

T.C.
YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

UÇAKLARDA AERODİNAMİK YAPISAL VE SİSTEMSEL PROBLEMLERE YOL
AÇAN DONMA PROBLEMİNİN İRDELENMESİ

KÜBRA BODUROĞLU

YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI
ISI PROSES PROGRAMI

DANIŞMAN
PROF. DR. GALİP TEMİR

T.C.
YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**UÇAKLARDA AERODİNAMİK YAPISAL VE SİSTEMSEL PROBLEMLERE YOL
AÇAN DONMA PROBLEMİNİN İRDELENMESİ**

Kübra BODUROĞLU tarafından hazırlanan tez çalışması 12.06.2014 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalı'nda **YÜKSEK LİSANS TEZİ** olarak kabul edilmiştir.

Tez Danışmanı

Prof. Dr. Galip TEMİR

Yıldız Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri

Prof. Dr. Galip TEMİR

Yıldız Teknik Üniversitesi

Prof. Dr. Duriye Bilge

Yıldız Teknik Üniversitesi

Doç. Dr. Zafer Utlu

Aydın Üniversitesi

ÖNSÖZ

Yüksek lisans tez çalışmalarım süresince, bilgi ve tecrübeleri ile katkıda bulunan değerli hocam Sn. Prof. Dr. Galip TEMİR'e en derin saygı ve teşekkürlerimi sunarım.

Yüksek lisans tez çalışmam için sağladıkları imkân ile bana destek olan MYTECHNIC UÇAK BAKIM VE ONARIM MERKEZİ' ne, THY TEKNİK A.Ş.' ye, Sn. Çetin KORKUT, Sn. Fatih Aydemir ve Sn. Erkan Argan' a şahsında teşekkür ederim.

Eğitim hayatım boyunca verdikleri emek ile bugünlere gelmemde katkısı olan, sevgili öğretmenlerime saygı ve şükranlarımı sunarım.

Hayatım boyunca benden maddi ve manevi hiçbir desteği esirgemeyen çok kıymetli AİLEME en derin duygularıyla teşekkür eder, bu tezi bugüne ulaşımda emeğinin çok büyük olduğu annem Mürüvet ÇORUM' a adamaktan onur ve mutluluk duyarım.

Mayıs, 2014

Kübra BODUROĞLU

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
SİMGE LİSTESİ.....	vii
KISALTIMA LİSTESİ.....	ix
ŞEKİL LİSTESİ.....	x
ÇİZELGE LİSTESİ	xii
ÖZET	xiii
ABSTRACT.....	xv
BÖLÜM 1	
GİRİŞ.....	1
1.1 Literatür Özeti	1
1.1.1 Uçaklarda Donma Olayı	1
1.1.1.1 Buz Önleme Sistemleri (Anti-Icing)	2
1.1.1.2 Buz Giderme Sistemleri (De-Icing)	3
1.1.2 Uçaklarda Buz Gelişimi	5
1.1.2.1 Bulutlarda Buz Tutunması	5
1.1.2.2 Uçak Üzerinde Buz Tutunması	6
1.1.2.3 Buz Çeşitleri.....	8
1.1.2.4 Buzlanmanın Uçuşa Etkileri.....	9
1.1.3 Buzlanmaya Karşı Korunma	12
1.1.3.1 Kanat ve Kuyruk Yüzeylerinin Korunması	12
1.1.3.2 Kumanda Yüzeyinin ve Flapların Korunması	15
1.1.3.3 Pilot Pencerelelerinin Korunması.....	15
1.1.3.4 Pitot Sisteminin Korunması.....	15
1.1.3.5 Anten ve Lambaların Korunması.....	16
1.1.3.6 Emme Sisteminin Buzlanması	16
1.1.4 Boeing 737 Uçağı	17
1.1.4.1 Tarihçe.....	17
1.1.4.2 Dizayn.....	18

1.1.4.3	Boeing 737-800 Serisinin Genel Özellikleri	20
1.1.4.4	Boeing 737-800 Uçağında Buz Önleme Sistemi	20
1.2	Tezin Amacı	25
1.3	Hipotez	25
BÖLÜM 2		
DIŞ AKIŞ İLE GERÇEKLEŞEN KONVEKSİYONEL ISI TRANSFERİ		26
2.1	Taşınım Sınır Tabakaları	28
2.1.1	Hız Sınır Tabakası	28
2.1.2	Isıl Sınır Tabaka	29
2.1.3	Derişiklik Sınır Tabaka	30
2.2	Laminer ve Türbülanslı Akış	31
2.3	Sınır Tabaka Korunum Denklemleri	33
2.4	Boyutsuzlaştırılmış Taşınım Bağlıntıları	34
2.5	Düz Bir Levha Üzerinde Paralel Akış	36
2.5.1	Laminer Akış	36
2.5.2	Türbülanslı Akış	37
2.5.3	Karışık Sınır Tabaka Koşulları	37
2.6	Silindir Üzerinde Çapraz Akış	38
BÖLÜM 3		
BUZDAN KORUNMA İÇİN GEREKLİ ISININ HESABI		42
3.1	Kanattaki Isı Kaybı	42
3.2	Yüzey Sıcaklığı	43
3.3	Kanat Üzerinde Toplanan Su Miktarı	45
3.4	Isı Kayıpları	47
3.4.1	Konveksiyon Isı Kaybı	47
3.4.2	Buharlaşma Isı Kaybı	47
3.5	Isı Transfer Katsayıları	49
BÖLÜM 4		
B737 KANAT YÜZEYİ İÇİN GEREKLİ ISININ HESABI		52
4.1	Kanat Yüzeyinin Kinetik Sıcaklığının Hesabı	55
4.1.1	Durma Noktasında Yüzey Sıcaklığı	55
4.1.2	Kanat Profili Üzerindeki Yüzey Sıcaklığı	57
4.2	Kanat Yüzeyi İçin Gerekli Olan Isı Hesabı	58
4.2.1	Durma Noktasında Gerekli Olan Isının Hesabı	59
4.2.2	Kanat Profili İçin Gerekli Olan Isının Hesabı	62
4.3	Belli Yükseklikler İçin Hesaplamalar	65
4.3.1	5800 m Yükseklikteki Uçak Kanadının Durma Noktasındaki Isı Gereksinimi	66
4.3.2	5800 m Yükseklikteki Uçak Kanadı Profilindeki Isı Gereksinimi	67

4.3.3	Diğer Yükseklikler İçin Isı Gereksinimi	68
BÖLÜM 5		
	BUZLANMAYI ÖNLEMELİK İÇİN GEREKEN SICAK HAVA DEBİSİ.....	77
BÖLÜM 6		
	SONUÇLAR.....	80
	KAYNAKLAR	88
	ÖZGEÇMİŞ.....	90

SİMGE LİSTESİ

T	Sıcaklık, [K]
T_S	Cisim yüzey sıcaklığı, [K]
T_∞	Akışkan sıcaklığı, [K]
A_S	Cisim yüzey alanı, [m ²]
q	Isı, [Kcal]
q''	Isı akısı, [Kcal/m ²]
q''_s	Yerel ısı akısı, [Kcal/m ²]
k_f	Isı iletim katsayısı, [Kcal/mK]
C	Derişiklik, [kmol/m ³]
N''	Mol akısı, [kmol/sm ²]
D_{AB}	İkili yayılım katsayısı, [m ² /s]
u	Sınır tabaka hızının x eksenindeki bileşeni, [m/s]
\bar{h}	Ortalama taşınım katsayısı, [Kcal/m ² saatK]
h_m	Taşınım ile kütle geçiş katsayısı, [m/s]
L	Düz levha uzunluğu, [m]
δ	Sınır tabaka kalınlığı, [m]
τ_s	Yüzey kayma gerilmesi, [N/m ²]
C_f	Sürtünme katsayısı
\bar{C}_f	Ortalama Sürtünme katsayısı
t_0	Hava akımı sıcaklığı, [°C]
t_1	Hava sınır tabaka statik sıcaklığı, [°C]
t_s'	Kanat kuru yüzey sıcaklığı, [°C]
t_s''	Kanat ıslak yüzey sıcaklığı, [°C]
t_s	Kanat ısıtılmış yüzey sıcaklığı, [°C]
V	Hız, [m/s]
V_0	Hava akımı hızı, [m/s]
V_U	Uçak hızı, [m/s]
V_1	Sınır tabaka hızı, [m/s]
P_0	Hava akımı atmosferik basıncı, [mmHg]
P_1	Kanadın ıslak yüzey basıncı, [mmHg]
P_{kb1}	Kanadın kısmi buhar basıncı, [mmHg]
P_{kb0}	Hava akımı içerisindeki su buharının kısmi basıncı, [mmHg]
P_{dbs}	Isıtılmış yüzey sıcaklığındaki doymuş buhar basıncı, [mmHg]
P_{dbs}''	Islak yüzey sıcaklığındaki doymuş buhar basıncı, [mmHg]

C_p	Hava akımının özgül ısı, [cal/g°C]
g	Yerçekimi ivmesi, [m/s ²]
J	Isının mekanik eşdeğeri, [mg/cal]
γ	Hava için adyabatik durum katsayısı
R	Gaz sabiti, [J/kgK]
h_{fg}	Buharlaştırma gizli ısı, [cal/g]
S	Cisim üzerinde hücum kenarından itibaren ölçülen uzaklık, [m]
C	Kanat veter uzunluğu, [m]
ρ	Havanın yoğunluğu, [kg/m ³]
Re	Reynolds sayısı
Nu	Nusselt sayısı
\overline{Nu}	Ortalama Nusselt sayısı
Pr	Prandtl sayısı
μ	Havanın dinamik viskozitesi, [kg/ms]
k_h	Taşıma sabiti
H_1	Konveksiyon ısı kaybı, [Kcal/m ² saat]
H_2	Buharlaştırma ısı kaybı, [Kcal/m ² saat]
k_w	Buharlaştırma sabiti
H_3	Kanat üzerinde toplanan suyu buharlaştırmak için gerekli ısı, [Kcal/m ² saat]
M	Kanat üzerinde toplanan su miktarı, [kg/m saat]
$C_{p_{su}}$	Suyun özgül ısı, [Kcal/Kg°C]
m	Su damlası konsantrasyonu, [g/m ³]
y_{maks}	Kanat veterinin maksimum ordinatı, [m]
E	Su toplama verimi
a_d	Su damlası yarıçapı, [m]
ρ_d	Su damlası yoğunluğu, [kg/m ³]
W	Kanat yüzeyinden buharlaşan su miktarı, [kg/m ² saat]
h	Taşıma katsayısı, [kcal/m ² saat°C]
l	Yükseklik, [m]
v	Hız, [m/s]
α	Pürüzlülük faktörü

KISALTMA LİSTESİ

ACIPS	Airfoil and Cowl Ice Protection System
AOA	Angle of Attack
APU	Auxiliary power unit
DLODS	Duct Leak and Overheat Detection System
ELMS	Electrical Load Management System
FOD	Foreign Object Damage
P&W	Pratt and Whitney
TAT	Total Air Temperature
WAI	Wing Anti-ice
WHCUs	Window Heat Control Units

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1. 1	Airbus Uçak Kanadı Buz Önleme Sistem Diyagramı Örneği	3
Şekil 1. 2	Hücum kenarı pnömatik buz giderme sistemi örneği	4
Şekil 1. 3	Uçak yerdeyken buz giderme yöntemi	5
Şekil 1. 4	Mat buz ve parlak buzun hücum kenarında toplanişı.....	8
Şekil 1. 5	Parlak buz görünümü	9
Şekil 1. 6	Kaldırma kuvveti ve sürüklenme kuvvetinin buz ile değişimi	10
Şekil 1. 7	ATR Uçağının kaldırma kuvveti katsayısı ve ortalama buz kalınlığı ilişkisi ...	11
Şekil 1. 8	Uçağa etki eden kuvvetlerin buzlanma ile birlikte değişimi	12
Şekil 1. 9	Hücum kenarı mekanik buz giderme sistemi	13
Şekil 1. 10	Hücum kenarı kimyasal buz giderme sistemi.....	13
Şekil 1. 11	Hava Isıtmalı Termal Sistem Boeing 767	14
Şekil 1. 12	Pilot penceresinin buzdan korunması.....	15
Şekil 1. 13	Motor girişinde oluşan buzlanma	17
Şekil 1. 14	Boeing 737-800 Uçağı	18
Şekil 1. 15	B737-800 Uçağı buzlanma bölgeleri	20
Şekil 1. 16	Buz algılama Sistem görünümü.....	21
Şekil 1. 17	Kanat buz önleme sistemi görünümü	22
Şekil 1. 18	Motor buz önleme sistemi görünümü	23
Şekil 1. 19	Hava bilgisi algılama sensörlerinin buz önleme sistemi görünümü.....	23
Şekil 1. 20	Pencerelerde buz önleme sistemi görünümü.....	24
Şekil 2. 1	Herhangibir şekilli yüzeyde ısı transferi	26
Şekil 2. 2	Düz levha üzerindeki ısı transferi	27
Şekil 2. 3	Sabit sıcaklıktaki düz levha üzerinde ısı sınır tabaka gelişimi	29
Şekil 2. 4	Bir düz levha üzerinde derişiklik sınır tabaka gelişimi	30
Şekil 2. 5	Bir düz levha üzerinde hız sınır tabaka gelişimi	32
Şekil 2. 6	Herhangi bir yüzey için hız, ısı ve konsantrasyon sınır tabaka gelişimi.....	33
Şekil 2. 7	Bir düz levha üzerinde paralel akış.....	36
Şekil 2. 8	Çapraz akışta bir silindirde sınır tabaka oluşumu ve ayrılma.....	38
Şekil 2. 9	Çapraz akışta dairesel bir silindirde ayrılmaya ait hız profili.....	39
Şekil 2. 10	Türbülansın ayrılmaya olan etkisi	40
Şekil 3. 1	Su toplama verimi	46
Şekil 3. 2	$\sqrt{Nu/Re}$ ilişkisi	49
Şekil 4. 1	İki Boyutlu Kanat Üzerindeki Akım Modeli	52

Şekil 4. 2	Kanat profil geometrisi	53
Şekil 4. 3	Boeing 737 uçağının üstten görünümü.....	53
Şekil 4. 4	Boeing 737 uçağının yandan ve önden görünümü	54
Şekil 4. 5	Boeing 737 uçağı	54
Şekil 4. 6	Atmosfer basıncının yükseklik ile değişimi	66
Şekil 5. 1	Durma noktası üfleme debisi ve yükseklik ilişkisi	78
Şekil 5. 2	Kanat profili üfleme debisi ve yükseklik ilişkisi	79
Şekil 6. 1	Kanadın uçuş yüksekliği ile değişim ısı gereksinimi	83
Şekil 6. 2	Kanadın ıslak yüzey sıcaklığının yükseklikle değişimi.....	84
Şekil 6. 3	Kanadın kuru yüzey sıcaklığının yükseklikle değişimi	85
Şekil 6. 4	Hücum kenarında toplanan su miktarının yükseklikle değişimi	85
Şekil 6. 5	Kanat yüzeyinden buharlaşan su miktarı	86
Şekil 6. 6	Kanada üflenen toplam sıcak hava debisi.....	87

ÇİZELGE LİSTESİ

	Sayfa
Çizelge 1. 1	Uçuş yüksekliğine göre havada bulunan su konsantrasyonu..... 7
Çizelge 2. 1	Dairesel silindir üzerinden çapraz akış için sabitler..... 38
Çizelge 2. 2	Çapraz akışta dairesel bir silindir için sabitler39
Çizelge 4. 1	Hesap parametreleri 69
Çizelge 4. 2	Hesap parametreleri 70
Çizelge 4. 3	Hesap parametreleri 71
Çizelge 4. 4	Hesap parametreleri 70
Çizelge 4. 5	Hesap parametreleri 73
Çizelge 4. 6	Hesap parametreleri 74
Çizelge 4. 7	Hesap parametreleri 75
Çizelge 4. 8	Hesap parametreleri 76
Çizelge 5. 1	Durma noktası için gerekli sıcak hava debisinin yükseklikle değişimi..... 77
Çizelge 5. 2	Kanat profili için gerekli sıcak hava debisinin yükseklikle değişimi..... 78
Çizelge 5. 3	Kanat için gerekli olan toplam debi..... 79

**UÇAKLARDA AERODİNAMİK YAPISAL VE SİSTEMSEL PROBLEMLERE YOL
AÇAN DONMA PROBLEMİNİN İRDELENMESİ**

Kübra BODUROĞLU

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Yüksek Lisans Tezi

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Galip TEMİR

Uçaklarda buzlanma olayı, havacılıkta karşılaşılan en tehlikeli durumlardandır. Hava akımının içerisindeki aşırı soğumuş su damlacıklarının uçak üzerinde toplanması ve buz halini alması bu tehlikeli durumu doğurur. Buzlanma uçuş kalitesini düşürür, uçağın ağırlığını ve uçağa etki eden sürüklenme kuvvetini artırır ve böylece uçağa etki eden kaldırma kuvvetini azaltır. Uçak üzerinde meydana gelen buzun ağırlığından çok uçak üzerinden geçen hava akımına etkisi çok daha önemlidir. Sürüklenme kuvvetinin artması ve kaldırma kuvvetinin azalmasını karşılamak için uçağın harcadığı güç ve kanatların kritik hücum açısı artar. Buzlanma uçak kanatları, gövdesi, pencereler, sensörler, motor girişleri, antenler, pitot tüpü gibi kısımlarında görülür. Buzlanmayı önleme ve oluşan buzu gidermek için anti-icing ve de-icing olmak üzere iki farklı buzdan korunma yöntemi uygulanır. Bu çalışmada Boeing 737-800 uçağının kanatları için uygulanan termal buz önleme sistemi üzerinde çalışılacaktır. Termal buz önleme sistemi sıcak havanın, buzlanmaya maruz kalmış ya da kalacak olan kanat üzerine belli miktarda püskürtülür. Burada, farklı uçuş yüksekliklerinde, kabul edilmiş hava şartlarına göre, sınır tabaka denklemleri kullanılarak, buzlanmaya karşı gerekli olan ısı ihtiyaçları hesap edilmiş ve buna göre termal buz önleme sisteminin sıcak hava üfleme kapasitesi elde edilmiştir.

Anahtar Kelimeler: uçaklarda buzlanma, uçak kanatları, anti-icing, de-icing, termal buz önleme sistemi, Boeing 737-800 model uçak, sınır tabaka denklemleri

**STUDY OF AIRCRAFT ICING CAUSES STRUCTURAL AND SYSTEMIC
AERODYNAMIC PROBLEMS**

Kübra BODUROĞLU

Department of Mechanical Engineering

MSc. Thesis

Advisor: Prof. Dr. Galip TEMİR

Aircraft icing is one of the major weather hazards to aviation. The accretion of supercooled liquid onto an airplane during flight causes the hazardous situation. The icing reduces the aerodynamic quality of aircraft, increases the aircraft weight and drag while decreasing the ability of the airfoil to create lift. The actual weight of the ice on the airplane is insignificant when compared to the airflow disruption it causes. As power is added to compensate for the additional drag and the nose is lifted to maintain altitude, the angle of attack is increased, allowing the underside of the wings and fuselage to accumulate additional ice. Ice accumulates on every exposed frontal surface of the airplane, not just on the wings, propeller, and windshield, but also on the antennas, vents, intakes, and motor cowlings. In order to avoid and remove icing from aircraft aerodynamic surfaces, anti-icing and de-icing solutions are being implemented. In this thesis, thermal anti-icing system on B737-800 model aircraft wings was examined. For different flight altitudes and for an accepted weather conditions, by using boundary layer equations, heat requirements against in-flight icing were calculated and in terms of providing the lack of heat, thermal wing anti-icing system capacity was obtained.

Key words: aircraft icing, icing problem on aircraft, boundary layer equations, anti-icing, de-icing, thermal wing anti-icing system, heat requirement against icing

1.1 Literatür Özeti

1.1.1 Uçaklarda Donma Olay

Uçak üzerinde oluşan buzlanma, uçuş performansını olumsuz yönde etkileyen ve sonuçta da uçuş emniyetini azaltan önemli bir olaydır.

Kanatlarda ve uçak dış yüzeyinde biriken buz, öncelikle uçağın ağırlığını artırarak, performansını düşürür. Özellikle kanadın aerodinamik şeklini bozarak taşıma kuvvetinin azalmasına ve sürüklenme kuvvetinin artmasına yol açar. Bu da uçağın minimum havada tutunma hızının (stall hızı) yükselmesine yol açar. Uçuş kontrol yüzeylerinin (kanatçıklar, irtifa dümeni vb.) donması, dikey ve yatay kuyruk stabilizerlerindeki buzlanma ise güç ve hız kaybı dışında uçağın kararlılığını bozar ve kontrolünü azaltır.

Piston motorlu uçaklarda meydana gelebilecek karbüratör buzlanması çok tehlikelidir. Benzinin buharlaşması sırasında karbüratörün soğuması ile hava giriş kanallarında biriken buz motora giren hava miktarını azaltarak, gücün düşmesine ve hatta motorun tamamen durmasına neden olabilir. Gaz türbinli uçaklarda da hava giriş kısmında oluşan buzlanma, motora giren hava miktarını azaltarak güç kaybına ve hatta motor kompresörünün hasar görmesine neden olabilir. Ayrıca pervaneli uçaklarda pervane buzlanması verimi düşürür; pervane balansını bozarak tehlikeli titreşimlere yol açar.

Diğer önemli bir konu ise uçak dış yüzeyinde bulunan değişik amaçlı hava deliklerinin buzlanarak tıkanmasıdır. Örneğin, pitot tüpü girişi buzlanacak olursa bunun çalıştırdığı hava hızı göstergeleri, altimetre gibi cihazlar yanlış gösterirler. Bu da büyük kazalara

neden olabilir. Havalandırma sistemi temiz hava girişlerinin, motor yağlanma veya yakıt sistemindeki hava deliklerinin tıkanması da çok tehlikelidir. Bunların dışında diğer bir tehlike de kokpit ön camının buzlanarak görüşü bozması, kalkış ve inişleri zorlaştırmasıdır.

Bu tehlikelerin her biri soğuk hava şartlarında çalışan tüm uçakların buz kontrol sistemleri ile donatılmış olmaları gereğini ortaya koymaktadır.

Uçaklardaki buz kontrol sistemlerini, buz önleme sistemleri (anti-icing) ve buz giderme sistemleri (de-icing) olarak iki ana grupta incelemek mümkündür.

1.1.1.1 Buz Önleme Sistemleri (Anti-Icing)

Uçaklarda buz önleme sistemleri üç bölümde incelenmektedir;

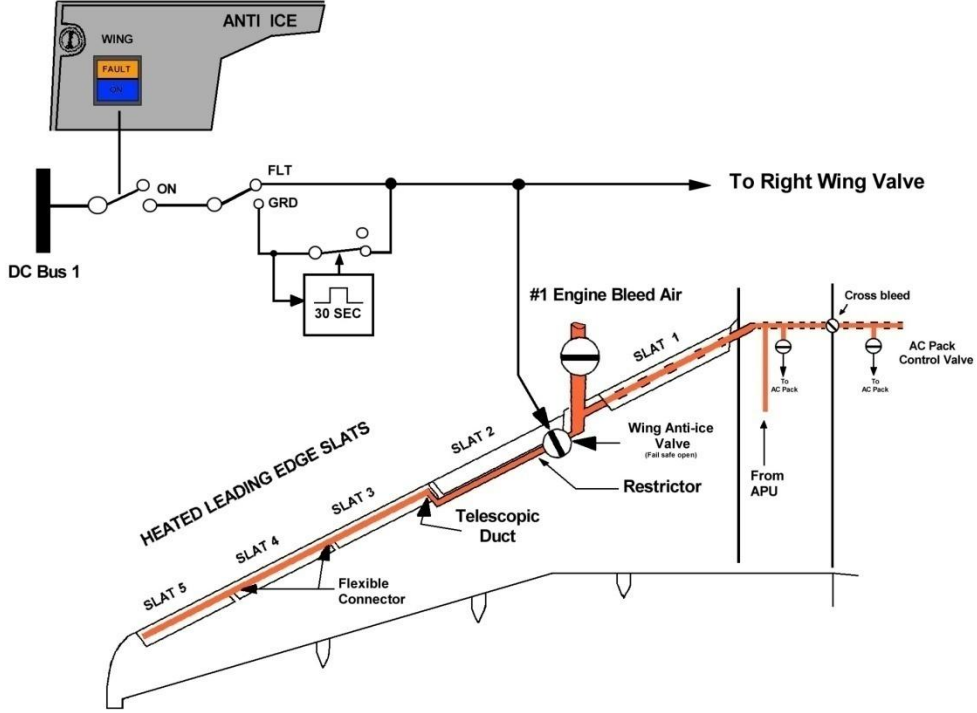
- Termal Buz Önleme Sistemleri
- Elektrikli Buz Önleme Sistemleri
- Kimyasal Buz Önleme Sistemleri

Günümüzde gaz türbinli uçaklarda yaygın bir şekilde kullanılan termal sistemlerde motor kompresöründen alınan sıcak hava özellikle kanat ve kuyruk yüzeylerinin hücum kenarlarında ve motor hava girişlerinde buz oluşmasını önlemek amacıyla kullanılır. Pistonlu motorlu uçaklarda ise sıcak hava, yanmalı ısıtıcılardan ya da egzoz gaz ısıtıcılarından temin edilebilir.

Ayrıca bazı uçaklarda, buzlanma ve buhar oluşumunu kontrol etmek amacıyla kokpit ön camları aralarında boşluk bulunan iki panelden yapılırlar. Bu panellerin arasındaki boşluğa sıcak hava verilerek cam ısıtılır.

Birçok uçakta buzlanma ihtimalinin yüksek olduğu yerlere monte edilmiş olan pitot-statik tüpü, stall uyarı cihazları ve değişik amaçlı hava girişleri elektrik akımı ile ısıtılmaktadır. Büyük yolcu uçaklarında tuvalet ve lavabolarda su hatlarının ve çıkışlarının donmaması için de elektrikli ısıtıcılardan yararlanılmaktadır. Ayrıca bazı turboprop uçakların hava girişlerindeki buzlanma elektrikle ısıtılarak önlenmektedir. Modern uçaklarda kokpit ön camlarının buz ve buhar kontrolünde yaygın olarak kullanılan yöntemlerden birisi ön cam içinde elektrikli ısıtma elementlerinin kullanılmasıdır.

Wing Anti-ice



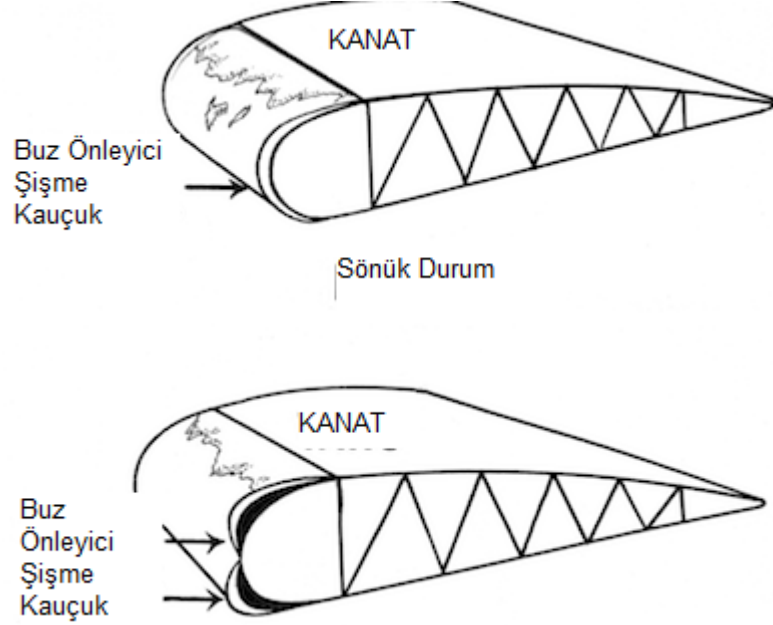
Şekil 1.1 Airbus Uçak Kanadı Buz Önleme Sistem Diyagramı Örneği

Bir uçağın bazı yüzeylerinde ve elemanlarında izopropil alkol veya etilen glikol ve alkol karışımı kullanılarak buzlanma önlenir. Bu kimyasal maddeler hem uçak üzerindeki suyun donma noktasını düşürür hem de yüzeylerde kayganlık oluşturarak buzun tutunmasını engeller. Uçaktaki buz önleme sıvısı tankından temin edilen kimyasal buz önleyiciler karbüratörlere, pervanelere ya da kokpit ön camına uygulanmaktadır. Bu işlem uçak yerde iken tüm yüzeylere etilen glikol püskürtülerek de yapılmaktadır. Ayrıca pnömatik buz giderme sisteminde kauçuktan yapılmış kaplamalara sık sık silikon sprey püskürtülerek yüzey düzgünlüğü artırılır ve böylece yüzeyde kolayca buzlanma meydana gelmez [1].

1.1.1.2 Buz Giderme Sistemleri (DE-ICING)

Kanat ve kuyruk yüzeylerinin hücum kenarında buz önleme sistemi yerine önce buzun oluşmasına izin veren, sonra da oluşan buzı kırarak uzaklaştıran pnömatik buz giderme sisteminin daha etkili olduğu tespit edilmiştir. Bu sistem sayesinde buz önleme sistemi ile ısıtılan bölgelerden akan suların ısıtılmayan bölgelerde donması sonucunda oluşan ve kanat verimini olumsuz yönde etkileyen sürüklenme artışı önlenmiştir.

Pnömatik buz giderme sistemleri kanat ve kuyruk yüzeyi hücum kenarlarına yerleştirilen kauçuk kaplamalardan ve bunların içinde de çalışma süresince belli bir işlem sırasına göre şişirilip, boşaltılabilen tüplerden meydana gelmektedir.



