
GAZİ ÜNİVERSİTESİ
Gazi
1926

AVİYONİK SİSTEMLERİN ELEKTRONİK SOĞUTMASINDA KOMPONENTLERİNİN FARKLI YERLEŞİMLERİNİN SAYISAL İNCELENMESİ

Nezahat SİVASLI

YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI

GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

ŞUBAT 2024

ETİK BEYAN

Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Tez Yazım Kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmasında;

- Tez içinde sunduğum verileri, bilgileri ve dokümanları akademik ve etik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi,
- Tüm bilgi, belge, değerlendirme ve sonuçları bilimsel etik ve ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu,
- Tez çalışmasında yararlandığım eserlerin tümüne uygun atıfta bulunarak kaynak gösterdiğimi,
- Kullanılan verilerde herhangi bir değişiklik yapmadığımı,
- Bu tezde sunduğum çalışmanın özgün olduğunu,

bildirir, aksi bir durumda aleyhime doğabilecek tüm hak kayıplarını kabullendiğimi beyan ederim.

Nezahat Sivaslı
14/02/2024

AVİYONİK SİSTEMLERİN ELEKTRONİK SOĞUTMASINDA KOMPONENTLERİNİN FARKLI YERLEŞİMLERİNİN SAYISAL İNCELENMESİ

(Yüksek Lisans Tezi)

Nezahat SİVASLI

GAZİ ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Şubat 2024

ÖZET

Uçak termal yönetimi, uçaktaki ısıl dengeyi sürdürmek, aviyonik sistemlerin ve diğer kritik bileşenlerin istikrarlı bir şekilde çalışmasını sağlamak, yakıt verimliliğini artırmak ve güvenliği sağlamak için önemlidir. Bu çalışmanın amacı, farklı havalandırma hava sıcaklığı, havalandırma hava debisi, sistem yerleşimi, hava çıkış konumu ve ısıl yük koşullarının aviyonik sistemler üzerindeki sıcaklık etkisinin incelemesidir. Bu faktörlerin dikkatle değerlendirilmesi, uçak içindeki aviyonik sistemlerin verimli bir şekilde çalışmasını sağlamak için kritik öneme sahiptir. Aviyonik sıcaklığına etki eden faktörleri daha iyi anlayabilmek amacıyla, kokpitten çıkan hava sıcaklığı 297 K, 300 K ve 303 K arasında, hava akış debisinin 0,10 kg/s, 0,15 kg/s, 0,20 kg/s ve 0,25 kg/s aralığında, 1 farklı sistem yerleşimi, 1 farklı çıkış tasarımı, ekipmanların ısıl yükleri kendi değerleri ve 10 W fazlası ve altında olmak üzere bazı koşullarda incelenmiştir. Bu değişkenleri incelemek amacı ile 3 farklı konfigürasyon oluşturulmuştur. Analizlerde, +10 W ısıl yükün ortalama aviyonik sıcaklıklarını ortalama 3,1 k arttırdığı gözlemlenirken, -10 W ısıl yükün ortalama 3,0 K düşüşe neden olduğu belirlenmiştir. Havalandırma hava debisindeki artış, ortalama aviyonik sıcaklıklarını ortalama 13,8 K düşürürken, havalandırma havasının sıcaklık artışında ise ortalama 4,7 K artışa neden olduğu saptanmıştır. Isıl yük, havalandırma hava debisi ve havalandırma hava sıcaklığı değişiklikleri ile aviyonik sıcaklıkları arasındaki sıcaklık artışı veya düşüşünün istikrarlı olduğu belirlenmiştir. Tek çıkış yerine aynı alanlı farklı lokasyonlarda 2 çıkış incelemesi yapıldığında, ortalama aviyonik sıcaklıklarının ortalama 2 K değiştiği görülmüştür. Sistem yerleşimini değiştirmek ise ortalama 7,2 K değişikliğe neden olmuştur. Aynı zamanda, sistem yerleşiminde yapılan değişiklikler, bazı ekipmanların sıcaklığını değiştirmezken, bazı ekipmanlarda 20 K sıcaklık artışı veya düşüşü sağlayabilmektedir. Bu sonuçlar, farklı geometrilerin ve çevresel faktörlerin aviyonik ekipmanlar üzerindeki etkilerini açıkça göstermektedir. Isıl yük, havalandırma hava debisi, sıcaklık değişimi ve sistem yerleşimi gibi faktörlerin her biri aviyonik sıcaklıklarını farklı şekilde etkilemektedir, bu da sistem optimizasyonu ve aviyonik ekipman yerleşimi için değerli görüşler sağlamaktadır.

Bilim Kodu	:	91402
Anahtar Kelimeler	:	Aviyonik, ısı transferi, HAD, havalandırma
Sayfa Adedi	:	91
Danışman	:	Doç. Dr. Nureddin Dinler

NUMERICAL INVESTIGATION OF ELECTRONIC COOLING OF AVIONICS SYSTEMS FOR DIFFERENT LAYOUT

(M. Sc. Thesis)

Nezahat SİVASLI

GAZİ UNIVERSITY

GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

February 2024

ABSTRACT

Efficient aircraft thermal management plays an essential role in preserving optimal thermal equilibrium within the aircraft. It is essential for sustaining the reliable functionality of avionic systems and other critical components, contributing to enhancing fuel efficiency, and ultimately upholding stringent safety standards. The purpose of this study is to examine the temperature effects on avionic systems under different conditions of ventilation air temperature, ventilation air mass flow rate, system locations, air outlet location, and thermal loads. To better understand the factors influencing avionic temperature, ventilation air temperature was varied between 297 K, 300 K, and 303 K, ventilation mass flow rates were varied between 0,10 kg/s, 0,15 kg/s, 0,20 kg/s, and 0,25 kg/s, and different system locations, outlet designs, and equipment thermal loads were examined under various conditions, including their original values and variations of +10 W or -10 W. Three different configurations were created for the purpose of analyzing these variables. According to the analyses, it was observed that a +10 W thermal load increases the average avionic temperatures by an average of 3,1 K, while a -10 W load results in an average decrease of 3,0 K. An increase in ventilation air mass flow rate reduces the average avionic temperatures by an average of 13,8 K, whereas an increase in ventilation air temperature leads to an average increase of 4,7 K. The changes in thermal load, ventilation air mass flow rate, and ventilation air temperature alterations demonstrate a stable pattern in the observed temperature increase or decrease among avionics. When examining two outlets at different locations with the same area, it was observed that the average avionic temperatures changed by an average of 2 K. System layout change resulted in an average temperature difference of 7,2 K. Furthermore, changes in system layout may cause up to a 20 K temperature change for some equipment while leaving others unaffected. These results clearly illustrate the impact of different geometries and environmental factors on avionic equipment. Factors such as thermal load, ventilation air mass flow rate, ventilation air temperature changes, and system layout affect avionic temperatures differently, providing valuable insights for system optimization and avionics equipment placement.

Science Code	:	91402
Key Words	:	Avionics, cooling, heat transfer, CFD
Page Number	:	91
Supervisor	:	Assoc. Prof. Dr. Nureddin Dinler

TEŞEKKÜR

Sevgili Annem, Babam ve Abim, bu süreçte bana olan destek, sevgi ve güveniniz için içten teşekkürlerimi sunmak isterim. Hayatımın en önemli adımlarından birini atmama yardımcı olan sizler, her zaman yanımda olduğunuz ve beni cesaretlendirdiğiniz için minnettarım.

Çalışmalarım boyunca yardım ve katkılarıyla beni yönlendiren, bu çalışmayı mümkün kılan danışman hocam Sayın Doç.Dr. NUREDDİN DİNLER'e teşekkürlerimi sunarım. Ayrıca, tez komitemizde yer alan Sayın Doç. Dr. Ekin ÖZGİRGİN YAPICI ve Sayın Prof.Dr. Mustafa Zeki YILMAZOĞLU'na da içten teşekkürlerimi iletmek isterim. Değerli yorumlarınız ve katkılarınız, çalışmanın kalitesini artırmama yardımcı oldu.

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖZET iv

ABSTRACT v

TEŞEKKÜR vi

İÇİNDEKİLER vii

ÇİZELGELERİN LİSTESİ xv

ŞEKİLLERİN LİSTESİ xvi

SİMGELER VE KISALTMALAR xix

1. GİRİŞ 1

2. LİTERATÜR TARAMASI 7

3. PARAMETRİK ÇALIŞMALAR 13

3.1. Denklemler 13

3.1.1. Korunum denklemleri 13

3.1.2. Türbülans denklemleri 15

3.1.3. SST k-ω türbülans modeli 15

3.1.4. Realizable k- ε türbülans modeli 16

3.2. Doğrulama 17

3.3. Analiz Geometrisi ve Sınır Koşulları 24

3.4. Ağ Yapısı İyileştirme Çalışması 30

4. BULGULAR VE TARTIŞMALAR 35

4.1. Isıl Yük Etkisi 37

4.2. Havalandırma Havasının Sıcaklığının Etkisi 45

4.3. Havalandırma Havasının Debisin Etkisi 54

4.4. Sistem Yerleşiminin Etkisi 68

Sayfa

4.5. Havalandırma Havasının Çıkışının Konumunun Etkisi 75

5. SONUÇ VE ÖNERİLER 83

KAYNAKLAR 85

EKLER 87

EK-1. Analiz İsimlendirmesi 88

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge **Sayfa**

Çizelge 3.1. Deney için hazırlanan 10 izleme konumu koordinatları 18

Çizelge 3.2. Aviyonik bilgi çizelgesi 27

Çizelge 3.3. Aviyonik ısı akıları 27

Çizelge 3.4. Havalandırma havasının özellikleri 28

Çizelge 3.5. Analiz isimlendirmesi 29

Çizelge 3.6. Ağ bağımsızlığı çalışması için ortalama aviyonik duvar sıcaklıkları 31

Çizelge 4.1. Sistem yerleşimin aviyoniklerdeki minimum ve maksimum sıcaklık etkileri 73

Çizelge 4.2. Havalandırma havasının çıkış konumunun aviyoniklerdeki minimum ve maksimum sıcaklık etkileri 80

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil **Sayfa**

Şekil 1.1. "Uçak termal yönetimi" anahtar kelimelerini kullanarak yapılan bir Scopus araması sonuçlarına göre yıllara göre yayınlanan belge sayısı 1

Şekil 3.1. Deneyi yapılan 3 durum 17

Şekil 3.2. Deney detayları 18

Şekil 3.3. Ortalama duvar sıcaklığı değişimi 19

Şekil 3.4. Kompartımanın y+ dağılımı 19

Şekil 3.5. Durum 3 için deney ve model karşılaştırması 20

Şekil 3.6. Işınım modellerinin P1 noktasında hıza göre karşılaştırılması 21

Şekil 3.7. Hız profillerinin karşılaştırılması 22

Şekil 3.8. Sıcaklık profillerinin karşılaştırılması 23

Şekil 3.9. Türbülans kinetik enerjisi profillerinin karşılaştırması 23

Şekil 3.10. Uçak geometrisi 24

Şekil 3.11. Çizilen aviyonik oda 25

Şekil 3.12. Farklı eksenlerde kompartımanın yerleşim görüntüleri 25

Şekil 3.13. Analizi yapılacak geometri modelleri 26

Şekil 3.14. Aviyonik sınır koşulları 28

Şekil 3.15. Geometrilerin ağ yapıları 30

Şekil 3.16. Ağ yapısının sıcaklığa etkisi 31

Şekil 3.17. Farklı eksenlerden genel ağ yapısı 32

Şekil 3.18. Genel ağ yapısının kesit ile görüntüsü 32

Şekil 3.19. Ortalama aviyonik duvar sıcaklığının iterasyon ile değişimi 33

Şekil 3.20. Orta ölçekli ağ yapısı için y+ konturları 34

Şekil 4.1. Girişlerden hız akış çizgileri 36

Şekil **Sayfa**

Şekil 4.2. Alınan kesit alanları 37

Şekil 4.3. Isıl yük etkilerinin geometri 1 üzerindeki etkisinin karşılaştırılması 38

Şekil 4.4. Isıl yük etkilerinin geometri 2 üzerindeki etkisinin karşılaştırılması 39

Şekil 4.5. Isıl yük etkilerinin geometri 3 üzerindeki etkisinin karşılaştırılması 41

Şekil 4.6. +10 W ısıl yükün geometri 1 üzerindeki artış etkisi..... 43

Şekil 4.7. +10 W ısıl yükün geometri 2 üzerindeki artış etkisi..... 44

Şekil 4.8. +10 W ısıl yükün geometri 3 üzerindeki artış etkisi..... 46

Şekil 4.9. Havalandırma havasının sıcaklığının geometri 1 üzerindeki etkisinin karşılaştırılması 47

Şekil 4.10. Havalandırma havasının sıcaklığının geometri 2 üzerindeki etkisinin karşılaştırılması 48

Şekil 4.11. Havalandırma havasının sıcaklığının geometri 3 üzerindeki etkisinin karşılaştırılması 50

Şekil 4.12. Havalandırma havasının sıcaklığının geometri 1 üzerindeki ortalama artış etkisi 52

Şekil 4.13. Havalandırma havasının sıcaklığının geometri 2 üzerindeki ortalama artış Etkisi 53

Şekil 4.14. Havalandırma havasının sıcaklığının geometri 3 üzerindeki ortalama artış Etkisi 54

Şekil 4.15. Havalandırma havasının debisinin geometri 1 üzerindeki etkisinin Karşılaştırılması 55

Şekil 4.16. Havalandırma havasının debisinin geometri 2 üzerindeki etkisinin Karşılaştırılması 56

Şekil 4.17. Havalandırma havasının debisinin geometri 3 üzerindeki etkisinin Karşılaştırılması 58

Şekil 4.18. Havalandırma havasının debisinin geometri 1 üzerindeki ortalama artış Etkisi 60

Şekil 4.19. Havalandırma havasının debisinin geometri 2 üzerindeki ortalama artış Etkisi 61

Şekil **Sayfa**

Şekil 4.20. Havalandırma havasının debisinin geometri 3 üzerindeki ortalama artış Etkisi 62

Şekil 4.21. Geometri 1 çıkış için hız kontürleri 63

Şekil 4.22. Geometri 1 giriş için hız kontürleri 63

Şekil 4.23. Geometri 1 kesit 1 için hız kontürleri 64

Şekil 4.24. Geometri 2 çıkış için hız kontürleri 65

Şekil 4.25. Geometri 2 giriş için hız kontürleri 65

Şekil 4.26. Geometri 2 kesit 1 için hız kontürleri 66

Şekil 4.27. Geometri 3 çıkış için hız kontürleri 67

Şekil 4.28. Geometri 3 giriş için hız kontürleri 67

Şekil 4.29. Geometri 3 kesit 1 için hız kontürleri 68

Şekil 4.30. Sistem yerleşimin sıcaklık etkisinin karşılaştırılması 68

Şekil 4.31. Sistem yerleşimin aviyoniklerdeki sıcaklık artış ve düşüş etkisi..... 74

Şekil 4.32. Hız kontürleri kesit 1, kesit 2 ve kesit 3 75

Şekil 4.33. Havalandırma havasının çıkış konumunun etkisinin karşılaştırılması 76

Şekil 4.34. Havalandırma havasının çıkış konumunun sıcaklık artış ve düşüş etkisi..... 81

Şekil 4.35. Hız kontürleri kesit 1, kesit 2 ve giriş..... 82

SİMGELER VE KISALTMALAR

Bu çalışmada kullanılmış simgeler ve kısaltmalar, açıklamaları ile aşağıda sunulmuştur.

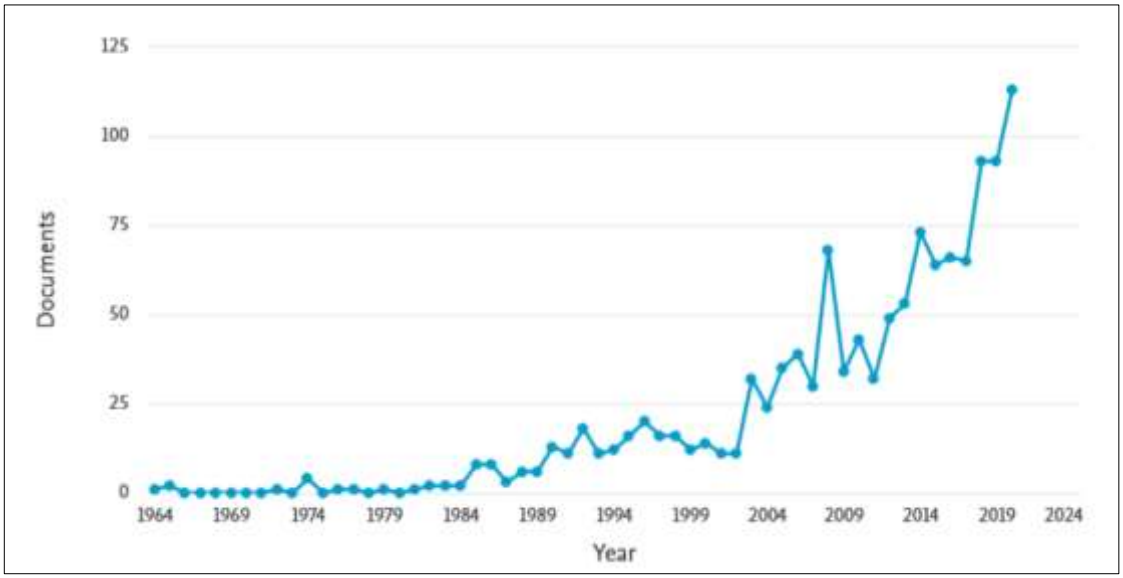
Simgeler	**Açıklamalar**
K	Kelvin
kg/m^3	Kilogram/Metreküp
k,max	Maksimum türbülans kinetik enerji
m^2	Metrekare
m^3	Metreküp
m^3/s	Metreküp/saniye
T	Sıcaklık
T,min	Minumun Sıcaklık
T,max	Maksimum Sıcaklık
u,max	Maksimum akış hız
W	Watt
°C	Santigrat Derece

Kısaltmalar	**Açıklamalar**
HAD	Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
PCM	Faz Değişim Malzemesi
SST	Shear-Stress Transport

1. GİRİŞ

Aviyonik ve uçak termal yönetimi arasındaki ilişki, aviyonik sistemlerin optimal performansını sağlamak ve uçağın güvenli uçuşlarını sağlamak için kritik bir öneme sahiptir. Uçak termal yönetimi ile ilgili detaylı bilgiler Van ve diğerleri (2022) ve Mark (2020: 20, 206) kaynakları kullanılarak hazırlanmıştır.

Uçak Termal Yönetimi: Uçak termal yönetimi, uçağın farklı alt sistemlerindeki sıcaklık kontrolünü sağlamak için tasarlanmış sistem ve süreçlerin bütünüdür. Bu temel olarak uçaktan ısıyı uzaklaştırmayı ve ekipmanları, sistemleri ve yapılardaki sıcaklık sınırlarının üzerine çıkarabilecek ısı kaynaklarından korumayı içermektedir. Çünkü yüksek ısı girişi, genellikle yapı ve sistemleri olumsuz etkileyebilecek durumlara neden olmaktadır. Bu alt sistemler arasında motorlar, aviyonik sistemler, yakıt sistemleri, hidrolik sistemler ve diğer alt sistemler yer alır. Van ve diğerleri (2022), yaptıkları araştırmaya göre, "uçak termal yönetimi" anahtar kelimelerini kullanarak yapılan bir Scopus aramasının sonuçlarına dayanarak yılda yayınlanan belge sayısını Şekil 1.1'de göstermiştir.



Şekil 1.1. "Uçak termal yönetimi" anahtar kelimelerini kullanarak yapılan bir Scopus araması sonuçlarına göre yıllara göre yayınlanan belge sayısı (Van ve diğerleri, 2022)

Gelişmiş savaş uçakları, yüksek performans, hız ve manevra kabiliyeti gerektiren görevler için tasarlanmıştır. Bu uçaklar, motorlar, aviyonik sistemler, silahlar ve diğer sistemler

aracılığıyla yüksek miktarda ısı üretirler. Bu ısı, uçağın performansını ve ömrünü etkileyebilir ve hatta uçağın görevine devam etmesine engel olabilir. Bu nedenle, savaş uçaklarında termal yönetimi üzerine olan çalışmalar artmıştır. Uçakların termal tasarımı, yakıt kapasitesi ve diğer performans faktörleri kadar önemli hale gelmiştir. Günümüzün gelişmiş savaş uçakları, daha verimli yakıt kullanımı, daha düşük termal emisyonlar ve daha iyi termal yönetim özellikleri sağlamak için tasarlanmıştır. Uçağın gizlilik özelliklerini korurken ilave ısının ortadan kaldırılamaması, sistem yeteneklerinde gelecekte yapılacak iyileştirmeleri sınırlayabilir. Uçaklardaki ısıyı gidermenin birincil yolu olan dış ortam havasıdır fakat çıkan sıcak hava ısı arayan füzeler için kolay bir hedef sağlayarak askeri uçaklarda kullanımını sınırlamaktadır. Aynı zamanda, radar algılama yeteneklerini etkileyen Radar Kesit Alanı (RCS) gibi diğer riskleri de içerir. Bu nedenle, savaş uçaklarının termal yönetimi üzerine yapılan çalışmalar, daha az tespit edilebilir, daha sürdürülebilir ve daha yüksek performanslı uçaklar üretmek için önemlidir (Van ve diğerleri, 2022). Uçak termal yönetimi, kompozit malzeme kullanımı, yakıtın soğutucu olarak kullanılması, iç ısıl yüklerin ve sayısında genel artış ve aerodinamik ısınma olmak üzere dört ana başlıkta incelenebilir.

Kompozit Malzeme Kullanımı: Kompozit malzeme kullanımının savaş uçakları için birçok avantajı olsa da termal yönetim açısından bazı dezavantajları da vardır. Kompozit malzemeler, metal malzemelere kıyasla daha az termal iletkenliğe sahiptir, bu nedenle ısının birikmesine ve sıcak noktaların oluşmasına neden olabilirler. Ayrıca, kompozit malzemeler sıcaklık değişimlerine daha az dirençlidir, bu da sıcaklık dalgalanmalarından kaynaklanan termal gerilmelere daha hassas hale gelmelerine neden olabilir. Savaş uçakları, yüksek hız ve yüksek irtifalarda görev yaparken, büyük termal gerilmeler ile karşı karşıya kalırlar. Bu gerilmeler, uçak gövdesi ve motorlarında sıcak noktaların oluşmasına neden olabilir ve bu da uçağın performansını olumsuz yönde etkileyebilir. Ayrıca, savaş uçaklarının bazı bölümleri yoğun ısıl yük altındadır ve bu nedenle termal yönetim açısından daha büyük bir önem taşırlar. Bu nedenlerden dolayı, savaş uçaklarında kompozit malzemelerin ısıl yönetimi etkili bir biçimde ele alınmalıdır. Bu, uygun soğutma sistemlerinin, yalıtım malzemelerinin ve diğer termal yönetim tekniklerinin kullanılmasını gerektirir. Savaş uçaklarının tasarım aşamasında, kompozit malzemelerin termal davranışları da dikkate alınmalıdır. Bu, termal yönetim açısından daha iyi performans sağlamak için uygun malzeme seçimi, tasarım optimizasyonu ve termal analizlerin yapılması anlamına gelir.

Yakıtın Soğutucu Olarak Kullanılması: 5. Nesil savaş uçaklarında, yakıt bazen sıcaklık kontrolü için bir soğutucu olarak kullanılır. Bu yakıt, Çevresel Kontrol Sistemi, Motor Aktarma ve Diagnostik Sistemi ve Hidrolik gibi sistemlerdeki ısıyı absorbe eder ve soğutur. Motor Aktarma ve Diagnostik Sistemi, motorun aktarma organlarını kontrol eden bir sistemdir. Bu sistemdeki yüksek sıcaklık, yakıt tarafından soğurulur. Hidrolik sistemlerde, genellikle hidrolik akışkanın hareketi sırasında sürtünme ve enerji kaybı sonucu ısı üretirler. Bu ısı, hidrolik sıvılar tarafından emilir ve yakıt tarafından soğutulur. Çevresel Kontrol Sistemi olan 5. Nesil savaş uçakları, aviyonik sistemlerin sıcaklığını kontrol etmek için çeşitli yöntemler kullanır. Bu sistemler, uçağın içindeki sıcaklığı düşürmek, pilot ve aviyonik kompartımanları havalandırmak için tasarlanmıştır. Aviyonik kompartımanı, bu sistemler aracılığıyla soğutulabilir. Çevresel Kontrol Sistemi, uçak içindeki hava debisinin kontrol eder ve aviyonik sistemler için soğuk hava sağlar. Hava, uçağın dışındaki sıcaklıkla karşılaştırılır ve gerekliyse soğutulur veya ısıtılır. Aviyonik kompartımanındaki sıcaklık, Çevresel Kontrol Sistemi tarafından sağlanan soğuk hava akışı ve diğer soğutma önlemleriyle kontrol edilir. Aviyonik sistemler için uygun nem seviyesi sağlanması, donma ve yoğuşma gibi problemleri önler. Çevresel Kontrol Sistemi, uçakta bulunan diğer sistemlerin de sıcaklıklarını kontrol eder. Bu sistemler arasında pilotun kokpitindeki iklimlendirme sistemi, hidrolik sistemler ve diğer motor bileşenleri de yer alır. Çevresel Kontrol Sistemi özetle uçak içindeki hava sıcaklığını ve nem seviyesini kontrol eden sistemdir.

Yakıt, 5. Nesil savaş uçaklarında ısı kontrolü için kullanılan önemli bir soğutucu olarak işlev görür. Fakat yakıtın fazla ısınması, motorlara zarar verebilir. Çünkü ısınan yakıtın viskozitesi düşer ve yakıtın akışkanlığı artar. Bu durumda, yakıtın yağlama özelliği azalır ve motor parçaları arasındaki sürtünme artar. Bu nedenle, motorun ömrü kısalır ve aşınma hızı artar. Ayrıca, yakıtın fazla ısınması, yakıtın kimyasal bileşiminde değişikliklere neden olabilir ve bu da motorun yanma verimliliğini azaltabilir. Bu nedenle, uçaklarda yakıtın sıcaklığı sürekli olarak izlenir ve gerekli durumlarda soğutma önlemleri alınır. Yakıt sıcaklığı, motorların maksimum çalışma sıcaklıklarını aşmamalıdır. Yakıtın soğutucu akışkan olarak kullanımı konusunda dikkat edilmesi gerektiği gibi, ilgili sistemlerin yakıta attığı ısı konusunda bütçelendirme çalışmaları yapılmalıdır.

Uçak motorlarında düşük talep dönemlerinde, yakıtın yeniden dolaştırılması sıkça gerçekleşir ve bu durum, yakıtın sıcaklığını görev profili boyunca artırır. Bu artışın nedeni,

yakıtın motorda yakılmak yerine yeniden dolaştırılmasıdır. Yakıt, uçak elektroniği ve güç sistemleri tarafından üretilen termal enerjiyi depolamak için düzenli ısıtma işlemine tabi tutulur. Bu ısıtmanın sonucunda, yakıt sıcaklığı hızla artar ve bu artış, uçağın mevcut yakıt kütlesine bağlı olarak değişiklik gösterir. Yakıtın ısıl yüküne göre yetersiz olmasından kaynaklanan yüksek yakıt sıcaklıkları, yüksek dış ortam sıcaklıklarıyla birleştiğinde, yakıtın yanıcılığı ve yakıt soğutma sistemi performansı üzerindeki etkisi tehlikelidir. Daha yüksek yakıt sıcaklıkları, yakıt deposu buharlarının tutuşma riskini arttırır. Uçak görevi ilerledikçe ve yakıt yakıldıkça, yakıt sıcaklığı artışı daha da hızlı hale gelir. Görevin sonuna yaklaşıldığında, uçağın yakıt kütlesinin en düşük seviyede olduğu ve sıcaklıkların en yüksek olduğu kritik bir termal ortam ortaya çıkar. Bu durum, uçağın bekleme süresi gereksinimlerini karşılamak için bazen havacılık elektroniğinin maksimum izin verilen çalışma sıcaklıklarını artırmasıyla sonuçlanır. Ancak bu uygulama, havacılık elektroniğinin ömrünü ciddi şekilde kısaltabilir. Bu nedenle, uçak üreticileri, uçak tasarımı sırasında bu tür termal zorlukları dikkate alarak, havacılık elektroniği için daha uygun soğutma ve ısıtma sistemleri geliştirmeye çalışırlar. Bu sistemler, uçak görevleri sırasında havacılık elektroniğinin çalışma sıcaklıklarını daha iyi kontrol etmek için kullanılır.

Dahili Isıl Yüklerin ve Sayısında Genel Artış: 5. Nesil savaş uçakları, daha önceki nesillere göre daha gelişmiş aviyonik sistemlere sahiptir. Bunun nedeni, modern savaş sahnelerinin hızla değişmesi ve gelişen teknolojinin savaş uçaklarına entegrasyonuyla birlikte, daha karmaşık ve hassas görevlerin yerine getirilmesinin gerekliliğidir. Bu aviyonik sistemler, uçakların çevrelerindeki hava, yüzeyler ve diğer hedefler hakkında daha fazla bilgi toplamalarına, düşman tehditlerine daha iyi tepki vermelerine ve görevlerini daha etkili bir şekilde yerine getirmelerine olanak tanır. Ayrıca, 5. Nesil savaş uçakları genellikle çok amaçlı görevler için tasarlanmıştır, bu nedenle çeşitli aviyonik sistemlerin bir arada kullanılması gerekmektedir. 5. Nesil savaş uçaklarında aviyoniklerin yaydığı ısı, daha önceki nesillere kıyasla daha fazla olabilir çünkü bu uçaklarda daha fazla sayıda, daha güçlü ve daha karmaşık aviyonik sistemler kullanılır. Bu sistemler arasında daha gelişmiş radarlar, elektro-optik sensörler, veri bağlantı sistemleri, bilgisayar sistemleri ve diğer elektronik ekipmanlar yer alır. Bu sistemlerin hepsi ayrı ayrı enerji harcar ve ısı üretir.

Çok sayıda havacılık aviyonikleri sıklıkla elektroniklerin maksimum izin verilen sıcaklıklarından çok daha yüksek çevre sıcaklıklarına maruz kalmaktadır. Bu aviyonikler tarafından üretilen atık ısının çevreye iletilememesine ve önemli ölçüde ortam ısısının

artmasına neden olur. Ancak modern uçaklarda, bir ısı alıcısı seçimi en iyimser durumda bile sınırlıdır. Genellikle, tek mümkün olan ısı alıcısı uçak yakıtıdır ve görev profiline bağlı olarak yakıt sıcaklığı aviyonikleri etkili bir şekilde soğutmak için çok yüksek olabilir. Bu nedenle, elektronik bileşenler görev profili kesitlerinde tasarlandığından daha yüksek sıcaklıklarda çalışmak zorunda kalır, bu da bileşen ömrünü azaltır ve arıza olasılığını önemli ölçüde arttırır ve uçak kompartımanlarının sıcaklığının artmasına sebep olur. Zorluğu arttıran bir diğer faktör ise, aviyonik sistemlerin bileşenlerinin giderek küçülmesine rağmen eski nesil bileşenlere göre daha fazla ısı üretmesidir. 5. Nesil savaş uçaklarının daha küçük boyutlarda ve daha aerodinamik bir tasarıma sahip olması, aviyoniklerin daha sıkışık bir şekilde yerleştirilmesine neden olmaktadır. Bu sistemlerin daha küçük bir ambalajda olması, ısıyı dağıtmaya yardımcı olacak ısı emicileri ve diğer soğutma cihazları için alanın olmamasını zorlaştırır. Bunun üzerine, aynı alana daha fazla elektronik koyma eğilimi, geçmişte tek bir sistem yerine aynı alanda birden çok elektronik sisteme yol açar. Her biri eski sistemden daha fazla ısı üreten bu sistemler, genel sistem güç yoğunluğunda önemli bir artışa neden olur. Bu nedenle, 5. Nesil savaş uçaklarında termal yönetim büyük önem taşır.

Aerodinamik Isınma: 5. Nesil savaş uçakları, hızlı ve yüksek irtifalarda uçabilen uçaklar olarak tasarlanmıştır. Bu yüksek hızlar ve irtifalar, uçağın gövdesinin aerodinamik ısınmaya maruz kalmasına neden olur. Aerodinamik ısınma, uçağın hareket ettiği hava akışının sürtünmesinden kaynaklanır ve uçağın gövdesinin sıcaklığını artırabilir. Uçağın gövdesinin ısısını kontrol etmek için uçak, gövde malzemesi seçimi, ısı yalıtımı, termal boya ve soğutma sistemleri dikkate alınarak tasarlanır. Aerodinamik ısınma, aviyonikler için de önemlidir çünkü yüksek sıcaklık, elektronik bileşenlerin ömrünü kısaltabilir veya çalışma hatalarına neden olabilir. Bu nedenle, aviyoniklerin aerodinamik ısınmaya karşı korunması, uçağın operasyonel etkinliği ve güvenilirliği açısından kritik bir faktördür. Aynı zamanda, uçuş Mach sayısının artmasıyla yakıtın soğutma yeteneği azalır. Yüksek Mach değerlerinde ve uçuş koşullarında, yalnızca yakıt soğutma yeteneğine sahiptir, diğer dışardaki havayı kullanan ısı değiştiriciler soğutma yeteneğine sahip değildir. Bu sebepten dolayı tüm aviyoniklerin çalışma sıcaklıkları tehlikeye girmektedir.

Aviyonik Kompartıman Tasarımı: Termal yönetim 5. Nesil savaş uçaklarında gün geçtikçe zorlaşan bir alan olmuştur. Bazı gelişmiş savaş uçaklarının görev yetenekleri ve dayanıklılıkları artık yakıt kapasitesinden daha çok termal sınırlamalarla sınırlandırılmaktadır. Aviyonik tasarımları yukarıdaki belirtilen dört termal yönetim

maddelerine doğrudan bağlı olarak tasarlanması gerekmektedir. Uçak üzerinde, yakıta daha fazla ısı aktarımı mümkün olmadığından, aviyonik ekipmanların kompartımanda kendi kendine soğuma sağlaması için aviyoniklerden doğal konveksiyon ile soğuması beklenmektedir. Bu çalışmanın amacı, kokpitten çıkan havayı aviyonik ekipmanların artan ısıl yüklerini dengelemek amacı ile havalandırma amaçlı kullanmaktır. Bu çözüm ile yakıta ısı aktarımının önüne geçilerek uçaktaki soğuk havayı en verimli şekilde kullanma ve aviyonik sıcaklıklarını düşürme hedeflenmiştir. Kompartıman analizi yapılırken farklı yerleşim çalışması, farklı ısıl yükler, havalandırma havasının sıcaklığı, havalandırma havasının debisi değiştirilerek aviyoniklerin sıcaklıkları karşılaştırılmıştır.

2. LİTERATÜR TARAMASI

Akın ve Kahveci (2019), çalışmalarında bir helikopter aviyonik bölmesinde yer alan beş ekipmanın zemine ve altı ekipmanın ise raf üzerine yerleştirildiği toplam on bir ekipmanlı durumları analiz etmişlerdir. Analizler, helikopterin yerde olduğu 323,15 K dış hava sıcaklığında ve helikopterin etrafındaki hava hızının sıfır olduğu durumda gerçekleştirilmiştir. Fan ve egzoz konumlarına bağlı olarak gereken hava kütle akış hızının değişimi, bir optimizasyon algoritması kullanılarak hesaplanmıştır. Gaussian Process Regression modeli ilk HAD sonuçları ile eğitilmiş ve sonra 177 tasarım noktası için analizler gerçekleştirilmiştir. Matlab Model-Based Calibration aracı kullanılarak yapılan tasarım deneyleri çalışmasında, HAD tarafından elde edilen ekipman yüzeyi sıcaklık tahminlerinin, Gaussian Process Regression tarafından tahmin edilenlerle karşılaştırılmasında ortalama farkın sadece 2,4 K olduğu sonucuna varıldı. Bu, soğutma sisteminin farklılığı nedeniyle avionics-bay termal alanı için büyük bir veri tabanı oluşturmuştur. Makalenin sonuç kısmında ise sistem soğutması için gereken hava debisinin fan konumuna bağlı olarak önemli ölçüde değiştiği ancak egzoz konumunun bu miktar üzerinde büyük etkisi olmadığı belirtilmiştir. Bu nedenle, sistem soğutması için gerekli güç tüketimi de soğutma tasarımı tarafından önemli ölçüde etkilenmektedir. Çalışma koşullarına göre, fan ve egzoz konumlarının optimize edilmesiyle gereken hava debisinin yarıya indirilebileceği ve gereken güç tüketiminin neredeyse onda bir oranına düşürülebileceği gözlemlenmiştir.

Sanchez ve diğerleri (2020), sıkıca paketlenmiş ekipman bölmelerinde yüksek ısıl yüklere sahip sistemler arasındaki ışınımla ısı transferiyle ilgili ışınım ısı transferinin önemini ve ışınım ısı transferinin sistemlerin termal riskini nasıl etkilediğini araştırmıştır. Bu çalışma, iki farklı uçak ekipman bölmesi konfigürasyonu için hesaplamalı akışkanlar dinamiği simülasyonu kullanılarak incelenmiştir. İlk konfigürasyon, ticari dar gövdeli bir uçağın kokpit altı ekipman bölmesine benzer şekilde tasarlanmıştır. Bu ekipman bölmesi konfigürasyonunda iki giriş ve iki çıkış bulunmaktadır. Hesaplamalı akışkanlar dinamiği simülasyon sonuçları, ışınımın ekipman bölmesinin sistem sıcaklığı ve termal ortamı üzerinde önemli bir etkisi olduğunu göstermektedir. Analizde açılan ışınım modeli, sistemlerin sıcaklığını ışınım olmadan olan duruma göre %60'a kadar düşürmektedir. Ayrıca, sistemlerden kaynaklanan toplam ısı akısının ışıma ısı akısına oranı %50'ye kadar çıkabileceği vurgulanmaktadır. İkinci konfigürasyonda, küçük iş jetlerinde bulunan bir

kabin altı ekipman bölmesinden türetilmiştir, bu ekipman bölmesi konfigürasyonunda üç giriş ve bir çıkış bulunmaktadır. Bu ikinci hesaplamalı akışkanlar dinamiği çalışması, sistemlerden yayılan ışınım ısı akısı ile termal riskleri arasındaki ilişkiyi incelemeyi amaçlamıştır. Hesaplamalı akışkanlar dinamiği simülasyonları, ışınımla ısı transferinin sistem sıcaklığı ve ekipman alanının termal ortamı üzerinde önemli bir etkiye sahip olduğunu göstermektedir. Ekipman alanı içindeki termal etkileşimleri hesaba katmak için önerilen teorik yaklaşım kullanılmıştır. Bu yaklaşım, bir sistemin termal sınırında çalıştığında sınırlayıcı ısı akısının hesaplanmasını gerektirir. Sınırlayıcı ısı akıları, sistemlerin gerçek ısı akılarıyla karşılaştırılır. Eğer sistemin gerçek ısı akısı, sınırlayıcı ısı akısından daha yüksekse, bu sistemlerin potansiyel olarak yüksek risk altında olabilecekleri belirtilmiştir.

Sanchez ve diğerleri (2022), uçak aviyonik bölmelerindeki ısı transferi üzerine yapılan deneysel çalışmaları ve bu ısı transferinin havalandırma akış hızı ve aralık mesafesi gibi faktörler tarafından nasıl etkilendiğini araştırmıştır. Havalandırma akış hızı, havanın aviyonik bölme içinde dolaştığı hızı ifade etmektedir. Bu akış, elektronik ekipman tarafından üretilen ısıyı uzaklaştırmaya yardımcı olur. Akış hızını artırmak aynı zamanda havanın hareketini artırabilir ve bu da ışınım ısı transferini etkileyebilir. Bu nedenle, ısı uzaklaştırmayı maksimize ederken ışınım üzerindeki olumsuz etkileri minimize eden optimum bir havalandırma akış hızı vardır. Makalede, boşluk mesafesi, elektronik ekipman ile aviyonik bölme duvarları arasındaki mesafeyi ifade etmektedir. Daha küçük bir boşluk mesafesi, ışınım yoluyla daha iyi ısı transferine neden olabilir, çünkü radyasyon daha kolay bir şekilde duvarlara ulaşabilir ve çevreye yayılabilir. Ancak, daha küçük bir boşluk mesafesi, hemen yakınında artan sıcaklık nedeniyle ekipmana zarar verme riskini de artırabilir. Genel olarak, uçak aviyonik bölmelerinde havalandırma akış hızı ve boşluk mesafesinin radyasyon ısı transferi üzerindeki etkisi, çeşitli faktörler arasında karmaşık bir etkileşimdir. Çalışmanın sonuç kısmında, ekipmanların zarar görmemesi için etkili ısı dağılımını sağlamak amacıyla iyi bir optimizasyon gerekliliği vurgulanmaktadır.

