



TUGAS AKHIR - TM 145321

## PENENTUAN SPESIFIKASI MOTOR BLDC PADA UAV MILITUS

DENNIS RAKHMAN KURNIANTO  
NRP 2114 030 101

Dosen Pembimbing  
Hendro Nurhadi, Dipl.Ing., Ph.D.

DEPARTEMEN TEKNIK MESIN INDUSTRI  
Fakultas Vokasi  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember  
Surabaya 2018



**TUGAS AKHIR  
TM 145321**

## **PENENTUAN MOTOR BLDC PADA UAV MILITUS**

**DENNIS RAKHMAN KURNIANTO  
NRP. 2114 030 101**

Dosen Pembimbing  
Hendro Nurhadi, Dipl.-Ing., Ph.D.  
NIP. 1975112020 0212 1 002

DEPARTEMEN TEKNIK MESIN INDUSTRI  
Fakultas Vokasi  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember  
Surabaya 2018



**FINAL PROJECT  
TM 145321**

## **ANALYSIS BLDC MOTOR OF UAV MILITUS**

**DENNIS RAKHMAN KURNIANTO  
NRP. 2114 030 101**

**Counselor Lecturer  
Hendro Nurhadi, Dipl.-Ing., Ph.D.  
NIP. 1975112020 0212 1 002**

**INDUSTRY MECHANICAL ENGINEERING DEPARTEMENT  
Faculty of Vocations  
Institute Technology of Sepuluh Nopember  
Surabaya 2018**

# **PENENTUAN MOTOR BLDC PADA UAV MILITUS**

## **TUGAS AKHIR**

Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat Memperoleh Gelar  
Ahli Madya

Pada

Bidang Studi Konversi Energi  
Departemen Teknik Mesin Industri  
Fakultas Vokasi  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember  
Surabaya

Oleh :

**DENNIS RAKHMAN KURNIANTO**  
**NRP. 2114 030 101**

Mengetahui dan Menyetujui  
**Dosen Pembimbing**



Hendro Nurhadi, Dipl.-Ing. Ph.D  
NIP-1975112020 0212 1 002

**SURABAYA, JANUARI 2018**

## PENENTUAN MOTOR BLDC PADA UAV MILITUS

**Nama Mahasiswa** : Dennis Rakhman Kurnianto  
**NRP** : 2114 030 101  
**Departemen** : Teknik Mesin Industri FV-ITS  
**Dosen Pembimbing** : Hendro Nurhadi, Dipl.-Ing.,  
Ph.D

### Abstrak

Teknologi Pesawat udara tanpa awak (*drone*) saat ini berkembang dengan pesat, pesawat tanpa awak (*drone*) banyak digunakan pada dunia militer maupun keperluan komersil. Karena mempunyai banyak kelebihan yaitu memperkecil resiko *human error*, pengoperasian mudah, dan lebih efektif dibandingkan dengan pesawat berpilot. Pesawat tanpa awak sengaja dibuat dengan bodi yang ringan serta aerodinamis.

Untuk mengetahui gaya aerodinamik serta penentuan spesifikasi motor BLDC pesawat UAV Militus, maka digunakan *software SolidWorks 2016* dan aplikasi *Static Thrust Calculate*. Tujuan dari tugas akhir ini adalah menganalisa pesawat UAV Militus, meliputi kontur tekanan, koefisien drag ( $C_D$ ), koefisien *lift* ( $C_L$ ) menggunakan *software SolidWorks 2016*, lalu diintegrasikan dengan penentuan motor BLDC menggunakan aplikasi *Static Thrust Calculate*, dan sistem mekatronika dari pesawat tersebut.

Dari hasil analisa aliran yang melintas pada bodi pesawat UAV Militus, koefisien drag ( $C_D$ ) yang diperoleh selama simulasi pesawat UAV Militus senilai 0,0611 dan koefisien *lift* ( $C_L$ ) pada pesawat UAV Militus senilai 0.0753. Lalu hasil analisa teoritis kebutuhan gaya *thrust* ( $T_R$ ) harus sama atau kurang dari *thrust* propeller ( $T$ ) yang dihasilkan dan didukung hasil dari aplikasi didapatkan *static thrust* pada putaran konstan diperoleh senilai 5,68 kg.

**Kata kunci** : kontur, tekanan, *drag coefficient* ( $C_D$ ), *lift coefficient* ( $C_L$ ) separasi, kebutuhan *thrust* ( $T_R$ ), *thrust* ( $T$ ).

## ***ANALYSIS BLDC MOTOR OF UAV MILITUS***

**Nama Mahasiswa** : Dennis Rakhman Kurnianto  
**NRP** : 2114 030 101  
**Jurusan** : Teknik Mesin Industri FV-ITS  
**Dosen Pembimbing** : Hendro Nurhadi, Dipl.-Ing.,  
Ph.D

### **Abstract**

*Technology unmanned aircraft (drone) is currently growing rapidly, unmanned aircraft (drone) is widely used in the military as well as commercial purposes. Because it has many advantages that minimize the risk of human error, easy operation, and more effective than piloted aircraft. Drone deliberately made with a lightweight body and aerodynamics.*

*To determine the aerodynamic forces and specification of BLDC motor UAV Militus, then used software SolidWorks 2016 and application Static Thrust Calculate. The purpose of this thesis is to compare including the coefficient of drag ( $C_D$ ), the coefficient of lift ( $C_L$ ), then determination of BLDC motor using application static thrust calculate, and system mechatronics of that plane.*

*From the analysis of the flow passing through the fuselage UAV Militus, the coefficient of drag ( $C_d$ ) obtained during the flight simulation UAV Militus worth 0,0611, and coefficient of lift ( $C_l$ ) at Flyingwing ,UAV aircraft worth 0.0753. Then theoretical analysis of requirement thrust must to equal or lower than thrust propeller and supported of application static thrust at constant rotation obtained 5,68 kg.*

**Keyword :** *contour, pressure, drag coefficient ( $C_D$ ), lift coefficient ( $C_L$ ), separation, thrust requirement ( $T_R$ ), thrust ( $T$ ).*

## KATA PENGANTAR

Segala puji syukur penulis panjatkan kepada Allah SWT yang telah memberikan segala rahmat dan hidayah-Nya sehingga penulis dengan segala keterbatasannya dapat menyelesaikan tugas akhir ini dengan baik. Dalam terselesaikannya tugas akhir ini, penulis ingin menyampaikan terima kasih kepada semua pihak yang telah membantu secara moral maupun materi, yakni:

1. **Bapak Hendro Nurhadi, Dipl.-Ing., Ph.D.** selaku dosen pembimbing tugas akhir yang telah banyak memberikan bimbingan terkait dengan tugas akhir.
2. **Bapak Dr. Ir. Heru Mirmanto, MT.** selaku Kepala Departemen Teknik Mesin Industri Fakultas Vokasi-ITS.
3. **Bapak Ir. Suhariyanto, MSc.** selaku Koordinator Tugas Akhir Departemen Teknik Mesin Industri Fakultas Vokasi-ITS.
4. **Para Dosen Penguji** selaku dosen yang memberikan kritik, saran, serta masukan yang sangat bermanfaat untuk penyempurnaan tugas akhir ini.
5. **Ibu**, yang selalu memberikan do'a dan memotivasi saya. Tanpa do'a dan motivasi beliau, penulis tidak bisa menyelesaikan tugas akhir dengan baik.
6. **Seluruh Dosen dan Karyawan** yang telah banyak membimbing penulis dalam menggali ilmu di D3 Teknik Mesin ITS.
7. **Seluruh teman-teman D3MITS angkatan 2009, 2012, 2013, 2014, 2015, dan 2016** yang juga selalu membantu dan memberikan semangat kepada penulis. Terimakasih atas segala kritik dan saran serta motivasi yang telah kalian berikan.
8. Semua pihak yang belum disebutkan di atas yang telah memberikan do'a, bantuan, dan dukungannya bagi penulis hingga tugas akhir ini dapat terselesaikan dengan baik dan tepat waktu.

Penulis mengharapkan kritik dan saran demi kesempurnaan tugas akhir ini. Akhirnya, penulis berharap semoga tugas akhir ini

dapat memberikan manfaat bagi pengembangan ilmu pengetahuan di masa depan.

Surabaya, Januari 2018

Penulis



## DAFTAR ISI

<b>HALAMAN JUDUL</b> .....	<b>i</b>
<b>LEMBAR PENGESAHAN</b> .....	<b>iii</b>
<b>ABSTRAK</b> .....	<b>iv</b>
<b>KATA PENGANTAR</b> .....	<b>vi</b>
<b>DAFTAR ISI</b> .....	<b>viii</b>
<b>DAFTAR GAMBAR</b> .....	<b>x</b>
<b>BAB I</b>	
PENDAHULUAN .....	1
1.1 Latar Belakang .....	1
1.2 Perumusan Masalah .....	1
1.3 Tujuan .....	2
1.4 Batasan Masalah .....	2
1.5 Manfaat Penulisan .....	2
1.6 Sistematika Penulisan .....	3
<b>BAB II</b>	
DASAR TEORI .....	5
2.1. Fluida .....	5
2.2. Sifat-sifat Fluida (udara) .....	7
2.3. Teori Aliran Eksternal .....	12
2.3.1. Terbentuknya <i>Boundary Layer</i> .....	12
2.3.2. Aliran <i>Nonviscous</i> dan <i>Viscous</i> .....	15
2.3.3. Separasi Aliran Pada <i>Boundary Layer</i> .....	16
2.4. Prinsip Dasar Aliran Angin pada Kendaraan .....	20
2.4.1. Pola Aliran di Sekitar Kendaraan .....	20
2.4.2. Pola Aliran di Bawah Permukaan Bodi .....	20
2.4.3. Pola Aliran di Ujung Sayap .....	20
2.5. Gaya Aerodinamika .....	21
2.5.1. Gaya <i>Drag</i> (Gaya Hambat) .....	22
2.5.2. Gaya <i>lift</i> (Gaya Hambat) .....	28
2.6. Pengaruh Bentuk Bodi Pesawat ( <i>fuselage</i> ) .....	29
2.7. Motor <i>Brushless</i> DC (BLDC).....	30
2.7.1. Perhitungan Motor Listrik .....	32
<b>BAB III</b>	
METODOLOGI PENELITIAN .....	33

3.1. Diagram Alir Penelitian .....	33
3.2. Diagram Alir Penentuan Motor.....	36

**BAB IV**

ANALISA DAN PEMBAHASAN .....	41
4.1. Membuat Desain Pesawat dengan <i>software</i> CAD .....	41
4.1.1 Desain Pesawat UAV Militus .....	41
4.2. <i>Meshing's Grid Value</i> .....	42
4.2.1 <i>Meshing's Grid Value Skywalker</i> .....	42
4.3. Analisa Gaya Aerodinamika .....	42
4.3.1 Perhitungan Gaya Drag .....	42
4.3.2 Perhitungan Gaya <i>Lift</i> .....	44
4.4. Analisa Pola Aliran Fluida.....	45
4.4.1. Analisa Pola Aliran Udara Pesawat UAV Militus.....	45
4.5. Analisa Penentuan Spesifikasi Motor BLDC .....	48
4.5.1 Perhitungan Gaya <i>Thrust</i> .....	48
4.5.2 Perhitungan Waktu Terbang .....	55
4.6. Wiring Sistem Mekatronika .....	56

**BAB V**

PENUTUP

5.1. Kesimpulan .....	67
5.2. Saran .....	67

**DAFTAR PUSTAKA**

**LAMPIRAN**

## DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1.	Perbedaan sifat benda solid dengan fluida karena gaya geser.....	6
Gambar 2.2.	<i>Boundary layer</i> pada pelat datar .....	14
Gambar 2.3.	Teori terbentuknya <i>boundary layer</i> .....	15
Gambar 2.4.	Perbedaan antara fluida ideal dan <i>viscous</i> ..	16
Gambar 2.5.	<i>Boundary layer flow</i> dengan <i>pressure gradient</i> .....	17
Gambar 2.6.a.	Aliran <i>incompressible</i> melewati bola .....	19
Gambar 2.6.b.	Separasi aliran melewati benda <i>streamline</i> . ..	19
Gambar 2.7.	Pengukuran tekanan statis.....	19
Gambar 2.8.	Pengukuran tekanan stagnasi.....	21
Gambar 2.9.	Pengukuran tekanan stagnasi dan tekanan statis .....	21
Gambar 2.10.	Pola aliran udara .....	21
Gambar 2.11.	Pola aliran udara antara profil udara bebas dan permukaan .....	21
Gambar 2.12.	Pola aliran udara pada ujung sayap .....	23
Gambar 2.13.	Pola aliran udara pada gaya aerodinamika ..	29
Gambar 2.14.	Hambatan udara pada bentuk <i>airfoil</i> .....	30
Gambar 2.15.	Cara Kerja Motor BLDC.....	31
Gambar 3.1.	Diagram Alir Penelitian.....	34
Gambar 3.2.	Diagram Alir Penentuan Motor .....	37
Gambar 4.1.	<i>isometric</i> pesawat <i>UAV Militus</i> .....	41
Gambar 4.2.	<i>Global Mesh</i> skala 7.....	42
Gambar 4.3.	<i>hasil report</i> pada <i>Flow Simulation</i> .....	43
Gambar 4.4.	Hasil <i>lift force report</i> pada <i>Flow Simulation</i> ..	44
Gambar 4.5.	Kontur tekanan statis tampak depan .....	45
Gambar 4.6.	Kontur tekanan statis tampak samping.....	46
Gambar 4.7.	Kontur tekanan statis tampak isometri .....	46
Gambar 4.8.	<i>Velocity vector</i> tampak atas.....	47
Gambar 4.9.	<i>Velocity vector</i> tampak samping.....	47
Gambar 4.10.	Massa Design <i>UAV Militus</i> .....	48

Gambar 4.11.	<i>Free body diagram</i> .....	48
Gambar 4.12.	COG UAV Militus.....	48
Gambar 4.13.	Grafik koefisien <i>thrust</i> .....	50
Gambar 4.14.	Grafik koefisien daya .....	52
Gambar 4.15.	Input Data pada <i>Static Thrust Calculator</i> ....	53
Gambar 4.16.	Hasil Input Data pada Aplikasi <i>Static Thrust Calculator</i> .....	53
Gambar 4.17.	Motor BLDC .....	54
Gambar 4.18.	<i>Flight Control</i> .....	56
Gambar 4.19.	GPS/Compass.....	57
Gambar 4.20.	OSD .....	58
Gambar 4.21.	Baterai Li-Po.....	59
Gambar 4.22.	<i>Power Module Distribution</i> .....	59
Gambar 4.23.	<i>Electric Speed Control</i> .....	60
Gambar 4.24.	Receiver S-Bus .....	61
Gambar 4.25.	Kamera dengan Transmitter Video.....	62
Gambar 4.26.	Wiring Sistem Mekatronika Pesawat.....	63
Gambar 4.27.	Instalasi Sistem Mekatronika Pesawat .....	64
Gambar 4.28.	Tata Letak Sistem Mekatronika Pesawat....	65

# BAB I

## PENDAHULUAN

### 1.1 Latar Belakang

Perkembangan zaman dan teknologi menuntut manusia untuk selalu dinamis. Pesawat udara tanpa awak dalam Bahasa Inggris *Unmanned Aerial Vehicle* atau UAV. Adalah sebuah mesin terbang yang berfungsi dengan kendali jarak jauh oleh pilot atau mampu mengendalikan dirinya sendiri. Menggunakan hukum aerodinamika untuk mengangkat dirinya, bisa digunakan kembali dan mampu membawa muatan lainnya. Penggunaan terbesar dari pesawat tanpa awak ini adalah dibidang militer.

Pesawat tanpa awak memiliki bentuk, ukuran, konfigurasi, dan karakter yang bervariasi. Perkembangan kontrol otomatis membuat pesawat tanpa awak menjadi kompleks dan rumit. Pada bodi sendiri pesawat tanpa awak lebih ringan dan memiliki gaya aerodinamika yang lebih baik dari pada pesawat ber-pilot.

Ini yang menjadikan tugas akhir kami, dengan menganalisa aliran fluida yang melintasi bodi pesawat UAV Militus dengan tampilan 3D dan diintegrasikan dalam penentuan motor BLDC dari hasil analisa tersebut. Fokus utama tertuju pada penentuan spesifikasi motor BLDC berdasarkan massa total design yang mana adalah sebagai *thrust static* yang harus diatasi motor BLDC pertama kalinya sehingga pesawat dapat terdorong oleh gaya *thrust* yang dihasilkan motor tersebut. Lalu dengan bentuk desain *leading edge* yang menentukan konfigurasi maupun pola aliran di belakangnya. Diharapkan juga bisa mendapatkan analisa terhadap gaya *drag* dan *lift*. Lalu diintegrasikan dengan sistem mekatronika agar pesawat dapat terbang secara *auto-pilot*.

### 1.2 Perumusan Masalah

Dalam analisa aliran fluida dan analisa spesifikasi motor BLDC UAV Militus, muncul permasalahan yaitu:

1. Bagaimana gaya *thrust* yang diperlukan untuk mendorong pesawat.
2. Bagaimana sistem mekatronika UAV Militus sehingga dapat terbang secara *auto-pilot*.

### 1.3 Tujuan

Tujuan yang ingin dicapai pada tugas akhir ini adalah sebagai berikut:

1. Untuk mengetahui spesifikasi motor BLDC sudah sesuai dengan kebutuhan pesawat.
2. Untuk menentukan sistem mekatronika yang diperlukan pesawat.

### 1.4 Batasan Masalah

Untuk memperkecil ruang lingkup dan untuk memudahkan dalam analisis masalah dibutuhkan adanya pembatasan masalah. Batasan masalah yang dipergunakan dalam penulisan tugas akhir ini antara lain:

1. Pemodelan dilakukan tanpa adanya eksperimen.
2. Kondisi *steady state* serta aliran *incompressible*
3. Menggunakan *software* analisa aliran fluida dan *static thrust calculate*.
4. Pengujian pada kondisi udara standart dengan menggunakan  $Re_L = 2.796837 \times 10^6$
5. Analisa 3D menggunakan model turbulen *k-ε realizable*, *boundary condition* untuk *inlet* adalah *velocity inlet* dengan kecepatan aliran udara masuk sebesar 50 m/s dan untuk *outlet* adalah *outflow* dan bodi pesawat *wall*.
6. Simulasi numerik dilakukan dengan adanya ruang elektronik, ruang kamera, *firewall*, motor BLDC, motor servo, pipa karbon.
7. Pembahasan hanya pada *drag coefficient* ( $C_D$ ), dan *lift coefficient* ( $C_L$ ).
8. Tidak membahas perhitungan elemen mesin
9. Tidak membahas validasi perhitungan *software* dengan perhitungan elemen mesin

### 1.5 Manfaat Penulisan

Manfaat yang dapat diambil dari penulisan tugas akhir ini adalah sebagai berikut:

1. Mengetahui fenomena aliran secara fisis dari analisa aliran 3D disekitar bodi pesawat UAV Militus melalui visualisasi aliran dengan perangkat lunak *SolidWorks 2016*
2. Untuk mengetahui faktor-faktor dalam menentukan motor BLDC pesawat UAV Militus berdasarkan analisa *static thrust calculate* dan perhitungan teoritis.
3. Untuk mengetahui *wiring system* mekatronika UAV Militus menggunakan *software proteus*.
4. Mampu memberikan sumbangsih nyata pada optimalisasi bodi kendaraan yang nantinya bisa digunakan sebagai rujukan pengembangan bodi pesawat UAV Militus.

## 1.6 Sistematika Penulisan

### BAB I PENDAHULUAN

Bab ini berisi tentang latar belakang penulisan, perumusan masalah yang dipilih, tujuan penulisan, manfaat penulisan, batasan permasalahan dan sistematika penulisan.

### BAB II DASAR TEORI

Bab ini berisi tentang persamaan - persamaan yang mendasari perumusan masalah, teori *external flow*, gaya hambat, gaya angkat, pengaruh bentuk bodi, daya motor.

### BAB III METODE PENELITIAN

Bab ini menjelaskan langkah-langkah pemodelan melalui diagram alir,serta menguraikan metode yang dilakukan untuk penentuan motor, mulai dari pembuatan geometri model uji, diskretisasi daerah analisa (*meshing*), pemodelan *SolidWorks 2016*.

### BAB IV ANALISA DAN PEMBAHASAN

Bab ini menguraikan data yang diperoleh saat simulasi dilakukan yaitu berupa hasil *contour*, tekanan, *drag coefficient* ( $C_D$ ), *lift coefficient* ( $C_L$ ) yang dihasilkan serta pembahasan data yang diperoleh selama percobaan

dilakukan sehingga dapat diintegrasikan dalam penentuan motor BLDC dan wiring sistem dari pesawat.

## BAB V PENUTUP

Bab ini memaparkan kesimpulan yang diperoleh selama pembuatan tugas akhir ini yang merupakan ringkasan jawaban dari permasalahan yang dipilih. Dan berisikan saran-saran dari penulis.



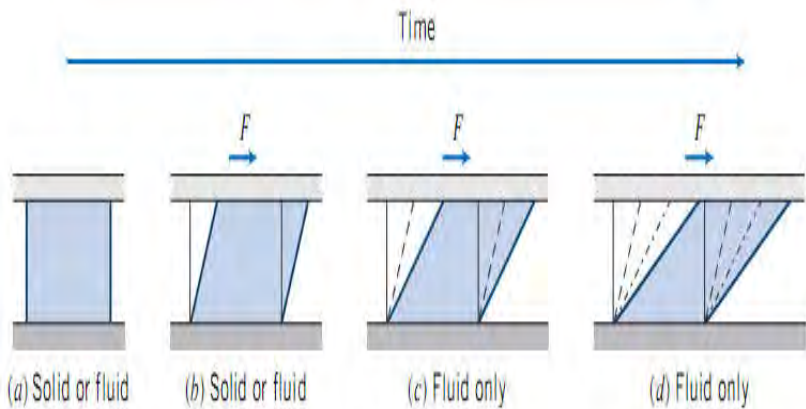
## BAB II DASAR TEORI

### 2.1 Fluida

Mekanika Fluida adalah cabang ilmu yang mempelajari mengenai zat fluida bergerak atau diam serta gaya akibat yang ditimbulkan oleh fluida tersebut pada batasnya. Sedangkan fluida sendiri merupakan zat yang akan mengalami deformasi secara terus menerus jika diberikan tegangan geser (*tangensial*) tidak peduli seberapa kecil tegangan geser tersebut. Batas tersebut dapat berupa permukaan padat atau fluida lainnya.

Pembahasan tentang fluida yang bergerak yaitu dengan mengembangkan persamaan-persamaan dasar untuk pengetrapan teori analisis berdasarkan volume atur. Analisis didasarkan pada volume atur, karena: Pertama, fluida sebagai media dapat mengalami distorsi dan deformasi secara terus menerus dan oleh karenanya sangat sulit sekali untuk mengidentifikasi suatu massa yang sama di setiap saat. Kedua, lebih sering berurusan dengan pengaruh dari gerakan fluida secara menyeluruh terhadap suatu peralatan maupun terhadap bangunan konstruksi tertentu. Ketiga, lebih sering berurusan dengan pengaruh dari gerakan fluida secara menyeluruh terhadap suatu peralatan maupun terhadap bangunan konstruksi tertentu.

Secara umum terdapat perbedaan antara fluida dengan benda solid, dimana benda solid tidak terjadi deformasi secara kontinyu selama gaya ( $F$ ) yang dikenakan lebih kecil dibanding batas elastisnya. Sedangkan fluida sendiri akan mengalami deformasi secara terus menerus jika di berikan tegangan geser (*tangensial*) seiring berjalannya waktu, seberapa kecil tegangan geser tersebut tidak akan berpengaruh. Kondisi di lapangan menyatakan bahwa jika fluida berada dalam keseimbangan, fluida tidak dapat menahan gaya tangensial atau gaya geser. Berikut merupakan visualisasi sifat fluida jika dibandingkan dengan benda solid.



Gambar 2.1 Perbedaan sifat benda solid dengan fluida karena gaya geser  
(Fox And McDonald's, 8<sup>th</sup> edition)

Fluida memiliki sifat mengikuti perubahan bentuk wadah serta kemampuannya untuk mengalir menuju suatu tempat. Sifat ini dikarenakan salah satu dari sifat ketidakmampuan fluida melawan tegangan geser (*shear stress*) yang terjadi khususnya dalam kondisi *static equilibrium*.

Berdasarkan pergerakan partikelnya, aliran fluida dibedakan menjadi aliran *laminar* dan *turbulen*. **Aliran laminar** merupakan aliran fluida yang bergerak dengan kondisi lapisan-lapisan (*lamina-lamina*) yang membentuk garis-garis alir dan tidak berpotongan satu sama lain. **Aliran turbulen** adalah aliran fluida yang partikel-partikelnya bergerak secara acak dan tidak stabil dengan kecepatan berfluktuasi yang saling interaksi. Akibat dari hal itu maka garis alir antar partikel fluidanya akan saling berpotongan. Untuk menentukan aliran fluida tersebut aliran *laminar* ataupun aliran *turbulen* dapat dilihat dari nilai bilangan *reynold* -nya, pada *externalflow* (aliran tersebut melewati suatu *contourbody* yang berada pada aliran fluida tanpa batas), pada aliran *laminar* bilangan

*reynold* –nya  $\leq 5 \times 10^5$ , dan pada aliran turbulen bilangan *reynold* –nya  $> 5 \times 10^5$ .

Kemudian aliran fluida diklasifikasikan berdasarkan perubahan terhadap waktu yaitu aliran tunak (*steady flow*) dan aliran tak tunak (*unsteady flow*). Aliran tunak (*steady flow*) terjadi jika kondisi fluida pada titik manapun tidak terjadi perubahan kecepatan terhadap waktu dengan jangka waktu yang tidak terbatas dan dapat dinotasikan dengan  $\frac{\partial v}{\partial t} = 0$ , apabila pada kondisi kecepatan aliran berubah terhadap waktu  $\frac{\partial v}{\partial t} \neq 0$ , maka aliran tersebut digolongkan menjadi aliran tak tunak (*unsteady flow*).

Udara adalah suatu zat yang memiliki densitas dan viskositas. Densitas tergantung pada tekanan (P) dan temperatur (T). Pada umumnya kendaraan di jalanmelaju dengan kecepatan dibawah sepertiga kecepatan suara. Pada batas kecepatan tersebut harga variasi tekanan dan temperatur dalam aliran dengan harga *freestream* sangat kecil, oleh karena itu perubahan pada densitas dapat diabaikan. Dengan demikian aliran fluida berupa udara yang mengalir di sekeliling kendaraan dapat dikategorikan sebagai aliran fluida *incompressible*.

Properti lain dari udara adalah viskositas. Properti ini dikarenakan oleh gesekan molekuler antar partikel-partikel fluida. Gesekan ini berhubungan dengan fluks momentum, karena adanya *gradient* kecepatan. Untuk fluida *incompressible*, properti ini bergantung pada temperatur. Viskositas yang dimiliki fluida ini dapat menyebabkan terjadinya *friction drag* sehingga timbul gradien kecepatan pada dinding.

## **2.2 Sifat-sifat Fluida (udara)**

Udara adalah fluida yang memiliki densitas dan viskositas. Densitas ( $\rho$ ) didefinisikan sebagai massa persatuan volume. Properti ini tergantung pada tekanan (P) dan temperatur (T).