Şekil 1.2 Hücum kenarı pnömatik buz giderme sistemi örneği

Pervaneli uçaklardaki elektrotermal buz giderme sisteminde ise pervane palalarının hücum kenarlarına yerleştirilen kauçuk kaplamaların içinde ısıtıcı kablolar bulunur. Bu kablolarla gelen elektrik akımı kauçuk kısmı ısıtır ve oluşan buz erimeye başlar. Merkezkaç kuvvetinin ve rüzgarın etkisiyle de buz uzaklaştırılır.

Uçaklar karlı havalarda hangardan çıkarıldıklarında da uçak üzerinde buzlanma meydana gelebilir. Bu nedenle uçak hareket etmeden önce buzlanmayı gidermek için uygulanan yöntemler tekrar buzlanma olasılığını ortadan kaldırmalıdır. Kar tortuları fırça vb. Araçlar ile temizlenebilir. Ayrıca hafif kuru kar sıcak hava üflenerek de giderilebilir. Ancak tekrar buzlanma olasılığı nedeniyle bu yöntem tavsiye edilmez. Normalde uçak yerde iken oluşan buz ve kar, ısıtılmış etilen glikol ve izopropil alkol karışımı püskürtülerek eritilir. Daha sonra ise önerilen buz önleyici sıvı ile tekrar buz oluşumu önlenir [1].



Şekil 1.3 Uçak yerdeyken buz giderme yöntemi

1.1.2 Uçaklarda Buz Gelişimi

1.1.2.1 Bulutlarda Buz Tutunması

Bir uçağın gövdesi üzerinde, uçak 0°C ' dan daha düşük sıcaklıklarda, bulutlar arasında veya yağmurda uçuğu zaman üzerinde buzlanma oluşabilir. Buzlanma olayı en çok uçağın, aşırı soğumuş su damlalarının bulunduğu bulutlardan geçerken bu damlaların uçak yüzeyine çarpıp anında donarak yüzeye yapışmasıyla oluşurlar. Buluttaki mevcut buz parçacıkları yüzeye yapışmadıkları için herhangi bir sorun yaratmazlar.

Yükselen hava kütleindeki su buharı toz, duman, bakteri, deniz tuzu gibi havada asılı duran cisimlerin etrafına yapışırlar. Havadaki su buharının bir araya gelmesi sonucunda Stratüs ve Kümülüs olmak üzere iki bulut sınıfı meydana gelir. Stratüs bulutlarında; hava kütlesi kararlı, bulut içindeki düşey hızlar 8-16 km/saat değerinde ve bulutun yerden yüksekliği 1000 - 1500 m arasındadır. Kümülüs bulutlarında; hava kütlesi kararsız, düşey hızlar 16 – 160 km/saat değerinde ve bulutun yerden yüksekliği 1500 – 5000 m'dir. 6000m' den sonra buzlanma olayına çok nadir rastlanır. Çünkü bulutların içinde bulunan su damlacıkları artık buz halindedir ve uçak yüzeyine yapışmaz bu sebeple bir tehlike yaratmazlar [2].

Bir bulutta onu çabucak dağıtacak faktörler bulunmadıkça o buluta kararlıdır denilebilir. Bu karakteristiğın tayininde buluttaki donmuş ve aşırı donmuş ve aşırı donmuş damlalar yüzdesinin önemi çok büyüktür. Aşırı soğumuş bir bulutu kararsız hale sokacak faktörlerden biri bulutta buz taneciklerinin bulunmasıdır.

Buzlanmayı önleyici tesisatın yapılması için aşağıdakilerin bilinmesi gerekir;

- Buz miktarı
- Uçağın hangi bölgelerinin buza maruz kaldığı
- Buzlanma şartlarının ne kadar sürdüğü

Bununla alakalı meteorolojik faktörler ise aşağıdaki gibidir;

- Bulutun birim hacmindeki sıvı su miktarı
- Damlaların bulut içindeki dağılımı
- Buluttaki hava sıcaklığı
- Bulutun büyüklüğü

Bulutların taşıdığı su damlalarıyla ilgili olarak hesaplamalarda dikkat edilmesi gereken hususlar aşağıdaki gibidir;

- Kümülüs bulutunda 4500 m' ye kadar sıvı su miktarı artar, 4500 m' den sonra sıvı su miktarı azalır. Stratüs bulutunda ise yükseklik arttıkça sıvı su miktarı azalır.
- Damlalar bulut içerisinde düzgün bir şekilde yayılmadığından, hesaplamalarda efektif damla çapı kullanılır.
- Havanın sıcaklığı damlaların aşırı soğuma derecesini ifade eder. Stratüs bulutlarındaki sıcaklık aralığı, kümülüs bulutlarındaki sıcaklık aralığından daha geniştir.
- Buzlanma meydana gelen bulutların yatay boyutları stratüs bulutlarında 650 – 40 km arasında değişir. Kümülüs bulutlarında ise 15 km' yi nadiren aşar.

1.1.2.2 Uçak Üzerinde Buz Tutunması

Uçakların ısı gereksinimi hesabında ele alınacak meteorolojik şartlar, hesap yapılacak uçak bölgesine göre değişebilir [2]. Örneğin, uçak motorlarının hava giriş delikleri, ne kadar kısa sürede olursa olsun, su miktarı yüksek olan meteorolojik şartlardan önemli bir ölçüde etkilenir. Buna karşın, kanat, kuyruk ve pencereler kısa bir süre için şiddetli hava şartlarına dayanabilirler. [3]' e göre, uçağın kanat ve kuyruk yüzeyleri için ısı gereksinimi hesaplamalarında kullanılması gereken havanın içerisindeki su miktarı Çizelge 1.1' de verilmiştir.

Hücum kenarına çarpan suyun gerçekte nasıl yayıldığı bilinmemektedir. Genel tanım olarak, uçak kanadına gelen hava akımı içerisindeki su damlacığı ilk önce kanadın hücum kenarıyla karşılaşır. Suyun ilk çarptığı noktaya durma noktası adı verilir. Su durma noktasında toplanır ve gittikçe artar. Gittikçe artıp kararsız vaziyete gelince bir kısmı büyük bir damla halinde geri gider. Bu damla yörüngesi eğri olduğu için yüzeyden ayrılacaksa da suyun yüzey gerilimi ve aynı zamanda aerodinamik kuvvetin tesiri altında kaldığından muhtemelern ikinci bir kararsızlık konumuna girecek ve parçalanarak büyük bir kısmını hava akımına terkedecektir.

Çizelge 1.1 Uçuş yüksekliğine göre havada bulunan su konsantrasyonu

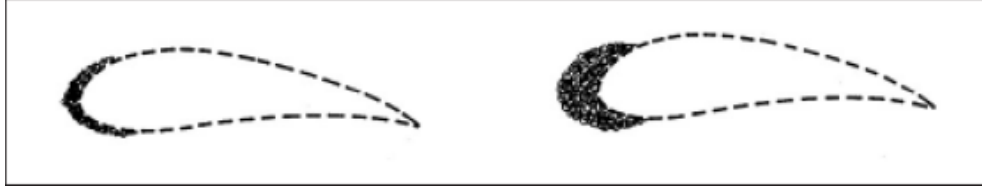
hava sıcaklığı (°C)	su konsantrasyonu (g/m ³)	damla çapı (mikron)	uçuş yüksekliği (m)
0	0,8	15	2000 – 6000
-10	0,6		
-20	0,3		
-30	0,2		
-40	0,05		
0	0,75	20	
-10	0,4		
-20	0,2		
-30	0,15		
-40	0,04		
0	0,5	25	
-10	0,3		
-20	0,15		
-30	0,1		
-40	0,03		
0	0,15	40	
-10	0,1		
-20	0,06		
-30	0,04		
-40	0,01		

Aşırı soğumuş su damlalarının bulunduğu bir buluttan uçak geçerken, su damlacıkları bir kanadın önünde bir bölgede toplanır. Bu damlalardan çok küçük olanlar akım çizgilerine uyum sağlayıp profilin üzerinden veya altından geçip giderler fakat büyük olanların ataletleri artacak ve akım çizgilerini takip etmeyip kanat yüzeyi üzerinde sonlanan yörüngeleri takip edeceklerdir. Buzun oluşumu termik bir olaydır. Bu

oluşumun devam edebilmesi için ortaya çıkmakta olan erime gizli ısının dağıtılması lazımdır. Böylece kanat üzerindeki buzun sıcaklığı yüzey sıcaklığından yüksek olacaktır.

1.1.2.3 Buz Çeşitleri

Uçak üzerinde meydana gelen buzlanma iki çeşit buz ile olur. Bunlar mat buz ve parlak buzdur. Su damlaları küçük ise hücum kenarında hemen donarlar ve hava zerrecikleri aralarında hapsederler. Bu buz hava karışımı mat buzdur. Yüzeyde tutunma oranı düşüktür. Daima hücum kenarında bulunur. Mat buz, buzun sıcaklığı 0°C 'nin altında ise oluşur. Buzun görünümü mat ve oldukça kabadır. Kanat ve gövdeye fazla yayılmayan bu tür buzlanma, şekilde görüldüğü gibi birikinti yaptığı kenarlardan dışa doğru keskin bir burun şeklinde çıkıntı yapar (Şekil 1.4).

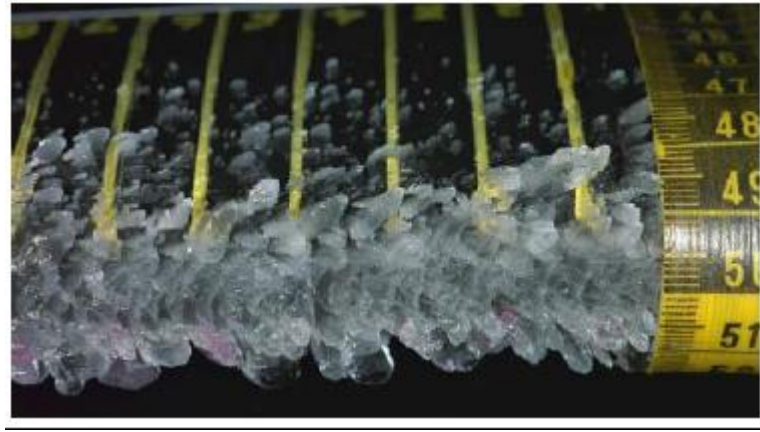


Şekil 1.4 Mat buz ve parlak buzun hücum kenarında toplanişını

Genellikle status tipi bulutlarda meydana gelir. Bu tür buzlanma stratus tipi bulutlarda 0°C ile -20°C arasında, kümülüs bulutlarında ise -10°C ile -20°C arasında daha sık görülür. Kar şeklinde olan mat buz genellikle buzlanma giderici sistemlerle temizlenebilir veya buzlanma önleyici sistemlerle önlenir.

Büyük damlaların kanada çarptığı anda bir kısmı donar, donmayan kısmı kanadın gerisine doğru akarken donar. Bu esnada su içinde hava kabarcığı kalmaz. Yüzeye çok iyi tutunur. Bu şekilde oluşan buza parlak buz adı verilir. Sert, sık, yoğun ve şeffaftır. Çeşitli damlacıklar sertçe ve saydam bir buz meydana getirecek şekilde birleşir (Şekil 1.5). Saydam buz uçak yüzeyinin geniş bir kısmını kaplayabilir. Çünkü büyük damlacıklar geniş bir alana yayılabilir ve donma sırasında yüzeyin şeklini alır. Saydam buz yüzeye şaşırtıcı bir şekilde yapışır ve kaldırılması oldukça zordur. Eğer parçalanırsa küçük küçük değil geniş parçalar halinde kopar, bu defa da uçak yüzeyinde çeşitli düzlükler meydana getirir. Özellikle, kanatların üst yüzeyinde oluşan saydam buz, motorları arkada olan uçaklar için çok tehlikelidir. Uçağın havalanması veya inişe geçtiği sırada, kanatlarda oluşan esneklik nedeniyle, kanat yüzeyine yapışmış olarak bulunan buz kırılarak

kanattan ayrılır. Ayrılan bu buz tabakası kırıkları motorlar tarafından emilir ve buzun büyüklüğüne bağlı hasar oluşabilir. Saydam buz, kümülüs bulutlarında genellikle 0°C ile -10°C arasında oluşur, ancak -25°C' ye kadar sıcaklıklarda da görülebilir. Buzlanma türleri arasında tüm uçak yüzeyine hızlı yayılma davranışı nedeniyle en tehlikeli olanıdır. Buzlanma giderici sistemlerle en zor temizlenen ve buzlanma önleyici sistemlerle en zor önlenebilen buzlanma şeklidir.



Şekil 1.5 Parlak buz görünümü

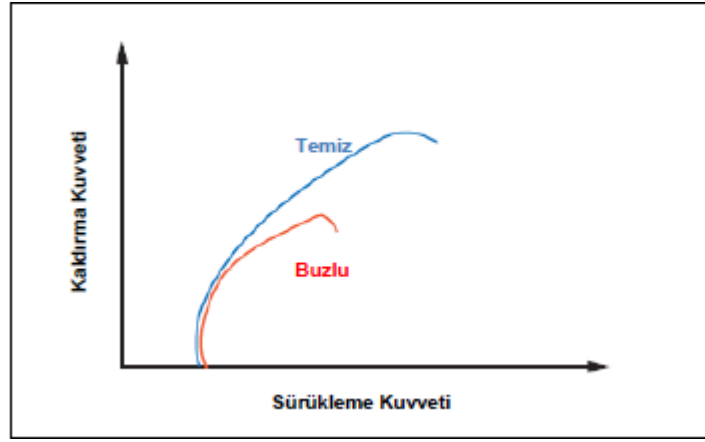
Özet olarak, yüzey üzerinde toplanan su miktarı az ise mat, fazla ise parlak buz oluşur. Su miktarı arttıkça sıcaklığı yükselip 0°C' ye varınca yüzeyi ıslatır ve buz oluşumu parlak olarak devam eder [2].

1.1.2.4 Buzlanmanın Uçuşa Etkileri

Buzlanma koşulları aynı olmasına rağmen, oluşumu ve etkileri uçak tiplerine göre yüksek farklılıklar gösterebilmektedir. Ancak, ortak düşünce şudur ki, buzlanma, uçuş performanslarını olumsuz yönde etkileyen ve sonuçta da uçuş emniyetini azaltan önemli bir olaydır. Kanatlarda ve uçak dış yüzeyinde biriken buz, öncelikle uçağın ağırlığını arttırarak, performansını düşürür. Ayrıca, kanadın aerodinamik şeklini bozarak taşıma kuvvetinin azalmasına ve sürüklenme kuvvetinin artmasına yol açar. Bu da uçağın minimum havada tutunma hızının (stall hızının) yükselmesine yol açar. Uçuş kontrol yüzeylerinin (kanatçıklar, irtifa dümeni vb.) donması, dikey ve yatay kuyruk kontrol yüzeylerindeki buzlanmalar ise güç ve hız kaybı dışında uçağın kararlılığını bozar ve kontrolünü azaltır. Ayrıca, uçak dış yüzeyinde bulunan değişik amaçlı hava deliklerinin buzlanarak tıkanması da riskli bir durumdur. Örneğin, pitot tüpü girişi buzlanacak

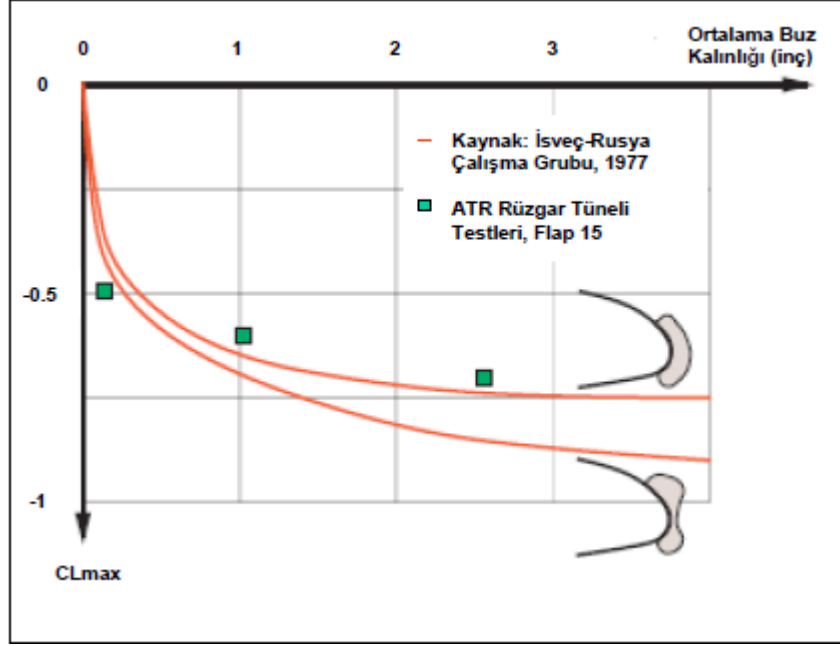
olursa bunun çalıştırdığı hava hızı göstergeleri, altimetre gibi cihazlar yanlış bilgi verirler ve büyük kazalara neden olabilirler. Havalandırma sistemi hava girişlerinin, motor yağlama veya yakıt sistemindeki hava deliklerinin tıkanması da çok tehlikeli sonuçlar doğurabilir.

Buzlanmanın, uçak hareketine etki eden sürüklenme kuvvetinde ortalama %60' lara varan bir artışa neden olur. Bazı durumlarda %300' lere varan artışlar da görülmüştür (Şekil 1.6). Bu nedenle uçağın seyir hızında ve tırmanma hızında düşme meydana gelir. Uçağın yakıt tüketimi artar ve havada kalış süresi ile menzili kısalmır. Buzlanma nedeniyle uçağın servis irtifası azalır [4].



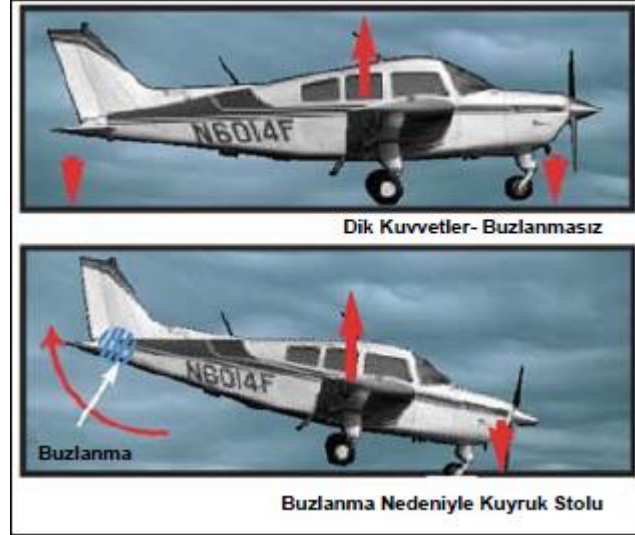
Şekil 1.6 Uçağa etki eden kaldırma kuvveti ve sürüklenme kuvvetinin buz ile değişimi

Buzlanma, kaldırma kuvvetinde ortalama %30' lara varan bir azalmaya neden olur. Ölçümler göstermiştir ki, maksimum kaldırma kuvveti katsayısı da (C_{Lmax}) buzlanma derecesine bağlı olarak azalır. Çok küçük buz kalınlığında dahi, C_{Lmax} değerinin azaldığı görülmektedir (Şekil 1.7) [5].



Şekil 1.7 ATR Uçağının kaldırma kuvveti katsayısı ve ortalama buz kalınlığı ilişkisi

Buzlanma, kanatların kritik hücum açısını arttırarak, stol hızında bir artışa neden olur. Kanat ve kontrol yüzeylerinde oluşan buzlanma nedeniyle yerel olarak kanat veya kuyruğun stol olmasına da neden olur. Üstelik kanat açıklığı boyunca farklı davranışlar görülür, simetrik olmak zorunda değildir. Kuyruk yüzeyleri üzerinde görülen buzlanma kuyruk kaldırma kuvvetini azaltması nedeniyle uçağın “burun aşağı” hareketine neden olur (Şekil 1.8). Bu durum özellikle, inişe geçildiği sırada irtifanın herhangi bir düzeltme için yeterli olamaması nedeniyle sorun teşkil etmektedir. Araştırmalar göstermiştir ki, kuyruk yüzeyleri, kanatlara göre iki veya üç kat daha çok buzlanmayı tutabilmektedir. Ayrıca, irtifa dümeni, kanatçık ve istikamet dümeni üzerinde görülen buzlanma uçağın manevrasını ve kontrol edilebilirliğini ciddi biçimde etkiler. 1994 yılında ATR72 uçağı da kuyruk yüzeyleri üzerinde oluşan buzlanma nedeniyle düşmüştür [5]



Şekil 1.8 Uçağa etki eden kuvvetlerin buzlanma ile birlikte değişimi

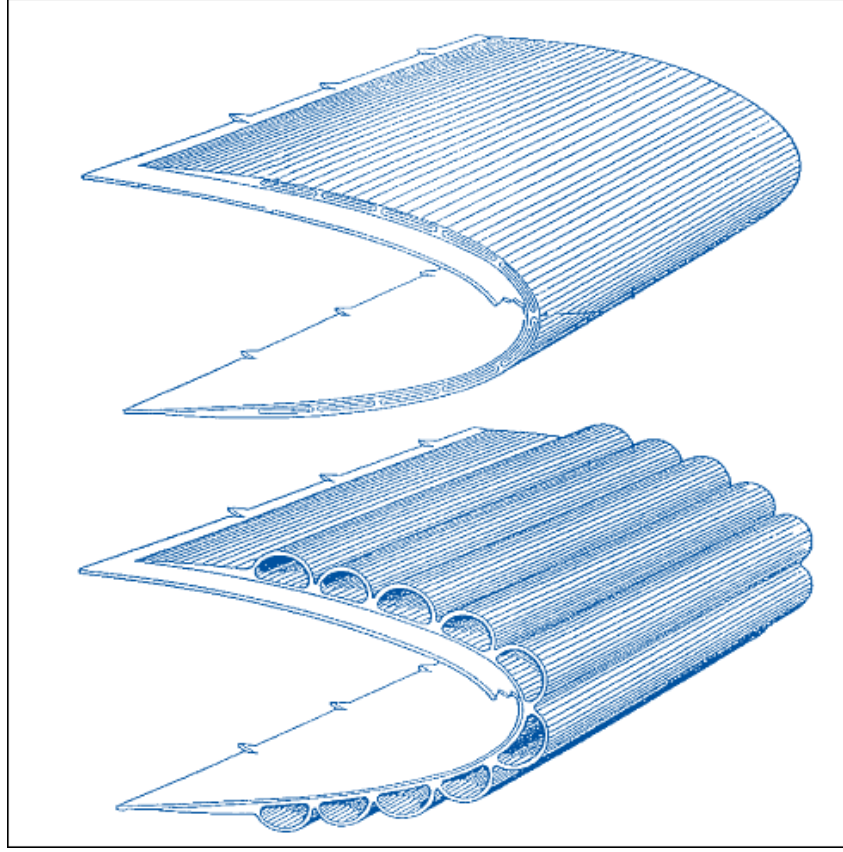
1.1.3 Buzlanmaya Karşı Korunma

1.1.3.1 Kanat ve Kuyruk Yüzeylerinin Korunması

Bu yüzeylerin korunması için üç farklı yöntem uygulanır. Bu yöntemler; mekanik sistem, kimyasal sistem ve termal sistem olarak sınıflandırılmıştır.

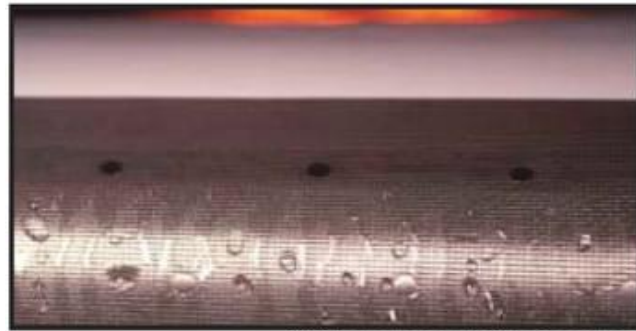
Mekanik sistem, kanadın üzerindeki buzu mekanik bir şekilde cıvardan ayırır ve bu ayrılan buz parçaları rüzgar tarafından dağıtılır. Kanat üzerine kauçuk bir kaplama yapılır. Bu kaplamanın içerisine hava ile şişirilebilen yassı keseler yerleştirilir. Bu keseler motor tahrikli hava pompası ile yada jet motor kompresörlerinden alınan hava ile şişirilir. Şişirme sırası bir dağıtıcı valf ile yada seçici valflerle yapılır. Basıncı hava ile kaplama gerilir, böylece yüzeydeki buz kırılıp rüzgar ile sürüklenir. Bu keseler yaklaşık $0,5 \text{ kg/cm}^3$ hava ile şişirilip, daha sonra bu hava $0,13 \text{ kg/cm}^3$ lük bir emme ile tahliye edilir. Pilot buzlanma bölgesini tayin ederek arzu ettiği herhangi bir keseyi şişirebilir.

Bu yöntem mat buz için kullanışlıdır ancak parlak buz da çok etkili değildir. Mat buz kolay bir şekilde sökülüp atılırken, parlak buz bu yöntemle yüzeyden tamamen ayrılamaz.



Şekil 1.9 Hücüm kenarı mekanik buz giderme sistemi

Kimyasal Sistem ile kanat ve kuyruk yüzeylerinde biriken buz, buz eritme kabiliyeti yüksek, bir film tabakası oluşturabilen, suda eriyebilme özelliğine sahip kimyasallar kullanılarak giderilir. Kullanılması gereken kimyasal miktarı, yüzeyde birikmiş su ağırlığına, hava sıcaklığına ve kimyasalı kanat yüzeyine yaymak için kullanılan sistemin verimine bağlıdır.



TKS patented alcohol deicer system

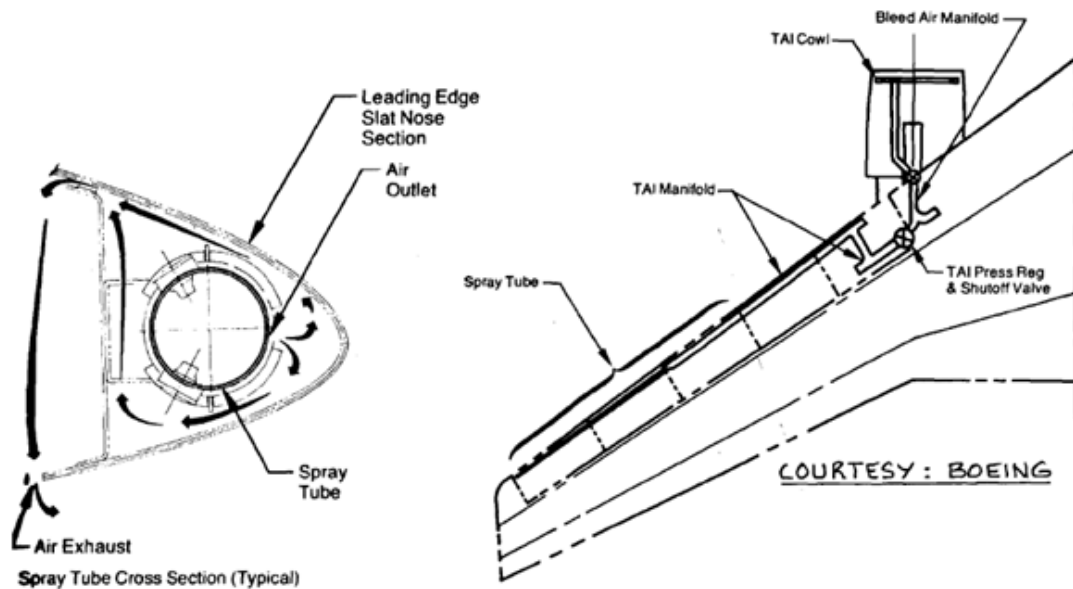
Şekil 1.10 Hücüm kenarı kimyasal buz giderme sistemi

Termal Sistem ile uçak kanatlarının korunmasında, herhangi bir ısıtma metodu kullanılabilir. Bu metodun seçiminde, ısıtma şartlarının korunacak bölge yapısına etkisi,

ısıtma tesisatının ağırlığı, emniyeti, motorların durmasının sisteme etkisi, bu sistemin performansına etkisinde önemli rol oynar.

Eğer ısıtıcı madde olarak hava kullanılacaksa, yanmalı ısıtıcılar, motor egzoz gazı ısı değiştircileri ve jet motor kompresöründen alınan sıcak hava kullanılır. Yanmalı ısıtıcılar; her bir kanat ve kuyruk için ayrı sistemlere sahiptirler. Kanallar ve valfler hava akışını kontrol ederler. Bu sistem otomatik yüksek ısı anahtarları, termal çevrim anahtarları ile kontrol edilir. Ayrıca her iki kanatta eşit ısınmayı sağlayacak kontrol sistemi ve basınç güvenlik anahtarları kullanılır. Motor egzoz gazı ısı değiştircileri; Genellikle elektrikli valflerle kontrol edilirler. Ayrıca kontrol valflerle ısıtılmış havanın geri dönmesi veya soğuk havanın buz önleme sistemine girmesi önlenir. Jet motor kompresörlerinden alınan sıcak hava; Bu sistemde shutt-off valfler, sıcaklık göstergeleri ve yüksek ısı ikaz lambaları mevcuttur.

Burada termik verim ısıtıcıdan alınan ısının, hava tarafından ilgili yüzeye taşınan ısıya oranıdır. Elektrikli ısıtıcıların verimi, motordan alınan ısının borulama tesisatı ile dağıtılmasını sağlayan yöntemden daha fazladır. Bu metodların ikisi birlikte de kullanılabilir. Örneğin, hesaplamalarda kullanacağımız Boeing 737-800 uçağında, kanatlar motordan alınan ısı ile, kuyruk kısmı ise elektrikli ısıtıcıyla ısıtılır [2].



