
B737-800 TIRE GROOVE DEPTH CFD JUSTIFICATION ON ITS DAILY MAINTENANCE PROCESS DUE TO HYDROPLANING

Vicky Wuwung¹, Carolus Bintoro

Program Studi Teknik Aeronautika, Jurusan Teknik Mesin

Politeknik Negeri Bandung

Jl. Gegerkalong Hilir, Desa Ciwaruga, Parongpong, Kabupaten Bandung Barat,

Jawa Barat 40012

¹e-mail: vicky_pn98@yahoo.com

Diterima ; Direvisi 2016; Disetujui

ABSTRACT

As a reference in daily maintenance process of Boeing 737-800 airplane, the groove depth tire influence justification which is moving on the contaminated runway that could be potential to hydroplaning phenomenon must be reviewed. Tire groove is a pattern on the tire surface that has a function to flow the water in front of the tire to the aft tire smoothly through the bottom of tire. This mechanism let the tire less of a lift force that can be meaning as a hydroplaning prevention. To understand hydroplaning phenomenon and groove depth tire influence, a numerical simulation is performed by using a CFD software Numeca Fine/Marine. This simulation is 3D, unsteady fluid dynamic simulation, with an assumption a rigid body tire at a shortly time after the airplane touch down to the runway (after skidding process) with velocity $V = 62.27$ m/s. The contaminated runway is modeled as a pool water (flood) on the flat surface runway with its height of 2.54 mm. Numerical simulation on this B 737-800 tire result shows a hydroplaning phenomenon will be happened for tire with groove depth is less than 0.4". This conclude that a lesser groove depth of tire will be reducing a tire groove cross sectional area, and will be increasing a compression force in the bottom at the front of the tire, that will be resulting in increasing a lift force to the tire and finally increasing a chance to hydroplaning process. From this result, furthermore, the influence of this groove depth of B 737-800 tire variation that is run on a contaminated runway, can be used as a reference on B 737-800 tire daily maintenance.

Keywords: B 737-800, tyre groove depth, flood runway, landing, hydroplaning, CFD Numeca Fine/Marine, daily maintenance

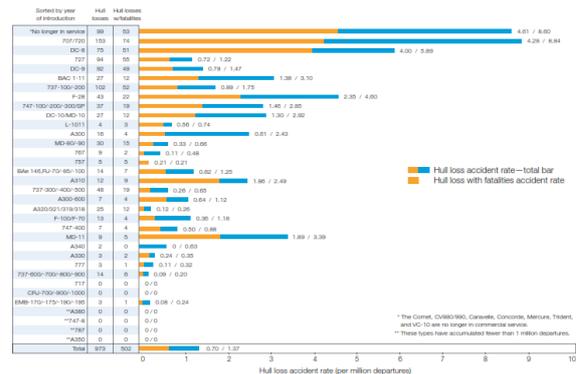
ABSTRAK

Sebagai acuan dalam proses perawatan harian pesawat B737-800, justifikasi pengaruh nilai kedalaman *groove* terhadap gaya angkat pada ban pesawat B737-800 yang bergerak di landasan dengan genangan air yang berpotensi menimbulkan fenomena *hydroplaning* perlu dilakukan. *Groove* atau ‘kembang’ pada ban pesawat merupakan sarana untuk mengalirkan air dari bagian depan menuju bagian belakang melalui bagian bawah ban, tanpa mengangkat ban sehingga dapat mencegah terjadinya *hydroplaning*. Proses mengalirnya air pada bagian bawah ban ini disimulasikan dengan menggunakan simulasi numerik (CFD Numeca Fine/Marine) 3-D *unsteady* sebagai metode untuk menjustifikasi pengaruh *groove*. Simulasi dilakukan untuk kondisi gerakan ban pesawat pada saat proses *landing* ($V = 62.275 \text{ m/s}$) beberapa saat setelah *touch down* (setelah *skidding*) dengan ban pesawat dianggap *rigid body* sebagai kondisi batas. Selanjutnya tinggi genangan air dipilih pada saat *runway* dinyatakan dalam kondisi *flood* (tinggi genangan air = 2.54mm). Simulasi tersebut menampilkan hasil perhitungan ban pesawat Boeing 737-800, dengan *hydroplaning* mulai terjadi ketika kedalaman *groove* ban berada dibawah 0.4”. Hal ini menunjukkan bahwa semakin kecil kedalaman *groove*, maka semakin kecil luas penampang *groove* dan semakin besar gaya kompresi yang terjadi pada bagian bawah ban dan semakin memperbesar kemungkinan terjadinya fenomena *hydroplaning*. Dengan diketahuinya hasil dari simulasi tersebut, maka hasil penelitian ini dapat digunakan sebagai masukan bagi proses *maintenance* harian pesawat B737-800 dan mampu memberikan suatu hal baru dalam pembelajaran khususnya mengenai fenomena *hydroplaning*.

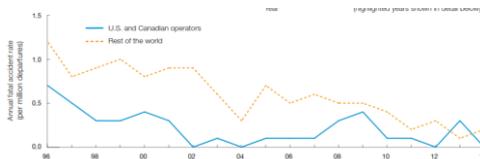
Kata kunci : B 737-800, kedalaman *groove*, *flood runway*, *landing*, *hydroplaning*, CFD Numeca Fine/Marine, *maintenance* harian

1 PENDAHULUAN

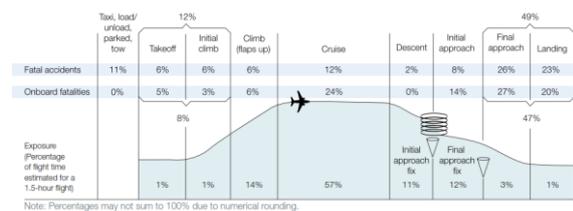
Fenomena *Hydroplaning* dapat terjadi pada saat pesawat udara melakukan *take-off* dan *landing*. Fenomena ini pada umumnya menyebabkan ketidaknyamanan pada penumpang bahkan dapat menyebabkan terjadinya *incident* hingga *accident*. Boeing merilis data penerbangan serta *incedent* maupun *accident* yang terjadi di seluruh dunia dan penyebabnya pada Gambar 1-1 s/d 1-4 sbb :



Gambar 1-3: Hull loss accident Pesawat Jet komersial di seluruh Dunia (1959 – 2015). [Boeing, 2016]



Gambar 1-1:Jumlah Kecelakaan Fatal Pesawat Jet Komersial di Seluruh Dunia (2006-2015) [Boeing, 2016]



Gambar 1-2:Data Presentase Kecelakaan Fatal Pesawat Jet Komersial di Seluruh Dunia (2006-2015) [Boeing, 2016]



Gambar 1-4:Jumlah Kecelakaan Fatal Pesawat Jet Komersial di Seluruh Dunia beserta penyebabnya (2006-2015). [Boeing, 2016]

Berdasarkan data – data tersebut, semenjak rentang tahun 2006 s.d 2015, kecelakaan fatal sering terjadi adalah

pada saat pesawat berada dalam kondisi *landing* (23%). Dari presentase tersebut, sebanyak 697 kasus kecelakaan pada saat *landing* disebabkan oleh *runway excursion* yang diantaranya adalah disebabkan karena *abnormal runway contact* (ARC) atau kasus *hydroplaning*.