Kendaraan di jalan pada umumnya berjalan dengan kecepatan dibawah sepertiga kecepatan suara. Pada batas kecepatan tersebut harga variasi tekanan dan temperatur dalam aliran dengan harga *freestream* sangat kecil, oleh karena itu perubahan pada densitas dapat diabaikan. Dengan demikian aliran udara yang mengalir di sekeliling kendaraan dapat dikategorikan sebagai aliran fluida *incompressible*. Untuk kondisi standar,  $P = 1 \text{ atm}$  dan  $T = 288 \text{ K}$ , harga densitas atau  $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$ .

Properti lainnya dari udara adalah viskositas. Properti ini disebabkan oleh gesekan molekuler antara partikel-partikel fluida. Gesekan ini berhubungan dengan fluks momentum karena *gradient* kecepatan. Untuk fluida *incompressible*, properti ini bergantung pada temperatur. Pada kondisi standar viskositas  $\mu = 1,983 \times 10^{-5} \text{ Ns/m}^2$  dan  $\nu = 1,4607 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ . Viskositas yang dimiliki fluida ini menyebabkan terjadinya *friction drag* sehingga timbul gradien kecepatan pada dinding.

**a) Densitas**

Densitas ( $\rho$ ) atau kerapatan suatu zat adalah ukuran untuk konsentrasi zat tersebut yang dinyatakan dalam massa persatuan volume pada atmosfer bumi. Properti ini bergantung pada tekanan (P) dan temperatur (T). Densitas dinyatakan dalam tiga bentuk, yaitu:

1) *Densitas Massa*

Densitas massa merupakan perbandingan jumlah massa dengan jumlah volume. Densitas massa dapat dirumuskan dalam bentuk persamaan:

$$\rho = \frac{m}{V} \dots \dots \dots (2.1)$$

Dimana:  $m$  = massa (kg)

$$\begin{aligned} V &= \text{volume (m}^3\text{)} \\ \rho &= \text{massa jenis (kg/m}^3\text{)} \end{aligned}$$

Harga standarnya pada tekanan  $P = 1,01325 \times 10^5$  N/m<sup>2</sup> dengan temperatur 288,15 K sehingga densitas udara 1,225 kg/m<sup>3</sup> dan untuk air adalah 1000 kg/m<sup>3</sup>.

2) *Berat Spesifik*

Didefinisikan sebagai gaya gravitasi terhadap massa yang terkandung dalam sebuah satuan volume zat.

$$\gamma = \rho \cdot g \dots\dots\dots (2.2)$$

Dimana:  $\gamma$  = berat spesifik (N/m<sup>3</sup>)

Untuk  $\gamma$ ,  $\gamma_{\text{udara}} = 12,07$  N/m<sup>3</sup>) dan  $\gamma_{\text{air}} = 9,81 \times 10^3$  N/m<sup>3</sup>).

3) *Densitas Relatif (Specific Gravity)*

Densitas relatif disebut juga *specific gravity* (SG) yaitu perbandingan antara berat spesifik suatu zat dengan berat spesifik air. Karena kerapatan semua zat cair bergantung pada temperatur serta tekanan, maka temperatur zat cair yang dipertanyakan, serta temperatur air dijadikan acuan, harus dinyatakan untuk mendapatkan harga-harga gravitasi yang tepat.

$$SG = \frac{\gamma_{\text{zat}}}{\gamma_{\text{air}}} \dots\dots\dots (2.3)$$

**b) Viskositas**

Viskositas merupakan pengukuran ketahanan fluida terhadap deformasi, sedangkan viskositas sendiri disebabkan oleh gesekan molekuler antara partikel-partikel fluida. Gesekan ini berhubungan

dengan fluks momentum karena *gradient* kecepatan. Untuk fluida *incompressible*, properti ini bergantung pada temperatur. Viskositas dinyatakan dalam dua bentuk yaitu:

1) *Viskositas Dinamis* ( $\mu$ )

Viskositas dinamis merupakan perbandingan tegangan geser dengan laju perubahannya, besarnya viskositas udara bervariasi dan dipengaruhi temperatur. Pada kondisi standar (temperatur kamar 26,5°C) besar viskositas dinamik adalah. . . .

$$\mu_{\text{air}} = 8,6 \times 10^{-4} \text{ Ns/m}^2 \text{ dan } \mu_{\text{udara}} = 1,7894 \times 10^{-5} \text{ Ns/m}^2$$

2) *Viskositas Kinematik* ( $\nu$ )

Merupakan perbandingan viskositas dinamik ( $\mu$ ) terhadap kerapatan ( $\rho$ ):

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \dots\dots\dots (2.4)$$

Viskositas kinematik muncul dalam banyak terapan, misalnya dalam bilangan *reynold* yang tanpa dimensi. Untuk  $\nu_{\text{air}}$  pada temperatur 26,5°C ialah  $8,6 \times 10^{-7} \text{ m}^2/\text{s}$  dan  $\nu_{\text{udara}} 1,4607 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$

c) **Bilangan Reynolds**

Kondisi aliran *laminar* atau *turbulen* dapat dinyatakan dengan bilangan *Reynolds* untuk aliran *incompressible*. Jenis lapis batas pada aliran udara yang mengalir suatu obyek juga sangat ditentukan oleh bilangan *Reynolds* (*Re*). Hal ini dapat dijelaskan bahwa dalam lapis batas, gaya geseran gaya inersia sangat penting. Sedangkan bilangan *Reynolds sendiri* menggambarkan perbandingan antara gaya inersia terhadap gaya geser yang

mengkuantifikasikan hubungan kedua gaya tersebut dengan suatu kondisi aliran tertentu.

$$Re = \frac{\text{Gaya inersia}}{\text{Gaya geser}} \dots \dots \dots (2.5)$$

dimana : Gaya Inersia =  $p \times A = \rho \cdot U_{\infty}^2 \cdot L^2$   
 Gaya Geser =  $\tau \times A = \left( \frac{\mu \cdot U_{\infty}}{L} \right) \cdot L^2$

Sehingga,

- Untuk aliran eksternal

$$Re = \frac{\rho \cdot U_{\infty}^2 \cdot L^2}{\left( \frac{\mu \cdot U_{\infty}}{L} \right) \cdot L^2} = \frac{\rho \cdot U_{\infty} \cdot L}{\mu} \dots \dots \dots (2.6)$$

- dimana :  $\rho$  : Densitas fluida  
 $U_{\infty}$  : Kecepatan aliran *free stream* fluida  
 $L$  : Panjang karakteristik yang diukur pada medan aliran, dalam kasus ini digunakan diameter hidrolis, yaitu  $D_h$   
 $\mu$  : Viskositas dinamis fluida

- Untuk aliran internal

Diameter hidrolis ( $D_h$ ) digunakan untuk perhitungansaluran yang tidak berbentuk bundar. Diameter hidrolis dapat didefinisikan sebagai

$$D_h = \frac{4 \cdot A}{P} \dots \dots \dots (2.7)$$

- Dimana :  $A$  = Luas penampang  
 $P$  = keliling penampaman

Sehingga,

$$Re_h = \frac{\rho \cdot U_{\infty} \cdot D_h}{\mu} \dots\dots\dots (2.8)$$

### 2.3 Teori Aliran Eksternal

Suatu aliran disebut sebagai aliran eksternal(*external flow*) bila aliran tersebut melewati suatu *contour body* yang berada pada aliran fluida tanpa adanya batas yang mengurung. *Eksternal flow* sendiri adalah aliran fluida yang tidak dibatasi oleh permukaan benda, namun seakan – akan permukaan bendalah yang dibatasi oleh aliran fluida tersebut.

#### 2.3.1 Terbentuknya *Boundary Layer*

Suatu aliran disebut sebagai aliran eksternal (*external flow*) bila aliran tersebut melewati suatu *contourbody* yang berada pada aliran fluida tanpa adanya batas yang mengurung. Sebagai contoh aliran eksternal adalah aliran fluida yang melewati sisi luar dari permukaan lengkung dan pelat datar (*semi-infinite flat plate*).

*Boundary layer* (lapis batas) merupakan lapisan tipis pada solid surface yang terbatas daerah sangat sempit dekat permukaan kontur dengan kecepatan fluida tidak uniform dikarenakan tegangan geser yang muncul akibat viskositas.

Dari penjelasan di atas, aliran melintasi suatu kontur diklasifikasikan menjadi dua daerah yaitu:

1. Daerah di dalam lapis batas (dekat permukaan kontur) dengan efek viskositas yang sangat berpengaruh (*viscous flow*).
2. Daerah di luar lapis batas dengan efek viskositas diabaikan (*nonviscous flow*).



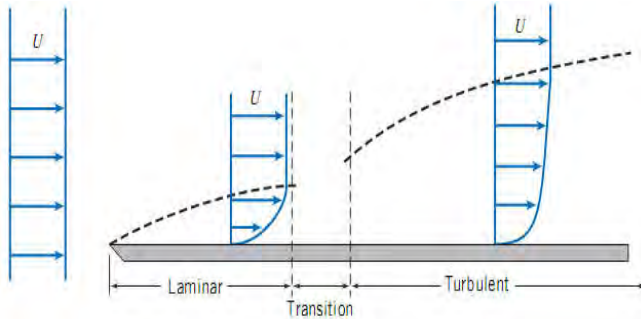
Saat aliran fluida nyata dari *free stream* menuju suatu *contour body*, fluida akan mengalami perubahan kecepatan dari keadaan *uniform* ( $U_\infty$ ) ke kondisi aliran yang mempunyai distribusi kecepatan (*velocity distribution*). Hal ini terjadi karena pengaruh dari viskositas fluida dan *contourbody* yang dilewatinya. Distribusi kecepatan diawali dari suatu titik di permukaan padat, dimana harga kecepataannya nol (*zero velocity*). Kemudian menjadi semakin besar ketika menjauhi permukaan kontur bodi. Pengaruh tegangan geser akan hilang pada posisi tertentu sehingga kecepatan fluida mencapai harga kecepatan fluida *non viscous* ( $u = 0,99 U_\infty$ ). Posisi tersebut merupakan batas daerah *viscous* dengan bagian *non viscous*. Jarak yang terukur dari permukaan padat arah normal hingga pada posisi tersebut disebut dengan tebal lapis batas (*boundary layer thickness*,  $\delta$ ). Dimana tebal lapis batas akan meningkat seiring dengan bertambah jarak lintasan yang dilalui oleh fluida.

Secara umum terjadinya *Boundary Layer* disebabkan oleh *fluida* yang menabrak suatu kontur permukaan padat, karena melewati kontur itulah terjadi perbedaan  $C_p$  di setiap titik yang menimbulkan  $C_D$  dan  $C_L$ .

Struktur *boundary layer flow* dapat digambarkan dengan mengamati gerakan partikel fluida. Saat mengalir diluar *boundary layer*, partikel mempertahankan bentuk asalnya sambil bergerak translasi namun tidak berotasi dan efek *viscosity* dapat diabaikan. Kondisi dengan *zero vorticity* ini dinamakan *irrotational*.

Gangguan mulai terjadi saat partikel memasuki *boundary layer* karena adanya *velocity gradient* dan efek *viscosity*. Akibatnya, selama bergerak translasi, partikel fluida juga bergerak rotasi. Dengan demikian *vorticity*-nya tidak sama

dengan nol (*non zero vorticity*). Kondisi ini dinamakan *rotational*.



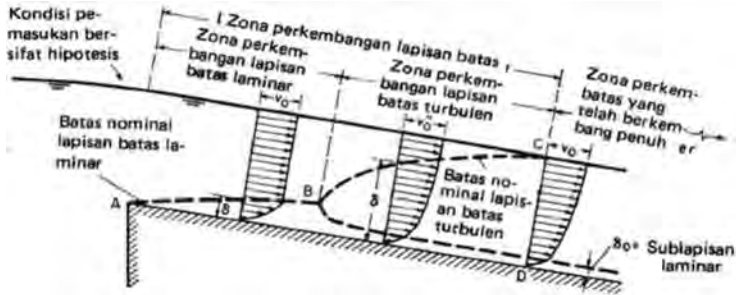
Gambar 2.2 *Boundary layer* pada pelat datar  
(Fox dan Mc. Donald, 8<sup>th</sup> edition)

Gambar 2.2 di atas menunjukkan suatu pengembangan *boundary layer* sepanjang permukaan pelat. Pada daerah ini terjadi dua bentuk aliran. Awalnya aliran adalah *laminar* sepanjang jarak tertentu dari *leading edge*, kemudian terjadi suatu transisi aliran yang akhirnya akan berubah menjadi *turbulen*. Untuk aliran *incompressible* melewati *smooth flate plate*(*zero pressure gradient*), perubahan dari *laminar* ke *turbulen* dapat dipengaruhi oleh *Reynolds number*,

$$Re_x = \frac{\rho U_\infty x}{\mu} \dots \dots \dots (2.9)$$

(Barnard R.H, 1996)

Studi kasus terbentuknya *boundary layer* akan dijelaskan pada gambar berikut :



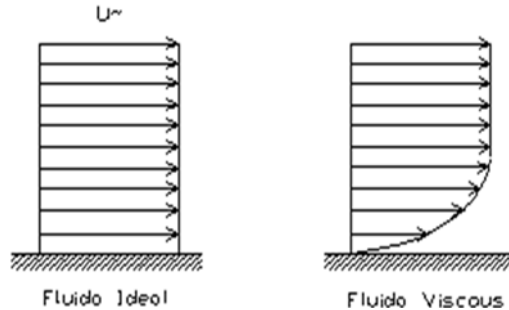
Gambar 2.3 Teori terbentuknya *boundary layer*

Pada gambar 2.3 aliran diawali dengan aliran *laminar* yang menghasilkan lapisan batas *laminar* berupa kurva AB dengan distribusi bersifat parabolis. Aliran yang dilanjutkan bersifat turbulen dengan titik perubahan pada titik B. Garis BC merupakan lapisan batas turbulen dengan distribusi bersifat logaritmis. *Sub lapisan laminar* terbentuk apabila permukaan saluran relatif halus dengan kecepatan rendah. Di dalam sub lapisan ini aliran bersifat *laminar* dan di atasnya merupakan zona peralihan dari sifat *laminar* ke *turbulen*. Lapisan batas *turbulen* CD dengan pola tertentu akan terbentuk apabila aliran seragam sepanjang saluran.

### 2.3.2 Aliran *Nonviscous* dan *Viscous*

Pada dasarnya aliran terbagi atas dua jenis yaitu aliran *viscous* dan aliran *non viscous*. Aliran *non viscous* bukan berarti bahwa aliran tidak mempunyai viskositas atau  $\mu = 0$ , tetapi dikarenakan setiap fluida pasti mempunyai viskositas tertentu. Aliran *non viscous* adalah aliran yang mempunyai gradien kecepatan mendekati nol atau tegangan gesernya mendekati nol. Sedangkan untuk aliran *viscous*, efek dari viskositasnya akan mengikutkan tegangan geser antara partikel fluida dengan permukaan padat yang dilaluinya.

Pada aliran fluida ideal, semua partikel akan bergerak pada kecepatan yang sama, tetapi pada aliran *viscous* yang mengikutkan tegangan geser akan menjadikan profil kecepatan fluidanya akan menjadi tidak seragam seperti gambar 2.3 dibawah ini.



Gambar 2.4 Perbedaan antara fluida ideal dan *viscous*  
(Fox dan Mc. Donald, 8<sup>th</sup> edition)

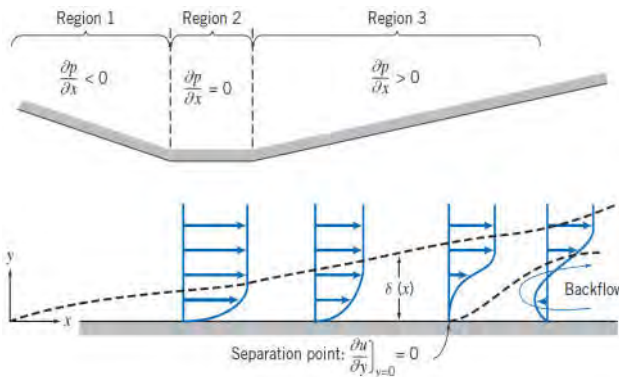
Untuk aliran *viscous*, kecepatan fluida tepat berada diatas permukaan padat sama dengan nol. Semakin jauh dari permukaan padat, maka secara bertahap tegangan geser yang terjadi semakin berkurang. Sehingga berangsur-angsur juga kecepatan aliran akan menjadi semakin besar. Dan pada titik tertentu pengaruh tegangan geser terhadap aliran akan hilang, sehingga kecepatan aliran akan mencapai harga yang sama dengan aliran bebasnya.

### 2.3.3 Separasi Aliran Pada Boundary Layer

Dalam *boundary layer* akan ditemukan suatu fenomena yang disebut dengan separasi. Separasi ini mengakibatkan aliran yang terbalik arahnya dari aliran utama. Separasi merupakan peristiwa dimana aliran fluida terpisah dari permukaan benda.

Proses separasi diawali dengan adanya aliran fluida yang terus menerus mengalami perubahan karena adanya gaya gesek.

Akibat adanya gaya gesek tersebut, momentum aliran akan berkurang sampai suatu saat momentum alirannya sudah tidak bisa mengatasi hambatan sehingga aliran fluida akan terpisah dari permukaan benda, Pada titik dimana separasi terjadi, *gradient* tekanan pada permukaan bodi adalah nol dan aliran fluida di belakang titik separasi arahnya berlawanan dengan aliran utama.



Gambar 2.5 *Boundary layer flow* dengan *pressure gradient*.

(Fox dan Mc. Donald, 8<sup>th</sup> edition)

Separasi sangat dipengaruhi oleh *gradient* tekanan sepanjang aliran, khususnya oleh *adverse pressure gradient*, yaitu tekanan yang semakin meningkat sejajar dengan arah aliran sepanjang permukaan benda kerja  $\frac{dP}{dx} > 0$ . Pada daerah *adverse pressure gradient*, aliran fluida akan mengalami hambatan selain karena adanya gaya gesek juga karena adanya kenaikan tekanan pada arah aliran fluida. Pada saat momentum fluida sudah tidak dapat melawan hambatan ini, aliran fluida

tidak akan bisa bergerak lebih jauh sepanjang permukaan benda hingga aliran akan mengalami separasi.

### **a) Separasi Aliran Dua-Dimensi (2D)**

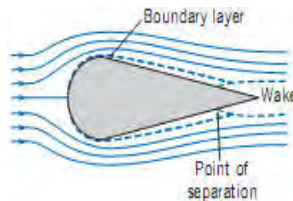
Separasi aliran fluida dua dimensi membawa kerugian pada aliran *laminar* atau aliran yang dalam kondisi paralel. Aliran *laminar* dua dimensi tersebut akan dirusak oleh efek friksi dan adanya *adverse pressure gradient* pada permukaan dari solid. Separasi ini dimulai pada titik dimana perubahan kecepatan ke arah  $y$  sama dengan nol. Hal ini dapat dilihat dalam gambar 2.4.

*Vorticity* yang terjadi pada titik ini sangat besar sehingga momentum yang ada mulai dirusak *vorticity* tersebut dan terjadilah *vortex*. *Vortex* merupakan daerah di belakang daerah separasi. Ada dua daerah yang ada pada daerah separasi ini yaitu daerah *laminar* yang terseparasi dan daerah resirkulasi. Daerah separasi tersebut semakin ke belakang semakin besar sampai pada suatu titik dimana alirannya sudah kembali ke kondisi paralel (alirannya sudah paralel), dan hal ini dikenal dengan *reattachment*. Pada titik ini momentum yang terdapat di dalam aliran fluida ini sudah dapat mengatasi *adverse pressure gradient* yang terjadi sebelumnya atau dengan kata lain momentumnya sudah mendapatkan tambahan kembali dari kondisi *freestream*-nya. Namun aliran ini sudah berubah menjadi aliran yang *turbulen* karena penambahan momentum yang ada tersebut melebihi dari kondisi *laminar*-nya. Pada titik ini momentum yang terdapat di dalam aliran fluida ini sudah dapat mengatasi *adverse pressure gradient* yang terjadi sebelumnya atau dengan kata lain momentumnya sudah mendapatkan tambahan kembali dari kondisi *freestream*-nya. Namun aliran ini sudah berubah menjadi aliran yang *turbulen* karena penambahan momentum yang ada tersebut melebihi dari

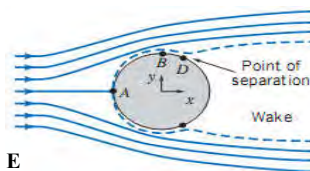
kondisi *laminar*-nya Aliran yang *turbulen* ini baik sekali untuk mengatasi *adverse pressure gradient*.

Kecepatan yang mengelilingi silinder meningkat sampai suatu titik maksimum D dan kemudian berkurang saat bergerak lebih jauh kebelakang dari titik D. Titik D disebut titik separasi (*separation point*), dimana partikel fluida mendorong objek dan menyebabkan terjadinya *wake*.

Pada suatu aliran *inviscid* peningkatan distribusi kecepatan dihubungkan oleh pengurangan distribusi tekanan pada aliran yang melintasi profil silinder tersebut. Sehingga pada suatu aliran *incompressible inviscid flow* yang melintasi silinder, distribusi tekanan disepanjang permukaan dari silinder berkurang saat berjalan dari A-D dan akan meningkat lagi saat bergerak dari D-E. Pada aliran *viscous steady incompressible* bentuk aliran akan tampak seperti gambar berikut ini :



(a.)



E

(b.)

Gambar 2.6 (a.) Aliran *incompressible* melewati bola (*sphere*)

(b.) Separasi aliran melewati benda *streamline* (Fox dan Mc. Donald, 8<sup>th</sup> edition)

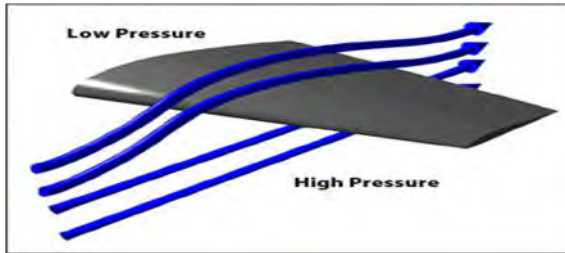
Pada gambar 2.6b bagaimana bentuk streamline bekerja. Gaya drag pada kebanyakan aerodinamik karena tekanan rendah pada *wake*: jika *wake* dapat dikurangi atau dihapus, drag akan dapat banyak dikurangi. Jika kita membuat bola menyerupai bentuk air mata pada gambar 2.6b streamline terbuka, dan tekanan akan meningkat dengan pelan, seperti memperpanjang aliran sehingga partikel aliran tidak didorong untuk memisahkan dari objek sampai mencapai akhir dari objek. *Wake* yang terjadi lebih kecil, sehingga mengurangi tekanan drag. Hanya satu aspek negatif dari *streamline* ini adalah luas permukaan total dengan gesekan terjadi lebih besar, sehingga drag karena gesekan akan sedikit berkurang.

Namun pada aliran setelah titik B tekanan akan meningkat dalam arah aliran sehingga pada beberapa titik momentum aliran dari fluida didalam *boundary layer* tidak cukup untuk membawa elemen jauh kedalam daerah peningkatan tekanan sehingga aliran fluida yang berdekatan pada permukaan akan mengalami pemecahan ke arah balik dan aliran akan terseparasi dari permukaan. Hasil dari separasi *boundary layer* pada daerah *relative* tekanan rendah dibelakang body yang mana momentum alirannya tidak mencukupi disebut *wake*.

## 2.4 Prinsip Dasar Aliran Angin pada Sayap

Secara umum fenomena aliran pada pesawat dapat dikategorikan dalam 2 aliran yaitu aliran *external* dan aliran *internal*. Aliran *external* adalah aliran udara yang terletak di sekitar *fuselage* dan aliran udara yang masuk ke dalam bagian mesin. Aliran *internal* adalah aliran yang terletak dalam bagian permesinan misalnya proses aliran fluida di dalam mesin





Gambar 2.10 Pola aliran udara  
(Nugroho, F. 2009)

Pola aliran di sekitar bodi pesawat dapat dilihat pada gambar 2.10. Pada gambar ini menggambarkan terjadinya gaya dan momen aerodinamis pada sayap yang nantinya juga akan berpengaruh terhadap gaya hambat (*drag*) dari pesawat.

## 2.5 Gaya Aerodinamika

Merupakan gaya-gaya yang diterima oleh satu bodi akibat fluida yang mengalir. Dengan adanya fluida yang mengalir maka mendapat gaya tekan dan geser. Akibatnya gaya-gaya tersebut membentuk resultan gaya yang disebut gaya aerodinamika. Untuk resultan yang searah dengan aliran disebut gaya drag, sedangkan gaya yang tegak lurus aliran adalah gaya lift, divisualisasikan pada gambar 2.11 berikut ini.



Gambar 2.11 Pola aliran udara pada gaya aerodinamika  
(Nugroho, F. 2009)

### 2.5.1 Gaya *Drag* (Gaya Hambat)

Gaya hambat (*drag*) adalah gaya yang bekerja dalam arah horizontal (pararel terhadap aliran) dan berlawanan arah dengan arah gerak maju kendaraan. Besarnya gaya hambat (*drag*) untuk setiap bentuk kendaraan berbeda satu dengan yang lainnya, dan ini tergantung pada faktor koefisien *drag* atau  $C_D$ . selain itu juga dipengaruhi oleh luasan frontal dari kendaraan, dan tekanan dinamik.

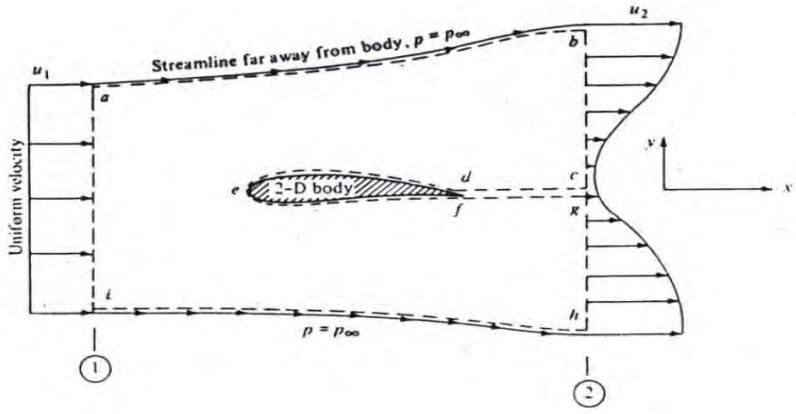
Adapun perumusan gaya hambat (*drag*) pada pesawat adalah sebagai berikut:

$$F_D = \frac{1}{2} C_d \cdot \rho \cdot V_a^2 \cdot A_f \dots\dots\dots (2.12)$$

- Dimana:     A=Luas frontal  
               $\rho$ =Densitas udara  
              V=Kecepatan pesawat relative terhadap udara

Hubungan antara koefisien *drag* ( $C_D$ ) dan luas frontal pesawat (A) disebut dengan faktor bentuk atau *shape factor*. Pertimbangan untuk sebuah bodi dua dimensi di dalam suatu aliran, seperti pada gambar 2.12. *control volume* digambarkan di sekeliling sayap yang ditunjukkan dengan garis putus-putus. Control volume dibatasi oleh.

1. *Upper* dan *lower streamline* yang letaknya jauh di atas dan di bawah sayap (ab dan hi secara berturut-turut)
2. Garis yang tegak lurus terhadap kecepatan aliran yang letaknya jauh di muka (di depan) dan di belakang bodi (ai dan bh secara berturut-turut)
3. Potongan yang mengelilingi dan membungkus permukaan sayap (cdfg).