Şekil 1.11 Hava Isıtılmalý Termal Sistem Boeing 767

1.1.3.2 Kumanda Yüzeylerinin ve Flapların Korunması

Bu yüzeyler, kanat ve kuyruğun sabit kısımları ile kısmen korunduklarından, buzlanmaları büyük tehlike oluşturmaz. Kumanda yüzeyi ile sabit kısım arasındaki açıklık hava geçirmez ve yüzey üzerinde hiçbir çıkıntı bulunmadığı takdirde korunma mükemmel şekilde olur. Kumanda yüzeylerinin aerodinamik bakımdan dengelenmesi hareket eden yüzey ile sabit kısım arasındaki boşluktan çok az miktarda hava girmesine neden olur. Buraya sürüklenen su damlaları buzlanma oluşturabilir. Bu buzlanma elektriksel ısıtma sistemi ile engellenir [2].

1.1.3.3 Pilot Pencerelerinin Korunması

Uçak uçarken, karşılaştığı su damlaları gövdenin ön kısmında toplanır ve geriye ancak türbülans etkisi ile sürüklenir. Küçük damlacıklar kinetik ısıtma ve içeriden gelen hareket etkisi ile hemen buharlaşırlar ve pencere temiz kalır. Fakat su damlalarının büyük olması durumunda donarlar ve sebep oldukları pürüzlülük buzun büyümesine neden olur. Pencere, elektrik ile ısıtılarak veya suyun donma sıcaklığını düşüren bir kimyasal sıvı kullanılarak buzlanmaktan korunabilir. Ancak en yaygın kullanılan yöntem elektrik ile ısıtmadır [2].



Electrically heated windshield

Şekil 1.12 Pilot penceresinin buzdan korunması

1.1.3.4 Pitot Sisteminin Korunması

Uçak göstergelerinin daima doğru değerleri göstermeleri için dinamik ve statik basınç değerlerinin doğru bir şekilde ölçülmesi gerekir. Örneğin pitot statik delikler buzlanırsa, bunun çalıştırdığı altimetre, hava hız göstergeleri çalışmaz hale gelir, bu durum tehlikelidir. Pitot tüpü içinde buz oluşumunu önlemek için elektrikle ısıtılan bir

elemandan yararlanılır. Kokpitte yerleştirilen bir anahtar bu elemana giden gücü kontrol eder [2].

1.1.3.5 Anten ve Lambaların Korunması

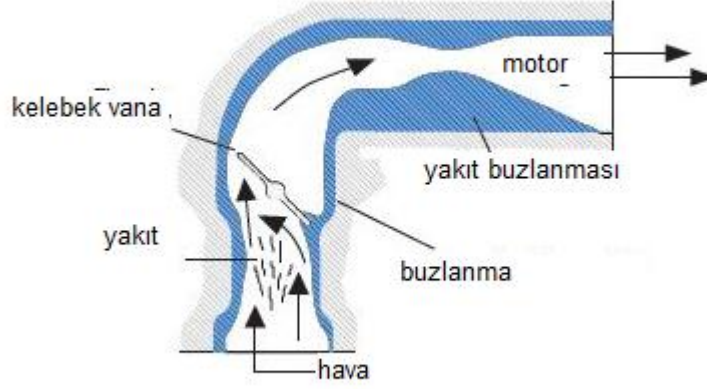
Uçak üzerindeki her türlü çıkıntının buzlanmadan korunması zor olduğundan bunların yok edilmesi yoluna gidilmelidir. Aksi halde bunların üzerinde oluşacak buz uçağın mukavemetini önemli ölçüde artırabilir. Harici antenlerin korunması zordur. Uçağın içindeki antenler ise telsiz haberleşmesi bakımından her zaman uygun değildir. Havaya maruz antenler, tel ve çubuk olmak üzere ikiye ayrılır. Şimdiki halde antenler buza karşı muhafaza edilmemekle birlikte, sistem toplanan buzun doğurduğu yüke dayanacak şekilde tasarlanmalıdır.

Lambaların korunması da, şeffaflıkları geçirgenliklerini azalttığı için, zorluklar içerir. Hücum kenarındaki seyrisfer lambaları şeffaf kaplama kullanılarak iki katlı pencere gibi ısıtılabilir. İniş projektörlerinde ise bunların içeri alınabilir olması buzlanma muhafazasını ortadan kaldırır [2].

1.1.3.6 Emme Sisteminin Buzlanması

Motorları etkileyen tüm buzlanma çeşitlerinin genel adıdır. Başlıca etkisi, motor hava girişlerinin buzlanması ile hava girişiminin azalması ve yakıt-hava karışımının bozulması sonucu güç azalmasıdır. Karbüratör hava giriş kanallarında biriken buz motora giren hava hacmini azaltır, buda faydalı gücün düşmesine neden olur. Bu durum Şekil 1.13' de anlatılmıştır. Tepkili motorlarda hava giriş lülesinde oluşan buz motora giren hava debisini azaltarak tepkiyi düşürür. Eğer bu önlenmezse türbinler aşırı ısınır, bazı durumlarda kompressör girişinde de buzlanma görülür bu durum kompressör giriş kanallarında hava akımının hızlanması sonucunda basınç ve sıcaklığın düşmesinden kaynaklanır, bu durum devam ederse motor stola girer [2].

EMME SİSTEMİNDE BUZLANMA OLUŞUMU



Şekil 1.13 Motor girişinde oluşan buzlanma

1.1.4 Boeing 737 Uçağı

1.1.4.1 Tarihçe

Boeing firması, 1960' lı yıllarda 727' nin yerini alacak kısa mesafelerde efektif olacak jet uçak dizaynı üzerinde çalışmaya başladı. İlk dizayn çalışmaları 11 Mayıs 1964 tarihinde yapıldı. Uçağın görünümünü Şekil 1.14' de görebilirsiniz. Boeing' in yoğun market araştırmaları sonucunda 50 ila 60 arasında yolcu kapasiteli uçuşlar yapması üzerinde karar alındı. Lufthansa 19 Şubat 1965 tarihinde verdiği sipariş ile bu modelin ilk müşteri oldu. Bu siparişin boyutu 22 uçak ve toplam değeri 67 milyon ABD Doları tutarındaydı. Bu siparişin bu günkü karşılığı 19028 milyon ABD dolarına karşılık gelmektedir ve sipariş öncesi Lufthansa, Boeing'den 737 projesinin iptal edilmeyeceğine dair garanti aldı. Lufthansa ile yapılan görüşmeler sonucunda kiş aylarında 737 projesinde koltuk sayısının 100' e çıkarılmasına karar verildi.

5 Nisan 1965 tarihinde, Boeing firması United Airlines'ın 40 adet 737 siparişi verdiğini açıkladı. United orijinal tasarıma göre biraz daha büyük uçak talep ettiğinden, Boeing gövdeyi kanat önünden 91 cm ve arkasından 102 cm uzattı. Bu yeni daha uzun versiyona 737-200 adı verildi ve ilk tasarım olan kısa gövdeli dizayn 737-100 olarak anıldı [6].



Şekil 1.14 Boeing 737-800 Uçağı

1.1.4.2 Dizayn

737 Klasik serileri (300, 400, 500) ile "Yeni Jenerasyon" serilerinde (600, 700, 800, 900) motorun ön yüzündeki hava giriş yüzleri, çoğu uçak motoru modeline benzer şekilde dairesel (yuvarlak) değildir. Motorun alttan basık bir dairesel şekilde olmasından dolayı, önden arakaya doğru bakılırsa, saat 4 yönünde iken, eklenti dişliler saat altı yönündedir. Bu şekilde dizayn edilmesinin sebebi, 737'nin pek çok havayolu uçağına göre daha alçak gövde tasarımına sahip olması ve orijinal 737' lerin daha küçük P&W motorlar için tasarlanmış olması ve daha büyük olan CFM56 motorlar için daha çok yer açıklığına ihtiyaç duymasındır. Bu tasarımdan dolayı 737-300 ve sonraki versiyonlarda motorlar havacılıkta FOD olarak bilinen yabancı cisimlerin motora girmesine daha eğilimlidir.

737 uçaklarında yakıt boşaltma sistemi mevcut değildir. Acil durumun türüne göre, 737' ler yakıtı yakmak için havada uçmaya devam ederler veya maksimum iniş ağırlığının üzerinde bir ağırlıkla inişe giderler. Ağırlıktan kazanmak ve üretim masraflarını ve karışıklığı azaltmak için 737' lerde ana iniş takımları için ana bir kapak yoktur. Gövde ortasında bulundan ve kanatların altındaki ana iniş takımları uçağın

gövdesindeki kendilerine ait boşluğa girerler ve iniş takımlarının bacakları kısmen kapakla kapanır ve iniş takımı boşluğunda aerodinamik olarak kapanır. Lastiklerin kenarları uçuş sırasında uçağın altında açıktadır. "Jant kapağı" olarak adlandırabilecek yan yüzey tekerlerin aerodinamik profilini tamamlar. Bu yan yüzey olmadan uçağın operasyonu yasaktır, çünkü anti-skid fren sistemi ile ilgili yer sürati sensörü buradadır.

Uçuş kontrolleri güvenliği üst düzeyde tutulan 737' lerde hidrolik sistemin tamamen kaybolması veya iki motorun arızası durumlarında, otomatik olarak ve sorunsuz olarak servo yoluyla kontrol edilebilir. 737 bu boyutta ve hidrolik olmadan çalışabilir tek modern yolcu uçağıdır.

737 kokpitlerinde genellikle ana pencere üzerine konumlanmış tepe pencereleri bulunmaktadır. Bu şekilde dizayn edilen pencereler 707'den esinlenilmiştir. Bu sayede özellikle dönüşlerde daha büyük görüş açısı sağlanmakta ve yıldızların naviagasyonda kullanılması sağlanmıştır. Gelişen versiyonlarla gelen modern avyonikler ile bu pencereler gereksiz olmuş, pek çok pilot bu pencerelerden gelen güneşi kapamak için gazete veya benzeri maddeler ile burayı kapamaktadır. 2004 yılından itibaren bu pencereler 737 kokpit dizaynından kaldırılmış, sadece bazı askeri üretimlere veya şirket talebi üzerine eklenmektedir. Bu pencereler bazen genel bakım sırasında teknik ekip tarafından da kaldırılır ve metal bir kapak ile kapatılır.

Kıvrık kanat ucu türü tasarım yeni üretim 737' lerde kullanılmaktadır. Bu wingletler yaklaşık olarak 2,4 m boyundadır ve kanat uçlarına monte edilir. Bu sayede kanat ucu vorteks azaltılmış olur ve yakıt tasarrufu sağlanır. Ayrıca motorun aşınması azaltılır ve kalkış esnasındaki gürültü azaltılmış olur.

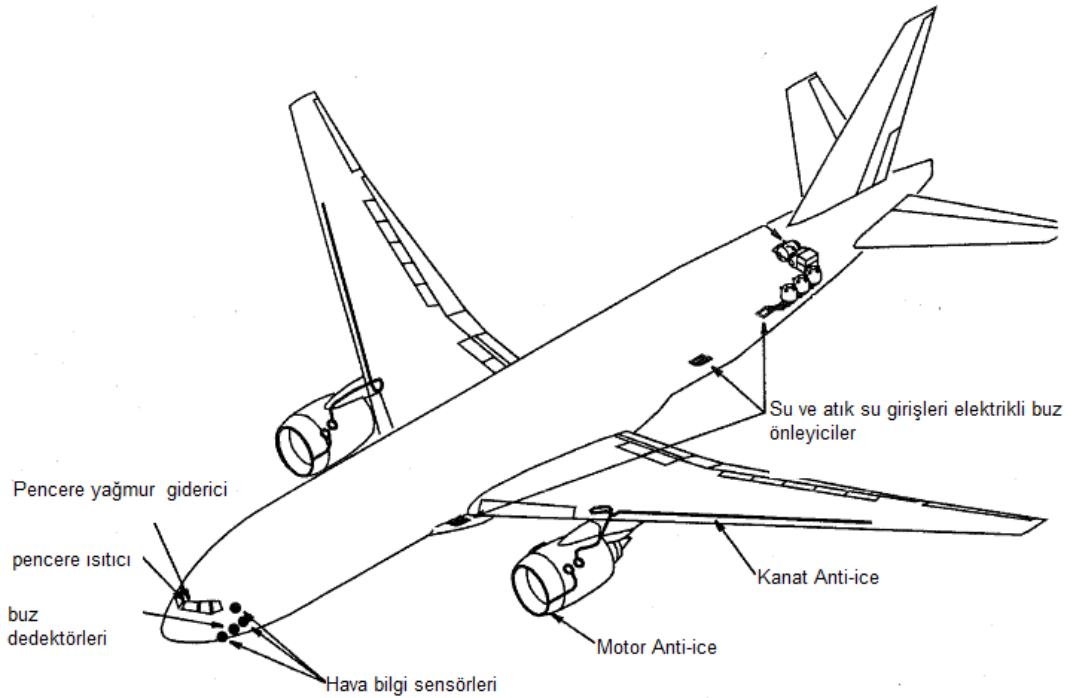
737-600, -700 ve -800'ler için kısa meydanlara uygun versiyonlar, üretilmiş olup; bu uçaklar operatörlere payload'un artması ile 1500 m' den kısa meydanlara operasyon yapma imkânı sunmaktadır. Bu uçaklarda geliştirilmiş kanat ön slatları ile kaldırma kuvvetinin artması sağlanmıştır. Ayrıca iki pozisyonlu kuyruk yüksekliği ile daha düşük yaklaşma süratleri sağlanmış ve uçuş spoiler' ın geliştirilmesi ile uçak daha kısa meydanlara uçabilir konuma gelmiştir. Bu geliştirmeler 737-900ER' de standart hale gelmiştir [6].

1.1.4.3 Boeing 737 – 800 Serisi Genel Özellikleri

Boeing 737-800' ler, 39,5 m uzunluğunda, 162 ila 189 arasında yolcu taşırken, 5665 km' lik menzile ulaşıyor. Boeing 737-800' ler ses, yakıt ve kalkış hızında yapılan gelişmeler sayesinde, halen kullanılan 737 modellerinden daha hızlı, daha yüksek ve daha uzun menzilli uçabilmektedir. Kanat yüzeyi %25 genişletilerek 12,5 metreye çıkan 737-800'lerin yakıt hacmi de %30 arttırılarak 26136 litreye ulaştırılmıştır. 41000 ft'lik uçuş yüksekliğine sahip 737-800'ler, hiç durmadan 5420 km uçabilmektedir. Havayolu firmalarının bakım ve kullanım giderlerini azaltmak amacıyla tasarlanan 737-800' ler, mevcut 737' leri uçurmaya eğitimli mürettebat tarafından da rahatlıkla kullanılabilir [6].

1.1.4.4 Boeing 737 – 800 Uçağında Buz Önleme Sistemi

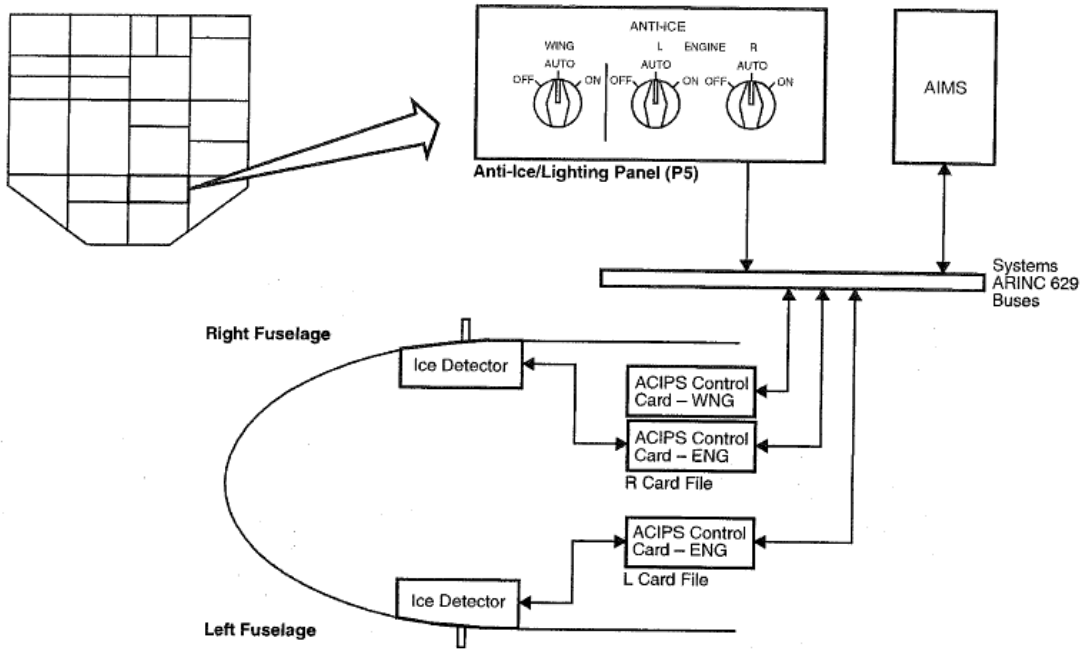
Uçak kanatları, motor girişi, hava sıcaklık bilgilerini algılayan sensörler, pencereler, drenaj boruları ve taşınabilir su tankının olduğu bölge buz önleyici sistemlerle korunur. Bunlardan uçak kanatları ve motor girişi sıcak hava ile diğer kısımlar elektrikli buz önlem sistemleriyle korunur. Şekil 1.15' de B737 – 800 uçağının buzdan korunması gereken bölgeleri belirtilmiştir.



Şekil 1.5 B737-800 Uçağı buzlanma bölgeleri

Buz Algılama Sistemi;

Uçak gövdesinin her iki tarafında buz algılama sensörleri mevcuttur. İki tarafta da buz algılanınca, motor girişi buz önleme sistem kartına sinyal gönderilir. Bu kart ACIPS Control Card olarak adlandırılır. Buraya gelen bilgi kanat buz önleme sistemi kartı ile paylaşılır. Uçak havada iken, kokpitteki Anti-Ice panelinde kanat ve motor buz önleme sistemi düğmelerinin auto pozisyonunda olması lazımdır. (Şekil 1.16)' da ayrıntılı olarak görülebilir [7].

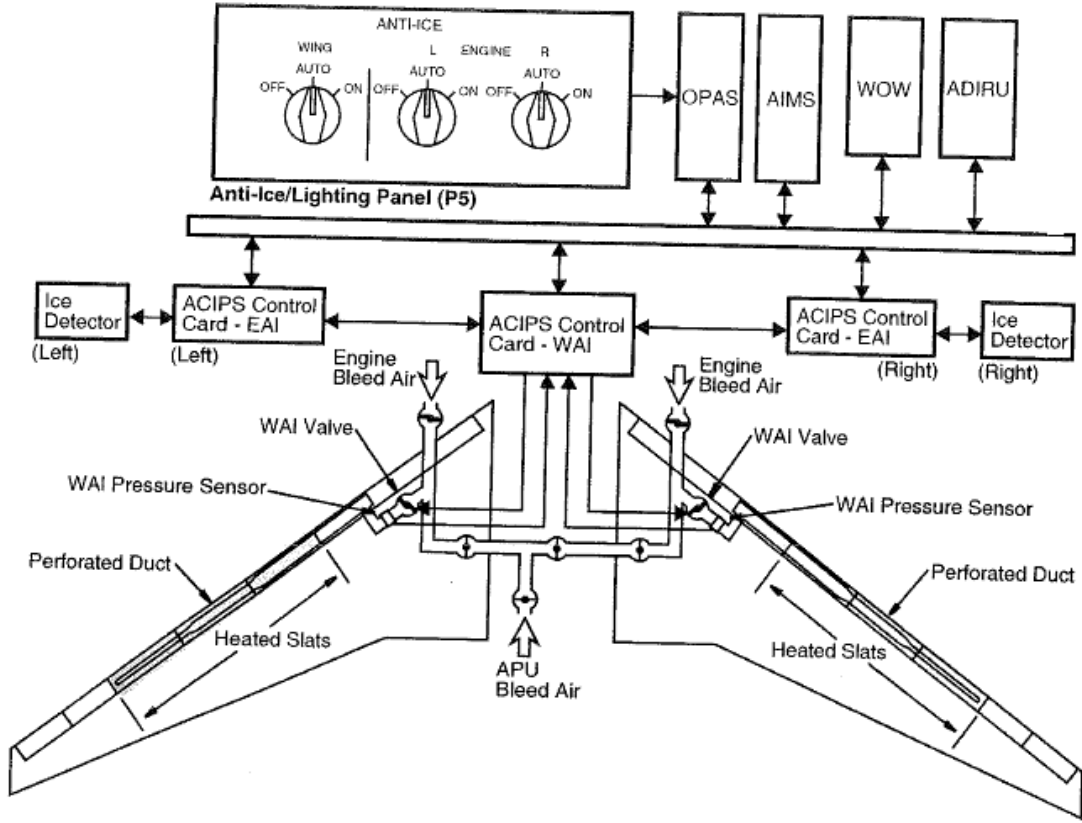


Şekil 1.16 Buz algılama Sistem görünümü

Kanat Buz Önleme Sistemi;

Uçak kanadı hücum kenarı küçük slatlardan oluşur. Slat, hareketli küçük kanatçıklardır. Buz önleyici sıcak hava slatlara verilir. Buz algılama sisteminden gelen sinyal ile kanat buz önleme sistemi devreye girer. Burada kanat anti-ice valfi ve kanat anti-ice basınç sensörü her iki hücum kenarında mevcuttur. Valf ile basınç ayarı yapılır. Motordan ve pnömatik sistemden gelen sıcak hava slatlardaki boru sistemi ile kanatlara dağılır. Şekil 1.17' de detaylı olarak sistem anlatılmıştır [7].

Motor Buz Önleme Sistemi;

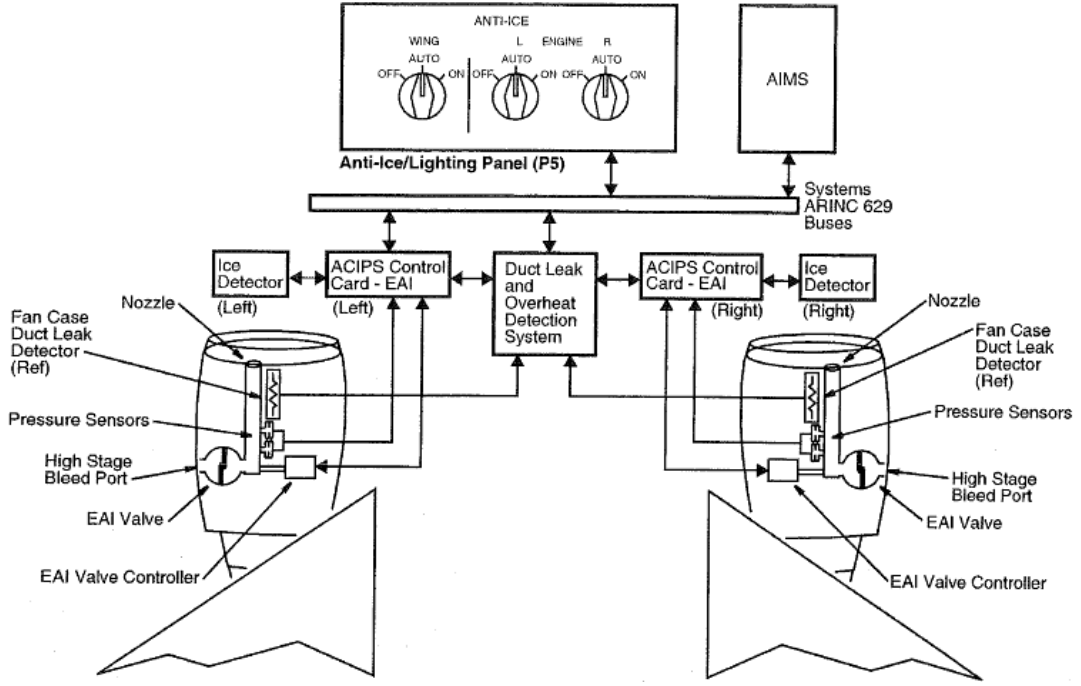


Şekil 1.17 Kanat buz önleme sistemi görünümü

Motor girişindeki buzun önlenmesi için motordan alınan sıcak hava kullanılır. Buz algılama sisteminden gelen sinyal ile motor buz önleme sistemi devreye girer. Sıcak hava motor anti-ice valfi tarafından taşıyıcı boruya aktarılır buradan motor girişine verilir. Motor buz önleme borusunda basınç sensörleri bulunur. Bu sensörler, motor buz önleme kontrol kartına bilgi verir. Böylece valf konumu belirlenir. Motor buz önleme borusunda ayrıca yüksek sıcaklık dedektörü mevcuttur. Burada herhangi bir sızıntı algılanırsa, yüksek sıcaklık algılama sistemi (DLODS) APCIPS kartına bilgi gönderir ve valf kapanır. Şekil 1.18' de detaylı bir şekilde anlatılmıştır [7].

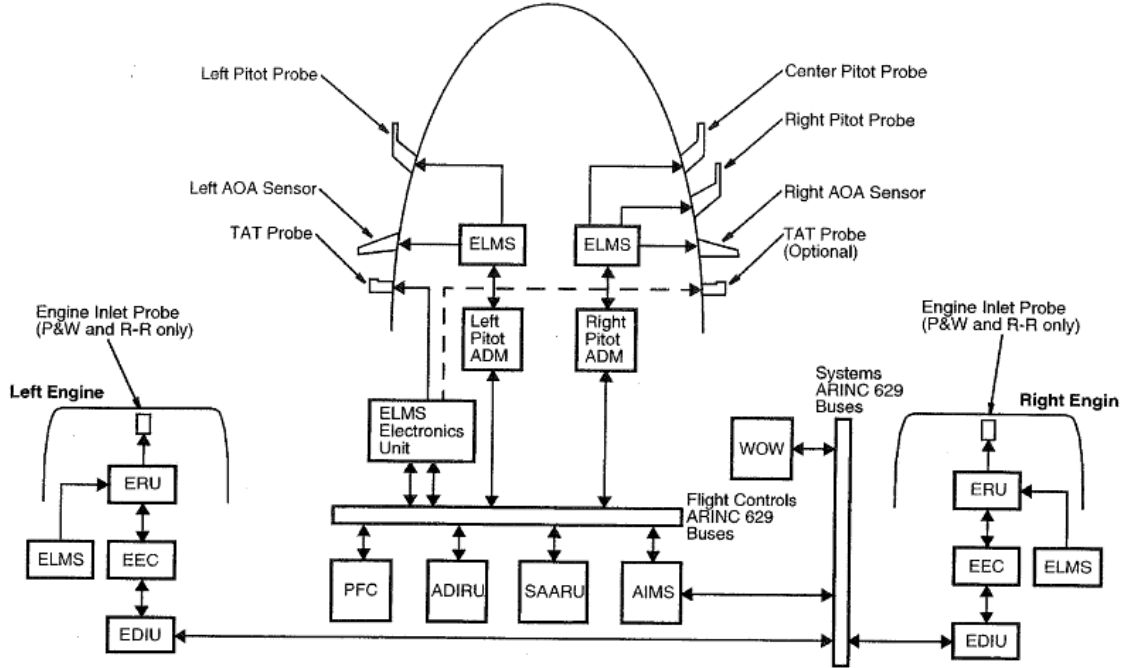
Hava Bilgi Algilama Sensörlerinin Buz Önleme Sistemi;

Bu sensörler elektrikli ısıtıcı ile ısıtılırlar. Hava bilgi modülleri ve elektiriksel yük yönetimi sistemleri (ELMS) bu elektrikli ısıtıcıları kontrol eder. Pitot sisteminde 2 seviye ısı vardır. Hücüm açısı (AOA), toplam hava sıcaklığı (TAT) ve motor giriş problemlerinde ise bir seviye ısı vardır. Uçak yerde iken motorlar durmuş durumda ise ısıtıcılarda çalışmaz, ancak motorlar çalışır durumdaysa, pitot tüpleri düşük sıcaklıktadır, AOA



Şekil 1.18 Motor buz önleme sistemi görünümü

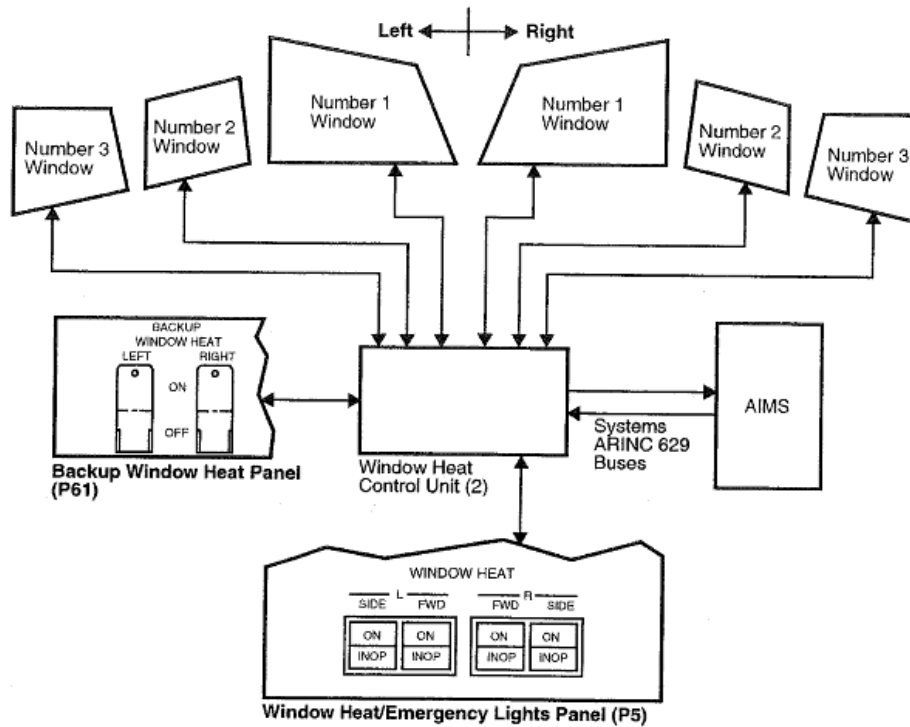
sensörleri ısıtılır, motor giriş problemleri de ısıtılır. Uçak havada iken, pitot tüpleri yüksek sıcaklıktadır, AOA sensörleri ısıtılır ve motor giriş problemleri de ısıtılır. (Şekil 1.19)' da detaylı bir şekilde sistemi görebiliriz [7].