Sanchez ve diğerleri (2019), uçak tasarımının erken aşamalarında termal durumun değerlendirilme yeteneğinin uçak konfigürasyonları için önemli bir olanak olduğu belirtilmektedir. Çalışma, uçak kavramsal tasarımı için bir termal risk değerlendirme yaklaşımının genişletilmiş bir versiyonunu sunmaktadır. Bu yaklaşım, kavramsal tasarım aşamasında termal riskin değerlendirilmesini ve uygun bir soğutma stratejisinin

tanımlanmasını mümkün kılmaktadır. Ayrıca, uçak sistemlerinin ekipman bölmeleri içindeki konumları ile havalandırma kaynaklarının özellikleri arasındaki ilişkileri araştırılmıştır. İki farklı yapılandırmaya sahip iki uçak ekipman bölmesi, termal risk değerlendirme metodolojisinin etkililiğini göstermektedir. Bu geliştirilmiş termal risk değerlendirme yaklaşımı, uçak kavramsal tasarım aşamasında uçak sistemleri için termal gereksinimlerin daha doğru bir şekilde tanımlanmasını sağlayarak ve tasarım sürecinin ilerleyen aşamalarında olası termal sorunları azaltmaktadır.

Literatürde, Butler ve diğerleri (2013), Butler ve diğerleri (2014), ve Mukaffi ve diğerleri (2017), yerleşim değişikliğinin sıcaklık dağılımı, ısı transferi verimliliği ve enerji tüketimi üzerindeki etkilerini incelemişlerdir. Yerleşim değişikliği, bu makalelerde termal performansı artırmak ve enerji tasarrufu sağlamak için kritik bir strateji olarak ele alınmıştır. Butler ve diğerleri (2013), ilk olarak taç bölmesindeki sıcaklık değişimlerinin kaynakları ve bunların ekipmanlara etkileri açıklanmaktadır. Ardından, uygun yerleşim için tasarım kriterleri belirtilmekte ve farklı yerleşim seçenekleri incelenmiştir. Bu seçenekler arasında, ekipmanların birbirine olan mesafesi, ekipmanların ısı yayılımı özellikleri ve havalandırma sistemleri gibi faktörler dikkate alınmıştır. Devamında, uçak tavan bölmesindeki termal olarak hassas ekipmanların yerleşimini optimize etmenin önemini ele alınmaktadır. Bu analizde, hesaplamalı akışkanlar dinamiği girdi olarak bir analiz listesi oluşturmak için tasarım deneyleri yapılmış ve regresyon modelleri kullanılarak taç bölmesi içindeki termal olarak hassas ekipmanların konvektif ısı transfer katsayılarının tahmini gerçekleştirilmiştir. Matlab Model-Based Calibration toolbox, hesaplamalı akışkanlar dinamiği verilerinden her bir tasarım noktası için oturtulmuş regresyon modelleri oluşturmak için kullanılmıştır. Oluşturulan regresyon modelleri, ekipmanların konumları ve gövdenin dış yüzey sıcaklığına dayanarak bölmelerin konveksiyon ısı transfer katsayılarının tahmin edilmesine olanak tanımıştır. Bunun devam çalışması olarak Butler ve diğerleri (2014), bir ticari uçağın gövdesinde bulunan termal olarak dağılan ekipmanları içeren taç bölgesindeki bir sınırlı bölgeyi deneysel ve sayısal olarak inceleyerek, bu bölgelerdeki termal ve akış alanlarını açıklamıştır. Bu çalışmada, deneyimsel ısı transferi ve PIV ölçümlerini 3D sayısal simülasyonlarla karşılaştırmış ve sonuçların oldukça iyi bir uyum içinde olduğunu göstermiştir.

Mukaffi ve diğerleri (2017), veri merkezlerinin soğutma sistemlerinin optimizasyonunu ele alan bir çalışma hazırlamıştır. Optimizasyon işlemi hesaplamalı akışkanlar dinamiği

simülasyonu kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Simülasyon sonuçları, sıcak hava ile soğuk hava arasında karışımın varlığını ve bu durumun soğutma işleminin verimsizliğine neden olduğunu göstermektedir. Optimizasyon, raf yapılandırmasının değiştirilmesi, boşluk panellerinin rafa eklenmesi, soğuk koridor kapamanın uygulanması ve bileşenlerin düzeninin değiştirilmesi gibi adımlarla gerçekleştirilmiştir. Optimizasyon, raf yapılandırmasının ve bileşenlerin düzeltilmesi ve soğuk ve sıcak hava arasını ayırmak için bir bölme sağlanmasıyla gerçekleştirilmiştir.

Farklı cihazlar veya sistemler için ısı dağılımı ve soğutma performansını artırmak amacıyla farklı giriş ve çıkış düzenlemelerinin etkisini literatürde Hempijid ve diğerleri (2019), Fawzal ve diğerleri (2017), Shengxin ve diğerleri (2023), Zhan ve diğerleri (2023), Kühn ve diğerleri (2009), ve Pirouz ve diğerleri (2021), incelemiştir. İncelenen konular, giriş ve çıkış oryantasyonlarının değişiminin ısı transferi ve soğutma performansına etkisi şeklindedir.

Hempijid ve diğerleri (2019), ısı emicisinin giriş ve çıkışındaki akış yönünün, basınç düşümü ve termal performans üzerindeki etkilerini ticari bir hesaplamalı akışkanlar dinamiği programı kullanarak incelemişlerdir. Elde edilen sonuçlara göre, en iyi ısı transfer performansına sahip ısı emici, giriş ve çıkış arasındaki açının ve ısı emicisinin ön yüzeyi ile giriş/çıkış merkez hattı arasındaki mesafenin belirli değerlerde olduğu durumlarla ilişkilendirilmiştir. Ayrıca, ısı emicisinin termal performansının, giriş veya çıkış merkez hattı ile yan yüzey arasındaki açıya büyük ölçüde bağlı olduğu ve bu açının büyüklüğünün vorteks oluşumunu etkileyerek sıvı birikimine ve artan sıvı kütle akış hızına yol açtığı belirtilmiştir. Fawzal ve diğerleri (2017), hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizi ile rotor soğutma uygulamaları için farklı hava giriş ve çıkış düzenlemelerinin seçici tasarımları, akış ve soğutma yeteneklerini değerlendirmek ve karşılaştırmak için üç model incelemiştir. Shengxin ve diğerleri (2023), sıcak iklimlerde lityum iyon pil paketlerinin ısı dağılım performansını artırmak için araç klimasından soğutma hava çıkışı kullanarak farklı hava girişi/çıkışı düzenlemeleri ve Faz Değişim Malzemesi (PCM) kalınlıklarının etkileri araştırılmıştır. Pil paketinin sıcaklık farkını azaltmak için dört farklı senaryo incelenmiş ve termal açıdan en uygun senaryo seçilmiştir. Zhan ve diğerleri (2023), lityum iyon piller için soğutma plakalarının tasarımında topoloji optimizasyon yöntemlerinin kullanımını ele almaktadır. İlk olarak, soğutma kanallarının en iyi ısı transferini sağlamak amacıyla tasarlandığı bir soğutma plakası geliştirilmiştir. Daha sonra, bu soğutma plakasının farklı giriş ve çıkış pozisyonlarındaki performansı sistematik bir şekilde analiz edilmiştir. Bu

çalışma, pillerin termal performansını geliştirmek için giriş ve çıkış pozisyonlarının önemini vurgulamaktadır. Kühn ve diğerleri (2009), tam ölçekli bir yolcu uçağı kabin maketi üzerinde zorlanmış ve karışık konveksiyonun deneysel olarak incelemişlerdir. Kabin maketinin kesitsel bir düzleminde, iki farklı hava girişi konfigürasyonu için akış alanları, izotermal ve soğutma koşulları altında ölçülmüş ve analiz edilmiştir. Ek olarak hava girişi konumlarındaki farklı hava akış hızları, hava değişim oranını sabit tutarken değiştirilmiştir. Çalışma, uçak kabinlerindeki akış alanının sağlanan hava jetleri arasındaki etkileşim, negatif boyutsal kuvvetler ve termal plümlerin etkisi altında olduğunu göstermiştir. Havalandırma konfigürasyonuna ve hava girişi ayarlarına bağlı olarak bu etkilerin farklılık gösterdiği belirtilmiştir. Pirouz ve diğerleri (2021), araçların havalandırma sistemlerinin hesaplamalı akışkanlar dinamiği modellemesi kullanarak simülasyonunu içermekte ve araç içi hava kalitesini iyileştirmenin yanı sıra enerji talebi yönetiminde kullanılabileceğini öne sürmektedir. Analiz sonuçları ile kabin içindeki hava akışı desenleri ve aerosol yollarının, hava girişi, çıkışı ve yolcu konumlarının kritik etkisi gösterilmiştir.

Padmanabhan ve diğerleri (2021), fırlatma aracı aviyonik paketlerinin termal analizini gerçekleştirmiştir. Bu analiz, fırlatma öncesi soğutma ihtiyaçlarını tahmin etmek ve görevler sırasında ekipmanların güvenli sıcaklıklarını sağlamak amacıyla gerçekleştirilmiştir. Kullanılan C++ yazılım aracı, nesne tabanlı programlama ile kullanılmış ve tipik bir fırlatma aracı ekipman bölmesi modeline karşı doğrulama sağlanmıştır. Yazılımın sıcaklığa bağlı özellikleri, zamanla değişen güç dağılımını ve ışınsal ısı transferini metin tabanlı bir arayüz üzerinden etkili bir şekilde yönettiği belirtilmiştir.

3. PARAMETRİK ÇALIŞMALAR

Bu bölümde, gerçekleştirilen CFD analizleri hakkında detaylar verilmiştir. Aşağıdaki bölümlerde kullanılan temel denklemler ve türbülans modelleri, gerçekleştirilen doğrulama çalışması, analiz modeli, analiz sınır koşulları ve ağ yapısı iyileştirme çalışmalarından bahsedilmiştir.

3.1. Denklemler

Aşağıdaki bölümde kullanılan denklemler ve türbülans modellerinden bahsedilmiştir.

3.1.1. Korunum denklemleri

Kütle, momentum ve enerji korunumu denklemleri bu çalışmada kullanıldı. Bununla birlikte, kompartıman içinde havanın durgun olduğu bölgeler bulunduğu için bu noktalarda doğal konveksiyon dikkate alındı. Fluent 2021.2 paket programındaki 'Incompressible Ideal Gas', basınç değişimleri küçük ancak sıcaklık değişimleri büyük olduğunda kullanılmaktadır, bu seçenek ile yoğunluk yalnızca sıcaklığın bir fonksiyonu olarak ele alınmıştır.

Favre ortalama Navier-Stokes denklemleri, akışkan dinamiğini analiz etmek ve ortalama akışkan özelliklerini incelemek için kullanılan bir matematiksel modeldir. Favre ortalama, Reynolds ortalama ve Moleküler ortalama gibi akışkan özelliklerini tanımlamak için kullanılan bir ortalama türüdür. Bu denklemler bir matematiksel basitlemedir ve fiziksel bir basitleme değildir. Favre ve Reynolds ortalama Navier-Stokes denklemleri arasındaki temel fark, hangi hız bileşenlerinin ortalama alındığına dayanmaktadır. Reynolds ortalama, türbülanslı akışlardaki hız dalgalanmalarını azaltmak için her hız bileşenini ayrı ayrı zaman ortalamasını alır. Diğer yandan, Favre ortalama, yoğunluk dalgalanmalarını hafifletmek amacıyla zaman ortalaması alınan hızın yoğunlukla bölünmüş halini dikkate almaktadır. Favre ortalama Navier-Stokes denklemleri, uygulama alanları arasında sıkıştırılabilir akış, gaz dinamiği, yanma, ısı transferi ve akışkanların karışımı gibi birçok mühendislik probleminin çözümünde kullanılır. Bu yöntemde, yoğunluk, hız ve diğer akışkan özellikleri Favre ortalama ile ifade edilir. Favre ortalaması kullanırken yoğunluk ve basınç için bu tür

bir ortalama yerine Reynolds ortalaması kullanılır. Diğer taraftan, alanın geri kalan değişkenleri, hızın x, y,z bileşenleri, enerji, entalpi ve sıcaklık gibi kütlesel olarak ağırlıklandırılmış bir ortalama alır. (Favre, 1965). Favre ortalaması hız denklemi, Denklem 3.1'de verilmiştir.

$$\widetilde{U}_i = \frac{1}{\bar{\rho} t}\int_0^t \rho u_i \tag{3.1}$$

Favre ortalaması denklemlerinde, dalgalanmalı terim Denklem 3.2'de gösterilmiştir. Bu denklemde, u_i anlık değerini, $\tilde{u}_i$ Favre ortalaması hız bileşenini temsil eder. U_i'' terimi ise hız bileşeninin fluktasyonunu ifade eder ve Favre ortalaması hız ile anlık hızın farkını göstermektedir.

$$U_i'' = u_i - \tilde{u}_i \tag{3.2}$$

Yukarıdaki denklemler süreklilik, momentum ve enerji denklemlerine entegre edildiği zaman sırasıyla Denklem 3.3, Denklem 3.4 ve Denklem 3.5 elde edilmiştir.

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\bar{\rho}\tilde{u}_i) = 0 \tag{3.3}$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\bar{\rho}\tilde{u}_j\tilde{u}_i\right) = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}\left[\bar{\tau}_{ji} - \overline{\rho u_j'' u_i''}\right] \tag{3.4}$$

$$\begin{aligned}\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\bar{\rho}\tilde{u}_j\left(\tilde{h} + \frac{\tilde{u}_j\tilde{u}_i}{2}\right) + \tilde{u}_j\frac{\overline{\rho u_i'' u_i''}}{2}\right] \\ = \frac{\partial}{\partial x_j}\left[-q_{Lj} - \overline{\rho u_j''} + \overline{\tau_{ji}u_j''} - \overline{\rho u_j''\frac{1}{2}u_i''u_i''}\right] \\ + \frac{\partial}{\partial x_j}\left[\tilde{u}_i\left(\bar{\tau}_{ij} - \overline{\rho u_j'' u_i''}\right)\right]\end{aligned} \tag{3.5}$$

Bu denklemlerde u hız bileşeni, ρ akış yoğunluğu, P basınç, τ Reynolds gerilim tensörü, h entalpi, q ısı transferi terimidir. Bu denklemleri çözebilmek için ekstra bir denklem daha gerekmektedir. Bu amaçla yaygın olarak kullanılan bir yöntem, Boussinesq hipotezi olarak adlandırılır. Boussinesq hipotezi, Reynolds gerilmelerini Navier-Stokes denklemlerinde ortalama hız gradyanlarına ilişkilendiren basitleştirici bir varsayımdır. Boussinesq hipotezi, Reynolds gerilmelerinin ortalama hız gradyanlarına orantılı olduğunu ve orantının türbülans

eddy viskozitesi μ_t tarafından verildiğini varsayar. Boussinesq hipotezi, Denklem 3.6'da verilmiştir.

$$-\overline{\rho u_j" u_i"} = \mu_t \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \left(\bar{\rho} k + \mu_t \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k} \right) \delta_{ij} \tag{3.6}$$

Bu denklemde δ_{ij} Kronecker delta, ρ akış yoğunluğu, k türbülans kinetik enerji, μ_t türbülans eddy viskozitesi, u hız bileşenleridir. Momentum denkleminde de yer alan $\bar{\tau}_{ji}$ viskoz stres tensörü Denklem 3.7'deki gibi yazılabilir.

$$\bar{T}_{ji} = \mu \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \tag{3.7}$$

3.1.2. Türbülans denklemleri

Navier-Stokes denklemlerine göre, akışın laminer olmadığı koşullarda ek olarak eklenen terimler Reynolds gerilmeleri olarak adlandırılır.

3.1.3. SST k-ω türbülans modeli

SST (Shear-Stress Transport) k-ω türbülans modeli, hesaplamalı akışkanlar dinamiği simülasyonlarında kullanılan bir türbülans modelidir. K-ω SST türbülans modeli, standart k-ω ve k-ε türbülans modellerinin bir sentezi olarak geliştirilmiştir. Bu model, sınır tabaka bölgesini daha hassas bir şekilde ele almak için k-ω türbülans modelini kullanırken, serbest akışın dışındaki bölgeleri çözmek için k-ε türbülans modelini kullanmaktadır. Sonuç olarak, k-ω SST modeli, analitik olarak zorlu çözümlerin gerektiği sınır tabakasındaki akışları başarıyla çözebilmektedir. Bu model, akışın türbülanslı davranışını belirlemek için Denklem 3.8'deki türbülans kinetik enerjisini (k) ve Denklem 3.9'daki özgül yayınımı (ω) değişkenlerini kullanmaktadır (Menter, 1994).

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} k \tilde{u}_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - Y_K + S_K \tag{3.8}$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} \omega \tilde{u}_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \tag{3.9}$$

Bu denklemde, $\Gamma_k$and Γ_ω ω'nin etkin yayılabilirliğini, S_k türbülans kinetik enerji kaynak terimini, Y_K ve Y_ω terimleri k ve ω'nın türbülans yüzünden dağılımını, $D_\omega$çapraz yayılımı, G_k ve G_ω terimleri hız gradyenlerinden meydana gelen üretim terimlerini, sırası ile türbülans kinetik enerjisindeki ve özgül yayınımındaki üretimini ifade etmektedir.

Denklem 3.10 ve Denklem 3.11'i çözmek için türbülanslı viskozitesi, μ_t, Denklem 3.12'deki gibi hesaplanır.

$$\Gamma_k = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \tag{3.10}$$

$$\Gamma_\omega = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \tag{3.11}$$

$$\mu_t = \frac{\overline{\rho k}}{\omega} \frac{1}{\max\left[\frac{1}{\alpha*}\frac{SF_2}{a_1\omega}\right]} \tag{3.12}$$

3.1.4. Realizable k- ε türbülans modeli

Realizable k-ε türbülans modeli, hesaplamalı akışkanlar dinamiği simülasyonlarında türbülans etkilerini analiz etmek ve modellemek için özellikle teknik olarak geliştirilmiş bir araçtır. Bu model, türbülansın iki ana değişkeni olan Denklem 3.13'teki kinetik enerji (k) ve Denklem 3.14'teki dissipasyon hız (ε) üzerine kuruludur (Shih ve diğerleri, 1995).

$$\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\bar{\rho} k \tilde{u}_j\right) = \frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k}\right)\frac{\partial k}{\partial x_j}\right] + G_k + G_b - \bar{\rho}\varepsilon - Y_M + S_K \tag{3.13}$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\bar{\rho} \varepsilon \tilde{u}_i\right) = \frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon}\right)\frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j}\right] + \bar{\rho} C_1 S_\varepsilon - \bar{\rho} C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu\varepsilon}} + C_{1\varepsilon}\frac{\varepsilon}{k} C_{3\varepsilon} G_b + S_\varepsilon \tag{3.14}$$

Bu denklemde, G_k ve G_b türbülans enerjisi üretimini, sırası ile ortalama hız gradyanlarına bağlı olarak türbülans kinetik enerji üretimini ve yerçekimi etkisi nedeniyle türbülans kinetik enerji üretimini, Y_M değişken dilatasyonun sıkıştırılabilir türbülansa katkısının toplam dağılma hızına oranı, S_k ve S_ε kaynak terimleri, $C_{1\varepsilon}$ ve $C_{3\varepsilon}$ ampirik sabit değerlerdir.

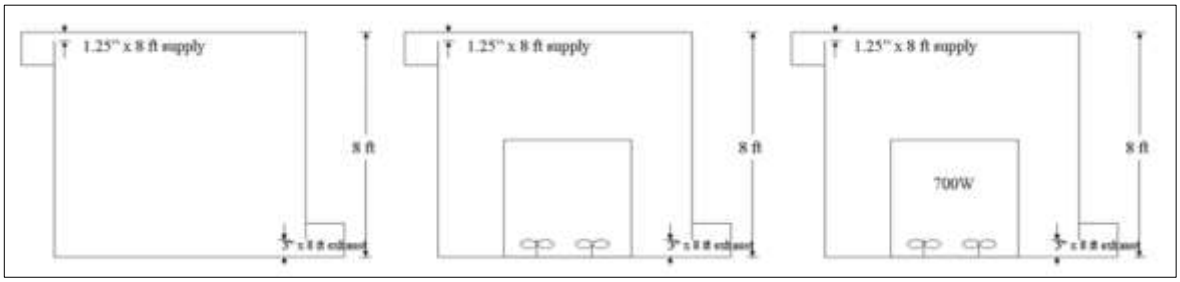
Denklemde geçen türbülanslı viskozite, μ_t, Denklem 3.15'teki gibi hesaplanmaktadır.

$$M_t = \bar{\rho} C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \tag{3.15}$$

Türbulans modellemesi bağlamında, C_μ, denklemlerdeki türbülans eddi viskozite terimi için model sabitini temsil eder. K-ε modelinde Cμ sabit kabul edilir, Realizable k-ε türbülans modeli ise C_μ artık sabit olarak kabul edilmez, ancak akış değişkenlerinin bir fonksiyonu olarak hesaplanır.

3.2. Doğrulama

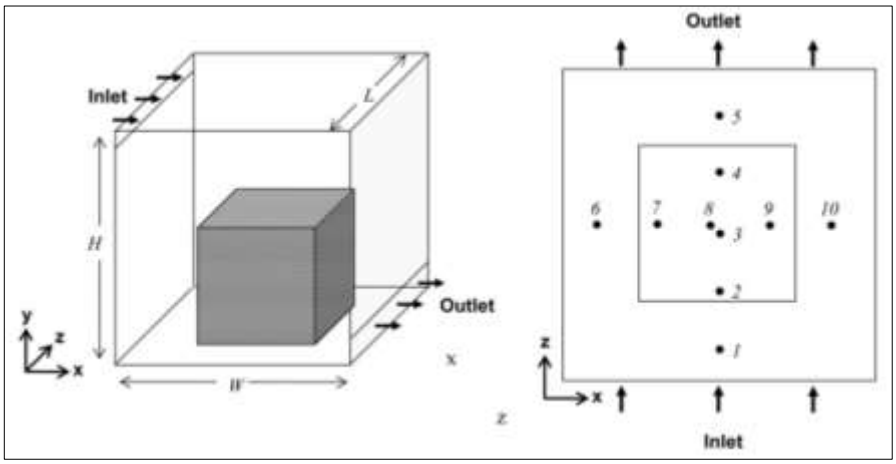
Bu çalışmanın amacı, uçak kompartımanı simüle etmek için kullanılacak sayısal modeli belirlemektir. Literatür, belirli bir seçim kriterleri olan geometrik benzerlikler (fiziksel), sınır ve çevresel koşulların benzerlikleri: kütlesel akış (hava hızı) girişi, yüzey sıcaklıkları, ısı kaynakları (ısı akısı veya sıcaklık), akışın sıvı hareketi (hava hızı, türbülans ve nesne üzerindeki akış), ısı transferi (konveksiyon ve ışınım), mevcut Bilgisayar Destekli Tasarım ve deneysel veriler gibi kriterlere göre incelenmiştir. Birçok araştırma makalesi gözden geçirildi ve yukarıdaki anahtar kelimeler kullanılarak bazıları detaylı bir şekilde incelenmiştir. Bu doğrulama çalışması için Miao Wang ve Qingyan Chen tarafından yazılan ve Kasım 2009'da HVAC&R Research dergisinde yayınlanan "Assessment of Various Turbulence Models for Transitional Flows in an Enclosed Environment" adlı çalışma seçilmiştir. Bu çalışmanın amacı, veri merkezinde karmaşık akış özelliklerini incelemektir. Çalışma, karmaşıklığını kademeli olarak arttırarak Şekil 3.1'deki gibi üç farklı test durumu incelenmiştir.



(a) (b) (c)

Şekil 3.1. Deneyi yapılan 3 durum (a) Durum 1: İzotermal zorlu konveksiyon (b) Durum 2: Kutu ile (c) Durum 3: Kutu içinde 700 W ısı kaynağı bulunan durum

Çalışılan üç boyutlu kübik model odanın tüm üç boyutunda 2,44 metrelik bir kenar uzunluğu vardır. Tavanın ön duvarına bağlı Şekil 3.2'de gösterildiği gibi 0,03 metre yüksekliğinde ve 2,44 metre genişliğinde bir giriş yuvası ve arka duvardaki zemine bağlı 0,08 metre yüksekliğinde ve 2,44 metre genişliğinde bir çıkış yuvası bulunmaktadır. Odanın merkezinde yer alan 1,22 metrelik küçük bir küp kutu bulunmaktadır ve kutu yüzeyleri etrafında eşit şekilde dağılmış 36,7 °C sıcaklığına eşdeğer 700 W'lık bir ısı kaynağı üretir. Tüm üç durumda da 22,2 °C sıcaklığındaki ortam havasına karşı gelen bir hava akışı vardır ve akış hızı 0,10 m^3/s'dir. Mevcut deneysel verilerle karşılaştırmak için, akış doğrultusu ve kanat doğrultusu orta düzlemlerinde toplamda 10 izleme konumu tanımlanmıştır; bu konumlar, Şekil 3.2'de gösterilmiş olup, koordinatları Çizelge 1.1'de verilmiştir.



(c) (b)

Şekil 3.2. Deney detayları (a) Hava giriş çıkış konumu (b) Deney için 10 izleme konumu (Wang ve Chen, 2009).

Çizelge 3.1. Deney için hazırlanan 10 izleme konumu koordinatları (Wang ve Chen, 2009).

Noktalar	Koordinatlar (X,Y,Z)	Noktalar	Koordinatlar (X,Y,Z)
1	(0,2286, 0-2,44, 1,2192)	6	(1,2192, 0-2,44, 0,2286)
2	(0,6858, 0-2,44, 1,2192)	7	(1,2192, 0-2,44, 0,6858)
3	(1,1430, 0-2,44, 1,2192)	8	(1,2192, 0-2,44, 1,1430)
4	(1,6002, 0-2,44, 1,2192)	9	(1,2192, 0-2,44, 1,6002)
5	(2,0574, 0-2,44, 1,2192)	10	(1,2192, 0-2,44, 2,0574)

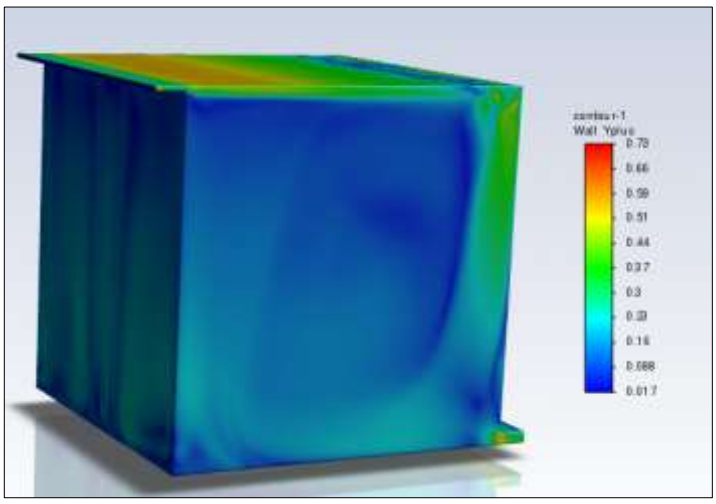
Mesh (Çözüm ağı) yapılarının miktarı ve kalitesi, simülasyonların süresi ve doğruluğu açısından oldukça önemlidir. Bu nedenle simülasyon sonuçlarını etkilememek için grid tipi ve boyutu seçilirken dikkatli olunmalıdır. Durum 3 için uygun bir grid çözümlemek

amacıyla bir grid bağımsızlık çalışması yapılmıştır. Akışkanın akışını simüle etmek için kullanılan 196 binden başlayarak maksimum 11 milyona ulaşacak şekilde oluşan dokuz farklı durum incelenmiştir, bu sonuçlar Şekil 3.3'te gösterilmiştir.



Şekil 3.3. Ortalama duvar sıcaklığı değişimi

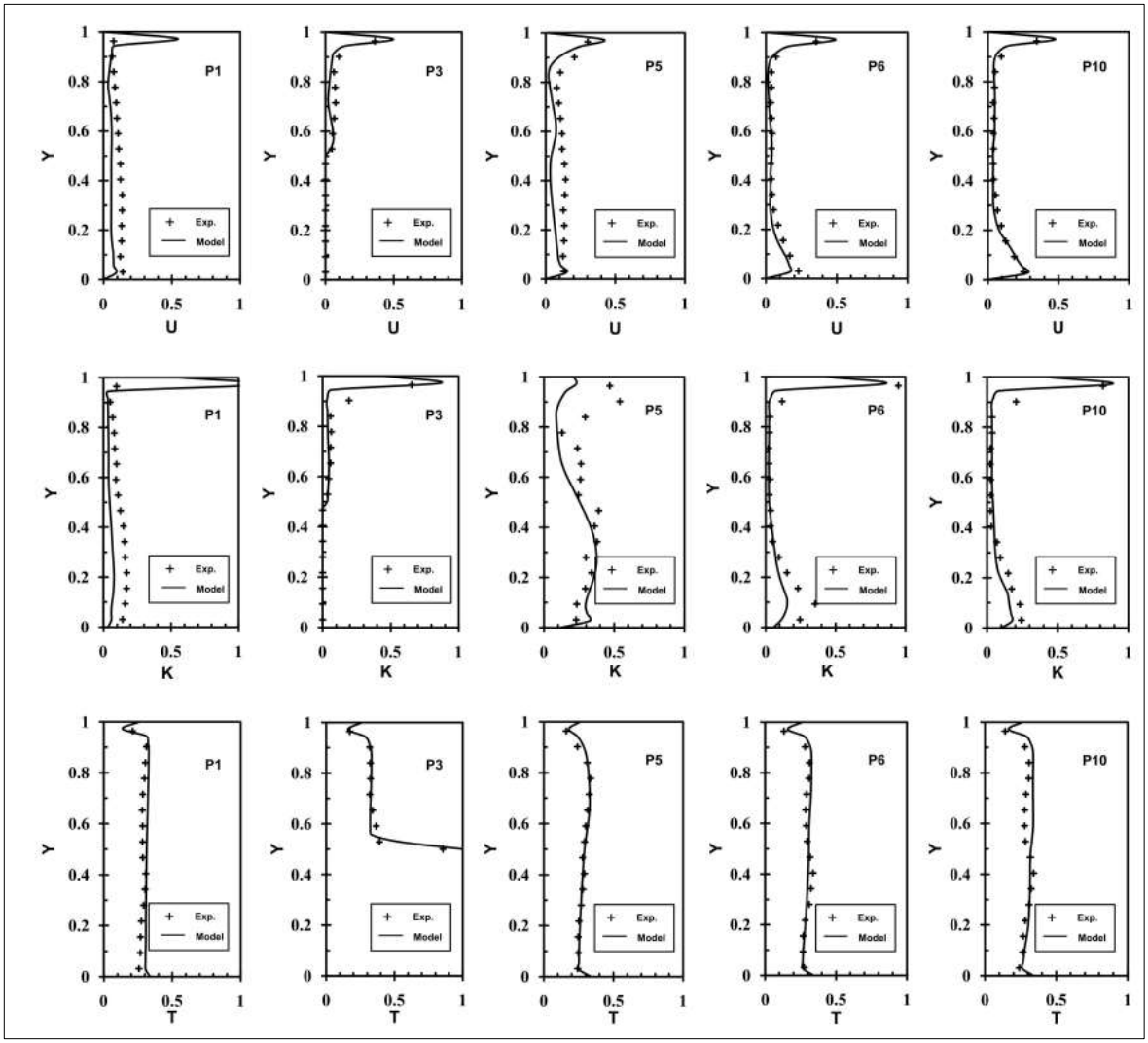
Sınır tabakası, ilk tabaka kalınlığı, büyüme hızı ve tabaka sayısı parametreleri kullanılarak yapılandırılmıştır. Son grid ile yapılan analiz sonucunda duvarlarda elde edilen y+ dağılımı Şekil 3.4'te gösterilmiştir.



Şekil 3.4. Kompartımanın y+ dağılımı

Sonuçlar, akış hızı, sıcaklık ve türbülans kinetik enerjisi (U, K ve T), Wang ve Chen tarafından elde edilen mevcut deneysel verilerle karşılaştırılmıştır. Akış hızları, maksimum

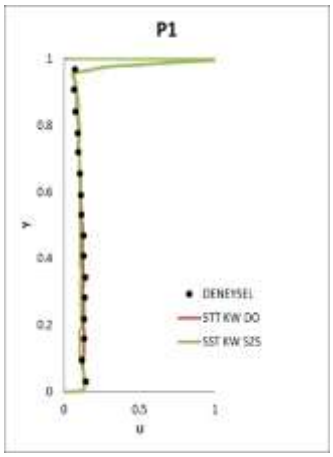
giriş hızı u_{max}= 1,5 m/s tarafından normalize edilirken, türbülans kinetik enerjisi maksimum değeri k_{max} = 0,05 m^2/s^2'ye normalize edilmiştir. Durum 3'teki sıcaklık normalleştirme işleminde, T_{min} = 22,2 °C, giriş yuvasındaki hava sıcaklığı ve T_{max} = 36,7 °C, yani ısıtılmış kutunun yüzey sıcaklığı, referans değerleri olarak kullanılarak $((T - T_{min})/ (T_{max} - T_{min}))$ formülü kullanılmıştır. Durum 3 için Wang ve Chen (2009) tarafından yapılan 1, 3, 5, 6 ve 10 izleme noktalarına göre hız, türbülans kinetik enerjisi ve sıcaklık profillerinin karşılaştırılması Şekil 3.5'te verilmiştir.



Şekil 3.5. Durum 3 için deney ve model karşılaştırması (Wang ve Chen, 2009)

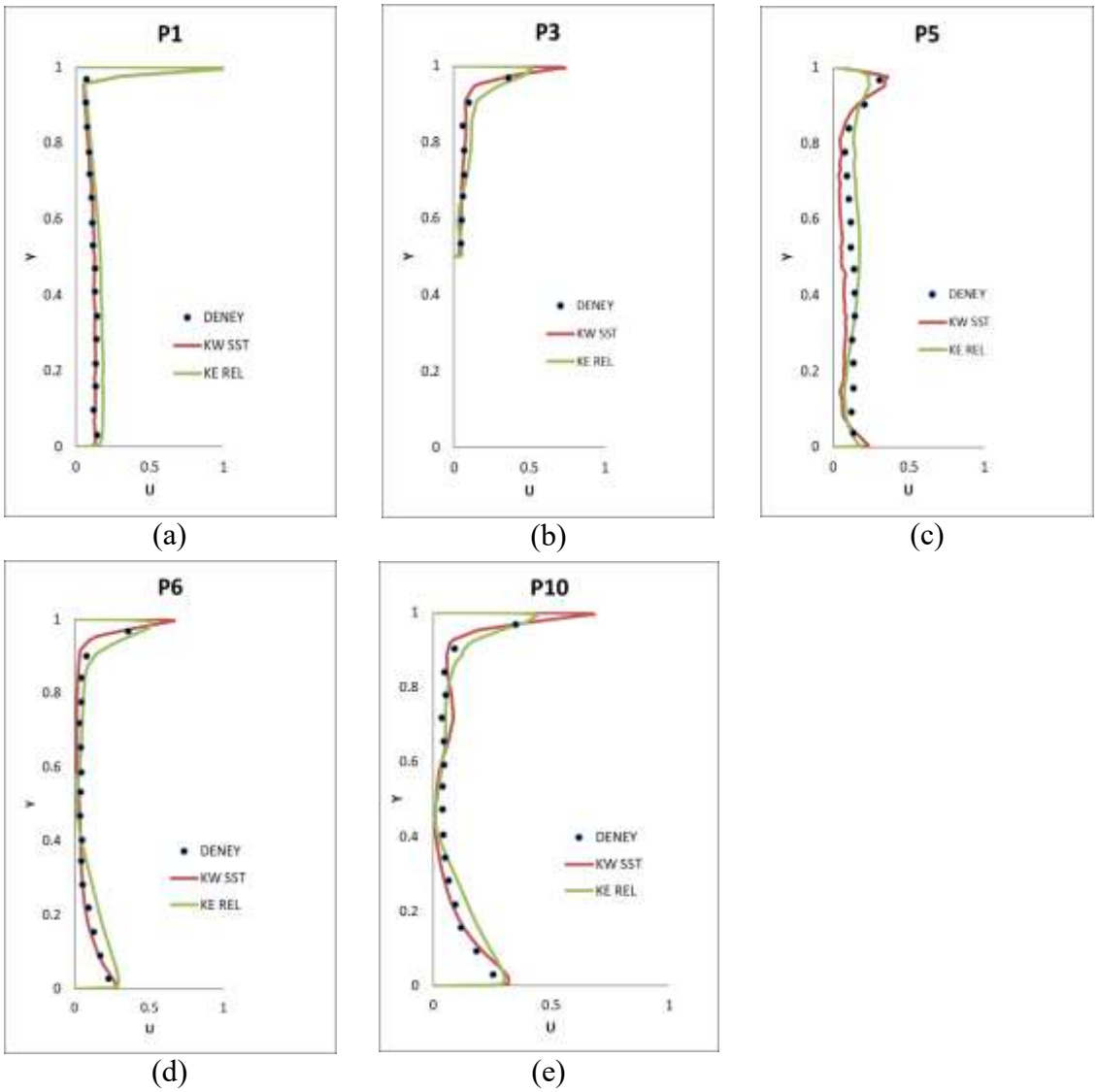
Literatürde en sık kullanılan radyasyon modellerinden olan Yüzeyden Yüzeye (Surface to Surface) ve Ayrık Ordinat (Discrete Ordinates) modellerinin sonuçları deneysel verilerle karşılaştırılmıştır. Yüzeyden Yüzeye modeli, ısı transferi veya ışınım transferi problemlerini analiz ederken yüzeyler arasındaki doğrudan ışınımı modellemektedir. Ayrık Ordinat modeli

ise daha karmaşık ve detaylı bir sayısal yaklaşımı kullanmaktadır. Bu yöntem, ışınımın farklı yönlerdeki akışını sayısallaştırarak analiz etmektedir, özetle bir ortamda ışınımın belirli bir yönde ne kadar yoğun olduğunu hesaplamaktadır. Ayrık Ordinat modeli, Yüzeyden Yüzeye modeline göre daha yakın sonuç vermiş olsa da iki modelin de birbirine yakın sonuç verdiği Şekil 3.6'da görülmüştür. Yüzeyden Yüzeye modeli genellikle daha basit ve hızlı bir yaklaşım sunduğu için ve çalışmadaki geometri de dikkate alınarak Yüzeyden Yüzeye modeli seçilmiştir. Ayrık Ordinat modeli aynı zamanda hesaplama maliyetini de arttırmaktadır.