Gambar 2.12 *Control volume* untuk memperoleh drag pada *airfoil* 2-Dimensi (Anderson John D. JR, 1988)

Keseluruhan *control volume* adalah garis yang terhubung antara titik *abcdefghia*. Lebar *control volume* pada *z-direction* (tegak lurus terhadap halaman ini) secara kesatuan. *Station 1* dan *2* adalah *inflow* dan *outflow station* secara berurutan.

Asumsikan kontur *abhi* cukup jauh dari bodi seperti halnya tekanan yang dimana pun besarnya sama dengan yang ada pada *abhi* dan jumlahkan terhadap tekanan *freestream*  $p = p_{\infty}$ . Asumsikan juga bahwa *velocity inflow*  $u_1$  adalah aliran *uniform* yang melewati titik *ai*. *Velocity outflow*  $u_2$  bukan aliran *uniform*, aliran ini melewati titik *bh*, karena adanya bodi membuat terbentuknya *wake* pada *outflow station*. Bagaimanapun asumsikan bahwa keduanya  $u_1$  dan  $u_2$  berada pada *x-direction* karena itu  $u_1 = \text{konstan}$  dan  $u_2 = f(y)$ .

Keseluruhan dari gaya-gaya permukaan pada *control volume*, berasal dari dua kontribusi yaitu:

1. Distribusi tekanan pada permukaan *abhi*.

$$- \iint_{abhi} p \cdot ds$$

2. Gaya permukaan pada *def* yang muncul karena keberadaan bodi.

Dari kedua pandangan di atas, maka total gaya permukaan yang bekerja pada keseluruhan *control volume* adalah,

$$surface\ force = - \iint_{abhi} p \cdot dS - R' \dots\dots\dots (2.13)$$

Persamaan tangan kanan adalah gaya yang bekerja pada aliran yang bergerak melalui *control volume*. Untuk *control volume* pada gambar 2.15, gaya ini secara sederhana ditunjukkan oleh persamaan (2.13). Oleh karena persamaan tangan kanan diterapkan terhadap persamaan (2.13), sehingga

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \rho \cdot V \cdot dV + \iint_S (\rho \cdot V \cdot dS) V = - \iint_{abhi} p \cdot dS - R' \dots (2.14)$$

Asumsikan kondisi *steady flow*, maka menjadi

$$R' = - \iint_S (\rho V \cdot dS) V - \iint_{abhi} p \cdot dS \dots\dots\dots (2.15)$$

Ingat bahwa kecepatan *inflow* dan *outflow*,  $u_1$  dan  $u_2$  berada pada *x-direction* dan komponen x dari  $R'$  adalah *drag* aerodinamik per unit span  $D'$ .

$$D' = - \iint_S (\rho V \cdot dS) u - \iint_{abhi} (p \cdot dS)_x \dots\dots\dots (2.16)$$

Untuk tekanan konstan,

$$\iint_{abhi} (\rho \cdot dS) u = 0 \dots\dots\dots (2.17)$$

Kemudian substitusikan persamaan (2.16) dan persamaan (2.17),

$$D' = - \oiint_S (\rho V \cdot dS) u \dots\dots\dots (2.18)$$

Diketahui bahwa *ai* dan *bh* berorientasi pada *y-direction*. *Control volume* juga mempunyai kedalaman pada *z-direction*. Sehingga  $dS = dy$  (1). Persamaan integral pada (2-11) menjadi,

$$\oiint_S (\rho V \cdot dS) u = - \int_i^a \rho_1 u_1^2 dy + \int_h^b \rho_2 u_2^2 dy \dots\dots\dots (2.19)$$

Sebelum melangkah lebih jauh lagi, pertimbangkan kembali bentuk persamaan kontinuitas untuk aliran *steady*. Kemudian diterapkan pada *control volume* pada gambar 2.19, sehingga persamaan kontinuitas tersebut menjadi,

$$\begin{aligned} - \int_i^a \rho_1 u_1 dy + \int_h^b \rho_2 u_2 dy &= 0 \\ \int_i^a \rho_1 u_1 dy &= \int_h^b \rho_2 u_2 dy \dots\dots\dots (2.20) \end{aligned}$$

Persamaan (2.20) dikalikan dengan  $u_1$ ,

$$\int_i^a \rho_1 u_1^2 dy = \int_h^b \rho_2 u_2 u_1 dy \dots\dots\dots (2.21)$$

Substitusi persamaan (2.21) dengan persamaan (2.19),

$$\oiint_S (\rho V \cdot dS) u = - \int_h^b \rho_2 u_2 u_1 dy + \int_h^b \rho_2 u_2^2 dy$$

$$\text{Atau} \quad \oiint_S (\rho V \cdot dS) u = - \int_h^b \rho_2 u_2 (u_1 - u_2) dy \quad \dots (2.22)$$

Substitusi persamaan (2.22) dengan persamaan (2.19),

$$D' = \int_h^b \rho_2 u_2 (u_1 - u_2) dy \dots \dots \dots (2.23)$$

Untuk aliran *incompressible*, diketahui bahwa  $\rho =$  konstan. Maka untuk kasus ini persamaan (2.23) menjadi,

$$D' = \rho \int_h^b u_2 (u_1 - u_2) dy \dots \dots \dots (2.24)$$

(Barnard R.H. 1996)

Gaya aerodinamika *drag* selain bergantung pada koefisien *drag* dan hubungannya seperti rumusnya di atas, itu masih juga dipengaruhi oleh faktor-faktor seperti sifat turbulensi aliran dan bilangan *reynold*. Ketergantungan pada bilangan *reynold* ini mempunyai arti bahwa koefisien *drag* bervariasi sesuai dengan kecepatan. Tetapi pengaruh ini menjadi tidak signifikan apabila kecepatan pesawat telah melewati kecepatan normal *cruising*. Hanya dalam pengujian model kendaraan yang dilakukan di terowongan angin atau *wind tunnel*, faktor bilangan *reynold* menjadi sangat penting.

Gaya hambat atau *drag force* yang terjadi pada kendaraan menurut **Barnard (1996)** sumbernya berasal dari *surface friction drag*, *pressure* atau *form drag*, *trailing vortex drag*,

*extrencencedrag*, *drag* karena roda, dan *drag* karena sistem pendingin. Namun pada analisa gaya *drag* sudut pandang 2 dimensi *drag* karena roda, dan *drag* karena sistem pendingin diabaikan. Hal ini diakibatkan bentuk model uji yang minim dan tidak adanya peralatan tersebut.

**a) *Surface friction drag***

Pengaruh *surface friction drag* terhadap koefisien *drag* relatif kecil. Menurut **Barnard(1996)** yang mengutip dari hasil penelitian **Carr (1983)** bahwa besarnya sekitar 0,04 dari harga  $C_D$  keseluruhan untuk profil yang halus, dan sekitar 0,11 untuk profil yang kasar.

**b) *Pressure atau form drag***

Aerodinamik *drag* pada pesawat sebagian besar disebabkan oleh perbedaan tekanan yang terjadi antara permukaan bagian belakang yang rata-rata lebih rendah dari permukaan bagian depan. Distribusi tekanan yang terjadi disekeliling pesawat dipengaruhi oleh interaksi beberapa faktor, yang terutama adalah lapisan batas atau *boundary layer*.

**c) *Trailing vortex drag***

Aliran yang mengalir pada suatu pesawat sebenarnya adalah tiga dimensi. Konsekuensinya terjadi tekanan yang rendah pada permukaan bagian atas dibandingkan dengan bagian bawah. Akibatnya timbul gaya angkat atau *lift force*. Selain itu udara cenderung mengalir dari sisi bawah yang bertekanan tinggi ke bagian atas yang bertekanan rendah, sehingga timbul *vortices* pada daerah *wake*. *Vortices* ini disebut dengan *trailing vortices*. Terbentuknya trailing

*vortices* menghabiskan momentum aliran yang cukup besar sehingga ini juga merupakan sumber dari *drag*.

Pada proses terjadinya pusaran atau *vortice* ini banyak energi yang terpakai, sehingga hal ini juga merupakan sumber *drag*.

#### **d) Extremeness drag**

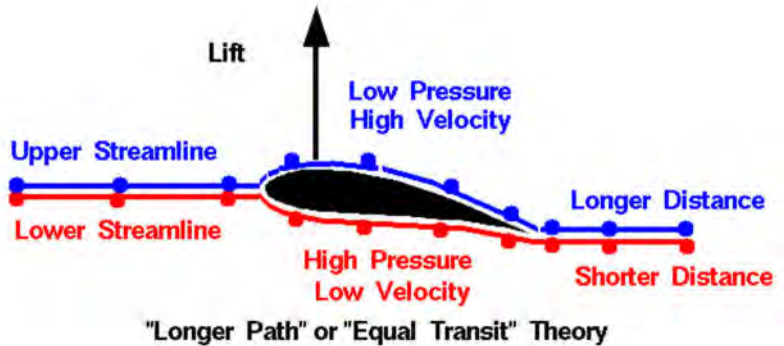
Banyaknya bagian yang menonjol yang terdapat pada permukaan *fuselage* sehingga membentuk celah, seperti kaca dan *landing gear* dapat menyebabkan terjadinya separasi lokal yang akhirnya juga menimbulkan aliran *vortice*. Akibatnya dapat menghasilkan *drag*. Selain itu *drag* dapat juga terjadi karena bagian yang menonjol tersebut dapat mempengaruhi transisi dari lapisan batas, sehingga timbulnya separasi pada aliran utama.

### **2.5.2 Gaya Lift (Gaya Angkat)**

Perbedaan bentuk antara permukaan atas dan bagian bawah pesawat menyebabkan aliran udara pada permukaan atas lebih cepat daripada aliran udara pada permukaan bawah, sehingga tekanan pada permukaan atas pesawat lebih rendah daripada tekanan permukaan bawah.

Faktor lain adalah bentuk *airfoil* dan komponen lain yang memperlambat aliran di bawah sehingga memperbesar tekanan aliran permukaan sayap bawah. Karena itu tekanan yang bekerja pada bagian bawah pesawat secara umum lebih besar dari tekanan yang bekerja pada bagian atas pesawat sehingga menimbulkan terbentuknya gaya angkat karena adanya desakan aliran udara dari permukaan bawah ke permukaan atas pesawat.





Gambar 2.13 Distribusi tekanan penyebab gaya angkat (*lift force*)

Gaya ini bekerja dalam arah vertikal dan biasanya arah ke atas ditandai sebagai arah positif dan ke bawah sebagai arah negatif seperti pada penjelasan pada gambar 2.13. Gaya *lift* secara total dapat dirumuskan sebagai berikut:

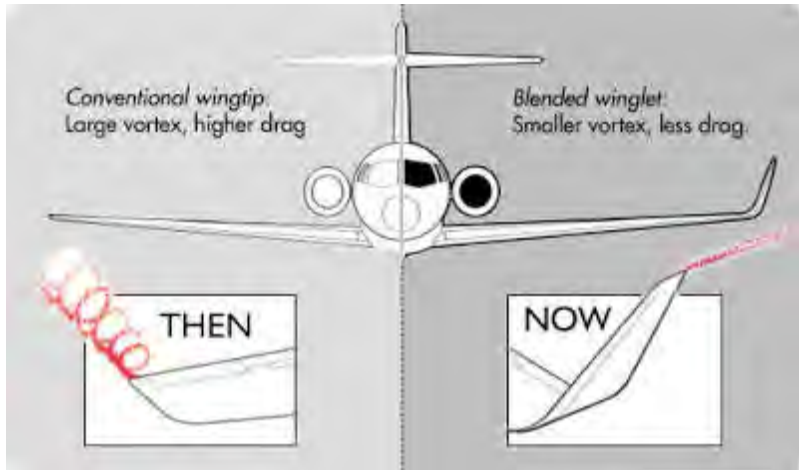
$$F_L = \frac{1}{2} C_L \cdot \rho \cdot V_a^2 \cdot A_f \dots \dots \dots (2.25)$$

Dimana:  $C_L$  = koefisien gaya angkat.

## 2.6 Pengaruh Bentuk Bodi Pesawat (*fuselage*)

Banyak problema di dalam bidang aerodinamika yang tidak bisa diselesaikan hanya dengan perhitungan analitis dan matematis saja tetapi harus menggunakan berbagai macam eksperimen untuk membantu memecahkan permasalahan dan menunjang teori dasar yang telah ada. Dari hasil eksperimen dapat diambil suatu kesimpulan yang nantinya berguna untuk memecahkan problema aerodinamika.

Pada dasarnya proses perancangan bentuk bodi pesawat dapat dibagi dalam 5 tahap yaitu *basic body*, *basic shape*, *basic model*, *styling model*, dan tahap akhir yaitu *production*.



Gambar 2.14 perbedaan bentuk *winglet* pada bodi pesawat

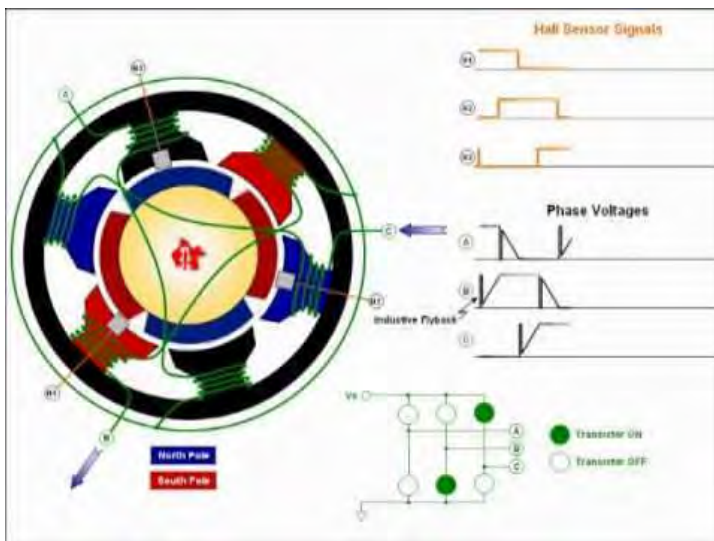
Pada gambar 2.14 analisa yang dilakukan oleh berbagai ahli aerodinamika terhadap bentuk bodi pesawat dilakukan dengan melakukan riset pengujian terhadap berbagai macam komponen bodi pesawat, berat pesawat, dan pengaruhnya terhadap beban angin.

### 2.7 Motor *Brushless* DC (BLDC)

Motor arus searah (DC) adalah sebuah motor yang membutuhkan tegangan searah untuk menjalankannya. Pada umumnya motor jenis ini menggunakan sikat dan mengoperasikannya sangat mudah tinggal dihubungkan dengan sumber DC sehingga motor langsung bekerja. Jenis motor ini memerlukan perawatan pada sikatnya serta banyak terjadi rugi tegangan pada sikat. Sehingga motor BLDC memiliki biaya perawatan yang lebih rendah dan kecepatan yang lebih tinggi akibat tidak menggunakan sikat.

Cara kerja pada motor BLDC yaitu magnet yang berada pada poros motor akan tertarik dan terdorong oleh gaya

elektromagnetik yang diatur oleh *driver* pada motor BLDC. Hal ini membedakan motor BLDC dengan motor DC yang menggunakan sikat mekanis yang berada pada komutator untuk mengatur waktu dan memberikan medan magnet pada lilitan. Motor BLDC ini juga berbeda dengan motor AC yang pada umumnya menggunakan siklus tenaga sendiri untuk mengatur waktu dan memberi daya pada lilitan. BLDC dapat memberikan rasio daya dan beban yang lebih tinggi secara signifikan dan memberikan efisiensi yang lebih baik dibandingkan motor tanpa sikat tradisional.



Gambar 2.15 Cara Kerja Motor BLDC

### 2.7.1 Perhitungan Motor Listrik

Motor listrik adalah suatu alat yang dapat mengubah Energi listrik menjadi tenaga gerak (Putar), dan hal ini tentunya dipengaruhi oleh 3 faktor, yaitu Daya listrik yang digunakan, Berapa kecepatarn putaran yang dihasilkan, dan berapa besar tenaganya (Torsi).

$$P = V \times I \times \cos \theta$$

Dimana: P = Daya motor (Watt)

I = Arus listrik (Ampere)

$$ns = \frac{120 \times F}{P}$$

Dimana: ns = Kecepatan putaran motor sinkron (rpm)

F = Frekuensi (Hz)

P = Jumlah kutub motor

$$HP = \frac{T \times n}{5250}$$

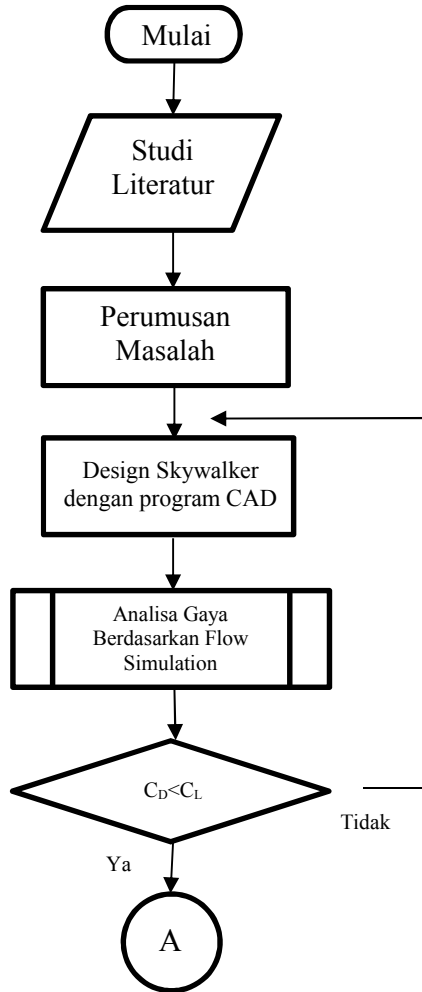
Dimana: HP = Daya kuda motor (1 HP = 746 Watt)

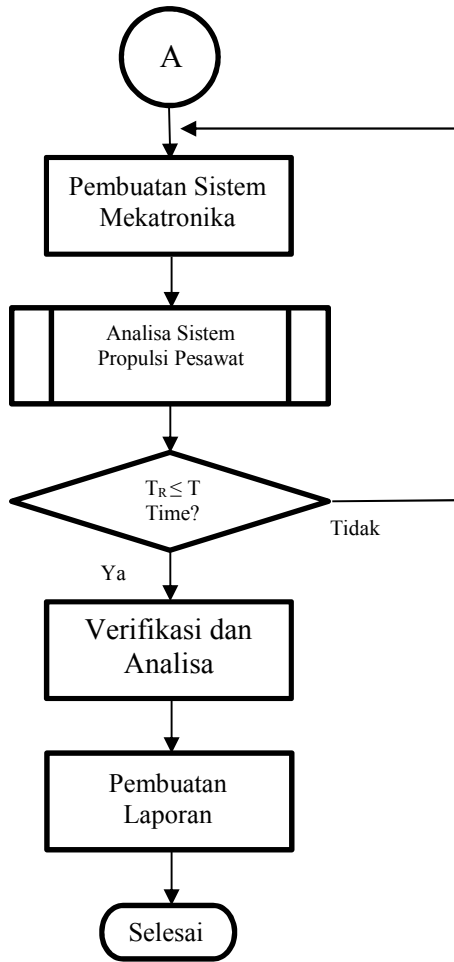
T = Torsi motor (lb.ft)

n = Kecepatan putar motor (rpm)

# BAB III METODOLOGI

## 3.1 Diagram Alir Penelitian





Gambar. 3.1. Diagram Alir Penelitian  
 Proses dalam menyelesaikan ini melalui beberapa tahapan sesuai dengan diagram alir, yaitu sebagai berikut:

**a. Studi Literatur**

Studi literatur ini meliputi kegiatan mencari dan mempelajari bahan pustaka yang berkaitan dengan struktur

dari pesawat tanpa awak, komponen pesawat tanpa awak serta dimensinya. Studi literature ini diperoleh dari berbagai sumber diantaranya adalah buku / *text book*, publikasi-publikasi ilmiah, tugas akhir dan penelitian yang berkaitan dan media internet. Selain itu dilakukan observasi lapangan di laboratorium Mekatronika D3 Teknik Mesin ITS. Observasi meliputi dimensi dan komponen pesawat UAV Militus.

**b. Perumusan Masalah**

Setelah dilakukan studi literature, banyak informasi yang didapat. Dengan adanya informasi yang telah didapat, timbul suatu permasalahan. Permasalahan tersebut yaitu bagaimana gaya-gaya yang bekerja pada model pesawat UAV Militus dengan mempertimbangkan bahan agar tidak terjadi perubahan dimensi yang diluar toleransi dan ringan berdasarkan *software solidworks*.

**c. Pembuatan Model dengan *Solidwork***

Setelah diketahui dimensi dari komponen-komponen yang kritis, kemudian pada tahap ini dilakukan pemodelan komponen yang kritis pada pesawat UAV Militus menggunakan *software CAD* tiga dimensi yaitu Solidwork.

**d. Analisa Beban Aliran pada *Software Flow Simulation***

Pada tahap ini dilakukan perhitungan pada desain yang telah dibuat ke dalam *software Solidworks Flow Simulation* dan digunakan sebagai acuan untuk menentukan sistem mekatronika pesawat UAV Militus.

**e. Pembuatan Sistem Mekatronika Pesawat**

Pada tahap ini spesifikasi sistem propulsi dan komponen elektronik ditentukan dari katalog yang sekiranya sesuai dengan design pesawat. Dari design

pesawat didapatkan massa 2,93 kg dijadikan acuan sebagai *thrust static* yang harus diatasi sistem propulsi pesawat.

**f. Analisa Sistem Propulsi dengan *Thrust Calculator***

Setelah ditentukan spesifikasi sistem propulsi pesawat dari katalog lalu dianalisa menggunakan *software thrust calculator*.

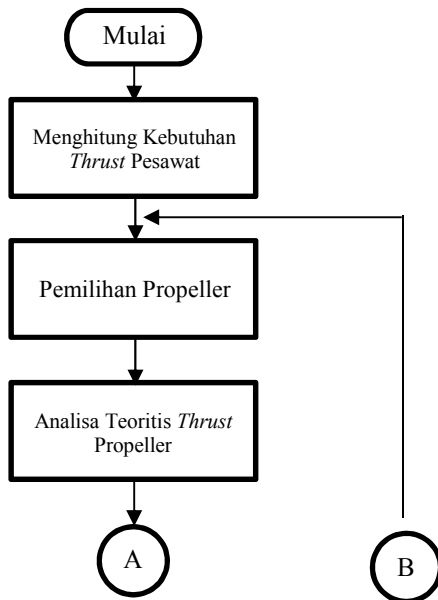
**g. Sistem Mekatronika dan Propulsi Aman**

Pada tahap ini sistem mekatronika dan sistem propulsi dinyatakan aman apabila baterai dapat bertahan dalam waktu tertentu dan sistem propulsi dapat mengatasi beban pesawat dari design.

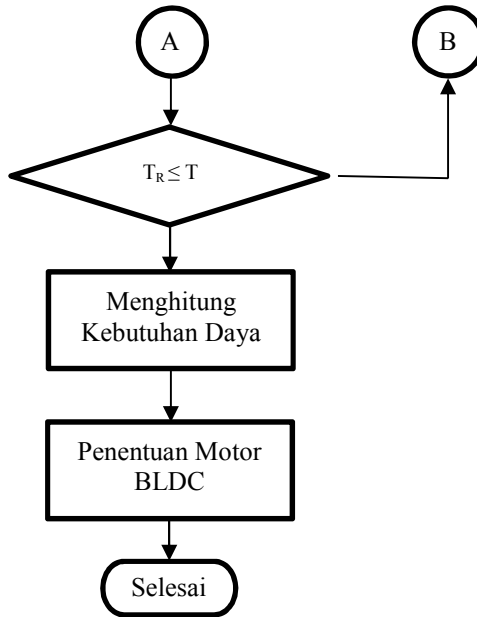
**h. Pembuatan Laporan**

Pada tahap ini hasil dari seluruh penelitian ini akan dianalisa dan nantinya mendapat kesimpulan.

**3.2 Diagram Alir Penentuan Motor**







Gambar 3.2. Diagram Alir Penentuan Motor

**a. Menghitung Kebutuhan *Thrust* Pesawat.**

Pada tahap ini dilakukan perhitungan kebutuhan *thrust* pesawat ( $T_R$ ). Metode dari perhitungan  $T_R$  dengan cara mengambil data  $C_L$  dan  $C_D$  dari simulasi. Data tersebut diintegrasikan dengan persamaan seperti berikut:

$$T \cos \alpha_T = D$$

$$L + T \sin \alpha_T = W$$

Dari persamaan tersebut jika diasumsikan  $\cos \alpha_T \approx 1$  dan  $\sin \alpha_T \approx 0$  sehingga persamaan tersebut menjadi seperti berikut:

$$T = D$$

$$L = W$$

Dengan persamaan tersebut dapat dihitung  $T_R$  pada ketinggian tertentu dan tanpa ada percepatan. Sehingga persamaan  $T_R$  didapatkan seperti berikut:

$$T_R = \frac{W}{C_L/C_D} = \frac{W}{L/D}$$

Sehingga *thrust* yang dihasilkan propeller harus sama atau lebih dari  $T_R$ .

**b. Pemilihan Propeller**

Pemilihan propeller diambil dari katalog yang ada. Pemilihan propeller berdasarkan ukuran diameter dan pitch dalam satuan inci. Selain berdasarkan diameter dan pitch jumlah bilah propeller pun juga diperhitungkan agar mendapatkan efisiensi yang baik.

**c. Analisa Teoritis Propeller**

Propeller secara teoritis dapat dihitung dengan menentukan *advance ratio* dan dibantu dengan grafik secara umum koefisien *thrust* ( $C_T$ ). Dengan *advance ratio* yang telah diketahui dapat diperhitungkan *thrust* yang dihasilkan propeller. Lalu *thrust* propeller dibandingkan dengan  $T_R$ .

**d. Menghitung Kebutuhan Daya**

Kebutuhan daya untuk memutar propeller secara teoritis dapat dihitung dengan *advance ratio* dan dibantu dengan grafik umum koefisien daya ( $C_P$ ). Dengan *advance ratio* yang telah diketahui dapat diperhitungkan daya yang dibutuhkan untuk memutar propeller. Lalu daya tersebut dijadikan acuan untuk menentukan motor BLDC.

**e. Penentuan Motor BLDC**

Penentuan motor BLDC dilakukan berdasarkan ketersediaannya dalam katalog dan perhitungan teoritis yang sudah dilakukan sebelumnya. Setelah didapatkan motor BLDC yang sesuai, secara teoritis dapat

diperhitungkan durasi terbang dari pesawat dengan asumsi *full throttle* dan ketersediaan energi pada baterai.

*Halaman ini sengaja dikosongkan*

## BAB IV ANALISA DAN PEMBAHASAN

Pada Tugas Akhir ini pengamatan dilakukan pada bagian bodi pesawat (*fuselage*). Bentuk bodi pesawat UAV Militus dilakukan analisa 3 dimensi dengan pengujian menggunakan *software* analisa aliran udara untuk mendapatkan *contour of pressure, velocity vector, pathlines of velocity*, koefisien *drag* ( $C_D$ ), koefisien *lift* ( $C_L$ ) yang terjadi pada pesawat. Sehingga dapat dilakukan analisa distribusi tekanan, analisa distribusi kecepatan, analisa gaya *drag* dan *lift*. Lalu dilanjutkan dengan perhitungan gaya dorong yang dibutuhkan UAV Militus sehingga dapat menentukan spesifikasi motor BLDC dan pembuatan wiring sistem mekatronika pesawat.

