

STUDI EKSPERIMEN *OIL FLOW VISUALIZATION*
KARATERISTIK ALIRAN FLUIDA DI *AIRFOIL* NACA 43018
DENGAN PENAMBAHAN *TRIANGULAR VORTEX GENERATOR*

Ibnu Haliim Ramadhani¹, Setyo Hariyadi Suranto Putro², Suyatmo³

¹⁾ Politeknik Penerbangan Surabaya

Jl. Jemur Andayani I/73, Surabaya 60236

Email: ibnuhalim9199@gmail.com

Abstrak

Perkembangan ilmu pengetahuan dan teknologi mempengaruhi semua sektor kehidupan, salah satunya kemajuan teknologi di dunia penerbangan. Berbagai macam perkembangan dan modifikasi diterapkan pada pesawat demi meningkatkan kualitas, keamanan, dan kenyamanan. Salah satunya sayap pesawat hingga kini masih terus berkembang dengan desain sedemikian rupa untuk mendapatkan performa yang baik. Terjadinya *stall* akibat karena adanya pemisahan aliran (*Flow separation*) pada bagian aliran yang dekat/menempel pada sayap (*boundary layer*). Pemisahan aliran terjadi ketika sudut serang mulai bertambah.

Topik yang dikaji dalam penelitian ini adalah karakteristik aliran fluida yang melewati *vortex generator* tipe *triangular* dengan metode *oil flow visualization*. Penelitian bertujuan untuk mengamati secara visual karakteristik aliran fluida pada *upper surface* yang melintasi *airfoil* NACA 43018 dengan posisi *vortex generator* dan *angle of attack* (AoA) yang bervariasi. Profil *vortex generator* $x/c = 20\%$ dari *leading edge*. Variasi dalam penelitian ini adalah *reynolds number* (Re), sudut serang (α) dan peletakan *vortex generator* pada *airfoil*. Kecepatan *freestream* yang digunakan yaitu kecepatan 20 m/s atau $Re = 9,6 \times 10^5$, dan pada sudut serang (α) $0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ, 10^\circ, 12^\circ, 15^\circ, 16^\circ, 17^\circ$ dan 19° .

Dari penelitian menunjukkan bahwa penambahan *triangular vortex generator* terbukti meningkatkan performa aerodinamika dan kinerja *airfoil*. Perbandingan *airfoil* dengan dan tanpa *vortex generator* adalah dapat meningkatkan kecepatan transisi dari aliran laminar menjadi aliran turbulensi, berdasarkan eksperimen visual pada *airfoil* yang menggunakan *triangular vortex generator* yang menunjukkan bahwa adanya penundaan aliran separasi di *upper surface* NACA 43018 pada sudut serang 12° sampai 15° .

Kata kunci : *Airfoil* NACA 43018, *Angle of Attack* (AoA), *Vortex Generator*

Abstract

The development of science and technology affects all sectors of life, one of which is the advancement of technology in the world of aviation. Various kinds of developments and modifications are applied to the aircraft in order to improve quality, safety and comfort. One of them is that the aircraft wing is still developing with designs in such a way as to get good performance. Stall occurs because of the flow separation on the aircraft. The part of the flow that is near / attached to the wing (boundary layer). Flow Separation occurs when the Angle of attack (AoA) starts to increase.

The topic studied in this research is the characteristics of fluid flow that pass through the triangular type vortex generator use metode oil flow visualization. This research aims at the characteristics of fluid flow on the upper surface that crosses the NACA 43018 airfoil with varying vortex generator positions and angle of attack (AoA). $x / c = 20\%$ and 70% of the leading edge. The variations in this study are the Reynolds number (Re), angle of attack (α) and the placement of the vortex generator on the airfoil. The freestream speed used is 20 m / s or $Re = 2.74 \times 10^5$ and $Re = 9.6 \times 10^5$, and at the angle of attack (α) $0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ, 10^\circ, 12^\circ, 15^\circ, 16^\circ, 17^\circ$ and 19° .

The research shows that the addition of a triangular vortex generator is proven to improve aerodynamic performance and airfoil performance. Airfoils with added vortex generator compared to no vortex generators can increase the speed of transition from laminar flow to turbulent flow, based on visual experiments on airfoils using triangular vortex generators which show that there is a delay in flow separation on the upper surface of NACA 43018 at angles of attack 12° to 15° .