Salah satu cara untuk mencegah terjadinya *hydroplaning* tersebut adalah dengan melakukan *monitoring* terhadap kedalaman *groove* pada ban pada saat perawatan pesawat udara dilakukan. Oleh karena itu, penurunan nilai kedalam *groove* dan akibatnya terhadap tergelincirnya pesawat pada landasan akibat *hydroplaning* perlu mendapat penjelasan ilmiah.

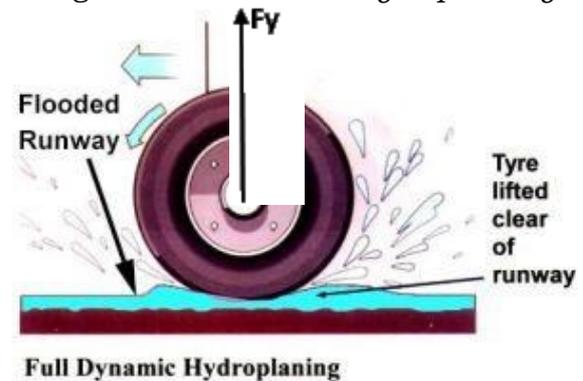
Dengan dilakukannya penelitian tentang pengaruh kedalaman *groove* terhadap potensi terjadinya *hydroplaning* pada ban pesawat ini, maka diharapkan akan mampu memberikan kontribusi yang signifikan terhadap perkembangan teknologi perawatan (*maintenance*) pesawat udara.

2 TINJAUAN PUSTAKA

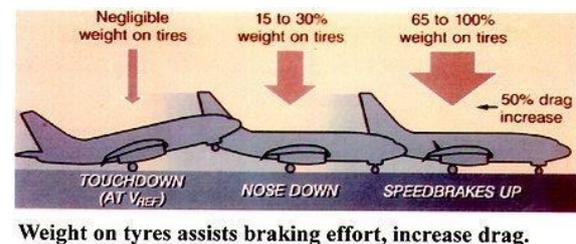
Seiring dengan berkembangnya ilmu pengetahuan dan teknologi, pengetahuan mengenai *hydroplaning* semakin penting dan berguna bagi kemandirian serta kenyamanan pada proses operasi pesawat udara di darat.

Hydroplaning merupakan sebuah fenomena yang terjadi akibat adanya kontak antara air dan ban pada landasan. *Hydroplaning* dapat terjadi pada ban pesawat udara pada saat pesawat tersebut berada pada landasan yang basah atau tergenang air. Akibat adanya genangan air dan kecepatan putar serta translasi ban tersebut, maka air akan terekan dan dapat membentuk sebuah lapisan air diantara ban dan landasan yang memberikan gaya hidrodinamik F_y (Gambar 2.1) pada ban sehingga dapat mengakibatkan hilangnya *traction* pada ban tersebut.

Hilangnya *traction* ban pesawat akibat adanya fenomena *hydroplaning* ini akan mengakibatkan rem pada roda pesawat tidak berfungsi lagi dengan baik sehingga pesawat dapat tergelincir dan kehilangan kendali. Gambar 2.1 menjelaskan fenomena *hydroplaning*, dan Gambar 2.2 menjelaskan distribusi berat pesawat pada saat *landing* setelah *touch down* yang berpotensi besar menghasilkan fenomena *hydroplaning*.



Gambar 2-1: Fenomena *Hydroplaning*
(www.aviationshop.com.au, 2015)



Gambar 2-2: Distribusi Berat Pada Ban Pesawat Pada Saat *Landing*
(www.aviationshop.com.au, 2015)

Akibat adanya fenomena *hydroplaning* ini, maka mekanik pesawat terbang perlu memperhatikan kondisi ban terutama keadaan *groovenya* dalam melakukan *inspection* dan *checking* terutama jika *runway* berada dalam kondisi terkontaminasi. Pemeriksaan atau *inspection / check* ini dapat meliputi *pre-flight check*, dan *daily check/inspection*.

Daily inspection merupakan kegiatan *maintenance* berupa inspeksi yang dilakukan diantara penerbangan terakhir dalam satu hari dan jadwal penerbangan berikutnya. *Daily*

inspection valid dalam jangka waktu 72 jam [aviationshop.com, 2015], dimana tidak dibolehkan adanya kegiatan penerbangan dan tidak ada tindakan *maintenance* yang sudah dilakukan selain *servicing*. Jika melebihi 72 jam diantara inspeksi dan penerbangan berikutnya, inspeksi harus dilakukan kembali. Beberapa items yang diinspeksi dalam *daily maintenance* diantaranya: *tail skid shock strut pop-up indicator*, *fluid levels*, *general security* dan *kebersihan dari flight deck*, *emergency equipment*, dll.

Inspeksi ini dilakukan untuk mengecek peralatan yang mengharuskan verifikasi setiap hari untuk memastikan alat tersebut berfungsi dengan baik (Gambar 2.3). Inspeksi ini juga dilakukan untuk mencari dan mengatasi masalah-masalah kecil dalam upaya pencegahan (*preventive maintenance*).

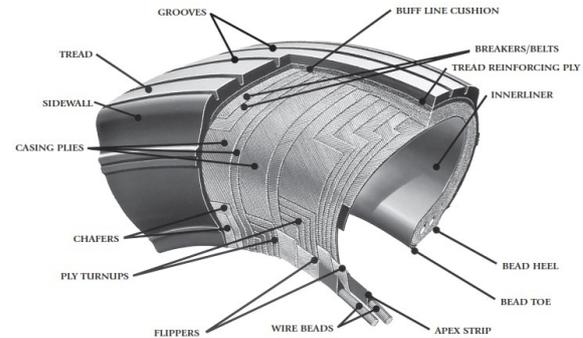


Gambar 2.3 : Kegiatan *Servicing* pada Roda dan Ban Pesawat Udara Boeing. (Boeing, 2008)

Ban pesawat udara di rancang untuk menahan beban yang sangat berat dalam durasi yang pendek. Jumlah ban pesawat udara yang dibutuhkan akan berbanding lurus dengan berat dari pesawat udara tersebut dikarenakan berat pesawat harus didistribusikan dengan baik.

Ulir (groove) pada ban pesawat udara (Gambar 2.4) dirancang untuk memfasilitasi kestabilan dalam kondisi *crosswind* dan permukaan landasan yang basah. Ulir tersebut berfungsi

sebagai jalan untuk mengalirkan air keluar melewati ban sehingga dapat mencegah terjadinya *hydroplaning*, dan juga berfungsi sebagai efek pengereman. Berdasarkan TSO C62 a-e (FAR, CFR 14-TSO), dinyatakan bahwa kedalaman groove maksimum untuk setiap ban adalah sebesar 1/10".



Gambar 2.4 : Konstruksi pada Ban Pesawat Udara (Good Year, 2011)

Ban pesawat udara biasanya dipompa dengan menggunakan nitrogen atau helium untuk meminimalisir ekspansi dan kontraksi dari perubahan temperatur sekitar dan tekanan yang ekstrem yang dialami selama penerbangan. Nitrogen kering akan berekspansi pada kelajuan yang sama dengan gas atmosferik kering lainnya dan tidak menimbulkan uap. Sedangkan udara, ketika mengalami kompresi dapat mengandung uap air, yang akan mengakibatkan meningkatnya angka ekspansi terhadap temperatur.