Şekil 1.19 Hava bilgisi algılama sensörlerinin buz önleme sistemi görünümü

Pencere Buz Önleme Sistemi;

Pencere buz önleme sistemi, pencerelerde oluşabilecek buzu ve buğuyu önler. Pencere tabakası içerisindeki elektrik dirençli malzeme pencereleri ısıtır. (Şekil 1.20)' de görüldüğü gibi ısıtıcı malzeme, pencere 2 ve 3 için iç taraftaki yüzeye buğu önlemek için, pencere 1' de ise iç taraftaki yüzeye buğu önlemek için, dış taraftaki yüzeye ise buz önlemek için konur. İki adet olan pencere ısı kontrol üniteleri (WHCU) sistemi kontrol eder. Bunlardan bir tanesi, soldaki pencere 1 ve sağdaki pencere 2 ve 3' ü kontrol eder, diğeri ise sağdaki pencere 1 ve soldaki pencere 2 ve 3'ü kontrol eder. Kontrol ünitelerindeki destek ısı devreleri pencere 1 buğu önleyici malzeme için güç kaynağı oluşturur. Şekilde görülen P5 panelinde pencere ısıtıcı sviçlerini görebiliriz. P61 panelinde ise destek pencere ısıtıcı sviçlerini görebiliriz. Tüm P5 sviçleri açık konumda olduğunda, kontrol ünitelerinden pencere 1'in anti-ice katmanına, pencere 2 ve 3'ün anti-fog katmanına güç gider. Eğer bu ısıtıcılar başarılı olmaz ise destek P61 paneldeki sviçler açılır ve kontrol ünitelerinden güç gönderilir. Ayrıca herhangi bir aşırı ısınma durumunda, devreyi anında kesebilmek için WHCU ünitesinde otomatik bir güç kesme devresi bulunur [7].



Şekil 1.20 Pencerelerde buz önleme sistemi görünümü

1.2 Tezin Amacı

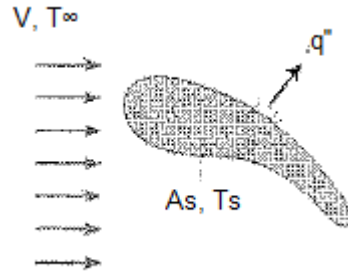
Uçaklarda buz önleme sistemlerinden olan termal buz önleme sistemi, uçakların aerodinamiksel yapısını oluşturan en önemli elemanlarından uçak kanatları üzerinde buz oluşumunu önler. Bu önlemeyi, uçak motorlarından aldığı sıcak hava debisini kanatlara üfleyerek gerçekleştirir. Ülkemizde ve dünyada, yolcu taşımacılığında yaygın olarak kullanılan Boeing 737-800 uçağı kanatları için, uçak tasarımcısı ve üreticisi Boeing şirketinin belirlediğı, buzlanmayı giderici üflenlen hava debisi ve sıcaklığı belli bir değerdedir. Bu tezin amacı, Boeing 737-800 uçak kanatlarının dizaynına uygun bir şekilde teorik olarak hesaplanan taşınım sınır tabaka denklemlerinden elde edilen ısı gereksinimi ile pratikte kullanılacak olan üfleme havası debisinin hesaplanmasıdır.

1.3 Hipotez

Yapılan çalışmalarda, model olarak alınmış olan B737 – 800 uçağının buzlanmaya maruz kaldığı belirli yükseklikleri için, sahip olabileceğı maksimum hızda, belirli meteorolojik şartlar için ihtiyacı olan ısı hesaplamaları yapılmıştır. Hava akımı ile uçak hareket yönü aynı kabul edilmiş ve hücum açısı 0° alınmıştır. Uçağın buzlanmaya maruz kaldığı yükseklik aralığı 2000 m ile 6000 m arasında alınmıştır. Hava akımı sıcaklığı deniz seviyesinden itibaren her 200 m' de bir, 1 °C azalacak durumu kabul edilmiştir. Uçak kanatları hücum kenarı ve hücum kenarı gerisindeki bölge olarak ikiye ayrılmış, hücum kenarı silindir, hücum kenarı gerisindeki bölge düz levha olarak düşünülerek, hücum kenarı ve hücum kenarı gerisindeki kanat profili için birim alan başına, birim zamanda gerekli olan ısı hesaplamaları yapılmıştır. B737 – 800 uçağının havada iken, kanatlarını buzlanmadan önlemek için sağladığı sıcak hava debisinin maksimum sıcaklığı THY Teknik A.Ş.' den alınmış ve buradan kullanılacak olan hava debisi miktarına geçilmiştir.

DIŞ AKIŞ İLE GERÇEKLEŞEN KONVEKSİYONEL ISI TRANSFERİ

Konveksiyonel ısı transferi, katı bir yüzey ile üzerindeki akışkan arasındaki enerji transferidir. Akışkan içindeki akımlar vasıtasıyla ısı transfer edilir. Akışkan içindeki veya akışkanla sınır yüzey arasındaki sıcaklık farklarından ve bu farkın yoğunluk üzerinde oluşturduğu etkiden doğabilmektedir. Değişik geometrilerdeki cisimler üzerindeki dış akış ile ısı transfer hesaplamaları mevcuttur. Bu bölümde düz levha ve silindirik cisim üzerinden geçen dış akım için konveksiyon ile ısı transferi incelenecektir.



Şekil 2.1 Herhangi bir şekilli yüzeyde ısı transferi

Şekil 2.1' de gösterilen akışı incelediğimizde, V hızında, T_{∞} sıcaklığında, akışkan yüzey alanı A_s olan , rastgele biçimli bir cismin üzerinden akmaktadır. Yüzeyin T_s sıcaklığında olduğu varsayılmaktadır. Akışkan ile cisim arasında transfer edilen ısı akısı aşağıdaki denklemlerle ifade edilmektedir;

$$q'' = h (T_s - T_{\infty}) \quad (2.1)$$

Burada h konveksiyon katsayısıdır. Yüzey boyunca akış koşullarının noktadan noktaya değişmesi nedeniyle, yüzey boyunca ısı akısı ve konveksiyon katsayısı değişir. Toplam

ısı geçişi q, herhangi bir noktadaki ısı akısının bütün yüzey üzerinde integrasyonu ile elde edilebilir.

$$q = \int_{A_1} q'' dA_s \quad (2.2)$$

$$q = (T_s - T_\infty) \int_{A_1} h dA_s \quad (2.3)$$

Olarak yazılabilir.

Tüm yüzey için ortalama konveksiyon katsayısı, \bar{h} tanımlanırsa, toplam ısı geçişi aşağıdaki gibi gösterilebilir;

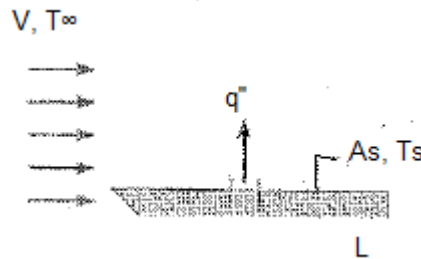
$$q = \bar{h} A_s (T_s - T_\infty) \quad (2.4)$$

$$\bar{h} = \frac{1}{A_s} \int_{A_1} h dA_s \quad (2.5)$$

şekil 2.2' ye bakarsak düz levha üzerinde akış için, h, levha ucundan başlayarak x uzunluğu ile değişir;

$$\bar{h} = \frac{1}{L} \int_0^L h dx \quad (2.6)$$

Taşınım katsayılarının hesaplanması taşınım ile hesap edilmek istenen ısıyı bulmamızda bir temel oluşturur. Ayrıca yoğunluk, viskozite, ısıl iletkenlik ve özgül ısı gibi akışkan özelliklerine, bunun yanında yüzey geometrisi ve akış koşullarına da bağlıdır. Bağımsız değişkenlerin fazlalığı, taşınım ile ısı ve kütle geçişinin, yüzey üzerinde gelişen sınır tabakalara bağlı olmasından kaynaklanmaktadır [8].



şekil 2.2 Düz levha üzerindeki ısı transferi

2.1 Taşınım Sınır Tabakaları

2.1.1 Hız Sınır Tabakası

Şekilde görüleceği üzere akışkan parçacıkları yüzeye temas ettiklerinde hızları sıfır olur. Bu parçacıklar bitişik akışkan tabakaları içindeki parçacıkların hareketini yavaşlatır ve bu etki azalarak, $y = \delta$ uzaklığında gözardı edilebilir değere gelir. Akışkan hareketinin bu yavaşlaması akışkan hareketine paralel düzlemlerde etkili olan kayma gerilmesi ile ilgilidir. Yüzeyden y uzaklığının artışıyla akışkan hızının x hız bileşeni u , serbest akış değeri u_∞ ' a ulaşmaya kadar artar. ∞ alt indisi sınır tabaka dışında serbest akış içindeki koşulları göstermek için kullanılmaktadır.

δ büyüklüğü sınır tabaka kalınlığı olarak adlandırılır ve genellikle $u = 0,99 u_\infty$ değerine ulaşıldığı y değeri olarak tanımlanır. Sınır tabaka hız profili, sınır tabaka içinde u hızının y ile değişimini gösterir. Buna göre akış iki farklı bölgeye ayrılabilir. İnce bir akışkan tabakası (sınır tabaka); bu tabaka içinde hız gradyanı ve kayma gerilmeleri büyüktür ve sınır tabaka dışındaki bölge; bu tabaka içinde hız gradyanı ve kayma gerilmeleri göz ardı edilebilir. Levha giriş ucundan başlayarak x arttıkça sürtünmenin etkisi serbest akış içinde daha ötelere taşınır ve sınır tabaka büyür (δ , x ile artar).

Akışkan hızı ile ilgili olması nedeniyle, önceden sınır tabaka olarak belirtilen bölge daha açık bir biçimde hız sınır tabakası olarak adlandırılır. Bir yüzey üzerinde akış olduğunda sınır tabaka gelişir ve taşınım ile ilgili problemlerde büyük önem taşır. Akışkanlar mekaniğinde mühendisler için önemi, yüzey kayma gerilmesi τ_s ile ilişkisinden, başka bir deyişle yüzey sürtünmesi ile ilişkisinden kaynaklanır. Dış akışlar için yerel sürtünme katsayısı kayma gerilmesi ile gösterilebilir;

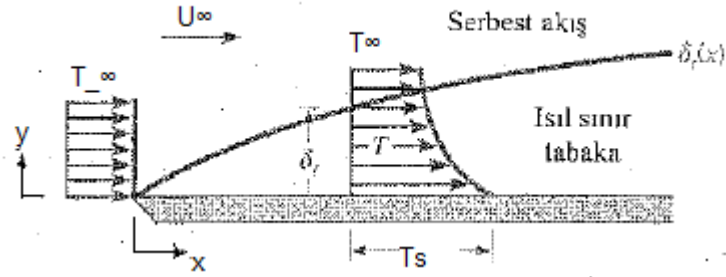
$$C_f = \frac{\tau_s}{\rho U_\infty^2 / 2} \quad (2.7)$$

Yerel sürtünme katsayısı önemli bir boyutsuz parametre olup yüzey sürtünme kaybını hesaplamak için kullanılır. Newton akışkanı varsayımı ile yüzey kayma gerilmesi, yüzeydeki hız gradyanından belirlenebilir;

$$\tau_s = \mu \frac{\partial u}{\partial y} \quad (2.8)$$

2.1.2 Isıl Sınır Tabaka

Bir yüzey üzerinde akış olduğunda nasıl bir hız sınır tabakası gelişirse, akışkan sıcaklığı yüzey sıcaklığından farklı olduğunda da ısıl sınır tabaka gelişir. Sabit sıcaklıkta bir düz levha üzerinde akışı incelersek (şekil 2.3), giriş ucunda sıcaklık profili düzgün dağılımlı olup $T(y) = T_\infty$ dur. Bununla beraber akışkan parçacıkları levha ile temas ettiklerinde levha ile aynı sıcaklığa ulaşır. Bu parçacıkların komşu akışkan tabakası ile enerji değişimi akışkan içinde sıcaklık gradyanlarına yol açar. Akışkanın sıcaklık gradyanlarının oluşturduğu bu bölge ısıl sınır tabakadır ve bu tabakanın kalınlığı δ , genellikle $\left[\frac{T_s - T}{T_s - T_\infty} \right] = 0,99$ oranını sağlayan y değeri olarak tanımlanır. Giriş ucundan uzaklaştıkça ısı geçişi serbest akışı daha fazla etkiler ve ısıl sınır tabaka büyür.



Şekil 2.3 Sabit sıcaklıktaki düz levha üzerinde ısıl sınır tabaka gelişimi

Sınır tabaka içindeki koşullar ile taşınım katsayısı arasındaki ilişki kolaylıkla gösterilebilir. Giriş ucundan x uzaklıkta yerel ısı akısı, $y = 0$ da akışkana Fourier yasası uygulanarak belirlenebilir.

$$q''_s = -k_f \frac{\partial T}{\partial y} \quad (2.9)$$

Bu bağıntının kullanımı uygundur, çünkü yüzeyde akışkan hareketi yoktur ve enerji aktarımı yalnızca iletimle gerçekleşir.

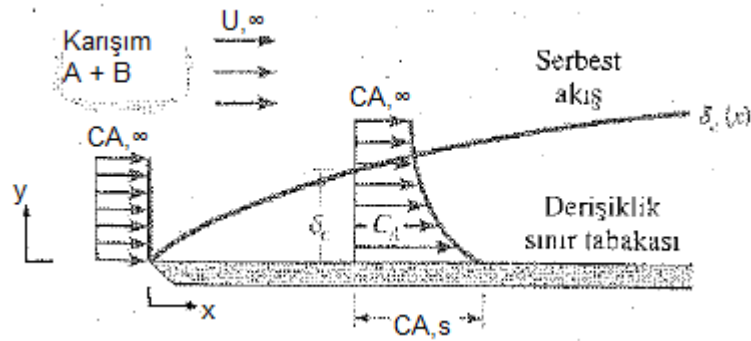
Denklem 2.1 ve denklem 2.9 birleştirilirse ortaya aşağıdaki sonuç çıkar;

$$h = \frac{-k_f \frac{\partial T}{\partial y}}{T_s - T_\infty} \quad (2.10)$$

Böylece sınır tabaka içindeki koşullar levha yüzeyindeki sıcaklık gradyanını, ($y = 0$ için $\frac{\partial T}{\partial y}$) ve sınır tabakadaki ısı geçişini belirler. ($T_s - T_\infty$) sabit olup, x' ten bağımsızdır. δ , x' in artmasıyla artar, sınır tabaka içindeki sıcaklık gradyanı x' in artmasıyla azalır ve buna bağlı olarak q''_s ve h , x' in artmasıyla azalır [8].

2.1.3 Derişiklik Sınır Tabakası

Hız ve ısı sınır tabakaları yüzeydeki sürtünme ve taşınım ile ısı geçişini çözümlenmede kullanılır. Derişiklik sınır tabakası ise taşınım ile kütle geçişini çözümler. A ve B kimyasal maddelerinin ikili karışımı bir yüzey üzerinden akıyorsa ve A karışımının bu yüzeydeki derişikliği, $C_{A,s}$, serbest akış içindeki derişikliği $C_{A,\infty}$ dan farklı ise bir derişiklik sınır tabakası gelişecektir (Şekil 2.4). Sınır tabaka, akışkan içindeki derişiklik gradyanının olduğu bölgedir ve kalınlığı δ_c , $[(C_{A,s} - C_A)/(C_{A,s} - C_{A,\infty})] = 0,99$ eşitliğini sağlayan y değeri olarak tanımlanır. Yüzey ve serbest akış arasındaki taşınım ile kütle geçişi, sınır tabaka içindeki koşullara bağlıdır.



Şekil 2.4 Bir düz levha üzerinde derişiklik sınır tabaka gelişimi

Taşınım ile kütle geçişi ve derişiklik sınır tabakası arasındaki ilişki, yaygınla kütle geçişi ile mol akışının, Fourier yasasını andıran bir bağıntıyla gösterilebileceğini belirterek açıklanabilir. Bu bağıntı, Fick yasası olarak bilinir ve aşağıdaki gibidir;

$$N''_A = -D_{AB} \frac{\partial C_A}{\partial y} \quad (2.11)$$

Burada D_{AB} , ikili karışımın, ikili yayılım katsayısı olarak bilinen özelliğidir. Şekilde gösterilen derişiklik sınır tabakası içinde $y > 0$ olan herhangi bir noktadaki kütle geçişi, hem akışkan hareketi hem de yayılmadan kaynaklanır. Bununla beraber, $y = 0$ ' da akışkan hareketi yoktur ve kütle geçişi yalnızca yayılmadır. $Y = 0$ da Fick yasasının uygulanmasıyla mol akısı, giriş ucundan öteki herhangi bir x noktasında,

$$h_m = -D_{AB} \frac{\partial C_A}{\partial y} \frac{1}{C_{A,S} - C_{A,\infty}} \quad (2.12)$$

Elde edilir. Bu nedenle derişiklik sınır tabakasındaki koşullar, yüzey derişiklik gradyanı, $\frac{\partial C_A}{\partial y}$ ile ilişkilidir. Bu da taşınım kütle geçiş katsayısını ve sınır tabakayla kütle geçişini etkiler.

Taşınım katsayısı mol yerine, kütleli olarak da verilebilir. (2.11)' in her iki tarafı M_A mol kütlesiyle çarpılırsa, yayılma nedeniyle kütle debisi;

$$n''_A = -D_{AB} \frac{\partial \rho_A}{\partial y} \quad (2.13)$$

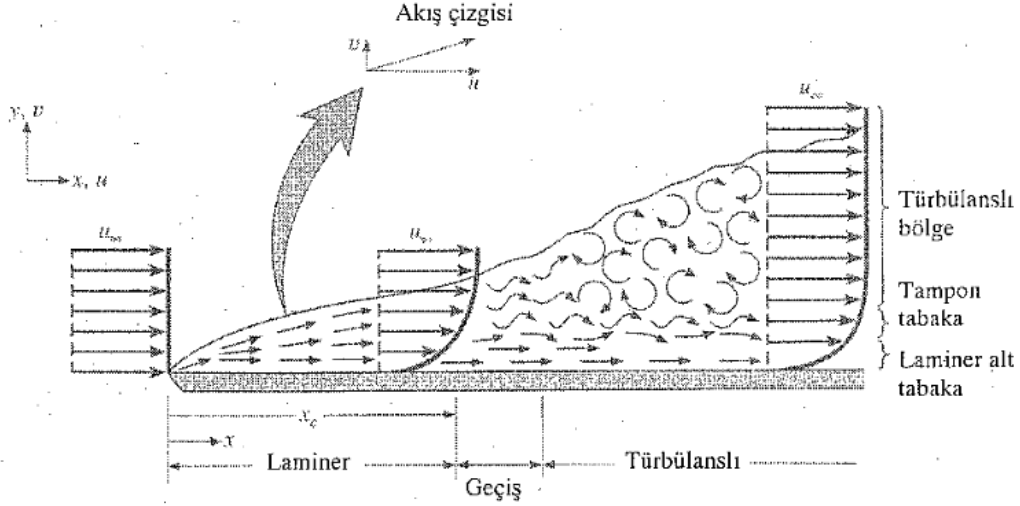
$Y = 0$ için denklem (2.12)' de yerine konulursa;

$$h_m = -D_{AB} \frac{\partial \rho_A}{\partial y} \frac{1}{\rho_{A,S} - \rho_{A,\infty}} \quad (2.14)$$

elde edilir [8].

2.2 Laminer ve Türbülanslı Akış

Herhangi bir taşınım probleminin incelenmesinde ilk adım sınır tabakanın laminer veya türbülanslı olduğunun belirlenmesidir. Yüzey sürtünmesi ve taşınım ısı geçişi akışın laminer veya türbülanslı olmasına büyük ölçüde bağlıdır.



Şekil 2.5 Bir düz levha üzerinde hız sınır tabaka gelişimi

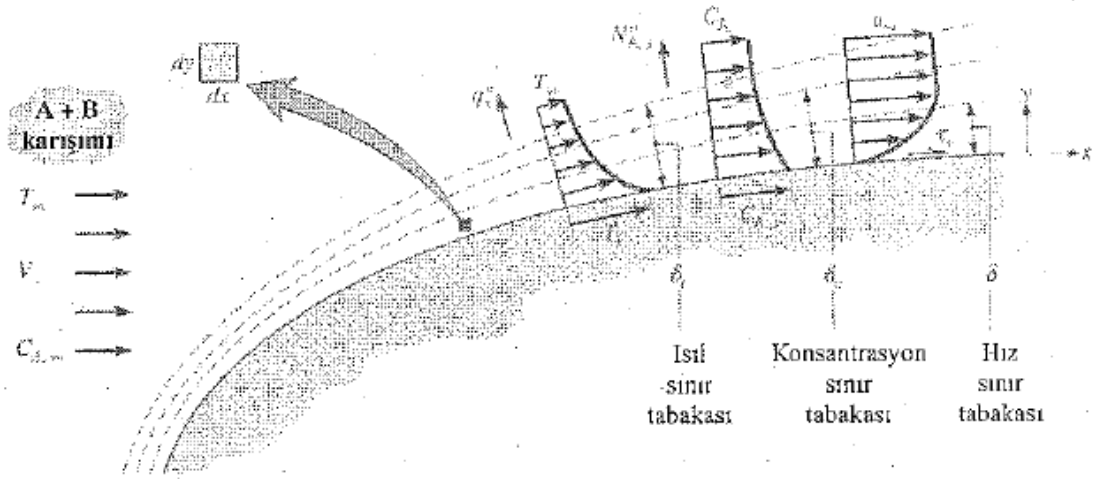
Şekil 2.5' de gösterildiği gibi laminar ve türbülanslı akış arasında keskin farklılıklar vardır. Laminer sınır tabaka içinde, akışkan hareketi çok düzenlidir ve parçacıkların akış çizgileri boyunca hareket ettikleri gözlenir. Bir akış çizgisi boyunca akışkan hareketi x ve y yönlerinde hız bileşenleri ile tanımlanabilir. V hız bileşeni yüzeye dik yöndeki bileşendir ve bu bileşen sınır tabakada momentum, enerji veya kütle geçişine önemli katkıda bulunur. Yüzeye dik yönde akışkan hareketi, sınır tabakanın x yönündeki gelişiminin bir sonucudur.

Buna karşılık türbülanslı sınır tabaka içinde akışkan hareketi çok düzensizdir ve akış içinde ani hız değişimleri gözlenir. Bu düzensiz değişimler momentum, enerji ve kütle geçişini artırır ve bundan dolayı taşınım geçiş hızı gibi yüzey sürtünmesi de artar. Düzensiz değişimler sonucu akışkanın karışması türbülanslı sınır tabaka kalınlığını artırır ve sınır tabaka profilleri laminar akışta göre daha düzdür.

Şekilde de görüldüğü üzere sınır tabaka başlangıçta laminardır daha sonra küçük çalkantılar başlar, burası laminar akımdan türbülanslı akıma olan geçiş bölgesi olarak adlandırılır. Tam türbülanslı bölgede akışkan kitlelerinin üç boyutlu gelişigüzel hareketleri vardır ve burada sınır tabaka kalınlığında, yüzey kayma gerilmesinde ve taşınım katsayısında önemli artışlar olur. Sınır tabaka hesaplamalarında laminardan türbülanslı akışa geçişin bir x_c noktasında başladığı varsayılır. Bu nokta Reynolds sayısı olarak adlandırılan bir boyutsuz değişkenin aldığı değerle belirlenir.

$$Re_x = \frac{U_\infty x \rho}{\mu} \quad (2.15)$$

Kritik Reynolds sayısı geçişin başladığı Re_x değeridir. Düz levha üzerinde akış için 10^5 ile 3×10^6 arasında olup yüzey pürüzlülüğüne ve serbest akışın türbülans düzeyüne bağlı olarak değiştiği bilinmektedir.



Şekil 2.6 Herhangi bir yüzey için hız, ısı ve konsantrasyon sınır tabaka gelişimi

Sınır tabaka hesaplarında kiritik Reynolds sayısı olarak genellikle bu değer 5×10^5 alınır [8].

2.3 Sınır Tabaka Korunum Denklemleri

İki boyutlu sürekli rejimde, hız, ısı ve derişiklik sınır tabakaları için, kullanılan akışkanın sıkıştırılmaz ($\rho = \text{sabit}$) ve sabit özelliklere (k, μ vb.) sahip olduğu varsayılır. Bunlara ek olarak sınır tabaka kabulleri olarak bilinen aşağıdaki basitleştirmeler yapılabilir. Sınır tabaka kalınlıkları genellikle çok küçüktür bu nedenle, aşağıdaki eşitsizlikler geçerli olur.

Hız sınır tabakası için;

$$u \gg v$$

$$\frac{\partial u}{\partial y} \gg \frac{\partial u}{\partial x}, \frac{\partial v}{\partial y}, \frac{\partial v}{\partial x}$$

Isıl sınır tabaka için;

$$\frac{\partial T}{\partial y} \gg \frac{\partial T}{\partial x}$$

Değişiklik Sınır Tabakası için;

$$\frac{\partial C_A}{\partial y} \gg \frac{\partial C_A}{\partial x}$$

Başka bir deyişle yüzey boyunca olan değişiklikler, yüzeye dik olan değişikliklerden çok daha büyüktür. Böylece hız, ısı ve derişiklik sınır tabaka denklemlerini kullanarak aşağıdaki konurum denklemlerini elde ederiz [8].

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial u}{\partial x} + \nu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \quad (2.16)$$

$$u \frac{\partial T}{\partial x} + v \frac{\partial T}{\partial y} = \alpha \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\nu}{C_p} \left(\frac{\partial u}{\partial y} \right)^2 \quad (2.17)$$

$$u \frac{\partial C_A}{\partial x} + v \frac{\partial C_A}{\partial y} = D_{AB} \frac{\partial^2 C_A}{\partial y^2} \quad (2.18)$$

2.4 Boyutsuzlaştırılmış Taşınım Bağlıları

Sınır tabaka korunum denklemleri aşağıda tanımlanan boyutsuz değişkenlerle boyutsuzlaştırılır.

$$x^* = \frac{x}{L} \quad (2.19)$$

$$y^* = \frac{y}{L} \quad (2.20)$$

$$u^* = \frac{u}{V} \quad (2.21)$$

$$v^* = \frac{v}{V} \quad (2.22)$$

$$T^* = \frac{T - T_S}{T_\infty - T_S} \quad (2.23)$$

$$C_A^* = \frac{C_A - C_{A,S}}{C_{A,\infty} - C_{A,S}} \quad (2.24)$$

$$P^* = \frac{P}{\rho V^2} \quad (2.25)$$

Bu boyutsuz değişkenler kullanılarak, belli sınır koşulları için, sınır tabaka korunum denklemlerinde yerine konularak Reynolds, Prandtl ve Schmidt sayıları elde edilir [8].

Hız sınır tabaka korunum denklemi boyutsuzlaştırılarak Reynolds sayısı;

$$Re_L = \frac{VL}{\nu} \quad (2.26)$$

Isıl sınır tabaka korunum denkleminde Prandtl sayısı;

$$Pr = \frac{\nu}{\alpha} \quad (2.27)$$

Derişiklik sınır tabaka korunum denkleminde Schmidt sayısı;

$$Sc = \frac{\nu}{D_{AB}} \quad (2.28)$$

Elde edilir.

(2.10)' dan taşınım katsayısı tanımındaki değişkenleri boyutsuz değişkenlerle çözersek, $y^* = 0$ için;

$$h = \frac{-k_f}{L} \left(\frac{T_{\infty} - T_S}{T_S - T_{\infty}} \right) \frac{\partial T^*}{\partial y^*} \quad (2.29)$$

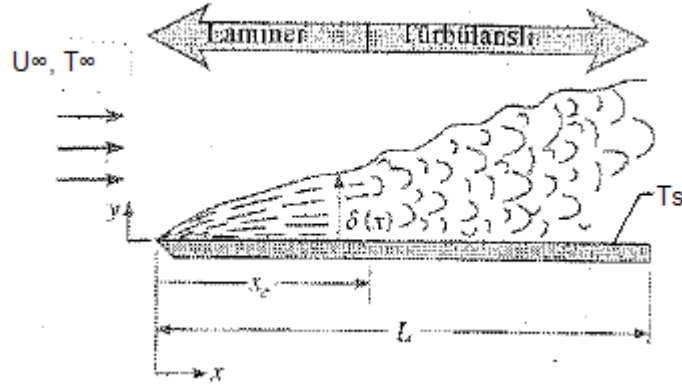
Buradan Nusselt sayısına geçilir;

$$Nu = \frac{hL}{k_f} = \frac{\partial T^*}{\partial y^*} \quad (2.30)$$

Bu parametre, yüzeydeki boyutsuz sıcaklık gradyanına eşittir ve yüzeyde oluşan taşınım ile ısı geçişinin bir ölçüsünü verir [8].

2.5 Düz Bir Levha Üzerinde Paralel Akış

L uzunluğundaki düz bir levha üzerinde, laminar sınır tabaka oluşumu levhanın ucunda ($x = 0$) başlar ve türbülansa geçiş, kritik bir Reynolds sayısının gerçekleştiği bir noktada (x_c) oluşur (Şekil 2.7).