Keywords. Airfoil NACA 43018, Angle of Attack (AoA), Vortex Generator

PENDAHULUAN

Pesawat saat terbang aliran yang melewati bagian atas sayap pesawat dapat berupa aliran laminar, transisi dan turbulensi. Inovasi dan perkembangan desain di sayap pesawat yaitu dengan adanya penambahan vortex generator yang dapat meningkatkan lift dan untuk menunda terjadinya stall, selain itu vortex generator mampu mengurangi gaya hambat pada pesawat. Dalam eksperimen ini pokok masalah yang dapat diidentifikasi adalah bagaimana karakteristik aliran fluida pada upper surface yang melintasi airfoil NACA 43018 dengan penambahan triangular vortex generator dan angle of attack (AOA) yang bervariasi.

Pada penelitian Hariyadi (2018) yang mengkaji tentang aliran pada airfoil NACA 43018 dengan penambahan vortex generator dengan penambahan flat plate vortex generator. Hasil penelitian ini menunjukkan bahwa terjadi peningkatan performansi dari airfoil NACA 43018 dengan penambahan vortex generator dibandingkan dengan tanpa vortex generator. Adanya vortex generator, dapat menunda terjadinya separasi. Karena aliran lebih tahan melawan gaya gesek dan adverse pressure gradient.

Dalam penelitian Habibi (2019) mengenai membandingkan karakteristik aliran fluida dengan trapezoidal vortex generator dan tanpa penambahan vortex generator di dapatkan performa aerodinamika dan fenomena aliran di sekitar airfoil. Disimpulkan ini ada peningkatan performa aerodinamika pesawat dari sudut serang 0° sampai sudut serang 12° terbukti dengan meningkatnya kecepatan transisi dari laminar boundary layer menjadi turbulent boundary layer.

Pada penelitian ini dilakukan dengan memanfaatkan wind tunnel (terowongan angin). Wind tunnel bekerja dengan sistem penyedotan angin di dalam sebuah ruangan yang mempunyai bentuk menyerupai tabung venturi yang di dalamnya terdapat alat uji, yang berupa airfoil NACA 43018 yang dipakai di pesawat ATR 72 seri 500/600, selanjutnya dengan penambahan vortex generator jenis triangular dengan menggunakan media oil bercampur TiO_2 (titanium oksida) sebagai indikator pembentuk aliran fluida. Pemilihan airfoil dan vortex generator ini merupakan pengembangan dari penelitian sebelumnya, yang mana masih menggunakan airfoil NACA 43018 dan jenis vortex generator yang berbeda. Hasil yang didapat dalam penelitian ini akan dibandingkan dengan hasil penelitian terdahulu dengan susunan vortex generator, dimensi airfoil, kecepatan freestream, serta variasi angle of attack.

Pada penelitian kali ini posisi vortex generator di sumbu x terhadap chord line sebesar $x/c = 20\%$ dengan susunan counter rotating, hasil yang dievaluasi dari penelitian ini adalah titik separation point yang terbentuk dan hasil eksperimen secara visual. Hasil penelitian ini diharapkan bahwa penggunaan vortex generator meningkatkan kecepatan transisi dari aliran laminar menjadi aliran turbulensi dan penambahan vortex generator menunda aliran separasi di upper surface NACA 43018.

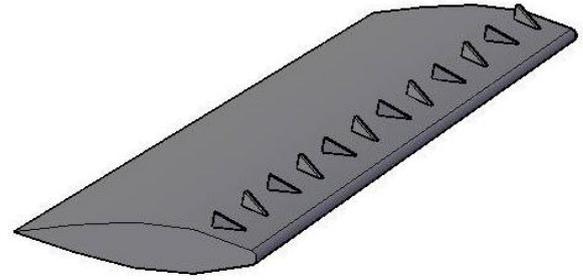
METODE

Pada penelitian membahas tentang karakteristik aliran fluida dengan menggunakan tentang alat dan bahan yang akan digunakan yaitu metode simulasi terowongan angin (*wind tunnel*). *Open wind*

tunnel sub sonic dengan kecepatan *relative wind* dari motor sebesar 20 m/s untuk menguji objek pada skala model, dimana udara yang mengalir ke dalamnya langsung dilepaskan ke udara bebas setelah melalui test section