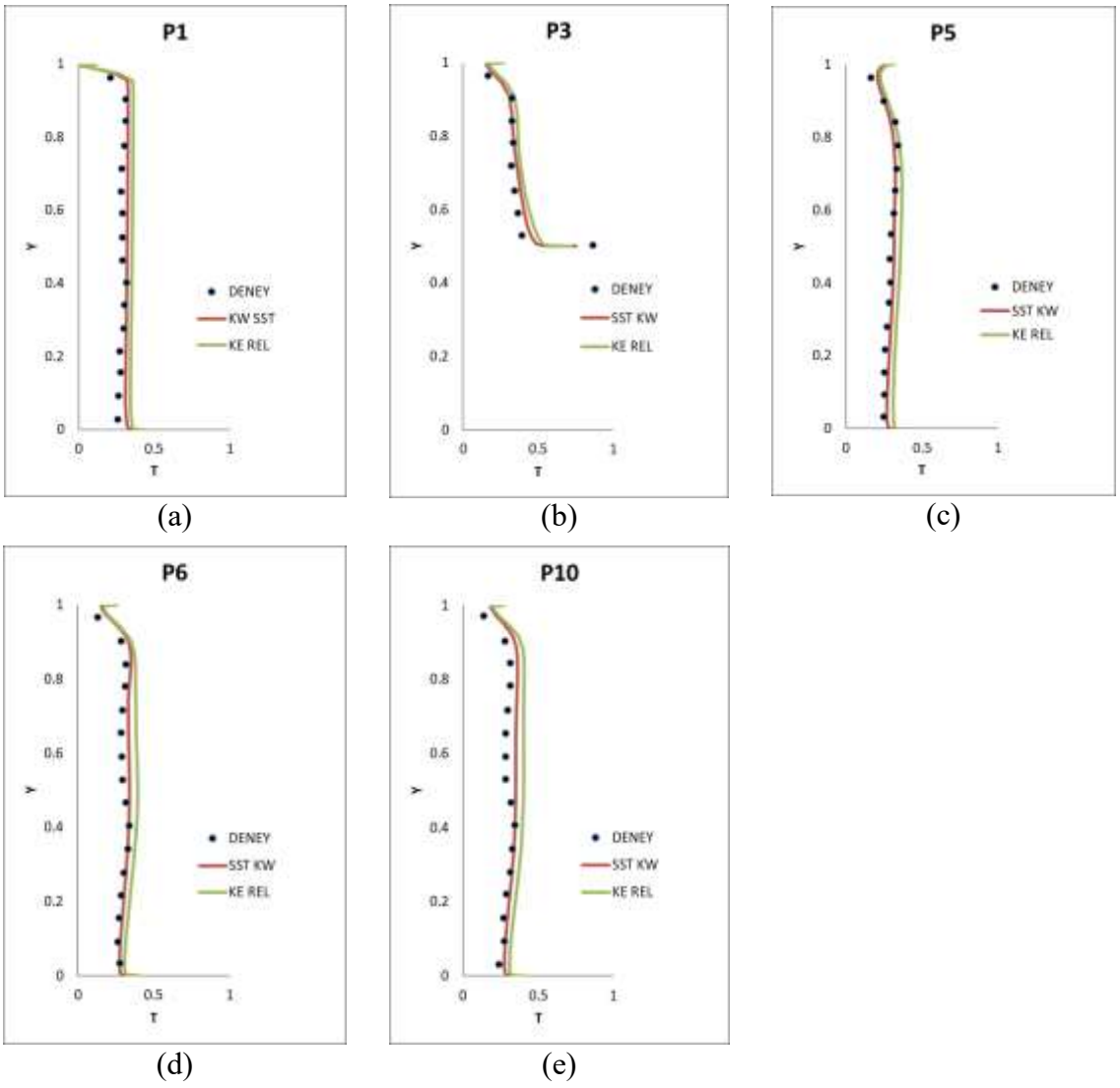


Şekil 3.6. Işınım modellerinin P1 noktasında hıza göre karşılaştırılması

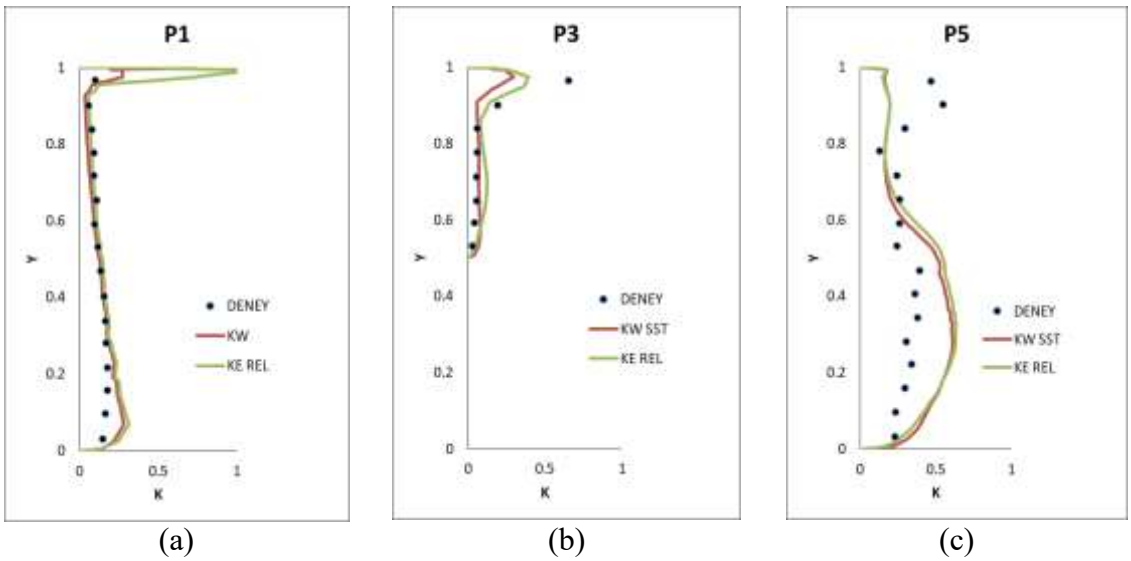
Durum 3 için 1, 3, 5, 6 ve 10 izleme noktalarına göre hız, türbülans kinetik enerjisi ve sıcaklık profillerinin karşılaştırılması Şekil 3.7, Şekil 3.8 ve Şekil 3.9'da verilmiştir. Literatürde en yaygın olarak kullanılan türbülans modelleri araştırılmıştır. Doğrulama çalışmasında, k-ω SST ve k-ε modelleri ile yapılan analizler ölçülen hız ve sıcaklık dağılımlarıyla karşılaştırılmıştır. Kutunun tavanına yakın konumlarda hız en yüksek durumdadır, kutunun tabanına doğru ilerledikçe hız nispeten hızlı bir şekilde azalmaktır. Ancak, yere yakın hızlarda üç merkezi konumda (P3, P6, P10) belirgin bir tepe noktası göstermektedir. Mevcut analiz sonuçları ile deney arasındaki farklardan biri P5 konumunda gözlenmiştir. Bunun en temel sebebi, P5 konumunun çıkışa yakın bir konumda bulunmasından kaynaklıdır. Deneycilerin şekildeki analiz sonuçları ve Fluent analiz sonuçlarıyla benzerlik göstermektedir. Sonuç olarak k-ω STT modeli sonuçlarının deneysel verilere daha yakın olduğu belirlenmiştir.



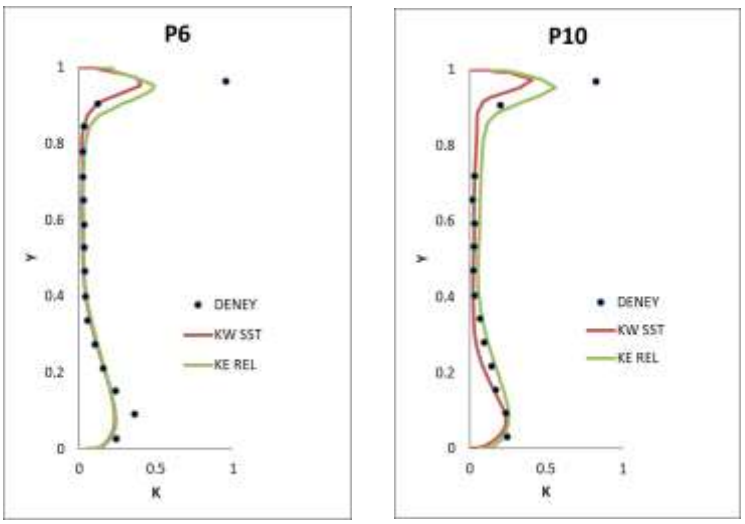
Şekil 3.7. Hız profillerinin karşılaştırılması (a) P1 (b) P3 (c) P5 (d) P6 (e) P10



Şekil 3.8. Sıcaklık profillerinin karşılaştırması (a) P1 (b) P3 (c) P5 (d) P6 (e) P10



Şekil 3.9. Türbülans kinetik enerjisi profillerinin karşılaştırması (a) P1 (b) P3 (c) P5



(d) (e)

Şekil 3.9. (devam) Türbülans kinetik enerjisi profillerinin karşılaştırması (d) P6 (e) P10

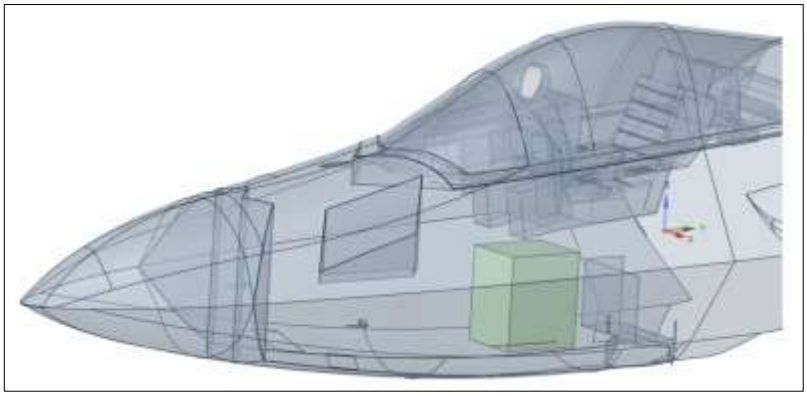
3.3. Analiz Geometrisi ve Sınır Koşulları

İlk olarak internetteki savaş uçakları geometrileri incelenerek Şekil 3.10'da yer alan uçak geometrisi seçilmiştir.



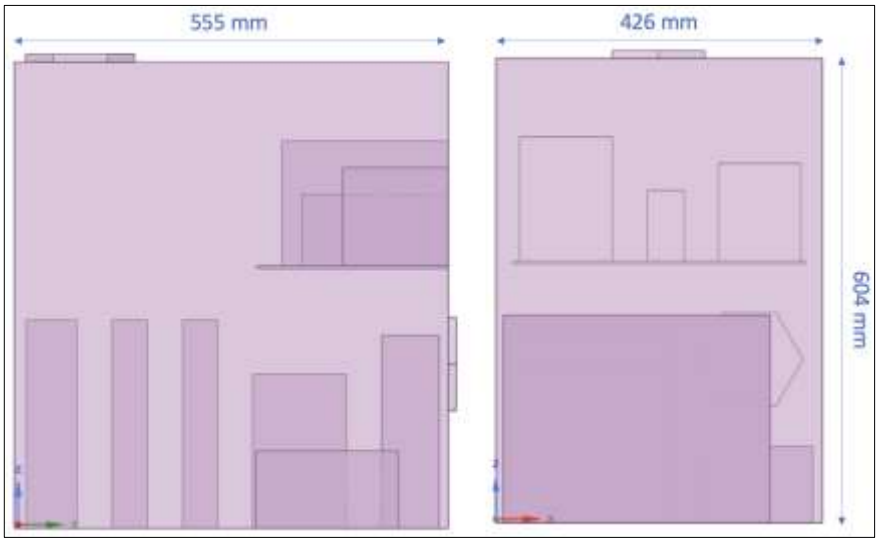
Şekil 3.10. Uçak geometrisi (GrabCAD, 2012)

İlgili uçak geometrisi rahat çalışabilmek için transparan yapıldı ve kokpitin altına Şekil 3.11'de de gösterildiği üzere aviyonik kompartıman odası çizilmiştir. Bu kompartımanın hacmi 0.143 m^3, havanlandırma yolu üzerindeki hava ve giriş çıkış alanları 0.013 m^2dir.



Şekil 3.11. Çizilen aviyonik oda

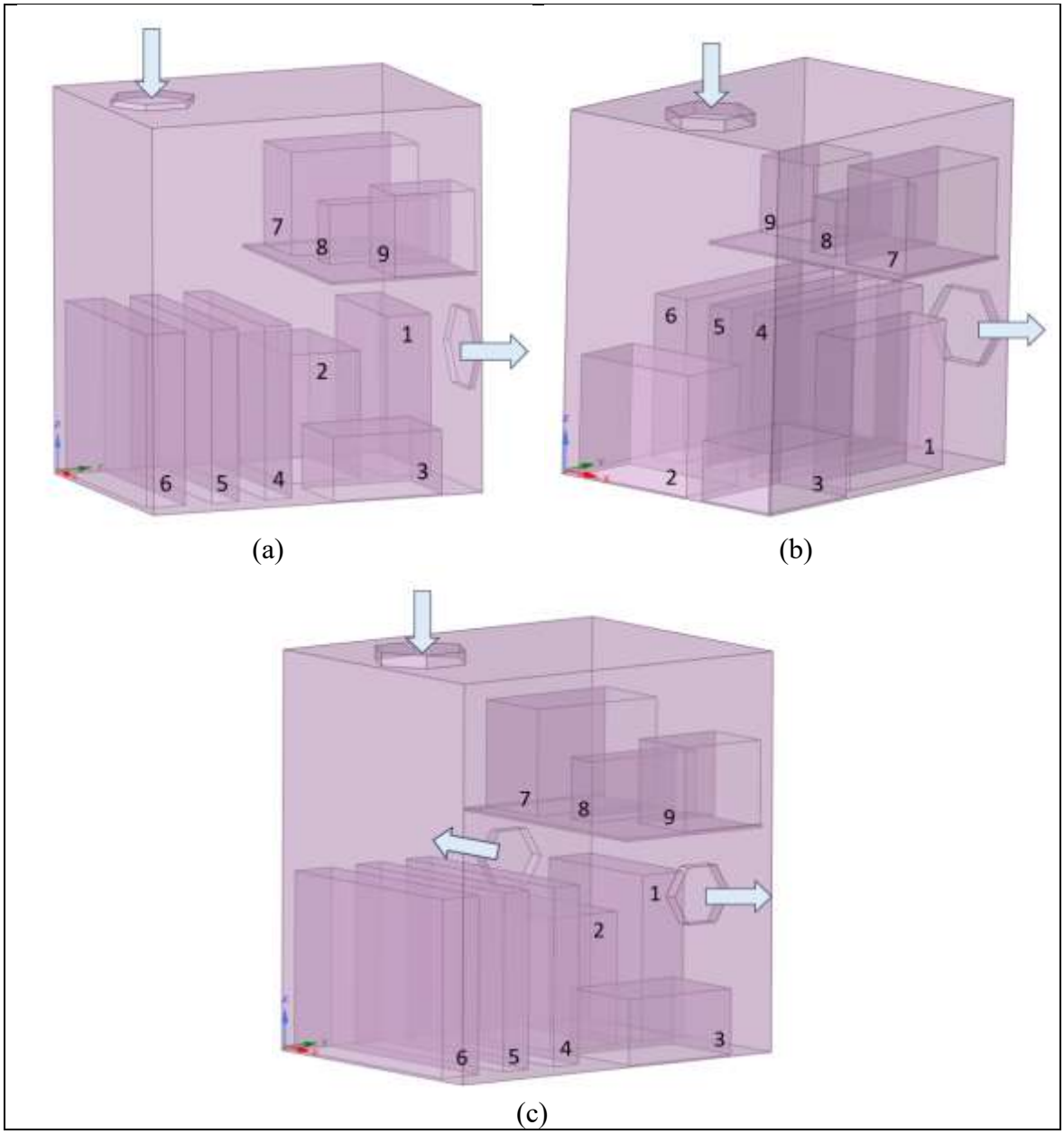
Seçilen aviyonik kompartımanın zy ve zx eksenlerindeki görüntüleri Şekil 3.12'de verilmiştir. Bu çalışma için kompartıman içindeki hava modelinden aviyonikler ve raf çıkarılarak analiz yapılacak hava akışı geometrisi oluşturulmuştur.



Şekil 3.12. Farklı eksenlerde kompartımanın yerleşim görüntüleri

Aviyonik kompartımanın içine 9 adet ısı yayan Şekil 3.13'te gösterilen aviyonikler çizilmiştir. Bu çalışma için 3 farklı geometrinin analizi yapılmıştır. Geometri 1 ve Geometri 2'de havalandırma patikası için aynı giriş ve çıkış kullanılırken farklı yerleşim çalışması yapılmıştır. Geometri 3'te ise Geometri 1 ile aynı yerleşim çalışması kullanılmış fakat farklı havalandırma patikası çıkışı kullanılmıştır. Geometri 3'te çizilen çıkışların alan toplamı, Geometri 1 ve Geometri 2'de kullanılan çıkış alanına eşittir. Geometri 2'deki amaç farklı sistem yerleşimi ile aviyonik duvar sıcaklıklarını incelemeyi amaçlarken, Geometri 3'teki

amaç farklı havalandırma patikası çıkış tasarımının aviyonik duvar sıcaklıklarına etkisini incelemektir. MIL-STD-1472G (2012), standardına göre, bakım kolaylığı için aviyonik kompartımanlarında aviyonik ekipmanlar arasındaki minimum boşluk 0,045 metreden fazla olmalıdır, çalışmalar sırasında ekipmanlar arasında 0,045 metre bırakılmaya dikkat edilmiştir.



Şekil 3.13. Analizi yapılacak geometri modelleri (a) Geometri 1 (b) Geometri 2 (c) Geometri 3

Elektronik ekipmanın ısı üreten bileşenlerine hava fanları veya sıvı akışkanlar kullanılarak soğutma sağlanır. Bu yöntemler, havanın zorlanması veya sıvının akışı yoluyla ısıyı

ekipmanın içinden veya etrafından uzaklaştırır. Doğal taşınım ile soğuyan ekipmanlar ise mekanik fanlar veya sıvı akışkanlar yerine çevresel faktörleri kullanarak ısı yönetimini sağlar. Şekil 3.13'te gösterilen aviyonikler doğal taşınım ile soğumaktadır, ekipman hakkındaki bilgiler Çizelge 3.2'de verilmiştir. Burada ekipmanın ısıl yükünün aviyonik sıcaklığına etkisini anlamak amacı ile 3 farklı ısıl yük durumu çalışılmıştır. İlk durumda ekipmanın kendi ısıl yükü, ikinci durumda ekipmanın ısıl yükünün 10 W fazlası ve üçüncü durumda ekipmanın ısıl yükünün 10 W altı incelenmiştir. Ekipmanların ısıl yükleri, Akın ve Kahveci (2019) makalesinden referans alınmıştır.

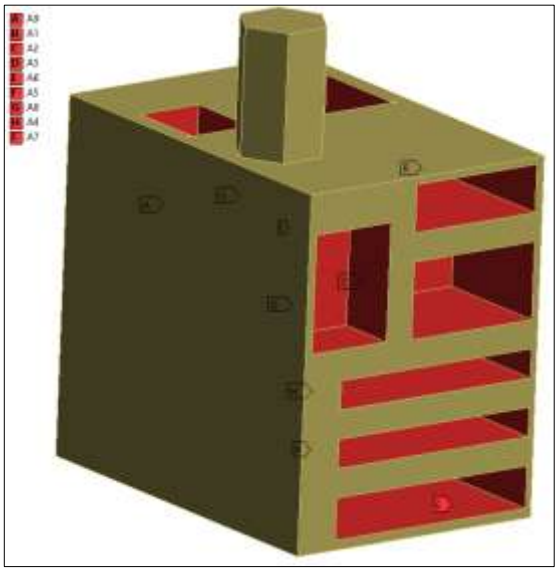
Çizelge 3.2. Aviyonik bilgi çizelgesi

Ekipmanın Numarası	Alan (m^2)	Isıl yükü (W) Durum 1	Isıl yükü (W) Durum 2	Isıl yükü (W) Durum 3
1	0,179151	95	105	85
2	0,232783	150	160	140
3	0,113576	80	90	70
4	0,337284	180	190	170
5	0,337284	180	190	170
6	0,361994	190	200	180
7	0,159287	90	100	80
8	0,061157	45	55	35
9	0,090174	75	85	65

Ekipmanların ısı akıları hakkındaki bilgiler Çizelge 3.3'te verilmiştir. Bu değerler Şekil 3.14'te gösterilen aviyonik duvarlarına sınır şartı olarak verilmiştir.

Çizelge 3.3. Aviyonik ısı akıları

Ekipmanın Numarası	Isıl akısı (W/m^2) Durum 1	Isıl akısı (W/m^2) Durum 2	Isıl akısı (W/m^2) Durum 3
1	530,28	586,10	474,46
2	644,38	687,34	601,42
3	704,37	792,42	616,33
4	533,67	563,32	504,03
5	533,67	563,32	504,03
6	524,87	552,50	497,25
7	565,02	627,80	502,24
8	735,81	899,32	572,30
9	831,73	942,62	720,83



Şekil 3.14. Aviyonik sınır koşulları

MIL-E-18927E (1983), dokümanına göre pilotun ‘Rahat Bölge’ olarak tanımlanan bölgesi 288,15 K-300,15 K (15°C -27°C)’dir. Kokpitteki solar yük, konveksiyon, kokpitteki ısıl yük, kokpitin geçirgenliği gibi durumlar göz önüne alındığında, kokpitten çıkan hava debisi 0,20-0,25 kg/s arasında alınabilir. Solar yük, kokpit camlarından geçen güneş ışınlarının neden olduğu yüksek sıcaklıkları ifade ederken, konveksiyon ise kokpitteki sıcak havanın hareketiyle hava akımları oluşturmasını ifade eder. Kokpitteki ısıl yük ise, elektronik sistemler ve diğer ekipmanların ısı üretmesiyle oluşan yüksek sıcaklıklardır. MIL-E-18927E (1983), dokümanına göre Çizelge 3.4’te gösterildiği gibi kokpitten çıkan hava akış debisi için 0,10 kg/s 0,15 kg/s 0,20 kg/s ve 0,25 kg/s değerleri, kokpitten çıkan hava sıcaklığı için 297 K, 300 K ve 303 K değerleri seçilmiştir.

Çizelge 3.4. Havalandırma havasının özellikleri

Havalandırma Havasının Sıcaklığı	Havalandırma Havasının Debisi
297 K	0,10
300 K	0,15
303 K	0,20
	0,25

Yüzeyden Yüzeye ışınım modeli, aviyonik bölmesi içindeki ışınım yoluyla ısı transferi etkileşimlerini simüle etmek için uygulanmıştır. Analiz için k-ω SST türbülans modelli kullanılmıştır. Başlangıçta, momentum ve enerji denklemleri hızlı kurulum için birinci

dereceden çözülmüş, daha sonra analizlerde daha kesin sonuçlar için ikinci dereceye geçilmiştir. Aviyonik ekipmanların yüzey ısı akısı hesaplanmış ve bu ekipmanın tüm yüzeylerindeki ısı transferinin eşit olduğu varsayılarak hesaplanan değerler aviyonik duvarlarına atanmıştır. Kompartımanın dış duvarlar adyabatik olarak ele alınmıştır. Zemin ve raf hava geometrisinden çıkarılmış ve sadece hava modellenmiştir. Girişte hız sınırlı sınır koşulu belirtilirken, çıkış için basınç sınırlı sınır koşulu kullanılmıştır. Model için basınç tabanlı bir çözücü kullanılmıştır. Aynı zamanda, analiz sırasında radyasyon ısı transferi de dikkate alınmıştır. Yüzeyden Yüzeye ışınım ısı transferi modeli kullanılmıştır. Aviyonik duvar yüzeyleri ve rafın yüzeyi için emisivite değeri 0,8 olarak alınmıştır.

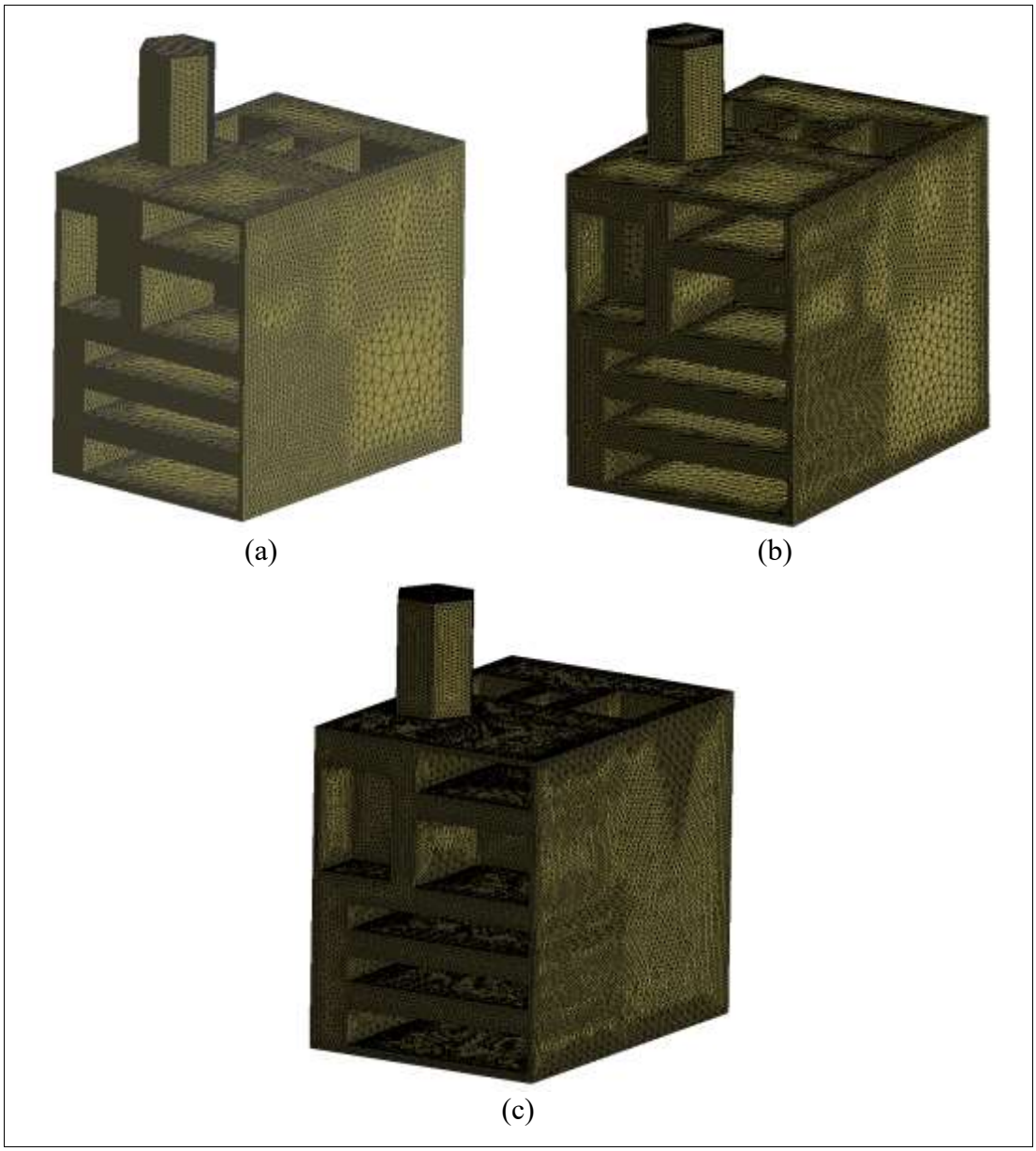
Geometri 1, Geometri 2 ve Geometri 3 için sırasıyla 36 analizden oluşmak üzere toplam 108 analiz incelenmiştir. Çizelge 3.5, Geometri 1 için gerçekleştirilen ilk 9 analiz için isimlendirmeyi göstermektedir. Geometri 1 için geri kalan analiz numaraları şu şekildedir: Analiz 10-18 arası hava akış debisi 0,15 kg/s için, Analiz 19-27 arası hava akış debisi 0,20 kg/s için ve Analiz 28-36 arası hava akış debisi 0,25 kg/s için isimlendirilmiştir. Geometri 2 için analizler 37 ile 72 arasında gerçekleştirilirken, Geometri 3 için analizler 73 ile 108 numarası arasında gerçekleştirilmektedir. Detaylı analiz tablosu, Ekler bölümünde sunulmuştur.

Çizelge 3.5. Analiz isimlendirmesi

Konfigürayon		Havalandırma Havasının		Isıl Yük (W) / Aviyonik Numarası								
Analiz Numarası	Geometri	Debisi (kg/s)	Sıcaklığı (K)	1	2	3	4	5	6	7	8	9
1	1	0,10	297	95	150	80	180	180	190	90	45	75
2	1	0,10	297	105	160	90	190	190	200	100	55	85
3	1	0,10	297	85	140	70	170	170	180	80	35	65
4	1	0,10	300	95	150	80	180	180	190	90	45	75
5	1	0,10	300	105	160	90	190	190	200	100	55	85
6	1	0,10	300	85	140	70	170	170	180	80	35	65
7	1	0,10	303	95	150	80	180	180	190	90	45	75
8	1	0,10	303	105	160	90	190	190	200	100	55	85
9	1	0,10	303	85	140	70	170	170	180	80	35	65

3.4. Ağ Yapısı İyileştirme Çalışması

Ağ yapısı iyileştirme çalışması farklı çözünürlüklerle aynı analizi yürüterek her ağ değişikliği ile ne kadar yakınsak bir çözüm elde edildiğini analiz etmeyi içermektedir. Doğrulama çalışması sırasında da ağ yapısı iyileştirme çalışması yapılmıştır fakat aviyonik sayısının bu kompartımanda daha fazla olmasından kaynaklı olarak bu koşul için de tekrar ağ bağımsızlığı çalışması yapılmıştır. Ağ yapısı iyileştirme çalışması için kokpitten çıkan hava yoğunluğu 0,15 kg/s ve hava sıcaklığı 303 K olarak alınmıştır. Ağ bağımsızlığı çalışması için Şekil 3.15'te verilen seyrek, orta ve sık ağ yapısı incelenmiştir.



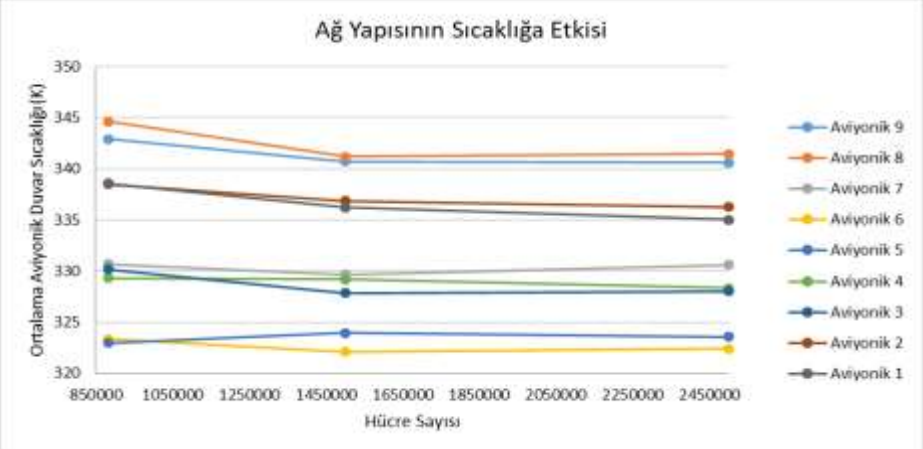
Şekil 3.15. Geometrilerin ağ yapıları (a) Seyrek (b) Orta (c) Sık

Ortalama aviyonik duvar sıcaklığı karşılaştırması Çizelge 3.6'da verilmiştir.

Çizelge 3.6. Ağ bağımsızlığı çalışması için ortalama aviyonik duvar sıcaklıkları

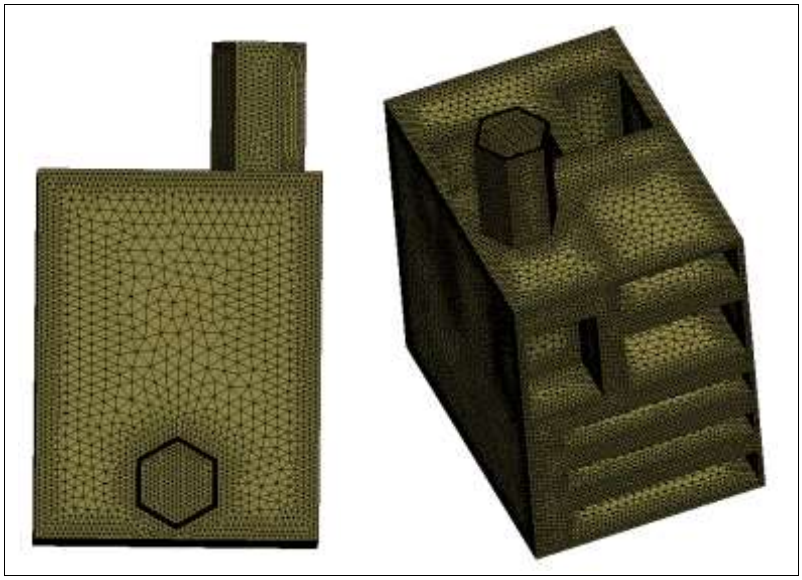
Aviyonik Numarası	Seyrek Ağ (K)	Orta Ağ (K)	Sık Ağ (K)
Aviyonik 1	338,57	336,2	335,02
Aviyonik 2	338,49	336,8	336,3
Aviyonik 3	330,17	327,8	328
Aviyonik 4	329,3	329,1	328,3
Aviyonik 5	322,96	323,9	323,6
Aviyonik 6	323,37	322,1	322,4
Aviyonik 7	330,71	329,7	330,6
Aviyonik 8	344,62	341,2	341,5
Aviyonik 9	342,91	340,7	340,6

Sonuçlar değerlendirildiğinde seyrek ağ ve orta ağ karşılaştırması yapıldığında 0,20 ile 3,42 K arasında değişim gösterirken, orta ağ ve sık ağ karşılaştırmasında ise 0,10 ile 1,08 K arasında değişim görülmüştür. Ortalamalar dikkate alındığında, seyrek ağ ve orta ağ karşılaştırmasında ortalama aviyonik duvar sıcaklığı farkı 1,72 K iken, orta ağ ve sık ağ karşılaştırmasında bu fark 0,5 K olarak hesaplanmıştır. Bu değerler yüzdesel olarak değerlendirildiğinde, aviyonik sıcaklıklarının ortalamasına göre %0,51 ve %0,15'e denk gelmektedir. Orta ağ ve sık ağ karşılaştırması sonuçlarına göre, sıcaklık değişiminin yüksek olduğu aviyonikler 1 ve 7 numaralı aviyoniklerdir. Bunun sebebi, 7 numaralı aviyoniğin girişte, 1 numaralı aviyoniğin ise çıkışa yakın olmasından kaynaklanmaktadır. Sonuçların daha iyi anlaşılması için Şekil 3.16 oluşturulmuştur. Sonuçlar doğrultusunda, orta ağ yapısıyla çalışmaya devam edilmiştir.

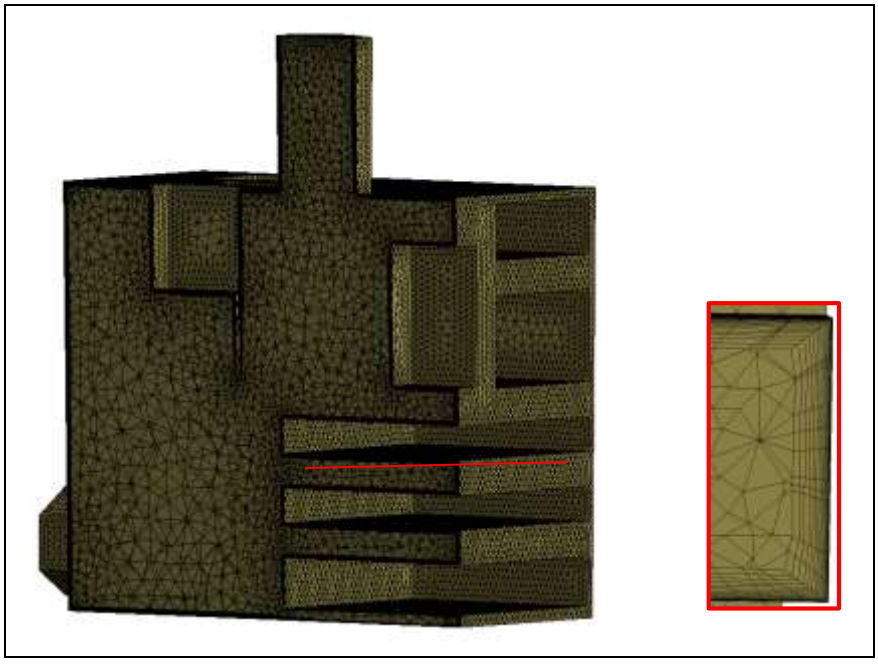


Şekil 3.16. Ağ yapısının sıcaklığa etkisi

Ağ yapısı detayları görselde verilmiştir. Sıcaklık değişimlerini yakalayabilmek için doğrulama analizindeki gibi ilk sınır tabaka kalınlığı 0,08 mm ve prizma katman büyüme hızı 1,2 olarak belirlenmiş olup, toplamda 16 katman kullanılmıştır. Ayrıca, maksimum ağ çarpıklığı değeri 0,89'dur. Genel ağ yapısı ve kesit görüntüsü Şekil 3.17 ve Şekil 3.18'de verilmiştir.

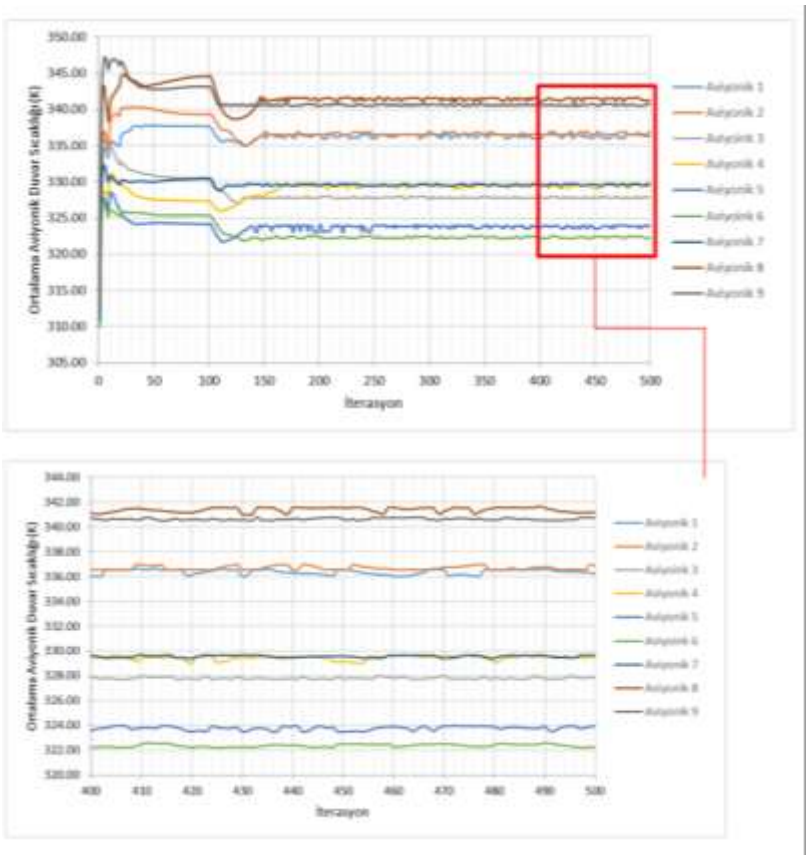


Şekil 3.17. Farklı eksenlerden genel ağ yapısı



Şekil 3.18. Genel ağ yapısının kesit ile görüntüsü

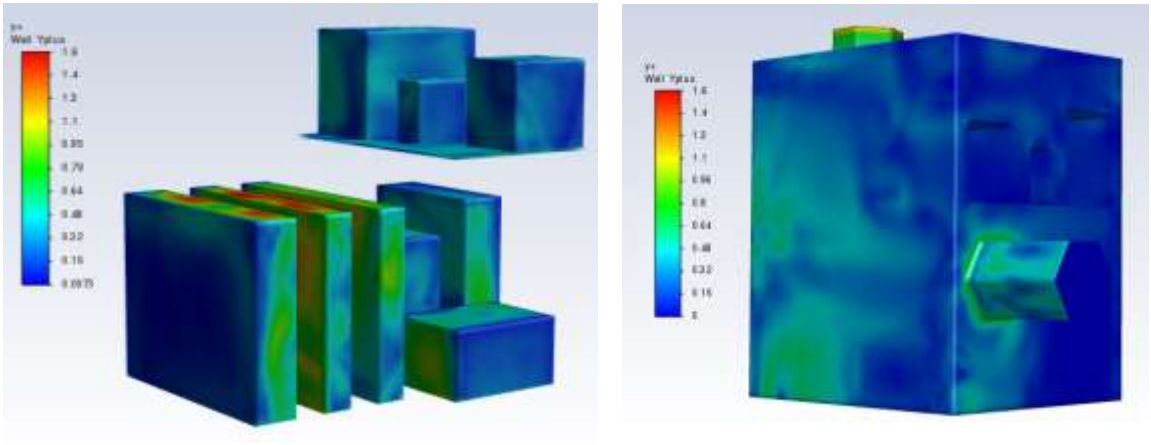
Ortalama aviyonik duvar sıcaklığının iterasyon ile değişimi Şekil 3.19'da verilmiştir. Son 100 iterasyona yakından bakıldığında, sıcaklık değişimlerinin 1 K altında olduğu gözlemlenmiştir.