Şekil 2.7 Bir düz levha üzerinde paralel akış

2.5.1 Laminar Akış

Taşıma parametreleri sınır tabaka denklemlerinin çözümüyle bulunabilir. Akışkan özelliklerinin sabit ve sürtünme kayıplarının göz ardı edilebilir olduğu sürekli, sıkıştırılmaz, laminar akış için sınır tabaka korunum denklemleri çözülür ve buna göre

$Re_x < 3 \times 10^6$ için aşağıdaki denklemler ortaya çıkar;

$\frac{u}{u_\infty} = 0,99$ için sınır tabaka kalınlığı olarak ifade edilen δ ;

$$\delta = \frac{5}{\frac{u_\infty}{\nu} \cdot x} = \frac{5x}{\sqrt{Re_x}} \quad (2.31)$$

Yerel sürtünme katsayısı olarak ifade edilen C_f ;

$$C_f = 0,664 Re_x^{-1/2} \quad (2.32)$$

Yerel Nusselt sayısı olarak ifade edilen Nu_x ;

$$Nu_x = 0,332 Re_x^{1/2} Pr^{1/3} \quad (2.33)$$

Ortalama sürtünme katsayısı olarak ifade edilen $\overline{C_{f,x}}$

$$\overline{C_{f,x}} = 1,328 Re_x^{-1/2} \quad (2.34)$$

Ortalama Nusselt sayısı olarak ifade edilen $\overline{Nu_x}$;

$$\overline{Nu_x} = 0,664 Re_x^{1/2} Pr^{1/3} \quad (2.35)$$

2.5.2 Türbülanslı Akış

Yaklaşık olarak 10^7 ' ye kadar Reynolds sayılarındaki türbülanslı akışlarda, yerel sürtünme katsayısı C_f ;

$$C_{f,x} = 0,0592 Re_x^{-1/5} \quad (2.36)$$

Hız sınır tabaka kalınlığı olan δ ;

$$\delta = 0,37x Re_x^{-1/5} \quad (2.37)$$

Yerel Nusselt sayısı Nu_x ;

$$Nu_x = 0,296 Re_x^{4/5} Pr^{1/3} \quad (2.38)$$

2.5.3 Karışık Sınır Tabaka Koşulları

L uzunluğundaki düz levha üzerindeki akışın $0 \leq x \leq x_c$ bölgesi boyunca laminar, $x_c \leq x \leq L$ bölgesi boyunca türbülanslı olması durumunda karşımıza çıkar. Burada geçiş Reynolds sayısı $Re_{x,c} = 5 * 10^5$ olarak alınır.

$5 * 10^5 < Re_L < 10^8$ için,

$$\overline{Nu}_L = (0,037Re_L^{4/5} - 871)Pr^{1/3} \quad (2.39)$$

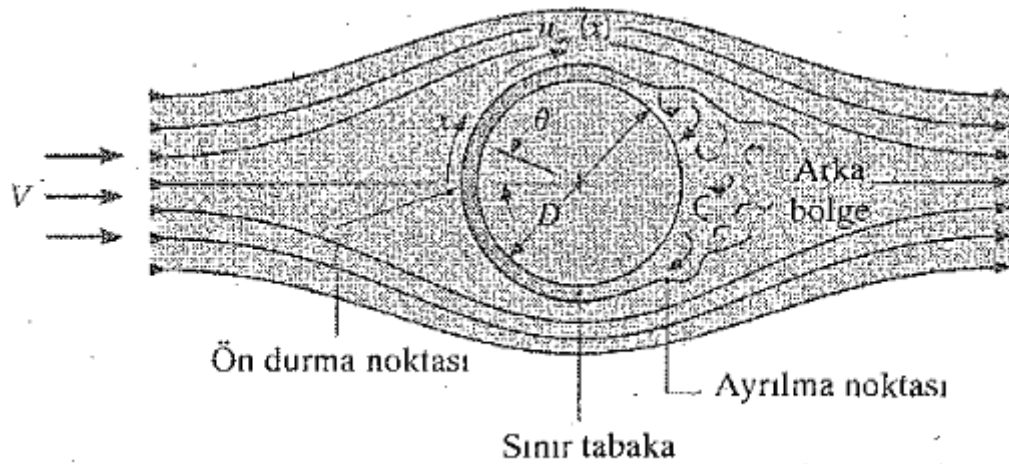
$$\overline{C}_{f,L} = \frac{0,074}{Re_L^{1/5}} - \frac{1742}{Re_L} \quad (2.40)$$

$L \gg x_c$, $Re_L \gg Re_{x,c}$ için,

$$\overline{Nu}_L = 0,037Re_L^{4/5}Pr^{1/3} \quad (2.41)$$

$$\overline{C}_{f,L} = 0,074 Re_L^{-1/5} \quad (2.42)$$

2.6 Silindir Üzerinde Çapraz Akış

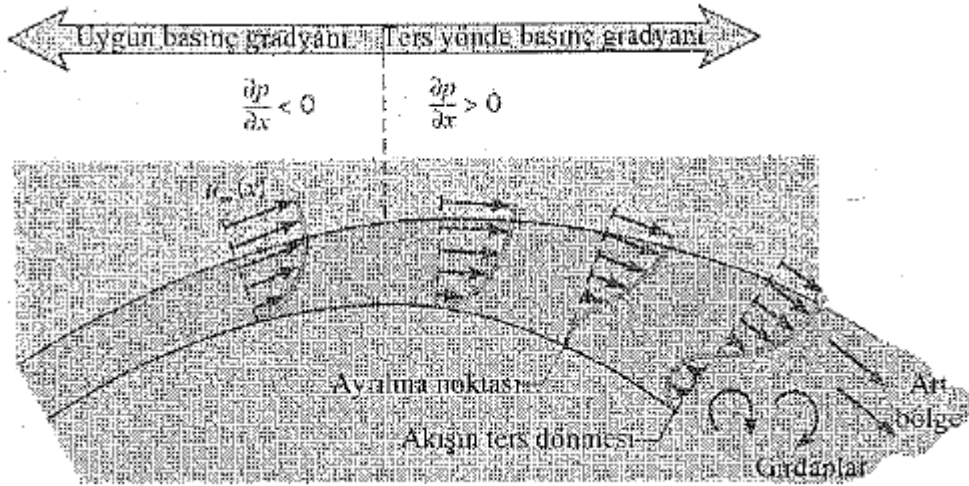


Şekil 2.8 Çapraz akışta bir silindirde sınır tabaka oluşumu ve ayrılma

Şekil 2.8' de görüldüğü üzere, serbest akışın silindir ile ilk temas ettiği noktada, ön durma noktasında hızı sıfır olur ve basıncı artar. Bu noktadan başlayarak, basınç akış yönünde, başka bir deyişle artan x yönünde azalır ve uygun bir basınç gradyanı ($dP/dx < 0$) etkisiyle sınır tabaka oluşur. Ancak basınç, silindirin sonunda en düşük değerine ulaşır ve silindirin arka tarafına doğru sınır tabaka ters yönde bir basınç gradyanının etkisinde kalır. Akışkan durma noktasındaki $u_\infty = 0'$ dan başlayarak, uygun basınç gradyanı nedeniyle ($dP/dx < 0$ olduğunda $du_\infty/dx > 0$) hızlanır,

$dP/dx = 0$ olduğunda en yüksek değerine ulaşır ve ters yöndeki basınç gradyanı nedeniyle ($dP/dx > 0$ olduğunda $du_{\infty}/dx < 0$) yavaşlar. Akışkan yavaşlarken yüzeydeki ($y = 0$) hız gradyanı $\partial u / \partial y = 0$ olur ve bu noktaya ayrılma noktası denir. Bu noktada sınır tabaka yüzeyden ayrılır ve aşağı akış yönünde bir art bölgesi oluşur (Şekil 2.9). Reynolds sayısına bağlı olan sınır tabakanın laminardan türbülansa geçişi, ayrılma noktasının konumundan büyük ölçüde etkilenir. Silindir için Reynolds sayısında karakteristik uzunluk silindirin çapıdır.

$$Re_D = \frac{V * D * \rho}{\mu} \quad (2.43)$$



Şekil 2.9 Çapraz akışta dairesel bir silindirde ayrılmaya ait hız profili

$Re_D \leq 2 * 10^5$ için sınır tabaka laminar kalır ve ayrılma, $\theta \approx 80^\circ$ de olur.

$Re_D \geq 2 * 10^5$ için ise sınır tabaka laminardan türbülanslıya dönüşür ve ayrılma,

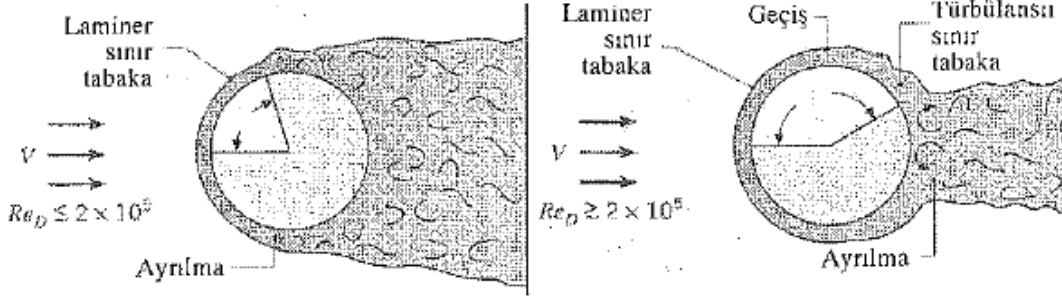
$\theta \approx 140^\circ$ ye ertelenir (Şekil 2.10).

Silindir üzerindeki akışın Nusselt sayısının θ ile değişimi [8]' de verilmiştir. Buna göre,

$Re_D \leq 10^5$ için, durma noktasından başlayarak Nu_θ , laminar sınır tabaka gelişiminin

sonucu olarak θ arttıkça azalır. Ancak ayrılmanın olduğu en düşük değere ulaştıktan

sonra, art bölgedeki girdap oluşumu ve karışma nedeniyle artmaya başlar. Buna karşın $Re_D \geq 10^5$ için, durma noktasından başlayarak Nu_θ 'daki azalma laminar sınır tabakanın gelişimi nedeniyle, geçiş bölgesinde hızla artar ve türbülantlı sınır tabaka geliştikçe yeniden azalmaya başlar. Sonunda akışta sınır tabaka ayrılması olur ve Nu_θ art bölgedeki art bölgedeki karışma sonucu hep artar.



Şekil 2.10 Türbülansın ayrılmaya olan etkisi

Yerel Nusselt sayısı için ön durma noktasında ($\theta = 0$);

$$Nu_D = 1,15 Re_D^{1/2} Pr^{1/3} \quad (2.44)$$

Ortalama Nusselt sayısı için birkaç bağıntı birden verilmiştir.

Hilpert bağıntısı bağıntısı;

$$\overline{Nu}_D = C Re_D^m Pr^{1/3} \quad (2.45)$$

C ve m sabitleri Çizelge 2.1' de Reynolds sayısına göre verilmiştir. (2.24) için kullanılan tüm özellikler film sıcaklığında hesaplanmalıdır [8].

Zhukauskas bağıntısı;

$$1 < Re_D < 10^6 \text{ ise,}$$

$$\overline{Nu}_D = C Re_D^m Pr^n (Pr/Pr_s)^{1/4} \quad (2.46)$$

T_s' de hesaplanan Pr_s dışında tüm özellikler, T_∞ sıcaklığında hesaplanmalıdır. $Pr \leq 10$ ise $n = 0,37$, $Pr > 10$ ise $n = 0,36$ olarak kabul edilir. C ve m değerleri için çizelge 2.2 kullanılır [8].

Çizelge 2.1 Dairesel silindir üzerinden çapraz akış için sabitler

Re_D	C	M
0,4 - 4	0,989	0,330
4 - 40	0,911	0,385
40 - 4000	0,683	0,466
4000 - 40000	0,193	0,618
40000 - 400000	0,027	0,805

Çizelge 2.2 Çapraz akışta dairesel bir silindir için sabitler

Re_D	C	M
1 - 40	0,75	0,4
40 - 1000	0,51	0,5
$10^3 - 2 \times 10^5$	0,26	0,6
$2 \times 10^5 - 10^6$	0,076	0,7

Churchill bağıntısı;

$Re_D * Pr > 0,2$ için,

$$\overline{Nu}_D = 0,3 + \frac{0,62 \times Re_D^{1/2} Pr^{1/3}}{[1 + (0,4/Pr)^{2/3}]^{1/4}} \left[1 + \left(\frac{Re_D}{282000} \right)^{5/8} \right]^{4/5} \quad (2.47)$$

Burada verilen tüm özellikler film sıcaklığına göre hesaplanmalıdır [8].

BUZDAN KORUNMA İÇİN GEREKLİ ISININ HESABI**3.1 Kanattaki Isı Kaybı**

Bir kanadı veya yüzeyi buzdan korumak için gerekli toplam ısı kullanılan metoda bağlıdır. Su damlacıklarını yüzeye çarptıkları noktada buharlaştırabilen bir sistem en az ısıyı gerektirir ve sadece su toplama bölgesinin ısıtılmasını gerektirir. Bunun tek dezavantajı; küçük bir alana uygulanan yüksek ısı miktarıdır.

Tam bir buharlaşma sağlanamadığı takdirde, buharlaşmayan su arka taraflara doğru sürüklenecektir. Bu durumda sıcak bölge de arka taraflara doğru taşınmalıdır. Eğer suyun toplanma yüzeyinden daha geniş bir alanda buharlaşmasını istiyorsak bunun için gerekli olan yüzey ve ısı, yüzey için seçilecek sıcaklığa bağlıdır.

Buzlanma esnasında meydana gelen termik işlemler aşağıdaki terimlerden oluşur;

- Konveksiyonla transfer olan ısı, H_1
- Buharlaşma için gerekli olan ısı, H_2
- Yüzeye çarpan suyu ısıtılmış yüzeyin sıcaklığına çıkarmak için gerekli olan ısı, H_3
- Yüzey üzerinde buz oluşumuna izin verildiği zaman ortaya çıkan erime ısı, H_4
- Yüzey ve hava arasındaki sürtünme ısı, H_5
- Sıcak yüzeyden radyasyon ile kaybedilen ısı, H_6
- Yüzeye çarpan damlacıkların kinetik enerjilerinin sebep olduğu ısı, H_7

Bu terimlerden son üçü diğerlerine göre daha önemsiz olduğundan ihmal edilecektir.

Böylece sıcak bir cismin nemli havadaki ısı kaybı aşağıdaki ifade ile verilebilir;

$$H = H_1 + H_2 + H_3 - H_4 \quad (3.1)$$

Buradaki son terim ancak yüzey üzerinde buz oluşumuna izin verildiği zaman mevcuttur ve bu ifade sadece yüzeyden kaçan ısı miktarını vermektedir [2].

3.2 Yüzey Sıcaklığı

Isı kaybının hesabında esas olarak ısıtılmamış yüzeyin sıcaklığı alınır. Bu sıcaklık, kinetik ısınma dolayısıyla, hava akımının sıcaklığından farklıdır. Aşağıda verilen formüller yüzeyin yaş ve kuru olması halindeki sıcaklığını bulmaya yarar.

Havada hareket eden bir cismin yüzeyindeki sıcaklık, viskozite etkisi ile sınır tabakada doğan ısı dolayısıyla, bir artma gösterir. Bu artma açık havada ve laminar akımda;

$$\Delta t_1 = \frac{V_1^2 * Pr^{1/2}}{2 \epsilon J C_p} \quad (3.2)$$

Türbülanslı akımda ise

$$\Delta t_1 = \frac{V_1^2 Pr^{1/3}}{2 \epsilon J C_p} \quad (3.3)$$

Olarak tanımlanır.

Pr = Buzlanma koşullarında hava için prandtl sayısı

J = Isının mekanik eşdeğeri

C_p = Hava için özgül ısı değeri

Burada V₁ havanın sınır tabaka dışındaki hızıdır ve eğer bu konumdaki statik sıcaklık t₁ ise yüzeyin sıcaklığı;

$$t_s' = t_1 + \Delta t_1 \quad (3.4)$$

ile hesaplanır. Akım hızı V₀ dan mevzii hız V₁ e geçiş izantropik bir olaydır.

$$t_1 = t_0 + \left(\frac{V_0^2 - V_1^2}{2 \epsilon J C_p} \right) \quad (3.5)$$

Yukarıdaki denklemleri birleştirerek laminar akım için;

$$t_s' = t_0 + \frac{V_0^2 - V_1^2}{2gJc_p} + \frac{V_1^2 Pr^{1/2}}{2gJc_p} \quad (3.6)$$

$$t_s' = t_0 + \frac{V_0^2}{2gJc_p} + \left(1 - \frac{V_1^2}{V_0^2}\right) \left(1 - Pr^{1/2}\right) \quad (3.7)$$

Türbülanslı akım için;

$$t_s' = t_0 + \frac{V_0^2}{2gJc_p} + \left(1 - \frac{V_1^2}{V_0^2}\right) \left(1 - Pr^{1/2}\right) \quad (3.8)$$

Prandtl sayısının değeri buzlanmanın meydana geldiği sıcaklıklarda hava için 0,72 dir.

Bulut içinde veya nemli havada cisim etrafındaki akımda meydana gelen basınç değişiklikleri o kadar ani olur ki buhar yoğunlaşmaz ve hava doymuş hale gelir. Bu durumda kısmi buhar basıncı

$$P_{db1} = P_{kb0} P_1 / P_0 \quad (3.9)$$

olur. Burada P_{db0} ve P_0 sırasıyla akımdaki doymuş buhar ve barometre basınçlarıdır. Diğer taraftan P_1' in değeri Bernoulli denklemi ile hıza bağlı olarak verilmiştir.

$$\frac{V_0^2 - V_1^2}{2g} = T_0 R \frac{\gamma}{\gamma - 1} \left(\left(\frac{P_1}{P_0} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right) \quad (3.10)$$

γ : adyabatik durum katsayısı

Yüzey tamamen ıslak kabul edilirse sıcaklık;

$$t_s'' = t_s' - 0,622 \times \frac{h_{fg}}{c_p} \left(\frac{P_{dbs}'' - P_{db1}}{P_1} \right) \quad (3.11)$$

t_s' : Açık havadaki kuru yüzey sıcaklığı

h_{fg} : Buharlaştırma gizli ısısı

P_{dbs}'' : t_s'' sıcaklığına denk gelen doymuş buhar basıncı

t_s'' ve P_{dbs}'' değerlerinin her ikisi de birbirine bağlı ve bilinmeyen olduğundan denklem deneme yanılma yöntemiyle çözülür [2].

3.3 Kanat Üzerinde Toplanan Su Miktarı

Belirli büyüklükteki bir su damlasının sonsuzdaki ordinatı y_0 olsun. Bu durumda cisme doğru ilerleyen su miktarı, birim zaman ve birim alan için $V_0 \times m \times y_0$ olarak hesaplanabilir. Burada m , havadaki su miktarıdır ve birimi kg/m^3 ' tür. V_0 ise hava hızıdır ve birimi m/s ' dir. Bu su kanadın ön tarafına yayılacağına göre;

$$V_0 \times m \times y_0 = M \times S \quad (3.12)$$

Şeklinde tanımlanabilir.

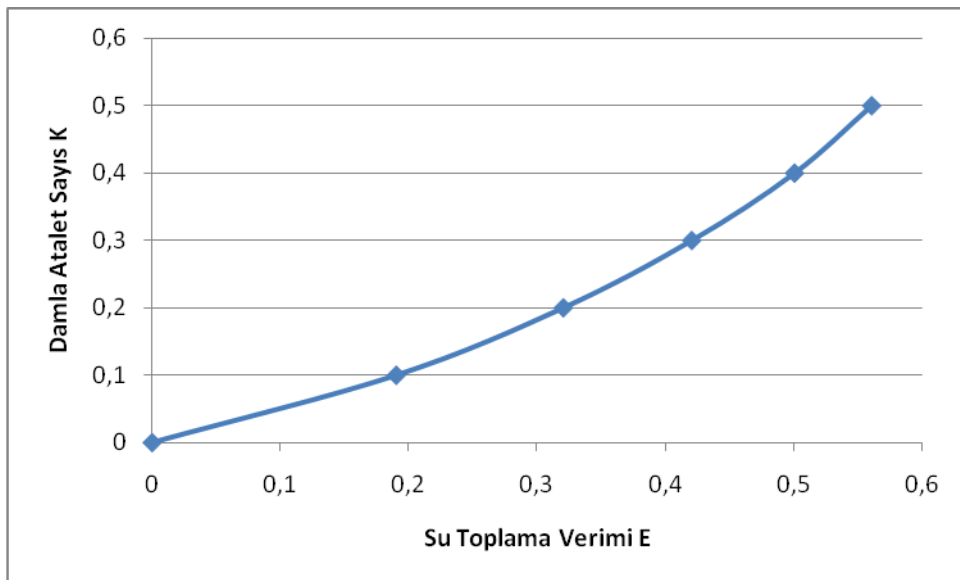
S: Cisim üzerinde hücum kenarından itibaren ölçülen uzaklık (m)

M: Cisim üzerinde bir noktadaki su çarpma şiddeti (kg/m^2)

$$M = V_0 \times m \times \frac{dy_0}{ds} \times 3600 \quad (3.13)$$

dy_0/ds kanat üzerinde belirli noktalardaki su toplanması konsantrasyonu ile orantılı olduğundan buna, konsantrasyon katsayısını belirten C sayısı diyebiliriz.

$$M = V_0 \times m \times C \times 3600 \quad (3.14)$$



Şekil 3.1 Su toplama verimi

$$K = \frac{2 \rho_d^2 V_0 \rho_d}{9 C \mu} \quad (3.15)$$

a_d : Damlanın yarıçapı

ρ_d : Damlanın yoğunluğu

C: Veter uzunluğu

V_0 : Hava hızı

μ : Havanın dinamik viskozitesi

Ayrıca kanat üzerinde toplanan su miktarını aşağıda gösterilen denklemlerle de bulabiliriz;

$$M = V_0 m E y_{maks} \times 3600 \quad (3.16)$$

E: Su toplama verimi

y_{maks} : Profilin maksimum ordinatı

Şekil 3.1' e göre bulunan K değeri için bir E değeri bulunur. E, y_{maks} , V_0 ve m bilindiği takdirde kanat üzerinde toplanan su miktarı bulunur [2].

3.4 Isı Kayıpları

3.4.1 Konveksiyon Isı Kaybı

$$H_1 = k_h \rho' V_0 C_p (t_s - t_s'') \times 3600 \quad (3.17)$$

t_s : Isıtılmış yüzeyin sıcaklığı

t_s'' : Isıtılmamış yüzeyin ıslak kinetik sıcaklığı

k_h : Konveksiyon sabiti

ρ : Hava akımının bulunduğu basınç ve sıcaklıktaki yoğunluğu

3.4.2 Buharlaşma ile Isı Kaybı

$$H_2 = h_{fE} k_w \rho' V_0 \left(\frac{P_{bds} - P_{dbs}''}{P_1} \right) \times 0,622 \times 3600 \quad (3.18)$$

P_{db_s} = Islak yüzeyde t_s sıcaklığındaki doymuş buhar basıncı

P_{db_s}'' = Islak yüzeyde t_s'' sıcaklığındaki doymuş buhar basıncı

k_w = Buharlaşma sabiti

P_1 değeri, Bernoulli denkleminden bulunabilir. Su buharı için $k_h = k_w$ olduğundan yukarıdaki denklemleri toplayarak t_s'' i yok edebiliriz.

$$H_1 + H_2 = k_h \rho' V_0 (C_p (t_s - t_s') \times 0,622 \times h_{f_g} \left(\frac{P_{db_s} - P_{db_1}}{P_1} \right) \times 3600) \quad (3.19)$$

Diğer taraftan suyun ısıtılmasına harcanan ısı;

$$H_3 = M(t_s - t_0) C_{p_{su}} \quad (3.20)$$

$C_{p_{su}} = 1 \text{ kcal/kg}^\circ\text{C}$

t_s = Isıtılmış yüzey

t_0 = Hava akımı sıcaklığı

M = Kanat üzerinde toplanan su miktarı

Bir uçağa çarpan su damlalarının büyük bir kısmı durma noktası civarında toplanır ve bu bölgedeki ısı kaybı;

$$H = H_1 + H_2 + H_3 \quad (3.21)$$

olur. Yüzeyin diğer taraflarında su toplanmadığı kabul edildiği için ısı kaybı sadece

$$H = H_1 + H_2 \quad (3.22)$$

den ibarettir.

Buharlaşma olayında 2 bileşen mevcuttur; birincisi kinetik ısınmadan diğeri ise yüzey ısıtılmasından kaynaklanır.

Kinetik ısınmanın doğurduğu buharlaşma;

$$W = k_w \rho' V_0 \left(\frac{P_{db_s}'' - P_{kb_1}}{P_1} \right) \times 0,622 \times 3600 \quad (3.23)$$

Yüzey ısıtılmasından dolayı oluşan buharlaşma;

$$W = k_w \rho V_0 \left(\frac{P_{db_s} - P_{db_s}''}{P_1} \right) \times 0,622 \times 3600 \quad (3.24)$$

olup buradaki P_{kb1} değeri;

$$P_{kb1} = P_{kb0} P_1 / P_0 \quad (3.25)$$

denkleminde bulunabilir.

k_w değeri her iki bileşende de aynı olduğundan bu bileşenleri toplayarak aşağıdaki ifade elde edilir;

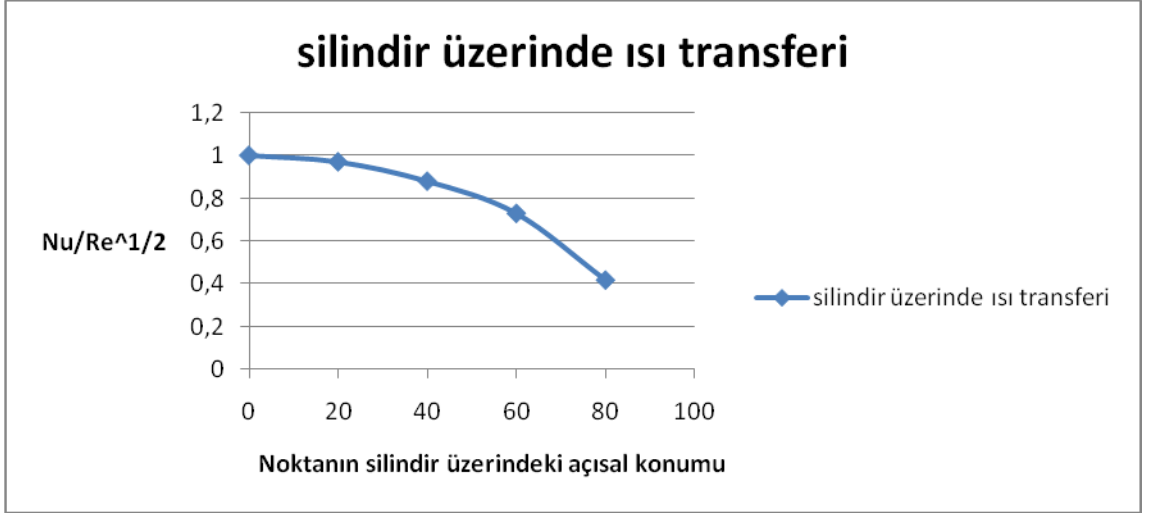
$$W_{top} = k_w \rho V_0 \left(\frac{P_{db_s} - P_{db_s}}{P_1} \right) \times 0,622 \times 3600 \quad (3.26)$$

Bu hesaplarda ve kinetik sıcaklık hesaplarında havanın su buharına doydugu ve yüzeyin tamamen ıslak olduğu kabul edilmiştir. Su toplama yüzeyinin çok gerisindeki yüzeyin ancak kısmen ıslak olduğunu düşünebiliriz. O halde W' nin gerçek buharlaşma miktarının tam ıslak yüzeydeki buharlaşma miktarına oranı ile çarpılması gerekir. Bu orana nem oranı denir [2].

3.5 Isı Transfer Katsayıları

Isı transfer katsayılarını hesaplayarak bulabileceğimiz gibi, daha çabuk sonuç alabileceğimiz bazı methodlar da kullanabiliriz. Bu methodlardan Martinelli ve Squire'in methodlarından bahsedeceğim.

Martinelli' nin methoduna göre kanadın hücum kenarı bir silindir olarak düşünülürse geride kalan yüzey için düz levha denklemi kullanılır.



Şekil 3.2 $\sqrt{Nu/Re}$ ilişkisi

Kanadın hücum kenarı için;

Silindir yarıçapı hücum kenarındaki eğrilik yarıçapına eşit alınır. Silindir üzerindeki Nu/\sqrt{Re} değerleri Şekil 3.2' de verilmiştir. Nusselt ve Reynolds sayılarının hesabında karakteristik uzunluk olarak silindirin çapı kullanılmalıdır. Böylece;

$$Re = \frac{V_0 d_0 \rho}{\mu} \quad (3.27)$$

V_0 : Akım Hızı

d_0 : Silindir yarıçapı

ρ : Akışkanın yoğunluğu

μ : Havanın dinamik vizkozitesi

Akışkanımız havadır ve havanın yoğunluğunu bulmak için, hesaplama yapacağımız noktaki basınçtan, hava için kullanılan gaz sabitinden ve hava akımının sıcaklığından faydalanırız;

$$\rho = \frac{P}{R T} \quad (3.28)$$

$R = 287 \text{ J/kgK}$

Dinamik viskozitenin sıcaklıkla değişimini hesaplamak amacıyla Sutherland formülü kullanılabilir [9];

$$\mu = \mu_0 \frac{T_0 + S}{T + S} \left(\frac{T}{T_0} \right)^{0.7} \quad (3.29)$$

Burada;

- μ : T sıcaklığındaki viskozite değeri (kg/ms)
- μ_0 : Referans sıcaklığı T_0 ' da referans viskozite değeri (kg/ms)
- T: Kelvin cinsinden sıcaklık
- T_0 : Kelvin cinsinden referans sıcaklığı
- S: Sutherland sabiti'dir.

