



UDC 532.526

CALCULATION OF SOME TURBULENT WALL CURRENTS

Vitalii Mamchuk¹; Leonid Romaniuk²

¹National Aviation University, Kyiv, Ukraine

²Ternopil Ivan Puluj National Technical University, Ternopil, Ukraine

Summary. A mathematical model for the calculation of turbulent boundary layers and wall stream has been developed. The results of calculations are compared with the results of other authors on the compliance of the calculated values with the experimental data. The currents that are formed under the influence of positive pressure gradients and lead to the phenomenon of separation of the turbulent boundary layer are studied.

Key words: turbulent viscosity, boundary layer, near wall stream, spline function.

https://doi.org/10.33108/visnyk_tntu2021.01.089

Received 03.12.2020

Statement of the problem. Mathematical simulation of complex turbulent near-wall flows resulting from the application of machines and transportation means, which use wings as propulsion or supporting and controlling members, is not possible without understanding the nature of the flow development within the boundary layer (BL). Boundary near-wall streams is one of the effective means to control BL that are widely used in aero-hydrodynamics.

Evaluation of known research findings. From a mathematical point of view the calculation of such flows poses a serious issue even nowadays [1–10], as in practical tasks they are considered to be turbulent, and the characteristics of turbulence are largely dependent on the geometry wall stream of nonmonotonic longitudinal averaged speed profile. In addition, the real streamlined surface has certain characteristics (curvature, roughness, etc.) and, interacting with the flow, influences on the formation of the near-wall stream flow.

Objective. is to develop mathematical model for computation of the turbulent boundary layers and near-wall streams; to compare calculation findings with the results of other authors as for correspondence of calculation values with experimental data; to study the flows being formed under the influence of adverse pressure distribution and lead to the occurrence of turbulent boundary layer separation.

Statement of the task. Mathematical simulation of types of flows being studied. BL is one of the most common types of viscous fluid flow and differential equations system in partial derivatives, which describes it as well as near-wall stream is as follows:

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{dp}{dx} + \frac{1}{\rho} \frac{d\tau}{dy}; \quad \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0, \quad (1)$$

where u, v – velocity projections on axis Ox and Oy correspondingly.

The calculation method of equations systems (1), which relies on difference scheme with enhanced stabilizing properties, is described in the work [2]. It provides the adaptation of this method to aforementioned models.

To describe the coefficient of turbulent viscosity μ_t at the first stage for each segment we applied the correlation of works [1–5]:
for initial segment:

$$\mu_t = \chi \rho \delta u_n \gamma th \frac{l \sqrt{\bar{\tau}}}{\chi \delta u_n} v_*, \quad l = ky th \frac{sh^2(\chi_1 y^+) th(sh^2(\chi_2 y^+))}{ky \sqrt{\bar{\tau}}}; \quad (2)$$

for stream and trace segments

$$\mu_t = \begin{cases} \rho \chi_{cm} \delta_{cm} (u_{\max} - u_{\min}) \gamma n pu \delta_{\max} & \delta_1 \leq y \leq \delta, \\ \rho \chi_{ca} \delta_{ca} (u_{\min} - u_h) \gamma n pu \delta_1 & \delta_1 < y \leq \delta; \end{cases} \quad (3)$$

where k , χ , χ_1 , χ_2 – model coefficients; δ – thickness of the near-wall layer or stream; l – v – dynamic speed; l – stirring path length; ρ – density; u_n – velocity value at the outer margin of BL (stream); $\bar{\tau}$ – normalized friction stress within the vicinity of the wall

$$\bar{\tau} = \begin{cases} 1 + \Phi_1 \eta n pu \Phi_1 \geq 0, \\ 1 - \Phi_1 \eta n pu \Phi_1 < 0; \end{cases}$$

$\Phi_1 = \frac{\delta}{\tau_w} \frac{dp}{dx}$ – K. Fedyayevki's form parameter; p – pressure; τ_w – friction induced shear stress

value on the wall; $\eta = \frac{y}{\delta}$; $v_* = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$ – dynamic velocity; $y^+ = \frac{y v_* \rho}{\mu}$;

$\gamma = \sqrt{1 - \eta}$ – function of intermittency factor; χ_{cm} , χ_{ca} – empirical constant models; δ_{cm} , δ_{ca} – thicknesses of flow and tracing areas respectively.

