N]}$$

$$m = \text{Uçaktotam ağırlık [kg]}$$

$$g = \text{Yerçekimi ivmesi [m/s}^2\text{]}$$

$$iy = \text{Uçak dönüş yarıçapı [m]}$$

$$L = \text{Gövde ve kuyruk mahmuzu arasındaki mesafe [m]}$$

**NOT:** Daha bilimsel verilerin mevcut olmadığı durumlarda, şu değer kullanılabilir;

$$iy = 0,225 * LR$$

Bu durumda, LR, pedallar hariç, gövdenin dümen hariç uzunluğuna eşittir.

### TR-UL 499 Burun Tekerini İniş Şartları

Burun tekerini üzerindeki yer yükü ve etkilenen destekleyici yapıları ortaya koyarken; şok emiciler ve lastiklerin kendi statik konumlarında olduğu kabul edilir, aşağıdaki şartlar sağlanmak zorundadır:

1. Arkadaki yükler için, mil üzerindeki kuvvet limit bileşenleri şu şekilde olmalıdır:
  - a. Dik bileşen, tekerdeki statik yükün 2,25 katı,
  - b. Sürüklenme bileşeni, dikey yükün 0,8 katı,
2. Öndeki yükler için, yerle temas anında, kuvvet limit bileşenleri şu şekilde olmalıdır:
  - a. Dik bileşen, tekerdeki statik yükün 2,25 katı,
  - b. İleri yönlü bileşen, dikey yükün 0,4 katı,
3. Yan yükler için, yere temas anında kuvvet limit bileşenleri şu şekilde olmalıdır:
  - a. Dik bileşen, tekerdeki statik yükün 2,25 katı,
  - b. Yan bileşen, dikey yükün 0,7 katı.

## ***X. Acil İniş Şartları***

### **TR-UL 561 Genel**

1. Uçak, acil iniş şartlarında hasara uğrayabilir. Bu nedenle, bu acil şartlarda içinde bulunan her şahsın korunması için, bu paragrafta bildirilen usüller çerçevesinde tasarlanmak zorundadır.
2. Gövde, ciddi yaralanmalı inişlerden kurtulmak için emniyet kemerlerinin düzgün ve verimli kullanımı ile her yolcuya akılcı bir şans verecek şekilde tasarlanmalı. Ayrıca,
  - a. Yolcular aşağıdaki oranlarda atalet çekim gücüne maruz kalırlar:
    - Yukarı doğru 4,5 g
    - İleri doğru 9,0 g
    - Yana doğru 3,0 g
    - Aşağı doğru 4,5 g
3. Yakıt tankları, madde 2.a'da belirtilen atalet yüklerine, yakıt sızıntısı olmadan dayanmak zorundadır.

## ***XI. İlave Yükler***

### **TR-UL 597 Tek Parça Yükleri**

Kütlesi olan her malzeme, teçhizatın bir parçası (ağırlık merkezini düzeltmeye yarayan dengeler dahil) gibi düşünülerek, TR-UL 561'de belirtilen havadaki, yerdeki ve acil inişlerdeki maksimum yük faktörlerine uygun olarak tasarlanmak zorundadır.

## **D. TASARIM VE YAPI**

### **TR-UL 601 Genel**

Uçuş emniyetinde önemli görevleri olan her parçanın dayanıklılık seviyesinin hesaplanması zor olduğundan, mutlaka yapılan testlerle ortaya konmalıdır.

### **TR-UL 605 Üretim Metotları**

Kullanılan üretim metotları; orijinal gücünde ve servisteyken kendinden beklenen dayanıklılık konusunda güvenilir, sağlam yapılar üretebilmek zorundadır. Üretim prosesleri (yapıştırma, döküm, ısı yalıtımı veya kompozit malzeme prosesleri gibi) bu amaca ulaşmak için yakın bir kontrole ihtiyaç duyuyorsa, bu prosesler onaylanmış proses usullerine uygun olarak yapılmalıdır. Her alışılmamış imalat yöntemi, yeterli bir test programı ile kanıtlanmak zorundadır.

### **TR-UL 607 Kilit ve Bağlantı Elemanları**

Yapısal, kontrol sistemleri ve diğer mekanik alet ve sistemlerde kullanılan bağlantı elemanları, uygun bir şekilde, onaylı güvenlik alet ve prosedürlerine göre korunmalıdır. Sürtünmesiz bir kilit cihazı, otomatik olarak kitlenen bir cihaza ilave olarak kullanılmadıkça, uçuşta dönme hareketi yapan herhangi bir civata üzerinde kilitli somun kullanılmamalıdır.

### **TR-UL 609 Yapının Korunması**

1. Yapıdaki her parça, servis süresince her türlü bozulma ve dayanıklılığını kaybetme konusunda, aşağıdaki hususlara karşı uygun bir şekilde korunmak zorundadır:
  - a. Yorulma,
  - b. Korozyon/Paslanma,
  - c. Aşınma,
2. Her parça, yeterli bir havalandırma ve boşaltma sistemine sahip olmalıdır.

### **TR-UL 611 Bakım Kolaylığı**

Servis ve yağlama, tamir, parça değişimi, düzgün bir işleyiş için uygun yerleşim, yakından inceleme gibi bakım kolaylığı imkan ve kabiliyeti sağlanmış olmalıdır (Kontrol sistemleri ile ana yapısal elemanların bakımı dahil).

### **TR-UL 612 Montaj ve Demontaj Usülleri**

Tasarım o şekilde olmalıdır ki, ortalama bir beceriye sahip birisi tarafından yapılan kanat ayarlama, ayar hassa kontrolleri gibi işlemlerde, hasar verme ihtimali, özellikle bu hasarların gözle görülemeyen şekilde olması ihtimal çok düşük olmak zorundadır. Yanlış montajdan uygun tasarım usülleri ile kaçınılmalıdır. Doğru bir ayarlama imkanı için, uçağın kolaylıkla incelenmesi gerekmektedir.

### **TR-UL 627 Yorulma Dayanımı**

Yapı, gerilim noktalarının yoğunlaşması, yüksek gerilim ve titreşimlerin sonuçlarından mümkün olduğunca kaçınacak şekilde tasarlanmış olmalıdır.

## **TR-UL 629 Kanat Sarsıntısı Önlemleri ve Yapısal Sertlik**

Uçakta kanat sarsıntısı, aerodinamik sarsıntı ve sapma, her uçuş konfigürasyonunda kontrol zorluğu ve kaybı gibi hususlar, en azından  $V_D$  süratine kadarki süratlerde yaşanmamalıdır. Uçağın kontrolü ve kararlılığı, yapısal sapma ve bozukluklara karşı tehlike yaratacak şekilde çok hassas olmamalıdır. Aerodinamik titreşimleri sonlandıracak şekilde, her uygun süratte, yeterli durdurma/sonlandırma sistemine sahip olunmalıdır.

1'inci maddedeki hususlara uyum, şu şekillerde gerçekleştirilmelidir:

- a.  $V_D$  süratine kadar kanat sarsıntısı, sistematik uçuş testleriyle yaratılır. Bu testlerde,  $V_{DF}$  süratine yaklaştıkça, sonlandırma sisteminde bir azalmanın olmadığı mutlaka görülmelidir.
- b. Uçuş testleri,  $V_{DF}$  süratine yaklaşıldıkça, her üç eksendeki kontrol kabiliyetinde, alışılmayan derecede hızlı bir kayıp olmadığını göstermelidir. Ve statik kararlılık ve trim ayarlarından kaynaklanan kanatlar; gövde ve kuyruk yüzeyinde aerodinamik sapma ve sarsıntı işaretlerinin görülmediği de mutlaka görülmelidir.
- c.  $V_D=200$  km/h süratine sahip uçaklar için, kanat sarsıntısı hesaplamalarını da ihtiva eden yer titreşim testleri yapılmalıdır. Bu yer testleri,  $1,2 V_D$  süratine kadar, uçuşta kanat sarsıntısının olmayacağını ispatlayan uçuş testlerinden önce mutlaka yapılmış olmalıdır.

## **I. Kumanda Yüzeyleri**

### **TR-UL 665 Montaj-Kurma**

1. Hareketli kuyruk yüzeyleri,yüzeyin birisi en maksimum kullanım alanına açıkken, diğeri yüzeyi ve destek kısımlarının açılmal normal hareketlerini engellemeyecek şekilde monte edilmelidir. Bu gereklilik, aşağıdaki durumlarda da sağlanmalıdır:
  - a. Trim kontrol yüzeyleri için, yük limitleri (pozitif ve negatif) dahilinde,
  - b. Kontrol yüzeyleri hariç, uçak yapısı için yük limitleri dahilinde.
2. Eğer ayarlanabilir bir yüzey kullanılıyorsa, emniyetli bir uçuş ve iniş için, bu yüzeyin hareketini engelleyecek bir durdurma sistemine sahip olması gerekmektedir.

### **TR-UL 659 Kütle Dengesi**

Destekleyen yapı ve kontrol yüzeyleri üzerine uygulanan kütle denge ağırlıkları, aşağıda belirtilen limit yükler için tasarlanmalıdır,

1. 24 g dik açılı, uçak kontrol yüzeylerine
2. 12 g ön ve arkaya ve
3. 12 g menteşe hattına paralel

## **II. Kumanda Sistemleri**

### **TR-UL 671 Genel**

Her bir kumanda, fonksiyonlarının performansını en iyi kullanabileceği şekilde kolayca, yumuşak ve yeterince doğru bir şekilde yerine getirmelidir.

### **TR-UL 675 Durdurma Sistemleri**

1. Her bir kontrol sisteminde, sistem tarafından kontrol edilen her bir aerodinamik yüzeyin hareket alanını sınırlandıran (stoplar) bulunmalıdır.
2. Her kontrol; aşınma, sarkma ve gerdirme ayarlarının uçağın kontrol özelliklerini ters yönde etkilemesi maksadıyla yapılmalıdır.
3. Her sonlandırma sistemi, kontrol sistemi için tasarım şartlarına karşılık gelen herhangi bir yüke dayanabilmelidir.
4. Pilotun ilgili kontrol kumandasını vermesini sağlayan klasik sonlandırma sistemlerinin olmadığı, ağırlık kaydırma kontrol sisteminde; pilotun destekleyici yapı üzerinde limit dışı güç uygulayamaması durumunda, ağırlık kaydırma imkanı veya kontrol hareketinin devreye gireceği, kullanılabileceği mutlaka gösterilmelidir.