Spesifikasi Wind Tunnel ini memiliki aliran dianggap incompressible pada inlet dan wind tunnel. Incompressible flow (aliran tak termampatkan) adalah aliran dimana volumenya tidak berubah karena perubahan tekanan, misalnya udara. Bentuk test section adalah persegi panjang yang memiliki panjang 1800 mm, tinggi 660 mm dan lebar 660 mm. Profil benda uji yang akan digunakan adalah *airfoil NACA 43018* seri 5 digit. Benda uji berada di dalam terowongan angin yang akan dialiri udara dari hisapan motor. Pembuatan geometri *airfoil* dan panjang dari terowongan angin 1x 10, 5 meter, hal ini dilakukan agar hasil yang didapati bisa divalidasi.

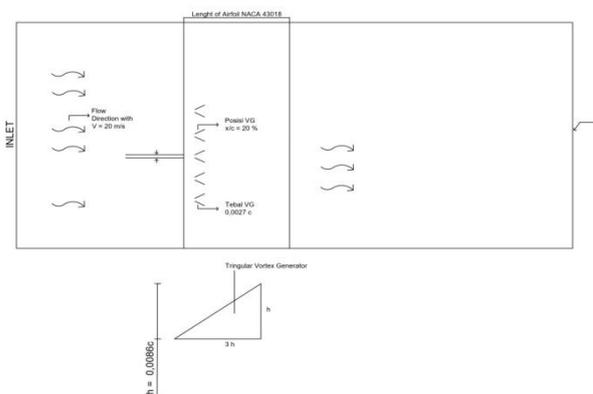


Gambar 3 *Triangular vortex generator counter-rotating*

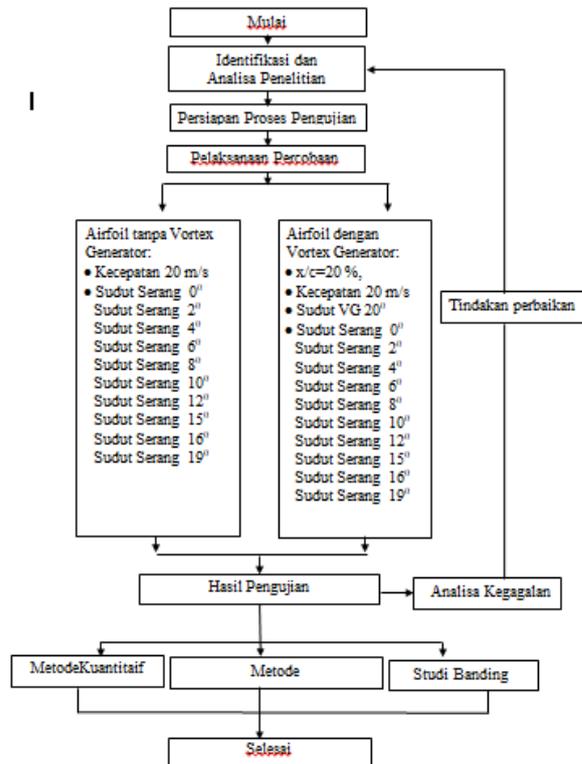
Tipe vortex generator yang digunakan adalah triangular dengan konfigurasi counter rotating, dengan posisi 20 % di sumbu x terhadap chord line airfoil dengan sudut kemiringan vortex generator adalah 10^0 .

Tabel 1 Parameter Eksperimen *Vortex Generator*

PARAMETER	EKSPERIMEN
Shape	Triangular
H	0.0086c
l/h	3
AoA	0,2,4,6,8,10,12,15,16,17 dan 19
x/c	20 %
C	200 mm
D	0,182 c
Susunan	Counter - rotating
Kecepatan	20 m/s



Gambar 2 Posisi peletakan VG $x/c=20\%$ dengan sudut 10^0 pada penelitian eksperimen