For k the following formula was applied:

$$k = 0,4 + 0,182275(1 - \exp(-0,32068\Phi_1)).$$

Coefficients χ , χ_i , were taken from [1–5].

Analysis of numerical findings. The calculations proved the consistency for applying modifications connected with the use of modified cubic spline-function for setting initial and boundary conditions on the outer margin of turbulent BL, in particular, they were successfully applied for the interpolation of tabular function, which streamlines the aircraft wing profile. Spline-functions interpolates the experimental velocity profile with high accuracy in a reliable point. Other interpolations demand «merging» of certain polynomials at certain areas, which in its turn, needs «matching» of their parameters. [1], [3].

Calculation findings of experiments proved that correlations (2) and [1] can be applied only for certain, mostly можна використовувати тільки для певних, в основному non gradient BL, whereas the calculations provided can be used for simulation near-wall stream. The most important is the study of streams being formed under significant adverse pressure gradients leading to occurrence of so undesirable in practice phenomenon known as separation of BL. Therefore to apply model (2–3) on needs to conduct additional research and clarify some of the dependencies of model coefficients on stream characteristics, which take into account pressure gradient. For these purposes, modifications were made not only of the coefficients of the model (2–3), but also of its structure. Numerical experiments allowed in the case of calculating the characteristics of gradient flows, in the first approximation to apply the following formulas:

$$\mu_t = \chi \rho \delta u_h \gamma \ln \left(\frac{l \sqrt{\tau}}{\chi \delta u_h} + 1 \right), \quad l = ky; \tag{4}$$

$$k = 0,223 + 0,121 \arctan \frac{du_h}{dx}, \quad \chi = 0,01 + \frac{1}{75 + (2,5 + \Phi_1)^2}. \tag{5}$$

Calculations were compared with known experimental material [6] and [10] and they provided promising results, that is proved the practicability to continue numerical experiments in order to clarify formulas (4), which gives the chance to avoid coefficients χ_1 and χ_2 and (5). For this purpose numerical experiments were performed by formula (2) as well, which makes it possible at this stage to suggest formula (5) for k , where the first numerical summand was substituted by 0,4 and formula (4), and l was taken from (2). Thus, calculation findings were somewhat improved. Similar experiments are conducted according to formula (2), where th was substituted by \arctan but, accordingly with another model coefficients k , χ , χ_1 , χ_2 . Calculation findings were compared with the results of other authors and showed more accurate adequacy of computed values with experimental information.

Research findings. The illustration provided below contains the comparison of computed distribution of velocities $\bar{u}(y)$ ($\bar{u} = \frac{u}{u_h}$, $\bar{x} = \frac{x}{L}$, $\bar{y} = \frac{y}{L}$, $\bar{u} = \bar{u}(\bar{y})|_{x=x_0}$ – initial conditions, L – characteristic size of streamlined surface) with experimental velocity profiles in different cross-sections alongside the development of flow. The equation has advantage over the comparison of characteristics of $\delta^* = \int_0^\delta \left(1 - \frac{u}{u_h}\right) dy$, $\delta^{**} = \int_0^\delta \frac{u}{u_h} \left(1 - \frac{u}{u_h}\right) dy$ – displacement thickness and momentum loss respectively, which at each stage were found by applying Weddle formula, and which made it possible to trace the reproduction nature by computational method of velocity profile deformation. Computation of flow was done using own simulation model.

The comparison demonstrates almost exact reproduction of deformation tendencies for velocity profiles along the coordinate \bar{x} .