### **TR-UL 677 Ayar (Trim) Sistemleri**

1. Dikkatsiz, tutarsız ve yanlış trim ayarı yapmayı önleyici gerekli tüm önlemler ciddi şekilde alınmalıdır. Trim kontrol sistemlerinin yanında pilota, ayar aralıklarına uygun olarak ilgili ayar noktalarını gösteren ikaz ve işaretler bulunmalıdır. Bu araçlar, pilotun görüş alanı içerisinde bulunmalı, karışıklık yaratmayacak şekilde yerleştirilmeli ve tasarlanmalıdır.
2. Fletner kontrolü, bir şekilde dengelenmiş ve güvensiz titreşim özelliklerine sahip olmadıkça fletner ayarları değiştirilemez. Ayarı değiştirilmeyen fletner sistemleri, yeterli sertlik ve güvenilirliğe sahip olmak zorundadır.

### **TR-UL 679 Kumanda Sistemi Kilitleri**

Uçak yerde iken, eğer kumanda sistemini kilitleyecek bir alet varsa, bu alet;

1. Kilit devreye girdiğinde, pilota belirgin bir uyarı verecek ve
2. Uçuş esnasında kilidin devreye girmesine engel olacak kabiliyette olmalıdır.

### **TR-UL 683 Kumanda Sistemleri Çalışma Testleri**

TR-UL 397 ve TR-UL 399'da tarif edildiği gibi, yüklenen sistemler ile pilot kabininden kumanda edilen kontrollerde, çalışma testleri ile şu hususların söz konusu olmadığı, mutlaka gösterilmelidir;

1. Sıkışma,
2. Aşırı sürtünme ve,
3. Aşırı sapma.

### **TR-UL 685 Kumanda Sistem Detayları**

1. Her kontrol sistemine ait her detay, bozulma, kablo ezilmesi-sıyrığı, yolculardan kaynaklı sorunlar, gevşek malzemeler veya nemin donması gibi olumsuzlukları engelleyecek şekilde tasarlanmak zorundadır.
2. Uçak kokpitinde, tüm sistemi bozacak şekilde kokpite sızacak yabancı cisimlerin girişini engelleyecek sistemler bulunmak zorundadır.
3. Kontrol sisteminde bozukluklara neden olabilecek yanlış montaj yapma ihtimalini azaltmak maksadıyla, uçuş kontrol sisteminin her parçası, kolayca farkedilebilir şekilde kalıcı olarak işaretlenmeli ve bu hususa uygun tasarım özelliklerine sahip olmalıdır.

### **TR-UL 687 Yaylı Parçalar**

Kumanda sistemi içinde kullanılan yaylı sisteme sahip olan aletlerin güvenilirlikleri; yaylı parçaların uçağı anormal uçuş şartlarına girmesine neden olmayacak şekilde, uçuş şartlarının yaratıldığı şartlarda yapılan testlerle oluşturulmak zorundadır.

### **TR-UL 689 Kablo Sistemleri**

1. Kullanılan her kablo, kablo gerilim ayar aleti, makaralar ve kablo düzenekleri, onaylı özellikleri mutlaka karşılamak zorundadır. İlave olarak;
  - a. Uçulan koşullar ve ısı değışiklikleri dikkate alındığında, her kablo sistemi, uçuş menzili boyunca kablo geriliminde tehlikeli değışiklikler yaratmayacak şekilde tasarlanmış olmak zorundadır.
  - b. Her kablo makarası, kablo gerilim ayar aleti, kasnak ve ek yerlerini gözle kontrol edecek araçlar olmalıdır.
2. Her boy ve çeşit kablo makarası, kullanıldığı kabloya uygun olarak seçilmelidir. Kablo gevşek olduğunda dahi, her kasnak kablonun yanlış yerleşmesine ve dolaşmasına müsaade etmeyecek şekilde olmalıdır. Her kablo makarası, uçakta yatay şekilde bulunarak kablonun geçmesini sağlamalı, böylece kabloların makaranın dış kenarına sürtünmesine müsaade etmemelidir.

**2'inci Madde için Not:** Makaranın iç oluk çapı içinden geçen temel kablo çapının 300 mislinden daha küçük olmamalıdır.

Makara palangaları, kabloların yönlerinin değışmesine mani olmak veya 3°'den daha fazla değışmemesini sağlamak için yerleştirilmelidir. Yapılan test ve denemelerde daha büyük bir limite de müsaade edilebildiğı ortaya çıkmışsa, bu limit de kabul edilebilir. Makara palangasının kıvrıklık yarıçapı, aynı kablo üzerinde kullanılan kablo makarası yarıçapından daha küçük olamaz.

**NOT:** Teflon veya benzeri malzemedен üretilen makara palangaları, kablo yönünde 10°'ye kadar bir değışim sağlayabilirler.

3. Çekidemiri (germe donanımı), her menzilde harekete müsaade edecek şekilde ve açışal harekete sahip parçalara eklenecek şekilde kullanılmalıdır.



## **TR-UL 697 Kanat Flap Kumandaları**

1. Her bir kanat flap kumandası, flap açıldığında kendinden istenen performansı verecek bazda tasarlanmak zorundadır. Tehlikeli sonuçlara neden olmadığı ispatlanması istisna kanat flaplarına ekleme yapılmamalıdır.
2. Kanat flap kumandası, bulunduğu pozisyondan istem dışı oynama yapmayacak şekilde tasarlanmak zorundadır. Çalışma kuvveti ve hareket oranı, kullanıma müsade edilen manevra zarfı ve herhangi bir hızda tatmin edici uçuş performansı sağlamalıdır.

## **TR-UL 701 Flapların Senkronizasyonu**

Uçağın birbirine zıt taraflarında yer alan kanat flaplarının birbiri ile simetrik olarak çalışması, mekanik bir bağlantı ile sağlanmak zorundadır. Bu durum, bir taraftaki kanat flabı açık diğer taraftaki flabı kapalı iken, güvenli bir uçuş karakterini muhafaza eden uçaklar için geçerli değildir.

## ***III. İniş Takımları***

### **TR-UL 721 Genel**

Uçak, kısa çim pistlere, yolcu ve mürettebatı riske sokmadan, emniyetli bir inişe imkan verecek şekilde tasarlanmalıdır.

## ***IV. Pilot Kabini***

### **TR-UL 771 Pilot Kabini – Genel**

Pilot kabini ve aletler, pilota makul olmayan bir yorgunluk ve konsantrasyon mecburiyeti vermeden, görevini yapma imkanı vermek zorundadır.

### **TR-UL 773 Pilot Kabini Genel Görünümü**

Her bir pilot kabini şu şekilde tasarlanmış olmalıdır:

1. Güvenli bir uçuş için, yeterince açık, geniş ve bozulmamış bir pilot görüşü sağlanmalıdır.
2. Normal uçuş ve iniş sırasında, yağmur pilot görüşünü aşırı derecede bozmamalıdır.

#### ***Yorum:***

*Pilot kabini ön camının yeterli derecede açılması ile ilgili konsantrasyon sağlanabilir.*

### **TR-UL 775 Kokpit Ön Camı ve Pencereler**

Kabin ön camı ve pencere camları, geçirgenliğini kaybetmeyen ve kırıldığında mürettebat ve yolcuları ciddi şekilde yaralamayacak bir malzemeden üretilmek zorundadır.

## TR-UL 777 Kokpitteki Kumandalar

1. Kokpitteki kumandalar kolay kullanım sağlamak, karışıklık ve yanlışlıkla kullanıma engel olacak şekilde yerleştirilmiş olmamalıdır.
2. Pilot koltuğunda ve emniyet kemerleri ile kumandalar bağlı durumdayken dahi ulaşılabilecek şekilde yerleştirilmeli ve düzenlenmelidir. Pilotun giysisi (kış kıyafetleri dahil) veya kokpitte bulunan başka bir gereç/malzeme tarafından pilotun hareketleri engellenmemelidir.
3. Çift kumanda sistemine sahip uçaklar, aşağıda belirtilen ikincil ilave kumandalar ile donanmak zorundadır. Bu kumandalara her iki pilot koltuğundan da ulaşılabilmelidir.
  - a. Gaz kolu
  - b. Kanat flapları
  - c. Trimayar düğmeleri
  - d. Kanopi fırlatma ve çalıştırılması gereken aletler
  - e. Kurtarma sistemi
  - f. İkincil kumandalara ait çalışan aletler; uçak yükü ve titreşimden dolayı, konumunu değiştirmeyecek şekilde yapılmalı ve özel bir dikkat sarfetmeyecek şekilde, seçilen pozisyonunda sabit kalmalıdır.

### *Yukarıdaki hususlar için notlar:*

*Zıt pozisyonlardaki trim ayarlarının yapılması ile, irtifa dümeni (kanatçığı) kumandası için gerekli gücün çok düşük olması ve kontrol konusunda zorluk olmaması halinde, ikili trim kontrol kumandasında feragat edilebilir.*

## TR-UL 779 Kokpit Kumandalarının Hareket ve Etkileri

1. Kokpitteki kumandalar aşağıdakilere uygun çalışacak şekilde tasarlanmış olmalıdır:

Kumanda Cihazı	Hareket ve Etki
Dönüş Kanatçığı	Sağ kanat aşağıya gitmesi için, sağa (saat istikameti)
Kuyruk Kanatçığı (Dümen)	Burun yukarı için, geriye doğru
Pedal	Burun sağa kayması için, sağ pedal ileriye
Trim ayarı	Dümenden gelen verilere göre
Flaplar	Flapları açmak için, çek
Gaz kolu	İleri güç artırmak için, ileri itikleme
Pervaneler	Devir süratini artırmak için, ileri veya yukarı
Hava/Yakıt karışımı	Zengin karışım için, ileri veya yukarı

Anahtarlar	Kapalı veya nötr için, aşağıya
Kurtarma sistemi	Kurtarma sistemini çalıştırmak için, çek

2. Aerodinamik kumanda sisteminden farklı bir sisteme sahip olan hava araçları için, birincil kumandaların hareket ve işlevleri, hava aracıl kitabında belirtilmelidir. Yardımcı kumandalar, yukarıda bahsedilen usullere uymak zorundadırlar.

### **TR-UL 780 Kokpit Kumandaları Renk Kodları**

Acil kumandalar, kırmızı renkle kodlanmak zorundadır.

### **TR-UL 785 Koltuk, Emniyet Kemer ve Kuşamlar**

1. Koltuk ve destekleyen parçaları en az 100 kg ağırlığındaki birimi taşıyacak şekilde ve TR-UL 561'de belirtilen acil inişteki geçerli yüklerle ve uçuş ile yerdeki maksimum yük faktörlerine dayanacak şekilde tasarlanmak zorundadır.
2. Koltuk ve kullanılan yastıklar, Bölüm C, paragraf II'de belirtilen yük faktörleri altında deforme olmamalıdır, bu deformasyon, pilotun kumandalara güvenle erişmesine veya yanlış kumanda vermesine neden olmamalıdır.
3. Koltuk yerleşimi ve kuşamların geometrik şekli dikkate alınarak, acil inişlerde ve normal uçuşlar ile yerdeki yük faktörleri ile birlikte değerlendirildiğinde güvenilirlik kemer ve kuşamlarının dayanıklılığı, belirtilen bu son yük faktörlerinden daha az olmamalıdır.
4. Dört parçalı ve omuz kuşamı da olan emniyet kemeri her yol/mürettebat için bulunmalıdır. Her emniyet kemeri, pilotun ilk oturuş pozisyonunu muhafaza etmesine ve eğilebilmesine, uçuş ve acil iniş koşullarında imkan tanıyacak şekilde bağlanmalıdır.