Tabel 2 hasil penelitian pada Airfoil NACA 43018 tanpa VG

<i>Re number</i>	A	Xt	Xs	Xr
<i>Re</i> = 9.6x10 ⁵	0 ⁰	0,51	0,52	0,97
	2 ⁰	0,51	0,5	0,95
	4 ⁰	0,47	0,5	0,9
	6 ⁰	0,45	0,48	0,91
	8 ⁰	0,4	0,42	0,9
	10 ⁰	0,29	0,3	0,89
	12 ⁰	0,28	0,29	0,85
	15 ⁰	0,1	0,21	-
	16 ⁰	0,08	0,15	-
	17 ⁰	-	0,15	-
	19 ⁰	-	-	-

Gambar 4. Rancangan Penelitian

HASIL DAN PEMBAHASAN

Eksperimen yang dilakukan untuk menganalisa tentang karakteristik aliran fluida pada permukaan kontur *airfoil* (*upper surface*) dan profil kecepatan di belakang kontur *airfoil*, dengan adanya penambahan *triangular vortex generator counter rotating* pada $x/c = 0.2$ dengan sudut kemiringan *vortex generator* adalah 10⁰ dengan menggunakan variasi sudut serang 0⁰, 2⁰, 4⁰, 6⁰, 8⁰, 10⁰, 12⁰, 15⁰, 16⁰, 17⁰ dan 19⁰ pada *airfoil* NACA 43018. Dari hasil penelitian tersebut dapat dikalkulasikan *separation point* (Xs), *reattachment point* (Xr) dan *transition point* (Xt), sehingga dapat diketahui pengaruh penambahan *triangular vortex generator* pada berbagai variasi sudut serang (*angle of attack*).

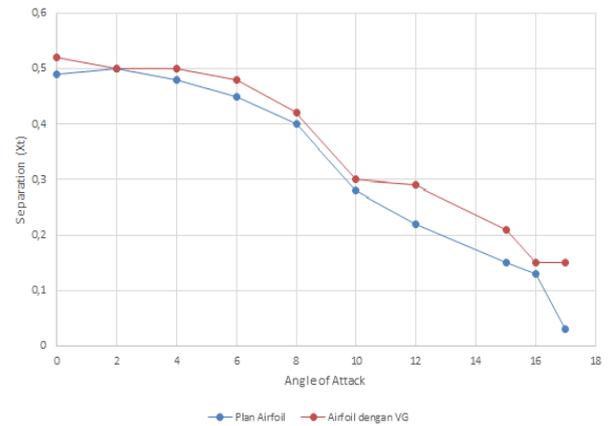
Aliran fluida dipercepat transisi dari *laminar boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer* karena *airfoil* yang terpasang *vortex generator*, sehingga aliran yang melewati permukaan atas *airfoil* dengan penambahan *triangular vortex generator* memiliki kecepatan yang lebih tinggi bila dibandingkan non *vortex generator*.

Tabel 3 Hasil penelitian pada Airfoil NACA 43018
triangular vortex generator

Re number	A	Xt	Xs	Xr
Re = 9.6x10 ⁵	0 ⁰	0,41	0,49	0,89
	2 ⁰	0,45	0,5	0,9
	4 ⁰	0,4	0,48	0,85
	6 ⁰	0,43	0,45	0,78
	8 ⁰	0,38	0,4	0,8
	10 ⁰	0,2	0,28	0,5
	12 ⁰	0,12	0,22	-
	15 ⁰	-	0,15	-
	16 ⁰	-	-	-
	17 ⁰	-	-	-
	19 ⁰	-	-	-

Aliran fluida dipercepat transisi dari *laminar boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer* karena airfoil yang terpasang *vortex generator*, sehingga aliran yang melewati permukaan atas *airfoil* dengan penambahan *triangular vortex generator* memiliki kecepatan yang lebih tinggi bila dibandingkan non *vortex generator*.

Pengaruh penambahan *triangular vortex generator* paling signifikan terjadi pada sudut serang 12° dengan letak *separation point*-nya di 0.29 dari *leading edge* dan sudut serang 15° sebesar 0.15 dari *leading edge*. Pada kedua sudut serang tersebut menjadi acuan pembandingan antara airfoil NACA 43018 dengan penambahan *vortex generator* maupun tidak secara visual bahwa rentang sudut serang antara 12° sampai 15° masih terdapat *lift* adanya mempercepat aliran saat Re= 9.6x10⁵ dari laminar menjadi turbulensi, sekitar 20 % di sumbu x terhadap *chord line*. Pada airfoil tanpa VG sudut serang antara 12° sampai 15° separasi aliran terus menurun sekitar 10% di sumbu x terhadap *chord line* dan sudut diatas 15° sudah mencapai *critical point* dari batas *angle of attack* dan nampak pada *upper surface* berupa turbulensi dan hilangnya titik transisi dari *upper surface*.