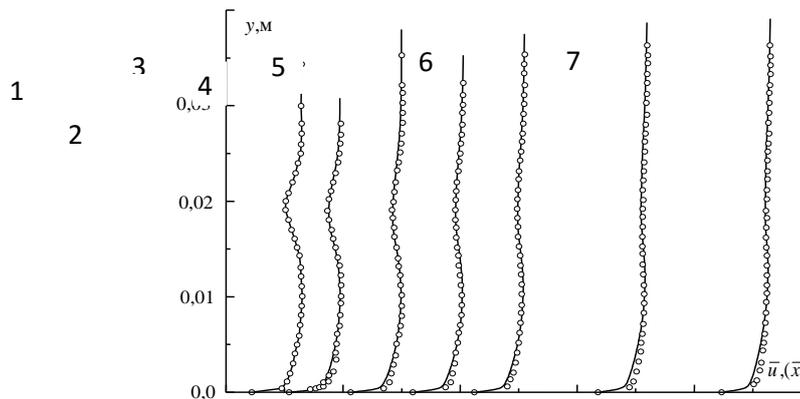


Figure 1. Velocity distribution $\bar{u} = f(y)$ in the trace after the profile NASA 0012, which is immersed into turbulent boundary layer of the smooth surface in longitudinal sections $\bar{x} = Const$: lines – computations; circles – experimental data [6]

Fig. 1 shows the comparison of numerical calculations with experimental data of research [6] – trace interaction with boundary layer: trace – is the result of merging the boundary layers formed in the upper and lower surfaces of symmetrical profile NASA 0012 (chord length 100 mm, d – gap height between the streamlined surface and profile), attached at zero angle of attack.

Satisfactory fit of computational and experimental velocity distribution is achieved for comparisons shown on Fig 1.

Conclusions. The comparison of computational results with experimental data demonstrate that suggested approaches give way to simulate flows according to their physical properties. Developed mathematical model for calculation of turbulent boundary layers and wall jets/streams provides a possibility to compute such sophisticated and practically valuable type of flow as trace after aerodynamic body located within the boundary layer of the smooth surface, which opens prospective for further generalizations of suggested approaches to be applied to more sophisticated types of flows.

References

1. Movchan V. T., Zakharyugin B. D. Raschet turbulentnoy pogrannichnogo sloya na osnove yedinogo predstavleniya turbulentnoy vyazkosti poperechnogo pogrannichnogo sloya. Prikladnaya aerodinamika, 1979. P. 38–44. [In Russian].
2. Mamchuk V. I. Model' turbulentnosti ta uspishnosti ploskykh turbulentnykh prystinnykh strumeniv. Visnyk KMUTSA. 1998. No. 1. P. 291–294. [In Ukrainian].
3. Lunys M., Mamchuk V. I., Movchan V. T., Romaniuk L. A., Shkvar E. O. Alhebrayichni modeli turbulentnoyi v'yazkosti ta teploprovodnosti v rozkladakh prysutnykh turbulentnykh testiv. Prykladna hidromekhanika. 2001. Vol. 3 (75). No. 1. P. 37–45. [In Russian].
4. Mamchuk V. I. Matematicheskoye modelirovaniye turbulentnykh i ocharovatel'nykh konstruksiy na platinakh, kotoryye ya ispytyvayu. Nauki v NTUU "KPI". 2002. 4 (24). P. 65–67. [In Russian].
5. Mamchuk V. I. Matematicheskoye modnoye razvitiye turbulentnykh techeniy v mire, kotoryye ya ispytyvayu. Visnik L'viv. un-tu, Ser. prikl. matem. ta informatika. 2002. Vol. 4. P. 131–136. [In Russian].
6. Tulapurkara E. G., Ramzhi V., Radzhasekar R. Vzaimodeystviye pogrannichnogo sloya so sledami tel dostupnykh form. Aerokosmicheskaya tekhnika. 1990. № 12. P. 3–10. [In Russian].
7. Khintse I. O. Turbulentnost'. M.: Fizmatgiz, 1963. 680 p. [In Russian].
8. Khorstmen. Model' turbulentnosti dlya rascheta neravnovesnykh techeniy pri polozhitel'nom gradiyente davleniya. Raket. tekhnika i kosmonavtika 1977. 15. No. 2. P. 5–7. [In Russian].
9. Ahlbery J. H., Nilson E. N., Walsh J. L. (1967). Theory of Splines and Their Applications. New York.
10. Computation of turbulent boundary layer – Proceedings AFOSR–IFR–Stanford Conference. Vol. 1. / ed. Kline S. I., Morcovin M. V., Sovran G., Cockrell D. I. 1968. Vol. 2. / Ed. Coles D. E., Hirst E. A. 1969. 519 p.