### 4.1 Membuat Desain Pesawat dengan *Software* CAD

Dalam proses pembuatan desain bodi pesawat mengenai permodelan fisik bodi, kontur, dan struktur mekanik. Pada pembuatan desain ini menggunakan *software* CAD yaitu *solidwork 2016*.

#### 4.1.1 Desain Pesawat UAV Militus

Dimensi pesawat UAV Militus yaitu lebar *wingspan* 1200 mm, panjang *fuselage* 440 mm.



Gambar 4.1 *Isometric* Pesawat UAV Militus

## 4.2 Meshing's Grid Value

Setelah dilakukan pembuatan desain bodi pesawat dan *windtunnel*, selanjutnya akan dilakukan proses *meshing*

### 4.2.1 Meshing's Grid Value UAV Militus

Pada simulasi *Global Mesh* untuk pesawat dilakukan dengan perbesaran 7 dari skala 1-7, dengan hasil seperti pada gambar dibawah.



Gambar 4.2 *Global Mesh* skala 7

## 4.3 Analisa Gaya Aerodinamika

Analisa mengenai data kuantitatif diperlukan untuk menunjang dan sekaligus menyimpulkan argumentasi mengenai fenomena yang terobservasi pada data kualitatif. Konsep perhitungan gaya-gaya aerodinamika pada model uji seperti gaya hambat (*drag*) dan gaya angkat (*lift*), akan dibahas lebih lanjut baik melalui pemodelan 3D pada daerah *midspan* dan *sidebody center*.

### 4.3.1 Perhitungan Gaya Drag

Gaya *drag* yang dihasilkan oleh bodi pesawat *UAV Militus* dapat diketahui berdasarkan hasil analisis numerik 3D di *software Flow Simulation Solidworks*. Adapun beberapa cara untuk mendapatkan data harga koefisien *drag* pada pesawat adalah sebagai berikut:

Name	Current Value	Progress	Criterion	Averaged Value
Cd	0.061384	Achieved (IT = 213)	0.0031977	0.0612553
Cl	0.0749857	Achieved (IT = 246)	0.00107123	0.0753709
Drag Force (X)	45.8316 N	Achieved (IT = 213)	2.38752 N	45.7355 N
Lift Force (Y)	55.9872 N	Achieved (IT = 246)	0.799823 N	56.2747 N

Gambar 4.3 Hasil *drag force report* pada *Flow Simulation*

Gaya *drag* yang dihasilkan oleh suatu kendaraan dipengaruhi oleh beberapa factor antara lain: *density*, kecepatan udara yang melintasi pesawat, luas frontal dan koefisien *drag*. Hal ini sesuai dengan persamaan berikut ini:

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot A_f}$$

Dimana :

- $F_D$  = Gaya *drag* (kg.m/s<sup>2</sup>)
- $V$  = Kecepatan aliran udara bebas (m/s)
- $A_f$  = Luas frontal (lebar x tinggi pesawat) (m<sup>2</sup>)
- $\rho$  = Densitas 1,2250 (kg/ m<sup>3</sup>)

Contoh Perhitungan  $C_D$ :

$$C_D = \frac{45.6889}{\frac{1}{2} \times 1,225 \times (50)^2 \times 0,48768}$$

$$C_D = \frac{45.6889}{746.76}$$

$$C_D = 0,061182843$$

Setiap pesawat diharapkan mempunyai koefisien *drag* yang rendah karena mempengaruhi besar kecilnya gaya *drag* yang diterima oleh kendaraan.

### 4.3.2 Perhitungan Gaya Lift

Gaya *Lift* yang dihasilkan dari bodi pesawat UAV Militus dapat diketahui berdasarkan hasil analisis numerik 3D di *software Flow Simulation Solidworks*. Adapun beberapa cara yang digunakan hampir sama dengan cara yang digunakan untuk mendapat  $C_D$  adalah sebagai berikut:

Name	Current Value	Progress	Criterion	Averaged Value
Cd	0.061384	Achieved (IT = 213)	0.0031977	0.0612553
Cl	0.0749857	Achieved (IT = 246)	0.00107123	0.0753709
Drag Force (X)	45.8316 N	Achieved (IT = 213)	2.38752 N	45.7355 N
Lift Force (Y)	55.9872 N	Achieved (IT = 246)	0.799823 N	56.2747 N

Gambar 4.4 Hasil *lift force report* pada *Flow Simulation*

Gaya *lift* yang dihasilkan oleh suatu kendaraan dipengaruhi oleh beberapa factor antara lain: *density*, kecepatan udara yang melintasi pesawat, luas frontal dan koefisien lift. Hal ini sesuai dengan persamaan berikut ini.

$$C_l = \frac{F_l}{\frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot A_f}$$

Dimana :

- $F_l$  = Gaya lift (kg.m/s<sup>2</sup>)
- $V$  = Kecepatan aliran udara bebas (m/s)
- $A_f$  = Luas frontal (lebar x tinggi pesawat) (m<sup>2</sup>)
- $\rho$  = Densitas 1,2250 (kg/ m<sup>3</sup>)

Contoh Perhitungan  $C_l$ :



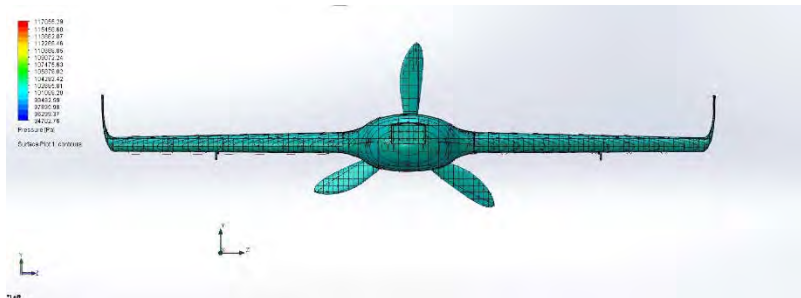
$$C_1 = \frac{56.2747}{\frac{1}{2} \times 1.225 \times 50^2 \times 0.48768}$$

$$C_1 = \frac{56.2747}{746.76}$$

$$C_1 = 0.075358481$$

#### 4.4 Analisa Pola Aliran Fluida

##### 4.4.1 Analisa Pola Aliran Udara Pesawat UAV Militus



Gambar 4.5 Kontur tekanan statis tampak depan

Untuk mendukung data kuantitatif di atas, karakteristik aliran disekitar juga dapat dijelaskan secara kualitatif melalui visualisi tekanan pada bodi UAV Militus untuk mengetahui tekanan statis pada keseluruhan bodi.

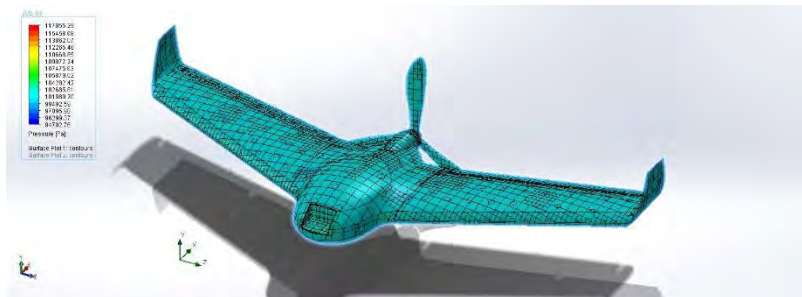
Dapat dilihat pada gambar 4.5 tekanan stagnasi terjadi pada ujung bodi pesawat *UAV Militus* sebesar 102685,81 Pa yang divisualisasikan dengan warna

*aquamarine*, sedangkan warna biru menampilkan tekanan yang rendah pada bodi.



Gambar 4.6 Kontur tekanan statis tampak samping

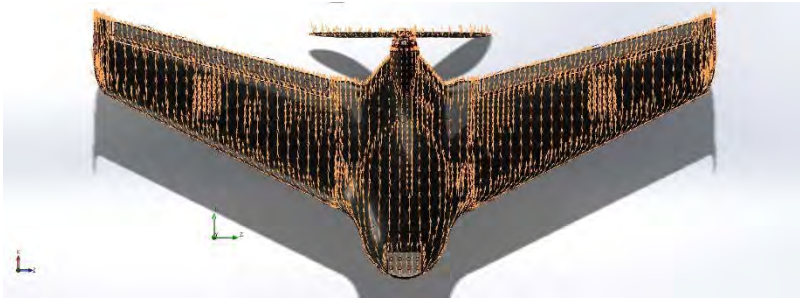
Pada gambar 4.6 visualisasi kontur tekanan tampak samping pada bodi *UAV Militus*, visualisasi tekanan pada bodi tekanan besar berwarna *aquamarine* pada ujung bodi pesawat dan tekanan rendah berwarna biru pada permukaan atas dan bawah bodi pesawat.



Gambar 4.7 Kontur tekanan statis tampak isometri

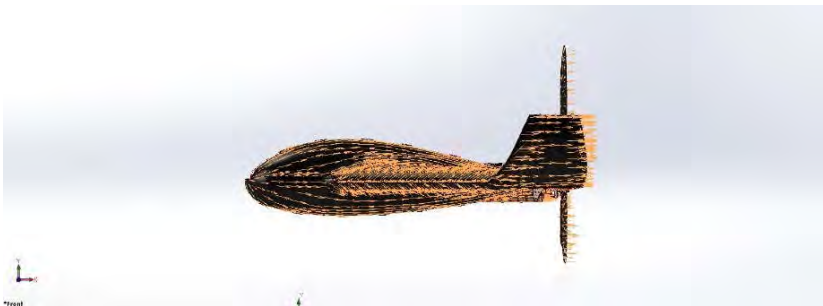
Daerah ini terjadi stagnasi dan terlihat dengan jelas pada gambar 4.7 dengan nilai tekanan statis sebesar 102685,81 Pa (gage).

Daerah *wake* tidak dapat diketahui dalam visualisasi ini, untuk mendukung visualisasi di atas maka dicantumkan visualisasi vector kecepatan sebagai berikut.



Gambar 4.8 *Velocity vector* tampak atas

Pada gambar 4.8 dapat dilihat terjadinya percepatan pada sayap UAV Militus, dikarenakan perubahan kontur pada *airfoil* maka terjadi kenaikan percepatan pada lapisan atas dan bawah sayap pesawat (*adverse pressure gradient*).



Gambar 4.9 *Velocity vector* tampak samping

Pada gambar 4.9 aliran sebagian besar terdefleksi ke arah *sidebody*, tidak hanya tegak lurus

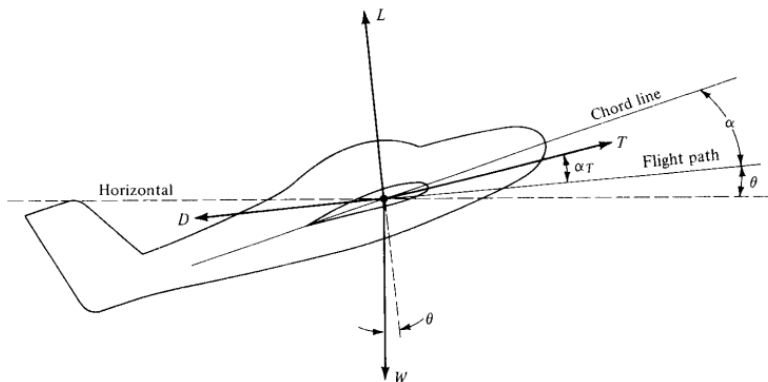
terhadap aliran *freestream* tapi juga searah dengan arah aliran *freestream* yang searah sumbu x.

## 4.5 Analisa Penentuan Spesifikasi Motor BLDC

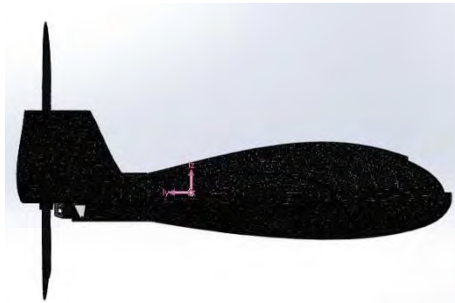
### 4.5.1 Perhitungan Gaya *Thrust*

```
Mass properties of Assem Body Root 3 Blade  
Configuration: Default  
Coordinate system: -- default --  
Mass = 2930,84 grams
```

Gambar 4.10 Massa UAV Militus



Gambar 4.11 *Free body diagram*



Gambar 4.12 COG UAV Militus

Pada tahap ini dilakukan analisa kebutuhan gaya *thrust* UAV Militus berdasarkan massa dan  $C_L/C_D$ . Jika massa UAV Militus diasumsikan 2930.84 gram dengan  $C_L/C_D$  1,232 maka dapat diperhitungkan kebutuhan *thrust* pesawat. Mengacu pada gambar 4.11 dimana  $\cos \alpha_T$  mendekati 1 dan  $\sin \alpha_T$  mendekati 0 (kondisi terbang secara horizontal) sehingga gaya *thrust* yang dihasilkan harus sama atau lebih besar dari gaya drag. Berikut perhitungan gaya *thrust* yang dibutuhkan oleh pesawat:

$$T_R = \frac{W}{C_L/C_D} = \frac{W}{L/D}$$

$$T_R = \frac{2,93 \times 9,81}{0.075358481/0,061182843}$$

$$T_R = \frac{28,7433}{1,231693}$$

$$T_R = 23,3364 \text{ N}$$

Dimana :

$T_R$  = Kebutuhan gaya *thrust* (Newton)

W = Berat pesawat (Newton)

$C_L$  = Koefisien *lift*

$C_D$  = Koefisien *drag*

L = Gaya *lift* (Newton)

D = Gaya *drag* (Newton)

Dengan adanya kebutuhan *thrust* pesawat dilakukan pemilihan propeller secara umum. Penentuan propeller dilakukan dengan menentukan *advance ratio* terlebih dahulu. Lalu dilanjutkan dengan menghitung *thrust* yang dihasilkan oleh propeller dan kebutuhan daya. Penentuan *advance ratio*,

gaya *thrust*, daya yang dibutuhkan propeller dapat dihitung secara teoritis dengan bantuan beberapa grafik umum seperti pada gambar 4.13 dan 4.14. Sehingga dapat dilakukan penentuan spesifikasi propeller dan motor BLDC yang sesuai dengan kebutuhan *thrust* pesawat. Berikut perhitungan teoritis dari *advance ratio*, gaya *thrust* dan daya yang dibutuhkan pesawat:

**a. *Advance ratio***

Pada perhitungan teoritis *advance ratio* diasumsikan diameter propeller 16” lalu dikonversikan ke dalam satuan ft. Sehingga perhitungan teoritis *advance ratio* sebagai berikut.

$$J = \frac{V}{n \times D}$$

$$J = \frac{65,62}{61,543 \times 1,3328}$$

$$J = 0,8$$

Dimana :

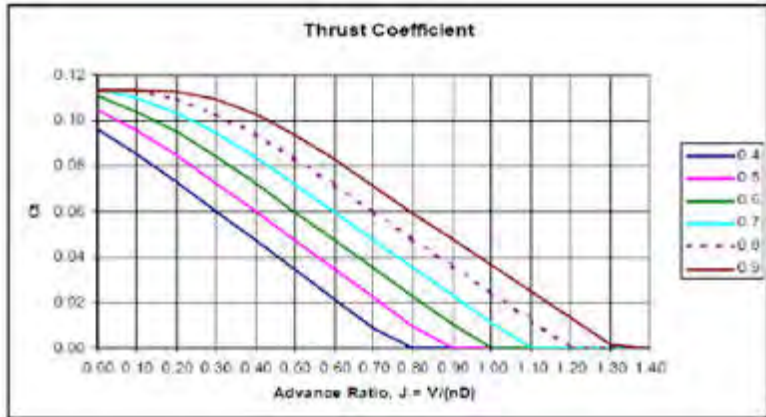
J = *Advance ratio*

V = Kecepatan aksial propeller (ft/s)

n = Kecepatan sudut propeller (rev/s)

D = Diameter propeller (ft)

**b. Gaya *thrust* propeller**



Gambar 4.13 Grafik koefisien *thrust*

Dengan menggunakan bantuan grafik pada gambar 4.13 dan *advance ratio* yang telah dihitung sebelumnya maka didapatkan koefisien *thrust*. Sehingga gaya *thrust* propeller dapat dihitung secara teoritis. Garis yang berbeda pada grafik menunjukkan perbedaan Pitch/Diameter. Angka yang tertulis pada katalog propeller diameter x pitch dalam satuan inci.

$$T = C_T \times \rho \times n^2 \times D^4$$

$$T = 0,01 \times 0,07644 \times 61,543^2 \times 1,3328^4$$

$$T = 9,13572724$$

$$T = 40,6N$$

Dimana :

T = Gaya dorong propeller (lbf)

$C_T$  = Koefisien *thrust*

$\rho$  = Density udara pada suhu 15°C (lb/ft<sup>3</sup>)

Berdasarkan perhitungan di atas  $T_R$  sebesar 23,3364 N lebih kecil dari gaya *thrust* yang dihasilkan propeller yaitu 40,6 N. Sehingga propeller dapat dikatakan sesuai dengan kebutuhan  $T_R$  UAV Militus.

### c. Daya Propeller



Gambar 4.14 Grafik koefisien daya

Dengan menggunakan bantuan grafik pada gambar 4.14 dan *advance ratio* yang telah dihitung sebelumnya maka didapatkan koefisien daya. Sehingga daya yang dibutuhkan propeller dapat dihitung secara teoritis.

$$P_S = \frac{C_p \times \rho \times n^3 \times D^5}{550}$$

$$P_S = \frac{0,01 \times 0,07644 \times 61,543^3 \times 1,3328^5}{550}$$

$$P_S = 1,3625$$



$$P_s = 1016,4 \text{ Watt}$$

Dimana :

$P_s$  = Daya yang dibutuhkan (HP)

$C_p$  = Koefisien daya

Jika menggunakan aplikasi *Static Thrust Calculator* dengan cara memasukkan data dimensi propeller dari katalog. Sehingga akan didapatkan besar *static thrust* dan daya motor BLDC yang dibutuhkan oleh pesawat. Data tetap yang dimasukan dalam aplikasi ini adalah pada kondisi suhu lingkungan 86°F dengan kecepatan tetap motor BLDC 7200 rpm.

Propeller diameter	16	inch
Pitch	8	inch
Propeller type	Standard propeller ▼	
	CF	1
No. of blades	3 ▼	
RPM	7200	
Air temperature	86 Fahrenheit ▼	
Air density	1.1648	(kg/m <sup>3</sup> )

Gambar 4.15 Input Data pada *Static Thrust Calculator*

Dari input data seperti pada gambar 4.15 akan didapat perkiraan *static thrust* yang dihasilkan propeller dan daya motor yang dibutuhkan pada kecepatan putaran konstan. Input data dilakukan hingga mencapai *static thrust* yang lebih besar dari massa design.

Static thrust =	200.35	oz
Static thrust =	12.54	pound
Static thrust =	5.68	kg
Perimeter speed =	153.13	m/s
Required engine power =	1.861	HP = 1.368
Estimated flying speed =	54.5	mph = 47.3
	Knots	

Gambar 4.16 Hasil Input Data pada Aplikasi *Static Thrust Calculator*

Dengan menghitung secara teoritis kebutuhan gaya dorong UAV Militus dan menggunakan aplikasi *static thrust* seperti di atas dapat dicarikan spesifikasi motor BLDC dan propeller yang sesuai kebutuhan pesawat.



Gambar 4.17 Motor BLDC

Gambar 4.17 merupakan motor BLDC yang dipilih dengan spesifikasi sebagai berikut:

- *Voltage: 4~5S Lipoly*

- *RPM/V: 660KV*
- *Internal resistance: 0.014 Ohm*
- *Max Loading: 60A*
- *Max Power: 1410W*
- *Weight: 280g*
- *Motor Plug: 4mm Bullet Connector*

#### 4.5.2 Perhitungan Waktu Terbang

Dengan spesifikasi motor yang ada, dapat diperkirakan durasi terbang pesawat UAV Militus dengan asumsi *full throttle*. Berikut contoh perhitungannya:

$$P_B = V \times I$$

$$P_B = 18,5 V \times 10 Ah$$

$$P_B = 185 Wh$$

$$t = \frac{P_B}{P_M}$$

$$t = \frac{185 Wh}{18,5 V \times 60 A \times 0,88}$$

$$t = \frac{185 Wh}{976.8 W}$$

$$t = 0,189 h$$

$$t = 11,36 \text{ menit}$$

Dimana:

$$P_B = \text{Daya baterai (Watt-hour)}$$

$P_M$  = Daya motor (Watt)  
 $V$  = Tegangan listrik (Voltage)  
 $I$  = Arus listrik (Ampere)

Dengan perkiraan durasi terbang 11,36 menit yang diasumsikan *full throttle* dirasa cukup untuk menjalankan fungsi utama dari UAV Militus yaitu menjatuhkan sebuah *drone* asing.

#### 4.6 Wiring Sistem Mekatronika

Pada tahap ini dilakukan pembuatan wiring sistem mekatronika pada pesawat UAV Militus yang spesifikasi komponen elektriknya sudah ditentukan sebelumnya dari katalog. Berikut spesifikasi komponen elektrik yang digunakan pada UAV Militus disertai sedikit penggunaannya:

##### a. *Flight Control*



Gambar 4.18 *Flight Control*

- **Processor:**
  - 32bit STM32F427 Cortex M4 Core with FPU
  - 168MHz
  - 256KB Ram
  - 2MB Flash
  - 32bit STM32F 103 Failsafe Co-processor
- **Sensor:**
  - ST Micro L3GD20H 16bit Gyroscope

- *ST Micro LSM303D 14bit Accelerometer/Magnetometer*
- *Invensense MPU 6000 3 Axis Accelerometer/Gyroscope*
- *MEAS MS5611 Barometer*
- **Interfaces:**
  - *1 x UART Serial Port*
  - *Spektrum DSM/DSM2/DSM-X® Satellite Compatible Input*
  - *Futaba S BUS® Compatible Input/Output*
  - *PPM Sum Signal Input*
  - *I2C*
  - *Internal Micro USB Port*
- **Power system Protection:**
  - *Ideal Power Multiplexer with Automatic Current Limiter*
  - *All Peripheral Outputs are Over Current protected*
  - *All Inputs ESD Protected*
- **Dimensi:**
  - *Size: 38x43x12mm*
  - *Weight: 15.8g*
- **Voltage Ratings:**
  - *Power Module Input: 4.1~5.5V*
  - *USB Power Input: 4.1~5.5V*
  - *Servo Rail Input: 0~10V (servo rail input yang terdeteksi oleh PixFalcon)*

*Flight control* digunakan sebagai pengontrol dari pesawat tanpa awak agar dapat diterbangkan dengan baik. *Flight control* akan menerima *input* sinyal sensor-sensor yang ada lalu diolah sedemikian rupa sehingga mengeluarkan *output* berupa sinyal untuk mengontrol pesawat.

## b. GPS



Gambar 4.19 GPS/Compass

- *Ublox Neo-M8N module*
- *Industry leading -167 dBm navigation sensitivity*
- *Navigation update rate up to 10 Hz*
- *Cold starts: 26s*
- *LNA MAX2659ELT+*
- *25 x 25 x 4 mm ceramic patch antenna*
- *Rechargeable 3V lithium backup battery*
- *Low noise 3.3V regulator*
- *Power and fix indicator LEDs*

GPS digunakan untuk menentukan posisi dan arah dari pesawat saat terbang.

**c. On Screen Display (OSD)**



Gambar 4.20 OSD

- *Bekerja pada tegangan: <math>< 5.3V</math>*
- *Dimensi: 31x30x12mm*

- *Berat: 13g*

OSD digunakan untuk mengkonversi sinyal-sinyal dari telemetri sehingga dapat ditampilkan pada monitor yang ada di tanah.

#### **d. Power Supply**



Gambar 4.21 Baterai Li-Po

- *Kapasitas: 5000mAh*
- *Voltage: 5S1P / 5S Cell / 18.5V*
- *Discharge: 35C Constant / 70C Burst*
- *Berat: 659g (including wire, plug & case)*
- *Dimensi: 154x49x41mm*
- *Balance Plug: JST-XH*
- *Discharge Plug: XT-90*

#### **e. Power Module**



Gambar 4.22 *Power Module Distribution*

- *PCB Current: 120A outputs (max)*
- *UBEC output current: 2.5A*
- *Power input: 2x contact points*
- *Power output: 8x contact points*
- *Dimensi: 50x50x5 mm*
- *Berat: 11.6g*

*Power module distribution* ini berguna untuk mendistribusi tegangan dari baterai ke komponen-komponen elektrik yang memerlukan voltage.

f. *Electric Speed Control (ESC)*



Gambar 4.23 *Electric Speed Control*

- *Constant Current: 100A*
- *Burst Current: 140A*



- *Battery: 2-6S Lipoly / 5-18s NiXX*
- *BEC: 5.5v / 4A*
- *Motor Type: Sensorless Brushless*
- *Size: 67 x 32 x 23mm*
- *Weight: 99g*

ESC digunakan untuk mengatur kecepatan motor BLDC yang sinyalnya dikirim oleh *flight control*. Sinyal yang diterima oleh ESC berupa sinyal PWM.

**g. Receiver**



Gambar 4.24 Receiver S-Bus

- *Power Requirement: 4.8 - 7.4V battery*
- *Receiving Frequency: 2.4GHz*
- *System: T-FHSS (auto detection) with SBUS2 port*
- *Dimensions: 1.38x0.91x0.33" (35.1 x 23.2 x 8.5mm)*
- *Weight: 0.23oz (6.5g)*
- *Antenna Length: 7-1/2"*
- *Modes: Normal Mode/Analog Servos and High Speed Mode/Digital Servos*

*Receiver* digunakan untuk menerima sinyal radio dari pusat kontrol. Lalu sinyal tersebut diteruskan ke *flight control* untuk diolah sehingga pesawat dapat beroperasi tanpa awak.

#### **h. Transmitter**

Transmitter digunakan untuk mengirim sinyal radio berupa informasi-informasi yang akan diterima di tanah. Transmitter yang digunakan dibagi menjadi dua bagian, yaitu telemetri transmitter dan video transmitter. Telemetri transmitter digunakan untuk mengirim sinyal radio berupa informasi kondisi UAV. Sedangkan video transmitter digunakan untuk mengirim video yang direkam secara *streaming*.