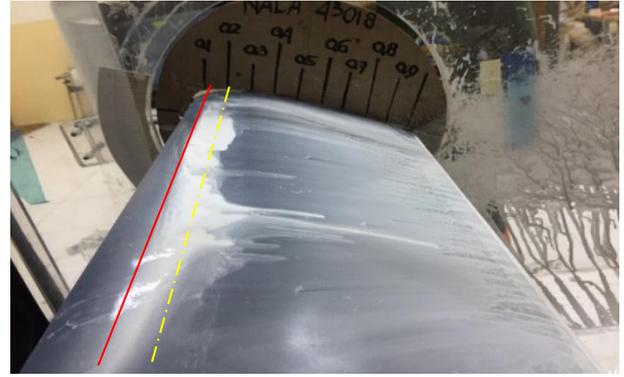
Gambar 5. Separation point NACA 43018

Hasil visual pada *upper surface airfoil* yang menggunakan *vortex generator* dari sudut serang 0° sampai 10° nilai aliran separasinya sebesar hampir sama dengan nilai separasi aliran di airfoil tanpa *vortex generator*. Hal ini menunjukkan bahwa kondisi fluida yang melewati airfoil didominasi aliran laminar, dalam kondisi ini menunjukkan adanya penundaan aliran separasi di airfoil yang menggunakan *vortex generator* masih dikatakan kecil.

Berdasarkan hasil visual pengamatan pada *upper surface airfoil* sudut serang 10° yang menggunakan *triangular vortex generator* pada nilai aliran separasinya sebesar 0.30 yang terbaca di sumbu x terhadap *chord line* dan nilai separasi aliran di airfoil tanpa *vortex generator* sebesar 0.28 yang terbaca di sumbu x terhadap *chord line*. Menunjukkan bahwa terdapat penundaan *flow separation* di *airfoil* NACA 43018.



Gambar 6. Airfoil dengan VG, AoA = 10°



Gambar 9. Airfoil dengan tanpa VG, AoA = 12°



Gambar 7. Airfoil dengan tanpa VG, AoA = 10°

Berdasarkan hasil pengamatan pada *upper surface airfoil* dengan *angle of attack* (AOA) sebesar 15° yang menggunakan *triangular vortex generator*, nilai aliran separasinya sebesar 0.21 dari *leading edge* dan nilai separasi aliran di airfoil tanpa *vortex generator* sebesar 0.15 dari *leading edge*. Nilai separasi aliran pada airfoil tanpa *vortex generator* sudah mencapai *critical point* dan mendekati kondisi dari sebuah pesawat hilangnya gaya *lift* atau disebut *stall*.

Dapat disimpulkan dari hasil pengamatan pada *upper surface airfoil* pada sudut serang 12° yang menggunakan *triangular vortex generator* besar nilai aliran separasinya adalah 0.29 dari *leading edge* dan nilai *separation point* di airfoil tanpa *vortex generator* sebesar 0.22 dari *leading edge*. Karakteristik fluida yang terbentuk di airfoil tanpa *vortex generator* sudah menunjukkan turbolensi.



Gambar 10. Airfoil dengan VG, AoA = 15°



Gambar 8. Airfoil dengan VG, AoA = 12°



Gambar 11. Airfoil dengan tanpa VG, AoA = 15°

Dapat simpulkan dari hasil pengamatan visual pada *airfoil* bagian *upper surface* pada sudut serang 19° dengan dan tanpa menggunakan *triangular VG*, besar nilai *separation point* di airfoil tidak dapat terbaca. Menunjukkan bahwa karakteristik

fluida yang terbentuk di airfoil dengan *vortex generator* sudah menunjukkan aliran turbolensi dan dimana kondisi sebuah pesawat sudah mengalami *stall*.