Ban pesawat biasanya beroperasi pada tekanan tinggi, mencapai 200 psi (14bar; 1400 kPa) untuk pesawat udara komersial biasa, dan bahkan lebih tinggi untuk tipe *business jet*. Pengujian pada ban pesawat udara menunjukkan bahwa tekanan yang dapat ditopang adalah maksimum sebesar 800 psi (55 bar; 5500 kPa) sebelum meledak (Ghim Ping Ong, 2008). Ban pesawat juga memiliki sekering panas, yang dirancang untuk meleleh pada temperatur tertentu. Sekring tersebut bekerja ketika kegagalan terjadi pada temperatur tinggi yang akan mencegah ban meledak

dengan cara mengempiskan ban namun dalam kondisi yang terkendali, sehingga dengan demikian dapat meminimalisir kerusakan pada pesawat udara dan objek yang berada di sekitarnya.

Penelitian mengenai *hydroplaning* dimulai oleh Horne dan Dreher, 1963; serta Gallaway, 1979 memulai penelitian tentang *groove* pada ban sebagai jalan bagi keluarnya air ketika terjadinya kontak antara ban pesawat udara dan landasan, sehingga dapat mengurangi resiko *hydroplaning*. Penelitian yang dilakukan ini menghasilkan kesimpulan bahwa semakin dalam *groove*, semakin kecil jarak antar *groove* dan semakin lebar *groove* akan memberikan jalan keluar air yang lebih efektif pada ban sehingga mengurangi gaya hidrodinamik F_y (Gambar. 2.1) pada ban dan mencegah terjadinya *hydroplaning*. Dengan adanya perubahan pola *groove* ini maka akan meningkatkan syarat tinggi minimum genangan air agar terjadi *hydroplaning* atau dengan kata lain akan menaikkan batas kecepatan *hydroplaning*.

Pada penelitiannya, Gallaway et.al berhasil menunjukkan hubungan antara kecepatan *hydroplaning* dengan beberapa paramater ban seperti *spin down*, tekanan inflasi ban, kedalaman *groove*, kedalaman tekstore ban rata-rata, dan kedalaman air secara empirik. Secara matematik hubungan tersebut dapat dituliskan dalam persamaan 2.1 sbb :

$$v_p = (SD)^{0.04} (p_t)^{0.3} (TRD + 1)^{0.06} A \quad (2-1.a)$$

dengan

$$A = \max \left\{ \left[\frac{10.409}{t_w^{0.06}} + 3.507 \right], \left[\frac{28.952}{t_w^{0.06}} - 7.819 \right] (MTD)^{0.04} \right\} \quad (2-1.b)$$

Pada persamaan 2.1 diatas, v_p selanjutnya merupakan kecepatan *hydroplaning* (mph), SD adalah *spin down* (%), t adalah ketebalan lapisan air

(inch), MTD adalah kedalaman tekstur ban rata-rata (inch), dan TRD adalah kedalaman alur ban (1/32 inch).

Di sisi lain, NASA juga mendefinisikan karakteristik kecepatan *hydroplaning* sebagai hasil dari serangkaian uji coba pada ban pesawat udara yang dilakukan di pusat penelitian Langley (Horne, 1963), dan menemukan bahwa tekanan inflasi ban merupakan faktor yang paling penting dalam menentukan proses *hydroplaning*. Secara matematis pengaruh tersebut daat dituliskan dalam persamaan 2.2 sbb :

$$V_p = \sqrt{\frac{2}{C_{Lh}}} \sqrt{\frac{p}{\rho}} \quad (2-2)$$

Pada persamaan 2-2 diatas, V_p adalah kecepatan *hydroplaning*, C_{Lh} adalah gaya angkat hidrodinamik, p adalah tekanan inflamasi ban, dan ρ adalah massa jenis fluida genangan.

Selanjutnya, penelitian mengenai *hydroplaning* dilakukan oleh Maycock, 1967 dan Gengenbach, 1968 yang melakukan penelitian secara eksperimen untuk mempelajari pengaruh dari lebar, kedalaman dan jarak antar *groove ban* pada *skid resistance*. Hasil penelitiannya menunjukkan bahwa lebar, kedalaman dan jarak antar *groove ban* memiliki pengaruh yang sangat signifikan pada *wet skid resistance*.

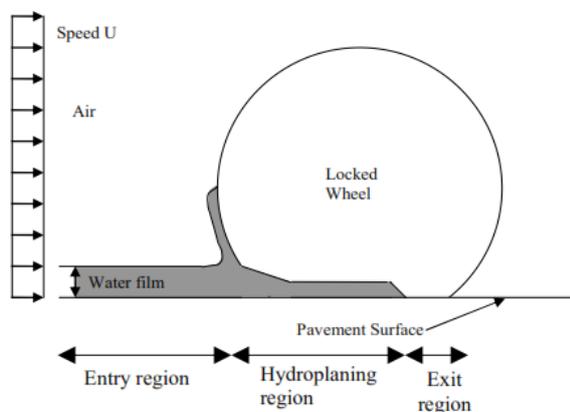
Gilbert, 1973 melakukan penelitian secara eksperimen pada model skala kecil mengenai kecepatan putar dari ban, tetapi data yang dihasilkan tidak dapat digunakan untuk mempelajari *hydroplaning* pada ban sesungguhnya.

Grogger dan Weiss, 1996 & 1997 melakukan penelitian dengan menggunakan simulasi numerik kombinasi dari dinamika fluida dan analisis struktur pada fenomena *hydroplaning* untuk ban yang tidak

berputar dan memiliki konfigurasi *smooth* dengan *groove* hanya pada arah longitudinal saja. Pemodelan simulasi numerik pada ban dilakukan dengan mendefinisikan *grid fluida* di sekitar kontak area dari ban yang berdeformasi.

Ong, Fwa, 2008, melakukan penelitian pada ban yang beroperasi di jalan raya dengan menggunakan simulasi numerik dinamika fluida metoda volum hingga (CFD ANSYS-FLUENT), untuk menentukan kecepatan *hydroplaning* untuk ban dengan variasi jarak antar *groove*, kedalaman, dan lebar *groove*. Hasil penelitiannya menunjukkan bahwa kecepatan *hydroplaning* berbanding lurus dengan kedalaman dan lebar *groove*, serta berbanding terbalik dengan jarak antar *groove*.

Anupam, Fwa, Santosh, 2009 juga melakukan penelitian pada ban dengan menggunakan simulasi numerik dinamika fluida metoda elemen hingga yang sama dengan Ong, Fwa, untuk menentukan kecepatan *hydroplaning* dan melihat pengaruh *skid resistance* untuk ban dengan variasi jarak antar *groove*, kedalaman, dan lebar *groove*. Pemodelan fenomena aliran air untuk simulasi numeriknya dapat dilihat pada Gambar 2.5 sbb :



Gambar 2.5 : Fenomena Fisik Aliran Air Untuk Simulasi Numerik *Hydroplaning* (Anupam, Fwa, Santosh, 2009)

Hasil penelitiannya menunjukkan hasil yang sama dengan hasil penelitian Ong dan Fwa (2008).