Şekil 3.19 Ortalama aviyonik duvar sıcaklığının iterasyon ile değişimi

Bu çalışma için ilk birinci dereceden Navier Stokes ve enerji denklemleri çözülmüş sonra ikinci dereceden ayrıklaştırılan denklemler çözülmüştür. Birinci derece ayrıklaştırılmış denklemler, modelin tasarımın temel sınır koşulları ile daha hızlı çözüm verirken ikinci derece ayrıklaştırılmış denklemler ise daha karmaşık matematiksel yöntemler ve sayısal türevlerin daha fazla hesaplanmasını içerdiği için daha kesin sonuçlar sunmaktadırlar.

Prizma tabakasının ilk tabaka kalınlığının doğru bir şekilde seçilip seçilmediğini belirlemek için y+ değerleri kontrol edildi. Orta ölçekli ağ yapısı için y+ konturlar Şekil 3.20'de gösterilmiştir. 1'den biraz daha yüksek değerlere sahip olanlar, havalandırma havasının direkt etkilediği bölgeleri ifade etmektedir. Akışın direkt altındaki aviyoniklerin jetle aynı hizada bulunması nedeniyle nispeten daha yüksek bir y+ değeri görülmektedir.



(a) (b)

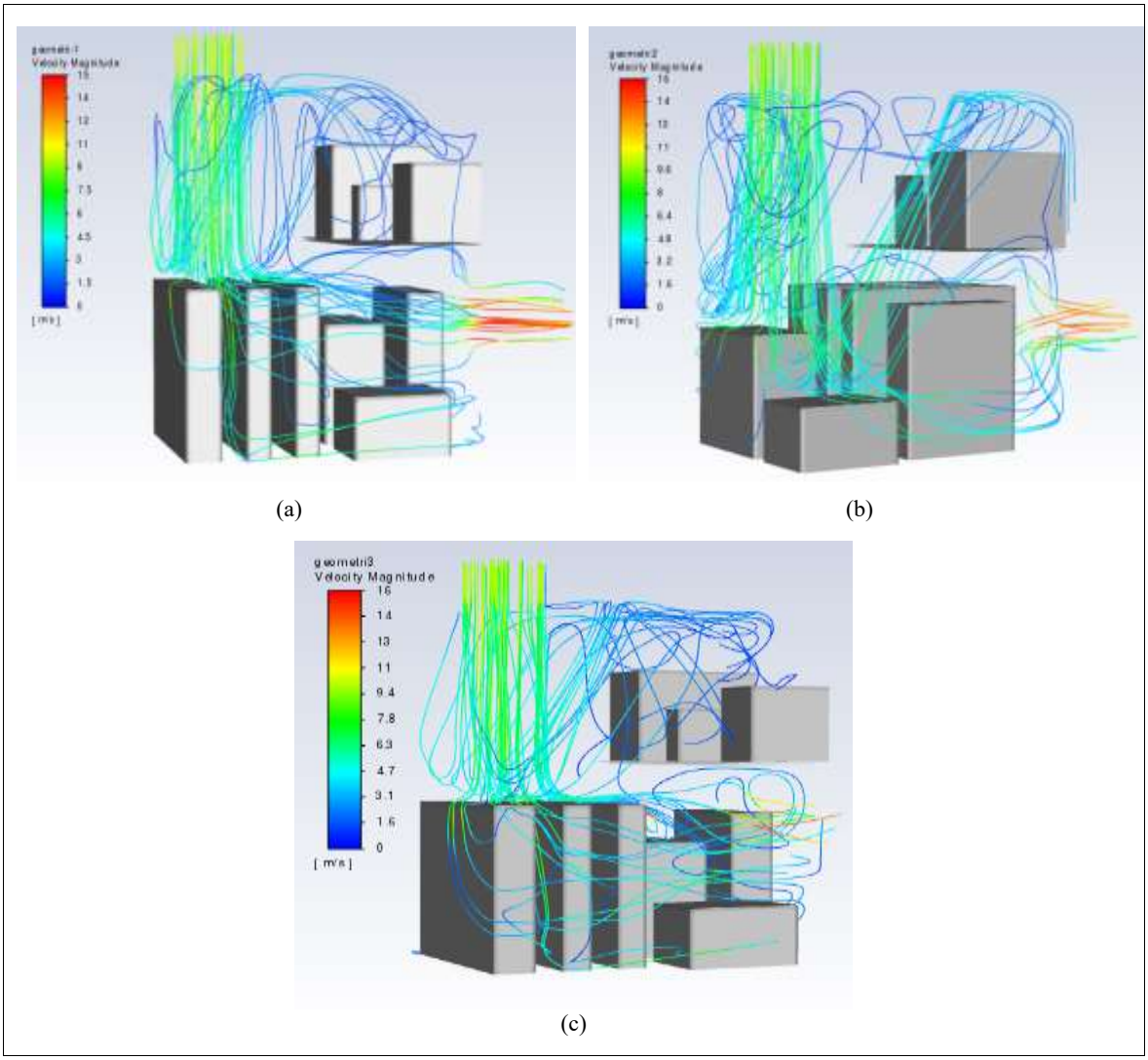
Şekil 3.20 Orta ölçekli ağ yapısı için y+ konturları (a) Aviyonikler (b) Kompartıman

4. BULGULAR VE TARTIŞMALAR

Elde edilen sonuçlar, beş ana başlık altında incelenmiştir: "Isıl Yük Etkisi", "Havalandırma Havasının Sıcaklığının Etkisi", "Havalandırma Havasının Debisinin Etkisi", "Sistem Yerleşiminin Etkisi" ve "Havalandırma Havasının Çıkış Konumunun Etkisi". Toplamda 108 analiz sonucu, Geometri 1, Geometri 2 ve Geometri 3 için incelenmiştir.

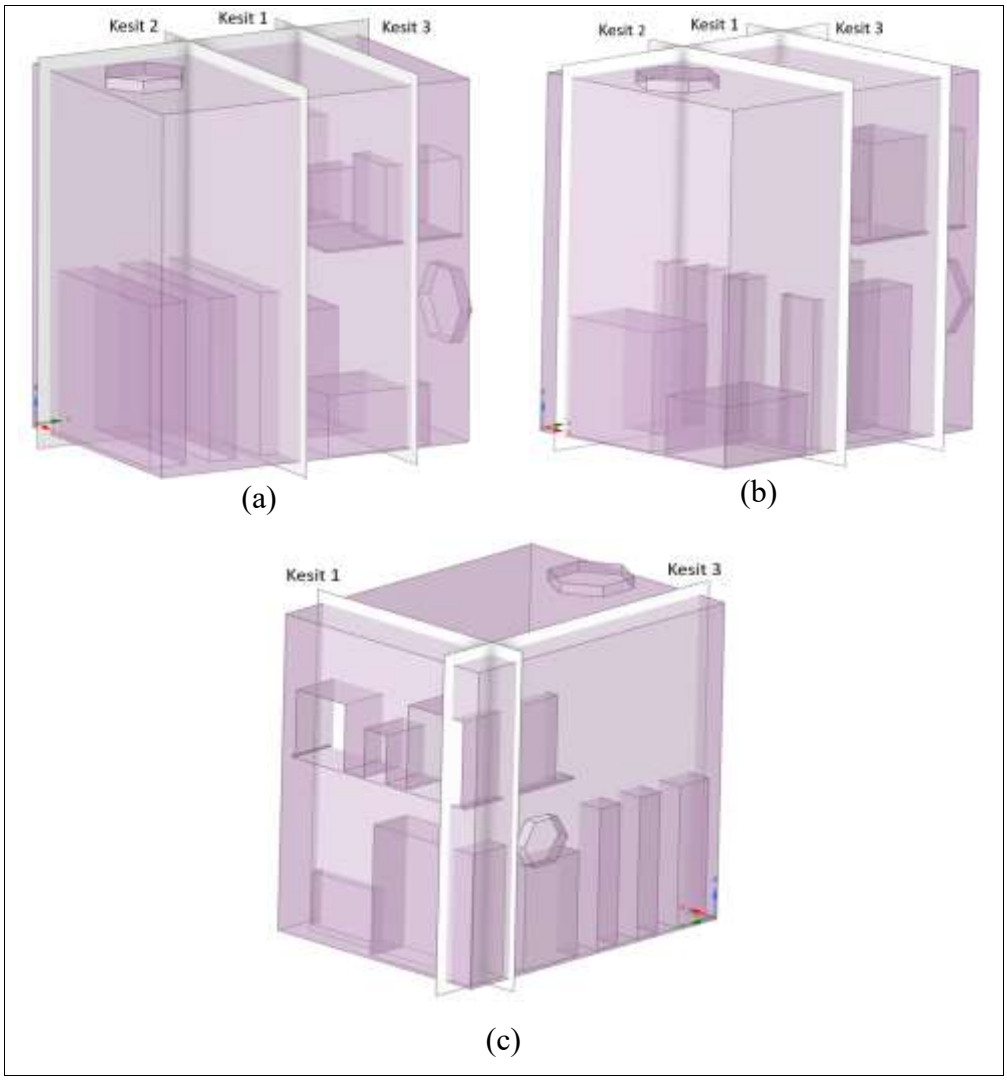
"Isıl Yük Etkisi" başlığı altında, sabit, +10 W ve -10 W ısıl yüklerin sıcaklık değişimleri üzerindeki etkileri ayrıntılı bir şekilde incelenmiştir. "Havalandırma Havasının Hızının Etkisi" başlığı altında, havalandırma havasının farklı debilerinin (0,10 kg/s, 0,15 kg/s, 0,20 kg/s ve 0,25 kg/s) ekipman sıcaklıklarına etkisi analiz edilmiştir. "Havalandırma Havasının Sıcaklığının Etkisi" başlığı, hava sıcaklığının 297 K, 300 K ve 303 K seviyelerinin ekipmanlardaki değişimlere katkısını detaylı bir şekilde açıklanmıştır. "Sistem Yerleşiminin Etkisi" başlığı altında, ekipmanların yerleşim düzeninin sıcaklık değişimleri üzerindeki etkileri incelenmiştir. Son olarak, " Havalandırma Havasının Çıkış Konumunun Etkisi" başlığı altında, havalandırma havasının çıkış yerinin ekipmanlar üzerindeki etkisi özel olarak değerlendirilmiştir. Bu 108 analiz sonucu, sistem yerleşimi ve çevresel faktörlerin aviyonik ekipmanlar üzerindeki etkilerini ayrıntılı bir şekilde açıklamaktadır.

Farklı geometri konfigürasyonlarında, 297 K, 0,15 kg/s ve orijinal ısıl yük koşullarında hız akış çizgileri Şekil 4.1’de verilmiştir. Geometri 1'e göre, Geometri 3'te, hava debisinin iki kısma ayrıldığı için üst katta yer alan ekipmanlar üzerinde daha fazla bir akış bulunmaktadır. Diğer taraftan, Geometri 2'de, sistem düzeninde yapılan bir değişiklik, girişten gelen havanın ekipman aralarından daha kolay bir şekilde geçmesine ve çıkışa ulaşmasına izin vermektedir.



Şekil 4.1. Girişlerden hız akış çizgileri (a) Geometri 1 (b) Geometri 2 (c) Geometri 3

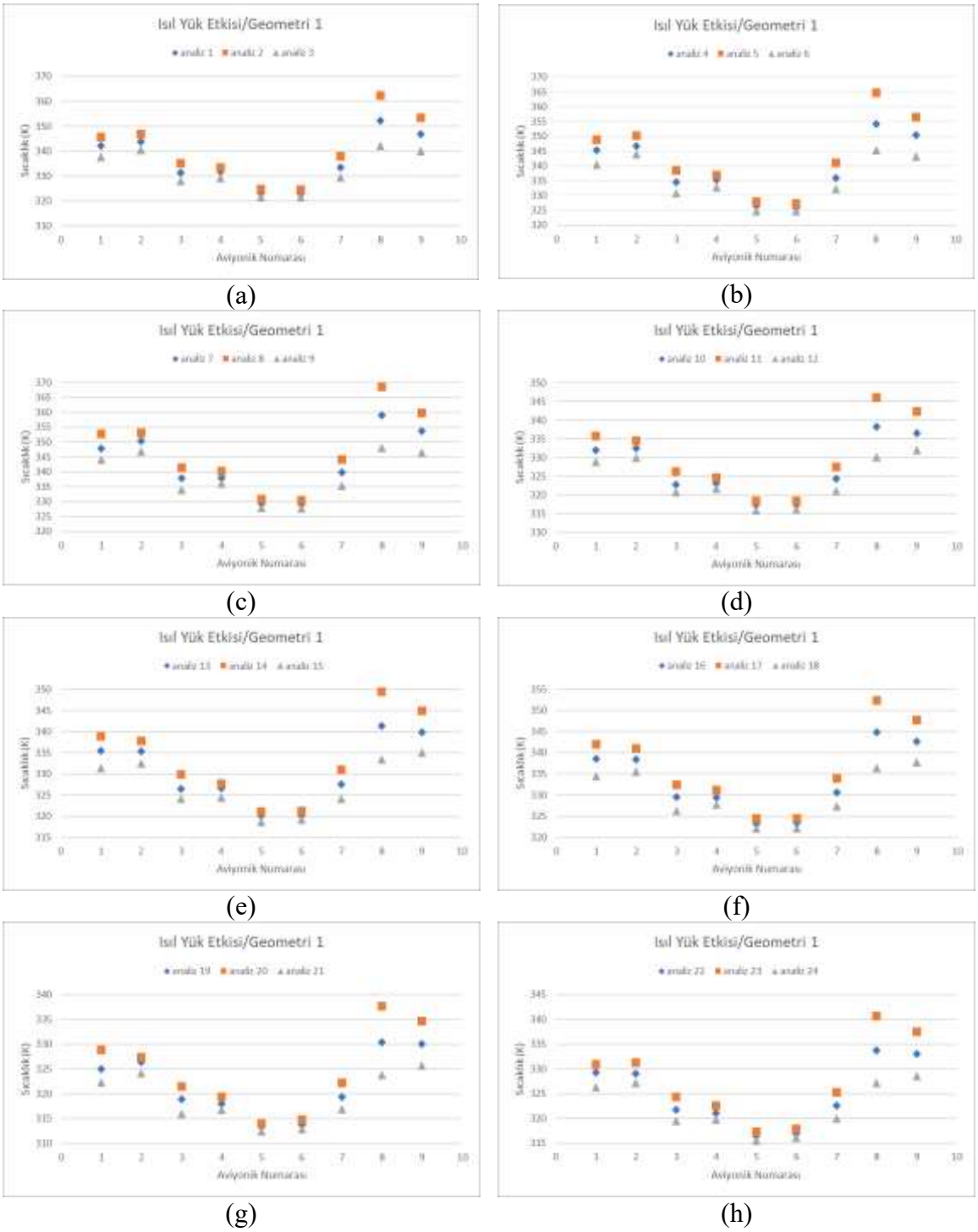
İlerleyen alt başlıklarda karşılaştırma için kullanılan Kesit 1, Kesit 2 ve Kesit 3 Şekil 4.2'de gösterilmiştir.



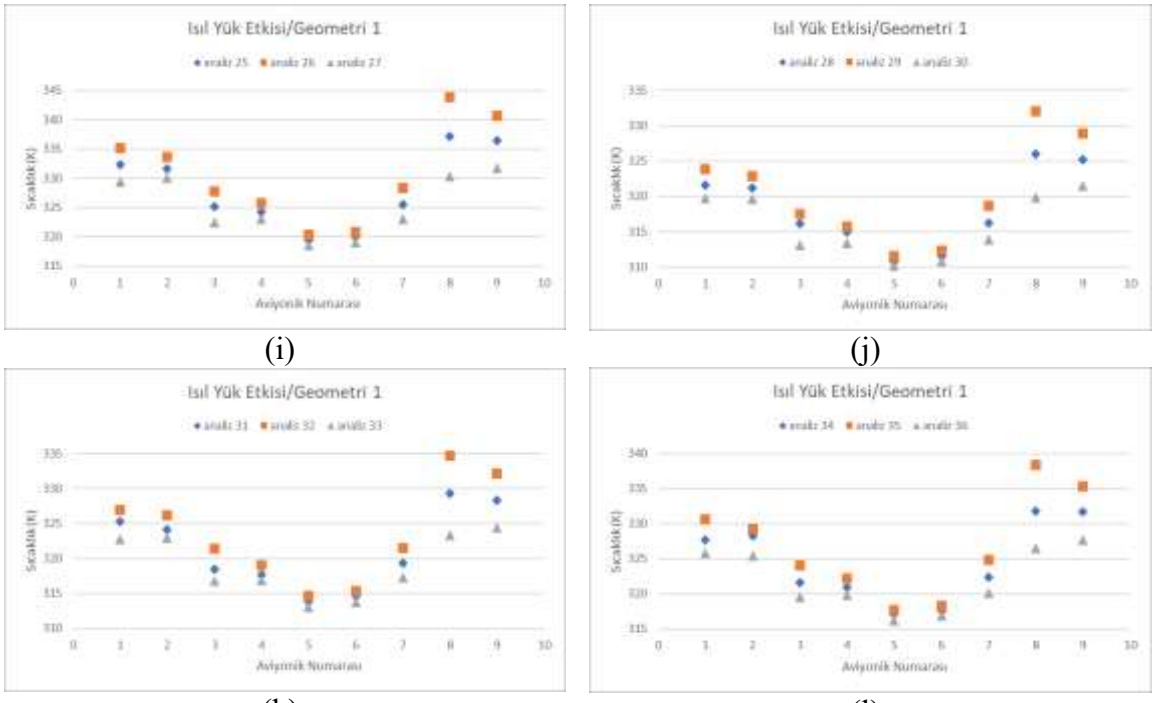
Şekil 4.2. Alınan kesit alanları (a) Geometri 1 (b) Geometri 2 (c) Geometri 3

4.1. Isıl Yük Etkisi

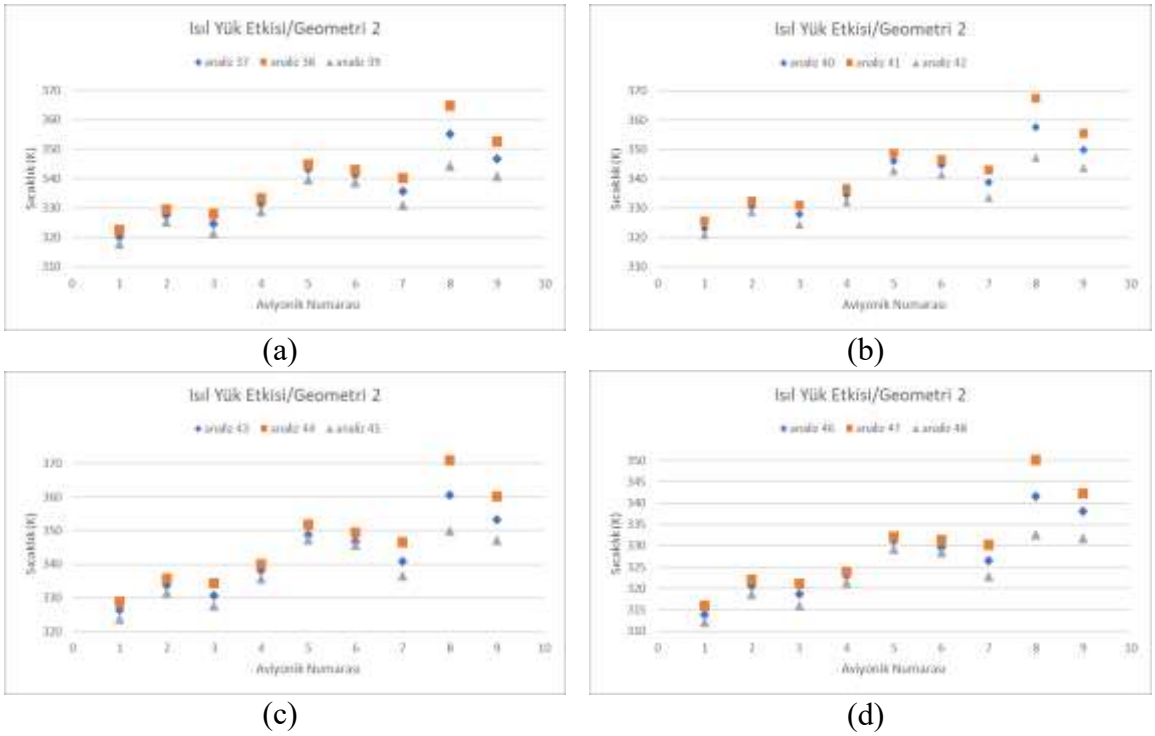
Isıl yük değişkeninin ilk olarak göz önüne alındığı ve sonuçların incelendiği durumda, Geometri 1, Geometri 2 ve Geometri 3 üzerindeki etkileri sırası ile Şekil 4.3, Şekil 4.4 ve Şekil 4.5'te verilmiştir. Ekipmanların 10 W ısıl yükünün arttığında, incelenen üç geometride de ekipman sıcaklıklarının arttığı gözlenmiştir. Bu artış, düşük hava debisi koşullarında en belirginken, hava debisi arttıkça genellikle ısıl yük artışının ekipman sıcaklıklarına olan etkisi azalmaktadır. Aynı şekilde, ekipmanların 10 W ısıl yükünün azaldığı durumlarda, incelenen üç geometride de ekipman sıcaklıklarının azaldığı görülmüştür. Bu azalma da düşük hava debisi koşullarında daha belirginken, hava debisi arttıkça genellikle ısıl yük azalmasının ekipman sıcaklıklarına olan etkisi azalmaktadır.



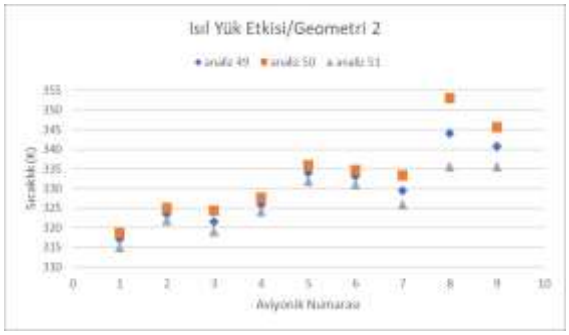
Şekil 4.3. Isıl yük etkilerinin geometri 1 üzerindeki etkisinin karşılaştırılması (a) Analiz 1-2-3 (b) Analiz 4-5-6 (c) Analiz 7-8-9 (d) Analiz 10-11-12 (e) Analiz 13-14-15 (f) Analiz 16-17-18 (g) Analiz 19-20-21 (h) Analiz 22-23-24



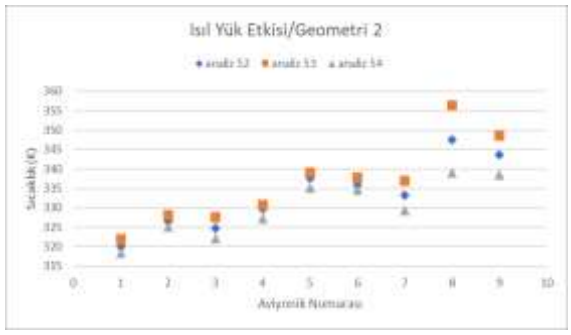
Şekil 4.3. (devam) Isıl yük etkilerinin geometri 1 üzerindeki etkisinin karşılaştırılması (i) Analiz 25-26-27 (j) Analiz 28-29-30 (k) Analiz 31-32-33 (l) Analiz 34-35-36



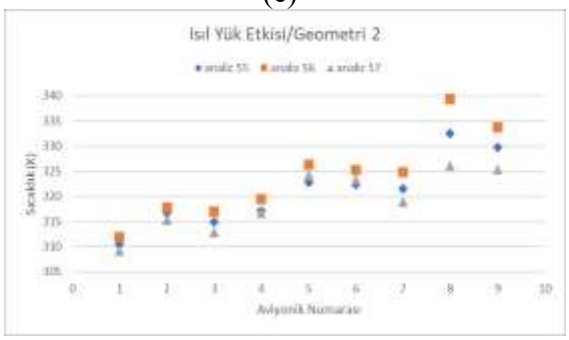
Şekil 4.4. Isıl yük etkilerinin geometri 2 üzerindeki etkisinin karşılaştırılması (a) Analiz 37-38-39 (b) Analiz 40-41-42 (c) Analiz 43-44-45 (d) Analiz 46-47-48



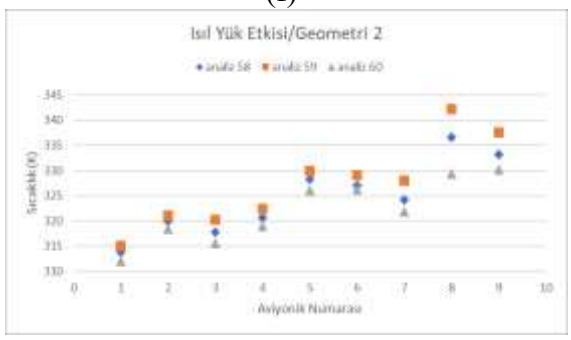
(e)



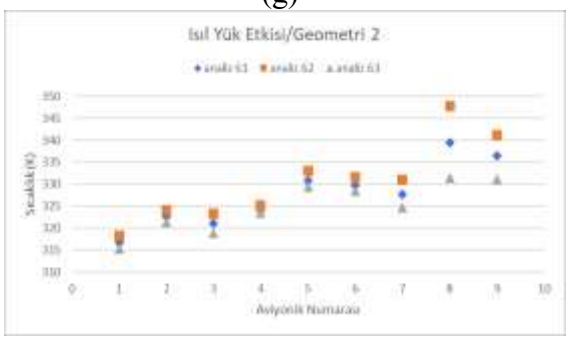
(f)



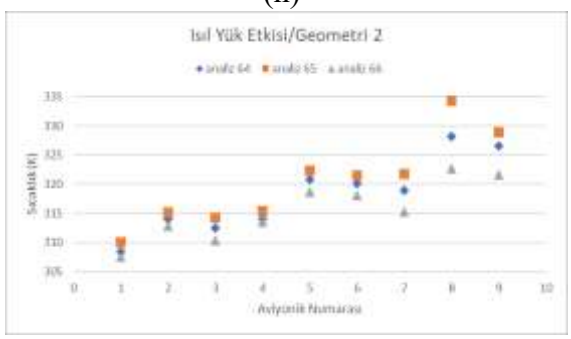
(g)



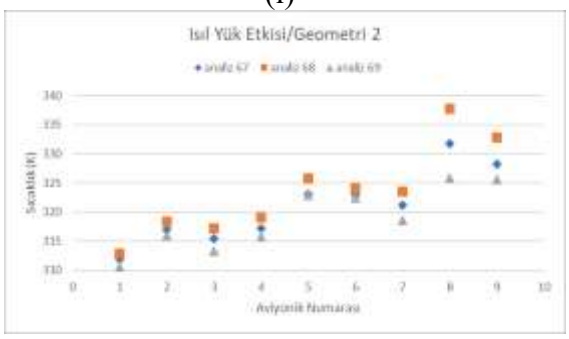
(h)



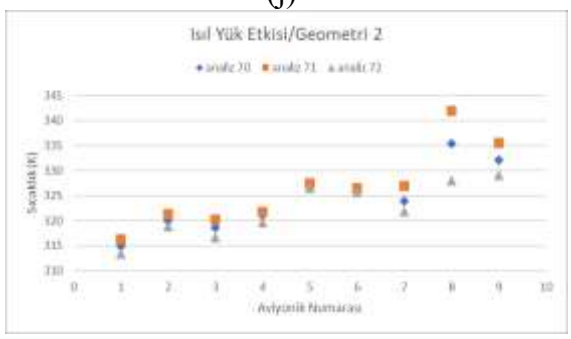
(i)



(j)



(k)

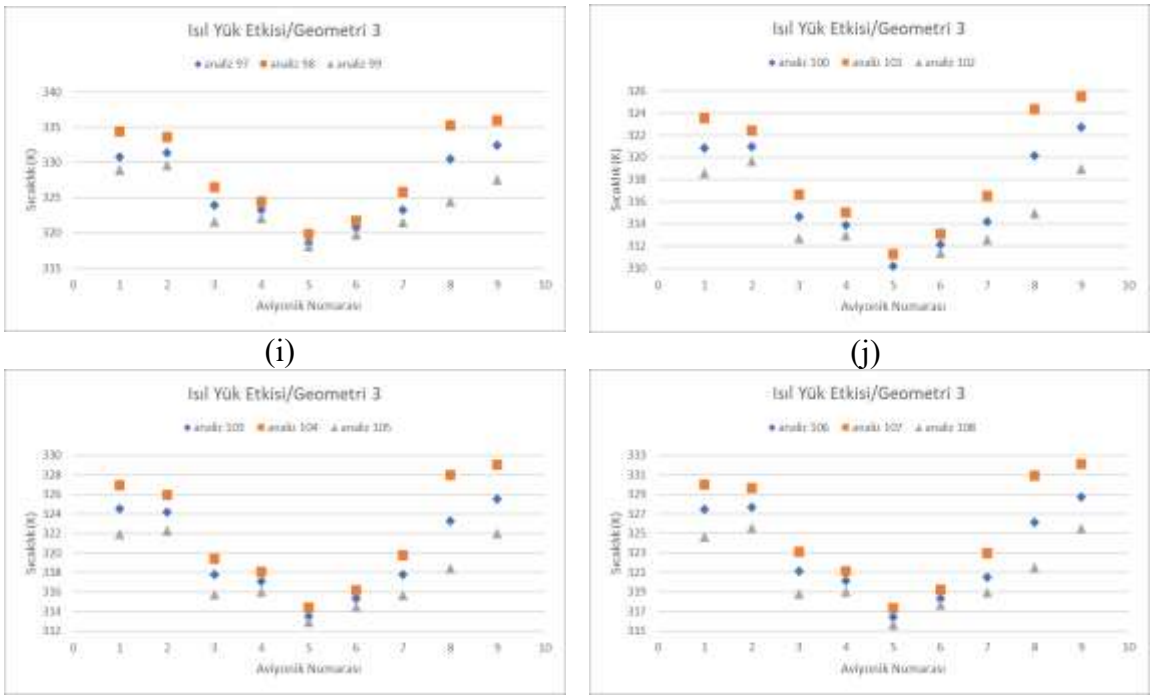


(l)

Şekil 4.4. (devam) Isıl yük etkilerinin geometri 2 üzerindeki etkisinin karşılaştırılması e) Analiz 49-50-51 (f) Analiz 52-23-54 (g) Analiz 55-56-57 (h) Analiz 58-59-60 (i) Analiz 61-62-63 (j) Analiz 64-65-66 (k) Analiz 67-68-69 (l) Analiz 70-71-72



Şekil 4.5. Isıl yük etkilerinin geometri 3 üzerindeki etkisinin karşılaştırılması (a) Analiz 73-74-75 (b) Analiz 76-77-78 (c) Analiz 79-80-81 (d) Analiz 82-83-84 (e) Analiz 85-86-87 (f) Analiz 88-89-90 (g) Analiz 91-92-93 (h) Analiz 94-95-96



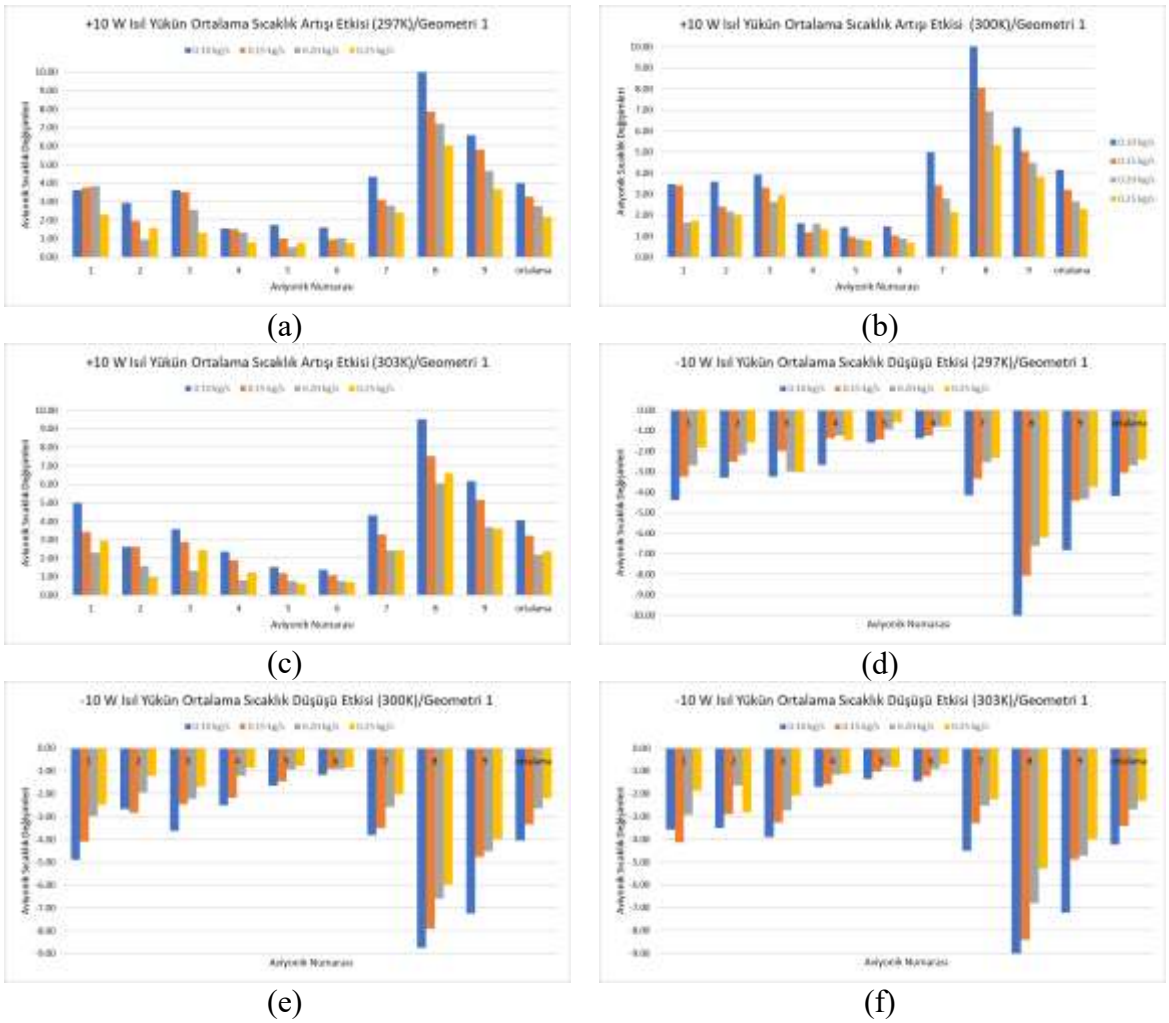
(i) (j)

(k) (l)

Şekil 4.5. (devam) Isıl yük etkilerinin geometri 3 üzerindeki etkisinin karşılaştırılması (i) Analiz 97-98-99 (j) Analiz 100-101-102 (k) Analiz 103-104-105 (l) Analiz 106-107-108

Şekil 4.6, Şekil 4.7 ve Şekil 4.8'deki grafikleri hazırlanırken aviyonik sıcaklıkların belirli bir sabit ısıl yük değeri kabul edilip, bu değeri temel alarak +10 W ve -10 W ısıl yük değerlerindeki aviyonik sıcaklıkları hesaplanmıştır. Bu hesaplamalar sonucunda elde edilen artış ve düşüş değerleri grafiklerde gösterilmiştir. Geometri 1, Geometri 2 ve Geometri 3 için sonuçlar genel olarak değerlendirilecek olunursa ekipmanın +10 W durumundaki aviyonik sıcaklık artışı ve -10 W durumundaki sıcaklık düşüş değerleri karşılaştırıldığında bu iki değerlerin birbirine yakın olduğu görülmüştür. Aviyonik sıcaklık artışı ve düşüşü, düşük hava debisinde en fazla görülürken hava debisi arttıkça ısıl yük artışının ve düşüşünün aviyoniğin sıcaklığına etkisi azalmaktadır. Aviyonikler kendi içlerinde değerlendirilecek olunursa her aviyoniğin ısıl yükünün +10 W artışı ve -10 W düşüşünde diğer ekipmanlar ile aynı oranda etkilenmemiştir. Aviyonik 8 ve 9'un konumunun üstte, diğer aviyoniklerden bağımsız ve aynı zamanda ısı akısının diğer aviyoniklerden daha fazla olması ısıl yük değişiminden en çok etkilenen aviyonik olmalarına yol açmıştır. Aviyonik 4, 5 ve 6 diğer aviyoniklere göre her sıcaklıkta ve hız değişimde daha az etkilenmesinin sebebi Aviyonik 1, 4, 5 ve 6'nın kompartımandaki en düşük ısı akısına sahip olmasından kaynaklıdır. Aviyonik 1'in hava çıkış konumuna yakın olmasından kaynaklı sıcaklık değişimi bu 3 aviyoniğe göre daha fazla olmuştur.

Şekil 4.6'daki grafikler sayısal rakamlarla ifade edilecek olunursa 297 K havalandırma hava sıcaklığı verileri karşılaştırmasında 0,10 kg/s hava debisinde ortalama aviyonik sıcaklık artışı 4,0 K iken, 0,15 kg/s 3,3 K, 0,20 kg/s 2,8 K, 0,25 kg/s 2,2 K'dir. 300 K havalandırma hava sıcaklığı verileri karşılaştırmasında ise 0,10 kg/s hava debisinde ortalama aviyonik sıcaklık artışı 4,2 K iken, 0,15 kg/s 3,2 K, 0,20 kg/s 2,6 K, 0,25 kg/s 2,3 K'dir. Son olarak, 303 K havalandırma hava sıcaklığı verileri karşılaştırıldığında 0,10 kg/s hava debisinde ortalama aviyonik sıcaklık artışı 4,0 K iken, 0,15 kg/s 3,2 K, 0,20 kg/s 2,7 K, 0,25 kg/s 2,4 K'dir.