PENUTUP

Simpulan

Berdasarkan hasil eksperimen *oil flow visualization* dengan tidak dan penambahan VG yang dilakukan pada simulasi serta analisa yang telah dilakukan pada bab sebelumnya, maka dapat di ambil kesimpulan sebagai berikut :

1. Karakteristik aliran udara yang melewati sayap (*airfoil*) yang menggunakan dengan dan tanpa *triangular vortex generator* cenderung lebih stabil. Karena VG mampu mereduksi separasi udara yang melewatinya.
2. Pemasangan *triangular vortex generator* pada airfoil berpengaruh mempercepat transisi dari laminar boundary layer menjadi turbulent boundary layer, sehingga aliran yang melewati permukaan atas airfoil dengan pemasangan VG memiliki kecepatan yang lebih tinggi dibandingkan airfoil tanpa VG.
3. Pada airfoil tanpa vortex generator terbentuknya separasi aliran terdapat perbedaan dibandingkan dengan airfoil dengan vortex generator, Sehingga penggunaan vortex generator lebih efektif menunda separasi aliran yang dapat diamati pada sudut serang 12o-15o pada airfoil dengan dan tanpa vortex generator.

Saran

Dari penelitian yang telah dilakukan ada beberapa saran, agar penelitian selanjutnya yang sejenis dapat menghasilkan data yang lebih baik, antara lain :

1. Demi kelancaran penelitian alat yang digunakan sudah teruji dengan harapan memperoleh data yang lebih akurat
2. Pada saat pengambilan data lebih baik melakukan tahap pengecekan baik dari alat dan bahan yang mau diuji agar dapat memperhitungkan resiko yang terjadi kedepannya
3. Pengambilan data aliran fluida dengan metode *oil flow visualization* sebaiknya

alat yang digunakan untuk dokumentasi haruslah mendukung, untuk mempermudah proses analisa atau identifikasi.

4. Pada saat pencampuran bahan *oil flow visualization*, usahakan bereksperimen terlebih dahulu karena dapat meminimalisir kegagalan. Hal ini dimaksudkan untuk mendapatkan hasil pengujian yang valid.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Herdiana,D & Hartono,F.(2020). *Analisa Pemilihan Bentuk Vortex Generator untuk sayap Pesawat LSU-05 menggunakan Metode Numerik*.Institut Teknologi Bandung,Bandung,Indonesia.
- [2] Hariyadi,S.(2016). *Dasar-dasar aerodinamika*. Akademi Teknik dan Keselamatan Penerbangan Surabaya. Surabaya, Indonesia.
- [3] Klistafani,Yiyin.(2018). *Karakteristik Aliran Fluida di Dalam Asymmetric dengan Penambahan Vortex Generator*. Politeknik Negeri Ujung Pandang, Makasar, Indonesia.
- [4] Aris W,W dan Hariyadi, S. (2018). *Efek Penggunaan Vortex Generator Terhadap Karakteristik Aliran pada Airfoil NACA 43018* . Surabaya, Indonesia : Politeknik Penerbangan Surabaya
- [5] Hariyadi,S.dkk. (2018). Seminar Nasional Inovasi Teknologi Penerbangan:Studi Numerik dan eksperimental Perbandingan Benuk Vortex Generator dengan Posisi Straight pada Wing Airfoil NACA 43018: Prosiding Seminar Nasional Inovasi Teknologi Penerbangan (SNITP) 2017, 20 September 2018. Surabaya, Indonesia : Politeknik Penerbangan Surabaya.
- [6] Kumara D,Diana.(2016).Studi Eksperimen dan Numerik Optimasi Posisi Vortex Generator untuk Mereduksi Aliran Sekunder Dekat Endwall pada Airfoil NACA 0015.Institut Teknologi Sepuluh November , Surabaya , Indonesia.

- [7] Anderson Jr., Jhon D., (2007).
Fundamental of Aerodinamic (Fourth
Edition,)
- [8] Johnson-Laird, P. N. (2005). Flying
bicycles: How the Wright brothers
invented the airplane. *Mind &
Society*,4(1),27–48. doi:10.1007/s11299-
005-0005-8
- [9] 10.S. Sudhakar, N. Karthikeyan,dan P.
Suriyanarayanan.(2019).Experimental
Studies on the Effect of Leading Edga
Turbecles on Laminar Separation Bubble
: CSIR National Aerospace Laboratories
,Bangalore 560 037.Karnataka,India.