$0 < T < 555\text{K}$ arasındaki sıcaklıklar için geçerlidir.

$$S_{\text{hava}} = 110,4 \text{ K}$$

$$T_0 = 273 \text{ K}$$

$$\mu_0 = 1,71 * 10^{-5} \text{ kg/ms}$$

$$Nu = \frac{h d_0}{k} \times \frac{1}{3600} \quad (3.29)$$

$$h = k_h \rho' V_0 C_p \times 3600 \text{ (Kcal/m}^2 \text{ }^\circ\text{C)} \quad (3.30)$$

Durma noktası gerisinde kalan yüzeyler düz levha olarak düşünülebilir ve akımın cinsini belirleyen Reynolds sayısını karakteristik uzunluk olarak veter uzunluğunu alıp hesaplayabiliriz;

$$Re = \frac{V_0 C_p}{\mu} \quad (3.31)$$

V_0 : Akım Hızı

C: Veter uzunluğu

ρ : Akışkanın yoğunluğu

μ : Havanın dinamik vizkozitesi

Laminar akım için;

$$h = 0,33 \frac{V_o \rho_1 C_p}{Pr^{0,66} Re^{0,5}} \times 3600 \quad (3.32)$$

Türbülanslı akım için;

$$h = 0,33 \frac{V_o \rho_1 C_p}{Pr^{0,66} Re^{0,2}} \times 3600 \quad (3.33)$$

Squire metoduna göre ise laminar ve türbülanslı sınır tabakaların çözümlenmesiyle konveksiyon sabiti değerleri aşağıdakiler gibi elde edilmiştir [10];

Laminar akım için,

$$k_h = \frac{Nu}{Pr Re} \quad (3.34)$$

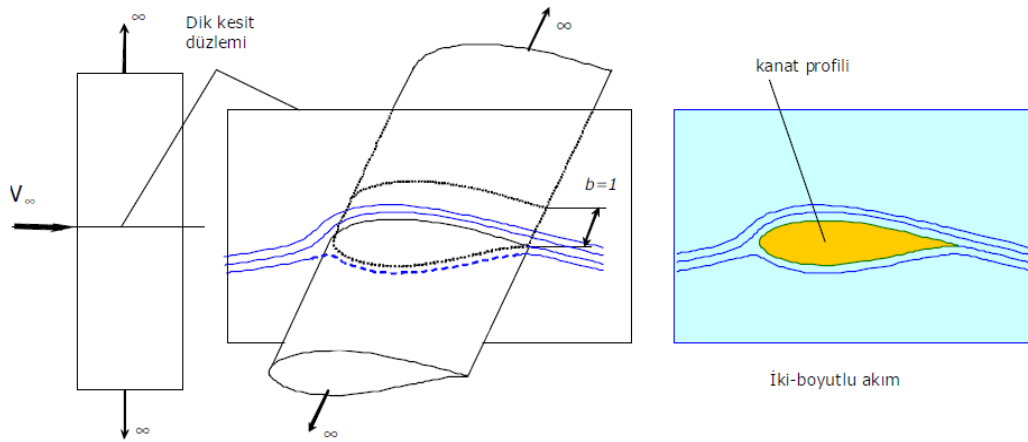
Türbülanslı akım için,

$$k_h = \frac{v}{V_o} \left(\frac{1}{\frac{2}{C_f} + 5 \sqrt{\frac{2}{C_f} ((Pr-1) + \ln(1 + \frac{5}{6}(Pr-1)))}} \right) \quad (3.35)$$

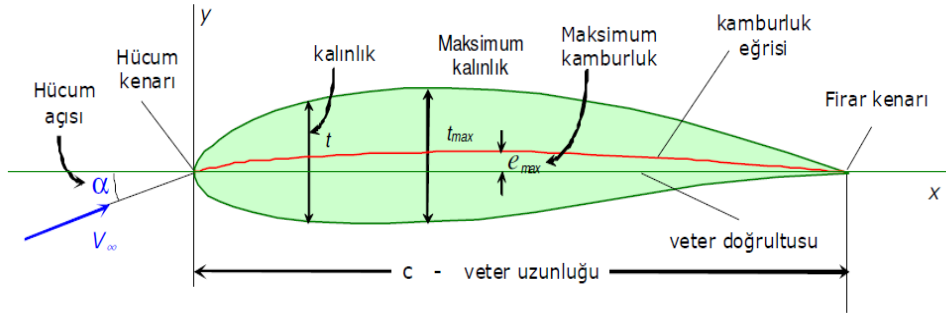
C_f : Sürtünme Katsayısı

B737 KANAT YÜZEYİ İÇİN GEREKLİ İSİNİN HESABI

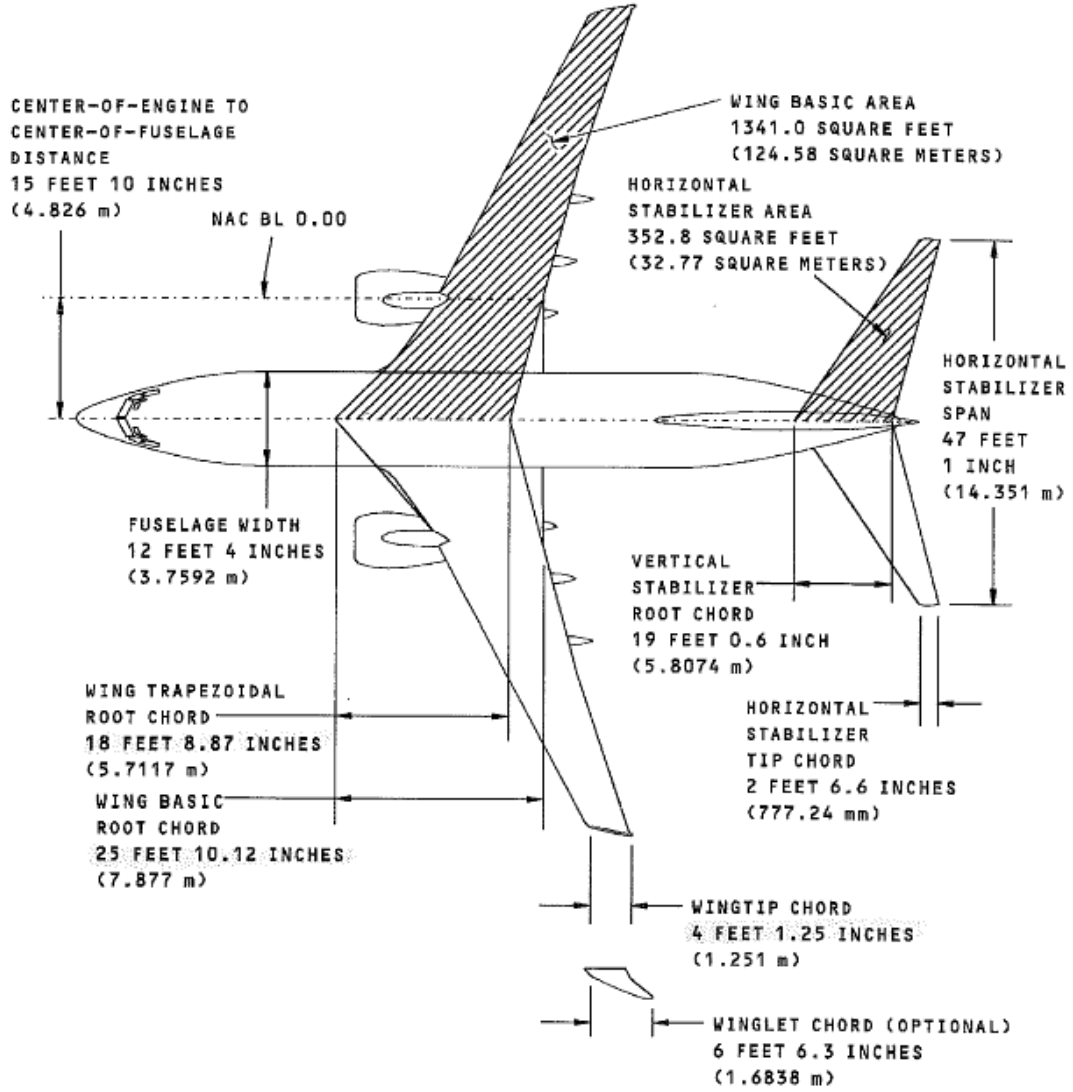
Uçak kanadı, pervane ve benzeri gibi, açıklık oranı çok büyük olan elemanlar üzerindeki akımın çoğu zaman iki boyutluya hayli yakın olduğu gözlenir. Bu nedenle, bu tip elemanlar üzerindeki akım ilk yaklaşımda tam iki boyutluymuş gibi incelenir. Bu tip incelemeler için şekilde gösterildiği gibi hayali bir kanat düşünülür. Öyle ki, bu kanadın iki ucu sonsuza gitmekte olup bütün kesitleri birbirinin aynıdır. Akım sadece kanadın açıklığına dik kesitler boyunca akmakta olup, açıklık doğrultusunda hiçbir akım bileşeni yoktur. Açıklık doğrultusunda gidildiğinde akım özellikleri aynı kalmaktadır. İki boyutlu bir cismin açıklığı boyunca bütün kesitleri etrafındaki akım özellikleri aynı kaldığı için böyle bir cismin aerodinamik performansı incelenirken sadece bir tek kesitin etrafındaki akım incelenmekle yetinilir. Yüzey kuvvetlerinin hesabı sırasında boyut uyumu açısından bu kesitin derinliğinin (Şekil 4.1' de gösterilen b büyüklüğü) birim uzunlukta olduğu varsayılır.



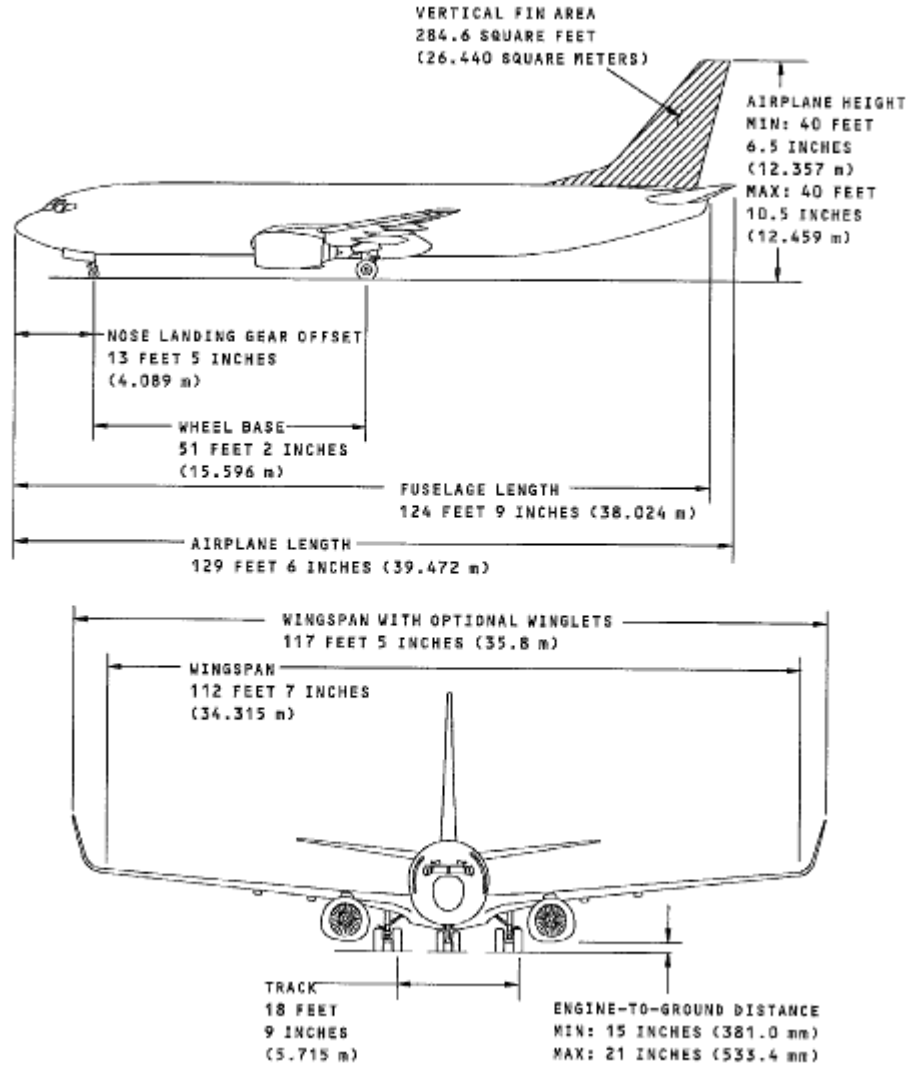
Şekil 4.1 İki Boyutlu Kanat Üzerindeki Akım Modeli



Şekil 4.2 Kanat Profil Geometrisi



Şekil 4.3 Boeing 737 Uçağının üstten görünümü [9]



Şekil 4.4 Boeing 737 Uçağının yandan ve önden görünümü [9]



Şekil 4.5 Boeing 737 Uçağı

4.1 Kanat Yüzeyinin Kinetik Sıcaklığının Hesabı

Hesaplamaların yapılacağı hava şartları için aşağıda verilen kabuller yapılmıştır.

$$t_0 = 20^\circ\text{C}$$

$$V_0 = 15 \text{ m/sn}$$

$$P_{\text{deniz seviyesi}} = 763,56 \text{ mmHg}$$

Atmosferin uçuşların olduğu kısmı troposferdir. Troposfer genellikle yerden yansıyan güneş ışınlarıyla ısınır bu nedenle alt kısmı daha sıcaktır ve yerden yükseldikçe sıcaklık her 200 metrede 1°C azalır. Böylece, 6000 m' de sıcaklık $6000/200 = 30^\circ\text{C}$ azalacaktır. Ayrıca rüzgar hızı hellman bağıntısı kullanılarak, 6000 m yükseklik için 150 m/sn olarak kabul edilmiştir.

$$t_0 = -20^\circ\text{C}$$

$$V_0 = 150 \text{ m/sn}$$

Yükseklik ile birlikte rüzgar hızı da belli oranda değişir. Bu bölümde belli yüksekliklerde ve bu yüksekliklerdeki rüzgar hızlarına göre uçak kanadı yüzeyinde buzlanmayı önlemek için gerekli olan ısı gereksinimlerini bulacağız. Hesaplamalarımızı yaparken yükseklik ile rüzgar hızı değişimini Hellman Bağıntısını kullanarak hesaplayacağız [10].

$P_{kb0} = 0,1035 \text{ kPa} = 0,778 \text{ mmHg}$ ([11]' deki doymuş buz-su buharı tablosundan okunur.)

$$P_0 = 348 \text{ mm Hg} \text{ (} h = 6000 \text{ m iken hava akımının barometrik basıncı) [12]}$$

$$V_u = 0.82 \text{ (544 mph, 876 km/h, 473 kt)} = 243,3 \text{ m/s} \text{ (B737 Maximum Hız) [7]}$$

4.1.1 Durma Noktasında Yüzey Sıcaklığı

Hücum kenarında, durma noktasında $V_1 = 0$ içinkuru havadaki yüzey sıcaklığı (3.7) kullanılarak bulunur.

t_s' : kuru yüzey sıcaklığı

$C_p = 0,239 \text{ cal/g}^\circ\text{C}$ (havanın özgül ısısı)

$g = 9,81 \text{ m/s}^2$

$t_0 = -20^\circ\text{C}$

$J = 426 \text{ mg/cal}$ (Isının mekanik eşdeğeri)

$$t_s' = t_0 + \frac{(150)^2}{2 g J C_p} = -20 + \frac{150^2}{2 \times 9,81 \times 426 \times 0,239}$$

$t_s' = -8,4^\circ\text{C}$

Bulutlu havadaki yüzey sıcaklığı yüzey ıslakmış gibi düşünülerek bulunur;

P_1 değeri (3.11) kullanılarak bulunur;

$\gamma = 1,4$ (hava için adyabatik durum katsayısı)

$T_0 = 273 - 20 = 253\text{K}$

$R = 287 \text{ J/kgK}$

$$P_1 = P_0 \left(\frac{V_0^2 (\gamma - 1)}{2 T_0 R \gamma} + 1 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} = 100 \left(\frac{150^2 \times 0,4}{2 \times 287 \times 253 \times 1,4} + 1 \right)^{3,5}$$

$P_1 = 405 \text{ mm Hg}$

P_{kb1} değeri (3.10) kullanılarak bulunur;

$P_{kb1} = P_{kb0} P_1 / P_0 = 0,778 \times 405 / 348 = 0,9 \text{ mmHg}$

t_s'' değeri (3.12) kullanılarak bulunur;

$$t_s'' = t_s' - 0,622 \frac{h_{fE}}{C_p} \left(\frac{P_{db s}'' - P_{kb1}}{P_1} \right) = -8,4 - 0,622 \times \frac{550}{0,239} \left(\frac{P_{db s}'' - 0,9}{405} \right)$$

Doymuş su için P_1 basıncında buharlaşma gizli ısı, $h_{fg} = 550$ cal/g' dir. ([8]' deki doymuş suyun termofiziksel özellikleri tablosu kullanılarak okundu)

P_{dbs}'' ve t_s'' [11]' deki doymuş buz-su buharı tablosu kullanılarak deneme yanılma yöntemiyle bulunurlar.

$$t_s'' = -11,9 \text{ } ^\circ\text{C}$$

$$P_{dbs}'' = 1,75 \text{ mmHg}$$

4.1.2 Kanat Profili Üzerindeki Yüzey Sıcaklığı

Profil üzerindeki her noktadaki hızı sabit alacağım. Yol boyunca hızın değişimi ihmal edilmiştir. B737-800 uçağının ulaşabileceği maximum hız değeri 243 m/s' dir. Hava akım yönü ile uçak hareket yönünü eş olarak kabul edip, mevzii hız değerini rüzgar hızı ve uçak hızı toplamı olarak düşünebiliriz. Buna göre;

$$V_1 = V_0 + V_{u\text{çak}} \quad (3.36)$$

$$V_1 = 150 + 243 = 393 \text{ m/sn}$$

t_s' (3.8) ile aşağıdaki gibi bulunur;

$$t_s' = t_0 + \frac{V_0^2}{2gJc_p} + \left(1 - \frac{V_1^2}{V_0^2} (1 - Pr^{1/3})\right)$$

$$t_s' = -20 + \frac{150^2}{2 \times 9,8 \times 426 \times 0,239} + \left(1 - (2,62 \times 2,62 (1 - 0,72^{1/3}))\right)$$

$$t_s' = -8,4 \text{ } ^\circ\text{C}$$

P_1 değeri (3.10) kullanılarak bulunur;

$$\frac{V_0^2 - V_1^2}{2g} = \frac{1}{g} T_0 R \frac{\gamma}{\gamma - 1} \left(\left(\frac{P_1}{P_2} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right)$$

$$\left(\left(\frac{V_0^2 - V_1^2}{2 T_0 R \gamma} + 1 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right) \times P_0 = P_1$$

$$P_1 = 76,2 \text{ mmHg}$$

$$P_{db1} = 0,778 \times (76,2/348) = 0,023 \text{ mm Hg}$$

$$h_{fg} = 571,7 \text{ cal/g (doymuş suyun termofiziksel özellikleri tablosundan okundu.)}$$

$$t_s'' = t_s' - 0,622 \times \frac{h_{fg}}{C_p} \left(\frac{P_{db s}'' - P_{db1}}{P_1} \right) = -8,4 - 0,622 \times \frac{571,7}{0,239} \left(\frac{P_{db s}'' - 0,023}{76,2} \right)$$

$$t_s'' = -21,07 \text{ } ^\circ\text{C}$$

$$P_{db s}'' = 0,67 \text{ mmHg}$$

4.2 Kanat Yüzeyi için gerekli olan Isı Hesabı

Kanattaki homojen kanat yüzey sıcaklığı olan $t_s = +10 \text{ } ^\circ\text{C}$ ' nin temini için gerekli ısı miktarını kanat üzerindeki herhangi bir S/C noktası için hesaplayalım;

S: Cisim üzerinde hücum kenarından itibaren ölçülen uzaklık

C: Veter uzunluğu

$$C = 3,96 \text{ m [11]}$$

Karşılaşılan bulut özellikleri;

Damla çapı = 20 mikron

$$\text{Su konsantrasyonu} = 0,2 \text{ gr/m}^3$$

Su konsantrasyonu, uçağın buzlanma olayının gerçekleştiği kısmı için, belli yükseklik ve sıcaklık değerine göre tespit edilmiş değerleri verilen Çizelge 1.1' den, damla çapı ve bulunduğu yükseklikteki hava akımı sıcaklığına göre okundu.

Kanat profilinin ön kısmı bir silindir gibi düşünüldüğü takdirde durma noktasındaki ısı nakil katsayısı $\frac{Nu}{\sqrt{Re}} = 1$ olarak verilmiştir. Yüzeyin diğer noktalarındaki değerler

noktanın durma noktasına göre konumuna bağlı olarak Şekil 3.2' te verilmektedir.

Bu kısmın gerisindeki taşınım katsayıların değerleri laminer akım için (3.32), türbülanslı akım için ise (3.33) kullanılarak elde edilir.

4.2.1 Kanadın Durma Noktasında Gerekli olan Isının Hesabı

Re sayısı (3.24) kullanılarak bulunur.

d_0 : Hücum kenarının eğrilik yarıçapıdır.

$$Re = \frac{V_0 d_0 \rho}{\mu}$$

V_0 : Hava akım hızı

μ : Hava viskozitesi

ρ : Havanın yoğunluğu

$d_0 = 0,3$ m (B737-700 uçağı üzerinden ölçüm yapılmıştır.)

Sutherland formülü ile dinamik viskozite hesaplanır.

$$\mu = \mu_0 \frac{T_0 + S}{T + S} \left(\frac{T}{T_0} \right)^{0,7}$$

$$\mu = 0,0000171 \times \frac{273 + 110,4}{(273 + (-20)) + 110,4} \times \left(\frac{253}{273} \right)^{0,7}$$

$$\mu = 1,71 \times 10^{-5} \text{ kg/ms}$$

(3.25) kullanılarak hava akımının yoğunluğu hesaplanır;

$$\rho = \frac{P}{R T}$$

$$P = P_1 = 405 \text{ mm Hg} = 5,4 \times 10^4 \text{ N/m}^2$$

$$R_{\text{hava}} = 287 \text{ J/kg K}$$

$$T = 253 \text{ K}$$

$$\rho = \frac{5,4 \times 10^4}{287 \times 253}$$

$$\rho = 0,74 \text{ kg/m}^3$$

Böylece Re sayısı aşağıdaki gibi hesaplanır;

$$Re = \frac{V_0 d_0 \rho}{\mu} = \frac{150 \times 0,3 \times 0,74}{1,71 \times 10^{-5}}$$

$$Re = 1,9 \times 10^6$$

Bulunan Reynolds sayısı laminar akım sınırları içindedir.

Hücum kenarı bir silindir olarak düşünülür ve hava akımıyla karşılaştığı ilk noktada hız sıfırdır. Bu noktaya durma noktası denir. Bu noktada laminar sınır tabaka başlar ve kenar boyunca gelişir. Squire methoduna göre (3.34) bağıntısı taşınım sabitini bulmak için kullanılabilir.

$$k_h = \frac{Nu}{Pr Re}$$

$$\frac{Nu}{\sqrt{Re}} = k_h Pr \sqrt{Re}$$

$$1 = k_h \times 0,72 \times \sqrt{1,9 \times 10^6}$$

$$k_h = 0,00099$$

$$H_1 = 0,00099 \times 0,74 \times 150 \times 0,239 \times (10 + 11,5) \times 3600$$

$$H_1 = 2052,4 \text{ Kcal/m}^2\text{saat}$$

Buharlaşma ısı kaybı (3.17) ile hesaplanır;

$$H_2 = h_{fE} k_w \rho' V_0 \left(\frac{P_{dbs} - P_{dbs}''}{P_1} \right) \times 0,622 \times 3600$$

Su buharı için $k_w = k_h$ eşitliği kullanılır.

$t_s = 10^\circ\text{C}$ için P_{dbs} [14]' deki doymuş su tablosu kullanılarak 9,31 mm Hg olarak bulunur.

$$H_2 = 571,7 \times 0,00099 \times 0,74 \times 150 \times \left(\frac{9,31 - 1,75}{405} \right) \times 0,622 \times 3600$$

$$H_2 = 2569,3 \text{ Kcal/m}^2\text{saat}$$

Kanat üzerinde toplanan suyu buharlaştırmak için gerekli ısı (3.18) kullanılarak bulunur.

$$H_3 = M(t_s - t_1)C_{p_{su}}$$

Kanat üzerinde toplanan su miktarı (3.16) kullanılarak bulunur.

$$M = 3600 \times V_0 m E y_{maks}$$

$$V_0 = 150 \text{ m/s}$$

$$m = 0,2 \text{ g/m}^3$$

$$y_{maks} = 0,225 \text{ m}$$

E değerine ulaşmak için, ilk önce K değeri (3.15) kullanılarak hesaplanır ve Şekil 3.1 ile E değeri saptanır.

$$K = \frac{2 a_d^2 V_0 \rho_d}{9 C \mu}$$

$$a_d = 10 \text{ mikron} = 10 * 10^{-6} \text{ m}$$

$$V_0 = 150 \text{ m/s}$$

$\rho_d = 1 / v_f = 1 / 1 \cdot 10^{-3} = 1 \cdot 10^3 \text{ kg/m}^3$ ([8]' deki doymuş suyun termofiziksel özellikleri tablosundan okundu)

$$K = \frac{2 \times 10^{-10} \times 150 \times 10^3}{9 \times 3,96 \times 1,71 \times 10^{-5}}$$

$$K = 0,5$$

K değeri için şekil 3.1' den bulunan toplama verimi $E = 0,40$ olarak saptanır. Buna göre;

$$M = 3600 \times 150 \times 0,2 \times 10^{-3} \times 0,4 \times 0,225$$

$$M = 13,6 \text{ kg/m saat}$$

$$H_3 = 13,6 * (10 + 20)$$

$$H_3 = 404,2 \text{ Kcal/m}^2\text{saat}$$

$$H_{toplam} = H_1 + H_2 + H_3$$

$$H_{toplam} = 5029,9 \text{ Kcal/m}^2\text{saat}$$

Yüzeyden buharlaşan su miktarı ise (3.23) kullanılarak hesaplanır;

$$W_{top} = k_w \rho' V_0 \left(\frac{P_{dbs} - P_{kb1}}{P_1} \right) \times 0,622 \times 3600$$

$$W_{top} = 0,0009 * 0,74 * 150 * \left(\frac{9,31 - 0,9}{405} \right) \times 0,622 \times 3600$$

$$W_{top} = 5,15 \text{ kg/m}^2 \text{ saat}$$

4.2.2 Kanat profili için Gerekli Olan Isının Hesabı

Kanat profili üzerinde belirlenmiş bir nokta için gerekli olan ısının hesabını yapabiliriz. Buna göre $V_1/V_0 = 2,6$ için durma noktasının gerisindeki yüzeyi düz levha olarak düşünebiliriz. Düz levha için Re sayısını (3.31) ile hesaplayabiliriz;

$$Re = \frac{V_0 C \rho}{\mu} \quad (3.31)$$

$$V_0 = 150 \text{ m/sn}$$

$$C = 3,96 \text{ m}$$

$$\rho = \frac{P}{R T}$$

$$P = P_1 = 76,2 \text{ mm Hg} = 10,1 * 10^3 \text{ N/m}^2$$

$$R_{\text{hava}} = 287 \text{ J/kg K}$$

$$T = 253 \text{ K}$$

$$\rho = \frac{10,1 * 10^3}{287 * 253}$$

$$\rho = 0,14 \text{ kg/m}^3$$

$$\mu = \mu_0 \frac{T_0 + S}{T + S} \left(\frac{T}{T_0} \right)^{0,7}$$

$$\mu = 0,0000171 * \frac{273 + 110,4}{(273 + (-20)) + 110,4} * \left(\frac{253}{273} \right)^{0,7}$$

$$\mu = 1,71 * 10^{-5} \text{ kg/ms}$$

$$Re = \frac{150 * 3,96 * 0,14}{1,71 * 10^{-5}}$$

$$Re = 4,8 * 10^6$$

Akım türbülanslıdır. Buna göre (3.33) kullanılarak taşınım katsayısı aşağıdaki gibi bulunur;

$$h = 0,33 \frac{V_0 \rho C_p}{Pr^{0,66} Re^{0,2}} \times 3600$$

$$h = 0,33 * \frac{150 \times 0,14 \times 0,239}{0,72^{0,66} \times (4,8 \times 10^6)^{0,2}} \times 3600$$

$$h = 340,5 \text{ kcal/m}^2\text{saat}^\circ\text{C}$$

(2.1) kullanılarak taşınım ısı kaybı hesaplanır;

$$H_1 = h (t_s - t_s'')$$

$$H_1 = 340,5 \times (10 - (-21,07))$$

$$H_1 = 10580,3 \text{ Kcal/m}^2\text{saat}$$

Buradan taşınım sabitini olan k_h ' ı (3.16) bağıntısını kullanarak bulabiliriz;

$$k_h = \frac{H_1}{\rho' V_0 C_p (t_s - t_s'') \times 3600}$$

$$k_h = \frac{11266,3}{0,14 \times 150 \times 0,239 \times (10 + 21,07) \times 3600}$$

$$k_h = 0,018$$

Buharlaştırma ısı kaybı (3.7) ile bulunur;

$$H_2 = 571,7 \times 0,018 \times 0,14 \times 150 \times \left(\frac{9,31 - 0,67}{76,2} \right) \times 0,622 \times 3600$$

$$H_2 = 57488,6 \text{ Kcal/m}^2\text{saat}$$

Bu bölgede su toplanmadığı için H_3 mevcut değildir.

$$H_{toplam} = 68068,9 \text{ Kcal/m}^2\text{saat}$$

Yüzeyden buharlaşan su miktarı ise (3.24) kullanılarak hesaplanır;

$$W_{top} = 0,018 * 0,14 * 150 * \left(\frac{9,31 - 0,02}{76,2} \right) * 0,622 * 3600$$

$$W_{top} = 108,1 \text{ kg/m}^2 \text{ saat}$$

4.3 Belli Yükseklikler İçin Hesaplamalar

Bu işlemler her 200 m'de bir yapılmıştır. Bu şekilde, belli irtifalarda kanatların buzlanmadan korunması için gerekli ısı ihtiyaçları karşılaştırılacaktır.