R. Pashindu, 2011, melakukan penelitian dalam hal manajemen perawatan *runway* bandar udara dengan menerapkan pendekatan berbasis mekanistik. Pendekatan ini digunakan untuk menganalisa dinamika *distress* dan untuk mengevaluasi bagaimana pengaruhnya terhadap kelakuan aspal serta interaksi antar ban dengan aspal sehingga diketahui bagaimana mekanisme perkembangan kegagalan yang berhubungan dengan karakteristik *distress*, kelakuan aspal serta respon dari kendaraan. Pendekatan ini pada akhirnya digunakan sebagai alat untuk memperbaiki kualitas keputusan pada penilaian tingkat *distress*, hal yang menjadi prioritas, dan penilaian tingkat resiko pada *runway* bandar udara.

Pada pendekatan ini, digunakan simulasi numerik dengan metoda elemen hingga untuk menganalisa interaksi antara fluida, ban, dan aspal, serta menyimulasikan fenomena *hydroplaning* beserta *skid resistance* pada *runway* dengan kondisi tergenang air. Analisa yang dilakukan juga meliputi *distress*, kondisi dari aspal *runway*, serta karakteristik operasi pesawat udara pada *runway* tersebut. Hasil dari simulasi ini dapat mengidentifikasi bagaimana pengaruh dari *skid resistance* serta *hydroplaning* berpengaruh terhadap ban pesawat udara.

Selanjutnya, pada penelitian ini, akan dilakukan penelitian mengenai *hydroplaning* seperti yang dilakukan oleh Ong dan Fwa, dengan objek adalah ban pesawat udara Boeing 737-800, serta menggunakan perangkat lunak CFD Numeca Fine Marine.

2.3 Computational Fluid Dynamics untuk Simulasi Hydroplaning

2.3.1 Persamaan Umum dan Model Turbulen

Solver Computational Fluid Dynamics (CFD) yang digunakan untuk menyimulasikan proses *hydroplaning* pada penelitian ini dikenal dengan nama ISIS-CFD yang merupakan bagian dari perangkat lunak Numeca Fine/Marine. *Solver* ini menggunakan persamaan *Incompressible Unsteady Reynolds Average Navier-Stokes* (RANSE). *Solver* ini menggunakan metode volum hingga sebagai metoda diskritisasi spasial untuk menyelesaikan persamaan RANSE tersebut. Metode *face-based* berlaku secara general untuk *unstructure mesh* 2-D simetris-rotasional dan 3-D untuk volum atur *non overlapping* yang diikat oleh permukaan konstitutif.

Pada *solver* ini, medan kecepatan aliran diperoleh dengan menyelesaikan persamaan kekekalan massa dan distribusi tekanan pada aliran diperoleh dengan menyelesaikan persamaan kekekalan momentum. Pada kasus dimana aliran adalah turbulen, terdapat tambahan persamaan model turbulen pada persamaan transport. Persamaan tambahan tersebut didiskritisasi dengan menggunakan prinsip yang tetap sama dan diselesaikan dengan cara yang sama dengan penyelesaian persamaan momentum. Selanjutnya, aliran inkompresibel dan aliran fasa *non miscible* dimodelkan disetiap persamaan kekekalan pada setiap fraksi volum dari fasa.

Persamaan kekekalan yang digunakan pada *solver* ini (kekekalan massa, momentum, dan fraksi volum), berlaku untuk kondisi aliran kontinum, multi fasa, inkompresibel, viskos, isothermal, dan dapat ditulis melalui persamaan berikut ini :

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho dV + \int_S \rho (\vec{U} - \vec{U}_d) \cdot \vec{n} dS = 0 \quad (2-2.a)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho U_i dV + \int_S \rho U_i (\vec{U} - \vec{U}_d) \cdot \vec{n} dS = \int_S (\tau_{ij} I_j - p I_i) \cdot \vec{n} dS + \int_V \rho g_i dV \quad (2-2.b)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V c_i dV + \int_S c_i (\vec{U} - \vec{U}_d) \cdot \vec{n} dS = 0 \quad (2-2.c)$$

Dengan V menyatakan volum dari volum atur yang ditinjau, dan S menyatakan permukaan tertutup dari volum atur dengan bidang permukaan yang tegak lurus dengan vektor satuan \hat{n} yang berarah keluar permukaan. Kemudian, permukaan volum atur tersebut bergerak dengan kecepatan \vec{U}_d pada arah kecepatan searah dengan vektor satuan \hat{n} yang berarah keluar permukaan.

Selanjutnya, \vec{U} dan p merupakan medan kecepatan aliran dan tekanan. τ_{ij} dan g_i merupakan tensor tegangan viskos dan vektor gravitasi dan I_j, I_i merupakan vektor identitas dimana berharga satu satuan. c_i merupakan fraksi volume dari volum atur ke- i fluida dimana digunakan untuk membedakan keberadaan fluida tunggal didalam volum atur ke- i . Untuk $c_i = 1$ menyatakan hanya terdapat satu fluida pada volum atur ke- i dan untuk $c_i = 0$ menyatakan tidak terdapat fluida yang didefinisikan untuk harga $c_i = 1$ sebelumnya pada volum atur ke- i . Harga fraksi volum diantara 0 dan 1 menyatakan campuran dari dua fluida dan $c_i = 1/2$ menyatakan perbatasan dari dua fluida yang memiliki fraksi massa yang sama.

Untuk memperoleh hubungan antara massa jenis dan viskositas dapat diperoleh melalui hubungan konstitutif di setiap fasa dengan menggunakan persamaan berikut ini :

$$\rho = \sum_i c_i \rho_i ; \mu = \sum_i c_i \mu_i ; 1 = \sum_i c_i \quad (2-3)$$

Selanjutnya, apabila simulasi numerik melibatkan pergerakan grid, maka persamaan hukum kekekalan

ruang harus ditambahkan. Persamaan hukum kekekalan ruang dapat dilihat pada persamaan berikut :

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V dV - \int_S \vec{U}_d \cdot \vec{n} dS = 0 \quad (2-4)$$

Pada simulasi numerik penelitian ini digunakan model turbulen ($k - \omega$) SST. Pada model turbulen ini viskositas eddy didefinisikan sebagai fungsi dari energi kinetik turbulen K dan dapat ditulis dalam bentuk persamaan berikut ini

$$\mu_t = \frac{\rho K / \omega}{\max\{1, \Omega F_2 / (a_1 \omega)\}} \quad (2-5)$$

Dengan $a_1 = 0.31$. Pada lapisan batas turbulen, harga maksimum dari viskositas eddy dibatasi dengan membatasi tegangan geser turbulen pada harga yang sama dengan energi kinetik turbulen dikalikan dengan koefisien a_1 . Hal ini dapat terpenuhi dengan menggunakan sebuah fungsi tambahan F_2 dan menggunakan harga vortisitas absolut, Ω . Fungsi F_2 tersebut didefinisikan sebagai fungsi dari jarak dari permukaan benda pada persamaan berikut :

$$F_2 = \tanh\left(\left[\max\left\{2\frac{\sqrt{K}}{0.09d\omega}, \frac{500\mu}{\rho d^2\omega}\right\}\right]^2\right) \quad (2-6)$$

Secara umum, persamaan transport untuk model turbulen ini dapat dituliskan pada persamaan sbb:

$$\frac{\partial \rho K}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho U_j K - (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial K}{\partial x_j} \right) = \tau_{t_{ij}} S_{ij} - \beta^* \rho \omega K \quad (2-7.a)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho U_j \omega - (\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) = \\ P_\omega - \beta \rho \omega^2 + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial K}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (2-7.b)$$

Dengan

$$P_\omega \equiv 2\gamma\rho(S_{ij} - \omega S_{nn}\delta_{ij}/3)S_{ij} \cong \gamma\rho\Omega^2 \quad (2-8)$$

Selanjutnya, fungsi koefisien *blending* F_1 ditambahkan sebagai fungsi untuk mencampur koefisien $K - \omega$ pada daerah lapisan batas dengan koefisien $K - \varepsilon$ pada daerah *shear layer* dan dan daerah *free-stream*.