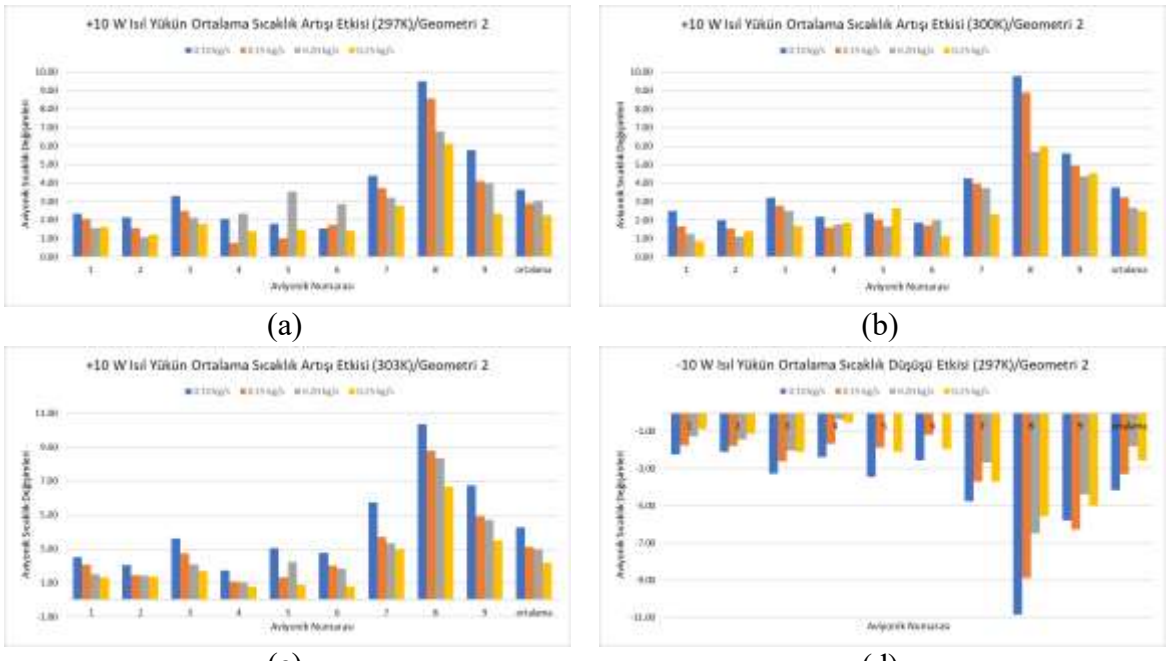
(a) (b) (c) (d) (e) (f)

Şekil 4.6. +10 W ısıl yükün geometri 1 üzerindeki artış etkisi (a) 297 K (b) 300 K (c) 303 K ve -10 W ısıl yükün geometri 1 üzerindeki düşüş etkisi (d) 297 K (e) 300 K (f) 303 K

Şekil 4.6'daki sıcaklık düşüşleri sayısal rakamlar ile ifade edilecek olunursa 297 K havalandırma hava sıcaklığı verileri karşılaştırmasında 0,10 kg/s hava debisinde ortalama aviyonik sıcaklık düşüşü 4,2 K iken, 0,15 kg/s 3,1 K, 0,20 kg/s 2,7 K, 0,25 kg/s 2,4 K'dir.

300 K havalandırma hava sıcaklığı verileri karşılaştırmasında ise 0,10 kg/s hava debisinde ortalama aviyonik sıcaklık düşüşü 4,0 K iken, 0,15 kg/s 3,3 K, 0,20 kg/s 2,7 K, 0,25 kg/s 2,2 K'dir. Son olarak, 303 K havalandırma hava sıcaklığı verileri karşılaştırıldığında 0,10 kg/s hava debisinde ortalama aviyonik sıcaklık düşüşü 4,2 K iken, 0,15 kg/s 3,4 K, 0,20 kg/s 2,7 K, 0,25 kg/s 2,3 K'dir.

Şekil 4.7'deki grafikler sayısal rakamlarla ifade edilecek olunursa 297 K havalandırma hava sıcaklığı verileri karşılaştırmasında 0,10 kg/s hava debisinde ortalama aviyonik sıcaklık artışı 3,7 K iken, 0,15 kg/s 2,9 K, 0,20 kg/s 3,0 K, 0,25 kg/s 2,2 K'dir. 300 K havalandırma hava sıcaklığı verileri karşılaştırmasında ise 0,10 kg/s hava debisinde ortalama aviyonik sıcaklık artışı 3,8 K iken, 0,15 kg/s 3,3 K, 0,20 kg/s 2,7 K, 0,25 kg/s 2,5 K'dir. Son olarak, 303 K havalandırma hava sıcaklığı verileri karşılaştırıldığında 0,10 kg/s hava debisinde ortalama aviyonik sıcaklık artışı 4,3 K iken, 0,15 kg/s 3,1 K, 0,20 kg/s 2,9 K, 0,25 kg/s 2,2 K'dir.



(a) (b)

(c) (d)

Şekil 4.7. +10 W ısıl yükün geometri 2 üzerindeki artış etkisi (a) 297 K (b) 300 K (c) 303 K ve -10 W ısıl yükün geometri 2 üzerindeki düşüş Etkisi (d) 297 K



(e)



(f)

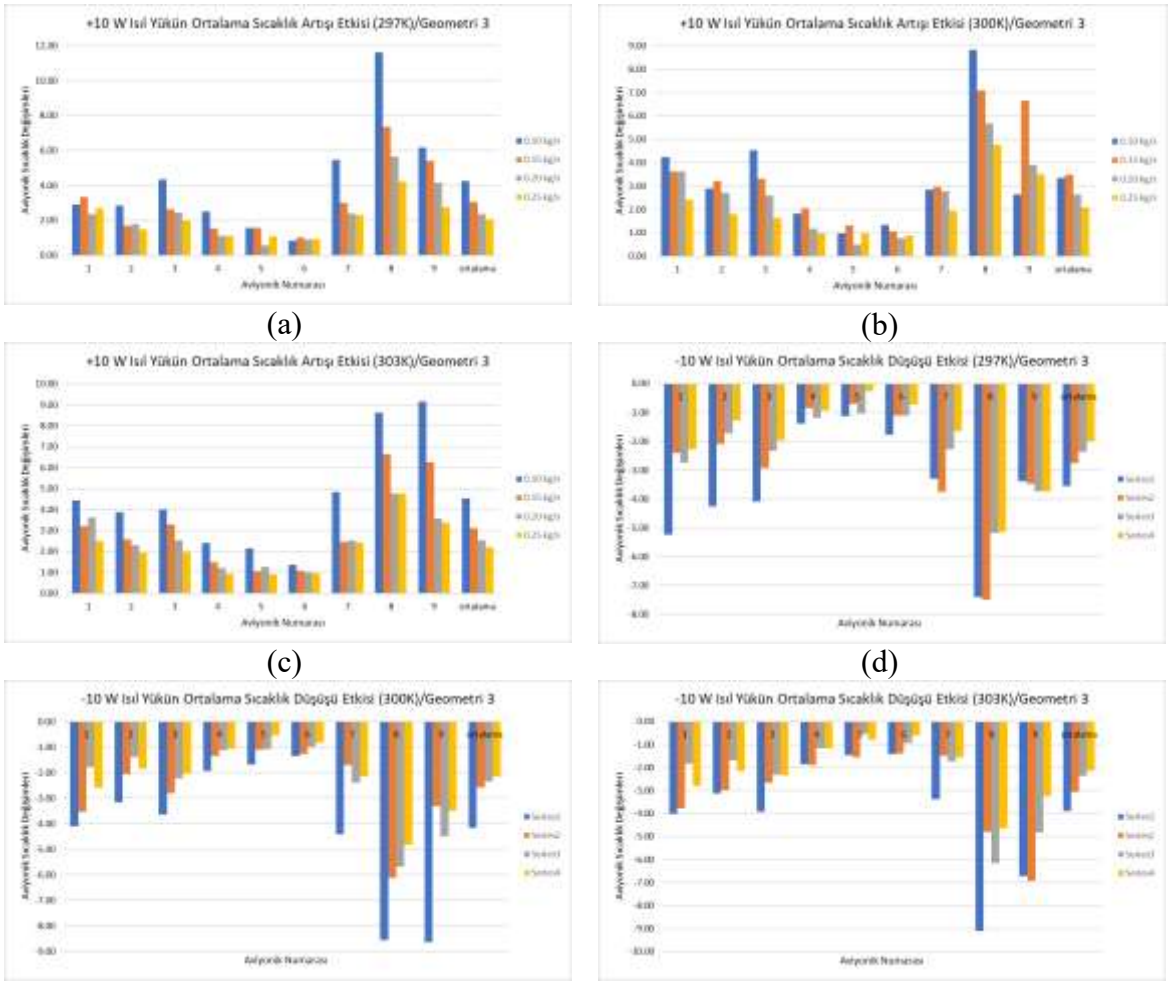
Şekil 4.7. (devam) -10 W ısıl yükün geometri 2 üzerindeki düşüş Etkisi (d) 297 K (e) 300 K (f) 303 K

Şekil 4.7'deki sıcaklık düşüşleri sayısal rakamlar ile ifade edilecek olunursa 297 K havalandırma hava sıcaklığı verileri karşılaştırmasında 0,10 kg/s hava debisinde ortalama aviyonik sıcaklık düşüşü 4,2 K iken, 0,15 kg/s 3,3 K, 0,20 kg/s 1,8 K, 0,25 kg/s 2,5 K'dir. 300 K havalandırma hava sıcaklığı verileri karşılaştırmasında ise 0,10 kg/s hava debisinde ortalama aviyonik sıcaklık düşüşü 4,3 K iken, 0,15 kg/s 3,2 K, 0,20 kg/s 2,5 K, 0,25 kg/s 1,9 K'dir. Son olarak, 303 K havalandırma hava sıcaklığı verileri karşılaştırıldığında 0,10 kg/s hava debisinde ortalama aviyonik sıcaklık düşüşü 3,8 K iken, 0,15 kg/s 3,3 K, 0,20 kg/s 2,7 K, 0,25 kg/s 2,1 K'dir.

Şekil 4.8'deki grafikler sayısal rakamlarla ifade edilecek olunursa 297 K havalandırma hava sıcaklığı verileri karşılaştırmasında 0,10 kg/s hava debisinde ortalama aviyonik sıcaklık artışı 4,3 K iken, 0,15 kg/s 3,1 K, 0,20 kg/s 2,4 K, 0,25 kg/s 2,1 K'dir. 300 K havalandırma hava sıcaklığı verileri karşılaştırmasında ise 0,10 kg/s hava debisinde ortalama aviyonik sıcaklık artışı 3,4 K iken, 0,15 kg/s 3,5 K, 0,20 kg/s 2,6 K, 0,25 kg/s 2,1 K'dir. Son olarak, 303 K havalandırma hava sıcaklığı verileri karşılaştırıldığında 0,10 kg/s hava debisinde ortalama aviyonik sıcaklık artışı 4,5 K iken, 0,15 kg/s 3,1 K, 0,20 kg/s 2,5 K, 0,25 kg/s 2,1 K'dir.

Şekil 4.8'deki sıcaklık düşüşleri sayısal rakamlar ile ifade edilecek olunursa 297 K havalandırma hava sıcaklığı verileri karşılaştırmasında 0,10 kg/s hava debisinde ortalama aviyonik sıcaklık düşüşü 3,5 K iken, 0,15 kg/s 2,8 K, 0,20 kg/s 2,4 K, 0,25 kg/s 2,0 K'dir. 300 K havalandırma hava sıcaklığı verileri karşılaştırmasında ise 0,10 kg/s hava debisinde ortalama aviyonik sıcaklık düşüşü 4,2 K iken, 0,15 kg/s 2,6 K, 0,20 kg/s 2,4 K, 0,25 kg/s 2,2 K'dir. Son olarak, 303 K havalandırma hava sıcaklığı verileri karşılaştırıldığında 0,10 kg/s

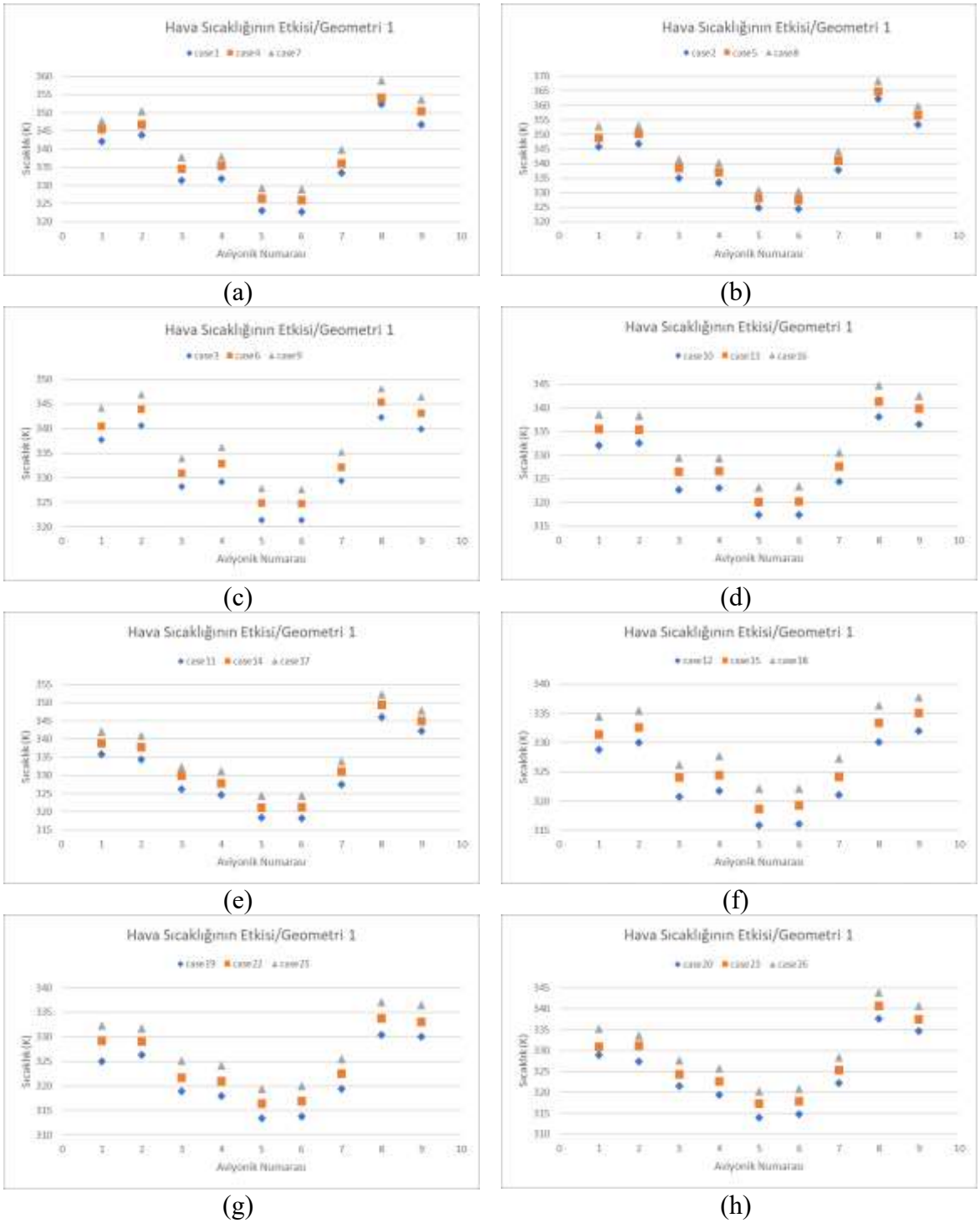
hava debisinde ortalama aviyonik sıcaklık düşüşü 3,9 K iken, 0,15 kg/s 3,1 K, 0,20 kg/s 2,4 K, 0,25 kg/s 2,1 K'dir.



Şekil 4.8. +10 W ısıl yükün geometri 3 üzerindeki artış etkisi (a) 297 K (b) 300 K (c) 303 K ve -10 W ısıl yükün geometri 3 üzerindeki düşüş Etkisi (d) 297 K (e) 300 K (f) 303 K

4.2. Havalandırma Havasının Sıcaklığının Etkisi

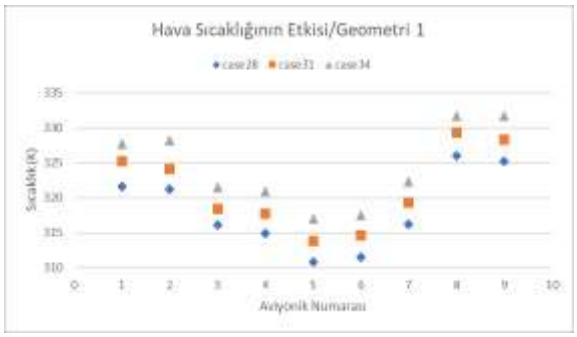
Havalandırma Havasının Sıcaklığının Etkisi, Geometri 1, Geometri 2 ve Geometri 3 üzerindeki etkileri sırası ile Şekil 4.9, Şekil 4.10 ve Şekil 4.11'de verilmiştir. Havalandırma havasının sıcaklık etkisi göz önüne alınıp sonuçları incelendiğinde, havalandırma havasının sıcaklığının artması ekipmanların sıcaklıklarını incelenen üç geometride de arttırmıştır.



Şekil 4.9. Havalandırma havasının sıcaklığının geometri 1 üzerindeki etkisinin karşılaştırılması (a) Analiz 1-4-7 (b) Analiz 2-5-8 (c) Analiz 3-6-9 (d) Analiz 10-13-16 (e) Analiz 11-14-17 (f) Analiz 12-15-18 (g) Analiz 19-22-25 (h) Analiz 20-23-26



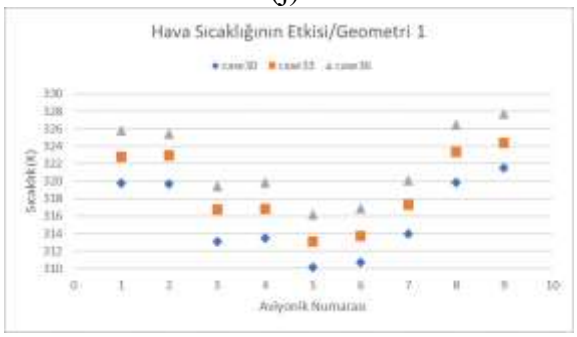
(i)



(j)

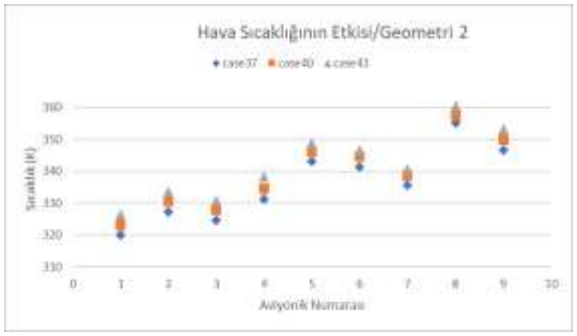


(k)

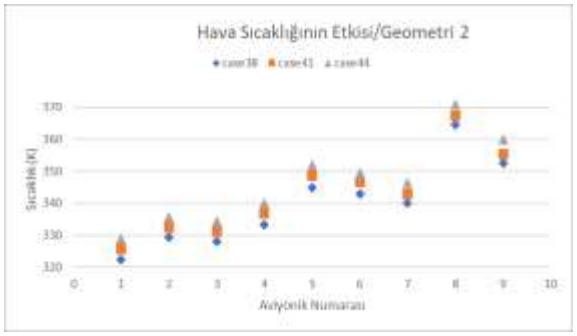


(l)

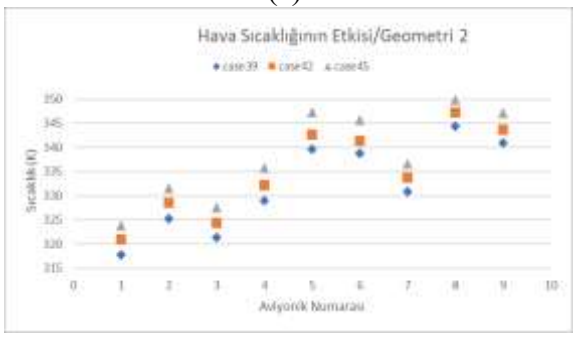
Şekil 4.9. (devam) Havalandırma havasının sıcaklığının geometri 1 üzerindeki etkisinin karşılaştırılması (i) Analiz 21-24-27 (j) Analiz 28-31-34 (k) Analiz 29-32-35 (l) Analiz 30-33-36



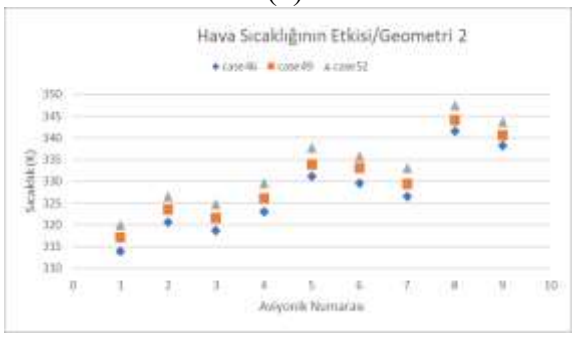
(a)



(b)

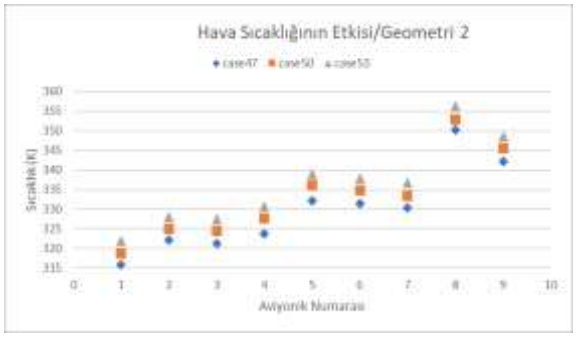


(c)

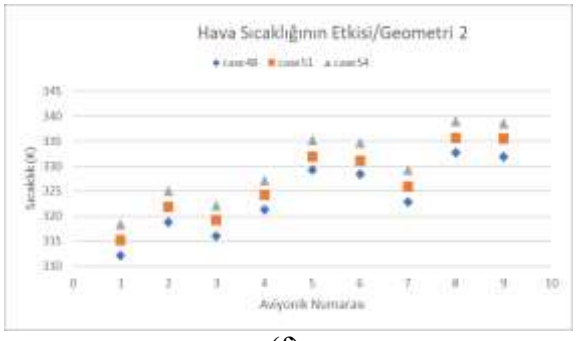


(d)

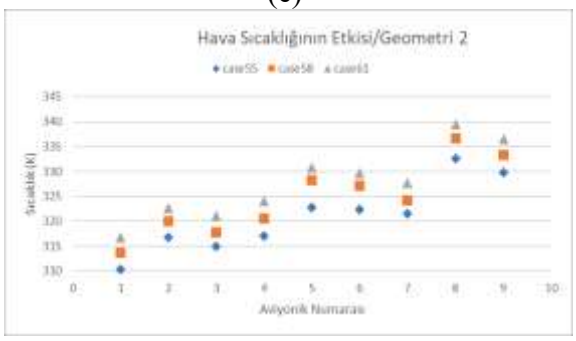
Şekil 4.10. Havalandırma havasının sıcaklığının geometri 2 üzerindeki etkisinin karşılaştırılması (a) Analiz 37-40-43 (b) Analiz 38-41-44 (c) Analiz 39-42-45 (d) Analiz 46-49-52



(e)



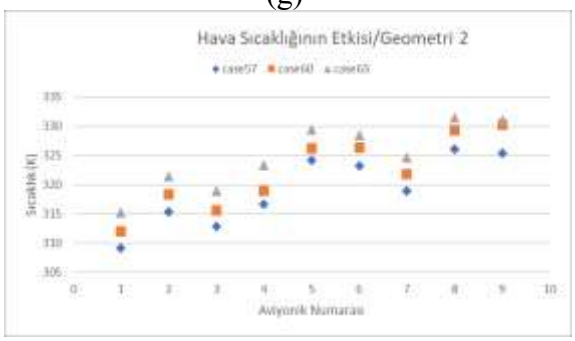
(f)



(g)



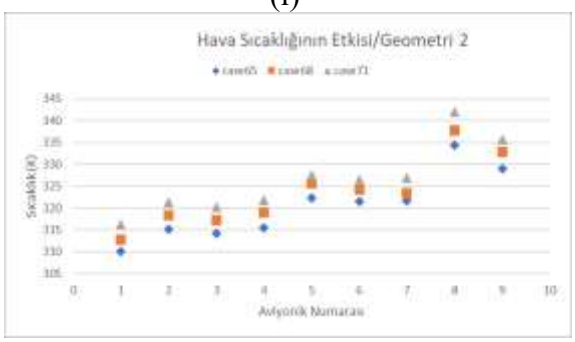
(h)



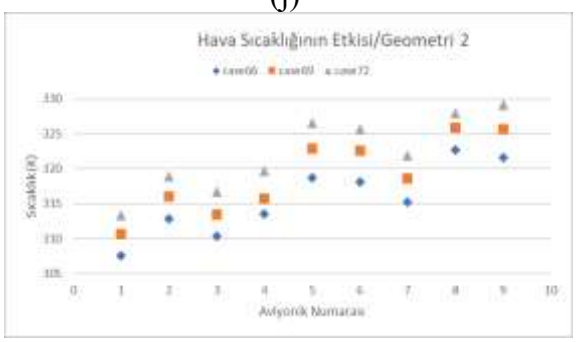
(i)



(j)

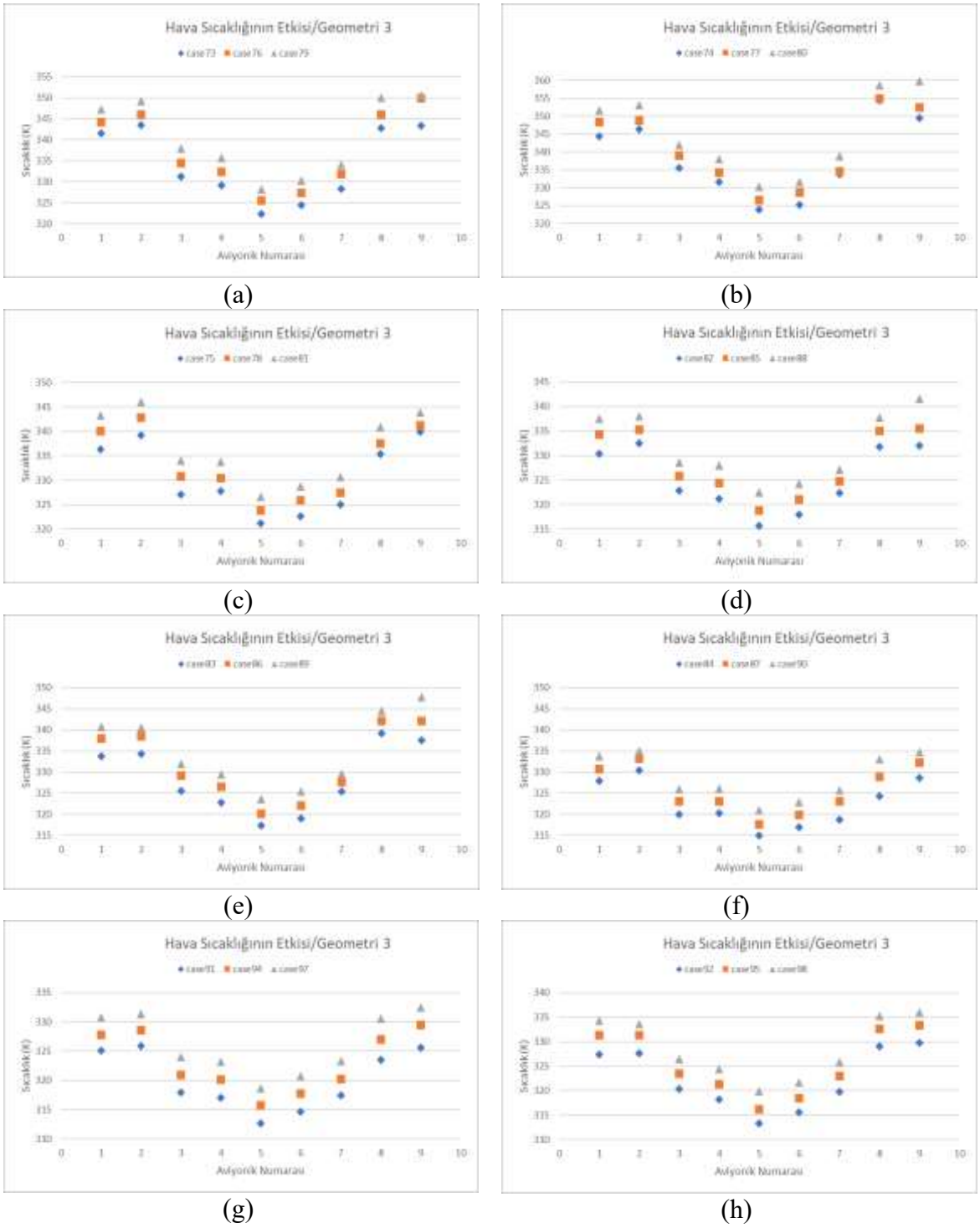


(k)

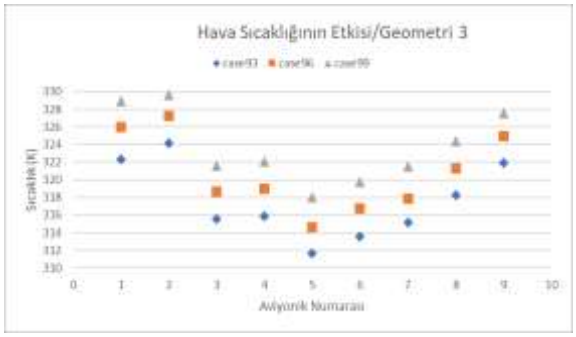


(l)

Şekil 4.10. (devam) Havalandırma havasının sıcaklığının geometri 2 üzerindeki etkisinin karşılaştırılması (e) Analiz 47-50-53 (f) Analiz 48-51-54 (g) Analiz 55-58-61 (h) Analiz 56-59-62 (i) Analiz 57-60-63 (j) Analiz 64-67-70 (k) Analiz 65-68-71 (l) Analiz 66-69-72



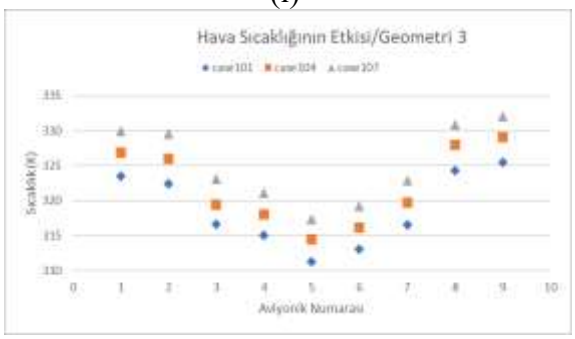
Şekil 4.11. Havalandırma havasının sıcaklığının geometri 3 üzerindeki etkisinin karşılaştırılması (a) Analiz 73-76-79 (b) Analiz 74-77-80 (c) Analiz 75-78-8 (d) Analiz 82-85-88 (e) Analiz 83-86-89 (f) Analiz 84-87-90 (g) Analiz 91-94-97 (h) Analiz 92-95-98



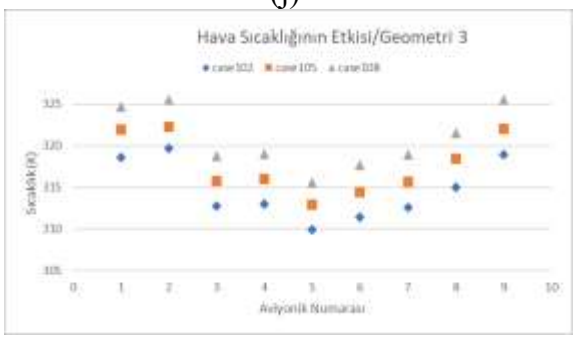
(i)



(j)



(k)

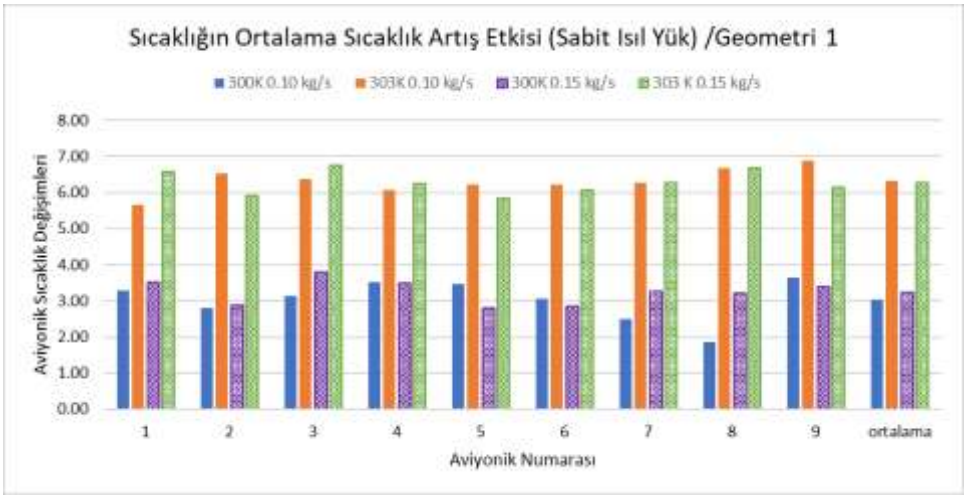


(l)

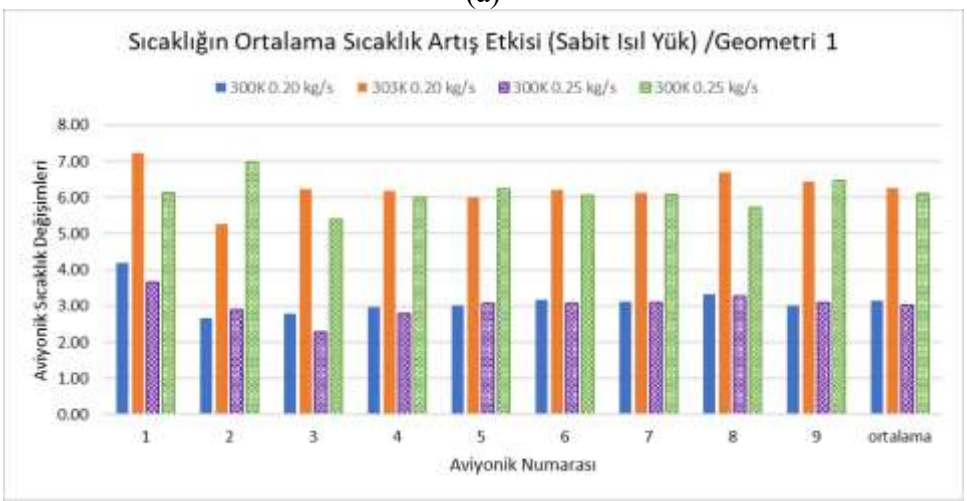
Şekil 4.11. (devam) Havalandırma havasının sıcaklığının geometri 3 üzerindeki etkisinin karşılaştırılması (i) Analiz 93-96-99 (j) Analiz 100-103-106 (k) Analiz 101-104-107 (l) Analiz 102-105-108

Şekil 4.12, Şekil 4.13 ve Şekil 4.14'teki' 'Havalandırma Havasının Sıcaklığının Geometriler Üzerindeki Ortalama Artış Etkisi' grafikleri, aviyonik sıcaklıkların 297 K olarak sabit kabul edildiği ve bu değere ek olarak sıcaklık artış değerlerinin eklenerek oluşturulmuştur. Örneğin, 300 K ve 303 K sıcaklıkları için aviyonik sıcaklık artışları, 297 K'deki sabit değerden çıkarılarak hesaplanmıştır. Sonuç olarak, grafiklerde bu çıkarılan sıcaklık artış değerlerinin etkileri gösterilmektedir. Grafiklerde, ısıl yük değişimi etkisi dikkate alınmamış ve ısıl yükler sabit olarak kabul edilmiştir. Geometri 1, Geometri 2 ve Geometri 3 için yapılan sonuçların genel değerlendirmesi, havalandırma havasındaki sıcaklık artışının aviyonik sıcaklıklarını belirli bir oranda artırdığını göstermektedir. En düşük aviyonik sıcaklıkları beklenildiği gibi en düşük havalandırma hava sıcaklığında 297 K'de görülürken en yüksek aviyonik sıcaklıkları 303 K'de görülmektedir. Her bir aviyoniğin sıcaklık artışı, aviyoniğin ısıl yükü, ısı akısı ve hacmi gibi faktörlerden bağımsız olarak aynı oranda etkilenmiştir. Her bir aviyoniğin sıcaklık artış ortalaması, her üç geometri içinde yaklaşık olarak 3 K olarak hesaplanmıştır. Örneğin, 297 K'den 300 K'ye geçildiğinde ortalama aviyonik sıcaklık artışı 3 K iken, 300 K'den 303 K'e geçildiğinde bu rakam yaklaşık olarak aynı seviyede kalmıştır.

Şekil 4.12'deki grafiklere göre, farklı havalandırma hava sıcaklığı değerlerinde 300 K ve 303 K sıcaklık koşullarının aviyonik sıcaklıklar üzerindeki etkisi açıkça görülmektedir. Örneğin, 0,10 kg/s havalandırma hava debisi verileri karşılaştırmasında 300 K sıcaklığında ortalama aviyonik sıcaklık artışı 3,0 K iken 303 K'de 6,3 K'dir. Benzer şekilde, 0,15 kg/s havalandırma hava debisinde ise 300 K'de 3,3 K iken 303 K'de 6,3 K'dir. Bu eğilim, farklı sıcaklık seviyeleri için benzer şekilde devam eder. 0,20 kg/s havalandırma hava debisinde ise 300 K'de 3,1 K,303 K'de 6,3 K'dir. Son olarak, 0,25 kg/s havalandırma hava debisinde ise 300 K'de 3,0 K iken 303 K'de 6,1 K'dir. Özetle, hava sıcaklığının artışı, 300 K'den 303 K'e geçişte aviyonik sıcaklıklardaki artışı etkileyen bir faktör olarak gözlenmiştir.



(a)

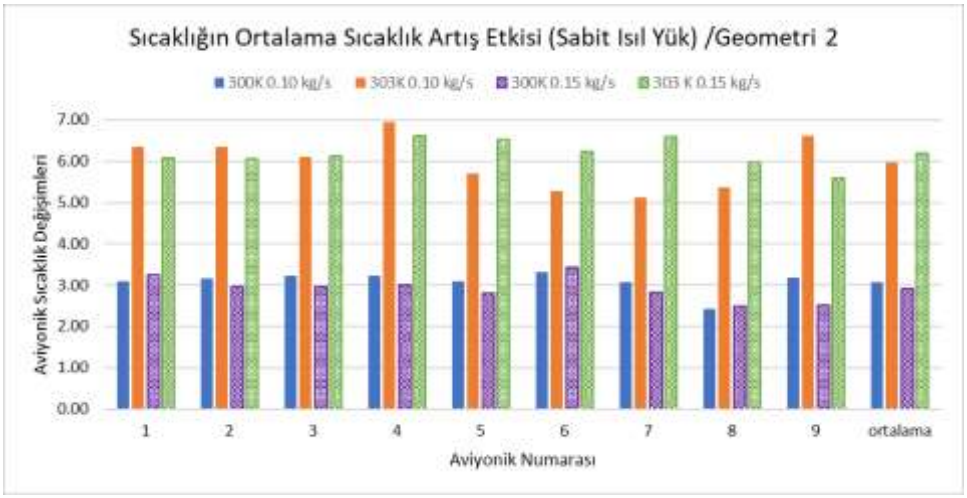


(b)

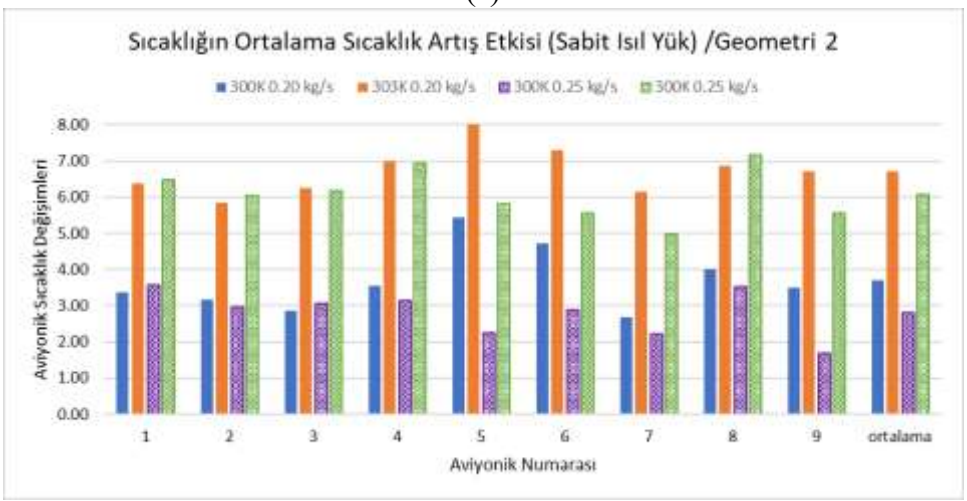
Şekil 4.12. Havalandırma havasının sıcaklığının geometri 1 üzerindeki ortalama artış etkisi (a) 0,10 kg/s ve 0,15 kg/s (b) 0,20 kg/s ve 0,25 kg/s

Şekil 4.13'te Geometri 2 için, 0,10 kg/s havalandırma hava debisindeki verileri karşılaştırmasında 300 K sıcaklığında ortalama aviyonik sıcaklık artışı 3,1 K iken 303 K'de

6,0 K'dir. Benzer şekilde, 0,15 kg/s havalandırma hava debisinde ise 300 K'de 2,9 K iken 303 K'de 6,2 K'dir. Bu eğilim, farklı debi seviyeleri için benzer şekilde devam eder. 0,20 kg/s havalandırma hava debisinde ise 300 K'de 3,7 K,303 K'de 6,7 K'dir. Son olarak, 0,25 kg/s havalandırma hava debisinde ise 300 K'de 2,8 K iken 303 K'de 6,1 K'dir. Hava sıcaklığının artması, aviyonik sistemlerdeki sıcaklık değişimini etkileyen bir faktör olarak belirlenmiştir.