### **TR-UL 786 Yaralanmalara Karşı Koruma**

Küçük/ufak çarpmalı/sarsıntılı iniş koşulları sırasında, yolcuları kazalardan korumak için, teçhizatların sert yapısal elemanları ya da katı monte edilmiş parçaları yumuşatılacak/zarar vermeyecek şekilde takviye edilmelidir.

### **TR-UL 787 Bagaj Bölümleri**

1. Her bagaj bölümü, uçuş ve yer yükü şartlarındaki ilgili maksimum yük faktöründeki kritik dağılım dikkate alınarak, taşıyacağı maksimum ağırlık muhteviyatına göre tasarlanmak zorundadır.
2. Bagaj tasarımı, ileriye doğru  $g=9.0$  büyüklüğünde yüke sahip hareketli cisimlerin, yolcu ve mürettebatın yaralanmasına mani olacak şekilde yapılmak zorundadır.

### **TR-UL 807 Acil Çıkışlar**

1. Kokpit, acil durumda engelsiz ve hızlı bir çıkış sağlayacak şekilde tasarlanmalıdır.
2. Kapalı bir kokpitte, kilitleme sistemi basit ve çalıştırılması kolay olmalıdır. Fonksiyonları hızlı olmalıdır, koltuğunda bağlı olarak oturan her kullanıcı ve aynı

zamanda kokpit dışından biri tarafından da kumanda edilebilecek şekilde tasarlanmak zorundadır.

### **TR-UL 831 Havalandırma**

1. Kapalı bir kokpit, tüm normal uçuş şartlarında, uygun bir şekilde havalandırılmalıdır.
2. İçerdeki havadaki karbon monoksit konsantrasyonu 20.000'de 1'i aşmamalıdır.
3. Açık bir kokpitte, egzoz dumanının ekip tarafından teneffüs edilmesini önleyecek şekilde önlemler alınmalıdır.

### **TR-UL 857 Elektrik Bağlantıları**

Uçağın elektrik ileten önemli parçaları ve yakıt tankları da dahil güç kaynakları arasında potansiyel farkının varlığını önlemek için elektrik enerjisinin devamlılığı mutlaka sağlanmak zorundadır.

## E. GÜÇ KAYNAĞI-MOTOR

### TR-UL 901 Tanım ve Donanım

1. Başvuru sahibi, uçuş izni alınmak istenen uçağın motoru, egzoz sistemi ve pervane kombinasyonunun, uçak için uygun olduğunu, tatminkar olarak çalıştığını ve yaratılan her türlü kısıtlamalar altında dahi güvenle uçabileceğini kanıtlamak zorundadır.
2. Güç Kaynağı Donanımı, şu işleri yapan bileşenleri bünyesinde bulundurur;
  - a. İtme sağlayan,
  - b. İtme ünitesinin güvenliğini etkileyen.
3. Güç kaynağı, şu maksatlarla üretilmeli, ayarlanmalı ve uçağa monte edilmelidir;
  - a. Güvenli bir çalışma ortamı sağlamak ve
  - b. Gerekli inceleme ve bakımı kolaylaştıracak bir erişim kolaylığı vermek.

#### 3.a. için Not:

*Aşağıdakilerin mevcut olduğu kabul edilmektedir.*

*Tüm güç sisteminin 3 saat sürekli çalışması sağlanacaktır. İlk önce, motor maksimum sürekli gücün %75'i oranında bir saat çalıştırılmalıdır. Akabinde;*

*10 kez motor çalıştırma ve stop etme. Sonra çalıştırma ve 5 dk rölanti devirde bekleme*

*5 dk maksimum güç*

*5 dk soğutma çalışması (motor rölantide)*

*5 dk maksimum güç*

*5 dk soğutma çalışması (motor rölantide)*

*15 dk maksimum gücün %75'inde*

*5 dk soğutma çalışması (motor rölantide)*

*15 dk maksimum güçte*

*Motoru durdurun ve soğumaya bırakın. Yukarıdaki prosedürü tekrarlayın. Uçuş güvenliğini etkileyecek şekilde, güç iletimi sisteminde, uçak gövdesinde ve motorun herhangi bir parçasında hiçbir arıza olmamalıdır.*

## I. MOTOR

### TR-UL 903 Motor

Motor, Çok Hafif (UL) uçak sertifikasyonu sürecine dahil olmalı veya kendisine ait bir sertifikaya sahip olmalıdır.

#### Not:

*Çok Hafif uçak sertifikasyonuna dahil olan motor testleri şu şekildedir:*

*Motor, UL uçağın sadece bir tipi için tasarlanmışsa, dayanıklılık test, bu UL uçakta 50 saatlik bir uçuş testiyle gerçekleştirilebilir.*

*Motor uçuş testleri için maksimum gereksinimler şu şekildedir;*

*100 adet kalkış*

*10 uçuş (en az 1 saat boyunca)*

*Yerden 500 m irtifaya 60 tırmanış (kalkış gücü kesintisiz en az 5 dakika sağlanacak şekilde)*

*Bu tırmanışlardan 30 tanesinin, yer seviyesindeki sıcak hava şartlarında (minimum 20°C) gerçekleştirilmesi gerekmektedir.*

Motor üreticisinin kurulum tavsiyeleri dikkate alınmalıdır.

### **TR-UL 925 Pervane Emniyet Mesafesi**

Korumasız pervaneye sahip olan uçaklar için, maksimum uçak ağırlığında, en olumsuz ağırlık merkezi ve en olumsuz pervane açısında, pervane emniyet mesafesi, aşağıdakilerden daha az olmamalıdır:

1. Yer Emniyet Mesafesi: Pervanelerle yer arasında, iniş takımları statik vaziyette kendi seviyesinde normal kalkış pozisyonu veya rule konumunda iken-hangisi daha kritikse-en az 170 mm olmalıdır. İlave olarak, eğer aşağıdaki şartlar oluşursa, pervane ve yer seviyesi arasında kalkış pozisyonunda pozitif emniyet mesafesi de bulunmalıdır;
  - a. Kritik iniş lastiği patlamış ve iniş takımı dikmesi yere yaslanmış durumda ise
  - b. Kritik iniş takımı dikmesi yere değmiş durumda ve ilgili lastik statik basınçta şişmiş iken.
2. Yapısal Gövde Emniyet Mesafesi:
  - a. Pervane uçları ile uçak yapısı arasında en az 25 mm mesafe ve zarar verici titreşime engel olmak üzere gerekli olabilecek ilave dairesel emniyet mesafesi. Uçak gövdesindeki hareketli ve/veya elastik parçalara özel dikkat sarfedilmelidir.
  - b. Pervane palleri veya kelepçesi ile uçağın sabit parçaları arasındaki boyuna mesafe en az 13 mm olmalıdır.
  - c. Diğer pervane parçaları veya döner parçalar ile uçağın sabit parçaları arasında pozitif emniyet mesafesi olmalıdır.
  - d. Yolcu ve mürettebat ile emniyet mesafesi, yolcu/mürettebat ve pervane arasında, oturur durumda ve emniyet kemerleri bağlı iken farkında olmayarak pervaneyle temas etmesi mümkün olmayacak şekilde yeterli bir emniyet mesafesi bulunmalıdır.

## **II. Yakıt Sistemi**

### **TR-UL 951 Genel**

1. Her bir yakıt sistemi, normal şartlarda yakıtın motor fonksiyonlarının uygun çalışmasını sağlayacak hız ve basınçta akacağı şekilde imal edilmiş ve düzenlenmiş olmalıdır.
2. Her bir yakıt sistemi, her bir bağlı tankın eşit miktarda beslediğinden emin olunacak şekilde, tankların içi birbirine bağlı olduğu durumlar hariç, her bir motorun yakıtı tek bir tanktan çekeceği şekilde düzenlenmiş olmalıdır.

Yakıt sistemi, buharlaşan yakıt gazının sisteme girmesini engelleyecek şekilde tasarlanmalıdır.

### **TR-UL 955 Yakıt Akışı**

1. Yerçekimi ile çalışan besleme sistemleri:

Bu sistemler için yakıt akış hızı, motorun kalkışta çektiği yakıt miktarının %150'si olmalıdır.

2. Pompa Sistemleri:

Her bir pompa sisteminin (ana ve yedek besleme) yakıt akış hızı, kalkış için maksimum güçte motorun çektiği yakıt miktarının %125'i olmalıdır.

### **TR-UL 959 Kullanılmayan Yakıt Marjı**

Belirli bir uçuş düzeninde ve manevrasında, her yakıt tankı için bu miktar, motorda ilk bozuk çalışma emaresinin veya arızasının, zayıf yakıt beslemesi nedeniyle başladığı andaki depoda bulunan yakıt miktarına göre belirlenir. Bu miktar yakıt tankı toplam kapasitesinin %5'inden fazla olamaz.

### **TR-UL 963 Yakıt Tankları-Genel**

1. Her bir yakıt tankı, uçuşta dış yükler ile sarsıntı, atalet ve her türlü sıvı basınç yüklerine, başarısız olmadan dayanmak zorundadır.
2. Yakıtın tank içinde sallanması, uçak ağırlık merkezini hissedilir oranda değiştiyorsa, bu sallantıyı kabul edilebilir limitlere indirmek amacıyla uygun aletler takılmalıdır.

### **TR-UL 965 Yakıt Tankı Testleri**

Her bir yakıt tankı arızasız veya sızıntısız olarak 1½ psi (0,1 bar) basınca dayanıklı olmak zorundadır.

### **TR-UL 967 Yakıt Tankı Montajı**

1. Herbir yakıt tankı, yakıt ağırlığı sonucu tank yükleri noktasal olmayacak şekilde desteklenmelidir. Ek olarak,

2. Eğer gerekiyorsa, aşınma ve sürtünmeden kaynaklı sıyrıkları engellemek için, yakıt tankı ve desteği arasına keçe türü conta görevi yapacak malzemeler konmalıdır.
3. Destek ve conta görevi yapan malzemeler, yakıtı geçirmeye engel olacak şekilde emici olmayan özellikte olmalıdır.
4. Yanıcı sıvı ve buharların birikmesine mani olmak amacıyla, her bir yakıt tankı bölümü iyice havalandırılmak ve kuru vaziyette tutulmak zorundadır. Yakıt tankına en yakın olan, uçak iç gövdesindeki kompartımanlarda aynı şekilde havalandırılmak ve kuru bir şekilde tutulması sağlanmalıdır.
5. Hiçbir yakıt tankı, motor alevine yakın bir konumda olmamalıdır.
6. Sızan yakıtın yolcu/mürettebat üstüne damlamadığı, yakıt tankının uçağın herhangi bir parçasının normal hareketine ve yolcu /mürettebatın normal hareketlerine engel teşkil etmediği gösterilmek zorundadır.