Список використаної літератури

1. Мовчан В. Т., Захарюгин Б. Д. Расчет турбулентного пограничного слоя на основе единого представления турбулентной вязкости поперек пограничного слоя. Прикладная аэродинамика. 1979. С. 38–44.
2. Мамчук В. І. Модель турбулентності та результати розрахунків плоских турбулентних пристінних струменів. Вісник КМУЦА. 1998. № 1. С. 291–294.
3. Лунис М., Мамчук В. И., Мовчан В. Т., Романюк Л. А., Шквар Е. О. Алгебраические модели турбулентной вязкости и теплопроводности в расчетах пристенных турбулентных течений. Прикладна гідромеханіка. 2001. Т. 3 (75). № 1. С. 37–45.
4. Мамчук В. І. Математичне моделювання розвитку турбулентних примежевих шарів та пристінних струменів на пластинах, які коливаються. Наукові вісті НТУУ «КПІ». 2002. 4 (24). С. 65–67.
5. Мамчук В. І. Математичне моделювання розвитку турбулентних пристінних течій на тілах, які коливаються. Вісник Львів. ун-ту, Сер. прикл. матем. та інформатика. 2002. Вип. 4. С. 131–136.
6. Тулапуркара Э. Г., Рамжи В., Раджасекар Р. Взаимодействие пограничного слоя со следами тел различной формы. Аэрокосмическая техника. 1990. № 12. С. 3–10.
7. Хинце И. О. Турбулентность. М.: Физматгиз, 1963. 680 с.

8. Хорстмен. Модель турбулентности для расчета неравновесных течений при положительном градиенте давления. Ракет. техника и космонавтика. 1977. 15. № 2. С. 5–7.
9. Ahlberg J. H., Nilson E. N., Walsh J. L. Theory of Splines and Their Applications. New York, 1967.
10. Computation of turbulent boundary layer – Proceedings AFOSR–IFR–Stanford Conference. Vol. 1. / ed. Kline S. I., Morcovin M. V., Sovran G., Cockrell D. I. 1968. Vol. 2. Ed. Coles D. E., Hirst E. A. 1969. 519 p.

УДК 539.526

ДО РОЗРАХУНКУ ДЕЯКИХ ТУРБУЛЕНТНИХ ПРИСТІННИХ ТЕЧІЙ

Віталій Мамчук¹; Леонід Романюк²

¹Національний авіаційний університет, Київ, Україна

²Тернопільський національний технічний університет імені Івана Пулюя,
Тернопіль, Україна

Резюме. Характерними рисами сьогодення є постійно зростаючий рівень вимог до аеродинамічної ефективності літальних апаратів (ЛА), пошук розширення можливостей застосування авіаційної техніки в дедалі складніших умовах експлуатації, розроблення засобів покращення злітно-посадкових характеристик. Одним із методів, який дозволяє суттєво поліпшити аеродинамічні характеристики ЛА, є використання пристінних струменів. Практичне застосування в конструкціях ЛА знайшли обдування верхньої поверхні струменями за рушіями, системи управління примежовим шаром, засоби струменевої механізації. Забезпечення високої ефективності використання цих заходів і оптимізація конструкцій, що їх втілюють, можливі лише за наявності розрахункових методів, які дозволяють з достатньою точністю прогнозувати робочі параметри таких систем. Суттєвою вимогою тут стає необхідність урахування реальних умов, в яких формується пристінний струмінь, а саме, шорсткості та кривизни обтічної поверхні, характеристик супутнього потоку (зокрема швидкості, градієнта тиску та турбулентності), геометричних особливостей ежектора (висота щілини, товщина крайки). Крім того, важливою вимогою до розрахункового методу має бути забезпечення можливості виконання розрахунків параметрів течії на всій ділянці його формування аж до виродження пристінного струменя в примежовий шар. Розроблені на даний час методи розрахунку неспроможні задовольнити одночасно всім зазначеним вище вимогам, що гальмує розвиток і впровадження систем управління пристінною течією на базі пристінних струменів. Це зумовлює актуальність розроблень у напрямку вдосконалення і узагальнення відомих, а також побудови нових математичних моделей і методів розрахунку примежових шарів та пристінних струменевих течій, що розвиваються в умовах, максимально наближених до реальних умов експлуатації сучасної авіаційної техніки.

Ключові слова: турбулентна в'язкість, примежовий шар, пристінні струмені, сплайн-функція.

https://doi.org/10.33108/visnyk_tntu2021.01.089

Отримано 03.12.2020