Fungsi F_1 tersebut dapat ditulis dalam bentuk persamaan sbb :

$$F_1 = \tanh\left(\left[\min\left\{\max\left\{\frac{\sqrt{K}}{0.09d\omega}, \frac{500\mu}{\rho d^2\omega}\right\}, \frac{4\rho\sigma_{\omega 2}k}{CD_{k\omega}d^2}\right\}\right]^4\right) \quad (2-9.a)$$

Dengan

$$CD_{k\omega} = \max\left\{\frac{2\rho\sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial K}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-20}\right\} \quad (2-9.b)$$

Merupakan *cross-diffusion* dari model $K - \omega$. Konstanta - konstanta pada model ini adalah $a_1 = 0.31$, $\beta^* = 0.09$, dan $\kappa = 0.41$. Selanjutnya, koefisien - koefisien model turbulen dinyatakan dalam fungsi $\phi(\beta, \gamma, \sigma_k, \sigma_\omega)$ yang diperoleh dengan melakukan *blending* koefisien ϕ_1 dari model $K - \omega$, dengan koefisien ϕ_2 dari model $K - \varepsilon$ melalui persamaan berikut :

$$\phi = F_1 \phi_1 + (1 - F_1) \phi_2 \quad (2-10)$$

Sehingga diperoleh koefisien - koefisien sbb :

$$\begin{aligned} \sigma_{k1} = 0.85 \quad \sigma_{\omega 1} = 0.500 \quad \beta_1 = 0.0750 \\ \gamma_1 = \beta_1 / \beta^* - \sigma_{\omega 1} \kappa^2 / \sqrt{\beta^*} = 0.553 \end{aligned} \quad (2-11.a)$$

$$\begin{aligned} \sigma_{k2} = 1.00 \quad \sigma_{\omega 2} = 0.856 \quad \beta_2 = 0.0828 \\ \gamma_2 = \beta_2 / \beta^* - \sigma_{\omega 2} \kappa^2 / \sqrt{\beta^*} = 0.440 \end{aligned} \quad (2-11.b)$$

2.3.2 Metoda Numerik

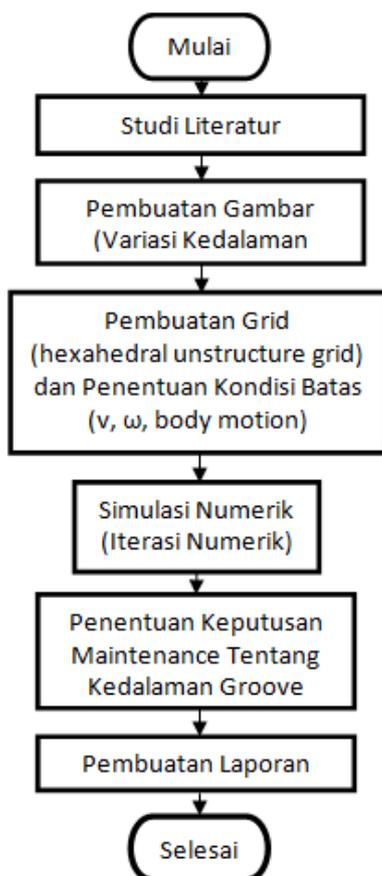
Persamaan-persamaan di atas selanjutnya diselesaikan dengan menggunakan metode numerik dengan metode diskritisasi domain fisik volume hingga (*finite volume method*) *upwind scheme*, ALVSMART, dan multifasa BRICS serta penerapan kondisi batas tertentu untuk kasus dua fasa dengan [menggunakan perangkat lunak Numeca Fine/Marine [Numeca User Manual, 2015].

3 METODOLOGI

Seperti yang dijelaskan pada bagian sebelumnya, penelitian mengenai *hydroplaning* pada ban B737-800 ini dilakukan melalui simulasi numerik 3 dimensi *unsteady* dengan menggunakan perangkat lunak Numeca Fine/Marine untuk memperlihatkan pengaruh kecepatan putaran, kedalaman *groove* ban, dan kecepatan translasi roda

pesawat serta genangan air terhadap fenomena *hydroplaning*.

Input parameter yang diperlukan untuk melakukan analisis tersebut adalah: ketebalan lapisan air yang didefinisikan sebagai kedalaman genangan air di landasan, *property* air, *property* permukaan landasan, dan *property* ban (*groove*, *thread*, lebar ban, dll). Ban pesawat akan diputar pada kecepatan tertentu di atas lapisan air, sehingga akan didapatkan *groove* yang paling optimal untuk mencegah terjadinya *hydroplaning*. *Groove* yang diteliti adalah *groove* longitudinal, dengan 3 variasi kedalaman. Selanjutnya, parameter kondisi batas yang ditetapkan pada saat simulasi CFD adalah ban dinyatakan sebagai rigid body. Berikut merupakan diagram alir dari penelitian ini :



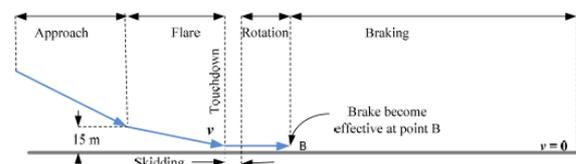
Gambar 3-1: Diagram alir

Dari diagram alir pada Gambar 3.1 dapat dilihat bahwa studi literatur dilakukan untuk menentukan parameter

– parameter penelitian seperti berat pesawat maksimum pada saat landing, kecepatan *touch down* pesawat, jumlah ban yang mengenai landasan pada saat *touch down*, jenis dan dimensi ban akibat adanya pengaruh dari berat pesawat pada saat setelah *skidding*, kecepatan putar dan momen inersia roda pesawat serta tinggi genangan air pada landasan.

Data berat pesawat maksimum pada saat landing dan kecepatan *touch down* pesawat dapat diperoleh dari *Airport Reference Code and Approach Speeds for Boeing Airplanes*. Berdasarkan code tersebut, dapat dinyatakan bahwa berat pesawat maksimum pada saat landing adalah 650337.8 N, dan beban tersebut diterima oleh keempat landing gear utama sehingga masing – masing ban pada landing gear utama menerima beban sebesar 162584.45 N.

Selanjutnya, kecepatan approach yang tertera pada code tersebut adalah sebesar 142 knot, sedangkan kecepatan yang akan dianalisa adalah kecepatan pesawat sesaat setelah *touch down* atau kecepatan *touch down*. Berdasarkan regulasi *Airworthiness*, kecepatan *touch down* adalah $VTD = 1.15 VMS$, dan kecepatan approach adalah $VA = 1.15 V$. Dari regulasi tersebut maka dapat diperoleh kecepatan *touch down* adalah sebesar 121.052 knot atau sebesar 62.275 m/s.