Acil iniş şartları içinde fakat iniş takımları son kapasitesi ötesinde yapılan ağır yüklerle iniş nedeniyle oluşabilecek yapısal hasarlarda, yakıt tankı ve yakıt boruları kırılmamalı, bu şartlara dayanmalıdır.

#### **TR-UL 971 Yakıt Tankı**

1. Her bir yakıt tankı, eğer kalıcı şekilde monte edilmiş ise, etkili bir boşaltma kapasitesine sahip olmalıdır, normal yer ve uçuş şartlarında tank kapasitesinin %10'u veya 120 cm<sup>3</sup> hangisi daha büyük değerde değil ise  
Aşağıdaki hususlar gerçekleşmediği takdirde, yukardaki hususlar geçerli olacaktır:
  - a. Uçak yakıt sistemi, 25 cm<sup>3</sup>'lük bir hacme sahip boşaltmaya müsait tortu (dinlenme) haznesi veya kutusuna direkt olarak akıp boşalabilecek şekilde yerleştirilmiştir.
  - b. Her yakıt tankı içerisindeki suyun deniz seviyesinde yakıt haznesi ve odacıklarından tahliye olacak şekilde yerleştirilmiştir.
  - c. Boşaltma sistemi kolay ulaşılabilir ve işletilebilir olmak zorundadır.
2. Her bir yakıt boşaltma sistemi, kapalı pozisyonda manuel ve otomatik kilitleme araçlarına sahip olmalıdır.

#### **TR-UL 973 Yakıt Tankı Doldurma Bağlantısı**

Yakıt tankı dolum bağlantıları, personel kabininin dışında yer almalıdır. Dökülen yakıt, yakıt tankı kabinine veya tank haricinde, uçağın herhangi bir parça/kısmına girmeyecek şekilde yerleştirilmiş olmalıdır.

#### **TR-UL 975 Yakıt Tankı Kapakları**

Her bir yakıt tankı, üst kısmındaki genişleme bölgesinden kapaklanmalıdır. İlave olarak:

1. Her bir kapak çıkışı, buz veya başka yabancı maddelerin kapama ve tıkama olasılığını minimize edecek şekilde imal edilmeli ve yerleştirilmelidir.
2. Normal şartlarda, yakıtın sifon yapmasına engel olacak tarzda imal edilmiş olmalıdır.
3. Her havalandırma ağzı, hava aracının dışında sona ermelidir.

#### **TR-UL 977 Yakıt Filtresi ve Süzgeci**



1. Yakıt tankı çıkışı ve karbüratör girişi (veya varsa motor destekli yakıt pompası) arasında bir yakıt filtresi bulunmalıdır.
2. Her bir yakıt süzgeci veya filtresi boşaltım ve temizleme için kolay erişebilir olmalıdır.

#### **TR-UL 993 Yakıt Sistemi Boruları ve Bağlantıları**

1. Her bir yakıt borusu uçuştaki ivme şartları ile yakıt basıncına ve yoğun titreşimden etkilenmeyecek şekilde desteklenmeli ve yerleştirilmelidir.
2. Her bir yakıt borusu, kendisi ile uçağın parçaları arasında olabilecek bağıl hareketler nedeniyle esnek özelliklere sahip olmalıdır.
3. Her bir esnek hortum, özel uçuş uygulamaları için onaylanmalı ve uygun özelliklerde olduğu gösterilmelidir.
4. Herhangi bir yakıt borusundan ve bağlantılarından kaynaklanabilecek sızıntı, yangın başlatacak şekilde sıcak yüzeylere veya parçalara temas etmemeli, herhangi bir pilot/yolcunun üzerine direkt olarak dökülmemelidir.

#### **TR-UL 995 Yakıt Vanaları ve Kumandaları**

1. Uçuş şartlarında, pilotun motora giden yakıtı aniden kesebileceği kumandalar bulunmalıdır.
2. Yakıt kesme valfi ve karbüratör arasındaki yakıt borusu, mümkün olduğu kadar kısa olmalıdır.
3. Her bir yakıt kesme valfi, “ON” ve “OFF” durumları için normal ve anahtarlıdurdurma imkanına sahip olmalıdır.

### ***III. Yağ Sistemi***

#### **TR-UL 1011 Genel**

1. Bir motorda, yağ sistemi bulunuyorsa bu sistem sürekli çalışma için güvenli olarak nitelendirilebilecek ve maksimum sıcaklığı geçmeyecek şekilde, motora uygun miktarda yağ sağlayabilmek zorundadır.
2. Her bir yağ sistemi, uçağın dayanıklılığı için yeterli bir kullanım kapasitesine sahip olmalıdır.

#### **TR-UL 1013 Yağ Tankları**

1. Her bir yakıt tankı, aşağıdaki şartlara uymalıdır:
  - a. TR-UL 967 1. 2. ve 4. madde gereklerine uygun olmalıdır.
  - b. Çalışma koşullarında beklenen herhangi bir titreşim, atalet ve sıvı basınç yüklerine dayanmalıdır.
2. Yağ seviyesi, herhangi bir alet kullanmadan veya herhangi bir motor kapağı parçası kaldırmak zorunda olmadan (yağ tankı erişim kapağı hariç) kolayca kontrol edilebilmelidir.
3. Yağ tankının motor kabini içinde olması halinde, yanmaz malzemeden imal edilmiş olması zorunludur.

## **TR-UL 1015 Yağ Tankı Testleri**

Yağ tankı testleri, 5 psi (0,25 bar) basınçla yapılması gereken basınç testleri haricinde, TR-UL 965'te belirtilen testlere uygun şekilde yapılmalıdır.

## **TR-UL 1017 Yağ Boruları ve Bağlantıları**

1. Yağ boruları TR-UL 993'e uygun olmalıdır. Her bir yağ borusu ve bağlantı parçası yanmaz malzemeden imal edilmek zorundadır.
2. Havalandırma boruları şu şekilde düzenlenmelidir:
  - a. Boruyu tıkayabilecek veya donabilecek yoğunlaşmış su buharı veya yağ, herhangi bir noktada birikmemelidir.
  - b. Havalandırma borusu çıkışı, eğer köpük oluşursa bir yangın tehlikesi yaratmamalı veya yayılan yağların pilot/mürettebat camlarına çarpmamalıdır.
  - c. Havalandırma, motor hava emme sistemi içine girmemelidir.

## ***IV. Soğutma***

### **TR-UL 1041 Genel**

Uçaktaki giriş kaynağının (motor) soğutulma önlemleri, motorun ve motorda kullanılan sıvıların ısılarını, motor üreticinin belirlediği limitler içinde muhafaza edilmesi maksadıyla mutlaka alınmalıdır. Ayrıca uçak üreticisi tarafından da belirlendiği gibi, aynı soğutma önlemleri, yapılacak her uçuş görevinde de sağlanmalıdır.

## ***V. Emme Sistemi***

### **TR-UL 1091 Hava Emişi**

Muhtemel her uçuş görevindeki şartlarda, hava emiş sistemi, motora gerekli olan havayı sağlamak zorundadır. Yabancı madde girişi (ot, toprak, vb.) bir filtre ile engellenmelidir.

## ***VI. Egzoz Sistemi***

### **TR-UL 1121 Genel**

1. Her bir egzoz sistemi, egzoz gazlarını, personel kabininde yangın tehlikesi veya karbon monoksit kirlenmesine sebep olmayacak şekilde emniyetli bir tahliye sağlayabilmelidir.
2. Yanıcı sıvı ve buharları ateşleyecek kadar yeterli sıcaklığa sahip her egzoz parçası, sızan yanıcı sıvı ve buharların egzozun herhangi bir yerinde gaz sıkışması nedeniyle, egzoz sisteminin izolasyonu da dahil herhangi bir parçasında bir yangına neden olmayacak şekilde yerleştirilmeli ve izole edilmelidir.

3. Her bir egzoz sistemi parçası, yanındaki uçak parçasından yanmaz bir izolasyonla ayrılmak zorundadır.
4. Egzoz gazları hiçbir yakıt veya yağ boşaltım sistemi yakınından dışarı atılmamalıdır.
5. Her bir egzoz sistemi parçası, yüksek ısı noktalarına engel olmak üzere, mutlaka havalandırılmalıdır.

#### **TR-UL 1125 Egzoz Manifoltu**

1. Ekzozmanifoltu, yanmaz malzemeden yapılmalı ve çalışma şartlarında yükselen ve yayılan hararet şartlarında, arıza yapmayacak özelliklere sahip olmalıdır.
2. Her bir ekzozmanifoltu ve susturucu, normal şartlarda maruz kalacağı atalet ve titreşim yüklerine dayanmalıdır.
3. Aralarında bağıl hareket olan bileşenlere bağlı olan manifolt parçaları, esnek yapıda olmalıdır.

### ***VII. Güç Kaynağı Motorları ve Aksesuarlar***

#### **TR-UL 1141 Genel**

Motor kompartımanında bulunan her güç kaynağının, yangın şartlarında da çalışması gereken bileşenleri, en azından ateşe dayanıklı olmak zorundadır.

#### **TR-UL 1145 Ateşleme Anahtarları**

1. Anahtarlar, her ateşleme devresini kapatacak, durduracak şekilde yerleştirilmelidir.
2. Her ateşleme devresi bağımsız olarak çalışmalıdır. Bir anahtarın çalışması, diğer bir anahtarın çalışmasına bağlı olmamalıdır.
3. Ateşleme anahtarları, dikkatsiz ve yanlış kullanıma neden olmayacak tarzda düzenlenmelidir.
4. Ateşleme anahtarı, diğer devreler için “ana anahtar” olarak kullanılamaz.

#### **TR-UL 1149 Motor Devri (RPM)**

Pervane hızı ve açışı, normal çalışma şartlarında emniyetli bir uçuş için sınırlandırılmak zorundadır.

1. Kalkış ve en iyi sürat tırmanma oranındaki tırmanışta, pervane; motor dönüş hızını, tam gazda, müsaade edilen maksimum motor dönüş hızından daha yüksek olmayacak şekilde engellemek zorundadır.
2. Gaz kolu kapalı veya motor durmuş halde  $V_{NE}$  hızında süzülüşte iken, pervane; motor veya pervanenin (hangisi daha düşük ise) dönüş hızının müsaade edilen maksimum dönüş gücünün %110'undan daha fazla olmasına müsaade etmemelidir.