#### **i. Kamera**

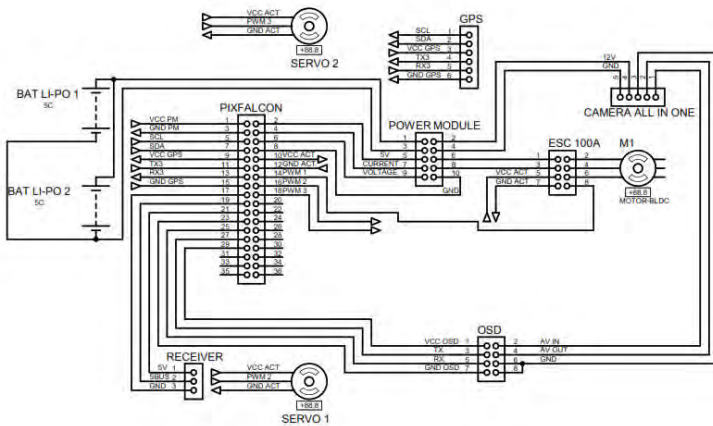


Gambar 4.25 Kamera dengan Transmitter Video

- *Video sensor: 1/3 CMOS 5.0 Mega Pixel*
- *Lens: 2.6mm 130deg*
- *Exposure: Automatic*
- *White Balance: Automatic*
- *Video: 1440x1080 30FPS*
- *Trans Flash: Micro SD up to 32GB high speed*
- *Transmitting power: 200mw*
- *Transmitting Frequency: 5645~5945Ghz (8ch)*
- *Size: 44x37x18mm*

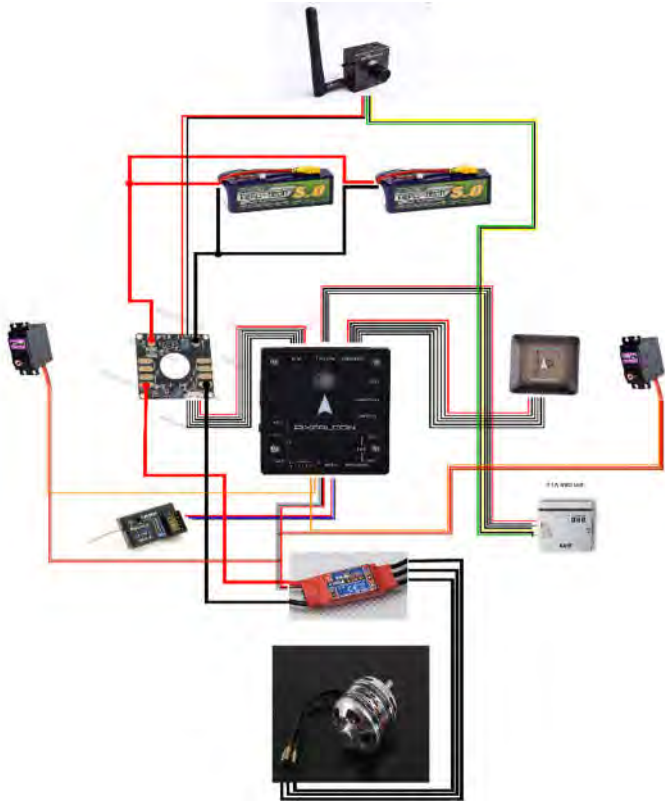
- *Weight: 40g*
- *Connector: SMA-RP*
- *Power: Via the multi-function port @12v or 5v @ the USB port*

Kamera yang digunakan pada pesawat AUV Militus ini sudah ada transmitter videonya. Sehingga hanya dibutuhkan OSD agar mengkonversi video untuk diberikan informasi data keadaan pesawat oleh telemetri.



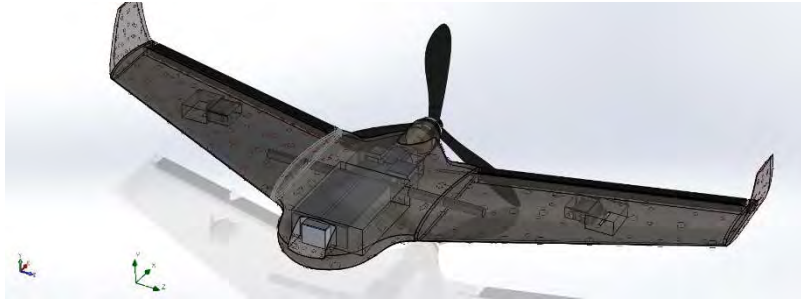
Gambar 4.26 Wiring Sistem Mekatronika Pesawat

Gambar 4.26 adalah wiring dari pesawat UAV Militus yang dibuat menggunakan *software proteus 8.6*. *Power supply* berasal dari baterai Li-Po 5S berkapasitas 10Ah yang disusun secara paralel. *Supply* ini akan didistribusikan secara merata oleh *power module distribution*. *Power module distribution* akan membagi voltage menjadi tiga tegangan, yaitu 18,5 Volt, 12 Volt, 5 Volt. Tegangan paling besar disalurkan ke ESC yang nantinya akan mengatur kecepatan putaran dari motor BLDC. Lalu tegangan 12 Volt disalurkan ke kamera. Terakhir 5 Volt akan disalurkan ke komponen-komponen lainnya



Gambar 4.27 Instalasi Sistem Mekanika Pesawat

Gambar 4.27 merupakan instalasi sistem mekatronika pesawat UAV militus.



Gambar 4.27 Tata Letak Sistem Mekatronika Pesawat

Gambar 4.27 merupakan tata letak dari komponen-komponen elektronik yang ada di pesawat. Dengan ruang elektronik yang terbatas dapat dimanfaatkan semaksimal mungkin. Sehingga semua komponen yang sudah disebutkan di atas dapat bekerja dengan baik. Komponen-komponen yang disebutkan di atas merupakan kebutuhan UAV secara ideal. Komponen yang harus ada agar pesawat dapat terbang secara manual ialah *Flight Control*, *Receiver*, *ESC*, *Motor BLDC*, *baterai*, dan *Power Module*. Komponen lainnya sebagai pendukung yang penting agar UAV Militus dapat terbang secara *auto-pilot*. Agar dapat mengetahui keadaan pesawat diperlukan *GPS* dan *telemetry transmitter*. Agar dapat mengetahui keadaan pesawat yang ditampilkan dengan video maka ditambahkan *OSD* dan *kamera*. Sehingga komponen-komponen yang sudah disebutkan di atas dibutuhkan untuk kebutuhan mengejar sebuah *drone* ataupun untuk kebutuhan memonitoring sebuah area.

*Halaman ini sengaja dikosongkan*

## **BAB V PENUTUP**

### **5.1 Kesimpulan**

Berdasarkan hasil analisa aliran melintasi bodi Pesawat UAV Militus menggunakan pemodelan numerik *Flow Simulation Solidworks*, dan diintegrasikan dengan penentuan motor BLDC secara teoritis ataupun menggunakan aplikasi maka dapat disimpulkan sebagai berikut:

1. Penentuan spesifikasi motor BLDC cukup sesuai kebutuhan  $T_R$  UAV Militus 23,3364 N dengan *thrust* yang dihasilkan propeller 16x8 inci sebesar 40,6 N untuk diterbangkan secara horizontal.
2. Sistem mekatronika cukup sesuai dengan kebutuhan *auto-pilot* dan durasi terbang UAV Militus untuk menjatuhkan sebuah *drone* asing.

### **5.2 Saran**

Adapun beberapa saran pada penelitian ini adalah sebagai berikut:

1. Pada analisa model uji 3D dirasa kurang akurat dalam analisa bodi pesawat, karena *interval meshing* kurang rapat. Diharapkan untuk membuat *interval meshing* yang lebih kecil pada penelitian selanjutnya.
2. Pada analisa 3D yang akan datang hendaknya juga mempertimbangkan modifikasi bentuk bodi yang mempengaruhi nilai  $C_L$  pada aliran yang melintasi bodi melalui pendekatan  $C_P$  pada kondisi stagnasi.
3. Pada analisa penentuan motor BLDC dirasa kurang akurat dalam perhitungan teoritis gaya *thrust* yang dihasilkan sehingga dibutuhkan eksperimen berupa uji coba menerbangkan pesawat UAV Militus

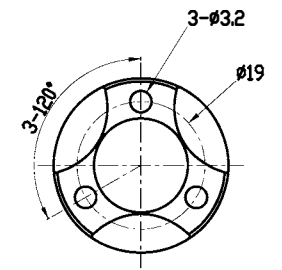
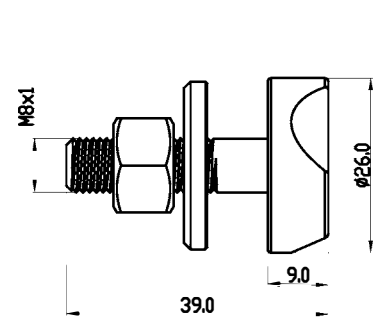
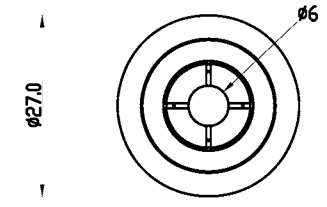
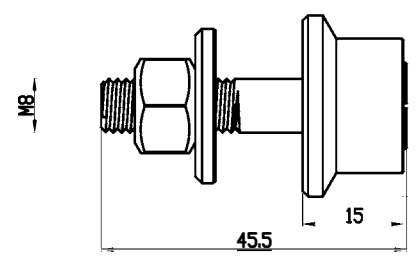
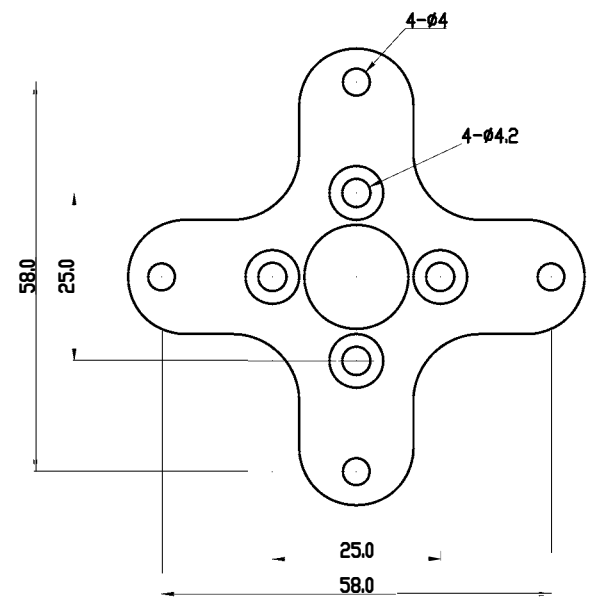
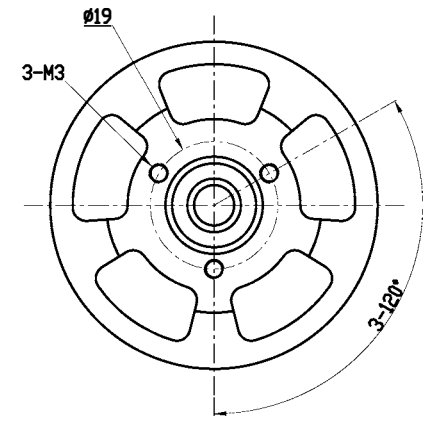
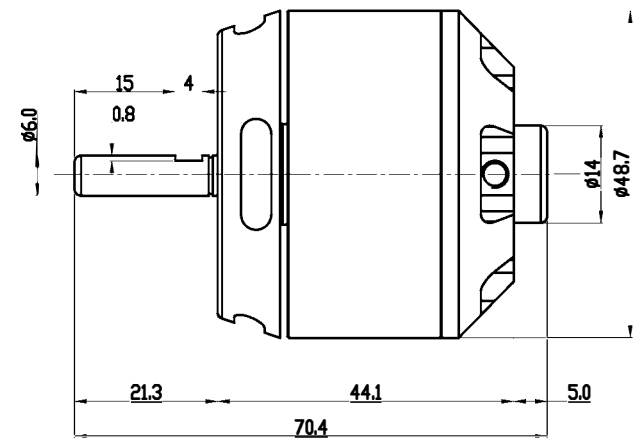
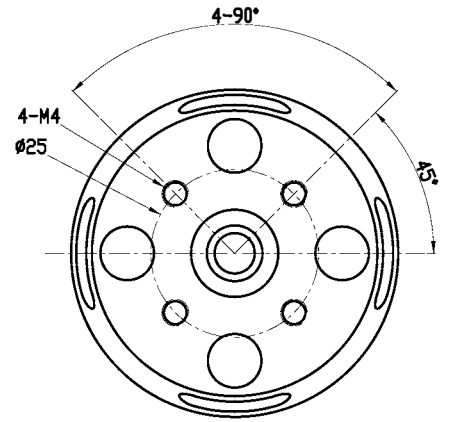
*Halaman ini sengaja dikosongkan*



## DAFTAR PUSTAKA

- Barnard R.H. 1996. *Aerodynamic design: An Introduction*. England: Longman.
- Nugroho, F. 1 Februari 2009. *www.ilmuterbang.com/teori-penerbangan*. Diambil kembali dari *www.ilmuterbang.com*: <http://www.ilmuterbang.com/artikel-mainmenu-29/teori-penerbangan-mainmenu-68/184-bab-3b-vortex-dan-ground-effect>.
- Pritchard, Philip J., Fox and McDonald's. 2011. *Introduction of fluid mechanics: Eight edition*. USA: John Wiley & Sons, Inc.
- “Konstruktionslösungen für Wölbklappen und Querruder.” Aerodesign. 03 September 2001. Web. 28 November 2017. <https://www.aerodesign.de/>
- “Propeller Pesawat Aeromodelling.” Aero Engineering. 06 Maret 2016. Web. 20 Desember 2017. <https://aeroengineering.co.id/2016/03/propeller-pesawat-aeromodelling/>
- Anderson, John D., 1989. *Introduction to Flight: Third Edition*. USA: McGraw-Hill Book Company.
- “Menghitung Arus, Daya, Kecepatan dan Torsi Motor Listrik AC.” Desain Sistem Kontrol. 08 September 2013. Web. 20 Desember 2017. <http://trikueni-desain-sistem.blogspot.co.id/2013/09/Menghitung-Arus-Motor-AC.html>

NO.	DESCRIPTION	REV. BY	CHK. BY	DATE



UNIT : MM

(DT4020-14P-660KV SK3-5045-660)  
(DT4020-14P-500KV SK3-5045-500)  
(DT4020-14P-450KV SK3-5045-450)

Turnigy Aerodrive SK3				
TITLE SK3-5045 (DT4020-14P) MOTOR		DRAWING NO.	MODEL	DWG FILE
DESIGN	DATE 2017-05-10	MATERIAL	PAPER SIZE A4	SCALE
CHECKED	DATE	FINISHING	TEXTURE	SHEET OF
APPROVED	DATE	REV. 1.0	DO NOT SCALE THIS DRAWING THIRD ANGLE PROJECTION UNITS IN MILLIMETERS	

# NEO-M8

## u-blox M8 concurrent GNSS modules

### Data Sheet

#### Highlights:

- Concurrent reception of up to 3 GNSS (GPS, Galileo, GLONASS, BeiDou)
- Industry leading  $-167$  dBm navigation sensitivity
- Security and integrity protection
- Supports all satellite augmentation systems
- Advanced jamming and spoofing detection Backward compatible with NEO-7, NEO-6 and NEO-5 families



[www.u-blox.com](http://www.u-blox.com)

UBX-15031086 - R03

**Document Information**

<b>Title</b>	<b>NEO-M8</b>		
<b>Subtitle</b>	u-blox M8 concurrent GNSS modules		
<b>Document type</b>	Data Sheet		
<b>Document number</b>	UBX-15031086		
<b>Revision and Date</b>	R03	05-Aug-2016	
<b>Document status</b>	Product Information		

**Document status explanation**

Objective Specification	Document contains target values. Revised and supplementary data will be published later.		
Advance Information	Document contains data based on early testing. Revised and supplementary data will be published later.		
Early Production Information	Document contains data from product verification. Revised and supplementary data may be published later.		
Production Information	Document contains the final product specification.		

**This document applies to the following products:**

<b>Product name</b>	<b>Type number</b>	<b>ROM/FLASH version</b>	<b>PCN reference</b>
NEO-M8N	NEO-M8N-0-10	Flash FW SPG 3.01	UBX-15030279
NEO-M8Q	NEO-M8Q-0-10	ROM SPG 3.01	UBX-16013121
NEO-M8M	NEO-M8M-0-10	ROM SPG 3.01	UBX-16013121

u-blox reserves all rights to this document and the information contained herein. Products, names, logos and designs described herein may in whole or in part be subject to intellectual property rights. Reproduction, use, modification or disclosure to third parties of this document or any part thereof without the express permission of u-blox is strictly prohibited.

The information contained herein is provided "as is" and u-blox assumes no liability for the use of the information. No warranty, either express or implied, is given, including but not limited to, with respect to the accuracy, correctness, reliability and fitness for a particular purpose of the information. This document may be revised by u-blox at any time. For most recent documents, visit [www.u-blox.com](http://www.u-blox.com).

Copyright © 2016, u-blox AG.

u-blox® is a registered trademark of u-blox Holding AG in the EU and other countries. ARM® is the registered trademark of ARM Limited in the EU and other countries.

# Contents

Contents.....	3
<b>1 Functional description.....</b>	<b>6</b>
1.1 Overview .....	6
1.2 Product features .....	6
1.3 Performance .....	7
1.4 Block diagram.....	8
1.5 Supported GNSS Constellations .....	8
1.5.1 GPS .....	8
1.5.2 GLONASS .....	9
1.5.3 BeiDou .....	9
1.5.4 Galileo.....	9
1.6 Assisted GNSS (A-GNSS) .....	9
1.6.1 AssistNow™ Online.....	9
1.6.2 AssistNow™ Offline .....	9
1.6.3 AssistNow™ Autonomous.....	10
1.7 Augmentation Systems.....	10
1.7.1 Satellite-Based Augmentation System (SBAS).....	10
1.7.2 QZSS .....	10
1.7.3 IMES.....	10
1.7.4 Differential GPS (D-GPS).....	10
1.8 Broadcast navigation data and satellite signal measurements.....	11
1.9 Odometer.....	11
1.10 Data logging (NEO-M8N) .....	11
1.11 Geofencing .....	11
1.12 Message Integrity Protection .....	11
1.13 Spoofing Detection .....	11
1.14 EXTINT: External interrupt .....	12
1.14.1 Pin Control .....	12
1.14.2 Aiding .....	12
1.15 TIMEPULSE.....	12
1.16 Protocols and interfaces .....	12
1.17 Interfaces .....	12
1.17.1 UART.....	13
1.17.2 USB .....	13
1.17.3 SPI.....	13
1.17.4 Display Data Channel (DDC).....	13
1.18 Clock generation .....	13
1.18.1 Oscillators.....	13
1.18.2 Real-Time Clock (RTC) .....	13
1.19 Power management.....	13

1.19.1	DC/DC converter .....	14
1.19.2	Power Mode Setup.....	14
1.19.3	Continuous Mode .....	14
1.19.4	Power Save Mode .....	14
1.20	Antenna.....	15
1.21	LNA_EN .....	15
<b>2</b>	<b>Pin Definition.....</b>	<b>16</b>
2.1	Pin assignment .....	16
2.2	Pin name changes.....	17
<b>3</b>	<b>Configuration management .....</b>	<b>18</b>
3.1	Interface Selection (D_SEL).....	18
<b>4</b>	<b>Electrical specification.....</b>	<b>19</b>
4.1	Absolute maximum rating .....	19
4.2	Operating conditions .....	20
4.3	Indicative current requirements.....	21
4.4	SPI timing diagrams .....	22
4.4.1	Timing recommendations .....	22
4.5	DDC timing diagrams .....	22
<b>5</b>	<b>Mechanical specifications .....</b>	<b>23</b>
<b>6</b>	<b>Reliability tests and approvals .....</b>	<b>24</b>
6.1	Reliability tests .....	24
6.2	Approvals .....	24
<b>7</b>	<b>Product handling &amp; soldering.....</b>	<b>25</b>
7.1	Packaging.....	25
7.1.1	Reels .....	25
7.1.2	Tapes .....	25
7.2	Shipment, storage and handling .....	26
7.2.1	Moisture Sensitivity Levels .....	26
7.2.2	Reflow soldering .....	26
7.2.3	ESD handling precautions.....	26
<b>8</b>	<b>Default messages .....</b>	<b>27</b>
<b>9</b>	<b>Labeling and ordering information.....</b>	<b>28</b>
9.1	Product labeling.....	28
9.2	Explanation of codes.....	28
9.3	Ordering codes .....	28
	<b>Related documents.....</b>	<b>29</b>

Revision history .....29

Contact .....30

# 1 Functional description

## 1.1 Overview

The NEO-M8 series of concurrent GNSS modules is built on the high performing u-blox M8 GNSS engine in the industry proven NEO form factor.

The NEO-M8 series utilizes concurrent reception of up to three GNSS systems (GPS/Galileo together with BeiDou or GLONASS), recognizes multiple constellations simultaneously and provides outstanding positioning accuracy in scenarios where urban canyon or weak signals are involved. For even better and faster positioning improvement, the NEO-M8 series supports augmentation of QZSS, GAGAN and IMES together with WAAS, EGNOS, MSAS. The NEO-M8 series also supports message integrity protection, geofencing, and spoofing detection with configurable interface settings to easily fit to customer applications. The NEO form factor allows easy migration from previous NEO generations.

The NEO-M8M is optimized for cost sensitive applications, while NEO-M8N/M8Q provides best performance and easier RF integration. The NEO-M8N offers high performance also at low power consumption levels. The future-proof NEO-M8N includes an internal Flash that allows future firmware updates. This makes NEO-M8N perfectly suited to industrial and automotive applications.

The DDC (I2C compliant) interface provides connectivity and enables synergies with most u-blox cellular modules. For RF optimization the NEO-M8N/Q features an additional front-end LNA for easier antenna integration and a front-end SAW filter for increased jamming immunity.

u-blox M8 modules use GNSS chips qualified according to AEC-Q100, are manufactured in ISO/TS 16949 certified sites, and fully tested on a system level. Qualification tests are performed as stipulated in the ISO16750 standard: "Road vehicles – Environmental conditions and testing for electrical and electronic equipment".

The u-blox NEO-M8 modules can also benefit from the u-blox AssistNow assistance service. The Online service provides GNSS broadcast parameters, e.g. ephemeris, almanac plus time or rough position to reduce the receiver's time to first fix significantly and improve acquisition sensitivity. The extended validity of AssistNow Offline data (up to 35 days) and AssistNow Autonomous data (up to 6 days) provide faster acquisition after a long off time.



See section 1.6 for more information concerning the NEO-M8 related AssistNow Assistance.

## 1.2 Product features

Model	Category	GNSS				Supply	Interfaces				Features						Grade												
		GPS / QZSS	GLONASS	Galileo	BeiDou		Number of Concurrent GNSS	1.65 V – 3.6 V	2.7 V – 3.6 V	UART	USB	SPI	DDC (I2C compliant)	Programmable (Flash)	Data logging	Additional SAW	Additional LNA	RTC crystal	Oscillator	Built-in antenna	Built-in antenna supply and supervisor	Timepulse	Standard	Professional	Automotive				
NEO-M8N	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Standard Precision GNSS</li> <li>• High Precision GNSS</li> <li>• Dead Reckoning</li> <li>• Timing</li> </ul>	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	
NEO-M8Q	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Standard Precision GNSS</li> <li>• High Precision GNSS</li> <li>• Dead Reckoning</li> <li>• Timing</li> </ul>	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•
NEO-M8M	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Standard Precision GNSS</li> <li>• High Precision GNSS</li> <li>• Dead Reckoning</li> <li>• Timing</li> </ul>	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•

C = Crystal / T = TCXO



## 1.3 Performance

Parameter	Specification					
Receiver type	72-channel u-blox M8 engine GPS L1C/A, SBAS L1C/A, QZSS L1C/A, QZSS L1 SAIF, GLONASS L1OF, BeiDou B1I, Galileo E1B/C					
Accuracy of time pulse signal	RMS	30 ns				
	99%	60 ns				
Frequency of time pulse signal	0.25 Hz...10 MHz (configurable)					
Operational limits <sup>1</sup>	Dynamics	£ 4 g				
	Altitude	50,000 m				
	Velocity	500 m/s				
Velocity accuracy <sup>2</sup>	0.05m/s					
Heading accuracy <sup>2</sup>	0.3 degrees					
GNSS	GPS & GLONASS	GPS	GLONASS	BeiDou	Galileo	
Horizontal position accuracy <sup>3</sup>	2.5 m	2.5 m	4 m	3 m	TBC <sup>4</sup>	
NEO-M8N/Q						
Max navigation update rate	NEO-M8N	5 Hz	10 Hz	10 Hz	10 Hz	10 Hz
	NEO-M8Q	10 Hz	18 Hz	18 Hz	18 Hz	18 Hz
Time-To-First-Fix <sup>5</sup>	Cold start	26 s	29 s	30 s	34 s	45 s
	Hot start	1 s	1 s	1 s	1 s	1 s
	Aided starts <sup>6</sup>	2 s	2 s	2 s	3 s	7 s
Sensitivity <sup>7</sup>	Tracking & Navigation	-167 dBm	-166 dBm	-166 dBm	-160 dBm	-159 dBm
	Reacquisition	-160 dBm	-160 dBm	-156 dBm	-157 dBm	-153 dBm
	Cold start	-148 dBm	-148 dBm	-145 dBm	-143 dBm	-138 dBm
	Hot start	-157 dBm	-157 dBm	-156 dBm	-155 dBm	-151 dBm
NEO-M8M						
Max navigation update rate		10 Hz	18 Hz	18 Hz	18 Hz	18 Hz
Time-To-First-Fix <sup>5</sup>	Cold start	26 s	30 s	33 s	39 s	57 s
	Hot start	1 s	1 s	1 s	1 s	1 s
	Aided starts <sup>6</sup>	3 s	3 s	3 s	7 s	7 s
Sensitivity <sup>7</sup>	Tracking & Navigation	-164 dBm	-164 dBm	-163 dBm	-160 dBm	-154 dBm
	Reacquisition	-160 dBm	-159 dBm	-156 dBm	-155 dBm	-152dBm
	Cold start	-148 dBm	-147 dBm	-145 dBm	-143 dBm	-133 dBm
	Hot start	-157 dBm	-156 dBm	-155 dBm	-155 dBm	-151 dBm

**Table 1: NEO-M8 performance in different GNSS modes (default: concurrent reception of GPS and GLONASS incl. QZSS, SBAS)**

<sup>1</sup> Assuming Airborne < 4 g platform

<sup>2</sup> 50% @ 30m/s

<sup>3</sup> CEP, 50%, 24 hours static, -130 dBm, > 6 SVs

<sup>4</sup> To be confirmed when Galileo reaches full operational capability

<sup>5</sup> All satellites at -130 dBm, except Galileo at -127 dBm

<sup>6</sup> Dependent on aiding data connection speed and latency

<sup>7</sup> Demonstrated with a good external LNA

## 1.4 Block diagram

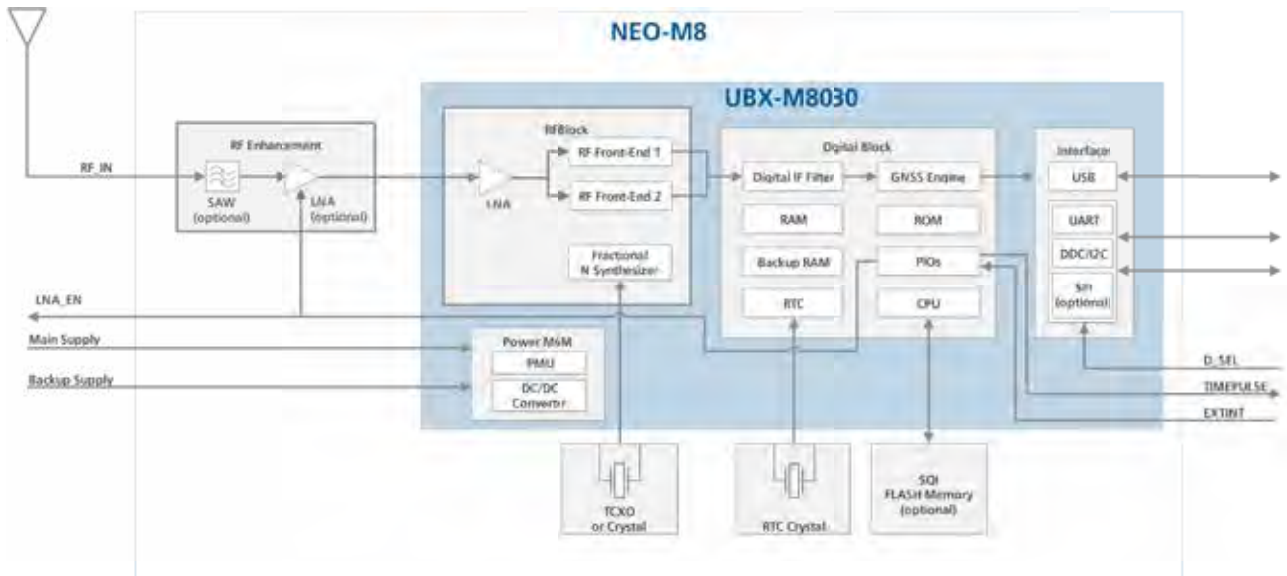


Figure 1: NEO-M8 block diagram

## 1.5 Supported GNSS Constellations

The NEO-M8 GNSS modules are concurrent GNSS receivers which can receive and track multiple GNSS systems: GPS, Galileo, GLONASS and BeiDou. Owing to the dual-frequency RF front-end architecture, either GLONASS or BeiDou can be processed concurrently with GPS and Galileo signals providing reception of three GNSS systems. By default the M8 receivers are configured for concurrent GPS and GLONASS, including SBAS and QZSS reception. If power consumption is a key factor, then the receiver should be configured for a single GNSS operation using GPS, Galileo, GLONASS or BeiDou and disabling QZSS and SBAS. The module can be configured to receive any single GNSS constellation or within the set of permissible combinations shown below.