Gambar 3-2: Fasa Proses Landing Pada Pesawat Udara

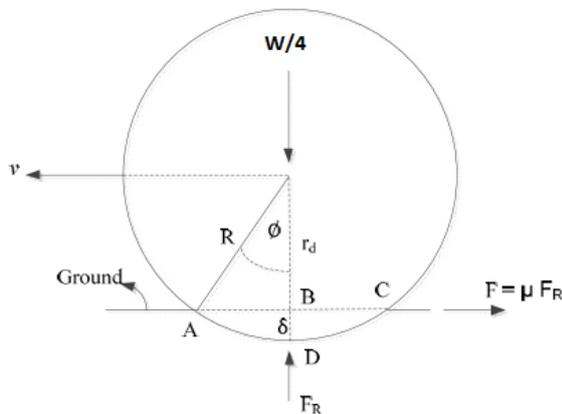
Berdasarkan kode yang dijelaskan sebelumnya , jumlah ban utama adalah 4 buah dengan jenis dan dimensi yang dinyatakan dengan kode H44.5 x 16.5 – 21, 28 PR. Pada kode ban

ini, huruf “H” menyatakan bahwa ban dirancang untuk presentase defleksi yang lebih tinggi.

Selanjutnya angka “44.5” menyatakan diameter ban dalam inchi, angka “16.5” 10 menyatakan lebar ban dalam inchi, dan tanda “-“ menyatakan ban merupakan tipe bias ply yang jika digantikan dengan huruf “R” mengidentifikasi bahwa ban adalah tipe radial. Kemudian, angka “21” menyatakan diameter rim dalam inchi, dan yang terakhir angka dan huruf “28R” menyatakan *rating* dari *ply* ban.

Selanjutnya, momen inersia ban dihitung dengan menganggap ban adalah rigid dan uniform dengan massa ban adalah massa yang diterima ban akibat adanya pembebanan dari massa pesawat setelah *touch down* dan *skidding*, dan dari data dimensi ban, maka diperoleh momen inersia ban adalah 13.69 kg.m^2 Kecepatan putar ban diperoleh dengan membagi kecepatan *touch down* dengan jari-jari putar ban.

Jari - jari putar ban ditentukan dengan terlebih dahulu menghitung defleksi ban (δ) akibat adanya beban berat pesawat pada masing- masing ban. Gambar berikut menunjukkan geometri ban secara menyeluruh pada kondisi setelah *touch down* dengan landasan.



Gambar 3-3:

Defleksi ban (δ) diperoleh dengan memodelkan defleksi vs beban secara linier yang secara matematik dapat ditulis sebagai $kt = FR/\delta$, dengan $kt = 1.7 \times 10 \text{ meter/Newton}$ [Lindsay &

Talekar, 2000], sehingga diperoleh defleksi ban adalah sebesar 95,72 mm. Jari - jari putar ban ditentukan dengan menentukan jari-jari putar efektif yang didefinisikan [Daugherty, 2003] dan telah dibuktikan [Milwitzky, Lindquist & Potter, 1955] sbb

$$r_e = R - \frac{\delta}{3} \quad (3-1)$$

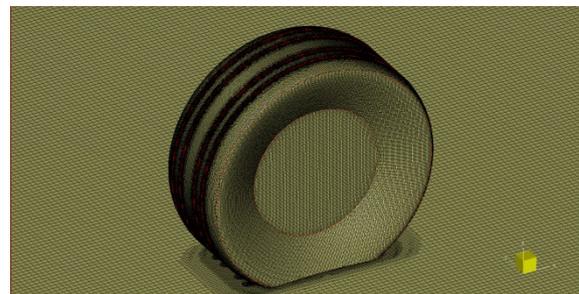
Dari persamaan tersebut diperoleh $r = 0.533 \text{ m}$, sehingga kecepatan putar ban adalah $\omega = 116.84 \text{ rad/s}$.

Kasus *hydroplaning* terjadi pada landasan dengan kondisi wet yaitu ketinggian air adalah 1/10 inchi (2.54 mm).

Asumsi - asumsi yang digunakan adalah:

1. Proses analisis terhadap fenomena *hydropaning* terjadi pada saat pesawat setelah melalui proses *skidding* (sebelum proses *rolling*) dimana beban pesawat seluruhnya tertumpu pada seluruh landing gear utama (gaya angkat Lift = 0 N).
2. Pada prosesnya seluruh gaya berat pesawat terdistribusi merata pada semua ban pada landing gear utama dan belum terjadi proses pengereman pada roda pesawat.

Simulasi numerik dilakukan dengan membuat grid/mesh terlebih dahulu seperti yang terlihat pada 3.4 berikut ini :



Gambar 3-4: Grid/ Mesh Pada Ban B737-800

Selanjutnya, adapun parameter-parameter simulasi numerik dapat dijelaskan sbb : Simulasi numerik dilakukan untuk kondisi *unsteady*, Model yang digunakan adalah multi fluid yaitu air dan udara dimana terdapat *free*

surface antara air dan udara, Model aliran udara dan air adalah aliran turbulen $k - \omega$ (SST-Menter), Kondisi batas yang digunakan untuk runway dan ban adalah wall-function dan untuk far -fieldnya adalah kecepatan *touch-down* pesawat terbang,

Pada simulasi numerik ini gerakan ban didefinisikan berputar dan proses translasi vertikalnya dihitung langsung melalui perhitungan numeriknya, Numerical scheme yang digunakan adalah: untuk skema diskritisasi aliran turbulen dan momentumnya digunakan alvsmart, dan untuk multi-fluidnya digunakan BRICS, Control variable yang digunakan adalah maksimum non linier iterasinya adalah 50, kriteria konvergensi adalah 2, jumlah time step adalah 40, dan besarnya adalah $9.075 \cdot 10e-05$.

4 HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1 Perhitungan Kecepatan Hydroplaning Metode Empirik

Berdasarkan pendekatan dengan pers 2.1 yang dilakukan oleh Gallaway et.all 1979, prediksi kecepatan *hydroplaning* diperlihatkan pada Tabel 4.1. dibawah ini :

Tabel 4.1 Kecepatan *Hydroplaning* Pada Variasi kedalaman *Groove* Ban B737-800

Tire	TD (inch)	TD (/32 inch)	SD	pt (psi)	tw (mm)	tw (inch)	V (mph)	V (knot)	V (m/s)	V (km/h)
1	0.28	8.96/32	1.0	205.00	2.50	0.10	77.52	67.37	34.66	124.76
2	0.35	11.2/32	1.0	205.00	2.50	0.10	77.77	67.58	34.77	125.16
3	0.40	12.8/32	1.0	205.00	2.50	0.10	77.94	67.73	34.84	125.44
4	0.45	14.4/32	1.0	205.00	2.50	0.10	78.11	67.87	34.92	125.70
5	0.52	16.64/32	1.0	205.00	2.50	0.10	78.33	68.06	35.02	126.06

Pada Tabel 4.1, ditunjukkan variasi kecepatan *hydroplaning* akibat variasi kedalaman *groove* ban. Semakin dalam *groove* ban, semakin besar kecepatan *hydroplaning* yang terjadi. Artinya, semakin dalam *groove* maka fenomena *hydroplaning* semakin tertunda. Selanjutnya, NASA juga melakukan uji eksperimen untuk menentukan kecepatan *hydroplaning*, dengan hanya memperhatikan kondisi tekanan inflasi ban. Pada kasus ini,

maka kecepatan *hydroplaning* yang diperoleh berdasarkan perhitungan NASA (pers. 2-2) adalah sebesar 128.86 knot atau sama dengan 66.291 m/s.