## **TR-UL 1193 Motor Kaputu ve Kaporta**

Aşağıdaki hususlar, motor kaputu olan uçak motorları için geçerlidir:

1. Her motor kaputu, uçuşta maruz kalabileceği her türlü titreşim, atalet ve hava yüklerine dayanacak şekilde imal edilmelidir.
2. Normal yer ve uçuş şartlarında, motor kaputunun her parça ve bölümünün hızlı ve tam bir drenaj kabiliyetine sahip olmalıdır. Hiçbir tahliye borusu, yangın tehlikesine neden olacak şekilde düzenlenmemelidir.
3. Egzoz gazlarının çarptığı veya egzoz sistemine yakın olduğu için yüksek ısıya maruz kalan her bir motor kaputu kısmı, yanmaz malzemedan olmak zorundadır.

## **F. DONANIM**

### ***I. Genel***

#### **TR-UL 1301 Görev ve Yapı**

1. İhtiyaç duyulan donanımın her parçası:
  - a. Kendinden beklenen göreve uygun yapı ve tasarımda olmalı
  - b. Bu donanım için belirlenmiş kısıtlamalara uygun olarak yerleştirilmeli ve
  - c. Monte edildiğinde düzgün ve sorunsuz olarak çalışmalıdır.

#### ***I.c. için Not:***

*\* Düzgün çalışma rejimi; sağanak yağmur, yüksek nem ve sıfırın altındaki hava sıcaklığından olumsuz etkilenmemelidir.*

*\* Haberleşme modülü monte edilmişse, sistemin uçak elektrik sisteminden etkilenmediği, mutlaka gösterilmek zorundadır.*

2. Uçaktaki aletler ve diğer teçhizat, kendi kendilerine veya uçak üzerindeki çalışma etkileri ile emniyetli operasyonlara zarar veremezler.

#### **TR-UL 1303 Uçuş, Seyrüsefer ve Haberleşme Aletleri**

İhtiyaç duyulan uçuş ve seyrüsefer aletleri şunlardır:

1. Hava sürati göstergesi
2. İrtifa göstergesi
3. Manyetik yön göstergesi
4. Telsiz (Uçuş öncesinde rüzgar, rüzgara bağlı kullanılan pist başı, QNH -Barometrik basınca bağlı olarak pistin deniz seviyesinden yüksekliği- değerlerinin alınması amacıyla)
5. Transponder

#### **TR-UL 1305 Motor Göstergeleri**

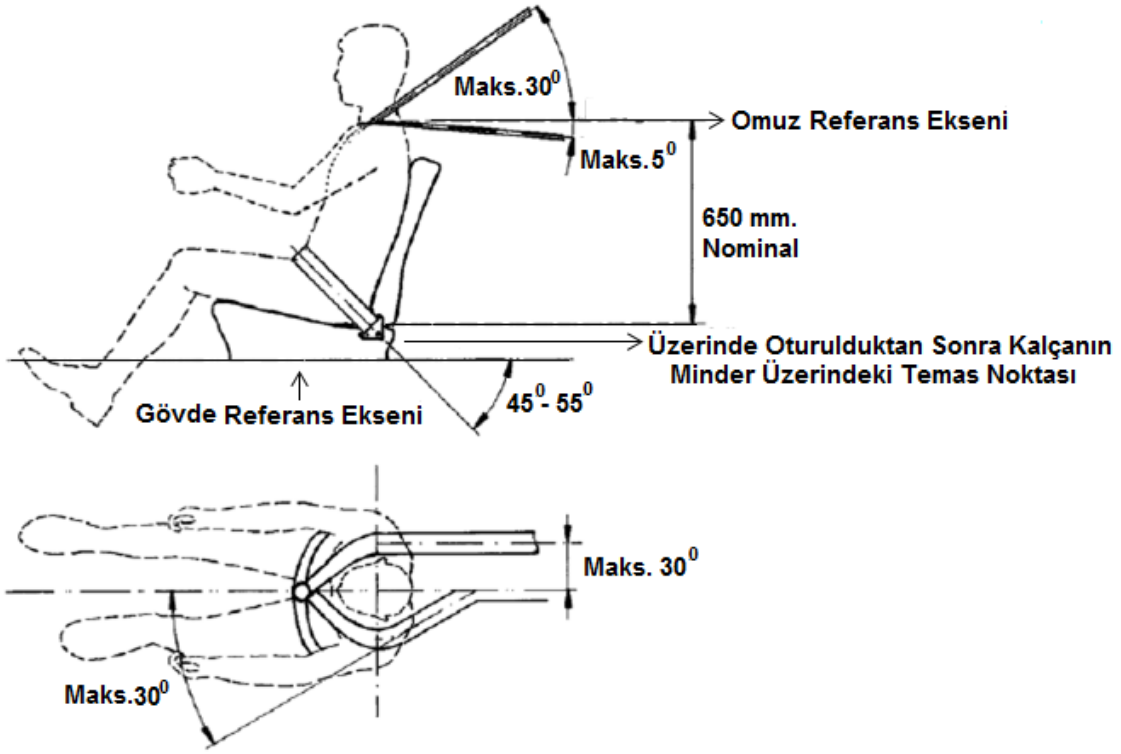
İhtiyaç duyulan güç kaynağı aletleri şunlardır:

1. Motor üreticisi tarafından ihtiyaç duyulan veya motorun limitleri içinde çalışması için;Basınç, hararet ve motor devri göstergesi,
2. pilot bağlı iken, her bir yakıt tankının görünürlüğü için yakıt miktarı göstergesi,
3. Her tank için yağ miktarı göstergesi

#### **TR-UL 1307 Diğer Teçhizat**

Her yolcu/mürettebatın acil iniş şartlarında oluşan ivme güçlerine karşı hareketini kısıtlayabilecek kabilyette, 4 parçalı emniyet kuşamı mevcut olmalıdır.

**Not:** Önerilen emniyet kuşamı yapısı (Şekil 3)



**Notlar:**

1. Mümkün mertebe, an hız kaybı ve yavaşlamalarda, omuz kemerinin emniyet kemerini kalçadan mideye doğru kalkmasını ve bu durumda kemer takan kişinin kemerin kucak kısmının altına kaymasını engellemek (sıkıca bağlandı ise) maksadıyla, negatif g kaybı takılmalıdır.
2. Omuz emniyet kemerleri bağlantı noktası ile sandalyenin arka üst kısmı arasındaki şerit 152 mm'den fazla ise, boyun sıyrılması veya yaralanması riskini minimize etmek maksadıyla, yanlara olan hareketi sınırlamak maksadıyla uygun ayırıcılar kullanılmalıdır.
3. Sandalye arkası yeterli sağlamlıkta ve emniyet kemerleri geometrisi sayfa 49'daki şekilde ölçülere uyacak şekilde yüksekliğe sahipse (650 mm) omuz bağlarını sandalye arkasına veya yön kemeri vasıtasıyla uçağın zeminine bağlanmasına müsaade edilir.
4. Sandalyenin arka kısmı yeterli derecede sağlamsa yön kemeri, TR-UL 561'deki acil ve hızlı iniş şartlarında, yanlara hareketi engelleyebilecektir.

## **II. Yerleştirme**

### **TR-UL 1321 Düzenleme Görüşü**

Her bir uçuş ve seyrüsefer aleti, her pilotun rahatlıkla görebileceği bir şekilde düzenlenmelidir.

### **TR-UL 1325 Pito Tüpü ve Statik Basınç Sistemi**

1. Statik basınçla çalışan her bir alet, uçağın/planörün hızının ve açılan /kapanan pencerelerin, nemin veya yabancı maddelerin, aletlerin doğru çalışmasını önemli oranda etkilemeyecek şekilde yerleştirilmelidir.
2. Statik basınçlı sisteminin tasarım ve kurulumu şu şekilde olmalıdır:
  - a. Nemin pozitif drenajı sağlanmalıdır,
  - b. Boruların sürtünmesi, boruların bükülmesi ve aşırı bozulmasındankaçınılmalıdır ve
  - c. Kullanılan malzeme, amaca uygun kullanılabilen, dayanıklı ve paslanmaya karşı korumalı olmalıdır.

### **TR-UL 1323 Hava Sürati Gösterge Sistemi**

1. Hava sürat gösterge sistemi; aşağıdaki hızlarda, deniz seviyesi standart atmosferdegerçek hava süratini gösterecek şekilde,  $\pm 6$  km/h veya  $\pm 5\%$ (hangisi büyükse) geçmeyecek bir pito tüpü statik hatası oranı ile kalibre edilmelidir.
  - a.  $V_{NE}$  süratinde  $V_S$  1.2, kanat flapları içerde,
  - b.  $V_{FE}$  süratinde  $V_{S1}$  1.2, kanat flapları tam açık
2. Kalibrasyon uçuşta yapılmalıdır.
3. Hava sürati gösterge sistemi,  $V_{S0}$  ve en azından  $V_{NE}$  süratinin 1.05 katı arasındaki süratlerde kullanıma uygun olmalıdır.

### **TR-UL 1337 Güç Kaynağı Aletleri**

1. Güç kaynağı aletleri ve hatları:
  - a. Basınçlı, yanıcı sıvı taşıyan her bir güç kaynağı aleti hattı TR-UL 993'teki gereksinimleri karşılamalıdır.
  - b. Basınçlı, yanıcı sıvı taşıyan her bir hat, bir arıza oluştuğunda, çok miktarda sıvının hatlardan kaçmasını engellemek maksadıyla, basıncın kaynağında bir kapatma valfi veya başka bir güvenlik aletine sahip olmalıdır.
2. Yakıt miktarı göstergesi olarak kullanılan ve korunmasız şekilde açıkta duran gösterge, hasara karşı korunmalıdır.

## ***III. Elektrik sistemleri ve Ekipmanları***

### **TR-UL 1353 AküTasarımıve Yerleşimi**

1. Her bir akü, bu paragrafta belirtilen hususlar paralelinde tasarlanmalı ve yerleştirilmelidir.
2. Şarj etme sistemi veya akü yerleşiminde olası arızalar nedeniyle, normal şartlarda patlayıcı veya toksik etkisi olan gazların uçak içinde zararlı miktarlarda birikmemesi gerekmektedir.
3. Kendisini çevreleyen yapıları ve bitişindeki önemli aletleri hasara uğratacak, aşındırıcı sıvı veya gaz kaçakları olmamalıdır.

## **TR-UL 1365 Elektrik Kabloları ve Ekipmanları**

1. Elektrik kısa devreleri ve yangın tehlikesini en aza indirmek amacıyla, her bir elektrik bağlantı kablosu, yeterli kapasitede olmalı, uygun döşenmeli, sağlamlaştırılmalı ve bağlanmalıdır.

## ***IV. Çeşitli Cihazlar***

### **TR-UL 1431 Muhabere ve Seyrüsefer Cihazları**

Her bir muhabere ve seyrüsefer cihazı, aşağıdaki hususlarla uyumlu olmalıdır:

1. Cihaz ve antenleri, kendi kendine veya çalışma moduna göre veya uçağın çalışma özellikleri üzerine olan etkileri, emniyetli operasyona bir tehlike arz etmemelidir.
2. Cihazlar ile kontrol ve izleme aletleri, uygun kumanda edilebilecek/kolay kontrol edilebilecek şekilde yerleştirilmeli ve ayarlanmalıdır. Aşırı harareti/sıcaklığı önlemek için yeterli bir havalandırma sağlayacak şekilde kurulmalıdır/yerleştirilmelidir.