GPS	Galileo	GLONASS	BeiDou
•	•	–	–
•	•	•	–
•	•	–	•
•	–	•	–
•	–	–	•
–	•	•	–
–	•	–	•
–	–	•	•

Table 2 Permissible GNSS combinations (• = enabled)



The augmentation systems: SBAS and QZSS can be enabled only if GPS operation is configured. Galileo is not enabled as the default configuration.

### 1.5.1 GPS

The NEO-M8 positioning modules are designed to receive and track the L1C/A signals provided at 1575.42 MHz by the Global Positioning System (GPS).

## 1.5.2 GLONASS

The NEO-M8 modules can receive and process the GLONASS satellite system as an alternative to the US-based Global Positioning System (GPS). u-blox NEO-M8 positioning modules are designed to receive and track the L1OF signals GLONASS provides at  $1602 \text{ MHz} + k \cdot 562.5 \text{ kHz}$ , where  $k$  is the satellite's frequency channel number ( $k = -7, \dots, 5, 6$ ). The ability to receive and track GLONASS L1OF satellite signals allows design of GLONASS receivers where required by regulations.

To take advantage of GPS and GLONASS, dedicated hardware preparation must be made during the design-in phase. See the *NEO-8Q / NEO-M8 Hardware Integration Manual* [1] for u-blox design recommendations.

## 1.5.3 BeiDou

The NEO-M8 modules can receive and process the B1I signals broadcast at 1561.098 MHz from the BeiDou Navigation Satellite System. The ability to receive and track BeiDou signals in conjunction with another constellation results in higher coverage, improved reliability and better accuracy. Currently, BeiDou is not fully operational globally and provides Chinese regional coverage only. Global coverage is scheduled for 2020.

## 1.5.4 Galileo

The NEO-M8 positioning modules can receive and track the E1-B/C signals centered on the GPS L1 frequency band. GPS and Galileo signals can be processed concurrently together with either BeiDou or GLONASS signals, enhancing coverage, reliability and accuracy. The SAR return link message (RLM) parameters for both short and long versions are decoded by the receiver and made available to users via UBX proprietary messages.



Galileo has been implemented according to ICD release 1.2 (November 2015) and verified with live signals from the Galileo in-orbit validation campaign. Since the Galileo satellite system has not yet reached Initial (IOC) nor Full Operational Capability (FOC), changes to the Galileo signal specification (OS SIS ICD) remain theoretically possible. u-blox therefore recommends to use Flash memory in designs utilizing Galileo signals in order to allow for a FW update in the unlikely event of a change to the Galileo signal specification (OS SIS ICD).



Galileo reception is by default disabled, but can be enabled by sending a configuration message (UBX-CFG-GNSS) to the receiver. See the *u-blox 8 / u-blox M8 Receiver Description Including Protocol Specification* [2] for more information.

## 1.6 Assisted GNSS (A-GNSS)

Supply of GNSS receiver assistance information, such as ephemeris, almanac, rough user position and time, will reduce the time to first fix significantly and improve acquisition sensitivity. All u-blox M8030 based products support the u-blox AssistNow Online and AssistNow Offline A-GNSS services, support AssistNow Autonomous, and are OMA SUPL compliant.

### 1.6.1 AssistNow™ Online

With AssistNow Online, an Internet connected host downloads assistance data from the u-blox AssistNow Online service to the receiver at system start-up. The Multi-GNSS Assistance (MGA) service is an HTTP protocol based network operator independent service.

Supplying assistance information, such as ephemeris, almanac, a rough last position and time, can reduce the time to first fix significantly and improve acquisition sensitivity.



The AssistNow Online service provides data for GPS, GLONASS, BeiDou, Galileo and QZSS

### 1.6.2 AssistNow™ Offline

With the AssistNow Offline service, users can download long-term orbit data over the Internet at their convenience. The orbit data can be stored in the GNSS receiver's SFI flash memory or alternatively within the memory of the application processor. The function requires no connectivity at system start-up, enabling a position fix within seconds, even when no network is available. AssistNow Offline offers augmentation for up to 35 days.



AssistNow Offline service provides data for GPS and GLONASS only, BeiDou and Galileo are not currently supported

### 1.6.3 AssistNow™ Autonomous

AssistNow Autonomous provides aiding information without the need for a host or external network connection. Based on previous broadcast satellite ephemeris data downloaded to and stored by the GNSS receiver, AssistNow Autonomous automatically generates accurate predictions of satellite orbital data ("AssistNow Autonomous data") that is usable for future GNSS position fixes. The concept capitalizes on the periodic nature of GNSS satellites; by capturing strategic ephemeris data at specific times of the day. The Flash memory based NEO-M8N module can predict accurate satellite ephemeris for up to six days after initial reception. The ROM based NEO-M8M/Q modules can use only GPS satellites with a prediction time of up to three days.

u-blox AssistNow Autonomous benefits are:

- Faster fix in situations where satellite signals are weak
- No connectivity required
- Compatible with AssistNow Online and Offline (can work stand-alone, or in tandem with these services)
- No integration effort; calculations are done in the background, transparent to the user.



For more details on A-GNSS see the *u-blox 8 / u-blox M8 Receiver Description Including Protocol Specification* [2].

## 1.7 Augmentation Systems

### 1.7.1 Satellite-Based Augmentation System (SBAS)

The u-blox NEO-M8 modules support reception of SBAS broadcast signals. These systems supplement GNSS data with additional regional or wide area GPS augmentation data. The system broadcasts range correction and integrity information via satellite which can be used by GNSS receivers to improve resulting precision. SBAS satellites can be used as additional satellites for ranging (navigation), further enhancing availability. The following SBAS types are supported: GAGAN, WAAS, EGNOS and MSAS.



For more details see the *u-blox 8 / u-blox M8 Receiver Description Including Protocol Specification* [2].

### 1.7.2 QZSS

The Quasi-Zenith Satellite System (QZSS) is a regional navigation satellite system that transmits additional GPS L1 C/A signals for the Pacific region covering Japan and Australia. NEO-M8 positioning modules are able to receive and track these signals concurrently with GPS signals, resulting in better availability especially under challenging signal conditions, e.g. in urban canyons. The L1- SAIF signal provided by QZSS can be enabled for reception via a GNSS configuration message.

### 1.7.3 IMES

The Japanese Indoor MESSaging System (IMES) system is used for indoor position reporting using low-power transmitters which broadcast a GPS-like signal. NEO-M8 modules can be configured to receive and demodulate the signal to provide an in-door location estimate.



This service is authorized and available only in Japan.



IMES reception is disabled by default

### 1.7.4 Differential GPS (D-GPS)

u-blox receivers support Differential-GPS (D-GPS) data according to RTCM specification 10402.3 [4]: The use of D-GPS improves GPS position accuracy. The RTCM implementation supports the following RTCM 2.3 messages.

Message Type	Description
1	Differential GPS Corrections
2	Delta Differential GPS Corrections
3	GPS Reference Station Parameters
9	GPS Partial Correction Set

**Table 3: Supported RTCM 2.3 messages**



RTCM corrections cannot be used together with SBAS.

For more details see the *u-blox 8 / u-blox M8 Receiver Description Including Protocol Specification* [2].

## 1.8 Broadcast navigation data and satellite signal measurements

The NEO-M8 modules can output all the GNSS broadcast data upon reception from tracked satellites. This includes all the supported GNSS signals plus the augmentation services SBAS, QZSS and IMES. The receiver also makes available the tracked satellite signal information, i.e. raw code phase and Doppler measurements in a form aligned to the ETSI mobile cellular location services protocol (RRLP) [6]. For more details see the *u-blox 8 / u-blox M8 Receiver Description Including Protocol Specification* [2].

## 1.9 Odometer

The odometer function provides information on travelled ground distance (in meters) based on the position and Doppler-based velocity output from the navigation solution. For each computed distance since the last odometer reset, the odometer estimates a 1-sigma accuracy value. The total cumulative ground distance is maintained and saved in the BBR memory.



The odometer feature is disabled by default. For more details see the *u-blox 8 / u-blox M8 Receiver Description Including Protocol Specification* [2].

## 1.10 Data logging (NEO-M8N)

The NEO-M8N module can be used in data logging applications. The data logging feature enables continuous storage of position, velocity and time information to an onboard SQL flash memory (at least 16 Mbit). It can also log the distance from the odometer. The information can be downloaded from the receiver later for further analysis or for conversion to a mapping tool. For more information see the *u-blox 8 / u-blox M8 Receiver Description Including Protocol Specification* [2].

## 1.11 Geofencing

The u-blox NEO-M8 modules support up to four circular Geofencing areas defined on the Earth's surface using a 2D model. Geofencing is active when at least one Geo-fence is defined, the current status can be found by polling the receiver. A GPIO pin can be nominated to indicate status to e.g. wake up a host on activation.

## 1.12 Message Integrity Protection

The NEO-M8 modules provide a function to detect third party interference with the UBX message stream sent from receiver to host. The security mechanism "signs" nominated messages via a subsequent UBX message. This message signature is then compared with one generated by the host to determine if the message data has been altered. The signature algorithm seed can use one fixed secret ID-key set by eFuse in production and a dynamic ID-key set by the host, enabling users to detect "man-in-the-middle" style attacks.

## 1.13 Spoofing Detection

Spoofing is a process whereby a malicious third party tries to control the reported position via a "fake" GNSS broadcast signal. This may result in the form of reporting incorrect position, velocity or time. To combat against this, NEO-M8 modules include spoofing detection measures to alert the host when signals appear to be

suspicious. The receiver combines a number of checks on the received signals looking for inconsistencies across several parameters.



This feature does not guarantee to detect all spoofing attacks.

## 1.14 EXTINT: External interrupt

**EXTINT** is an external interrupt pin with fixed input voltage thresholds with respect to **VCC**. It can be used for control of the receiver or for aiding.

For more information about how to implement and configure these features, see the *u-blox 8 / u-blox M8 Receiver Description Including Protocol Specification* [2] and the *NEO-8Q / NEO-M8 Hardware Integration Manual* [1].

### 1.14.1 Pin Control

The pin control feature allows overriding the automatic active/inactive cycle of Power Save Mode. The state of the receiver can be controlled through the **EXTINT** pin.

The receiver can also be forced OFF using **EXTINT** when Power Save Mode is not active.

### 1.14.2 Aiding

The **EXTINT** pin can be used to supply time or frequency aiding data to the receiver.

For time aiding, hardware time synchronization can be achieved by connecting an accurate time pulse to the **EXTINT** pin.

Frequency aiding can be implemented by connecting a periodic rectangular signal with a frequency up to 500 kHz and arbitrary duty cycle (low/high phase duration must not be shorter than 50 ns) to the **EXTINT** pin. Provide the applied frequency value to the receiver using UBX messages.

## 1.15 TIMEPULSE

A configurable time pulse signal is available with all u-blox M8 modules.

The **TIMEPULSE** output generates pulse trains synchronized with GPS or UTC time grid with intervals configurable over a wide frequency range. Thus it may be used as a low frequency time synchronization pulse or as a high frequency reference signal.

By default the time pulse signal is configured to 1 pulse per second. For more information see the *u-blox 8 / u-blox M8 Receiver Description Including Protocol Specification* [2].

## 1.16 Protocols and interfaces

Protocol	Type
NMEA 0183, version 4.0 (V2.1, V2.3 or V4.1 configurable)	Input/output, ASCII
UBX	Input/output, binary, u-blox proprietary
RTCM	Input message, 1, 2, 3, 9

**Table 4: Available Protocols**

All protocols are available on UART, USB, DDC (I<sup>2</sup>C compliant) and SPI. For specification of the various protocols see the *u-blox 8 / u-blox M8 Receiver Description Including Protocol Specification* [2].

## 1.17 Interfaces

A number of interfaces are provided either for data communication or memory access. The embedded firmware uses these interfaces according to their respective protocol specifications.

### 1.17.1 UART

The NEO-M8 modules include one UART interface, which can be used for communication to a host. It supports configurable baud rates. For supported baud rates see the *u-blox 8 / u-blox M8 Receiver Description Including Protocol Specification* [2].



Designs must allow access to the UART and the **SAFEBOOT\_N** function pin for future service, updates and reconfiguration.

### 1.17.2 USB

A USB interface, which is compatible to USB version 2.0 FS (Full Speed, 12 Mbit/s), can be used for communication as an alternative to the UART. The pull-up resistor on pin USB\_DP is integrated to signal a full-speed device to the host. The VDD\_USB pin supplies the USB interface. The u-blox USB (CDC-ACM) driver supports Windows Vista plus Windows 7 and 8 operating systems. A separate driver (CDC-ACM) is not required for Windows 10 which has a built-in USB-serial driver. However, plugging initially into an internet connected Windows 10 PC, will down-load the u-blox combined sensor and VCP driver package.



USB drivers can be down-loaded from the u-blox web site, [www.u-blox.com](http://www.u-blox.com).

### 1.17.3 SPI

The SPI interface is designed to allow communication to a host CPU. The interface can be operated in slave mode only. The maximum transfer rate using SPI is 125kB/s and the maximum SPI clock frequency is 5.5 MHz. Note that SPI is not available in the default configuration, because its pins are shared with the UART and DDC interfaces. The SPI interface can be enabled by connecting **D\_SEL** (Pin 2) to ground (see section 3.1).

### 1.17.4 Display Data Channel (DDC)

An I<sup>2</sup>C compliant DDC interface is available for communication with an external host CPU or u-blox cellular modules. The interface can be operated in slave mode only. The DDC protocol and electrical interface are fully compatible with Fast-Mode of the I<sup>2</sup>C industry standard. Since the maximum SCL clock frequency is 400 kHz, the maximum transfer rate is 400 kb/s.

## 1.18 Clock generation

### 1.18.1 Oscillators

NEO-M8 GNSS modules are available in TCXO and crystal versions. The TCXO allows accelerated weak signal acquisition, enabling faster start and reacquisition times.

Oscillators used on NEO-M8 modules are carefully selected and screened for stability and against frequency perturbations across the full operating range (-40° to +85°C).

The careful selection and qualification of critical parts, such as GNSS oscillators, has resulted in u-blox modules being the most reliable positioning modules in the industry, particularly in challenging conditions.

### 1.18.2 Real-Time Clock (RTC)

The RTC is driven by a 32 kHz oscillator using an RTC crystal. If the main supply voltage fails, and a battery is connected to **V\_BCKP**, parts of the receiver switch off, but the RTC still runs providing a timing reference for the receiver. This operating mode is called Hardware Backup Mode, which enables all relevant data to be saved in the backup RAM to allow a hot or warm start later.

## 1.19 Power management

u-blox M8 technology offers a power-optimized architecture with built-in autonomous power saving functions to minimize power consumption at any given time. Furthermore, the receiver can be used in two operating modes: Continuous mode for best performance or Power Save Mode for optimized power consumption respectively.

### 1.19.1 DC/DC converter

The NEO-M8 modules integrate a DC/DC converter, allowing reduced power consumption especially when using a main supply voltage above 2.5 V.



For more information see the *NEO-8Q / NEO-M8 Hardware Integration Manual* [1].

### 1.19.2 Power Mode Setup

u-blox M8 modules can be configured to run in either continuous or a choice of Power Save mode configurations. A template of power mode settings can be used to easily select typical power mode setups to cover the majority of users' requirements.

For specific power saving applications the user has the option to fully configure via the power save mode configuration. For more information, see section 1.19.4

The u-blox M8 modules' power mode setup offers a choice of continuous operation and preset Power Save Mode Configurations.

- Continuous (default) mode for best GNSS performance vs power consumption
- Continuous with no compromise in power consumption
- A 1Hz cyclic tracking mode for aggressive power reduction
- Choice of 2 or 4 Hz<sup>8</sup> cyclic tracking modes for typical wearable applications
- ON/OFF interval mode

### 1.19.3 Continuous Mode

Continuous Mode uses the acquisition engine at full performance resulting in the shortest possible TTFF and the highest sensitivity. It searches for all possible satellites until the Almanac is completely downloaded. The receiver then switches to the tracking engine to lower power consumption.

Thus, a lower tracking current consumption level will be achieved when:

- A valid GNSS position is obtained
- The entire Almanac has been downloaded
- The Ephemeris for each satellite in view is valid

### 1.19.4 Power Save Mode

For specific power saving applications outside the typical preset power mode setups, users can configure a tailored Power Save Mode.

Power Save Mode provides two dedicated methods, ON/OFF and Cyclic tracking, that reduce average current consumption in different ways to match the needs of the specific application. These operations can be set by using a specific UBX message.



For more information about power management strategies, see the *u-blox 8 / u-blox M8 Receiver Description Including Protocol Specification* [2].

---

<sup>8</sup> Single GNSS constellation configuration only



## 1.20 Antenna

NEO-M8 modules are designed for use with passive<sup>9</sup> and active<sup>10</sup> antennas.

Parameter	Specification	
Antenna Type	Passive and active antenna	
Active Antenna Recommendations	Minimum gain	15 dB (to compensate signal loss in RF cable)
	Maximum gain	50 <sup>11</sup> dB / 30 <sup>12</sup> dB
	Maximum noise figure	1.5 dB

**Table 5: Antenna Specifications for NEO-M8 modules**

## 1.21 LNA\_EN

The LNA\_EN pin provides optional control for switching off power to an active antenna or separate LNA. This facility is provided to help minimize power consumption in power save mode operation. See the *NEO-8Q / NEO-M8 Hardware Integration Manual* [1] for more information.

<sup>9</sup> For integration of NEO-M8 modules with Cellular products, see the *NEO-8Q / NEO-M8 Hardware Integration Manual* [1].

<sup>10</sup> For information on using active antennas with NEO-M8 modules, see the *NEO-8Q / NEO-M8 Hardware Integration Manual* [1].

<sup>11</sup> NEO-M8M

<sup>12</sup> NEO-M8N/Q

## 2 Pin Definition

### 2.1 Pin assignment



Figure 2: Pin Assignment

No	Name	I/O	Description
1	SAFEBOOT_N	I	SAFEBOOT_N (for future service, updates and reconfiguration, leave OPEN)
2	D_SEL	I	Interface select
3	TIMEPULSE	O	Time pulse (1PPS)
4	EXTINT	I	External Interrupt Pin
5	USB_DM	I/O	USB Data
6	USB_DP	I/O	USB Data
7	VDD_USB	I	USB Supply
8	RESET_N	I	RESET_N
9	VCC_RF	O	Output Voltage RF section
10	GND	I	Ground
11	RF_IN	I	GNSS signal input
12	GND	I	Ground
13	GND	I	Ground
14	LNA_EN / Reserved	O	LNA_EN (NEO-M8N/Q): Antenna/LNA control Reserved (NEO-M8M): Reserved
15	Reserved	-	Reserved
16	Reserved	-	Reserved
17	Reserved	-	Reserved
18	SDA / SPI CS_N	I/O	DDC Data if D_SEL =1 (or open) SPI Chip Select if D_SEL = 0
19	SCL / SPI CLK	I/O	DDC Clock if D_SEL =1(or open) SPI Clock if D_SEL = 0
20	TXD / SPI MISO	O	Serial Port if D_SEL =1(or open) SPI MISO if D_SEL = 0
21	RXD / SPI MOSI	I	Serial Port if D_SEL =1(or open) SPI MOSI if D_SEL = 0
22	V_BCKP	I	Backup voltage supply
23	VCC	I	Supply voltage
24	GND	I	Ground

Table 6: Pinout of NEO-M8



Pins designated Reserved should not be used. For more information about Pinouts see the *NEO-8Q / NEO-M8 Hardware Integration Manua* [1].

## 2.2 Pin name changes

Selected pin names have been updated to agree with a common naming convention across u-blox modules. The pins have not changed their operation and are the same physical hardware but with updated names. The table below lists the pins that have changed name along with their old and new names.

No	Previous Name	New name
1	Reserved	SAFEBOOT_N
14	ANT_ON	LNA_EN
20	TxD SPI MISO	TXD / SPI MISO
21	RxD SPI MOSI	RXD / SPI MOSI

**Table 7: Pin name changes**

## 3 Configuration management

Configuration settings can be modified with UBX configuration messages. The modified settings remain effective until power-down or reset. If these settings have been stored in battery-backup RAM, then the modified configuration will be retained, as long as the backup battery supply is not interrupted.

With the NEO-M8, configuration settings modified with UBX configuration messages can be saved permanently. In this case, the modified settings remain effective even after power-down and do not require backup battery supply.

### 3.1 Interface Selection (D\_SEL)

At startup Pin 2 (**D\_SEL**) determines which data interfaces are used for communication. If **D\_SEL** is set high or left open, UART and DDC become available. If **D\_SEL** is set low, i.e. connected to ground, the NEO-M8 module series can communicate to a host via SPI.

PIN #	D_SEL="1" (left open)	D_SEL = "0" (connected to GND)
20	UART TX	SPI MISO
21	UART RX	SPI MOSI
19	DDC SCL	SPI CLK
18	DDC SDA	SPI CS_N

Table 8: Data interface selection by D\_SEL

## 4 Electrical specification



The limiting values given are in accordance with the Absolute Maximum Rating System (IEC 134). Stress above one or more of the limiting values may cause permanent damage to the device. These are stress ratings only and operation of the device at these or at any other conditions above those given in the characteristics sections of the specification is not implied. Exposure to these limits for extended periods may affect device reliability.



Where application information is given, it is advisory only and does not form part of the specification. For more information see the *NEO-8Q / NEO-M8 Hardware Integration Manua* [1].

### 4.1 Absolute maximum rating

Parameter	Symbol	Condition	Min	Max	Units
Power supply voltage	VCC		-0.5	3.6	V
Backup battery voltage	V_BCKP		-0.5	3.6	V
USB supply voltage	VDD_USB		-0.5	3.6	V
Input pin voltage	Vin		-0.5	VCC+0.5	V
	Vin_usb		-0.5	VDD_USB	V
DC current trough any digital I/O pin (except supplies)	Ipin			10	mA
VCC_RF output current	ICC_RF			100	mA
Input power at RF_IN	Prfin	source impedance = 50 W, continuous wave		15	dBm
Storage temperature	Tstg		-40	85	°C

Table 9: Absolute maximum ratings



**Stressing the device beyond the “Absolute Maximum Ratings” may cause permanent damage. These are stress ratings only. The product is not protected against overvoltage or reversed voltages. If necessary, voltage spikes exceeding the power supply voltage specification, given in table above, must be limited to values within the specified boundaries by using appropriate protection diodes.**

## 4.2 Operating conditions



All specifications are at an ambient temperature of 25°C. Extreme operating temperatures can significantly impact specification values. Applications operating near the temperature limits should be tested to ensure the specification.

Parameter	Symbol	Min	Typical	Max	Units	Condition
Power supply voltage	VCC	2.7	3.0	3.6	V	
Supply voltage USB	VDDUSB	3.0	3.3	3.6	V	
Backup battery voltage	V_BCKP	1.4		3.6	V	
Backup battery current	I_BCKP		15		µA	V_BCKP = 1.8 V, VCC = 0 V
SW backup current	I_SWBCKP		30		µA	VCC = 3 V
Input pin voltage range	Vin	0		VCC	V	
Digital IO Pin Low level input voltage	Vil	0		0.2*VCC	V	
Digital IO Pin High level input voltage	Vih	0.7*VCC		VCC	V	
Digital IO Pin Low level output voltage	Vol			0.4	V	Iol = 4mA
Digital IO Pin High level output voltage	Voh	VCC-0.4			V	Ioh = 4mA
Pull-up resistor for RESET_N (internal)	Rpu		11		kΩ	
USB_DM, USB_DP	VinU	Compatible with USB with 27 Ω series resistance				
VCC_RF voltage	VCC_RF		VCC-0.1		V	
VCC_RF output current	ICC_RF			50	mA	
Receiver Chain Noise Figure <sup>13</sup>	NFtot		2.0		dB	
Operating temperature	Topr	-40		85	°C	

**Table 10: Operating conditions**



Operation beyond the specified operating conditions can affect device reliability.

<sup>13</sup> Only valid for the GPS band

### 4.3 Indicative current requirements

Table 11 lists examples of the total system supply current for a possible application.



Values in Table 11 are provided for customer information only as an example of typical power requirements. Values are characterized on samples, actual power requirements can vary depending on FW version used, external circuitry, number of SVs tracked, signal strength, type of start as well as time, duration and conditions of test.

Parameter	Symbol	Module	Typ GPS & GLONASS	Typ GPS	Max	Units	Condition
Max. supply current <sup>14</sup>	Iccp	All			67	mA	
		NEO-M8N	32	25		mA	
	Icc Acquisition <sup>17</sup>	NEO-M8M	24	19		mA	Estimated at 3 V
		NEO-M8Q	30	24		mA	
		NEO-M8N	30	23		mA	
Average supply current <sup>15, 16</sup>	Icc Tracking (Continuous mode)	NEO-M8M	21	17		mA	Estimated at 3 V
		NEO-M8Q	28	23		mA	
		NEO-M8N	13	12		mA	
	Icc Tracking (Power Save mode / 1 Hz)	NEO-M8M	5.3	4.8		mA	Estimated at 3 V
		NEO-M8Q	11.5	11.1		mA	

**Table 11: Indicative power requirements at 3.0 V**



For more information about power requirements, see the *NEO-8Q / NEO-M8 Hardware Integration Manual* [1].



For more information on how to noticeably reduce current consumption, see the *Power Management Application Note* [5].

<sup>14</sup> Use this figure to dimension maximum current capability of power supply. Measurement of this parameter with 1 Hz bandwidth.

<sup>15</sup> Use this figure to determine required battery capacity.

<sup>16</sup> Simulated GNSS constellation using power levels of -130 dBm. VCC = 3.0 V

<sup>17</sup> Average current from start-up until the first fix.