4.2 Validasi Simulasi Numerik

Validasi simulasi numerik merupakan langkah awal yang dilakukan untuk memvalidasi proses simulasi numerik yang mencakup ketepatan penggunaan grid, pemodelan aliran, dan kondisi – kondisi batas yang digunakan dengan hasil eksperimen. Pada kasus ini, validasi dilakukan pada konfigurasi orisinal ban pesawat 737-800, yaitu pada *groove* dengan kedalaman 0.4” dengan kecepatan operasi *landing* pesawat kasus ini dan kecepatan hasil eksperimen NASA.

Hasil validasi ini digunakan sebagai pembenaran pemodelan aliran yang dapat dijadikan acuan untuk proses simulasi ban dengan variasi kedalaman thread yang lainnya. Hasil validasi numerik tersebut dapat dilihat pada Tabel 4.2 dibawah ini :

Tabel 4.2 Validasi Simulasi Numerik Kecepatan *Hydroplaning* Ban B737-800 dengan Kedalaman *Groove* 0.4”

Tire	TD (inch)	TD (/32 inch)	Kecepatan (m/s)	Time Step (s)	Gaya Vertikal (N)	Keterangan
1	0.400000	8.96/32	62.275	0.003630	-462829.0	Belum Hydroplaning
2	0.400000	11.2/32	66.291	0.002940	1404960.0	Hydroplaning

Dari Tabel 4.2, dapat dilihat bahwa pada kecepatan operasi *landing* real pesawat, pesawat belum mengalami *hydroplaning*. Sedangkan apabila pesawat melakukan *landing* dengan kecepatan *hydroplaning* V (km/h) yang ditentukan oleh NASA, maka pesawat telah mengalami *hydroplaning*. Dari data – data validasi ini, maka dapat disimpulkan bahwa, data mengenai kecepatan *hydroplaning* yang dilakukan oleh NASA menghasilkan hasil yang akurat dibandingkan hasil pengukuran oleh Gallaway et.all ,1979.

Selanjutnya kemudian, dapat disimpulkan juga bahwa pemodelan

aliran / simulasi numerik valid dan dapat digunakan untuk konfigurasi ban dengan variasi kedalaman *groove* yang lainnya.

4.3 Hasil Simulasi Numerik

Hasil simulasi Numerik variasi kedalaman *groove* pada ban pesawat boeing 737-800 dapat dilihat pada Tabel 4.3 berikut ini

Tabel 4.3 Hasil simulasi Numerik variasi kedalaman *groove* pada ban pesawat Boeing 737-800

Tire	TD (Inch)	TD (/32 inch)	Time Step (s)	Gaya Vertikal (N)	Keterangan
1	0.28	8.96/32	0.003176	1768000.0	Hydroplaning
2	0.35	11.2/32	0.032670	1567000.0	Hydroplaning
3	0.4	12.8/32	0.003630	-462829.0	Belum Hydroplaning
4	0.45	14.4/32	0.000182	-3857792.0	Belum Hydroplaning

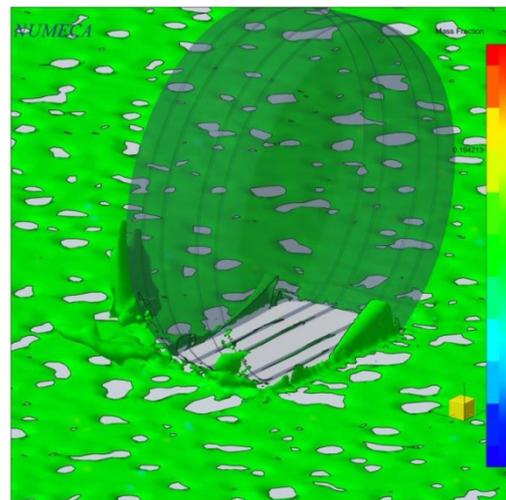
Dari data pada Tabel 4.3, dapat dilihat bahwa pada kondisi kecepatan *touch down*, ban sudah mengalami *hydroplaning* pada *groove* maksimum 0.35", sedangkan kedalaman *groove* diatas 0.35" ban belum mengalami *hydroplaning*.

Selanjutnya, dari data gaya vertikal pada Tabel 4.2 dapat dilihat bahwa *groove* dengan kedalaman terkecil telah mengalami fenomena *hydroplaning* sedangkan *groove* dengan kedalaman terbesar tidak mengalami fenomena *hydroplaning*. Selanjutnya, data *time step* dari simulasi numerik menunjukkan bahwa *groove* dengan kedalaman terkecil paling cepat mengalami fenomena *hydroplaning*, sedangkan pada *groove* dengan kedalaman 0.4 dan 0.45", data *time step* menyatakan bahwa pada time step 0.00363 dan 0.000182, gaya vertikal pada kedua kedalaman tersebut sudah berfluktuasi kecil di harga negatif, sehingga dapat dianggap untuk time step seterusnya harga gaya vertikal akan terus negatif dan dapat dikatakan bahwa ban pesawat belum mengalami *hydroplaning*. Selanjutnya, Fenomena fisik *hydroplaning* pada kasus ini dapat

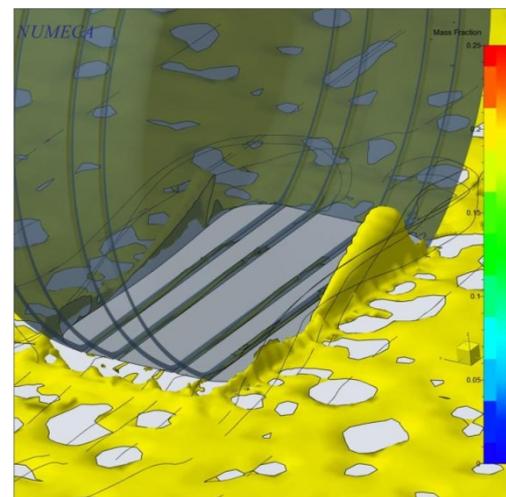
dijelaskan dengan menggunakan Gambar 4.1 s/d 4.5 sbb :

1. Mass Fraction

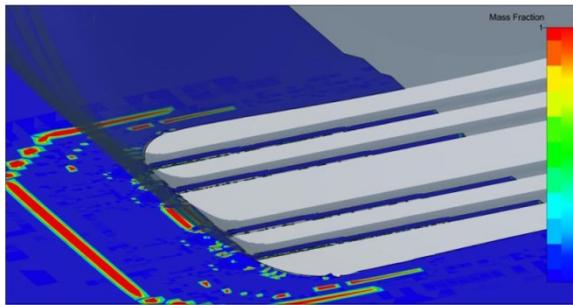
Fraksi massa pada Gambar 4.1 s/d 4.3 menunjukkan fraksi massa air dan udara. Pada *groove* dengan kedalaman 0.28" (Gambar 4.1) dapat dilihat bahwa terjadi percikan massa air di depan ban dibandingkan dengan kedua kedalaman *groove* yang lainnya yang tidak mengalami percikan air di depan ban tersebut. Selanjutnya, dapat dilihat jumlah massa air yang mengalir melalui *groove* ban. Dari Gambar 4.1 s/d 4.3 dapat dilihat bahwa jumlah massa yang mengalir pada ban dengan *groove* terkecil memiliki jumlah massa terkecil, dan ban dengan *groove* tertinggi memiliki memiliki jumlah massa terbesar.