## G. ÇALIŞMA LİMİTLERİ ve BİLGİLER

### TR-UL 1501 Genel

Bu bölümden itibaren belirtilen her bir çalışma limiti ve emniyetli çalışma için diğer limit ve gerekli bilgiler oluşturulmalıdır.

Çalışma limitleri ve emniyetli çalışma için gerekli diğer bilgiler, Bölüm G, paragraf I ve II'de belirtilen şekilde pilotlara sağlanmalıdır.

### TR-UL 1505 Hava Sürati

Tüm uçuş süratleri, hava sürati göstergesi (IAS) terminolojisi ile ifade edilmelidir.

#### NOT:

*Yapısal kısıtlamalar nedeniyle EAS olarak ölçülen sürat birimi, uygun olarak değiştirilmelidir.*

*Asla aşılmayacak sürat  $V_{NE}$ , uçuş testlerinde ulaşılan maksimum hızın ( $V_{DF}$ ) 0.90 katını geçemez.*

*$V_{DF}$  sürati uçuşta denenmeli ve  $V_D$  hızını geçmemelidir.*

### TR-UL 1507 Manevra Sürati

Manevra sürati, tasarım manevra süratini geçmemelidir.  $V_A$ , TR-UL 335'te tarif edildiği gibidir.

### TR-UL 1517 Kuvvetli Rüzgar Hızı

Kötü havadaki sürat,  $V_{RA}$ ; TR-UL 333, 3'te açıklandığı gibi, sakın uçuşta elde edilen tasarım rüzgar sürati  $V_B$ 'yi geçmemelidir.

### TR-UL 1511 Flaplı Uçuş Sürati

Uçak yapısının tasarımı gereği olarak, her bir pozitif kanat flabı pozisyonunda, maksimum kanat flabı sürati  $V_{FE}$ ; TR-UL 335'te belirtildiği şekilde,  $V_F$  hızının 0.9 katından daha fazla olamaz.

### TR-UL 1515 İniş Takımı Kullanma Sürati

Maksimum iniş takımı kullanma sürati  $V_{LO}$ , geçilmemesi gereken süratten daha az ise,  $V_{NE}$  sürati içeri alınabilir iniş takımı için düzenlenmelidir.

### TR-UL 1519 Ağırlık ve Ağırlık Merkezi

1. TR-UL 25'te belirtilen maksimum ağırlık, uçuş limiti olarak düzenlenmelidir.
2. TR-UL 23'te belirtilen ağırlık merkezi limitleri, uçuş limitleri olarak düzenlenmelidir.
3. Boş ağırlık ve buna karşılık gelen ağırlık merkezi pozisyonları, TR-UL 29'a göre belirlenmelidir.

## **TR-UL 1521 İtki Sistemi Limitleri**

Başvuru sahibi tarafından, daha yüksek çalışma limitlerinin emniyetli olduğunu, yeterlibir şekilde kendi uçağı üzerinde gösteremediğı durumlarda; itki sistem limitleri, motor ve pervane üreticisi tarafından belirlenen limitlerin üzerine çıkmayacak şekilde düzenlenmelidir.

## **TR-UL 1529 Bakım El Kitabı**

Başvuru sahibi tarafından uygun bir bakım için hayati bir öneme sahip olduğu değerlendirilen hususları içeren bir Bakım El Kitabı oluşturulmak zorundadır. Başvuru sahibi, en azından aşağıdaki hususları dikkate almak zorundadır:

1. Sistemlerin detaylı tanımı
2. Yağlama tarif ve frekansları ile çeşitli farklı sistemlerde kullanılması gereken yağ ve sıvı cinsleri
3. Çeşitli sistemlerde kullanılması gereken basınç ve elektrikli yükler
4. Kumanda yüzeyleri de dahil, uygun ve yeterli çalışma için gerekli olan tolerans ve ayarlar
5. Dengeleme, kaldırma ve yerde çekme için metotlar
6. Birincil ve ikincil yapıların belirlenmesi
7. Kumanda yüzeyleri dengeleme metotları, menteşe pimlerinin müsaade edilen oynama değerleri ve devre boşlukları
8. Uçak için uygulanabilir özel tamir metotları
9. Özel denetleme, inceleme teknikleri
10. Özel alet, avadanlık listesi
11. Uçağın emniyetle görevini yapması için gerekli olan ağırlık merkezi hesabı ve uçak ağırlığı hakkında bilgiler
12. Uçağın normal bakımı için gerekli olan inceleme ve muayenenin kapsamı ve sıklığı
13. Küçük tamiratlar için gerekli malzemeler
14. Bakım ve temizliğe ait tavsiyeler
15. Kurtarma sistemi, bakım ve kurulum hakkında detaylar
16. Yerde taşıma için destek noktaları hakkında bilgiler
17. İşaret ve etiket listesi ve yerleri

## H. İşaretleme ve Etiketler

### TR-UL 1541 Genel

1. Uçak aşağıdakileri bünyesinde bulundurmalıdır:
  - a. TR-UL 1542'den TR-UL 1557'e kadar olan bölümlerde tarif edilen her etiket ve işaret
  - b. Güvenli bir çalışma için gerekli olan alet işaretleri, etiketleri ve herhangi ilave bilgiler,
  - c. Ateşe dayanıklı olan, uçak tipi, seri numarası, üretim yılı ve uçak tanıtıcı kimliğini yansıtan etiketler,
2. 1'inci maddede belirtilen her bir etiket:
  - a. Göze çarpan bir yerde sergilenmeli,
  - b. Kolayca silinmemeli, şekli bozulmamalı ve görünürlüğü başka bir malzeme ile engellenmeli,
  - c. Bu etiketlerde yer alan hava sürati ölçüm birimleri ile sürat saati göstergelerinde kullanılan sürat birimleri aynı olmalıdır.

### TR-UL 1545 Hava Sürati Gösterge İşaretleri

İşaret	Sürat Aralığı	Anlamı
Yeşil Yay	$V_{S1\ 1,1} - V_{RA}$	Normal Uçuş Aralığı
Sarı Yay	$V_{RA} - V_{NE}$	İkaz Aralığı
Yuvarlak Kırmızı Hat	$V_{NE}$	Asla aşılması gereken sürat
Beyaz Yay	$V_{S0\ 1,1} - V_{FE}$	Tasarım flaplar açık sürati
Yuvarlak sarı yay	$V_A$	Tasarım manevra sürati

### TR-UL 1547 Pusula

En fazla 30°'lik artışlarla okunma imkanı veren kalibrasyon göstergesi, en az 5°'lik sapmaya sahip olan manyetik yön göstergesinin (pusula) üstüne veya hemen yakınına yerleştirilmelidir.

### TR-UL 1549 İtki Sistemi Aletleri

Her bir güç kaynağı aleti, aletin tipinin gerektirdiği,

- Her bir maksimum ve uygulanabiliyorsa minimum emniyetli çalışma limiti, kırmızı renkte, dairesel hat formatında işaretlenmelidir.

### TR-UL 1553 Yakıt Göstergesi

Her bir yakıt miktarı göstergesi; düz uçuşta iken, yakıt tankında kalan yakıt TR-UL 959'da belirlenen kullanılmayan yakıt miktarına eşit olunca, sıfır gösterecek şekilde kalibre edilmelidir.

### **TR-UL 1555 Kumanda İşaretleri**

1. Kokpitteki her kumanda, birincil uçuş kumandaları ve basılan düğme şeklindeki kontak anahtarları hariç, çalışma metodu ve işlevlerine göre açık ve net bir şekilde işaretlenmelidir.
2. İşaretleme renk kodları TR-UL 780'deki şartlara uygun olmalıdır.
3. Yakıt kontrolleri için;
  - a. Her bir yakıt tankı seçici kumandası, her tankın pozisyonuna uygun bir şekilde işaretlenmelidir.
  - b. Güvenli bir uçuş görevinde, özel bir anda herhangi bir tankın kullanılmasına ihtiyaç duyuyor ise, bu husus bu tankların üstüne veya kemer yakınındaki bir yere işaretlenmek zorundadır.

### **TR-UL 1557 Çeşitli Etiketler ve İşaretler**

1. Her bir bagaj bölümü, herhangi bir limiti belirten bir etikete sahip olmalıdır.
2. Yakıt doldurma yer veya kapağında, yakıt/yağ karışımı oranı mutlaka işaretlenmelidir.
3. Akrobasi manevraları: akrobatik manevra ve isteyerek viril (uçanın kendi ekseninde dönmesi) hareketinin yasak olduğunu belirten etiketler, pilotun görebileceği uygun bir yere konmak zorundadır.
4. Yükleme Planı: her bir çok hafif (UL) uçakta, aşağıdaki bilgileri içeren bir yükleme planı, pilotun görebileceği uygun bir yere mutlaka konulmalıdır:
  - Maksimum ağırlık
  - Kokpitteki minimum ağırlık
  - Yakıt tankları tam dolu iken kokpitteki maksimum ağırlık

# İ. Uçuş El Kitabı

## TR-UL 1581 Genel

Her uçağa konulmak üzere bir el kitabı hazırlanmalıdır. Her uçak el kitabı, en azından iki paragraf olacak şekilde aşağıda belirtilen bilgileri içermelidir.

Emniyetli uçuş için gereken veya sıradışı tasarım, çalışma ve bakım özellikleri ile ilgili çalışma şartları için, bu iki paragrafta verilmeyen bilgiler, mutlaka sağlanmalıdır.

Uçak El Kitabında yer alan hava sürati birimleri ile hava sürat saatinde okunan hız birimleri aynı olmak zorundadır.