## 4.4 SPI timing diagrams

In order to avoid incorrect operation of the SPI, the user needs to comply with certain timing conditions. The following signals need to be considered for timing constraints:

Symbol	Description
SPI CS_N (SS_N)	Slave select signal
SPI CLK (SCK)	Slave clock signal

Table 12: Symbol description

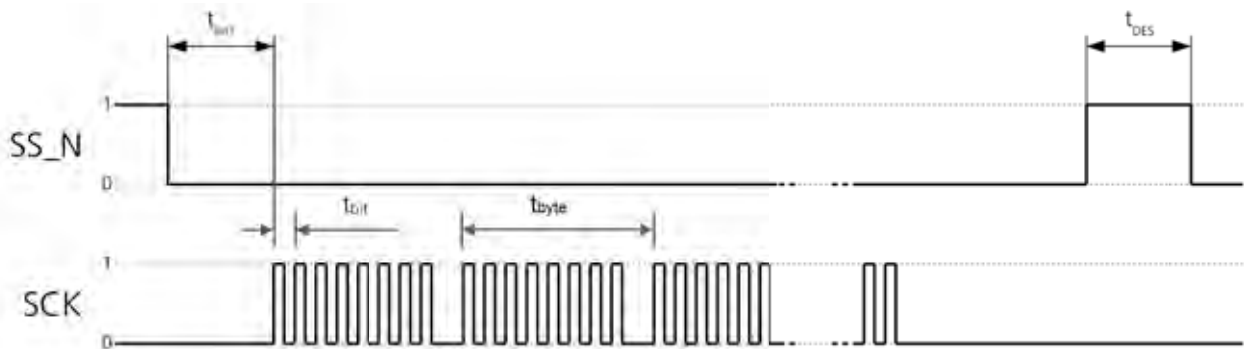


Figure 3: SPI timing diagram

### 4.4.1 Timing recommendations

The recommendations below are based on a firmware running from Flash memory.

Parameter	Description	Recommendation
$t_{INIT}$	Minimum Initialization Time	10 us
$t_{DES}$	Deselect Time	1 ms.
$t_{bit}$	Minimum bit time	180 ns (5.5 MHz max bit frequency)
$t_{byte}$	Minimum byte period	8 ns (125 kHz max byte frequency)

Table 13: SPI timing recommendations



The values in the above table result from the requirement of an error-free transmission. By allowing just a few errors and disabling the glitch filter, the bit rate can be increased considerably.

## 4.5 DDC timing diagrams

The DDC interface is I<sup>2</sup>C Fast Mode compliant. For timing parameters consult the I<sup>2</sup>C standard.



The maximum bit rate is 400 kb/s. The interface stretches the clock when slowed down when serving interrupts, so real bit rates may be slightly lower.



## 5 Mechanical specifications

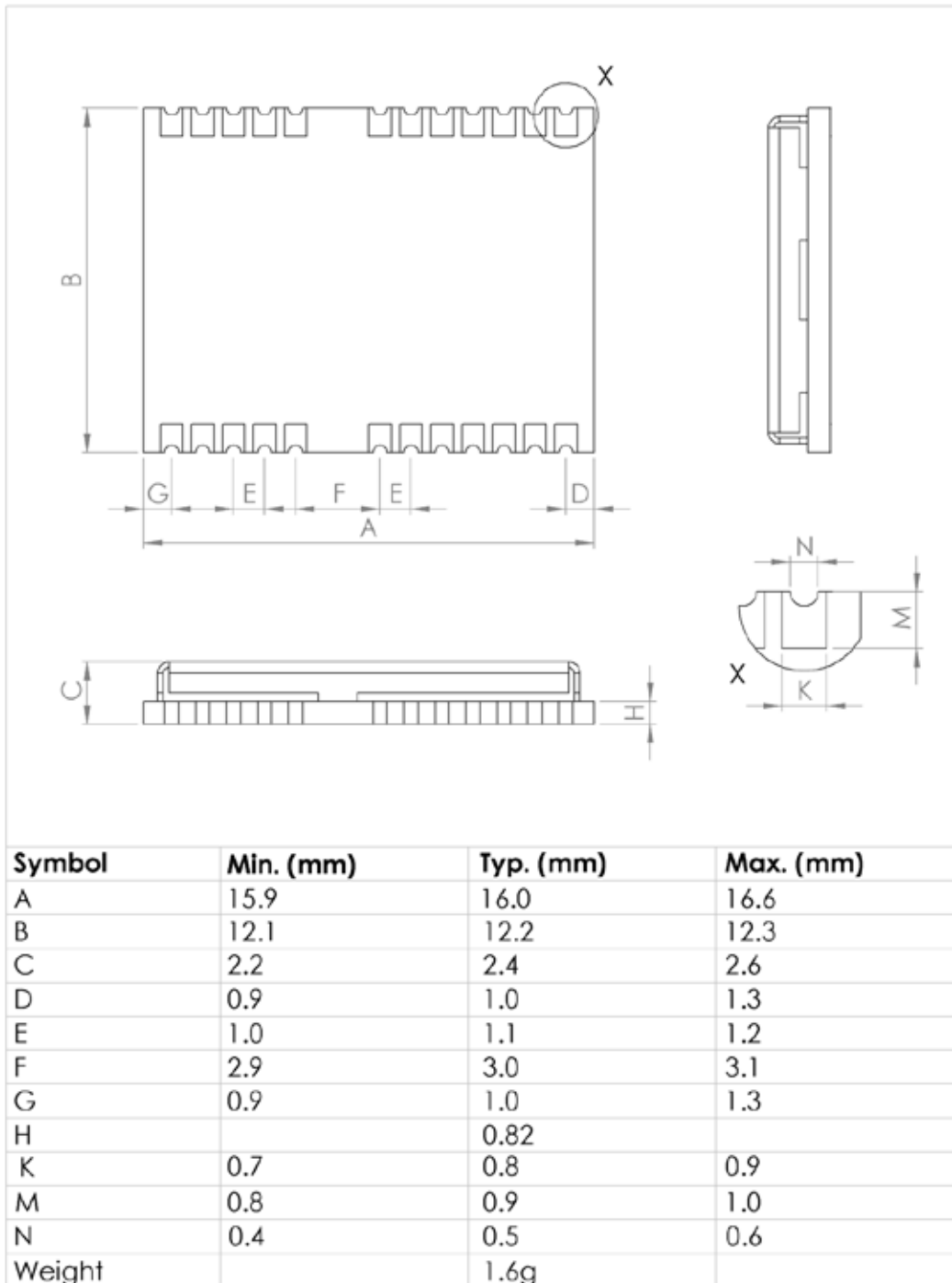


Figure 4: Dimensions



For information about the paste mask and footprint, see the *NEO-8Q / NEO-M8 Hardware Integration Manua* [1].

## 6 Reliability tests and approvals

### 6.1 Reliability tests



All NEO-M8 modules are based on AEC-Q100 qualified GNSS chips.

Tests for product family qualifications are according to ISO 16750 "Road vehicles – environmental conditions and testing for electrical and electronic equipment", and appropriate standards.

### 6.2 Approvals



Products marked with this lead-free symbol on the product label comply with the "Directive 2002/95/EC of the European Parliament and the Council on the Restriction of Use of certain Hazardous Substances in Electrical and Electronic Equipment" (RoHS).

All u-blox M8 GNSS modules are RoHS compliant.

## 7 Product handling & soldering

### 7.1 Packaging

The NEO-M8 GNSS modules are delivered as hermetically sealed, reeled tapes in order to enable efficient production, production lot set-up and tear-down. For more information see the *u-blox Package Information Guide* [3].

#### 7.1.1 Reels

The NEO-M8 GNSS modules are deliverable in quantities of 250 pcs on a reel. The NEO-M8 modules are shipped on Reel Type B, as specified in the *u-blox Package Information Guide* [3].

#### 7.1.2 Tapes

The dimensions and orientations of the tapes for NEO-M8 modules are specified in Figure 5.

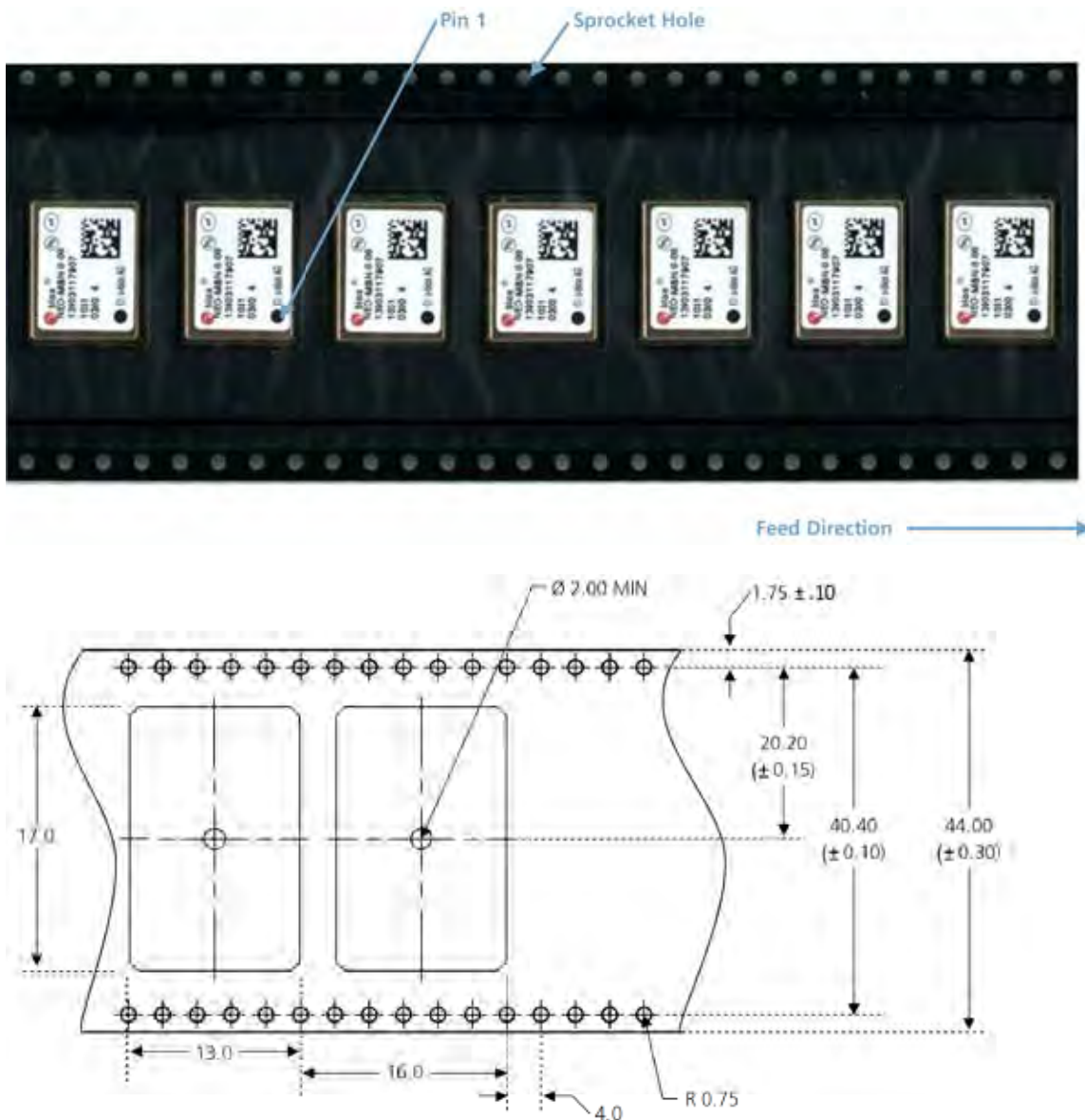


Figure 5: Dimensions and orientation for NEO-M8 modules on tape

## 7.2 Shipment, storage and handling

For important information regarding shipment, storage and handling see the *u-blox Package Information Guide* [3].

### 7.2.1 Moisture Sensitivity Levels

The Moisture Sensitivity Level (MSL) relates to the packaging and handling precautions required. The NEO-M8 modules are rated at MSL level 4.



For MSL standard see IPC/JEDEC J-STD-020, which can be downloaded from [www.jedec.org](http://www.jedec.org).

For more information regarding MSL see the *u-blox Package Information Guide* [3].

### 7.2.2 Reflow soldering

Reflow profiles are to be selected according u-blox recommendations (see the *NEO-8Q / NEO-M8 Hardware Integration Manual* [1]).

### 7.2.3 ESD handling precautions



**NEO-M8 modules are Electrostatic Sensitive Devices (ESD). Observe precautions for handling! Failure to observe these precautions can result in severe damage to the GNSS receiver!**

GNSS receivers are Electrostatic Sensitive Devices (ESD) and require special precautions when handling. Particular care must be exercised when handling patch antennas, due to the risk of electrostatic charges. In addition to standard ESD safety practices, the following measures should be taken into account whenever handling the receiver:

- Unless there is a galvanic coupling between the local GND (i.e. the work table) and the PCB GND, then the first point of contact when handling the PCB must always be between the local GND and PCB GND.
- Before mounting an antenna patch, connect ground of the device
- When handling the RF pin, do not come into contact with any charged capacitors and be careful when contacting materials that can develop charges (e.g. patch antenna ~10 pF, coax cable ~50-80 pF/m, soldering iron, ...)
- To prevent electrostatic discharge through the RF input, do not touch any exposed antenna area. If there is any risk that such exposed antenna area is touched in non ESD protected work area, implement proper ESD protection measures in the design.
- When soldering RF connectors and patch antennas to the receiver's RF pin, make sure to use an ESD safe soldering iron (tip).



## 8 Default messages

Interface	Settings
UART Output	9600 Baud, 8 bits, no parity bit, 1 stop bit Configured to transmit both NMEA and UBX protocols, but only the following NMEA (and no UBX) messages have been activated at start-up: <b>GGA, GLL, GSA, GSV, RMC, VTG, TXT</b>
USB Output	Configured to transmit both NMEA and UBX protocols, but only the following NMEA (and no UBX) messages have been activated at start-up: <b>GGA, GLL, GSA, GSV, RMC, VTG, TXT</b> USB Power Mode: Bus Powered
UART Input	9600 Baud, 8 bits, no parity bit, 1 stop bit, Autobauding disabled Automatically accepts following protocols without need of explicit configuration: UBX, NMEA, RTCM The GNSS receiver supports interleaved UBX and NMEA messages.
USB Input	Automatically accepts following protocols without need of explicit configuration: UBX, NMEA The GPS receiver supports interleaved UBX and NMEA messages. USB Power Mode: Bus Powered
DDC	Fully compatible with the I <sup>2</sup> C industry standard, available for communication with an external host CPU or u-blox cellular modules, operated in slave mode only. Default messages activated. NMEA and UBX are enabled as input messages, only NMEA as output messages. Maximum bit rate 400 kb/s.
SPI	Allow communication to a host CPU, operated in slave mode only. Default messages activated. SPI is not available in the default configuration.
TIMEPULSE (1 Hz Nav)	1 pulse per second, synchronized at rising edge, pulse length 100 ms

**Table 14: Default messages**



Refer to the *u-blox 8 / u-blox M8 Receiver Description Including Protocol Specification* [2] for information about further settings.

## 9 Labeling and ordering information

### 9.1 Product labeling

The labeling of u-blox NEO-M8 GNSS modules includes important product information. The location of the NEO-M8 product type number is shown in Figure 6.

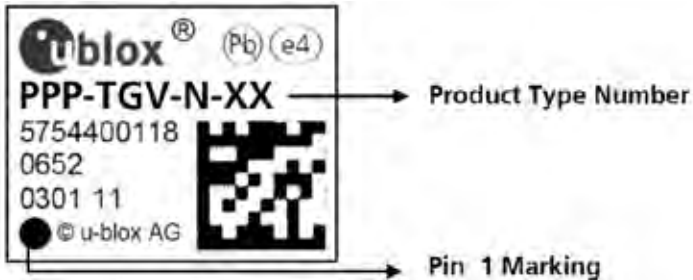


Figure 6: Location of product type number on u-blox NEO-M8 module label

### 9.2 Explanation of codes

Three different product code formats are used. The **Product Name** is used in documentation such as this data sheet and identifies all u-blox M8 products, independent of packaging and quality grade. The **Ordering Code** includes options and quality, while the **Type Number** includes the hardware and firmware versions. Table 15 shows the structure of these three different formats.

Format	Structure
Product Name	PPP-TGV
Ordering Code	PPP-TGV-N
Type Number	PPP-TGV-N-XX

Table 15: Product Code Formats

The parts of the product code are explained in Table 16.

Code	Meaning	Example
PPP	Product Family	NEO
TG	Platform	M8 = u-blox M8
V	Variant	Function set (A-Z), T = Timing, R = DR, etc.
N	Option / Quality Grade	Describes standardized functional element or quality grade 0 = Default variant, A = Automotive
XX	Product Detail	Describes product details or options such as hard- and software revision, cable length, etc.

Table 16: part identification code

### 9.3 Ordering codes

Ordering No.	Product
NEO-M8M-0	u-blox M8 Concurrent GNSS LCC Module, crystal, ROM, 12.2x16 mm, 250 pcs/reel
NEO-M8N-0	u-blox M8 Concurrent GNSS LCC Module, TCXO, flash, SAW, LNA, 12.2x16 mm, 250 pcs/reel
NEO-M8Q-0	u-blox M8 Concurrent GNSS LCC Module, TCXO, ROM, SAW, LNA, 12.2x16 mm, 250 pcs/reel

Table 17: Product ordering codes for professional grade modules



Product changes affecting form, fit or function are documented by u-blox. For a list of Product Change Notifications (PCNs) see our website.

## Related documents

- [1] NEO-8Q / NEO-M8 Hardware Integration Manual, Doc. No. UBX-15029985
- [2] u-blox 8 / u-blox M8 Receiver Description including Protocol Specification (Public version), Doc. No. UBX-13003221
- [3] u-blox Package Information Guide, Doc. No. UBX-14001652
- [4] RTCM 10402.3 Recommended Standards for Differential GNSS, Ver. 2.3, RTCM AUG. 20, 2001
- [5] Power Management Application Note, Doc. No. UBX-13005162
- [6] Radio Resource LCS Protocol (RRLP), (3GPP TS 44.031 version 11.0.0 Release 11)



For regular updates to u-blox documentation and to receive product change notifications, register on our homepage (<http://www.u-blox.com>).

## Revision history

Revision	Date	Name	Status / Comments
R01	28-Jan-2016	byou	Advance Information
R02	01-Jun-2016	byou	Added NEO-M8M and NEO-M8Q variant information, pin name change advisory
R03	05-Aug-2016	byou	Product Information

# Contact

For complete contact information visit us at [www.u-blox.com](http://www.u-blox.com)

## u-blox Offices

### North, Central and South America

#### u-blox America, Inc.

Phone: +1 703 483 3180  
E-mail: [info\\_us@u-blox.com](mailto:info_us@u-blox.com)

#### Regional Office West Coast:

Phone: +1 408 573 3640  
E-mail: [info\\_us@u-blox.com](mailto:info_us@u-blox.com)

#### Technical Support:

Phone: +1 703 483 3185  
E-mail: [support\\_us@u-blox.com](mailto:support_us@u-blox.com)

### Headquarters Europe, Middle East, Africa

#### u-blox AG

Phone: +41 44 722 74 44  
E-mail: [info@u-blox.com](mailto:info@u-blox.com)  
Support: [support@u-blox.com](mailto:support@u-blox.com)

### Asia, Australia, Pacific

#### u-blox Singapore Pte. Ltd.

Phone: +65 6734 3811  
E-mail: [info\\_ap@u-blox.com](mailto:info_ap@u-blox.com)  
Support: [support\\_ap@u-blox.com](mailto:support_ap@u-blox.com)

#### Regional Office Australia:

Phone: +61 2 8448 2016  
E-mail: [info\\_anz@u-blox.com](mailto:info_anz@u-blox.com)  
Support: [support\\_ap@u-blox.com](mailto:support_ap@u-blox.com)

#### Regional Office China (Beijing):

Phone: +86 10 68 133 545  
E-mail: [info\\_cn@u-blox.com](mailto:info_cn@u-blox.com)  
Support: [support\\_cn@u-blox.com](mailto:support_cn@u-blox.com)

#### Regional Office China (Chongqing):

Phone: +86 23 6815 1588  
E-mail: [info\\_cn@u-blox.com](mailto:info_cn@u-blox.com)  
Support: [support\\_cn@u-blox.com](mailto:support_cn@u-blox.com)

#### Regional Office China (Shanghai):

Phone: +86 21 6090 4832  
E-mail: [info\\_cn@u-blox.com](mailto:info_cn@u-blox.com)  
Support: [support\\_cn@u-blox.com](mailto:support_cn@u-blox.com)

#### Regional Office China (Shenzhen):

Phone: +86 755 8627 1083  
E-mail: [info\\_cn@u-blox.com](mailto:info_cn@u-blox.com)  
Support: [support\\_cn@u-blox.com](mailto:support_cn@u-blox.com)

#### Regional Office India:

Phone: +91 80 4050 9200  
E-mail: [info\\_in@u-blox.com](mailto:info_in@u-blox.com)  
Support: [support\\_in@u-blox.com](mailto:support_in@u-blox.com)

#### Regional Office Japan (Osaka):

Phone: +81 6 6941 3660  
E-mail: [info\\_jp@u-blox.com](mailto:info_jp@u-blox.com)  
Support: [support\\_jp@u-blox.com](mailto:support_jp@u-blox.com)

#### Regional Office Japan (Tokyo):

Phone: +81 3 5775 3850  
E-mail: [info\\_jp@u-blox.com](mailto:info_jp@u-blox.com)  
Support: [support\\_jp@u-blox.com](mailto:support_jp@u-blox.com)

#### Regional Office Korea:

Phone: +82 2 542 0861  
E-mail: [info\\_kr@u-blox.com](mailto:info_kr@u-blox.com)  
Support: [support\\_kr@u-blox.com](mailto:support_kr@u-blox.com)

#### Regional Office Taiwan:

Phone: +886 2 2657 1090  
E-mail: [info\\_tw@u-blox.com](mailto:info_tw@u-blox.com)  
Support: [support\\_tw@u-blox.com](mailto:support_tw@u-blox.com)





## HOBBYKING BRUSHLESS ESC User Manual



## Thank you for purchasing Hobbyking Brushless Electronic Speed Controller(ESC).

High power systems for RC model can be very dangerous and we strongly suggest that you read this manual carefully. Hobbyking Model have no control over the use, installation, application, or maintenance of these products, thus no liability shall be assumed nor accepted for any damages, losses of costs resulting from the use of this item. Any claims arising from the operating, failure or malfunctioning etc. will be denied. We assume no liability for personal injury, property damage or consequential damages resulting from our product or our workmanship. As far as is legally permitted, the obligation for compensation is limited to the invoice amount of the product in question.

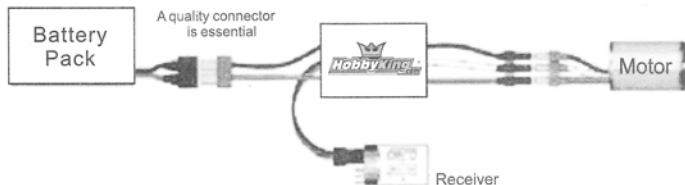
The Hobbyking ESC's high power BEC has been specifically designed for extreme aerobatics and therefore has the capability to support the higher momentary peak demand loads to eliminate the possibility of unwanted shutdowns, and is also capable of supporting continuous simultaneous multiple servo operations typically found in CCPM equipped hardcore 3D E-helicopters.

### Wires Connection:

The speed controller can be connected to the motor by soldering directly or with high quality connectors. Always use new connectors, which should be soldered carefully to the cables and insulated with heat shrink tube. The maximum length of the battery pack wires shall be within 6 inches.

- Solder controller to the motor wires.
- Solder appropriate connectors to the battery wires.
- Insulate all solder connectors with heat shrink tubes.
- Plug the "JR" connector into the receiver throttle channel.
- Controller Red and Black wires connects to battery pack Red and Black wires respectively.

### Brushless Speed Controller



### **Specification:**

Type	Cont. Current(A)	Burst Current (A) 10 sec	Battery cell NiXX/Lipo	Weight (g)	BEC Output	Size(mm) W*L*H	User Program
12A BEC	12A	16A	5-12NC\2-4 Lipo	8	5.0V / 1A	21 x 22 x 4	yes
20A BEC	20A	30A	5-12NC\2-4 Lipo	18	5.0V / 2A	23 x 33 x 6	yes
30A BEC	30A	40A	5-12NC\2-4 Lipo	28	5.0V / 3A	23 x 43 x 6	yes
40A SBEC	40A	60A	5-18NC\2-6 Lipo	32	5.5V / 4A	23 x 52 x 7	yes
50A SBEC	50A	70A	5-18NC\2-6 Lipo	45	5.5V / 4A	31 x 58 x 11	yes
60A SBEC	60A	80A	5-18NC\2-6 Lipo	45	5.5V / 4A	31 x 58 x 11	yes
70A SBEC	70A	90A	5-18NC\2-6 Lipo	53	5.5V / 5A	31 x 57 x 12	yes
85A SBEC	85A	100A	5-18NC\2-6 Lipo	62	5.5V / 5A	36 x 62 x 16	yes

### **Features:**

- ◆ Extremely low internal resistance
- ◆ Super smooth and accurate throttle linearity
- ◆ Safety thermal over-load protection
- ◆ Auto throttle shut down in signal lose situation
- ◆ Supports high RPM motors
- ◆ Power arming protection (prevents the motor from accidentally running when switched ON)
- ◆ New Advanced programming software

### **Our ESC allows you to program all functions to fit your specific needs,which makes it very efficient and user friendly:**

- 1.User programmable brake setting (we recommend using brake for only folding props applications)
- 2.User programmable battery type(LiPo or NiCd/NiMH)
- 3.User programmable low voltage cutoff setting
- 4.User programmable factory default setup restore
- 5.User programmable timing settings (to enhance ESC efficiency and smoothness)
- 6.User programmable soft acceleration start ups (for delicate gearbox and helicopter applications)
- 7.User programmable governor mode(for helicopter applications)
- 8.User programmable motor rotation(clockwise\counterclockwise)
- 9.User programmable switching frequency
- 10.User programmable low voltage cutoff type (power reduction or immediate shutdown)

## Settings:

### **1.Brake: ON/OFF**

- \* ON-Sets the propeller to the brake position when the throttle stick is at the minimum position (Recommended for folding props).
- \* OFF-Sets the propeller to freewheel when the throttle stick is at the minimum position.

### **2.Battery type: LiPo or NiCad/NiMH**

- \* NiCad/NiMH- Sets Low Voltage protection threshold for NiCad/NiMH cells.
- \* LiPo - Sets Low voltage protection threshold for LiPo cells and automatically detects the number of cells within the pack.

Note: Selecting the NiCad/NiMH option for the battery type, triggers the ESC to automatically set the cutoff threshold to the factory default of 60%. The cutoff threshold can then be subsequently altered through the Low Voltage protection function, if required. The ESC will read the initial voltage of the NiCad/NiMH pack once it is plugged in and the voltage read will then be used as a reference for the cutoff voltage threshold.

### **3.Low Voltage Protection Threshold ( Cutoff Threshold ):**

Low / Medium / High

- 1) For Li-PO packs- number of cells are automatically calculated and requires no user input apart from defining the battery type. This ESC provides 3 setting options for the low voltage protection threshold ; Low (2.8V)/ Medium (3.0V)/ High (3.2V). For example : the voltage cutoff options for an 11.1V/ 3 cell Li-Po pack would be 8.4V (Low)/ 9.0V(Med)/ 9.6V(High)
- 2) For Ni-MH packs-low / medium / high cutoff voltages are 50%/60%/65% of the initial voltage of the battery pack.. For example: A fully charged 6 cell NiMH pack's voltage is  $1.44V \times 6=8.64V$ , when "LOW" cutoff voltage is set, the cutoff voltage is:  $8.64V \times 50%=4.3V$  and when "Medium" of "High" is set, the cutoff voltage is now  $8.64V \times 65%=5.61V$ .