(a)

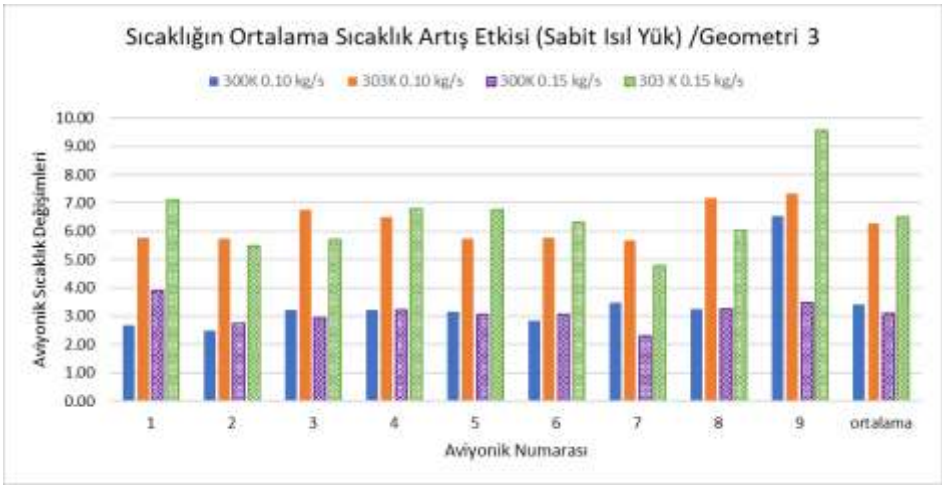


(b)

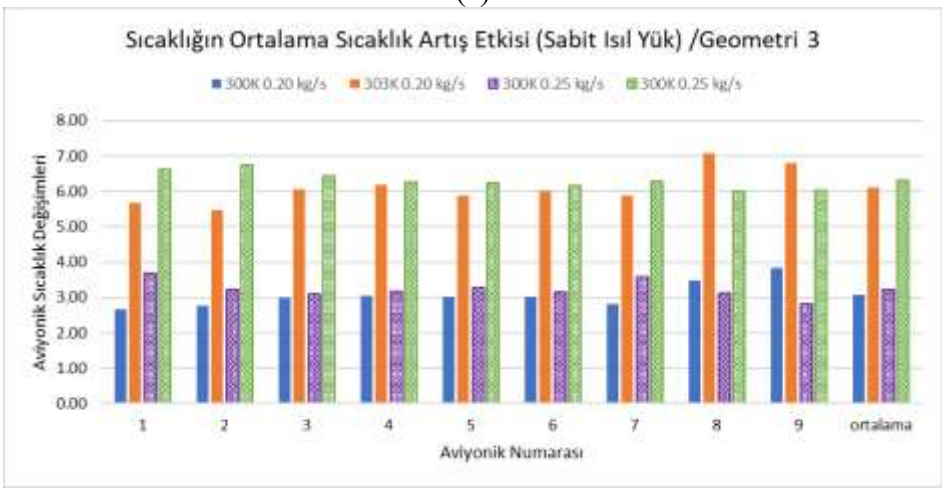
Şekil 4.13. Havalandırma havasının sıcaklığının geometri 2 üzerindeki ortalama artış etkisi (a) 0,10 kg/s ve 0,15 kg/s (b) 0,20 kg/s ve 0,25 kg/s

Şekil 4.14'te Geometri 3 için, 0,10 kg/s havalandırma hava debisindeki verileri karşılaştırmasında 300 K sıcaklığında ortalama aviyonik sıcaklık artışı 3,4 K iken 303 K'de 6,3 K'dir. Benzer şekilde, 0,15 kg/s havalandırma hava debisinde ise 300 K'de 3,1 K iken 303 K'de 6,5 K'dir. Bu eğilim, farklı debi seviyeleri için benzer şekilde devam eder. 0,20 kg/s havalandırma hava debisinde ise 300 K'de 3,1 K,303 K'de 6,1 K'dir. Son olarak, 0,25

kg/s havalandırma hava debisinde ise 300 K'de 3,2 K iken 303 K'de 6,3 K'dir. Hava sıcaklığındaki değişiklikler, 297 K'den 300 K'ye ve ardından 303 K'ye geçişlerde aviyonik sıcaklık üzerinde bir etkiye sahiptir.



(a)

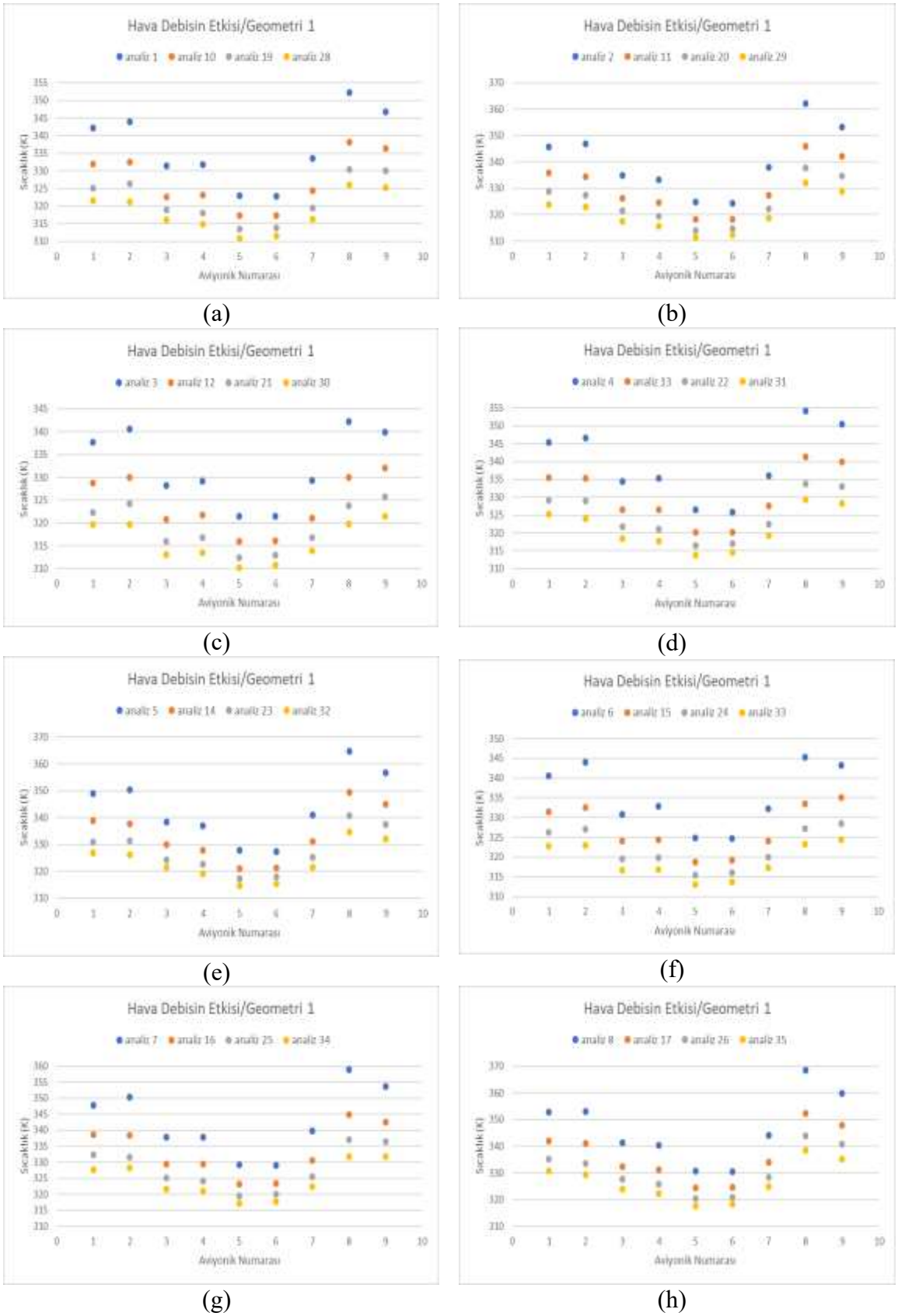


(b)

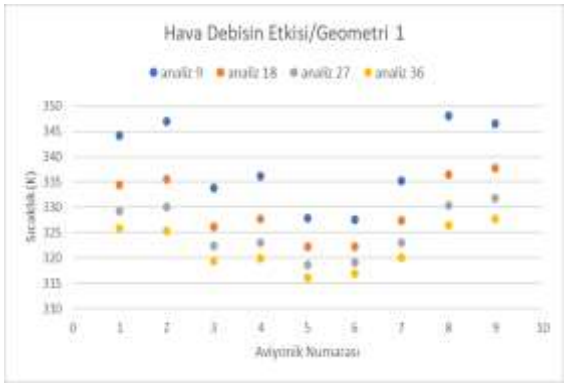
Şekil 4.14. Havalandırma havasının sıcaklığının geometri 3 üzerindeki ortalama artış etkisi (a) 0,10 kg/s ve 0,15 kg/s (b) 0,20 kg/s ve 0,25 kg/s

4.3. Havalandırma Havasının Debisinin Etkisi

Havalandırma Havasının Debisinin Etkisi, Geometri 1, Geometri 2 ve Geometri 3 üzerindeki etkileri sırası ile Şekil 4.15, Şekil 4.16 ve Şekil 4.17'de verilmiştir. Havalandırma havasının debisinin etkisi sonuçları incelendiğinde, havalandırma havasının debisinin artması ekipmanların sıcaklıklarını incelenen üç geometride de düşürmüştür.



Şekil 4.15. Havalandırma havasının debisinin geometri 1 üzerindeki etkisinin karşılaştırılması (a) Analiz 1-10-19-28 (b) Analiz 2-11-20-29 (c) Analiz 3-12-21-30 (d) Analiz 4-13-22-31 (e) Analiz 5-14-23-32 (f) Analiz 6-15-24-33 (g) Analiz 7-16-25-34 (h) Analiz 8-17-26-35



(i)

Şekil 4.15. (devam) Havalandırma havasının debisinin geometri 1 üzerindeki etkisinin karşılaştırılması (i) Analiz 9-18-27-36



(a)



(b)



(c)

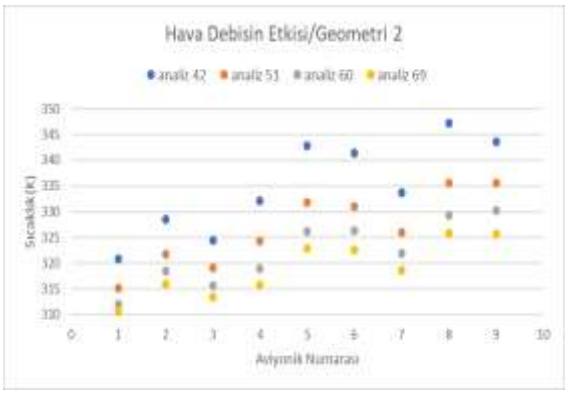


(d)

Şekil 4.16. Havalandırma havasının debisinin geometri 2 üzerindeki etkisinin karşılaştırılması (a) Analiz 37-46-55-64 (b) Analiz 38-47-56-65 (c) Analiz 39-48-57-66 (d) Analiz 40-49-58-67



(e)



(f)



(g)



(h)

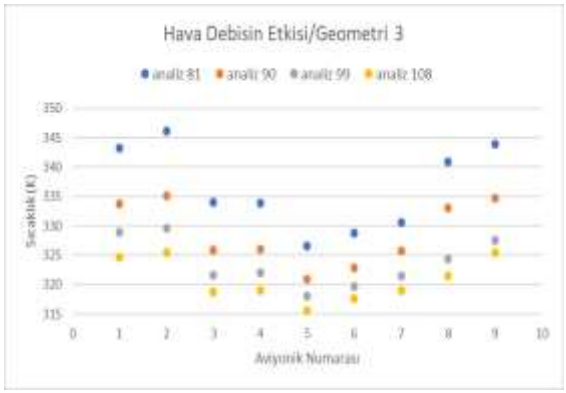


(i)

Şekil 4.16. (devam) Havalandırma havasının debisinin geometri 2 üzerindeki etkisinin karşılaştırılması (e) Analiz 41-50-59-68 (f) Analiz 42-51-60-69 (g) Analiz 43-52-61-70 (h) Analiz 44-53-62-71 (i) Analiz 45-54-63-72



Şekil 4.17. Havalandırma havasının debisinin geometri 3 üzerindeki etkisinin karşılaştırılması (a) Analiz 73-82-91-100 (b) Analiz 74-83-92-101 (c) Analiz 75-84-93-102 (d) Analiz 76-85-94-103 (e) Analiz 77-86-95-104 (f) Analiz 78-87-96-105 (g) Analiz 79-88-97-106 (h) Analiz 80-89-98-107

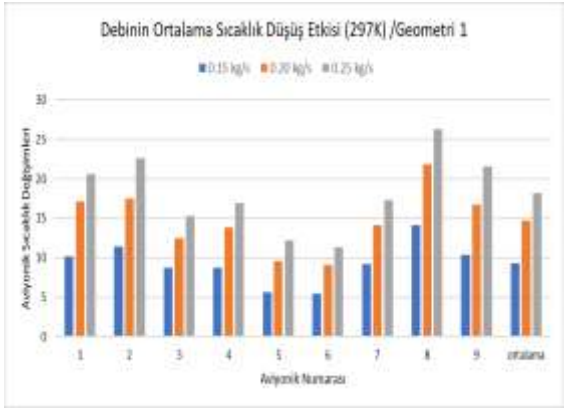


(i)

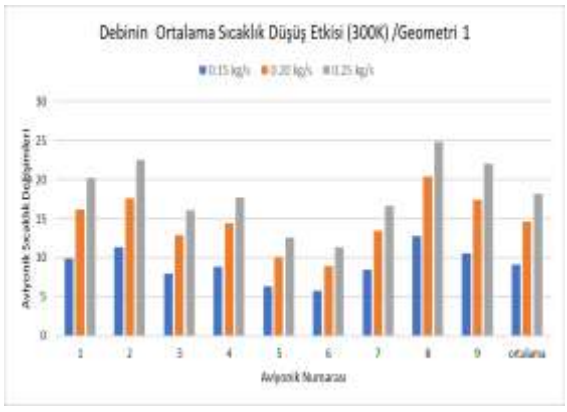
Şekil 4.17. (devam) Havalandırma havasının debisinin geometri 3 üzerindeki etkisinin karşılaştırılması (i) Analiz 81-90-99-108

Şekil 4.18, Şekil 4.19 ve Şekil 4.20'deki 'Havalandırma Havasının Debisinin Geometriler Üzerindeki Ortalama Artış Etkisi' grafikleri, aviyonik sıcaklıkların belirli bir sabit değeri olan 0,10 kg/s olarak kabul edildiği ve bu değere ek olarak sıcaklık düşüş değerlerinin eklenerek oluşturulmuştur. Örneğin, 0,15 kg/s, 0,20 kg/s ve 0,25 kg/s hızları için aviyonik sıcaklık düşüşleri, bu sabit değer olan 0,10 kg/s'den çıkarılarak hesaplanmıştır. Sonuç olarak, grafiklerde bu çıkarılan sıcaklık düşüş değerlerinin etkileri gösterilmektedir. Grafiklerde, ısıl yük değişimi etkisi dikkate alınmamış ve ısıl yükler sabit olarak kabul edilmiştir. Geometri 1, Geometri 2 ve Geometri 3 için sonuçlar genel olarak değerlendirilecek olunursa tüm farklı havalandırma debisinde ekipman sıcaklıkları belli bir oranda azalmıştır. Hava debisi arttıkça ekipman sıcaklıkları her üç geometri içinde de doğrusal bir düşüş göstermiştir. En yüksek aviyonik sıcaklıkları beklenildiği gibi en düşük hava debisi 0,10 kg/s'da görülürken en düşük aviyonik sıcaklıkları 0,25 kg/s hava debisinde görülmektedir. Aviyonikler kendi içlerinde değerlendirilecek olursa her aviyoniğin sıcaklığı aviyoniğin ısıl yükü, ısı akısı, hacmi fark etmeksizin aynı oranda etkilenmiştir.

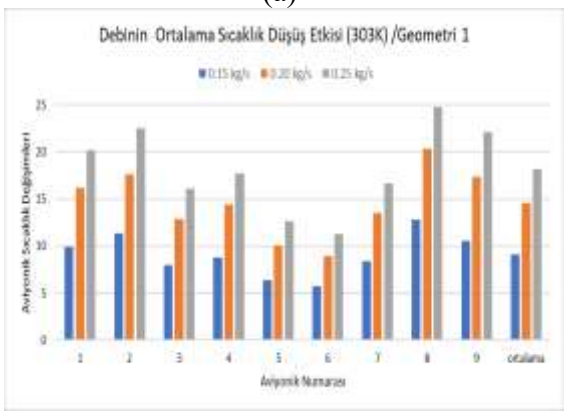
Şekil 4.18'teki grafikler sayısal rakamlarla ifade edilecek olunursa 297 K havalandırma hava sıcaklığı verileri karşılaştırmasında 0,15 kg/s hava debisinde ortalama aviyonik sıcaklık düşüşü 9,3 K iken, 0,20 kg/s 14,7 K, 0,25 kg/s 18,2 K'dir. 300 K havalandırma hava sıcaklığı verileri karşılaştırmasında ise 0,15 kg/s hava debisinde ortalama aviyonik sıcaklık düşüşü 9,1 K iken, 0,20 kg/s 14,6 K, 0,25 kg/s 18,2 K'dir. Son olarak, 303 K havalandırma hava sıcaklığı verileri karşılaştırıldığında 0,15 kg/s hava debisinde ortalama aviyonik sıcaklık düşüşü 9,4 K iken, 0,20 kg/s 14,8 K, 0,25 kg/s 18,4 K'dir.



(a)



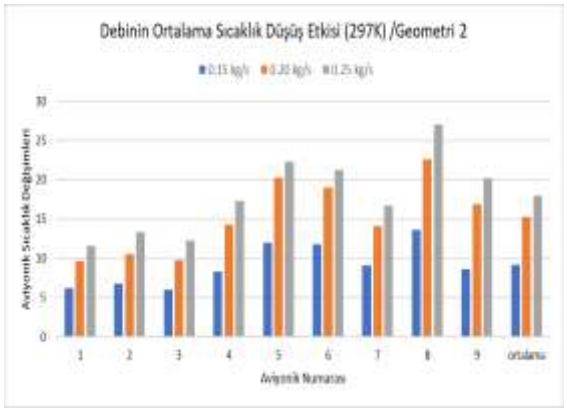
(b)



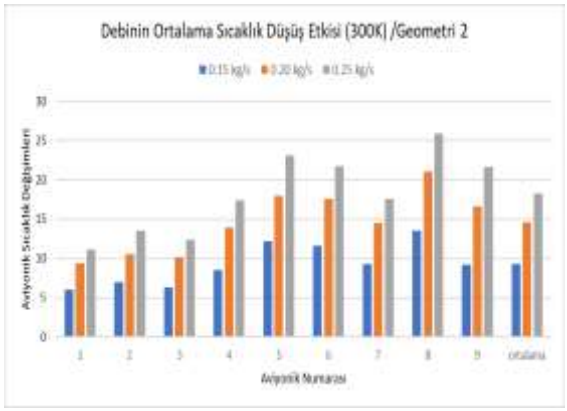
(c)

Şekil 4.18. Havalandırma havasının debisinin geometri 1 üzerindeki ortalama artış etkisi (a) 297 K (b) 300 K (c) 303 K

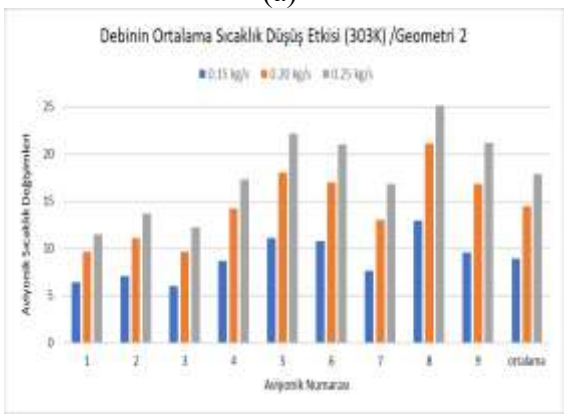
Şekil 4.19'daki grafikler sayısal rakamlarla ifade edilecek olunursa 297 K havalandırma hava sıcaklığı verileri karşılaştırmasında 0,15 kg/s hava debisinde ortalama aviyonik sıcaklık düşüşü 9,1 K iken, 0,20 kg/s 15,2 K, 0,25 kg/s 18,0 K'dir. 300 K havalandırma hava sıcaklığı verileri karşılaştırmasında ise 0,15 kg/s hava debisinde ortalama aviyonik sıcaklık düşüşü 9,3 K iken, 0,20 kg/s 14,6 K, 0,25 kg/s 18,3 K'dir. Son olarak, 303 K havalandırma hava sıcaklığı verileri karşılaştırıldığında 0,15 kg/s hava debisinde ortalama aviyonik sıcaklık düşüşü 8,9 K iken, 0,20 kg/s 14,5 K, 0,25 kg/s 17,9 K'dir.



(a)



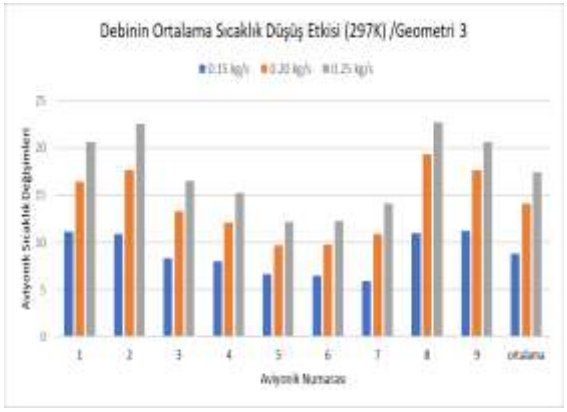
(b)



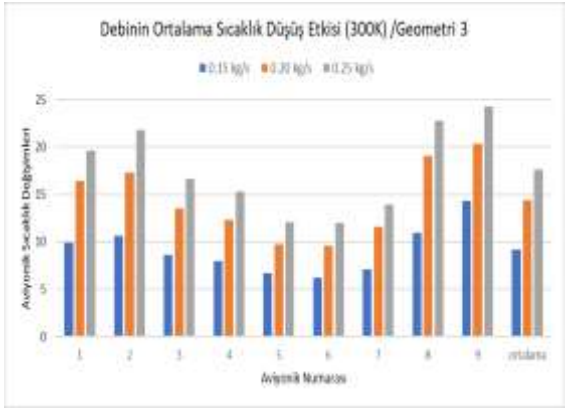
(c)

Şekil 4.19. Havalandırma havasının debisinin geometri 2 üzerindeki ortalama artış etkisi (a) 297 K (b) 300 K (c) 303 K

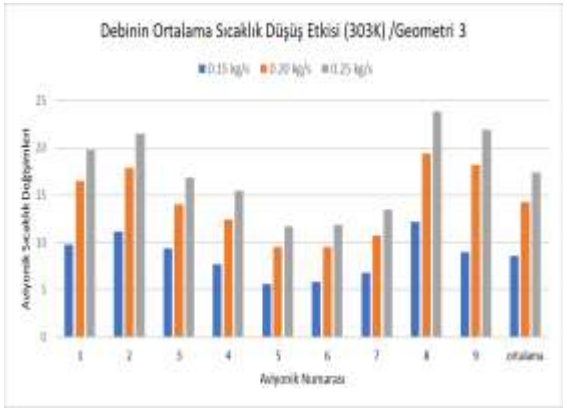
Şekil 4.20'deki grafikler sayısal rakamlarla ifade edilecek olunursa 297 K havalandırma hava sıcaklığı verileri karşılaştırmasında 0,15 kg/s hava debisinde ortalama aviyonik sıcaklık düşüşü 8,8 K iken, 0,20 kg/s'da 14,1 K, 0,25 kg/s'da 17,4 K'dir. 300 K havalandırma hava sıcaklığı verileri karşılaştırmasında ise 0,15 kg/s hava debisinde ortalama aviyonik sıcaklık düşüşü 9,2 K iken, 0,20 kg/s 14,4 K, 0,25 kg/s 17,6 K'dir. Son olarak, 303 K havalandırma hava sıcaklığı verileri karşılaştırıldığında 0,15 kg/s hava debisinde ortalama aviyonik sıcaklık düşüşü 8,6 K iken, 0,20 kg/s 14,2 K, 0,25 kg/s 17,4 K'dir.



(a)



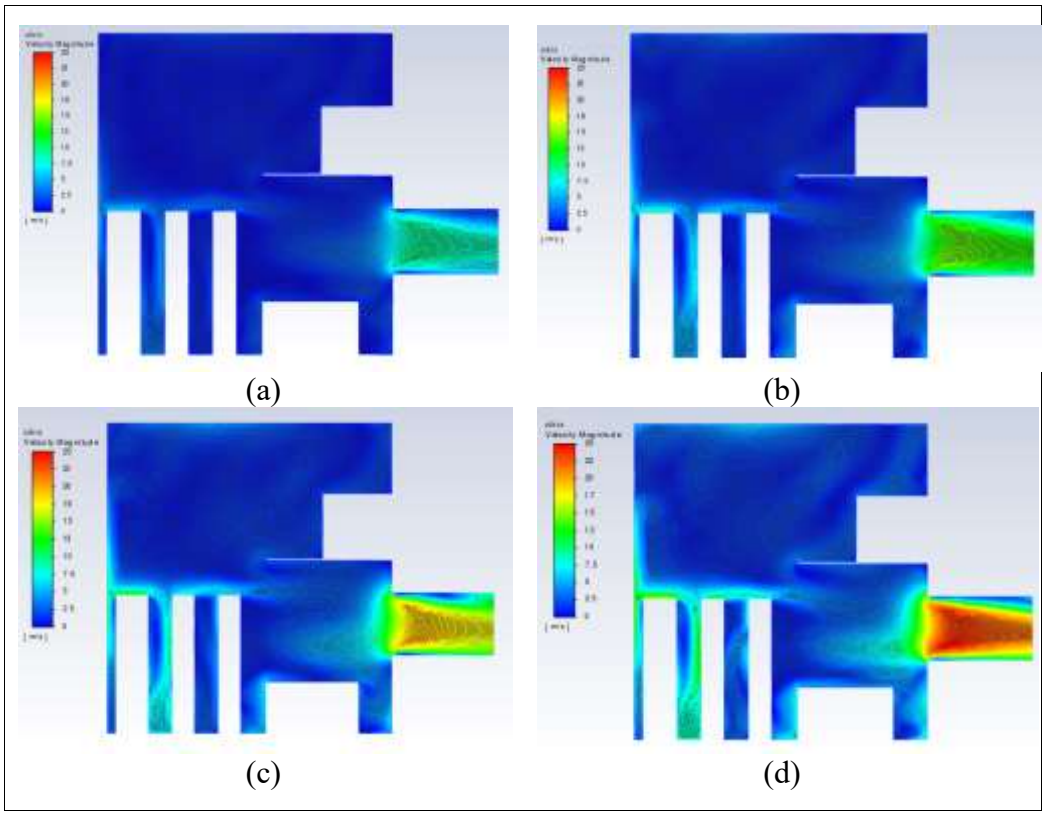
(b)



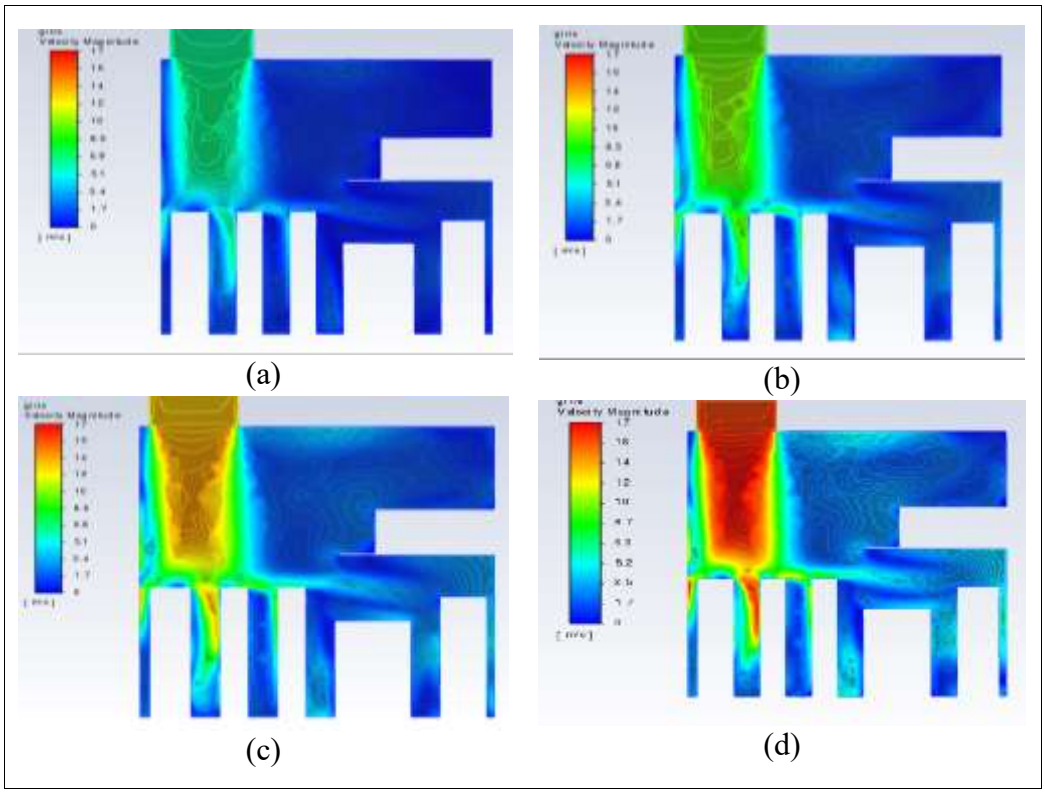
(c)

Şekil 4.20. Havalandırma havasının debisinin geometri 3 üzerindeki ortalama artış etkisi (a) 297 K (b) 300 K (c) 303 K

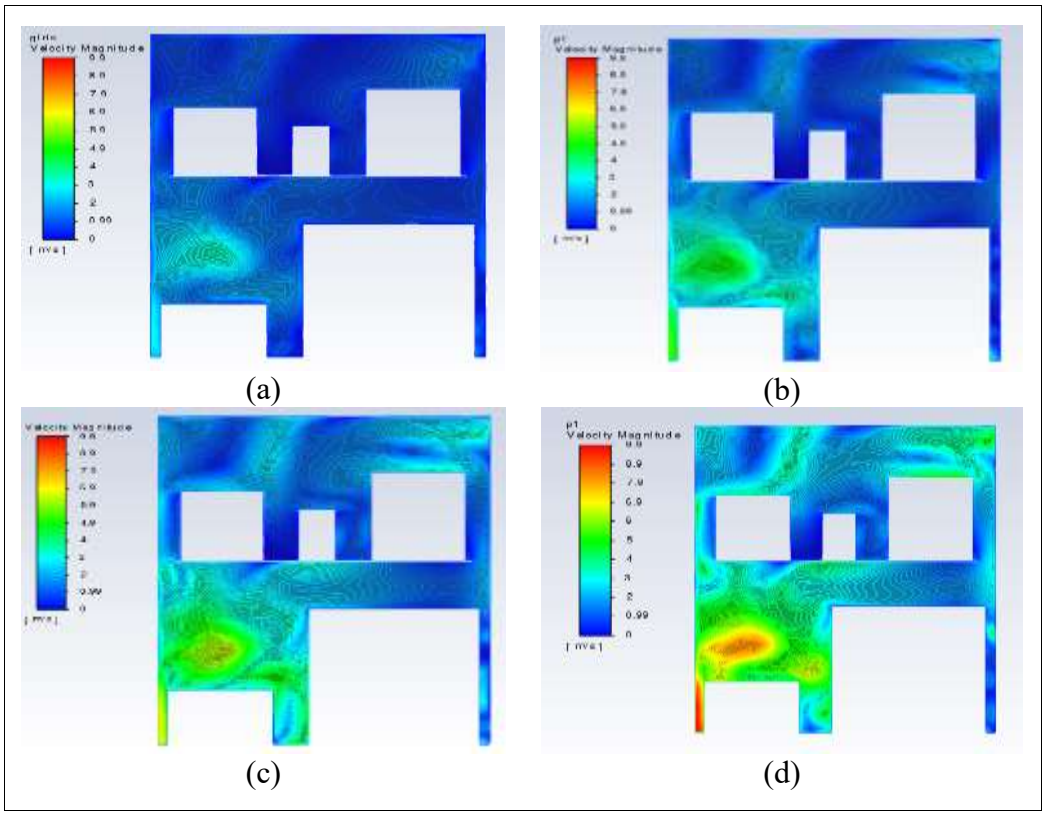
Geometri 1'e ait olan Şekil 4.21, Şekil 4.22 ve Şekil 4.23, sırasıyla çıkış, giriş ve kesit 1 bölgelerindeki hız kontürlerini gösterilmiştir. Karşılaştırma yapılabilmesi amacıyla her bir şekildeki konturlar, kendi içerisindeki en yüksek hıza göre çizilmiştir. Şekil 4.21 incelendiğinde, 0,10 kg/s havalandırma hava debisinde aviyonik 5 ve 6 arasındaki hızın düşük olduğu, ancak hava debisinin artmasıyla birlikte aviyonikler arasındaki hızın arttığı gözlemlenmiştir. Aynı durum aviyonik 6'nın sol tarafı için de geçerlidir. Aviyonik 3 incelendiğinde ise 0,10 kg/s ve 0,15 kg/s havalandırma hava debilerinde hızların görece düşük olduğu, ancak hızın 0,20 kg/s ve 0,25 kg/s hava debilerinde arttığı görülmüştür. Şekil 4.21'de giriş havası özellikle aviyonik 4, 5 ve 6'yı diğer aviyoniklere göre yüksek oranda etkilemektedir. 0,10 kg/s havalandırma hava debisinde aviyonik 1 ve 2 çevresindeki hızın düşük olduğu, ancak hava debisinin artmasıyla bu aviyoniklerin çevresindeki hızın arttığı gözlemlenmiştir. Şekil 4.23'te kullanılan kesit 1, çıkış alanına yakın olduğu için özellikle aviyonik 3 üzerinde küçük girdaplar oluşmuştur. Kompartımanın üst tarafında, yani aviyonik 7, 8 ve 9 çevresinde tüm hava debilerinde akış görülmektedir ve beklenildiği gibi en yüksek hız 0,25 kg/s'da görülmüştür.