## TR-UL 1583 Uçuş Limitleri

1. Hava sürati; aşağıdaki limitlere ait bilgiler mutlaka verilmelidir;

$V_{NE}$ ,  $V_{RA}$ ,  $V_A$  ve uygun olduğunda  $V_{FE}$  ile  $V_{L0}$  beraberce ve tabirlerin tanımları da dahil bir şekilde;

Maksimum rüzgar limitleri ve

Motor limitleri

2. Ağırlıklar; aşağıdaki bilgiler mutlaka sağlanmalıdır:
  - a. Maksimum Ağırlık
  - b. Boş ağırlık ve boş ağırlıktaki ağırlık merkezi pozisyonu
  - c. Yük konfigürasyonu
3. Yükleme; aşağıdaki limit bilgileri mutlaka sağlanmalıdır:
  - a. TR-UL 29'da belirtilen teçhizat da dahil olmak üzere, TR-UL de geçen limitler ile ağırlık ve ağırlık merkezi limitleri
  - b. Pilotun, ağırlık merkezinin limit içinde olup olmadığına karar vermesine olanak verecek şekilde, maksimum ve minimum ağırlık arasındaki her yükleme şartı için uygun yükleme bilgileri
  - c. Denge yükü gerektiren herhangi bir yükleme şartı için atılabilir denge yüklerinin doğru bir şekilde uçağa yüklenmesi ile ilgili bilgiler;
4. Akrobatik Manevralar; Akrobatik hareketler için gerekli olan ve müsaade edilen limitler ve flap ayarları bilgileri mutlaka sağlanmalıdır.
5. Uçuş Yük Faktörleri; Aşağıdaki manevra yük faktörlerine ait bilgiler sağlanmalıdır;
  - a.  $V_A$  için, A noktasındaki yük faktörü (Şekil 1)
  - b.  $V_{NE}$  için, D noktasındaki yük faktörü (Şekil 1)

## TR-UL 1585 Uçuş Bilgileri ve Usülleri

Güvenli bir uçuş için gerekli olan normal ve acil prosedürler ile uygun diğer bilgiler mutlaka sağlanmalıdır.

1. Güvenli kalkış ve iniş için teknikler ve buna uygun olarak TR-UL 51 ve TR-UL 75'de belirlenen ilgili mesafeler ile çapraz rüzgâr şartlarında uygulanması tavsiye edilen teknikler birlikte sağlanmalıdır. Çapraz rüzgâr bileşenleri ve kumandalarda herhangi

bir zorluk ve limit yaşanıp yaşanmadığı, yapılan uçuş denemelerinde bu hususta alınan sonuçlara ait değerlendirmeler mutlaka iletilmelidir. Motor durmuş vaziyette iken emniyetli iniş tekniklerine ilişkin bilgiler sağlanmalıdır.

2. Aşağıdaki veriler sağlanmak zorundadır:
  - a. TR-UL 65'teki hususlarla uyum gösterme amacıyla belirlenen hızdan az olmamak kaydıyla en iyi tırmanış hızı,
  - b. Havada motor kapalı iken kaybedilen yükseklik bilgileri,
  - c. Çeşitli konfigürasyonlarda perdövites sürati,
  - d. TR-UL 201'de belirlendiği üzere, düz uçuştaki perdövites ile tekrar düz uçuşa geçiş arasında kaybedilen irtifa kaybı ve ufuk altında maksimum dalma açısı.
  - e. TR-UL 203'de belirlendiği üzere, dönme uçuşundaki perdövites ile tekrar düz uçuşa geçiş arasında kaybedilen irtifa kaybı
3. Eğer uçuş esnasında motor çalıştırmak için özel prosedürler gerekli ise, bu hususlara ait bilgiler sağlanmalıdır.
4. Uçağa dikkatsizlik nedeniyle bir hasar vermekten kaçınabilmek için, pilot tarafından uçuştan önce ve sonra yapılması muhtemel montaj, ayarlama ve demonte usullerine ait bilgiler verilmelidir.
5. Boş ağırlık, taşınacak azami yakıt yükü de dahil Pilot Elkitabında ve plakartlarda yer alan faydalı yük kısıtlamalarında ve periyodik uçak ağırlık ölçümlerinde yapılacak güncellemeler ile ilgili prosedürler hazırlanmalıdır.
6. Güvenlik ve yer hizmetlerinin emniyeti için prosedürler hazırlanmalıdır.
7. Kurtarma sistemine ait çalışma ve bakım sistemi tarif edilmelidir.

## **J. PERVANE**

### ***I. Tasarım ve Üretim***

#### **TR-UL 1917 Malzemeler**

Pervanede kullanılan malzemelerin dayanıklılık ve devamlılığı;

1. Tecrübe ve uçuş testleri bazında belirlenmeli,
2. Yeterli sağlamlığa sahip ve tasarım verilerinde doğruluğu kabul edilen teknik özelliklere uygun olmalıdır.

#### **TR-UL 1919 Dayanıklılık**

Pervanenin tasarımı ve üretimi, bakım aralıklarında emniyetsiz bir durumun oluşma olasılığını en aza indirebilmelidir.

#### **TR-UL 1923 Hatve (Açı) Kumandası**

a) Pervane hatve kumandası arızası, normal operasyon koşullarında, tehlikeli hız artımına sebep olmamalıdır.

b) Pervanenin açılı olması halinde, kumanda sistemi aşağıdaki tehlikeleri en aza indirecek şekilde tasarlanmalıdır;

1) doğacak zararları (kontrol sistemi arızası veya fonksiyon hatası nedeniyle pervanenin kontrolden çıkması gibi),

2) istenmeyen operasyonların olasılığı.

c) Pervane hatve kumandası arızası, TR-UL 65 maddesinde belirtilen minimum tırmanma performansında bozulmaya yol açmamalıdır.

#### **TR-UL 1941 Fonksiyon Testleri**

a) Her bir hatveli pervane (pilot veya otomatik) bu madde altında yer alan uygulanabilir tüm fonksiyon testlerinden geçmelidir. Fonksiyon testlerinde kullanılacak pervane motor veya test tezgahı üzerinde veya yerde çok hafif bir hava aracı üzerinde çalıştırılmalıdır ve daha sonra TR-UL 903 maddesinde belirtilen dayanıklılık testlerinde kullanılacak aynı pervane olmalıdır.

b) Yerde, pervane kullanılabilir açı ve motor hız aralıklarında döndürülmelidir. Toplam döndürme adedi en az 50 adet olmalıdır.

c) Uçuşta, en az 50 adet olacak şekilde, izin verilen açı ve dönel hız aralıklarında döndürülmelidir.

#### **TR-UL 1945 Çatlak Kontrolü**

TR-UL 903'de belirtilen dayanıklılık testlerinin ardından pervane tamamen parçalarına ayrılmalıdır. Hiçbir önemli parça üzerinde kırılma, çatlak veya önemli yıpranma görülmemelidir.

## **EK 1**

### ***Kurtarma Sistemi***

#### **1. Genel**

- I. Kullanımına müsaade edilen her bir kurtarma sisteminin, kabul edilebilir uluslararası standartlara uygun olduğu gösterilmelidir.
- II. Kurtarma sistem kurulumu, üzerinde hem uçak üreticisi hem de kurtarma sistemi üreticisi uzlaşmış olmalıdırlar. İstemsiz veya kontrolsüz açılma, titreşimi artıracak ve yapısal hasarlara neden olacak tehlikeli fonksiyon kayıpları gibi durumlara karşı sistemin emniyetli şekilde tasarlandığı test ve analizlerle gösterilmelidir.
- III. Kurulan ve destek/bağlantı noktaları, uçuş el kitabında gösterilmelidir.
- IV. Kurtarma sisteminin hava aracının uçuşa elverişliliğine, yolcuların ve 3. şahısların emniyetine herhangi bir zarar vermediği testlerle ispatlanmalıdır.

#### **2. Kurtarma Sistemi Tarafından Tetiklenen Yükler**

- I. Bağlantı noktaları arasındaki yapı, destek kirişleri, sandalye ve kayış takımlarının tamamı, kurtarma sisteminin devreye girmesi ile oluşmasından şüphelenilen maksimum açılış şokuna dayanacak şekilde tasarlanmalıdır.
- II. Eğer destek kirişleri, gövdeye birden fazla noktadan bağlandı ise her bağlantı noktası açılışta binen yükü taşımalıdır. Bu yüke 1,3 değerindeki güvenlik faktörü de dahildir.

*NOT: İlgili yapı, bağlantı noktaları, koltuklar ve kayış takımları, bağlantı noktalarından oluşur.*

- III. Açılış şokunun gövdeye göre en aksi yönde etkili olduğu kabul edilmelidir.

#### **3. Kurtarma Sisteminin Kurulumu**

1. Kurtarma sisteminin bağlantıları, acil iniş koşulları da dahil olmak üzere, belirlenmiş uçuş ve yer yük şartlarındaki maksimum yük faktörlerine dayanabilmelidir.
2. Uçağın herhangi bir parçasının veya pervanenin, paraşüt bağlantı iplerini kesmesi asla mümkün olmamalıdır.
3. Kullanım sırasında, bağlantı noktaları ve ilgili yapıları, olası geri tepmeden kaynaklanacak yüklere dayanabilmelidir.
4. Bırakma kumandasının pozisyonu, manevra yükleri altında dahi, pilot tarafından kolaylıkla erişebilir ve çalıştırılabilir olmalıdır.
5. Kurtarma sistemi, taşıma sırasında hasarlanmamalı veya tıkanmamalıdır.
6. Piroteknik malzemeleri taşımak için kullanılan taşıma boruları, uçağın dışından rahatça görülebilmeli ve dikkatlice işaretlenmelidir.

#### **4. Elkitapları ve Markalama**

Bakım ve Pilot Elkitaplarının kurtarma sistemi ile ilgili gereksinimleri karşılayacak şekilde hazırlanması gerekmektedir. Ayrıca sistem üzerine uyarıcı markalama yapılmalıdır.

## **EK 2**



## *Uçak Çekme*

### **Çok Hafif Uçak Tarafından Havadan Çekme İçin Gerekli İlave İhtiyaçlar**

UL kategori uçağın kullanıldığı havadan çekme çalışması ve çekme düzeni için, ana kurallara ilave olarak, aşağıdaki ihtiyaçlar da dikkate alınmalıdır.

#### **A. Genel**

1. Çekme düzeni (formasyonu); Çekme ekipmanları dahil UL ve çekilen uçaktan oluşur.
2. Çekme ekipmanları genel olarak şunlardan oluşmaktadır; havadan çekme kancası, salma/bırakma mekanizması, kritik motor gösterge aletleri, çekme sırasında çekilen uçağı gözetlemeye yarayan alet, çekme ipi ve emniyet yükü kancası.
3. Çekilen uçak sadece çekmeye standardize olan, uygun bir UL tarafından çekilebilir.
4. Uçak tip sertifikası; başvuru sahibi tarafından Tip Sertifikası veya Tamamlayıcı Tip Sertifikası için tüm gereksinimlerin denenerek ispat edildiği otoriteye gösterildikten sonra yayınlanır.
5. Kayıt ve gerekli olan değişiklik dokümanları, bilgi dosyaları şeklinde sunulmalıdır. Havadan çekme düzeni ile ilgili detaylar ise Uçak El Kitabı'nda veya Uçak El Kitabına Ek olarak sunulmalıdır.