Gambar 4.1 Mass fraction kedalaman *groove* 0.28"



Gambar 4.2 Mass fraction kedalaman *groove* 0.35"



Gambar 4.3 Mass fraction kedalaman groove 0.45"

2. Distribusi Tekanan Pada Ban

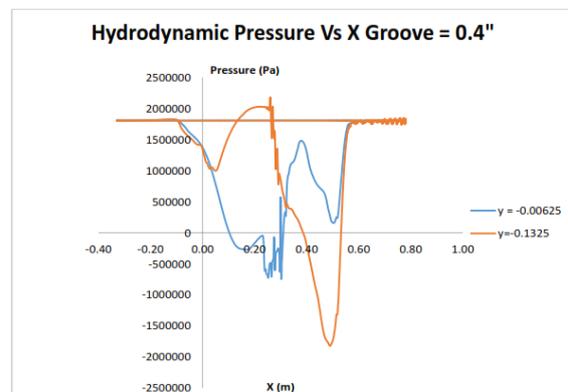
Distribusi tekanan pada ban seperti yang terlihat pada Gambar 4.4 s/d 4.5 menentukan apakah ban mendapatkan tekanan yang mengakibatkan terjadinya *hydroplaning*. Distribusi tekanan ini berkaitan erat dengan fraksi massa yang melewati ban yang dijelaskan pada poin 1 diatas.

Dari data distribusi tekanan pada Gambar 4.4 dan 4.5 untuk kasus groove 0.28" dan 0.4", terlihat bahwa tekanan kompresi puncak terjadi pada jarak sekitar 0.2 – 0.3m pada permukaan groove terdalam ($y = 0.00625m$) dan 0.5m pada permukaan groove dengan permukaan groove terluar ($y = 0.01325m$).

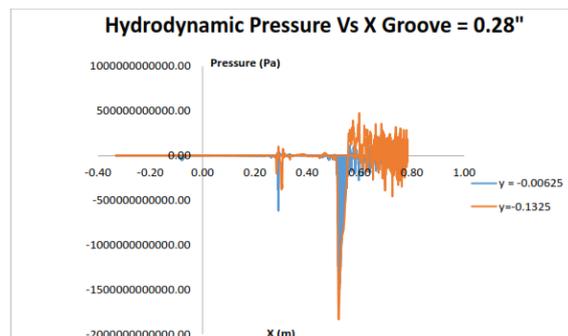
Jika kedua data tersebut dibandingkan, maka dapat dilihat bahwa pada bagian depan bawah ban, terjadi kompresi yang jauh lebih besar pada ban dengan groove 0.28" dibandingkan dengan groove 0.4". Hal ini terjadi diakibatkan luas daerah kanal dari ban dengan groove 0.28" lebih kecil sehingga dibutuhkan tekanan kompresi dengan harga yang lebih tinggi untuk memasuki groove ban.

Akibat adanya kebutuhan tekanan yang lebih tinggi ini, maka kemudian timbul gaya aksi reaksi ban dengan air yang mengakibatkan air akan terdorong kearah depan ban (berlawanan dengan arah pergerakan ban) dan timbulan fenomena percikan air (*splashing*) pada bagian bawah ban.

Selanjutnya, karena luas penampang kanal groove 0.28" yang lebih kecil, maka jumlah air yang masuk kedalam groove akan lebih kecil dan membutuhkan tekanan yang tinggi pula untuk dapat keluar dari groove ban bagian bawah belakang. Hal ini yang mengakibatkan tekanan kompresi kembali membesar dan akibat adanya tekanan kompresi ini, maka ban dengan beban saat landing sebesar 162584.45 N, dapat terangkat atau dengan kata lain, pesawat terbang telah mengalami fenomena *hydroplaning*.



Gambar 4.4 Mass fraction kedalaman groove 0.45"



Gambar 4.5 Mass fraction kedalaman groove 0.45"

5 KESIMPULAN

Kesimpulan Penelitian ini adalah :

Metode empirik yang akurat dalam memprediksi *hydroplaning* adalah metode empirik yang dilakukan oleh NASA. Semakin kecil kedalaman groove, maka semakin kecil luas penampang groove dan semakin besar gaya kompresi yang terjadi pada bagian bawah ban dan semakin memperbesar kemungkinan terjadinya fenomena

hydroplaning. Pada ban pesawat Boeing 737-800 ini, hydroplaning mulai terjadi ketika kedalaman groove ban berada dibawah 0.4".

Berdasarkan TSO C62-a s/d e yang menyatakan bahwa kedalaman groove yang bisa digunakan maksimum pada ban adalah 1/10", dan sedangkan dari hasil penelitian bahwa ban sudah mengalami hidroplaning pada kedalaman 0.35", maka proses kendali inspeksi pada proses daily maintenance harus dilakukan lebih cermat dan intensif mengenai kondisi kedalaman groove ban pada setiap siklus penerbangan dan segera mengambil tindakan apabila ditemukan penurunan kedalaman groove ban di bawah 0.35".

DAFTAR RUJUKAN

- Federal Aviation Regulation CFR 14 , AC-25-13, 1988, FAA.
- Federal Aviation Regulation (FAR), Part 91, sec 91.409-Inspection.
- Federal Aviation Regulation (FAR), CFR 14 TSO c62 a-e.
- Galloway, B. M., D. L. Ivey, G. G. Hayes, W. G. Ledbetter, R. M. Olson, D. L. Woods and R. E. Schiller (1979). Pavement and Geometric Design Criteria for Minimizing Hydroplaning. Federal Highway Administration Report No. FHWA-RD-79-31, Texas Transportation Institute, Texas A&M University, USA. Texas A&M University, USA.
- Gengenbach, W. (1968). Experimental Investigation of Tires on a wet Roadway ATZ, Vol. 70, No.9.
- Ghim Ping Ong, T F Fwa (2008) Hydroplaning Risk Management for Grooved Pavements. Singapore : 7th International Conference on Managing Pavement Assets.
- Gilbert, A. Wray and Robert Ehrlich, I., (1973). A Systematic Experimental Analysis of Significant parameters Affecting Model Tire Hydroplaning. Davidson Laboratory, Stevens Institute of Technology, Submitted to NASA, Report No.- SIT-DL-72-1602, Contract No.NAS 1-9349.
- Good Year, Aircraft Tire Data Book, The Good Year Tire Co, Akron, Ohio, 2010
- Grogger, H. and Weiss, M. (1996). Calculation of the Three-Dimensional Free Surface Flow around an Automobile Tire, Tire Science and Technology Vol.24, No.1, pp.39.
- Grogger, H. and Weiss, M. (1997). Calculation of Hydroplaning of a Deformable SmoothShaped and Longitudinally-Grooved Tire", Tire Science and Technology Vol.25, No.4, pp.265.
- Horne, W.B and R.C Dreher. (1963). Phenomena of Pneumatic Tire Hydroplaning, NASA TN D-2056.
- Kumar, Santosh S., Kumar Anupam, Tien F. FWA (2009) Analyzing Effect of Tire Groove Pattern on Hydroplaning Speed. Singapore: Journal of the Eastern Asia Society for Transportation Studies, Vol.8
- Kumar Anupam (2012) Numerical Simulation of Vehicle Hydroplaning and Skid Resistance on Grooved Pavement. Singapore: NATIONAL UNIVERSITY OF SINGAPORE