Şekil 4.21. Geometri 1 çıkış için hız kontürleri (a) Analiz 1 (b) Analiz 10 (c) Analiz 19 (d) Analiz 28

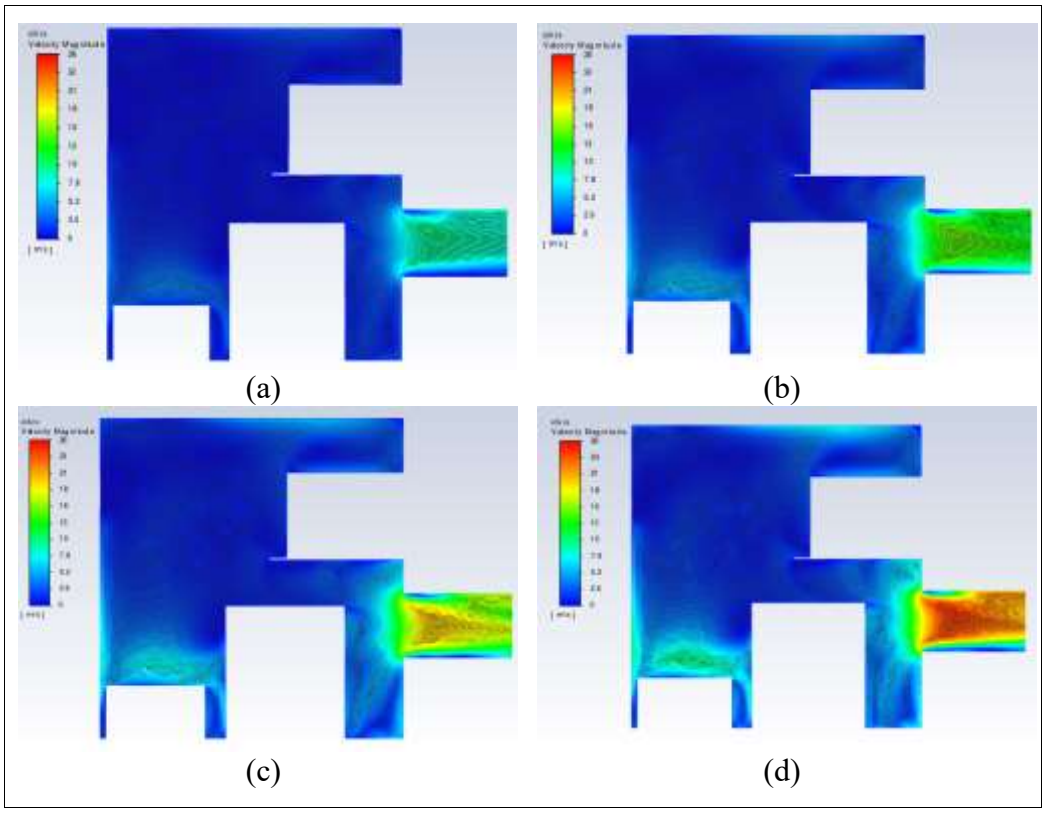


Şekil 4.22. Geometri 1 giriş için hız kontürleri (a) Analiz 1 (b) Analiz 10 (c) Analiz 19 (d) Analiz 28

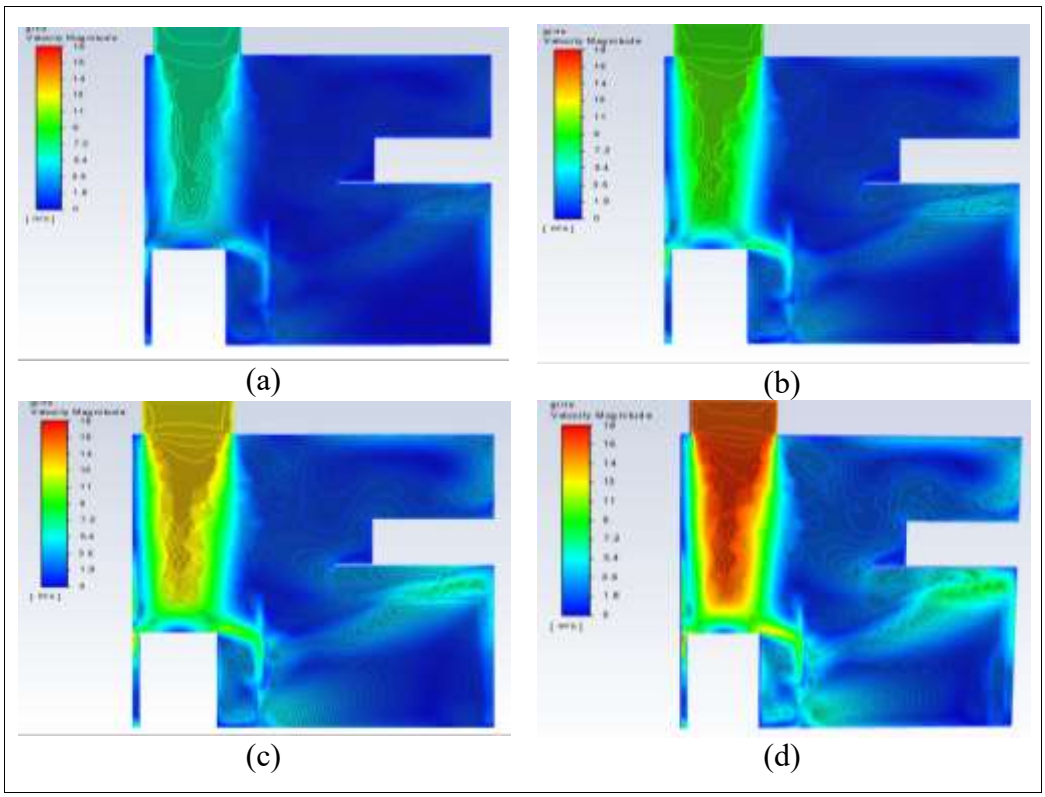


Şekil 4.23. Geometri 1 kesit 1 için hız kontürleri (a) Analiz 1 (b) Analiz 10 (c) Analiz 19 (d) Analiz 28

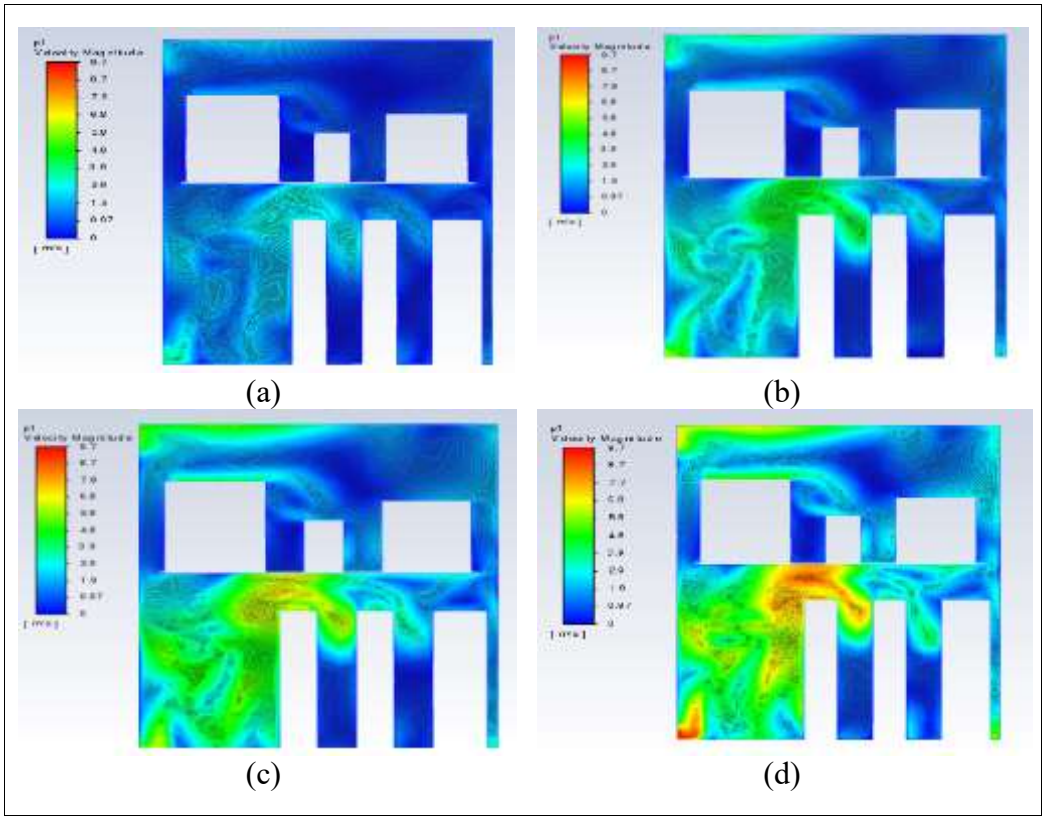
Geometri 2'ye ait olan Şekil 4.24, Şekil 4.25 ve Şekil 4.26'da sırasıyla çıkış, giriş ve kesit 1 bölgelerindeki hız kontürlerini gösterilmiştir. Karşılaştırma yapılabilmesi amacıyla her bir şekildeki konturlar, kendi içerisindeki en yüksek hıza göre çizilmiştir. Şekil 4.24 incelendiğinde, 0,10 kg/s havalandırma hava debisinde aviyonik 1 ve 3 arasındaki hızın düşük olduğu, ancak hava debisinin artmasıyla birlikte aviyonikler arasındaki hızın arttığı gözlemlenmiştir Şekil 4.25'te giriş havası özellikle aviyonik 2'yi diğer aviyoniklere göre daha yüksek oranda etkilemektedir. Şekil 4.26'da ise kullanılan kesit 1, çıkış alanına yakın olduğu için özellikle aviyonik 4'ün yanında küçük girdaplar oluşmuştur. Debilerin tamamı incelendiğinde, aviyonik 4, 5 ve 6 arasında belirgin bir hız farkı gözlemlenmemekte, ancak aviyonik 4, 5 ve 6'nın üst kısımlarında hız artışları görülmüştür.



Şekil 4.24. Geometri 2 çıkış için hız kontürleri (a) Analiz 37 (b) Analiz 46 (c) Analiz 55 (d) Analiz 64

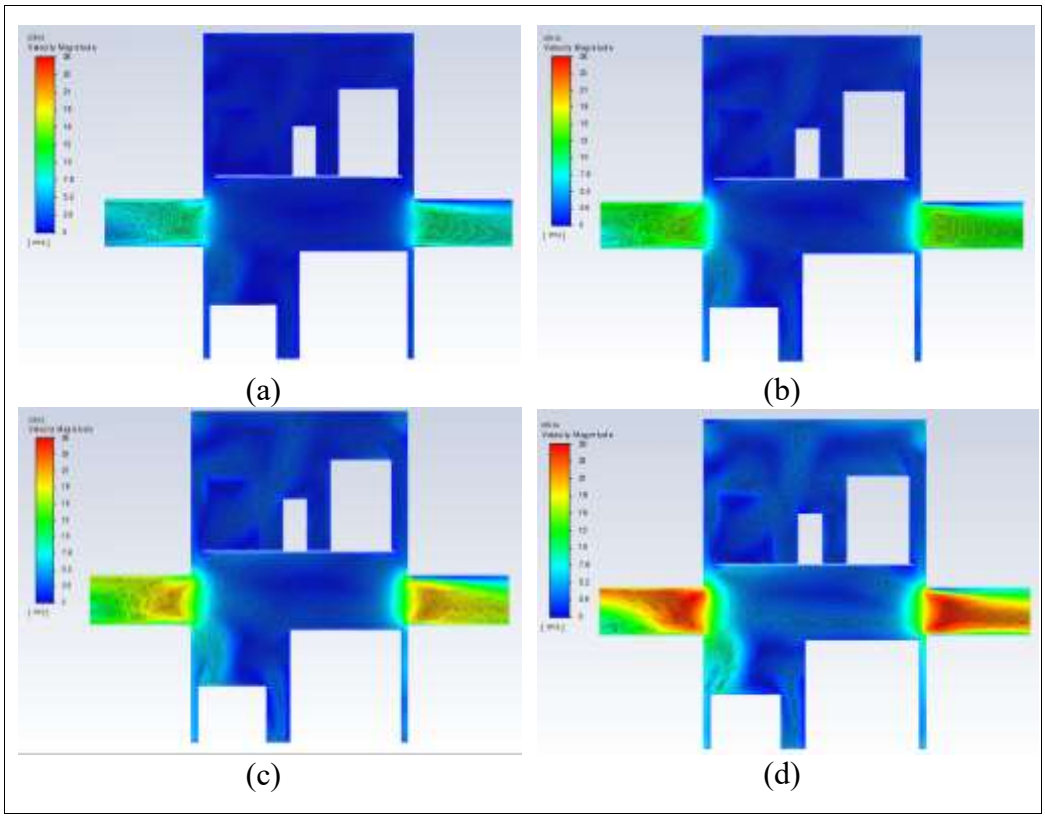


Şekil 4.25. Geometri 2 giriş için hız kontürleri (a) Analiz 37 (b) Analiz 46 (c) Analiz 55 (d) Analiz 64

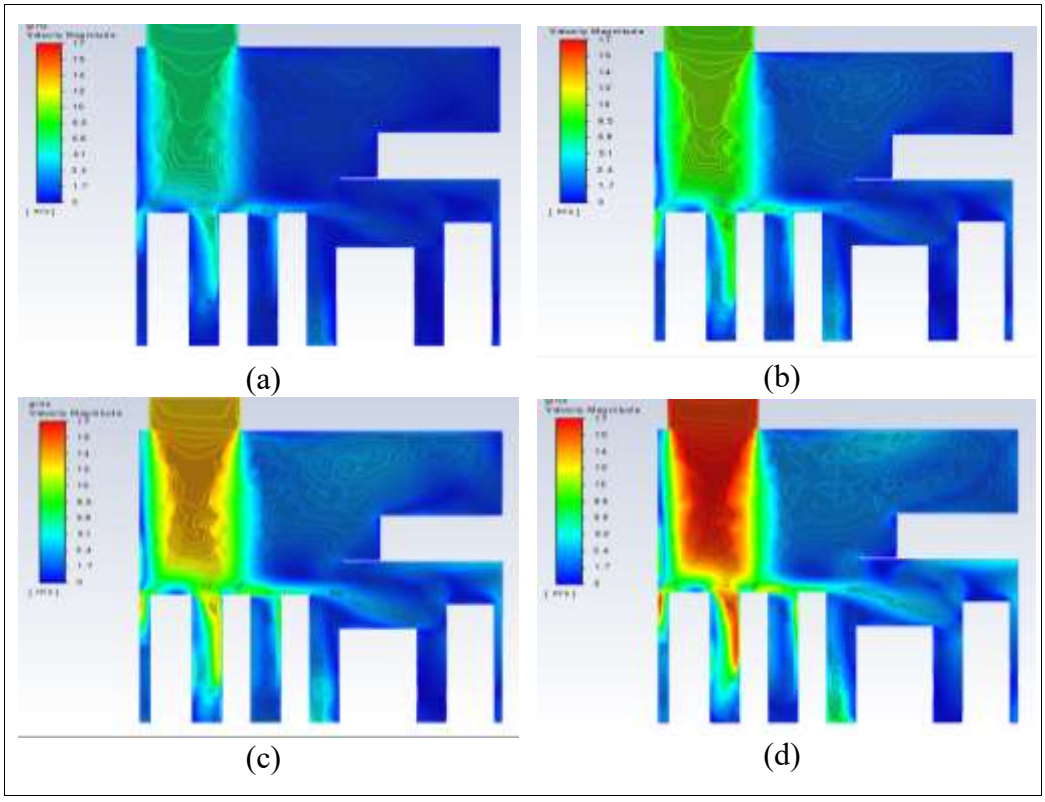


Şekil 4.26. Geometri 2 kesit 1 için hız kontürleri (a) Analiz 37 (b) Analiz 46 (c) Analiz 55 (d) Analiz 64

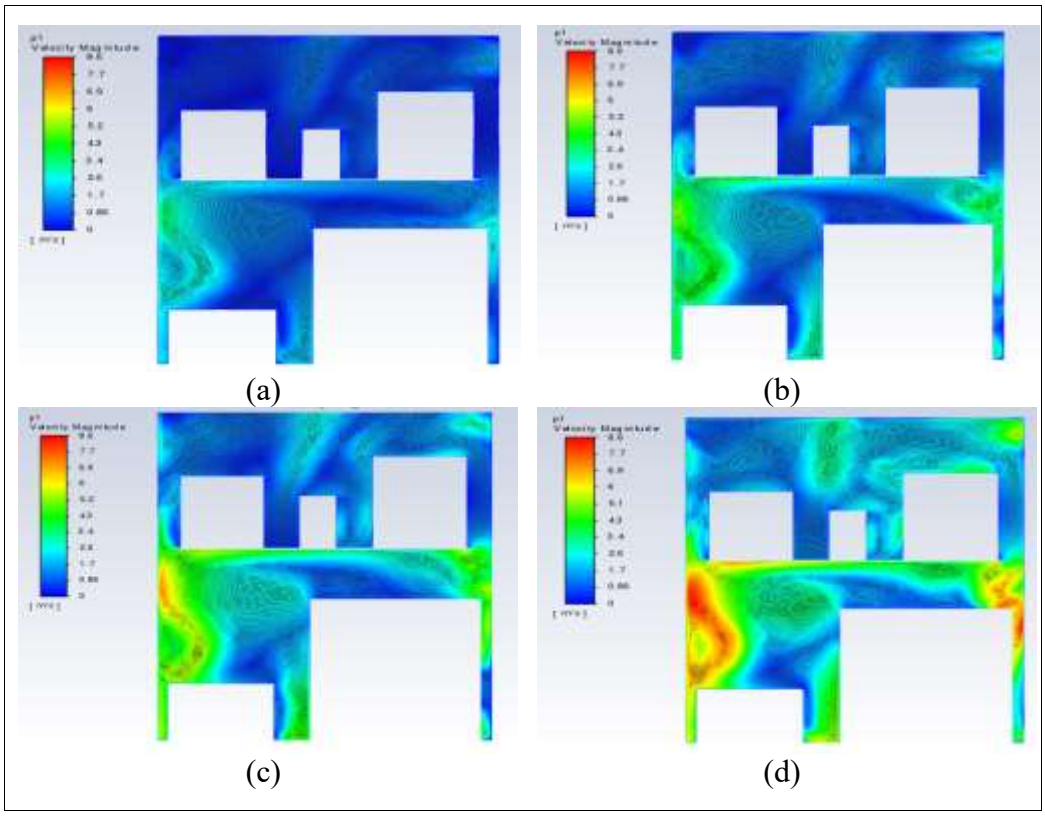
Geometri 3'e ait olan Şekil 4.27, Şekil 4.28 ve Şekil 4.29'da sırasıyla çıkış, giriş ve kesit 1 bölgelerindeki hız kontürlerini gösterilmiştir. Karşılaştırma yapılabilmesi amacıyla her bir şekildeki konturlar, kendi içerisindeki en yüksek hıza göre çizilmiştir. Şekil 4.27 incelendiğinde, 0,10 kg/s havalandırma hava debisinde aviyonik 3 ve çevresinde hızın düşük olduğu, ancak hava debisinin artmasıyla birlikte o bölgede belirgin bir hız artışı görülmektedir. Aviyonik 7 ve 8 çevresinde belirgin bir hız değişimi olmamıştır. Şekil 4.28'de giriş havası özellikle aviyonik 4,5 ve 6'yı diğer aviyoniklere göre daha yüksek oranda etkilemektedir. Şekil 4.29'da ise aviyonik 3'ün çevresinde küçük girdaplar oluşmuştur. Aviyonik 7, 8 ve 9'un çevresinde belirgin bir hız değişimleri olmuştur.



Şekil 4.27. Geometri 3 çıkış için hız kontürleri (a) Analiz 73 (b) Analiz 82 (c) Analiz 91 (d) Analiz 100



Şekil 4.28. Geometri 3 giriş için hız kontürleri (a) Analiz 73 (b) Analiz 82 (c) Analiz 91 (d) Analiz 100



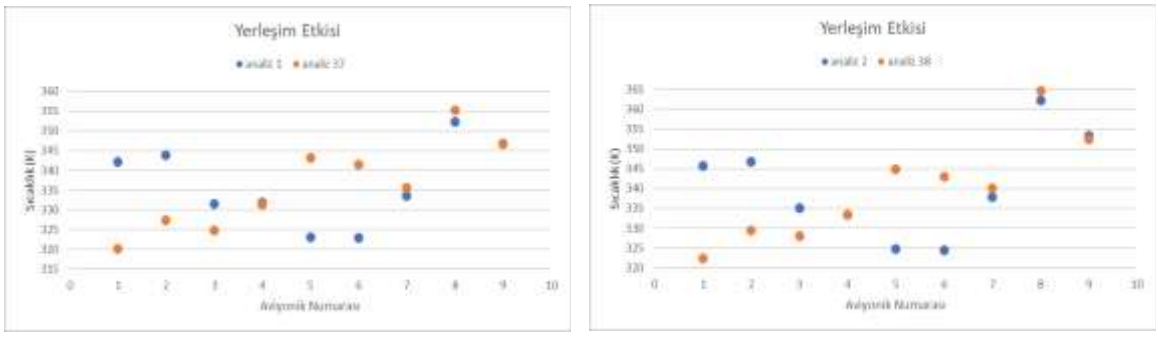
(a) (b)

(c) (d)

Şekil 4.29. Geometri 3 kesit 1 için hız kontürleri (a) Analiz 73 (b) Analiz 82 (c) Analiz 91 (d) Analiz 100

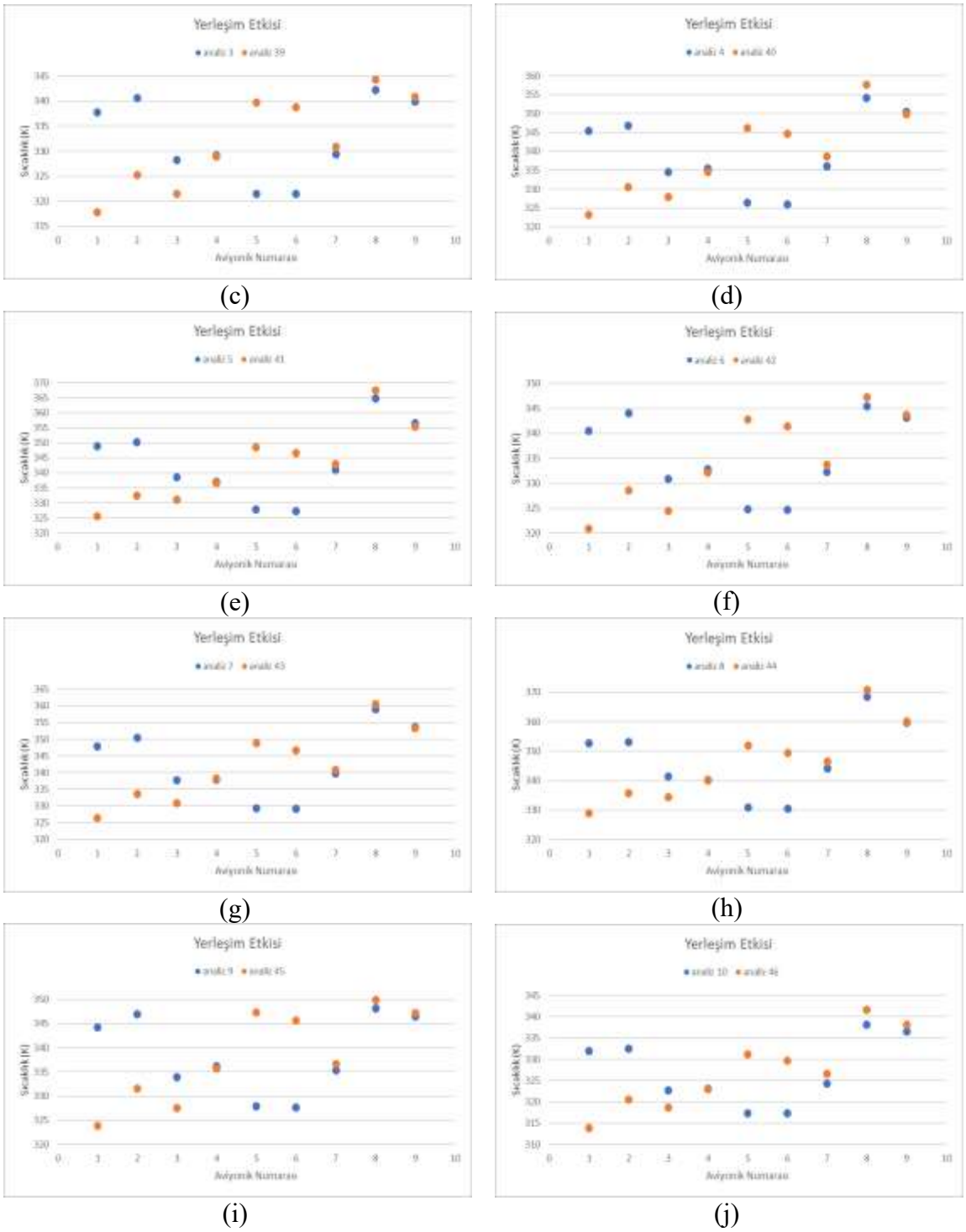
4.4. Sistem Yerleşiminin Etkisi

Bu çalışma için yalnızca Geometri 1 ve Geometri 2 kullanılmıştır. Şekil 4.30'daki mavi ile işaretlenmiş çizgiler, Geometri 1'i simgelerken, turuncu ile işaretlenen çizgiler Geometri 2'yi göstermektedir.

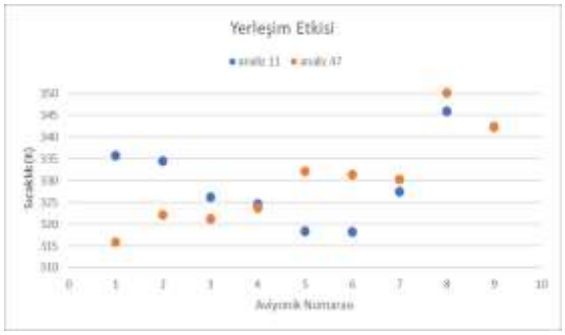


(a) (b)

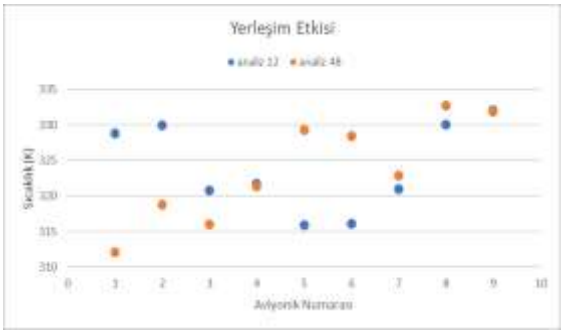
Şekil 4.30. Sistem yerleşimin sıcaklık etkisinin karşılaştırılması (a) Analiz 1-37 (b) Analiz 2-38



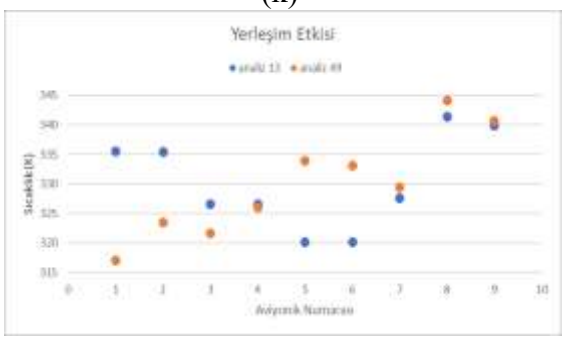
Şekil 4.30. (devam) Sistem yerleşimin sıcaklık etkisinin karşılaştırılması (c) Analiz 3-39 (d) Analiz 4-40 (e) Analiz 5-41 (f) Analiz 6-42 (g) Analiz 7-43 (h) Analiz 8-44 (i) Analiz 9-45 (j) Analiz 10-46



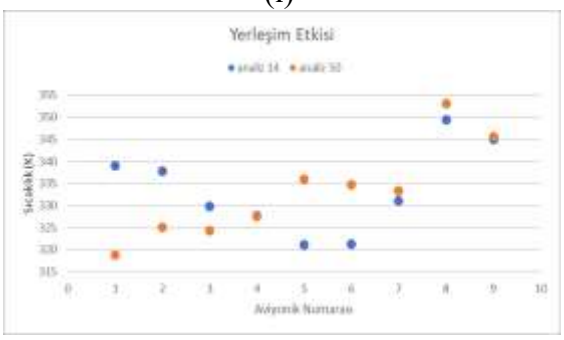
(k)



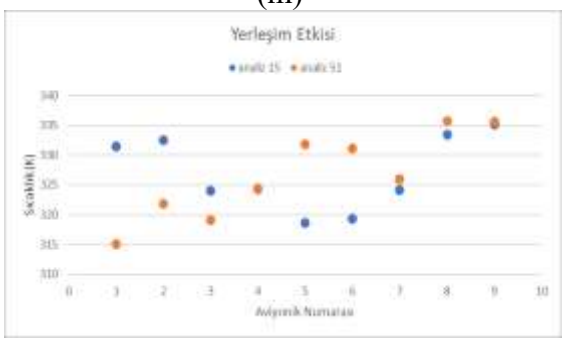
(l)



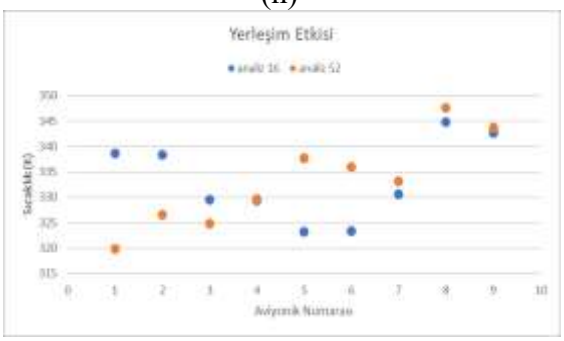
(m)



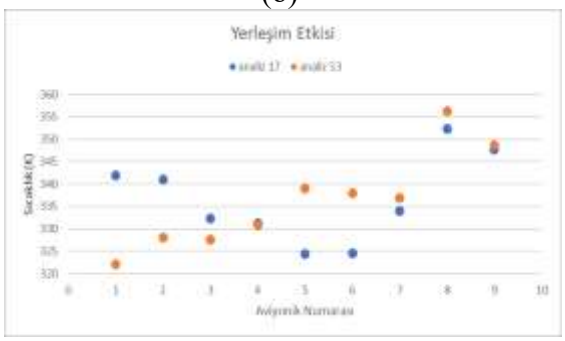
(n)



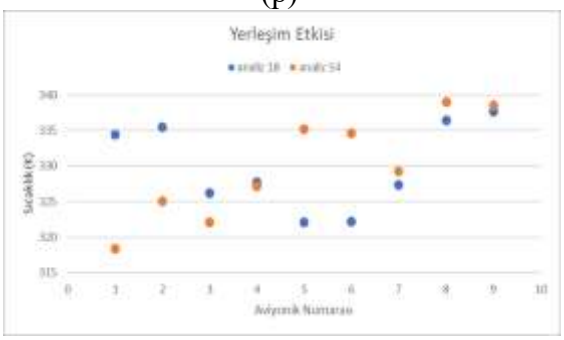
(o)



(p)

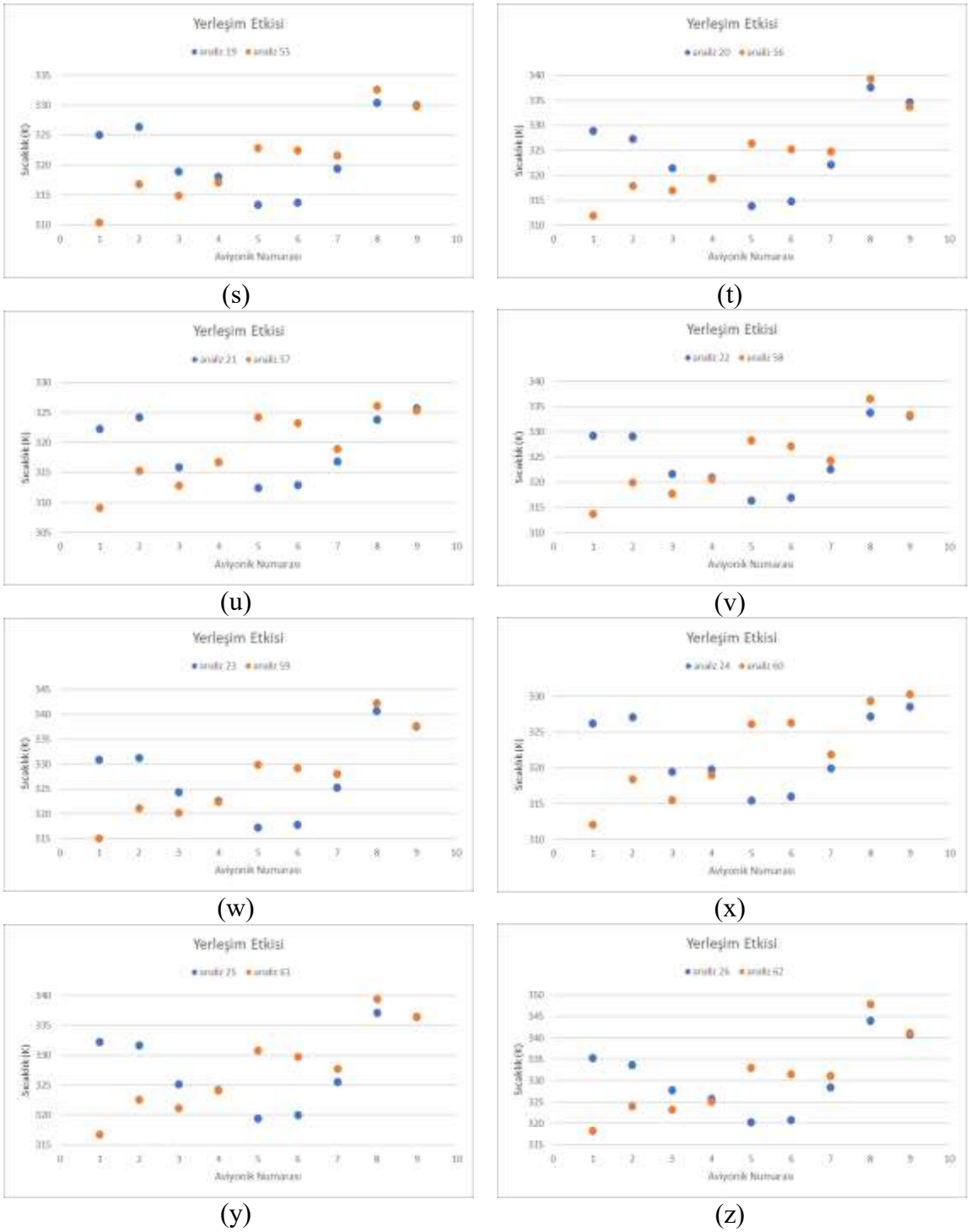


(q)

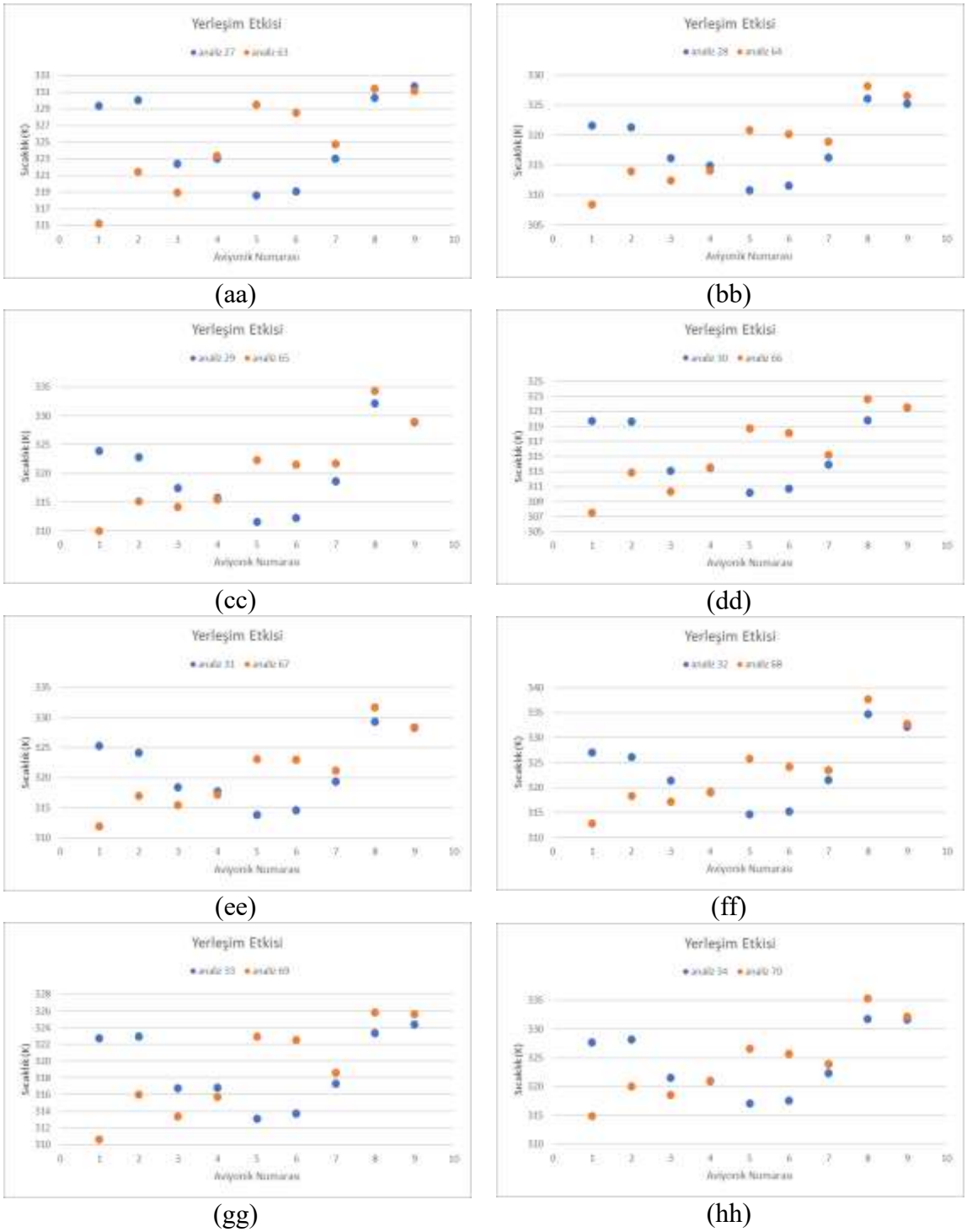


(r)

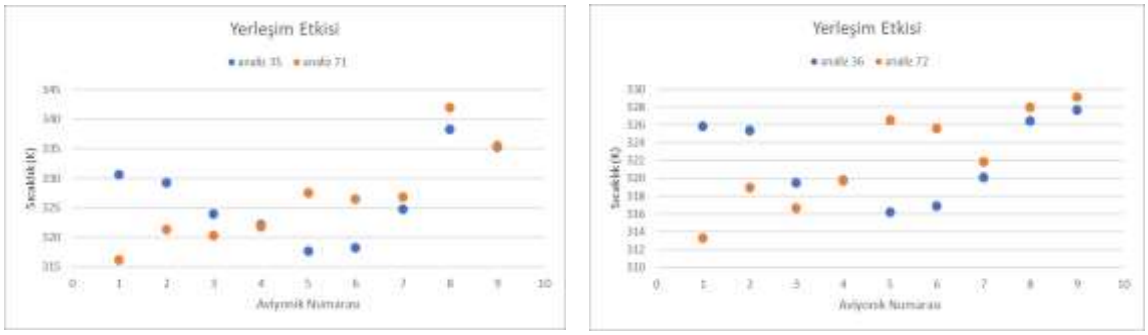
Şekil 4.30. (devam) Sistem yerleşimin sıcaklık etkisinin karşılaştırılması (k) Analiz 11-47 (l) Analiz 12-48 (m) Analiz 13-49 (n) Analiz 14-50 (o) Analiz 15-51 (p) Analiz 16-52 (q) Analiz 17-53 (r) Analiz 18-54



Şekil 4.30. (devam) Sistem yerleşimin sıcaklık etkisinin karşılaştırılması (s) Analiz 19-55 (t) Analiz 20-56 (u) Analiz 21-57 (v) Analiz 22-58 (w) Analiz 23-59 (x) Analiz 24-60 (y) Analiz 25-61 (z) Analiz 26-62



Şekil 4.30. (devam) Sistem yerleşimin sıcaklık etkisinin karşılaştırılması (a) Analiz 1-37 (b) Analiz 2-38 (aa) Analiz 27-63 (bb) Analiz 28-64 (cc) Analiz 29-65 (dd) Analiz 30-66 (ee) Analiz 31-67 (ff) Analiz 32-68 (gg) Analiz 33-69 (hh) Analiz 34-70



(ii) (jj)

Şekil 4.30. (devam) Sistem yerleşimin sıcaklık etkisinin karşılaştırılması (ii) Analiz 35-71 (jj) Analiz 36-72

Şekil 4.31'de 'Sistem Yerleşimin Aviyoniklerdeki Sıcaklık Etkisi' grafiklerinin oluşturulmasında sadece Geometri 1 ve Geometri 2 kullanılmıştır. Geometri 1'deki aviyonik sıcaklıkların sabit değerler olarak kabul edilmiş ve bu değerler, Geometri 2'deki sıcaklık değerlerinden çıkarılarak artış ve düşüş değerleri hesaplanmıştır. Şekil 4.30'daki, aviyonik sıcaklıklarının incelenmesi sonucunda sistem yerleşiminin aviyonikler üzerindeki minimum ve maksimum sıcaklık etkileri Çizelge 4.1'de verilmiştir. Çizelge 4.1'den alınan verilere göre, Aviyonik 1, 2 ve 3'ün sıcaklığı tüm analiz sonuçlarında azalırken, Aviyonik 5 ve 6 istikrarlı bir şekilde artmaktadır. Aviyonik 5 ve 6 numaralı ekipmanlar, yeni yerleşim düzeninde havalandırma hava çıkışına en uzak konumda olan ekipmanlardır. Geometri 1 ve Geometri 2 incelendiğinde, ekipmanların yerlerinde en az değişiklik gösterenlerin 7, 8 ve 9 numaralı ekipmanlar olduğu görülmektedir. Bu ekipmanlar sadece kendi içinde yer değiştirmiştir, bu nedenle, sıcaklık değişimleri bu ekipmanlar için oldukça düşüktür.