#### **B. Tasarım ve Üretim**

##### **I. Salma/Bırakma Sistemi**

1. Havadan çekme kablosu salma/bırakma kolu ve gaz kolu, “çekme” şeklinde kullanılacak şekilde ve uçağın emniyetle uçmasına zarar vermeden, aynı elle ve herhangi bir oturma pozisyonunda kumanda edilebilecek şekilde yerleştirilmiş olmalıdır.
2. Salma/bırakma levyesi sarı renk kodu ile işaretlenir. “çekme kancası”nı işaret eden bir etiket, salma/bırakma levyesinin hemen yanına konmalıdır. Kokpitte bulunan salma/bırakma levyesi, serbest hareketi de dahil, 50 mm'den az 120 mm'den daha fazla hareket etmemelidir.
3. Salma/bırakma levyesi ile kancası arasındaki kablo kolayca kumanda edilebilmelidir.
4. “Qnom” salma/bırakma kancası yükü uygulandığında, hiçbir uçuş şartında, salma/bırakma için gerekli güç, E.1 maddesinde belirtildiği gibi, 200 N'dan daha az olmamalıdır.
5. Kokpitteki kablo salma/bırakma levyesi, Bölüm B.1.I'de belirtildiği gibi, pilotun kolayca kumanda etmesine uygun olarak tasarlanmalıdır.

##### **II. Kritik Motor Hararet Göstergesi**

1. Kritik motor harareti seviyesini kontrol etmek için, bir hararet göstergesi ile kritik hararet seviyesini belirten bir etiket, pilotun görüş alanına konulmalıdır.
2. Kritik motor hareketi, motorun maksimum güçte devamlı olarak çalıştığında ulaştığı limit noktasıdır.

3. Uyumluluk ispatı için, o anki sıcaklık, en sıcak gündeki değerine çevrilmelidir (38°C, deniz seviyesinde).

### **III.Çekilen Uçağı İzleme Aleti**

1. UL pilotu, havadan çekme sırasında, çekilen uçağı engelsiz bir şekilde tam olarak görmeli, diğere pilotun görevini etkilememeli ve büyük açılı olarak uçak burnu hareketleri yapmamalıdır. Kullanılan izleme aleti, çekilen uçağın net ve bozulmamış bir görüntüsünü sağlamalıdır. Çekilen uçak, 60°'lik bir koni içinde tam olarak görülebilmelidir.

### **IV.Çekme İpi ve Emniyet Yüğü Kancası**

1. Sadece uçuşa elverişlilik yönergesine, sanayi ve üretim yönergesine uygun olan, sertifikalı çekme ipi kullanılmalıdır. Bu durumda bile ip hakkında yeterli bilgi sağlamalı, sabit kalite garantisi verilmelidir. Kablo bağlantıları uygun kılıflarla korunmalıdır. Nihai kablo yüğü, UL üreticisi tarafından deklare edilen yükten daha fazla olmamalıdır. Yüksek nihai yük için kullanılan kablolar için UL limit yüğü ile çekilen uçak limitlerine uygun bir emniyet yüğü kancası kullanılmalıdır. Havadan çekme görevlerinde, çekme kablosu uzunluğı 40 ila 60 m uzunluğunda olmalıdır.

### **V.Bırakma/Salma Mekanizması**

1. Bırakma/Salma mekanizması, Bölüm E 1.'de belirtilen yüklere dayanabilmelidir. Bölüm E 1inci madde gereğince, havadan uçak çekme faaliyetinde, bırakma/salma sistemi; UL tam bir açıl hareketi anında, herhangi bir kontrol yüzeyi ile uçak çekme halatı arasında herhangi bir müdahale olmayacak şekilde yerleştirilmelidir. Bırakma/salma kumandası, maksimum yüğe kadar, 60 derecelik koni içerisinde mümkün olmalıdır.

2. Çekme kancası, her türlü kire karşı korunmalıdır.

### **VI. Yakıt Pompası**

1. TR-UL 955 gereğince, esas motorun çalışması için bir yakıt pompasına ihtiyaç duyulursa, ana pompanın arıza yapması ihtimaline karşılık, ayrıca bir acil pompa elde bulundurulmalıdır. Acil pompa güç kaynağı, ana yakıt pompası güç kaynağından bağımsız olmalıdır.
2. Ana ve acil durum yakıt pompası, devamlı olarak çalışacak ise, her iki pompadaki arızaları gösterecek bir usül veya imkan yaratılmalıdır.
3. Herhangi bir yakıt pompasının çalışması, motor gücü ayarları veya diğere yakıt pompasının çalışma biçiminden bağımsız olarak, bir hasar yaratacak şekilde motorun çalışmasına bir etkide bulunmamalıdır.

### **C. Çekilen Uçak**

Çekilecek olan uçağın ağırlığı ve kullanılacak çekiş formasyonu, çekecek olan uçağın belirlenmesini sağlar. Çekilecek olan uçağın ağırlık limiti, uçuş testleri ile belirlenir. İhtiyaç duyulan hız, Bölüm D. 5'e göre hesaplanır.

#### **D. Çekme Düzeni Çalışma Sistemi**

UL tarafından havadan planör çekme görevinin, ilgili gereksinimlere uygun olduğunun ispatı için, farklı 3 planör tipi ile en az üç test görevi yapılması gerekmektedir. Bu testler sırasında çekilen planörün ağırlıkları, aerodinamik özellikleri, sürat aralıkları ve yer bakım-idame özellikleri; güvenilir test sonuçları elde etmek amacıyla birleştirilmelidir.

1. Kuru, düz ve çim bir şeritten, maksimum yük ile kalkış için gerekli mesafe ve 15 m yüksekliğindeki bir engelin üzerinden tırmanma-çekme görevi için hesaplanmalıdır. Bu mesafe, kalkışa başlama noktasından itibaren 600 m'yi geçmemelidir.

*Yorum: İşletme El Kitabı'nda yer alan ve kalkış mesafesi 6 adet uçuş denemesinden alınan ortalama kalkış mesafesidir.*

2. Aşağıdaki koşullarda kalkış ve kalkış bölgesinde 360 m yüksekliğe ulaşma arasındaki zaman 4 dakikayı geçmemelidir:
  - Kalkış motor gücü geçilmemeli,
  - Kanat flapları kalkış pozisyonunda olmalıdır.
3. En iyi tırmanma oranı, en az 1,5 m/s olmalı, ortalama deniz seviyesinde 450 m yükseklikteki standart atmosfere göre düzeltme yapıldıktan sonraki herhangi bir hararet limiti geçilmemelidir.

Bu şartlar, aşağıdaki koşullarda sağlanmalıdır;

  - a. Normal kalkış motor gücünden fazlası kullanılmamalı,
  - b. Eğer varsa iniş takımları içeride,
  - c. Azami ağırlıkla,
  - d. Kanat flapları tırmanış pozisyonunda.
4. Minimum havadan çekme hızı ve en uygun tırmanma oranı hızı, uçuş testleri ile belirlenmelidir. Minimum uçak çekme hızı, UL için  $V_{S1}$  1,3'den az olmamalıdır. TR-UL 207 1 ve 2'inci maddelerdeki gereksinimler, havadan uçak çekme için uygulanmalıdır.
5. UL uçağın çalışma limitleri, havadan çekme faaliyetinin tüm aşamalarında gözlemlenmelidir.
6. Uçak motorunun çalışma limitleri, havadan çekme faaliyetinin tüm aşamalarında yakından gözlemlenmelidir.
7. Havadan çekme ve kalkış aşamaları, ne çok iyi hava şartları ne de standart dışı bir pilot becerisi gerektirmemelidir. Eğer çekilen uçak, Bölüm E.1'e göre, 60°'lik koni içindeki normal çekme pozisyonu haricinde bir konumda ise, normal uçuş şartlarına tekrar dönmek için olağandışı pilot becerisi gerekmemelidir.
8. Uçak çekme ipinin uzunluğu, başvuru sahibi tarafından belirlenmelidir (Tavsiye edilen uzunluk 40 – 60 m'dir).

#### **E. Dayanıklılık**

1. Havadan çekme faaliyetinin ilk önce dengeli bir düz uçuşta ve çekme kablosu 500 N yükünün (daha detaylı analiz sonuçlarının yokluğunda) çekme kancasına, aşağıdaki yönlerde etki ettiği kabul edilir;
  - a. Uçağın gövdesi uzunlamasına ekseninde geriye doğru,

- b. Simetri düzleminde geriye doğru ve uçak gövdesi uzunlamasına eksenine göre  $20^\circ$  aşağıya doğru,
  - c. Simetri düzleminde geriye doğru ve uçak gövdesi uzunlamasına eksenine göre  $40^\circ$  yukarıya doğru,
  - d. Uçak gövdesi uzunlamasına eksenine göre  $30^\circ$  lik açıyla geriye ve yana doğru.
2. Havadan çekme işleminin ilk önce Bölüm E.1’de belirtilen koşullara maruz kaldığı ve dalgalanmadan dolayı, kablo yükünün ani bir şekilde  $Q_{nom}1,0$  değerine yükseldiği kabul edilir. Kablo yükündeki bu artış, doğrusal ve dairesel atalet kuvvetleri ile dengelenmek zorundadır.
  3.  $Q_{nom}$ , kullanımının uygun olduğu gösterilmiş, önerilen ve planörlerin havadan çekilmesi için kullanılan Emniyet Yüğü Kancasının oransal nihai gücüdür. Emniyet Yüğü Kancasının gücü, 200 daN’den düşük olmamalıdır. Referans baz değeri 300 daN’dir.
  4. Havadan Çekme Kancası bağlantısı, Bölüm E.1’de açıklandığı gibi, belirlenen yönlerde çalışacak şekilde,  $Q_{nom} 1,5$  oranındaki bir yük limitini taşıyacak şekilde tasarlanmalıdır.

## **F. Operasyon Limitleri ve Bilgiler**

1. Uçak El Kitabı, aşağıdaki verileri ihtiva etmelidir;
  - a. Çekilen UL maksimum ağırlığı,
  - b. Çekilen uçağın, maksimum ağırlığı,
  - c. Çekme ipinde kullanılan, emniyet yüğü kancasının maksimum gücü,
  - d. En az 3 uçuş denemesinin de elde edilen; minimum uçak çekme sürati, en uygun tırmanma oranı sürati ve kalkış mesafesi. Ayrıca uçuş testlerinde kullanılan uçak tip ve özellikleri örnek olarak sunulmalıdır. Uçağın, benzer uçaklarda yapılan testleri de örnek olarak verilmelidir. İlave olarak, çimlerin gerekenden uzun olması, yağmur veya kanat hücum kenarlarındaki kirlenme (kar, buz nedeniyle) ve hava sıcaklığına dair bilgiler de gösterilmelidir.
2. Hava sürati göstergesinin hemen yanına, “çekme süratini izle” yazılı bir etiket yerleştirilmelidir.
3. Çeken UL çekme kancasının yanına, çeken uçak emniyet yüğü kancası maksimum yükünün yazıldığı bir etiket konmalıdır.
4. Uçak üreticisinin direktifleri gereğince, motor kontrolleri ve zamanlı bakımları yapılmalı, bakım kayıtları dokümanite edilmelidir.
5. bölümündeki gereksinimler, uygulanabildiği takdirde; havadan çekme görevlerinde de dikkate alınmalıdır.