### **4. Restore factory setup defaults:**

Restore- Sets the ESC back to factory default settings;

Brake:	OFF
Battery type Detect:	LiPo with Automatic Cell
Low voltage cutoff threshold:	Medium (3.0V/60%)
Timing setup:	Automatic
Soft Acceleration Start Up:	Soft Acceleration
Governor mode :	RPM OFF
Frequency :	8kHz
Low voltage cutoff type:	Reduce power

### **5. Timing setup : Automatic/ Low / High.**

- \* Automatic (7-30deg)–ESC automatically determines the optimum motor timing
- \* Low (7-22 deg) – Setting for most 2 pole motors.
- \* High(22-30 deg)-setting for motors with 6 or more poles.

In most cases, automatic timing works well for all types of motors. However for high efficiency we recommend the Low timing setting for 2 pole motors (general in-runners) and high timing for 6 poles and above (general outrunners). For higher speed, High timing can be set. Some motors require different timing setups therefore we suggest you to follow the manufacturer recommended setup or use the automatic timing setting if you are unsure.

Note: Run your motor on the ground first after making any changes to your motor timing!

### **6. Soft Acceleration Start ups: Very Soft / Soft Acceleration/ Start Acceleration**

- \* Very Soft – Provides initial slow 1.5 sec ramp-up from start to full rpm intended to protect delicate gears from stripping under instant load. This setting is recommended for either fixed wing models equipped with gearboxes and / or helicopters.
- \* Soft Acceleration- Provides initial slow 1 sec ramp-up from start to full rpm. This setting is recommended for either fixed wing models equipped with gearboxes and or helicopters.
- \* Start Acceleration – Provides quick acceleration start ups with a linear throttle response. This is recommended for fixed wing models fitted with direct drive setups.

### **7. Active RPM Control (Heli Governor mode)**

\*RPM Control OFF

\*First Range: There will be a 5-second delay from start to full rpm, but if the throttle is cutoff after starting, then the next start will be as normal start.

\*Second Range: There will be a 15-second delay from start to full rpm, but if the throttle is cutoff after starting, then the next start will be as normal start.

Note: Once the Governor Mode is enabled, the ESC's Brake and Low Voltage Cutoff Type settings will automatically be reset to No Brake and Reduce Power respectively regardless of what settings they were previously set.

### **8. Motor Rotation: Forward/Reverse**

In most cases motor rotation is usually reversed by swapping two motor wires. However, in cases where the motor cables have been directly soldered the ESC cables, motor rotation can be reversed by changing the value of setting on the ESC.

### 9. Switching Frequency : 8kHz/16kHz

- \* 8kHz – Sets ESC switching frequency for 2 pole motors, e.g. in-runners.
- \* 16kHz – Sets ESC switching frequency for motors with more than 2 poles, e.g. out-runners.

Although 16kHz is more efficient with our Thrust motors, the setup default is 8kHz due to the higher RF noises caused at 16kHz.

### 10. Low Voltage Cutoff Type : Reduce Power / Hard cutoff

- \* Reduce Power – ESC reduces motor power when the pre-set Low Voltage Protection Threshold Value is reached (recommended).
- \* Hard Cutoff – ESC instantly cuts motor power when the pre-set Low Voltage Protection Threshold value is reached.

#### Programming Mode Audible Tones

Programming Mode Audible Tones	ESC Functions
Throttle Calibration (within the first 4 Sec) ●● ●● ●● ●●	
1 Brake * * * * *	Brake On /Off
2 Battery type ~ ~ ~ ~ ~ ~ ~ ~	NiCad /NiMH LiPo
3 Low Voltage Cutoff Threshold * * * * * * * * * * * * * * *	Low 2.8V/50% Medium 3.0V/60% High 3.2V/65%
4 Restore Factory Setup Defaults - - - - -	Restore
5 Timing Setup - - - - - - - - - - - - - - -	Automatic (7-30° ) Low (7-22° ) High (22-30° )
6 Soft Acceleration Start Ups ∨∨ ∨∨ ∨∨ ∨∨ ∨ ∨ ∨ ∨ ∨∨∨ ∨∨∨ ∨∨∨ ∨∨∨	Very Soft Soft Acceleration Start Acceleration
7 Governor Mode * * * * * ** ** ** ** ** *** ** ** ** **	Rpm off Heli first range Heli second range
8 Motor Rotation W W W W	Forward/Reverse
9 Switching Frequency // // // // // // // //	8kHz 16kHz
10 Low Voltage Cutoff Type - - - - - - - - - -	Reduce Power Hard Cut Off

### Using Your New ESC

Improper polarity or short circuit will damage the ESC therefore it is your responsibility to double check all plugs for proper polarity and firm fit BEEORE connecting the battery pack.

### Alert Tones

1. The Hobbyking ESC is equipped with audible alert tones to indicate abnormal conditions at power up.
2. Continuous beeping tone (\*\*\*\*) – Indicates that throttle stick is not in the minimum position.
3. Single beeping tone followed by a one second pause (\* \* \* \*)– Indicates that the battery pack voltage exceeds the acceptable range. (The ESC automatically checks and verifies the battery voltage once the battery is connected).

### Built-in Intelligent ESC Safety Functions

1. Over-heat protection: When the temperature of ESC exceed 110 deg C, the ESC will reduce the output power to allow it too cool.
2. Lost Throttle signal protection: The ESC will automatically cut power to the motor when it detects a lost of throttle signal for 2 second, then motor will emit continuous beeping tone.

### Powering up the ESC for the first time and setting the Automatic Throttle Calibration

The Hobbyking ESC features Automatic Throttle Calibration to attain the smoothest throttle response and resolution throughout the entire throttle range of your transmitter. This step is done once to allow the ESC to “learn and memorize” your Transmitter’s throttle output signals and only repeated if you change your transmitter.

1. Switch your Transmitter ON and set the throttle stick to its maximum position.
2. Connect the battery pack to the ESC. Wait for about 2 seconds, the motor will beep for twice, then put the throttle in the minimum position, the motor will also beep, which indicates that your ESC has got the signal range of the throttle from your transmitter.

*The throttle is now calibrated and your ESC is ready for operation.*

### Entering the Programming Mode:

1. Switch your Transmitter **ON** and set the throttle to its maximum position.
2. Connect the battery pack to the ESC.
3. Wait until you hear two short beeps (•• •• •• ••) confirming that the ESC has now entered the programming mode.
4. If the throttle stick is left in the maximum position beyond 5 seconds, the ESC will begin the sequence from one function and its associated setting options to another. (Please refer to the table below to cross reference the functions with the audible tones).
5. When the desired tone for the function and setting option is reached, move the throttle stick down to its minimum position. ESC will emit two beeps (\*\*) confirming the new setting has been stored.
6. The ESC only allows the setting of one function at a time. Therefore should you require making changes to other function, disconnect the battery pack and wait 5 seconds to reconnect the battery and repeat the above steps.

### Normal ESC start up procedure:

1. Switch your Transmitter **ON** and set the throttle to its minimum position.
2. Connect the battery pack to the ESC.
3. When the ESC is first powered up, it emits two sets of audible tones in succession indicating the status of its working status.
  - \* The first set of tones denotes the number of cells in the LiPo pack connected to the ESC. (Three beeps (\*\*\*) indicates a 3 cell LiPo pack while 4 beeps (\*\*\*\*) indicates a 4 cell LiPo pack).
  - \* The second set denoting Brake status (one beep (\*) for Brake "ON" and two beeps (\*\*) for Brake "OFF").
  - \* The ESC is now ready for use.

### General Safety Precautions

- Do not install the propeller (fixed wing) or drive pinion (helicopter) on the motor when you test the ESC and motor for the first time to verify the correct settings on your radio. Only install your propeller or pinion after you have confirmed that the settings on your radio is correct.



- Never use ruptured or punctured battery cells.
- Never use battery packs that are known to overheat.
- Never short circuit battery or motor terminals.
- Always use proper insulation material for cable insulation.
- Always use proper cable connectors.
- Do not exceed the number of cells or servos specified by the ESC.

Wrong battery polarity will damage the ESC and void the warranty.

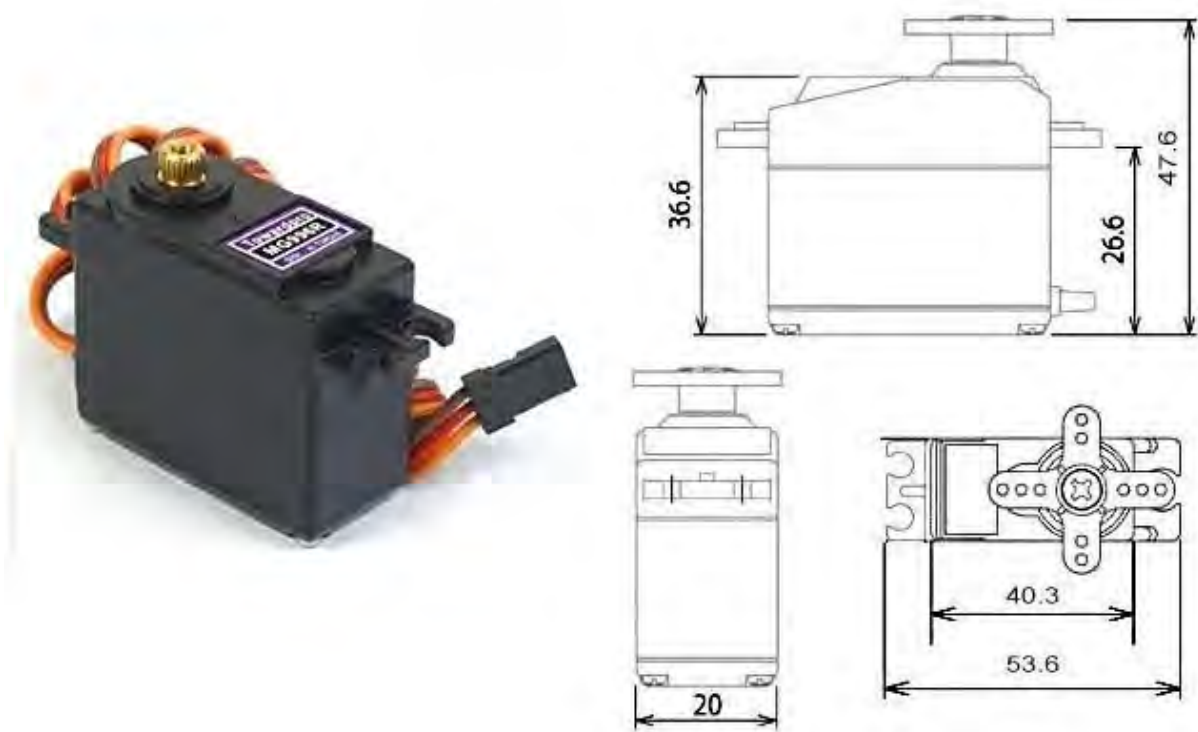
- Install the ESC in a suitable location with adequate ventilation for cooling. This ESC has a built-in over temperature cutoff protection feature that will immediately cut power to the motor once the ESC temperature exceeds the 230 Deg F/ 110 Deg C high temperature limit.
- Use only batteries that are supported by the ESC and ensure the correct polarity before connecting.
- Switch your Transmitter ON and ensure the throttle stick is in the minimum position before connecting the battery pack.
- Never switch your transmitter **OFF** while the battery is connected to your ESC.
- Only connect your battery pack just before flying and do not leave your battery pack connected after flying.
- Handle your model with extreme care once the battery pack is connected and keep away from the propeller at all times. Never stand in-line or directly in front of any rotating parts.
- Do not immerse the ESC underwater or allow it to get wet while powered up.
- Always fly at a designated flying site and abide by the rules and guidelines set by your flying club.

## Trouble Shooting

Trouble	Possible Reason	Action
Motor doesn't work, but there are audible tones signalling the number of cells after powering up ESC.	The ESC throttle calibration has not set up.	Set up the ESC throttle calibration.
Motor doesn't work and no audible tone emitted after connecting the battery. Servos are not working either.	Poor/loose Connection between battery Pack and ESC.	Clean connector terminals or replace connector.
	No power	Replace with a freshly charged battery pack
	Poor soldered connections (dry joints)	Re-solder the cable connections
	Wrong battery cable polarity	Check and verify cable polarity
	ESC throttle cable connected to receiver in the reverse polarity	Check the ESC cable connected to the ESC to ensure the connectors are in the correct polarity.
	Faulty ESC	Replace ESC
Motor doesn't work and no audible tone emitted after connecting the battery BUT servos are working. Or Motor doesn't work after powering up the ESC. An alert tone with single beeping tones followed by a short pause (****) is emitted.	Poor / loose connection between ESC and motor	Clean connector terminals or replace connectors
	Burnt motor coils	Replace motor
	Poor soldered connections(dry joints)	Re-solder the cable connections
	The battery pack voltage exceeds the acceptable range.	Replace with a freshly charged battery pack Check battery pack voltage
Motor doesn't work after powering up the ESC. An alert tone with continuous beeping tones (****) is emitted.	The throttle stick is not in the minimum position at power up.	Move the throttle stick to the minimum position.
Motor doesn't work after powering up the ESC.ESC emits two audible tones followed by short beeps (●●●●●●)	Reversed throttle channel caused the ESC to enter the programming mode.	Enter the servo reverse menu on your transmitter and reverse the throttle channel. Note: For Futaba radios set the throttle channel to Reverse.
Motor runs in reverse rotation	Wrong cables polarity between the ESC and the motor.	Swap any two of the three cable connections between the ESC and the Motor or access the Motor Rotation function via the ESC programming mode and change the pre-set parameters.

Trouble	Possible Reason	Action
Motor stops running in flight.	Lost throttle signal	<p>Check proper operation of the radio equipment.</p> <p>Check the placement of the ESC and the Receiver and check the route of the receiver's aerial and ESC cables to ensure there is adequate separation to prevent RF interference.</p> <p>Install a ferrite ring on the ESC's throttle cable.</p>
	Battery Pack voltage has reached the Low Voltage Protection threshold.	Land the model immediately and replace the battery pack.
	Possible bad cable connection	Check and verify the integrity of the cable connections
Motor restarts abnormally ESC Overheats	Possible RF Interference at the flying field.	The normal operation of the ESC may be susceptible to surrounding RF interference. Restart the ESC to resume normal operation on the ground to verify recurrence. If the problem persists, test the operation of the ESC at a different flying field.
	Inadequate Ventilation	Relocate the ESC to allow better ventilation
	Servos drawing too much current and over loading the ESC.	Use servos that are adequately sized for the ESC. The maximum BEC current drawn should be within the BEC limits.
	Over sized motor or prop	Reduce Prop size or resize the motor

# MG996R High Torque Metal Gear Dual Ball Bearing Servo



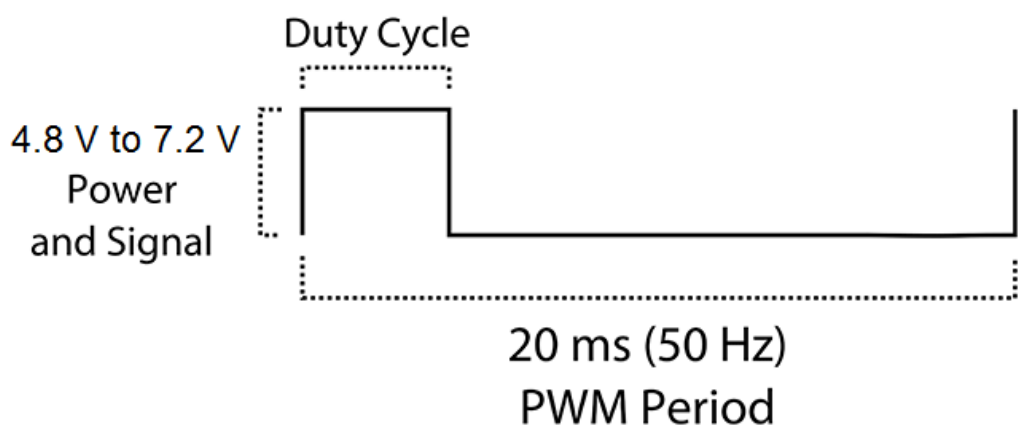
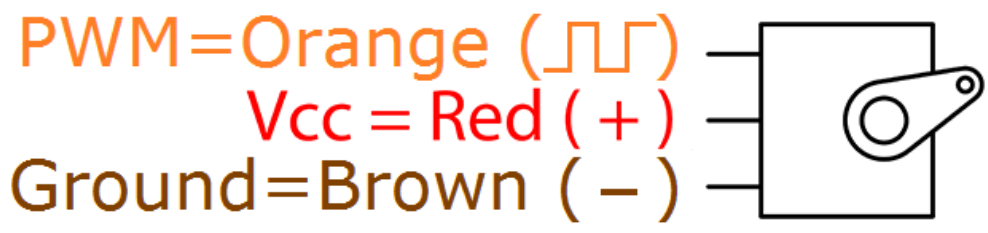
This High-Torque MG996R Digital Servo features metal gearing resulting in extra high 10kg stalling torque in a tiny package. The MG996R is essentially an upgraded version of the famous MG995 servo, and features upgraded shock-proofing and a redesigned PCB and IC control system that make it much more accurate than its predecessor. The gearing and motor have also been upgraded to improve dead bandwith and centering. The unit comes complete with 30cm wire and 3 pin 'S' type female header connector that fits most receivers, including Futaba, JR, GWS, Cirrus, Blue Bird, Blue Arrow, Corona, Berg, Spektrum and Hitec.

This high-torque standard servo can rotate approximately 120 degrees (60 in each direction). You can use any servo code, hardware or library to control these servos, so it's great for beginners who want to make stuff move without building a motor controller with feedback & gear box, especially since it will fit in small places. The MG996R Metal Gear Servo also comes with a selection of arms and hardware to get you set up nice and fast!

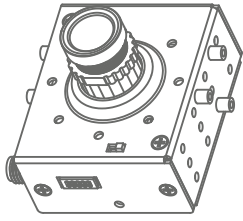
## Specifications

- Weight: 55 g
- Dimension: 40.7 x 19.7 x 42.9 mm approx.
- Stall torque: 9.4 kgf·cm (4.8 V ), 11 kgf·cm (6 V)
- Operating speed: 0.17 s/60° (4.8 V), 0.14 s/60° (6 V)

- Operating voltage: 4.8 V a 7.2 V
- Running Current 500 mA – 900 mA (6V)
- Stall Current 2.5 A (6V)
- Dead band width: 5  $\mu$ s
- Stable and shock proof double ball bearing design
- Temperature range: 0  $^{\circ}$ C – 55  $^{\circ}$ C



# Camera & Transmitter



Before use, please read completely this manual.  
Thank you for purchasing this product.

TRI

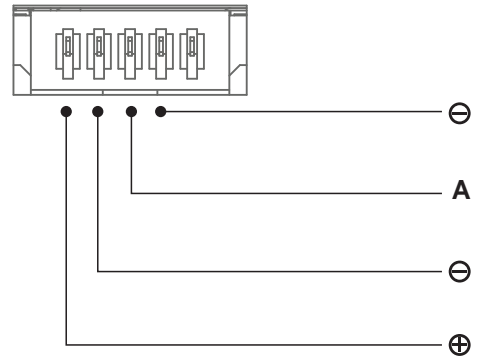
V1.0

## CONTENTS

I. Functional Illustrations	02
II. Packing Content	05
III. Operation Instructions	06
IV. FPVconnection illustration	10
V. Troubleshooting	11
VI. Specifications	13

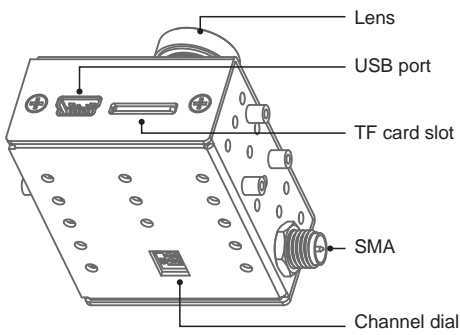
01

Power/AV output port



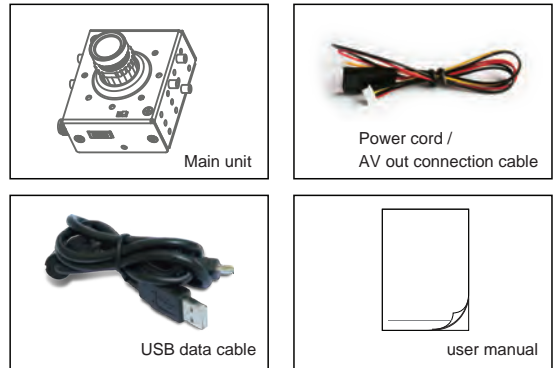
04

### I. Functional Illustrations

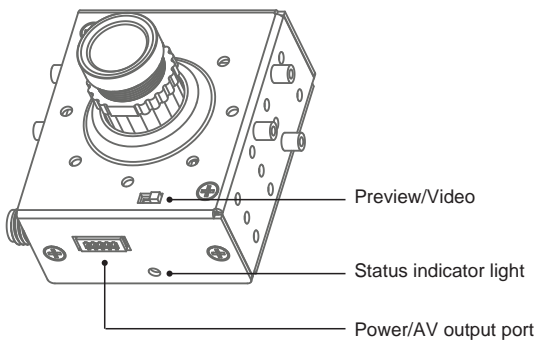


02

### II. Packing Content



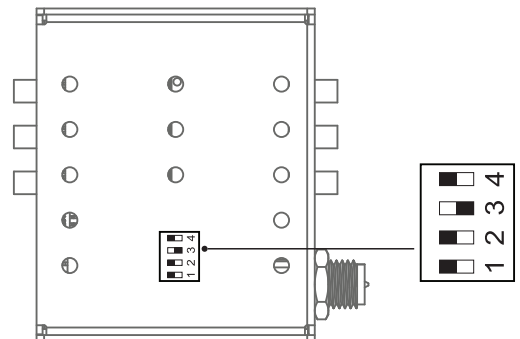
05



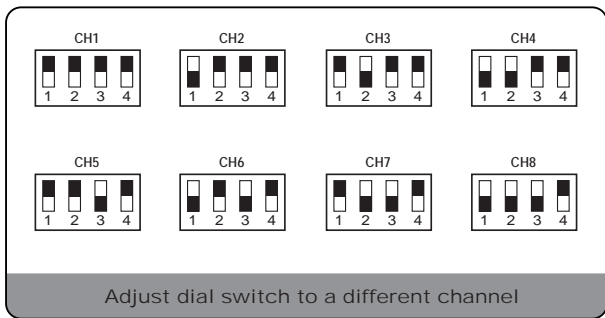
03

### III. Operation Instructions

#### 1. Channel



06



07

#### V. Troubleshooting

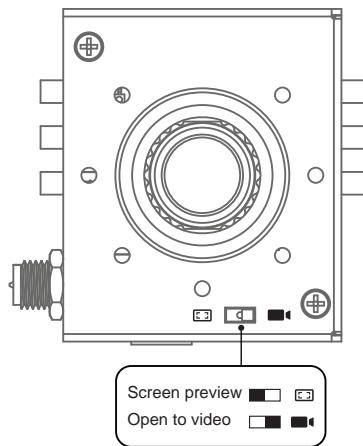
1、 Unable to power on

■ Check if the battery voltage is under 8V.

2、 Unable to video when turn the switched to record

11

2、 Video



08

■ Check if TF card is damaged or format the card, then insert again.

3、 No image on receiver

■ Check if the dial switches are on same channel.

12

- a. Install the fixing
- b. Be sure to insert TF memory card
- c. Connect the product and power with the built-in cables
- d. It will switch itself after powered up (the default status will be in preview)
- e. Open the receiver and adjust to the same channel, then the screen taken by camera will be received. If you open to record a video, a red flashing dot will be on the top left corner of screen. If you want to stop to video, please turn the switch to preview model.

Warning:

When you are recording, the data will be lost or damaged if turning off directly. Please turn the switch to preview model before turning off the power.

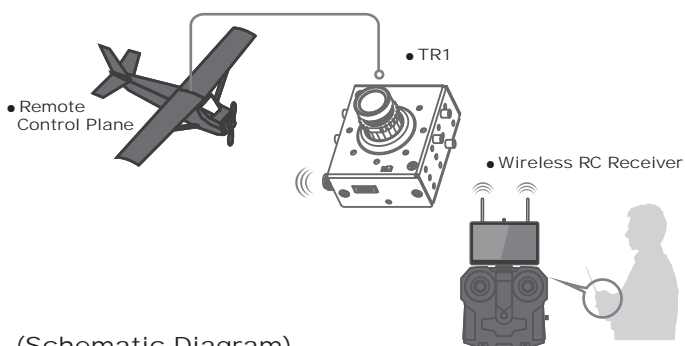
09

#### VI. Specifications

Video sensor:	1/3 CMOS
Effective pixel:	5.0 mega pixels
Lens:	Fixed focus, f=2.6mm, angle of view=130°
Exposure control:	Automatic;
White balance:	Automatic;
Dynamic video:	4:3 1440×1080 (30 frames/s);
Recording medium:	high-speed Micro SD card (TF card); Max. 32GB supported, avi
Multifunctional USB port:	USB2.0 high-speed communication port DC input;

13

#### IV. FPVconnection illustration



(Schematic Diagram)

10

Multifunction port:	DC12V input, AV output,
Dimensions:	Approx. 36x47x45mm L/W/T
Weight:	Approx. 42g
Operating temperature:	-10℃-60℃;

Transmitting Power:	200mW/23dBm
Transmitting Frequency:	5645-5945MHz, 8CH
Antenna Connector:	SMA

14

## BIODATA PENULIS



Penulis dilahirkan di Jakarta, 21 Januari 1996, merupakan anak keempat dari empat bersaudara. Penulis telah menempuh pendidikan formal yaitu, SD Tunas Jakasampurna, Bekasi, SMPN 12 Bekasi, SMAN 2 Bekasi. Pada tahun 2014 Penulis diterima di Jurusan D3 Teknik Mesin FTI – ITS dan terdaftar sebagai mahasiswa dengan NRP 2114030101. Penulis memilih bidang studi Konversi Energi untuk dipelajari di perkuliahan. Penulis mengambil TA dengan dasar mata kuliah Konversi Energi.

Selama duduk di bangku kuliah penulis aktif mengikuti kegiatan baik di bidang akademik maupun non akademik. Penulis bergabung dalam organisasi Himpunan Mahasiswa D3 Teknik Mesin ITS (HMDM ITS) pada periode 2015/2016. Penulis pernah magang staff BSO Jundullah pada periode 2015/2016 dan magang staff Prokesma pada periode 2015/2016. Penulis juga pernah menjadi anggota tim BASUDEWO periode 2015/2016. Kegiatan yang pernah diikuti penulis yaitu: Lomba Kontes Mobil Hemat Energi pada tanggal 01 s/d 04 November 2016. Pelatihan yang pernah diikuti penulis yaitu: Pelatihan Spiritual Mahasiswa Baru ITS (2014) di Graha ITS, Pelatihan LKMM Pra TD (2014) di Fakultas Teknik Industri ITS (2014). Penulis juga pernah melaksanakan kerja praktek di PT. PJB Probolinggo selama satu bulan pada 20 Juni s/d 20 Juli 2016 di unit Pembangkit Paiton. Untuk informasi lebih lanjut bisa email ke [dennis.rakhman@gmail.com](mailto:dennis.rakhman@gmail.com)