Yerden yükseldikçe sıcaklık her 200 metrede 1°C azalır. Böylece, 5800 m' de sıcaklık 5800/200=29°C azalacaktır.

$$t_0 = -19^\circ\text{C}$$

Yükseklik 6000 m iken rüzgar hızı 150 m/sn ise, Hellman bağıntısına göre [10], yükseklik 5800 m iken rüzgar hızı aşağıdaki gibi hesaplanır;

$$\frac{v_1}{v_2} = \left(\frac{l_1}{l_2} \right)^\alpha \quad (4.1)$$

v_1 : l_1 yüksekliğinde ölçülen rüzgar hızı

v_2 : l_2 yüksekliğinde ölçülen rüzgar hızı

α : Pürüzlülük faktörü

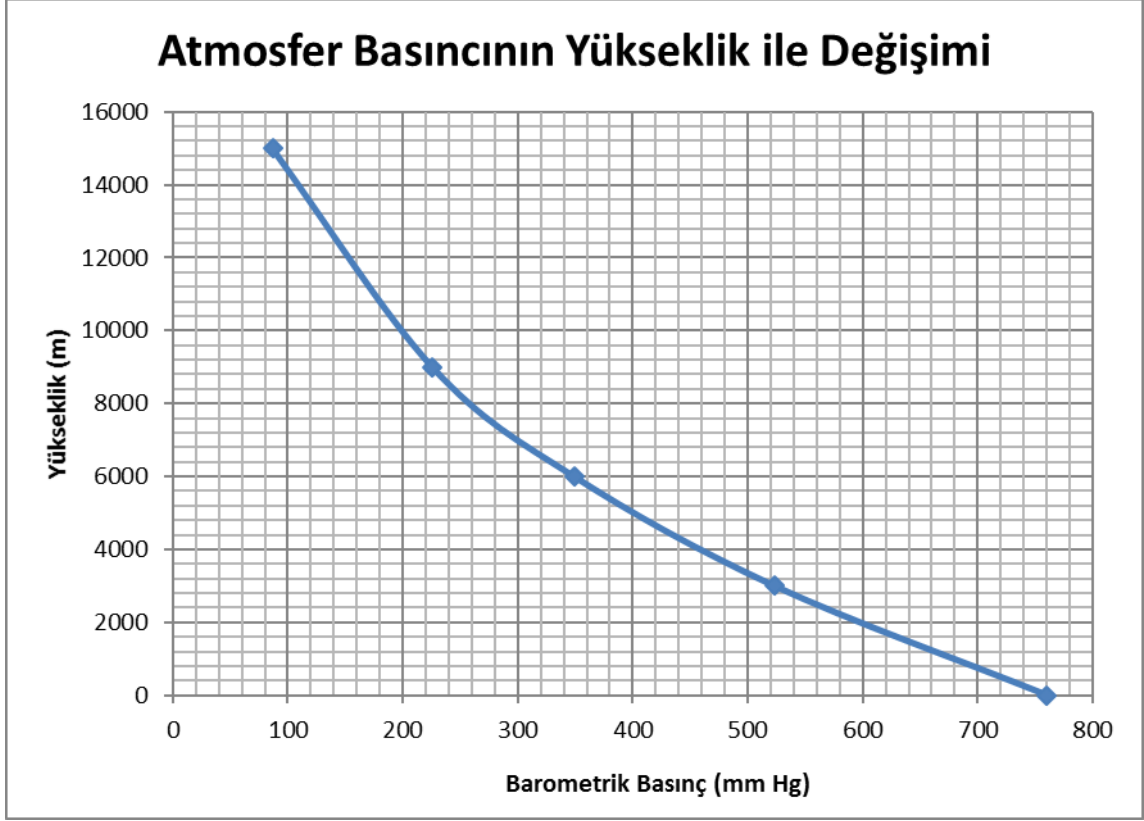
Pürüzlülük faktörü, yükseklik değişiminin belirlendiği belli bir yeryüzü tipine göre farklılık gösterir. Biz hesaplamalarımızda α' yı 0,4 olarak kabul edeceğiz. Buna göre

(4.1)' de değerlerimizi yerine koyarsak;

$$\frac{150}{V_2} = \left(\frac{6,000}{5,800} \right)^{0,4}$$

$$v_2 = 147,9 \text{ m/sn}$$

$$V_0 = 147,9 \text{ m/sn}$$



Şekil 4.6 Atmosfer Basıncının Yükseklik ile Değişimi

$P_{kb0} = 0,114 \text{ kPa} = 0,857 \text{ mmHg}$ ([11]'deki doymuş buz-su buharı tablosundan okundu.)

Barometrik basınç Şekil 4.6'ya göre okunur.

$P_0 = 360 \text{ mm Hg}$ (yükseklik 5,800 m iken)

$V_{B737 \text{ Maximum Hız}} = 0.82$ (544 mph, 876 km/h, 473 kt) = 243,3 m/s

4.3.1 5.800 m Yükseklikteki Uçak Kanadının Durma Noktasında Isı Gereksinimi

$$t_s' = -8 \text{ }^\circ\text{C}$$

$$P_1 = 417 \text{ mm Hg}$$

$$P_{kb1} = 0,99 \text{ mmHg}$$

$$t_s'' = -10,79 \text{ } ^\circ\text{C}$$

$$P_{\text{dbs}}'' = 1,8 \text{ mmHg}$$

$$\rho = 0,76 \text{ kg/m}^3$$

$$Re = 1,97 * 10^6$$

Bulunan reynolds sayısı laminar akım sınırları içindedir.

$$k_h = 0,00098$$

$$H_1 = 1993,79 \text{ Kcal/m}^2\text{saat}$$

$$H_2 = 2451,63 \text{ Kcal/m}^2\text{saat}$$

$$K = 0,501$$

$$E = 0,4$$

$$M = 14,5 \text{ kg/m saat}$$

$$H_3 = 1147,5 \text{ Kcal/m}^2\text{saat}$$

$$H_{\text{toplamlam}} = 420,6 \text{ Kcal/m}^2\text{saat}$$

$$W = 4,9 \text{ kg/m}^2 \text{ saat}$$

4.3.2 5.800 m Yükseklikteki Uçak Kanadı Profilinde Isı Gereksinimi

$$V_1 = 390,6 \text{ m/sn}$$

$$t_s' = -7,75 \text{ } ^\circ\text{C}$$

$$P_1 = 76,45 \text{ mmHg}$$

$$P_{kb1} = 0,18 \text{ mm Hg}$$

$$t_s'' = -19,77 \text{ }^\circ\text{C}$$

$$P_{dbs}'' = 0,8 \text{ mmHg}$$

$$Re = 4,8 * 10^6$$

Akım türbülanslıdır.

$$h = 336,6 \text{ kcal/m}^2\text{saat}^\circ\text{C}$$

$$H_1 = 10023,3 \text{ Kcal/m}^2\text{saat}$$

$$k_h = 0,018$$

$$H_2 = 55347 \text{ Kcal/m}^2\text{saat}$$

$$H_{\text{toplamlam}} = 65370,3 \text{ Kcal/m}^2\text{saat}$$

$$W = 103,87 \text{ kg/m}^2 \text{ saat}$$

4.3.3 Diğer Yükseklikler İçin Isı Gereksinimi

B737-800 uçağının 6000 m ile 3000 m yükseklikleri arasında, uçak kanadı için ısı gereksinimi hesaplamaları yapılmıştır ve kanadın durma noktası ile kanat profili üzerindeki bir noktanın ısı gereksinimleri ve bunlara ait parametreler aşağıda tablolar halinde verilmiştir;

Tüm yükseklikler için aynı kalan parametreler aşağıdaki gibidir;

$$V_u = 243 \text{ m/sn}$$

$$t_s = 10 \text{ }^\circ\text{C}$$

$$P_{dbs} = 9,31 \text{ mm Hg}$$

$$d_0 = 0,3 \text{ m}$$

$$Y_{\text{maks}} = 0,225 \text{ m}$$

$$g = 9,8 \text{ m/s}^2$$

$$C_p = 0,239 \text{ cal/g}^\circ\text{C}$$

$$J = 426 \text{ mg/cal}$$

$$R = 287 \text{ J/kgK}$$

$$\gamma = 1,4$$

Çizelge 4.1 Hesap parametreleri

Uçuş Yüksekliği	6.000		5.800	
	Durma Noktası	Kanat Profili	Durma Noktası	Kanat Profili
P_0	348	348	360	360
t_0	-20	-20	-19	-19
P_{kb0}	0,778195489	0,778195489	0,857142857	0,857142857
t_s'	-8,724937792	-8,43690684	-8,026621958	-7,75066252
t_s''	-11,53602747	-21,0757027	-10,79742464	-19,7782889
P_{bd0}''	1,7	0,67	1,8	0,8
P_1	404,9995759	76,21422572	417,0657841	76,45880761
P_{kb1}	0,905657594	0,022667162	0,993013772	0,18204478
V_0	150	150	10	147,9796366
V_1	0	393	0	390,9796366
V_1/V_0	0	2,62	0	2
ρ	0,743613825	0,13993583	0,762753578	0,139832207
μ	1,70869E-05	1,71054E-05	1,71057E-05	2
h_{fg}	550,7177033	571,7703349	550,2392344	571,8181818
Re	1956258,137	5162926,717	1979556,334	4790322,531
$Nu/Re^{1/2}$	1	-	1	-
h	95,30014011	340,4699357	95,86723079	336,5976749
k_h	0,000993012	0,018852032	0,000987151	0,018906082
K	0,501626815	0	0,494863759	0
E	0,56	0	0,55	0
m	0,0002	0	0,00022	0
M	13,608	0	14,50348418	0
H_1	2052,386435	10580,34251	1993,791508	10023,3028
H_2	2569,282303	57488,58793	2451,637983	55347,00495
H_3	408,24	0	420,6010412	0
H_{toplam}	5029,908738	68068,93044	4866,030532	65370,30775
W	5,151785616	108,0708707	4,938337714	103,8712617

Çizelge 4.2 Hesap parametreleri

Uçuş Yüksekliği	5.600		5.400	
	Durma Noktası	Kanat Profili	Durma Noktası	Kanat Profili
P_0	367	367	378	378
t_0	-18	-18	-17	-17
P_{kb0}	0,948484848	0,941353383	1,00075188	1,00075188
t_s'	-7,33039435	-7,0672128	-6,63634483	-6,38671711
t_s''	-10,0560894	-19,1599355	-9,44116232	-18,886484
P_{bd0}''	1,9	0,82	2	0,85
P_1	423,2489864	76,70536328	433,9602827	76,95407927
P_{kb1}	1,093856269	0,196748919	1,148906266	0,20373529
V_0	10	145,9170261	10	143,8097273
V_1	0	388,9170261	0	386,8097273
V_1/V_0	0	2,665329993	0	2,689732708
ρ	0,771026233	0,139732992	0,787450796	0,139638472
μ	1,71058E-05	1,71058E-05	1,71059E-05	1,71059E-05
h_{fg}	549,8803828	571,8660287	549,5215311	571,9138756
Re	1973115,143	4720153,968	1986031,202	4648808,552
$Nu/Re^{1/2}$	1	-	1	-
h	95,7120933	332,6508133	96,0254964	328,6244814
k_h	0,000988761	0,018961961	0,00098554	0,019019809
K	0,487961225	0	0,480910965	0
E	0,55	0	0,55	0
m	0,00024	0	0,00026	0
M	15,60144843	0	16,65748072	0
H_1	1919,6103	9700,076243	1866,847262	9492,805812
H_2	2400,65124	54397,67857	2315,884893	53379,37397
H_3	436,8405559	0	449,7519793	0
H_{toplam}	4757,102096	64097,75481	4632,484135	62872,17978
W	4,840203982	102,1573754	4,704490614	100,5170635

Çizelge 4.3 Hesap parametreleri

Uçuş Yüksekliği	5.200		5.000	
	Durma Noktası	Kanat Profili	Durma Noktası	Kanat Profili
P_0	384	384	400	400
t_0	-16	-16	-15	-15
P_{kb0}	1,14469697	1,136090226	1,259090909	1,24962406
t_s'	-5,944570596	-5,70935186	-5,25517712	-5,03531348
t_s''	-8,848222407	-18,6576588	-7,977560303	-18,0658856
P_{bd0}''	2,2	0,9	2,3	0,92
P_1	438,8515819	77,20515982	455,0656066	77,4588294
P_{kb1}	1,308208531	0,228416738	1,432422421	0,241986042
V_0	10	141,6550613	10	139,4500777
V_1	0	384,6550613	0	382,4500777
V_1/V_0	0	2,715434647	0	2,742559086
ρ	0,793227849	0,139548962	0,819346712	0,139464807
μ	1,7106E-05	1,7106E-05	1,7106E-05	1,7106E-05
h_{fg}	549,0430622	571,9617225	548,6842105	572,0095694
Re	1970620,08	4576205,23	2003822,239	4502254,488
$Nu/Re^{1/2}$	1	-	1	-
h	95,65253909	324,5133016	96,45500887	320,3113135
k_h	0,000989387	0,019079781	0,000981156	0,019142052
K	0,473703931	0	0,466330171	0
E	0,54	0	0,53	0
m	0,00028	0	0,0003	0
M	17,34877867	0	17,95977551	0
H_1	1802,880331	9299,791479	1734,025739	8989,82067
H_2	2216,903573	52231,71965	2124,175198	51267,73337
H_3	451,0682453	0	448,9943877	0
H_{toplam}	4470,852149	61531,51113	4307,195324	60257,55404
W	4,543624013	98,6667731	4,34997517	96,92420547

Çizelge 4.4 Hesap parametreleri

Uçuş Yüksekliği	4800		4.600	
	Durma Noktası	Kanat Profili	Durma Noktası	Kanat Profili
P_0	410	410	422	422
t_0	-14	-14	-13	-13
P_{kb0}	1,375	1,364661654	1,511363636	1,5
t_s'	-4,56827919	-4,36482154	-3,88400219	-3,69812292
t_s''	-7,31214844	-17,5691268	-6,56966628	-17,1152478
P_{bd0}''	2,45	0,948	2,6	0,98
P_1	464,3271809	77,71533577	475,747879	77,9749535
P_{kb1}	1,557194814	0,25867107	1,703857925	0,277162157
V_0	10	137,1915156	10	134,8757559
V_1	0	380,1915156	0	377,8757559
V_1/V_0	0	2,77124656	0	2,801658114
ρ	0,832794314	0,13938639	0,849996077	0,139314136
μ	1,7106E-05	1,7106E-05	1,71059E-05	1,71059E-05
h_{fg}	548,3253589	572,0095694	547,84689	571,9617225
Re	2003728,845	4426857,088	2010607,674	4349902,58
$Nu/Re^{1/2}$	1	-	1	-
h	96,45248814	316,0118871	96,61733409	311,6076163
k_h	0,000981179	0,019206817	0,000979499	0,019274299
K	0,45877869	0	0,451037294	0
E	0,52	0	0,51	0
m	0,00032	0	0,00034	0
M	18,49122124	0	18,94383942	0
H_1	1669,799793	8712,171786	1600,916983	8449,317731
H_2	2035,925711	50243,14965	1945,277783	49183,47112
H_3	443,7893097	0	435,7083066	0
H_{toplam}	4149,514813	58955,32144	3981,903073	57632,78885
W	4,195645323	95,13104323	4,024408148	93,30056072

Çizelge 4.5 Hesap parametreleri

Uçuş Yüksekliği	4.400		4.200	
	Durma Noktası	Kanat Profili	Durma Noktası	Kanat Profili
P_0	432	432	443	443
t_0	-12	-12	-11	-11
P_{kb0}	1,648484848	1,637293233	1,809848485	1,796240602
t_s'	-3,20248355	-3,03549678	-2,52387449	-2,37726086
t_s''	-5,99453425	-16,4188081	-5,33828706	-16,4383621
P_{bd0}''	2,8	1	3	1,06
P_1	484,8076528	78,23798839	494,8881525	78,50478266
P_{kb1}	1,849995532	0,296524373	2,021834251	0,318314849
V_0	10	132,4987648	10	130,0560247
V_1	0	375,4987648	0	373,0560247
V_1/V_0	0	2,833979362	0	2,868425555
ρ	0,862864035	0,139248516	0,877443526	0,139190063
μ	1,71057E-05	1,71057E-05	1,71055E-05	1,71055E-05
h_{fg}	547,4880383	571,9258373	547,1291866	571,8779904
Re	2005093,504	4271267,49	2001406,501	4190813,13
$Nu/Re^{1/2}$	1	-	1	-
h	96,4838861	307,090192	96,39397758	302,4502462
k_n	0,000980845	0,019344751	0,000981748	0,019418462
K	0,4430924	0	0,434928804	0
E	0,5	0	0,49	0
m	0,00036	0	0,00038	0
M	19,3183199	0	19,61530975	0
H_1	1543,21482	8112,956849	1478,518499	7996,289123
H_2	1848,327435	48187,61783	1752,335786	46950,24984
H_3	425,0030378	0	411,9215048	0
H_{toplam}	3816,545294	56300,57468	3642,77579	54946,53896
W	3,868057727	91,44105417	3,698629606	89,5348907

Çizelge 4.6 Hesap parametreleri

Uçuş Yüksekliği	4.000		3.800	
	Durma Noktası	Kanat Profili	Durma Noktası	Kanat Profili
P_0	458	458	470	470
t_0	-10	-10	-9	-9
P_{kb0}	1,971212121	1,956390977	2,160606061	2,144360902
t_s'	-1,84834221	-1,72377934	-1,17607239	-1,07547293
t_s''	-4,66449573	-16,1478011	-3,93219344	-15,5577504
P_{bd0}''	3,2	1,1	3,4	1,13
P_1	509,3095165	78,77572142	520,2612748	79,05124065
P_{kb1}	2,192046053	0,336498058	2,391658858	0,360668914
V_0	10	127,5424501	10	124,9522836
V_1	0	370,5424501	0	367,9522836
V_1/V_0	0	2,905248016	0	2,944742369
ρ	0,899579295	0,139139375	0,915442313	0,139097131
μ	1,71052E-05	1,71052E-05	1,71049E-05	1,71049E-05
h_{fg}	546,7703349	571,8421053	546,4114833	571,7942584
Re	2012270,612	4108382,909	2006204,313	4023799,018
$Nu/Re^{1/2}$	1	-	1	-
h	96,65379688	297,6771613	96,50626441	292,7588328
k_n	0,000979094	0,019495766	0,000980573	0,019577049
K	0,4265294	0	0,417874833	0
E	0,48	0	0,47	0
m	0,0004	0	0,000435	0
M	19,83540183	0	20,69266045	0
H_1	1417,379192	7783,603217	1344,543944	7482,257181
H_2	1652,17838	45822,54139	1561,113967	44739,28853
H_3	396,7080367	0	393,1605485	0
H_{toplam}	3466,265608	53606,14461	3298,818459	52221,54571
W	3,51952216	87,64000202	3,34381134	85,65861316

Çizelge 4.7 Hesap parametreleri

Uçuş Yüksekliği	3.600		3.400	
	Durma Noktası	Kanat Profili	Durma Noktası	Kanat Profili
P_0	480	480	495	495
t_0	-8	-8	-7	-7
P_{kb0}	2,35	2,332330827	2,571969697	2,552631579
t_s'	-0,50727235	-0,43283185	0,157825063	0,203567117
t_s''	-3,22283006	-15,147657	-2,40348136	-14,7358479
P_{bd0}''	3,6	1,17	3,8	1,21
P_1	528,8900827	79,33183709	542,9025456	79,61808079
P_{kb1}	2,589357697	0,385475186	2,820866456	0,410577025
V_0	10	122,2789664	10	119,5149752
V_1	0	365,2789664	0	362,5149752
V_1/V_0	0	2,987259192	0	3,03321801
ρ	0,927113613	0,139064105	0,948098915	0,13904119
μ	1,71046E-05	1,71046E-05	1,71042E-05	1,71042E-05
h_{fg}	546,0526316	571,7464115	545,6937799	571,7105263
Re	1988354,252	3936858,281	1987445,98	3847326,917
$Nu/Re^{1/2}$	1	-	1	-
h	96,0739709	287,6813728	96,04974452	282,428733
k_h	0,000984965	0,019662763	0,00098519	0,019753437
K	0,40894306	0	0,399708811	0
E	0,46	0	0,45	0
m	0,00047	0	0,000505	0
M	21,41373716	0	21,99942027	0
H_1	1270,369791	7234,512477	1191,351216	6986,114192
H_2	1476,132241	43588,35496	1386,474317	42424,85308
H_3	385,4472689	0	373,9901447	0
H_{toplam}	3131,949301	50822,86744	2951,815678	49410,96727
W	3,181060861	83,64116518	2,991581002	81,58704624

Çizelge 4.8 Hesap parametreleri

Uçuş Yüksekliği	3.200		3.000	
	Durma Noktası	Kanat Profili	Durma Noktası	Kanat Profili
P_0	507	507	522	522
t_0	-6	-6	-5	-5
P_{kb0}	2,79469697	2,773684211	3,054545455	3,031578947
t_s'	0,818956643	0,833038045	1,475822706	1,454755177
t_s''	-1,614588284	-14,2999863	-0,726912489	-13,8308413
P_{bd0}''	4	1,25	4,2	1,29
P_1	553,4873008	79,91063116	567,2077409	80,21025767
P_{kb1}	3,05094533	0,437173286	3,319083959	0,465830898
V_0	10	116,6516135	10	113,6787425
V_1	0	359,6516135	0	356,6787425
V_1/V_0	0	3,083125923	0	3,137602815
ρ	0,96296346	0,139029419	0,983152218	0,139030001
μ	1,71037E-05	1,71037E-05	1,71032E-05	1,71032E-05
h_{fg}	545,3349282	571,6626794	544,9760766	571,6148325
Re	1970295,927	3754933,852	1960395,445	3659362,037
$Nu/Re^{1/2}$	1	-	1	-
h		276,9822213	95,38851484	271,3198728
k_h	0,000989468	0,019849704	0,000991963	0,019952321
K	0,390142884	0	0,380211247	0
E	0,44	0	0,43	0
m	0,00054	0	0,000575	0
M	22,45030293	0	22,76672595	0
H_1	1110,725015	6730,664195	1023,224251	6465,780834
H_2	1304,10948	41244,64684	1220,786082	40045,90996
H_3	359,2048468	0	341,5008893	0
H_{toplam}	2774,039342	47975,31104	2585,511222	46511,6908
W	2,818146974	79,4808323	2,625622999	77,31289243

BÖLÜM 5

BUZLANMAYI ÖNLEMENİN İÇİN GEREKEN SICAK HAVA DEBİSİ

Durma noktası ve Kanat Profili üzerindeki toplam ısı gereksinimlerini Şekil 5.1 ve Şekil 5.2' de ayrıntılı bir şekilde görebiliriz. Boeing 737 – 800 uçağı Flight Manuel' inden alınan bilgiye göre uçak havada iken buzlanmayı önlemek için püskürtülen sıcak hava sıcaklığı maksimum 200°C' dir [7]. Buna göre belirli yükseklikler için üfleme debileri, bulunan ısı ihtiyaçlarına göre bulunacaktır.

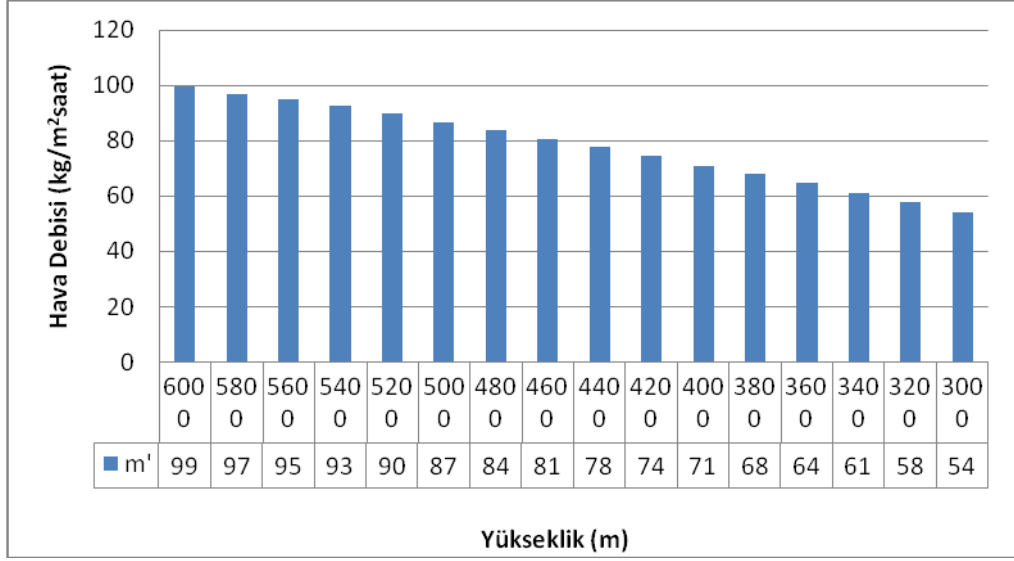
$$H_{top} = m' \times C_p \times (t_{üf} - t_s'')$$
 (5.1)

Çizelge 5.1 Durma Noktası için Gerekli Üfleme Debilerinin Yükseklikle Değişimi

h (m)	t _{üf} (°C)	t _s '' (°C)	C _p (cal/g°C)	H _{top} (Kcal/m ² saat)	m'(kg/m ² saat)
6000	200	-11,536	0,239	5029,909	99,48964
5800	200	-10,7974	0,239	4866,031	96,58543
5600	200	-10,0561	0,239	4757,102	94,75656
5400	200	-9,44116	0,239	4632,484	92,54522
5200	200	-8,84822	0,239	4470,852	89,5698
5000	200	-7,97756	0,239	4307,195	86,65232
4800	200	-7,31215	0,239	4149,515	83,74804
4600	200	-6,56967	0,239	3981,903	80,65406
4400	200	-5,99453	0,239	3816,545	77,52055
4200	200	-5,33829	0,239	3642,776	74,22746
4000	200	-4,6645	0,239	3466,266	70,86331
3800	200	-3,93219	0,239	3298,818	67,68224
3600	200	-3,22283	0,239	3131,949	64,48287
3400	200	-2,40348	0,239	2951,816	61,02016
3200	200	-1,61459	0,239	2774,039	57,56954
3000	200	-0,72691	0,239	2585,511	53,89431

Bu denklem 6000 m ile 3000 m yükseklikleri arasındaki tüm koşullar için, durma noktası ve kanat profili için uygulanır ve Çizelge 5.1 ve Çizelge 5.2 ortaya çıkar. ve durma

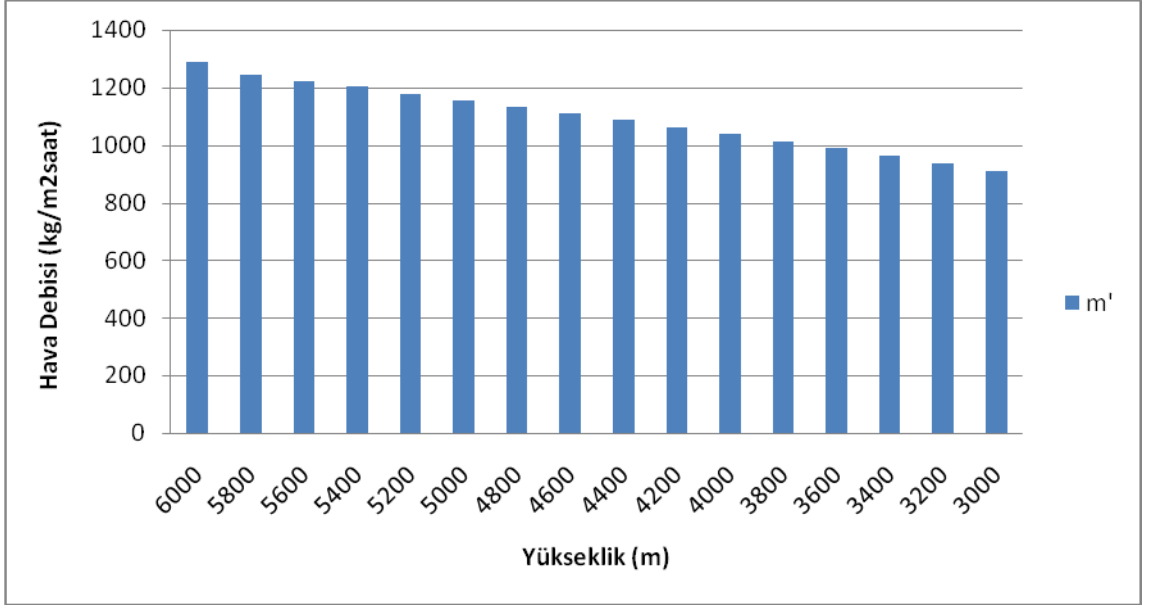
noktası için üflenen hava debisinin yükseklikle değişimini Şekil 5.1 ve Şekil 5.2'den görebiliriz.