Çizelge 4.1. Sistem yerleşimin aviyoniklerdeki minimum ve maksimum sıcaklık etkileri

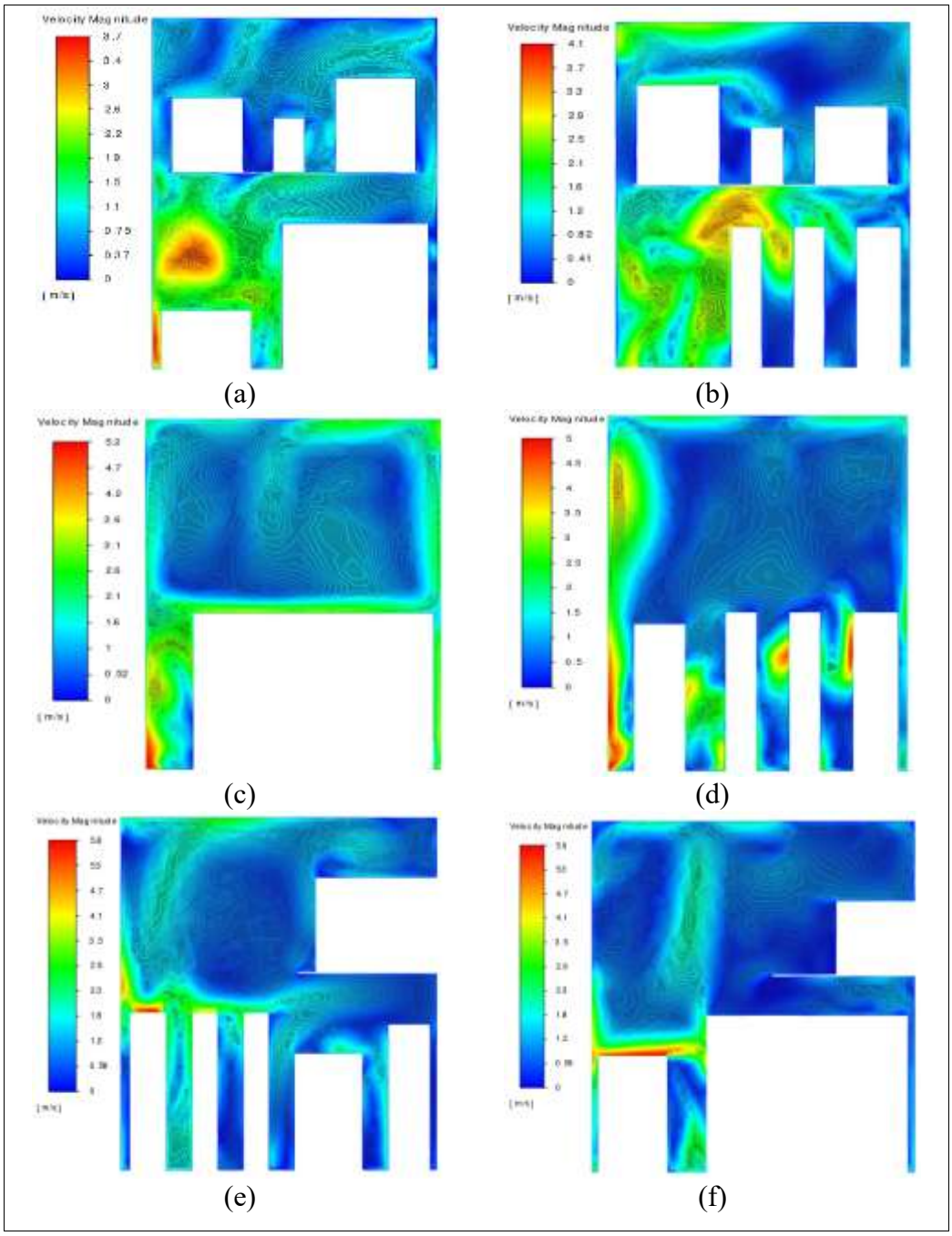
Aviyonik Numaraları	Maksimum Sıcaklık Farkı	Minimum Sıcaklık Farkı
Aviyonik 1	-23,9	-12,1
Aviyonik 2	-17,8	-6,5
Aviyonik 3	-7,3	-2,8
Aviyonik 4	-1,1	0,37
Aviyonik 5	21,11	8,54
Aviyonik 6	19,21	7,42
Aviyonik 7	3,1	1,0
Aviyonik 8	4,2	1,1
Aviyonik 9	1,75	-1,1

Şekil 4.31’deki 303 K ve sabit ısıl yük değerleri göz önüne alındığında, havalandırma havasının debisine göre ekipman sıcaklıkları değişimi verilmiştir. Her bir aviyonik ekipmanın sırasıyla ortalama sıcaklık değişimleri şu şekildedir: -17,1, -11,5, -4,7, 0,2, 13,8, 12,0, 1,8, 2,6 ve 0,3 K’dir.



Şekil 4.31. Sistem yerleşimin aviyoniklerdeki sıcaklık artış ve düşüş etkisi

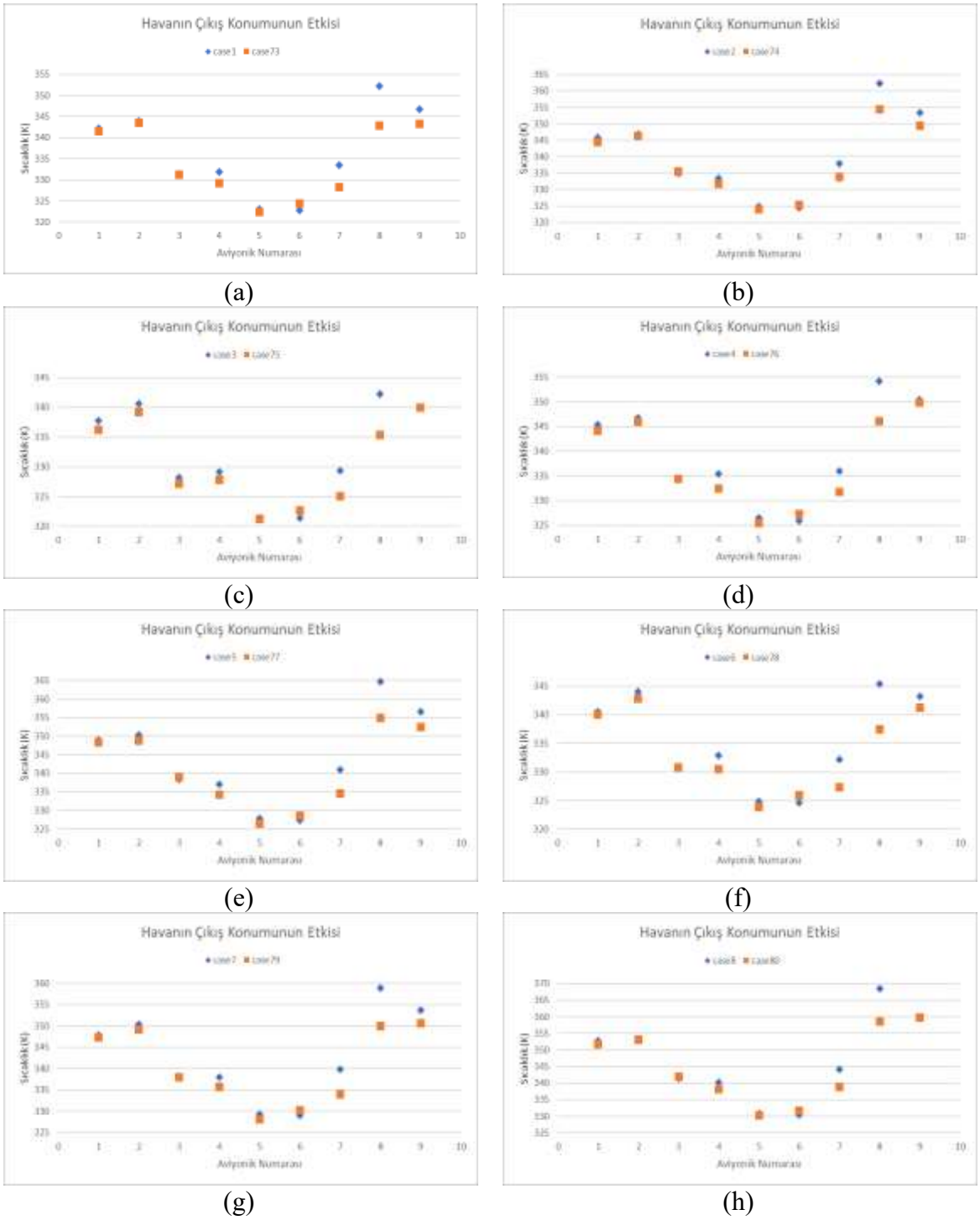
Şekil 4.32’deki kontür grafikleri, Analiz 6 ve Analiz 41 kullanarak yapılan karşılaştırmalara dayanmaktadır. Karşılaştırma için Analiz 6 ve Analiz 41’in seçilme sebebi, Aviyonik 2'in maksimum sıcaklık azalmasının, Aviyonik 6’nın ise maksimum sıcaklık artışının burada olmasından kaynaklıdır. Şekil 4.32’yi incelediğimizde, (c) alt şekli aviyonikleri 1, 2, 4, 5 ve 6 içerirken, (e) alt şekil aviyonikleri 1, 4, 5, 6 ve (d) alt şekil ise sağdan sola doğru görülen aviyonikleri 4, 5 ve 6 içermektedir; hepsi birinci katta bulunmaktadır. Aviyonik 1 sol tarafındaki hava akışı tarafından etkilendiği için ekipman sıcaklığı Geometri 2'de yaklaşık 20 K düşmektedir. Geometri 1'de aviyonik 5 ve 6’nın sıcaklıkları hava doğrudan aviyonik 5 ve 6’ya çarptığı için Geometri 2’deki sıcaklıklara göre daha düşüktür.



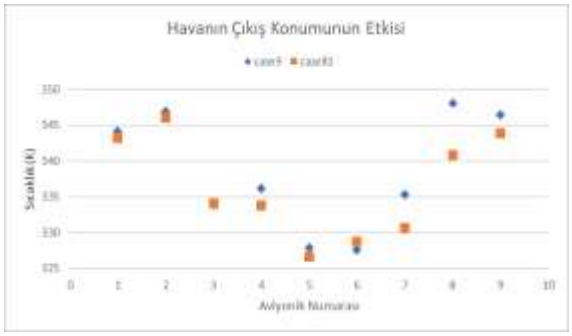
Şekil 4.32. Hız kontürleri kesit 1 için: (a) Geometri 1, (b) Geometri 2; Kesit 2 (c) Geometri 1, (d) Geometri 2; Kesit 3: (e) Geometri 1, (f) Geometri 2.

4.5.Havalandırma Havasının Çıkışının Konumunun Etkisi

Bu çalışma için yalnızca Geometri 1 ve Geometri 3 kullanılmıştır. Şekil 4.33'teki mavi ile işaretlenmiş simgeler, Geometri 1'i simgelerken, turuncu ile işaretlenen simgeler Geometri 3'ü göstermektedir.



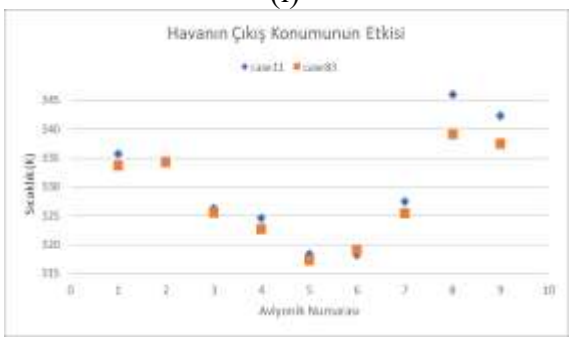
Şekil 4.33. Havalandırma havasının çıkış konumunun etkisinin karşılaştırılması (a) Analiz 1-73 (b) Analiz 2-74 (c) Analiz 3-75 (d) Analiz 4-76 (e) Analiz 5-77 (f) Analiz 6-78 (g) Analiz 7-79 (h) Analiz 8-80



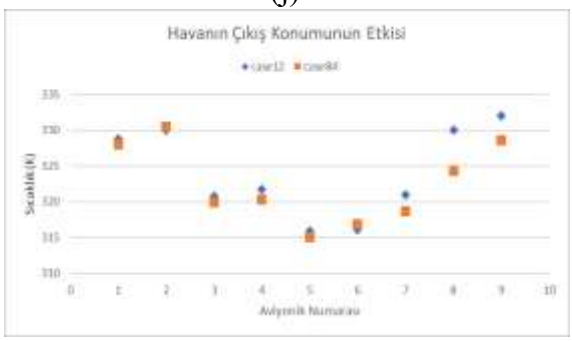
(i)



(j)



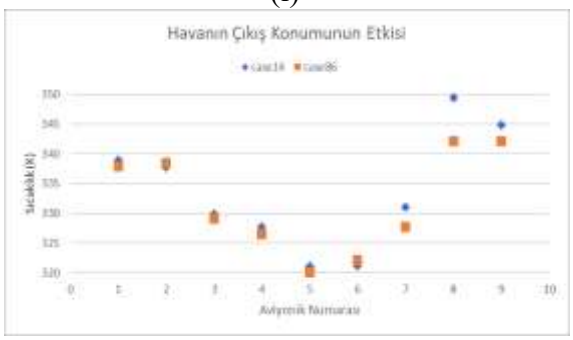
(k)



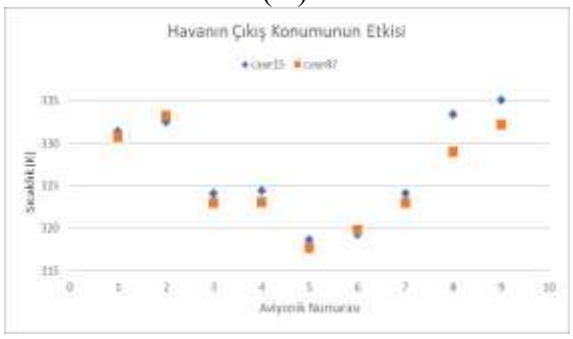
(l)



(m)



(n)

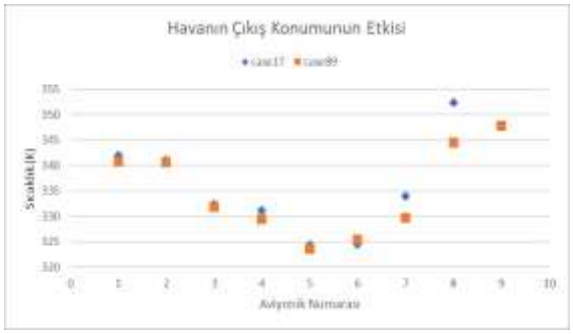


(o)



(p)

Şekil 4.33. (devam) Havalandırma havasının çıkış konumunun etkisinin karşılaştırılması (i) Analiz 9-81 (j) Analiz 10-82 (k) Analiz 11-83 (l) Analiz 12-84 (m) Analiz 13-85 (n) Analiz 14-86 (o) Analiz 15-87 (p) Analiz 16-88



(q)



(r)



(s)



(t)



(u)



(v)



(w)



(x)

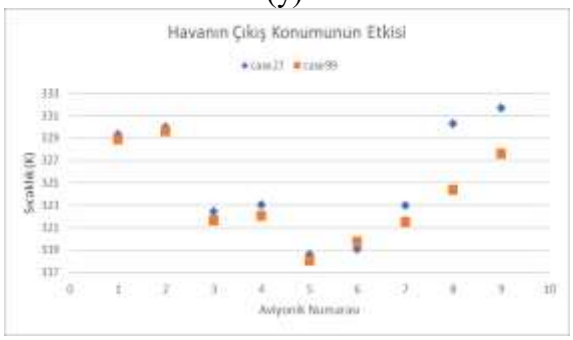
Şekil 4.33. (devam) Havalandırma havasının çıkış konumunun etkisinin karşılaştırılması (q) Analiz 17-89 (r) Analiz 18-90 (s) Analiz 19-91 (t) Analiz 20-92 (u) Analiz 21-93 (v) Analiz 22-94 (w) Analiz 23-95 (x) Analiz 24-96



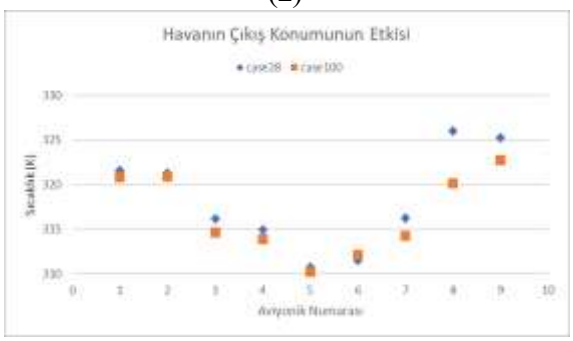
(y)



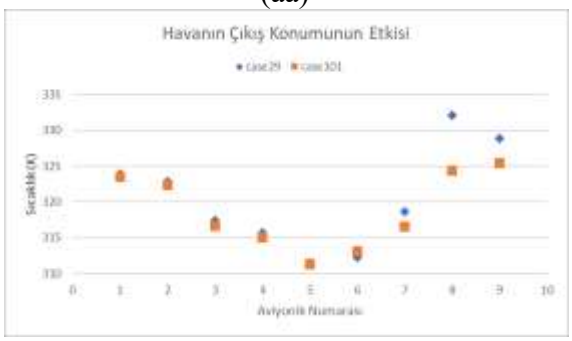
(z)



(aa)



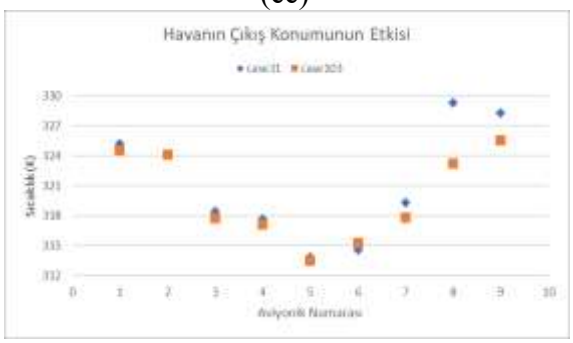
(bb)



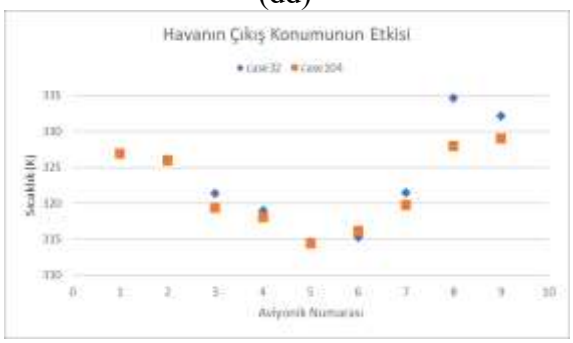
(cc)



(dd)

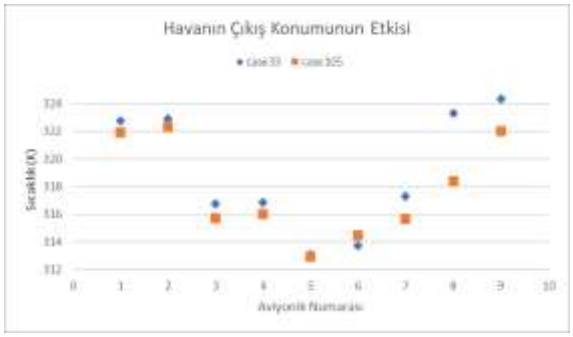


(ee)



(ff)

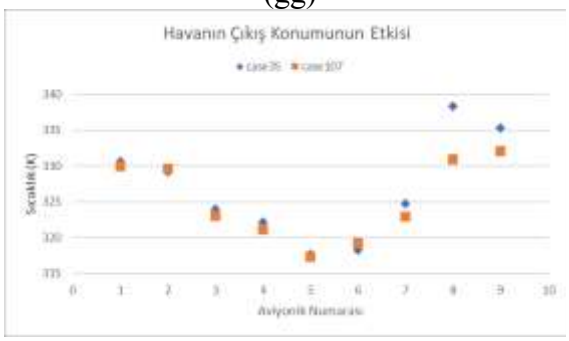
Şekil 4.33. (devam) Havalandırma havasının çıkış konumunun etkisinin karşılaştırılması (y) Analiz 25-97 (z) Analiz 26-98 (aa) Analiz 27-99 (bb) Analiz 28-100 (cc) Analiz 29-101 (dd) Analiz 30-102 (ee) Analiz 31-103 (ff) Analiz 32-104



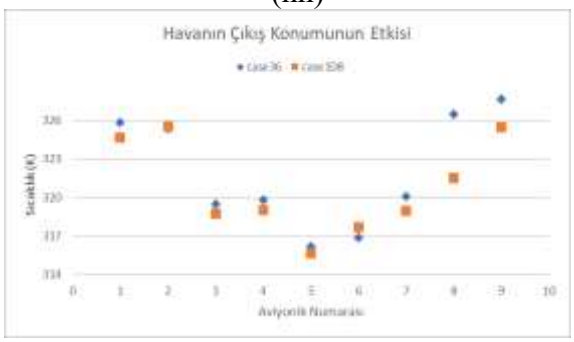
(gg)



(hh)



(ii)



(jj)

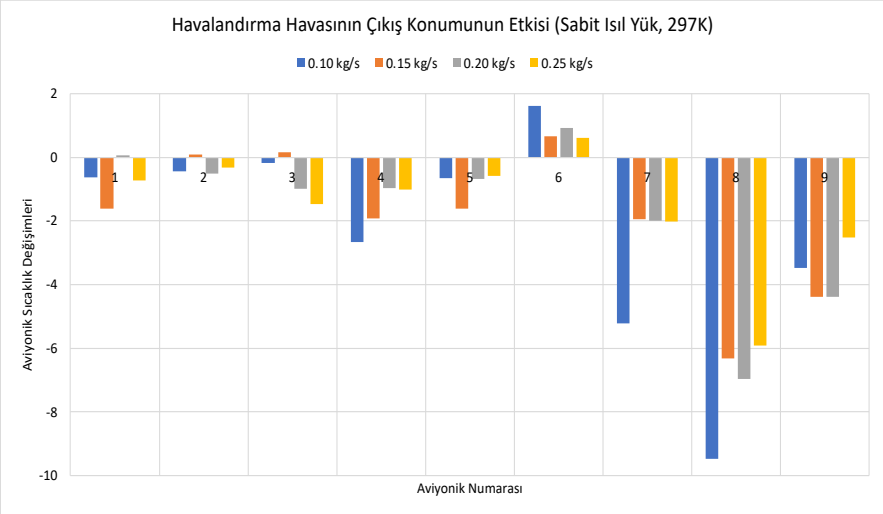
Şekil 4.33. (devam) Havalandırma havasının çıkış konumunun etkisinin karşılaştırılması (gg) Analiz 33-105 (hh) Analiz 34-106 (ii) Analiz 35-107 (jj) Analiz 36-108

Şekil 4.34'te 'Havalandırma Havasının Çıkış Konumunun Sıcaklık Artış ve Düşüş Etkisi' grafiklerinin oluşturulmasında sadece Geometri 1 ve Geometri 3 kullanılmıştır. Geometri 1'deki aviyonik sıcaklıkların sabit değerler olarak kabul edilmiş ve bu değerler, Geometri 3'teki sıcaklık değerlerinden çıkarılarak artış ve düşüş değerleri hesaplanmıştır. Şekil 4.33'teki, aviyonik sıcaklıklarının incelenmesi sonucunda havalandırma havasının çıkış konumunun aviyonikler üzerindeki minimum ve maksimum sıcaklık etkileri Çizelge 4.2'de verilmiştir.

Çizelge 4.2. Havalandırma havasının çıkış konumunun aviyoniklerdeki minimum ve maksimum sıcaklık etkileri

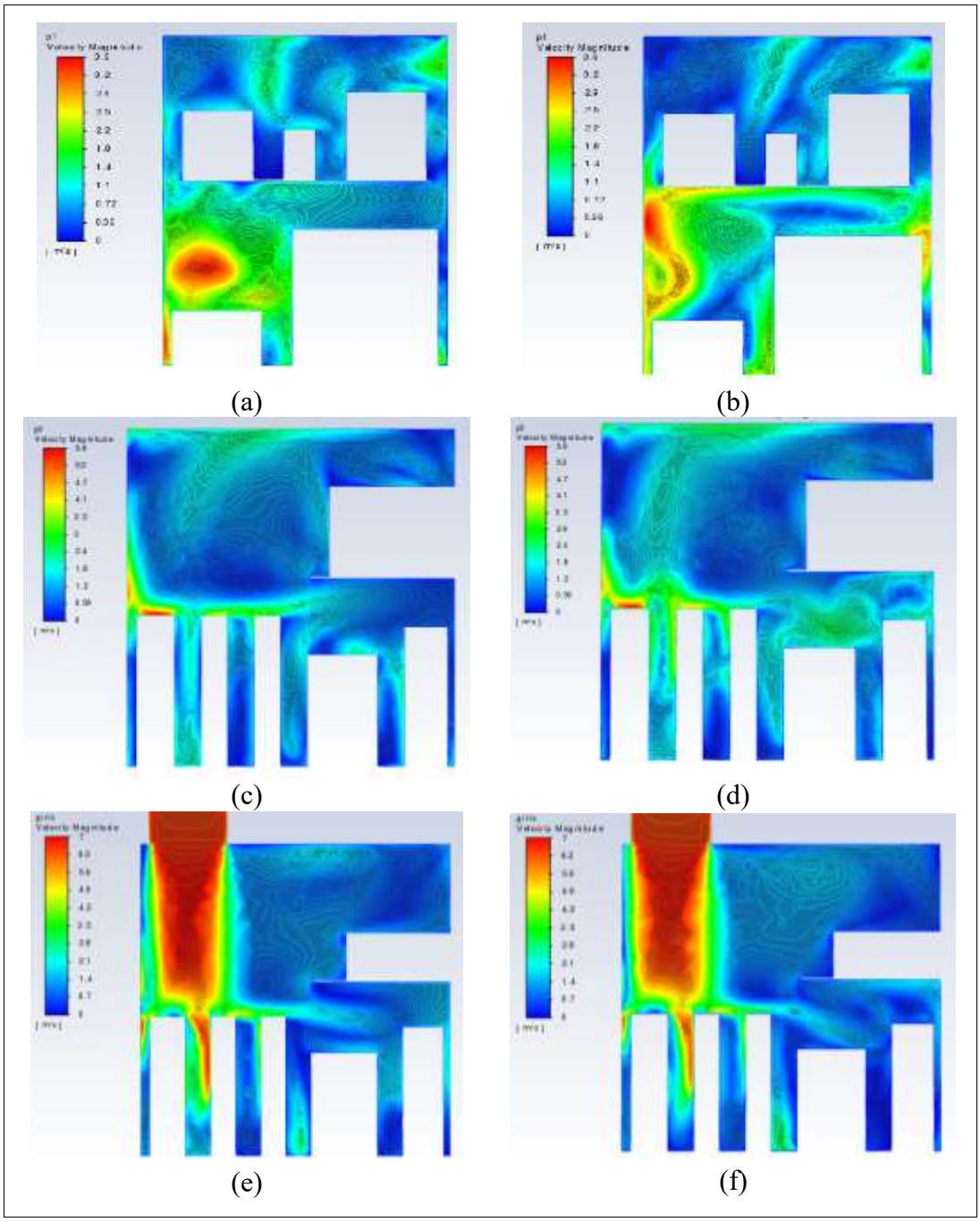
Aviyonik Numaraları	Maksimum Sıcaklık Farkı	Minimum Sıcaklık Farkı
Aviyonik 1	0,5	-2,1
Aviyonik 2	0,7	-1,5
Aviyonik 3	0,6	-2,0
Aviyonik 4	-0,45	-3,0
Aviyonik 5	-0,16	-1,6
Aviyonik 6	1,6	0,5
Aviyonik 7	-1,1	-6,4
Aviyonik 8	-3,4	-9,9
Aviyonik 9	0,13	-4,9

Şekil 4.34 ve Çizelge 4.2 incelendiğinde, aviyonik 7, 8 ve 9 numaralı ekipmanların sıcaklık değişimleri diğer ekipmanlara göre daha yüksek olduğu görülmektedir. Havalandırma havasının ikiye ayrılması en çok yukarıdaki ekipmanları etkilemiştir. Diğerlerinden farklı olarak sadece 6 numaralı ekipmanın sıcaklığının sürekli arttığı görülmektedir.



Şekil 4.34. Havalandırma havasının çıkış konumunun sıcaklık artış ve düşüş etkisi

Şekil 4.35'teki kontur grafikleri, Analiz 8 ve Analiz 80 kullanılarak yapılan karşılaştırmalara dayanmaktadır. Karşılaştırma için Analiz 8 ve Analiz 80'in seçilme sebebi, Aviyonik 8'in maksimum sıcaklık azalmasının burada olmasından kaynaklıdır. Şekil 4.35'teki (a) ve (b) alt şekillerini incelediğimizde, Geometri 3'ün (kompartıman tarafında) aviyonik 7 ve 9'un kenarlarının çevresinde hava akışının, Geometri 1'e göre daha yüksek olduğunu ve bu durumun sıcaklık azalmasına neden olduğunu gözlemliyoruz. Şekil (c) ve (d) alt şekillerini incelediğimizde ise, aviyonik 4 çevresindeki hava akışında önemli bir artışın olduğunu ve bu durumun ekipman sıcaklığında bir azalmaya yol açtığını görüyoruz. Tersine, aviyonik 6 için, altıncı ekipmanın sol tarafında hava akışının daha az olduğundan, ekipman sıcaklığında bir artış meydana gelmektedir. Şekil 4.35'te (e) ve (f) alt şekillerini incelediğimizde, ekipman üzerindeki hava akışının dağılımının neredeyse aynı görülmektedir.



Şekil 4.35. Hız kontürleri kesit 1 için: (a) Geometri 1, (b) Geometri 3; Kesit 2 (c) Geometri 1, (d) Geometri 3; Giriş: (e) Geometri 1, (f) Geometri 3.

5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Elde edilen sonuçlar, Geometri 1, Geometri 2 ve Geometri 3'ün farklı etkilerini açıkça göstermiştir. Bu sonuçlar, aviyonik sistemlerin performansı ve dayanıklılığı üzerinde önemli bir etkiye sahiptir. Isıl yük değişiminin aviyonik sıcaklıkları üzerindeki etkileri incelendiğinde, +10 W ısıl yükün ortalama aviyonik sıcaklıklarını ortalama 3,1 K artırdığı, -10 W ısıl yükün ise ortalama aviyonik sıcaklıklarında ortalama 3,0 K düşüşe neden olduğu görülmüştür.

Havalandırma hava debisinin artışı, aviyonik sıcaklıklarının önemli ölçüde düşmesine neden olurken, sıcaklık değişiminin de sıcaklık dalgalanmalarına etki ettiği gözlemlenmiştir. Örneğin, havalandırma hava debisindeki artış, ortalama aviyonik sıcaklıklarını ortalama 13,8 K düşürmüştür, ancak havalandırma havasının sıcaklık artışı, ortalama 4,7 K artışa neden olmuştur.

Sistem yerleşimindeki değişikliklerin aviyonik sıcaklıkları üzerindeki büyük etkisi, sistem yerleşiminin dikkatli bir şekilde planlanması gerektiğini göstermiştir. Sistem yerleşimini değiştirmek, ortalama 7,2 K değişikliğe neden olmuştur. Bu değişiklikler, bazı ekipmanların sıcaklığını değiştirmezken, bazı ekipmanlarda 20 K sıcaklık artışı veya düşüşü sağlayabilmektedir.

Ayrıca, aynı alanlı farklı lokasyonlarda yapılan çıkış incelemeleri, ortalama aviyonik sıcaklıklarının ortalama 2 K değiştiğini göstermiştir. Bazı ekipmanlarda 10 K'e kadar sıcaklık düşüşü sağlanabilmektedir. Bu da çıkışların konumunun aviyonik sistemlerin sıcaklığı üzerinde önemli bir etkiye sahip olduğunu vurgulamaktadır.

Sistem yerleşiminde yapılan değişikliklerin, aviyonik sistemlerin sıcaklık yönetimi ve soğutma performansı üzerindeki belirgin etkisi göz önüne alındığında, bu seçeneğin diğerlerine göre daha avantajlı olduğu görülmüştür. Özellikle, belirli ekipmanlarda 20 K'e varan sıcaklık düşüşleri sağlayabilmesi, sistem yerleşim değişikliğinin potansiyelini vurgular niteliktedir. Optimal sistem yerleşimi ve etkili bir soğutma sistemi, aviyonik ekipmanların performansını artırırken, güvenilirliklerini ve dayanıklılıklarını artırarak daha güvenli ve verimli uçuşları sağlar. Bu nedenle, gelecekteki uçak tasarımlarında, sistem

yerleşimi ve soğutma stratejilerinin dikkatlice planlanması ve optimize edilmesi gerekmektedir. Bu faktörlerin dikkate alınması, aviyonik sistemlerin güvenilirliği ve dayanıklılığı açısından öneme sahiptir.

KAYNAKLAR

Akin, A., Kahveci, H. S. (2019). An optimization study for rotorcraft avionics bay cooling. *Aerospace Science and Technology*, 90, 1-11.

Butler, C., Newport, D. (2014). Experimental and numerical analysis of thermally dissipating equipment in an aircraft confined compartment. *Applied Thermal Engineering,* 73, 867-876.

Butler, C., Newport, D., ve Geron, M. (2013). Optimizing the locations of thermally sensitive equipment in an aircraft crown compartment. *Aerospace Science and Technology*, 28, 391-400.

Department of Defense Staff, United States Gov Department of Defense. (2012). MIL-STD2 1472G Department of Defense Design Criteria Standard Human Engineering. *Create Space Independent Publishing Platform*, 302-325.

Department of Defense Staff, United States Gov Department of Defense. (1983). MIL-E-18927E: Military Specification Environmental Control Systems, *Aircraft, General Requirements for. Department of Defense*, 16.

Favre, A. J. (1965). *The equations of compressible turbulent gases.* Aix-Marseiller University (France) Institute De Mecanique Statistique De La Turbulence, 1-85.

Fawzal, A.S., Cirstea, R., Woolmer, T.J., Dickison, M., Blundell, M., ve Gyftakis, K. (2017). Air Inlet/Outlet Arrangement for Rotor Cooling Application of Axial Flux PM Machines. *Applied Thermal Engineering*, 130.

Hempijid, T., Kittichaikarn, C. (2019). Effect of Heat Sink Inlet and Outlet Flow Direction on Heat Transfer Performance. *Applied Thermal Engineering*, 164, 114375.

İnternet: GrabCAD. *Lockheed Martin F-22 Raptor [3D Model]*. *Cipec*.URL: https://grabcad.com/library/lockheed-martin-f-22-raptor-3 Son Erişim Tarihi: 29.05.2012.

Kühn, M., Bosbach, J., ve Wagner, C. (2009). Experimental parametric study of forced and mixed convection in a passenger aircraft cabin mock-up. *Building and Environment*, 44(5), 961-970.

Mark Ahlers (2020). *An Introduction to Aircraft Thermal Management*, (Birinci Baskı). Amerika: SAE International Yayınevi, 20-206.

Menter, F. R. (1994). Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications. *AIAA Journal*. 32 (8), 1598–1605.

Mukaffi, A., Arief, R., Hendradjit, W., ve Romadhon, R. (2017). Optimization of Cooling System for Data Center Case Study: PAU ITB Data Center. *Procedia Engineering,* 170, 552-557.

Padmanabhan, R., George, P., Mahantesh, H. A., P, A., ve B, S. (2021). *Thermal Analysis Package for Launch Vehicle Avionics.* In Proceedings of the 26th National and 4th International ISHMT-ASTFE Heat and Mass Transfer Conference, December 17-20, 2021, IIT Madras, Chennai-600036, Tamil Nadu, India, 2265-2269.

Pirouz, B., Mazzeo, D., Palermo, S. A., Naghib, S. N., Turco, M., ve Piro, P. (2021). CFD Investigation of Vehicle's Ventilation Systems and Analysis of ACH in Typical Airplanes, Cars, and Buses. *Sustainability*, 13, 6799.

Sanchez, F., Huzaifa, A., ve Liscouet-Hanke, S. (2020). Ventilation Considerations for an Enhanced Thermal Risk Prediction in Aircraft Conceptual Design. *Aerospace Science and Technology*, 108.

Sanchez, F., Liscouet-Hanke, S., Boutin, Y., ve Beaulac, S. (2019). A Thermal Risk Assessment Approach for the Conceptual Design of Aircraft System Architectures. *AIAA Aviation 2019 Forum*, AIAA 2019-3365, 1–11.

Sanchez, F., Liscouet-Hanke, S., & Bhise, T. (2022). Influence of Ventilation Flow Rate and Gap Distance on the Radiative Heat Transfer in Aircraft Avionics Bays. *Aerospace*, 806.

Shengxin, E., Liu, Y., Cui, Y., Wu, A., & Yin, H. (2023). Effects of composite cooling strategy including phase change material and cooling air on the heat dissipation performance improvement of lithium-ion power batteries pack in hot climate and its catastrophe evaluation. *Energy,* 283.

T.-H. Shih, W. W. Liou, A. Shabbir, Z. Yang, and J. Zhu. (1995). A New k- ε Eddy-Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows - Model Development and Validation. *Computers Fluids,* 24(3), 227-238.

Van Heerden, A., Judt, D., Jafari, S., Lawson, C., Nikolaidis, T., ve Bosak, D. (2022). Aircraft thermal management: Practices, technology, system architectures, future challenges, and opportunities. *Progress in Aerospace Sciences*, 1-128.

Wang, M., ve Chen, Q. (2009). Assessment of Various Turbulence Models for Transitional Flows in an Enclosed Environment (RP1271). *Hvac&r Research*, 15.

Zhan, S., Cheng, Z., Yin, Y., Yu, C., ve Zhao, C. (2023). Effect of inlet and outlet positions on heat dissipation performance of lithium-ion battery cold plates: An analysis based on topology optimization. *International Journal of Heat and Mass Transfer,* 215.

EKLER

EK-1. Analiz isimlendirmesi

Analiz Numarası	Geometri	Kompartımana Giren Havanın Özellikleri		Aviyoniğin Isıl Yükü (W)								
		Debisi (kg/s)	Sıcaklığı (K)	1	2	3	4	5	6	7	8	9
Analiz 1	1	0,10	297	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 2	1	0,10	297	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 3	1	0,10	297	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 4	1	0,10	300	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 5	1	0,10	300	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 6	1	0,10	300	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 7	1	0,10	303	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 8	1	0,10	303	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 9	1	0,10	303	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 10	1	0,15	297	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 11	1	0,15	297	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 12	1	0,15	297	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 13	1	0,15	300	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 14	1	0,15	300	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 15	1	0,15	300	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 16	1	0,15	303	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 17	1	0,15	303	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 18	1	0,15	303	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 19	1	0,20	297	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 20	1	0,20	297	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 21	1	0,20	297	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 22	1	0,20	300	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 23	1	0,20	300	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 24	1	0,20	300	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 25	1	0,20	303	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 26	1	0,20	303	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 27	1	0,20	303	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 28	1	0,25	297	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 29	1	0,25	297	105	160	90	190	190	200	100	55	85

EK-1. (devam) Analiz isimlendirmesi

Analiz 30	1	0,25	297	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 31	1	0,25	300	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 32	1	0,25	300	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 33	1	0,25	300	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 34	1	0,25	303	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 35	1	0,25	303	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 36	1	0,25	303	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 37	2	0,10	297	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 38	2	0,10	297	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 39	2	0,10	297	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 40	2	0,10	300	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 41	2	0,10	300	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 42	2	0,10	300	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 43	2	0,10	303	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 44	2	0,10	303	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 45	2	0,10	303	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 46	2	0,15	297	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 47	2	0,15	297	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 48	2	0,15	297	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 49	2	0,15	300	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 50	2	0,15	300	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 51	2	0,15	300	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 52	2	0,15	303	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 53	2	0,15	303	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 54	2	0,15	303	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 55	2	0,20	297	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 56	2	0,20	297	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 57	2	0,20	297	85	140	70	170	170	180	80	35	65

EK-1. (devam) Analiz isimlendirmesi

Analiz 58	2	0,20	300	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 59	2	0,20	300	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 60	2	0,20	300	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 61	2	0,20	303	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 62	2	0,20	303	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 63	2	0,20	303	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 64	2	0,25	297	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 65	2	0,25	297	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 66	2	0,25	297	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 67	2	0,25	300	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 68	2	0,25	300	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 69	2	0,25	300	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 70	2	0,25	303	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 71	2	0,25	303	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 72	2	0,25	303	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 73	3	0,10	297	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 74	3	0,10	297	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 75	3	0,10	297	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 76	3	0,10	300	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 77	3	0,10	300	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 78	3	0,10	300	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 79	3	0,10	303	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 80	3	0,10	303	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 81	3	0,10	303	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 82	3	0,15	297	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 83	3	0,15	297	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 84	3	0,15	297	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 85	3	0,15	300	95	150	80	180	180	190	90	45	75

EK-1. (devam) Analiz isimlendirmesi

Analiz 86	3	0,15	300	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 87	3	0,15	300	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 88	3	0,15	303	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 89	3	0,15	303	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 90	3	0,15	303	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 91	3	0,20	297	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 92	3	0,20	297	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 93	3	0,20	297	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 94	3	0,20	300	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 95	3	0,20	300	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 96	3	0,20	300	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 97	3	0,20	303	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 98	3	0,20	303	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 99	3	0,20	303	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 100	3	0,25	297	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 101	3	0,25	297	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 102	3	0,25	297	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 103	3	0,25	300	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 104	3	0,25	300	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 105	3	0,25	300	85	140	70	170	170	180	80	35	65
Analiz 106	3	0,25	303	95	150	80	180	180	190	90	45	75
Analiz 107	3	0,25	303	105	160	90	190	190	200	100	55	85
Analiz 108	3	0,25	303	85	140	70	170	170	180	80	35	65



Gazili olmak ayrıcalıktır