Şekil 5.1 Durma Noktası Üfleme Debisi ve Yükseklik İlişkisi

Çizelge 5.2 Kanat Profili için Gerekli Üfleme Debilerinin Yükseklikle Değişimi

h (m)	t _{üf} (°C)	t _{s''} (°C)	C _p	H _{top}	m' (kg/m²saat)
6000	200	-21,0757	0,239	68068,93	1288,279
5800	200	-19,7783	0,239	65370,31	1244,508
5600	200	-19,1599	0,239	64097,75	1223,725
5400	200	-18,8865	0,239	62872,18	1201,826
5200	200	-18,6577	0,239	61531,51	1177,43
5000	200	-18,0659	0,239	60257,55	1156,181
4800	200	-17,5691	0,239	58955,32	1133,778
4600	200	-17,1152	0,239	57632,79	1110,661
4400	200	-16,4188	0,239	56300,57	1088,479
4200	200	-16,4384	0,239	54946,54	1062,205
4000	200	-16,1478	0,239	53606,14	1037,686
3800	200	-15,5578	0,239	52221,55	1013,65
3600	200	-15,1477	0,239	50822,87	988,3816
3400	200	-14,7358	0,239	49410,97	962,7664
3200	200	-14,3	0,239	47975,31	936,694
3000	200	-13,8308	0,239	46511,69	910,11



Şekil 5.2 Kanat Profili Üfleme Debisi ve Yükseklik İlişkisi

Kanat Profili ve Durma Noktası için gerekli olan üfleme debileri ayrı ayrı hesaplanıp yükseklikle olan değişimi karşılaştırılmıştır. Buradan her bir yükseklik toplam gerekli olan hava debisi miktarına geçerse ortaya çıkan sonuç Çizelge 5.3' te verilmiştir.

Çizelge 5.3 Kanat için Gerekli Olan Toplam Debi

h (m)	m' (kg/m²saat)
6000	1387,769
5800	1384,865
5600	1383,036
5400	1380,824
5200	1377,849
5000	1374,932
4800	1372,027
4600	1368,933
4400	1365,8
4200	1362,507
4000	1359,143
3800	1355,961
3600	1352,762
3400	1349,299
3200	1345,849
3000	1342,174

SONUÇLAR

Bu yüksek lisans tez çalışmasında, Boeing 737 – 800 uçağının deniz seviyesinden itibaren 3000 m ve 6000 m uçuş yükseklikleri arasında, kabul edilen meteorolojik şartlara göre maruz kaldığı buzlanma durumuna karşı ısı gereksinimi hesaplanmıştır. Hesaplanan ısı ihtiyacı kanadın hücum kenarı ve hücum kenarı gerisindeki alan için ayrılmıştır. Kanadın iki bölgesine de, uçak motorlarından alınan aynı sıcaklıktaki hava püskürtülür. Ancak, iki bölgenin ısı ihtiyacı birbirinden farklı olduğundan, iki ayrı hava debisi hesap edilmiş ve gerekli olan toplam hava debisi hesaplanmıştır.

Kabul edilen meteorolojik şartlar;

$$h = 0 \text{ m}$$

$$t_s = 10^\circ\text{C}$$

$$V_0 = 15 \text{ m/sn}$$

$$P_{\text{deniz seviyesi}} = 763,56 \text{ mmHg}$$

Bu hava şartlarından yola çıkarak uçağın bulunduğu her yükseklik için, rüzgar hızı (V_0), hava akımı sıcaklığı (t_0) ve havanın barometrik basıncı (P_0) bulunmuştur. Rüzgar hızı (4.1) hellman bağıntı kullanılarak, hava akımı sıcaklığı sıcaklığın her 200 m' de 1°C düştüğü kabul edilerek, havanın barometik basıncı ise [12] ile elde edilmiş Şekil 4.6' dan bulunur. Hava akımı sıcaklığı ile [11]' doymuş buz-su buharı tablosu kullanılarak, hava akımının içerisindeki su buharının kısmi basıncı (P_{kb0}) bulundu.

Uçak ile hava akımının ilk temas ettiği hücum kenarı üzerindeki durma noktası ve hücum kenarı gerisindeki kanat profili için ısı gereksinimi, birim metrekareye düşen ısı

ihtiyacı, hücum kenarı bir silindir olarak ve kanat profili sıcaklık değişiminin homojen olduğu bir düz levha olarak kabul edilip, sıcaklık sınır tabaka denklemleri kullanılarak hesaplamalar yapıldı. Her iki geometri için kuru yüzey sıcaklığı (t_s') ve ıslak yüzey sıcaklığı (t_s'') bulundu.

Kuru yüzey sıcaklığı hesabı için aşağıdaki gibi alınmıştır;

$$C_p = 0,239 \text{ cal/g}^\circ\text{C} \text{ (havanın özgül ısısı)}$$

$$g = 9,81 \text{ m/s}^2 \text{ (yerçekimi ivmesi)}$$

$$J = 426 \text{ mg/cal} \text{ (Isının mekanik eşdeğeri)}$$

Islak yüzey sıcaklığı hesabı için aşağıdaki kabuller yapıldı;

P_1 , ıslak yüzey basıncı bernoulli denklemine dayanarak bulundu.

$$\gamma = 1,4 \text{ (hava için adyabatik durum katsayısı)}$$

$$R = 287 \text{ J/kg}$$

h_{fg} , doymuş su için P_1 basıncında buharlaşma gizli ısısı [8]' deki doymuş suyun termofiziksel özellikleri kullanılarak okundu.

P_{kb1} , ıslak yüzeyin kısmi buhar basıncı P_1 , P_0 ve P_{kb0}' a bağlı olarak bulundu.

P_{dbs}'' , ıslak yüzey sıcaklığındaki doymuş buhar basıncı, ıslak yüzey sıcaklığı (t_s'') ile birlikte [11]' deki doymuş buz-su buharı tablosu kullanılarak deneme yanılma yöntemiyle saptandı.

Uçak hızı, B737-800 uçağının çıkabileceği maksimum hız değeri, [7]' den 243 m/s olarak alındı. Yüzey sıcaklıklarının bulunmasında kullanılan denklemlerde, havanın durma noktasında sınır tabaka hızı olan $V_1 = 0$ olarak kabul edildi. Havanın sınır tabaka hızı, kanat profili üzerinde, homojen olarak dağılmış ve $V_1 = V_{uçak} + V_0$ olarak kabul edildi. Her bir yükseklik için hava akım hızı değiştiğinden, V_1' de değişmiştir.

Kanat üzerindeki ısıtılmış yüzey sıcaklığı (t_s), 10°C olarak kabul edilmiştir.

Kanat veter uzunluğu (C), [7]' den 3,96 m olarak okunmuştur.

Uçağın uçuş esnasında karşılaştığı bulutun özellikleri olarak, damla çapı (a_d) 0,2 mikron, bulutun içerdiği su konsantrasyonu Çizelge 1.1 kullanılarak bulunmuştur.

Hava akımının laminar veya türbülanslı olup olmadığını anlamak için Re sayısına başvuruldu. Re sayısı hesabı için silindirik yüzeyde, hücum kenarının eğrilik yarıçapı (d_0) 0,3 m olarak uçak üzerinden ölçüldü. Dinamik viskozite (μ), (3.29) sutherland formülü ile bulundu. Düz levhada, Re sayısı hesabında, veter uzunluğu (C) kullanıldı.

Durma noktası için konveksiyon ısı kaybı, buharlaşma ısı kaybı ve kenar üzerinde toplanan suyun buharlaştırılması için gerekli olan ısı miktarı hesaplandı. Kanat profili için ise konveksiyon ve buharlaşma ısı kayıpları hesap edildi.

Durma noktasında akım her seferinde laminar, kanat profili üzerinde akım her seferinde türbülanslı olarak bulundu. Buna göre konveksiyon ısı kaybı hesabı için, durma noktasında, konveksiyon sabiti (k_h), Şekil 3.4' den Nu/\sqrt{Re} ifadesini 1 kabul etmek koşuluyla hesaplandı. Böylece konveksiyon ısı kaybı (H_1) bulundu.

Durma noktası üzerinde buharlaşma ısı kaybı (H_2)' yi bulmak için, buharlaşma sabiti (k_w), konveksiyon katsayısına eşit olarak kabul edildi. Böylece konveksiyon ısı kaybı (H_2) bulundu.

Durma noktası üzerinde toplanan suyu buharlaştırmak için gerekli ısı (H_3), kanat üzerinde toplanan su miktarını (M) buharlaştırmak için gerekli ısıdır. Bu miktarı bulmak için, su damlası konsantrasyonu (m), hava hızı (V_0), su toplama verimi (E) ve maksimum veter ordinatı (y_{maks}) kullanılır. Tüm yükseklikler için $y_{maks} = 0,225$ olarak kabul edildi. E' yi bulmak için hesap yapılan yükseklikteki bulutun içerisindeki su damlasının atalet katsayısı hesaplandı (K) ve Şekil 3.1' den E okundu.

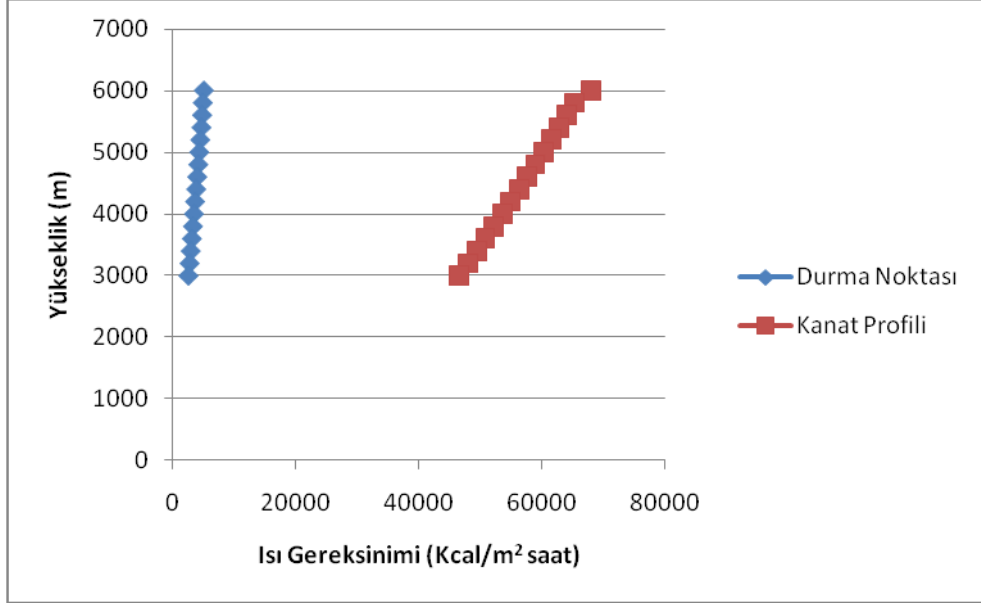
Kanat profili için, türbülanslı akımda kullanılacak taşınım katsayısı hesaplandı (h) burdan konveksiyon ısı kaybı bulundu. Bulunan ısı kaybından k_h değerine geçildi ve $k_h = k_w$ mantığıyla kanat profili için buharlaşma ısı kaybı hesaplandı.

Tüm kanat için buharlaşan su miktarı (W), kinetik ısınmadan dolayı gerçekleşen ve yüzey ısıtılmasından dolayı gerçekleşen su miktarı olmak üzere ikiye ayrılır. Bu

hesaplarda ve kinetik sıcaklık hesaplarında havanın su buharına doydugu ve yüzeyin tamamen ıslak olduğu kabul edilmiştir.

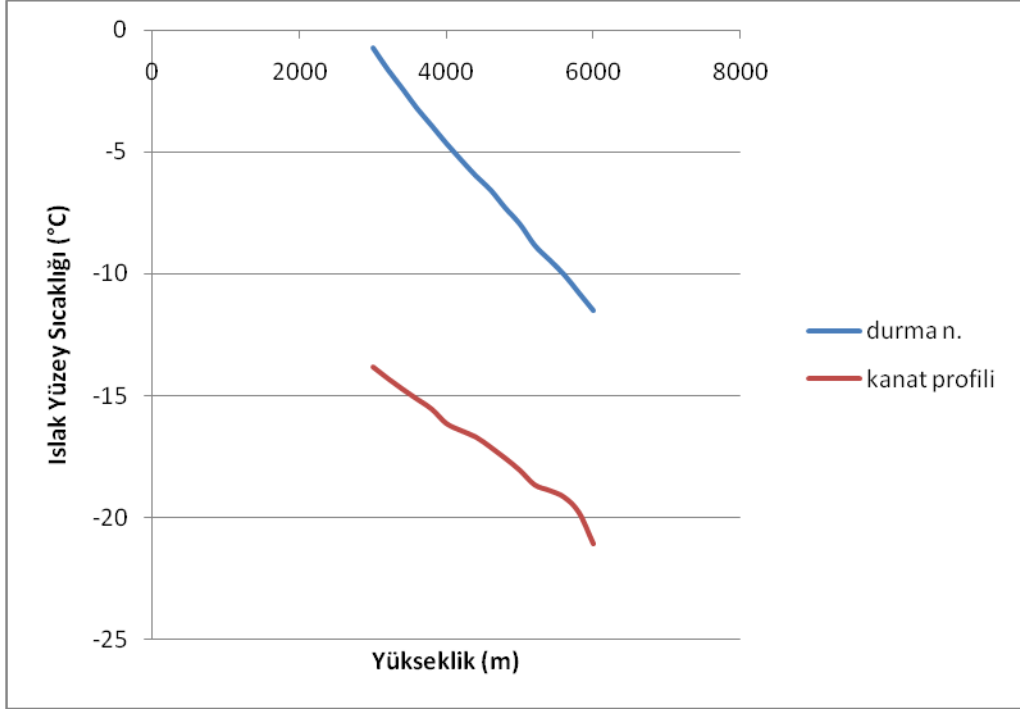
Yapılan hesaplamalar ile bulunan tüm parametreler Çizelge 4.1, 4.2, 4.3, 4.4, 4.5, 4.6, 4.7 ve 4.8' de verilmiştir. Bu değerlere göre aşağıdaki yorumları yapmak mümkündür;

- Yükseklik arttıkça kanattaki buzlanmayı önlemek için kanadın ihtiyacı olan ısı gereksinimi artar. Şekil 4.7' de bu değişimi gözlemleyebiliriz.

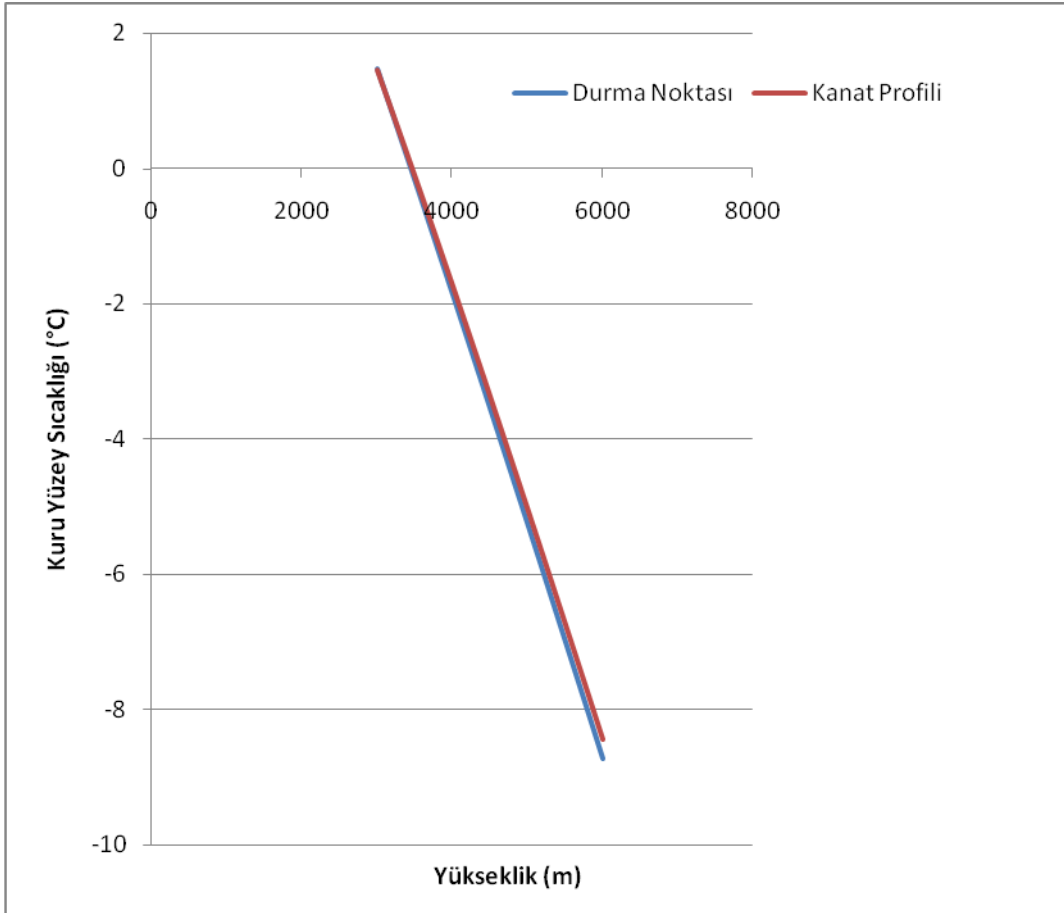


Şekil 6.1 Kanadın Uçuş Yüksekliği ile Değişen Isı Gereksinimi

- Yükseklik arttıkça kanat üzerindeki ıslak yüzey sıcaklığı ve kuru yüzey sıcaklığı azalır. Bu azalış miktarı yükseklikle doğru orantılı olarak seyrederek. Islak yüzey sıcaklığının aynı yüksekliklerde durma noktası ve kanat profili üzerindeki farkı yaklaşık 15 °C olarak görülür. Kuru yüzey sıcaklığı ise aynı yüksekliklerde durma noktası ve kanat profili için neredeyse aynıdır. Şekil 6.2 ve Şekil 6.3' de verilen grafiklerde açıkça görülür.

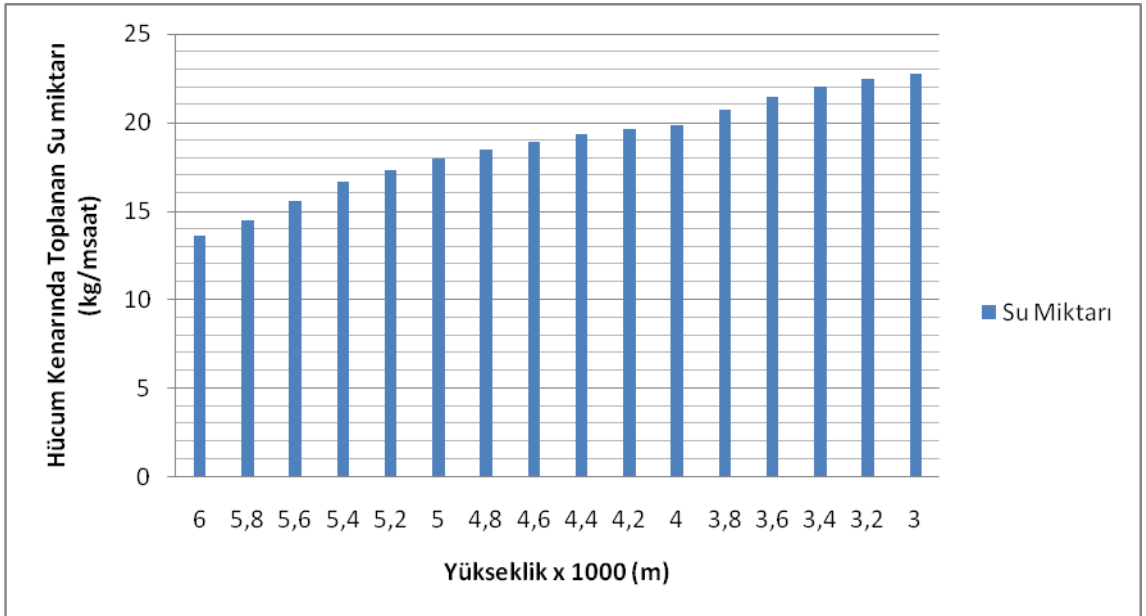


Şekil 6.2 Kanadın Islak Yüzey Sıcaklığının Yükseklikle Değişimi

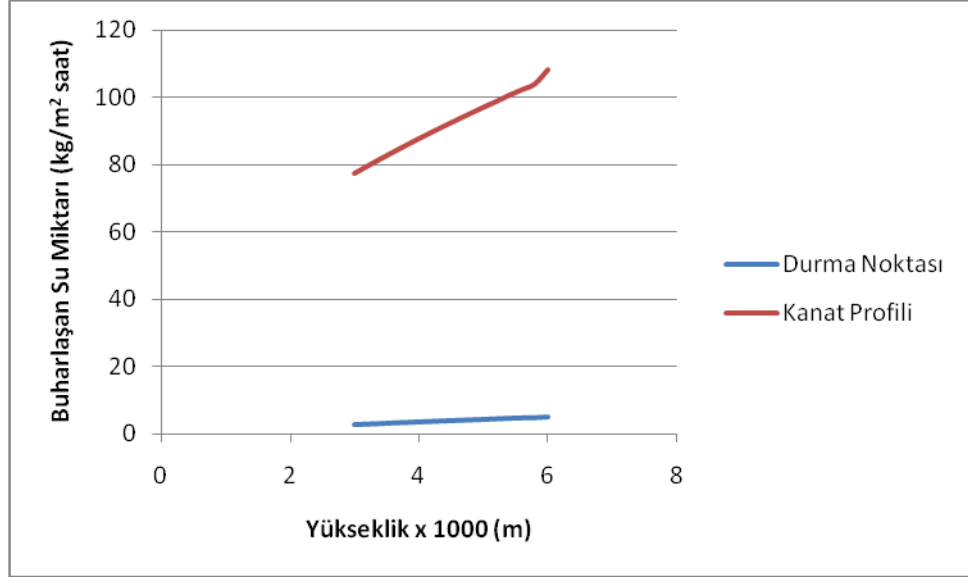


Şekil 6.3 Kanadın Kuru Yüzey Sıcaklığının Yükseklikle Değişimi

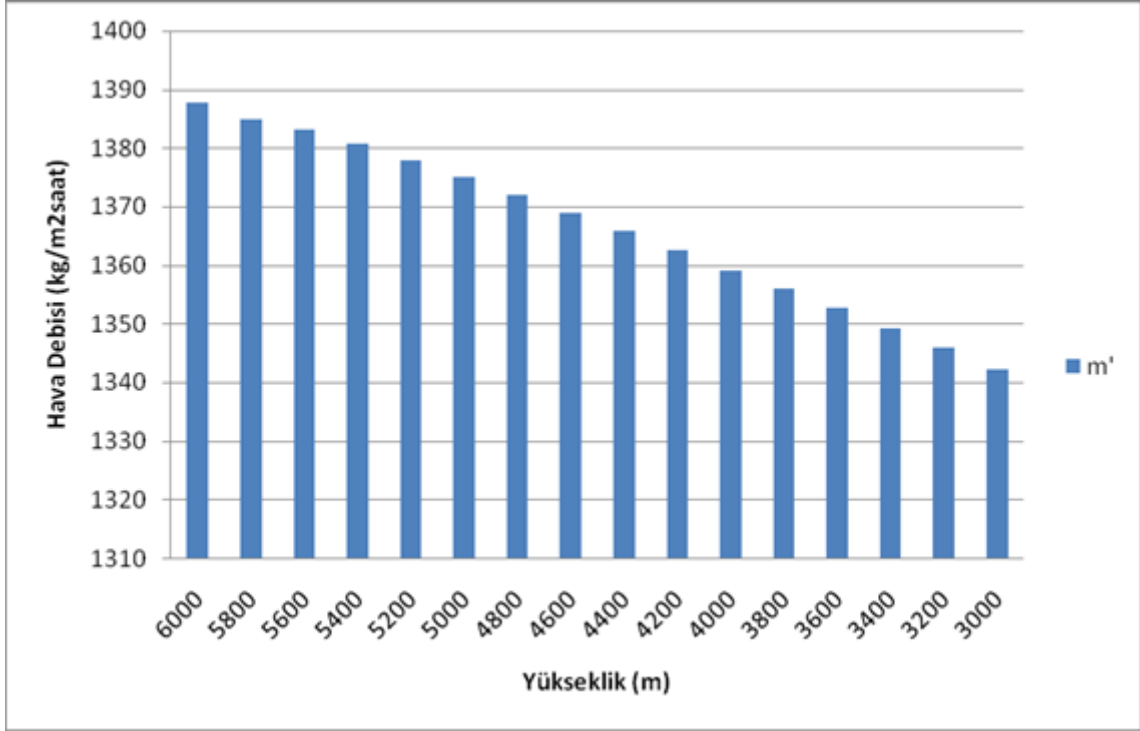
- Yükseklik arttıkça hücum kenarı üzerinde toplanan su miktarı azalır. Bunun nedeni havanın belli bir yükseklikten sonra artık su damlacığı değil buz içermesidir. Su damlacığı içermeyen hava akımı uçak yüzeyi için herhangi bir buzlanma tehlikesi oluşturmaz. Şekil 6.4' de su miktarındaki artışlar gözlemlenebilir.
- Yüksekliğin artmasıyla uçak kanat yüzeyinden buharlaşarak terkedilen su miktarı artar. Çünkü yüksek irtifalarda uçak yüzeyine değen su damlacıklarının buza dönüşme hızı ve miktarı fazladır. Bu bakımdan daha fazla güç harcanarak, daha fazla suyun uzaklaştırılması gerekir. Ayrıca durma noktası ve kanat profili üzerindeki buharlaşan su miktarı artışı farklıdır. Durma noktası üzerinde yükseklikle birlikte buharlaşan su artışı, kanat profili üzerindeki yükseklikle birlikte buharlaşan su miktarı artışın daha azdır. Şekil 6.5' deki grafikte detaylıca görülmektedir.
- Kanat üzerindeki buzlanma problemini ortadan kaldırmak için kanadın hücum kenarına ve hücum kenarı gerisindeki bölgeye sıcak hava üflenir. Bu üflenen sıcak hava debisini, farklı uçuş yükseklikleri ve meteorojik şartlar için bölüm 5 ' te hesaplamıştık. Termal buz önleyici sisteminin toplam sıcak hava üfleme kapasitesi yükseklikle birlikte artan ısı gereksinimi dolayısıyla artar. Bu artış Şekil 6.6' da detaylı bir şekilde görülmektedir.



Şekil 6.4 Hücum Kenarında Toplanan Su Miktarının Yükseklikle Değişimi



Şekil 6.5 Kanat Yüzeyinden Buharlaştan Su Miktar



Şekil 6.6 Kanada Üflenen Toplam Debinin Yükseklikle Değişim

KAYNAKLAR

- [1] Sanderson, J. ,(1997). A&P Technician Airframe Textbook, Inc., USA,
- [2] Demirgüç, Z. ,(1955). Uçaklarda Buzlanma ve Korunma Metodları, İstanbul Teknik Üniversitesi Matbaası, İstanbul.
- [3] Jones, A.R., LEWIS, W., (1930). Recommended Values of Meteorological Factors to be Considered in the Design of Aircraft Ice-Prevention Equipment, NACA, TN. 1855.
- [4] Paraschivoiu, I. ve Saeed, F., (2005). *Aircraft Icing*, John Wiley&Sons.
- [5] Icing Manual, (2003). ATR Training Center, Toulouse.
- [6] Vikipedi, Boeing 737, www.wikipedia.org/wiki/Boeing_737, 9 Şubat 2014.
- [7] Boeing, Boeing 737-800 Flight Manuel, www.boeing.com, 11 Haziran 2012.
- [8] Incropera, P.F., Dewitt P.D., (2001). Isı ve Kütle Geçişinin Temelleri, 4, Literatür, İstanbul.
- [9] AMM THY, (2012). 737-600/700/800/900 Boeing Aircraft Maintenance Manuel, USA.
- [10] Elektrik İşleri Etüt İdaresi Genel Müdürlüğü, Rüzgar Enerjisi, www.eie.gov.tr, Haziran 2012
- [11] Boles, A.M., ve Çengel, A.Y. (1989), Mühendislik Yaklaşımıyla Termodinamik, 2, Literatür, İstanbul.
- [12] Noyan, B., Yüksek İrtifa Havacılık ve Uzay Fizyolojisi, www.tip.uludag.edu.tr, 12 Aralık 2010.
- [13] White, F.M., (1999). Akışkanlar Mekaniği, 4, Literatür, İstanbul.
- [14] Grimison, E.D., (1937). Correlation and Utilization of New Data on Flow Resistance and Heat Transfer for Cross Flow of Gases over Tube Banks, ASME No. 7, USA.
- [15] UTED, (2009). Aylık Havacılık Dergisi, Yayın No: 18, İstanbul.
- [16] Tüzünsoy, A.G, (1984). Havacılıkta Buzlanma Öngörüsü, Yüksek Lisans Tezi, İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [17] Brun, E.A, (1957). Icing Problems and Recommended Solutions, Agard Advisory Report No: 127, Paris.

- [18] Morency, F., Brahimji, M.T., Tezok, F., Parachivoiu, I., (1998) Hot air anti-icing system modelization in the ice prediction code CANICE, in: Proceedings of the 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA-98-0192.
- [19] Erdoğan, B., (2008). Production and Development of De/Anti Icing Fluids for Aircraft, Yüksek Lisans Tezi, ODTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara.
- [20] Berstein, C.B., Omeron, T.A., Politovich, M.K., (1997). Surface Wheater Features Associated with Freezing Precipitation and Severe in-flight Aircraft Icing, Elsevier Atmospheric Research 46 (1998) 57-73, USA.

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı Soyadı : Kübra BODUROĞLU
Doğum Tarihi ve Yeri : 21.03.1986, İSTANBUL
Yabancı Dili : İngilizce, Almanca
E-posta : kubracorum@hotmail.com

ÖĞRENİM DURUMU

Derece	Alan	Okul/Üniversite	Mezuniyet Yılı
Lisans	Makine Mühendisliği	Yıldız Teknik Üniversitesi	2009
Lise	Fen Bilimleri	Adnan Menderes Anadolu Lisesi	2004

İŞ TECRÜBESİ

Yıl	Firma/Kurum	Görevi
2009	MyTechnic Uçak Bakım ve Onarım Merkezi	Malzeme Planlama Mühendisi
2010	Ford Otosan Otomotiv A.Ş.	Ürün Geliştirme Mühendisi
2012	Remak Makina Ltd. Şti	Proje Yöneticisi

