

# Розвиток, бойове застосування та озброєння авіації

УДК 629. 7.016.52

С.А. Калкаманов

Харківський національний університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

## ОСОБЛИВОСТІ ОБТІКАННЯ ПЕРЕДНЬОЇ ЧАСТИНИ ФЮЗЕЛЯЖУ МАНЕВРЕНОГО ЛІТАКА НА ВЕЛИКИХ КУТАХ АТАКИ

*Розглядаються особливості обтікання передньої частини фюзеляжу винищувача на великих кутах атаки. Проведено аналіз відомих результатів досліджень картини обтікання носової частини літака, а також близьких за формою тіл. Проведено чисельне моделювання обтікання літака Т-10 потоком в'язкої нестисливої рідини та виявлені особливості обтікання носової частини фюзеляжу Т-10 на великих і надкритичних кутах атаки. На основі аналізу розподілу тиску розроблені рекомендації щодо розташування отворів відбору статичного та динамічного тиску на поверхні передньої частини фюзеляжу літака Т-10.*

**Ключові слова:** фюзеляж, картина обтікання, кут атаки, відрив потоку, розподіл тиску, приймач статичного тиску.

### Вступ

Особливості обтікання носової частини фюзеляжу сучасного винищувача істотно впливають на його аеродинаміку в цілому. Це обумовлено внесенням носовою частиною збурень в потік, формуванням вихрових течій та відривних зон, які відіграють основну роль у формуванні спектру обтікання поверхні всього літака. Дослідження топології ліній відриву по поверхні носової частини літального апарату (ЛА) в широкому діапазоні зміни кута атаки становить інтерес для задач аеродинамічного проектування пневмометричного методу вимірювання параметрів польоту.

Експериментальним і чисельним дослідженням обтікання ЛА, а також тіл, близьких за формою до фюзеляжу ЛА, присвячені роботи [1–17]. Однак в цих роботах відсутні результати параметричних досліджень особливостей розподілу тиску (включаючи пульсації як повного, так і статичного тиску), а також топології ліній відриву потоку по поверхнях носових частин фюзеляжів ЛА на великих і надкритичних кутах атаки. При великих кутах атаки потік відривається і з гладкої поверхні ЛА. Перебіг у відривній зоні значно впливає на характер розподілу параметрів течії, в тому числі і статичного тиску, по поверхні ЛА.

**Метою роботи** є аналіз особливостей обтікання поверхні носової частини маневреного літака Т-10 дозвуковим потоком газу в широкому діапазоні зміни кута атаки.

### Основна частина

Картина обтікання носової частини фюзеляжу літака при дозвукових швидкостях польоту визначається в основному величиною кута атаки. При малих і помірних кутах атаки носова частина фюзеляжу літака обтікається повітряним потоком плавно, в основному без відриву від поверхні. В цьому випадку відрив потоку можливий тільки за ліхтарем кабіни льотчиків, де реалізується позитивний градієнт тиску, що є однією з умов відриву примежового шару [18]. Даний тип відриву відноситься до бульбашкового типу, коли примежовий шар, що відірвався, проходить вище області рециркуляційної течії газу і потім знову приєднується до поверхні тіла в певній точці вниз по потоку, відокремлюючи "бульбашку" рециркулюючого газу [19]. Характерна довжина цієї відривної бульбашки має порядок від товщини примежового шару до розміру області значного позитивного градієнта тиску, і менше характерного розміру тіла [19]. Тому відрив потоку бульбашкового типу за ліхтарем кабіни робить помітний вплив на поле течії лише в прилеглий до зони відриву області і практично не впливає на розподіл параметрів течії газу вгору по потоку.

При середніх кутах атаки збільшується зона та значення позитивних градієнтів тиску. Бульбашковий відрив за ліхтарем кабіни переходить у відрив у вигляді вільного вихрового шару. У цьому випадку рідина з примежового шару, що відірвався, не при-

еднується до поверхні тіла, а проходить вниз по потоку, змішуючись з рециркуляційною рідиною і утворюючи слід. Характерний розмір відривної течії зазвичай має такий же порядок, як і характерний розмір тіла. Дана відривна течія істотно змінює ефективну форму тіла та формує нев'язку течію поблизу відривної зони, а також в області течії, розташованої вниз по потоку. У той же час від'єднаний відрив за ліхтарем кабіни практично не впливає на поле течії газу біля носка фюзеляжу в районі розташування приймачів статичного тиску (ПСТ) [19], що пояснюється двома причинами:

- збурення в газі поширюються набагато слабкіше вгору по потоку, ніж вниз по потоку;

- ліхтар кабіни льотчика, виконаний у вигляді потовщення носової частини фюзеляжу, грає роль своєрідного аеродинамічного компенсатора. А саме, збурення, що вносяться до потоку ліхтарем кабіни, компенсують збурення від відривної зони, що поширюються вгору по потоку.

При великих кутах атаки потік починає відриватися і з гострої носової частини фюзеляжу. При цьому картина обтікання носової частини фюзеляжу потоком газу істотно ускладнюється, що пов'язано існуванням у відривній зоні зворотної течії і точки вторинного відриву, а також виникненням асиметрії течії. Для прикладу на рис. 1 показана схематична картина обтікання конуса при великих кутах атаки, взята з роботи [19]. Вихровий слід, що починається в точках первинного відриву, індукує область зворотної течії на підвітряній стороні конуса (рис. 1). Ця течія розвивається від точки гальмування на підвітряній стороні і, аналогічно течії на навітряній стороні, відривається в точці вторинного відриву. У зазначеній точці, розташованій під первинною вихровою завісою, в потік сходять вихор протилежного знаку. Вихори, що зійшли в потік, створюють додаткове розрідження і флуктуації тиску на підвітряній стороні фюзеляжу. Аналогічні вихрові структури виявлені при  $\alpha \geq 25^\circ$  в експериментальних і чисельних дослідженнях обтікання винищувачів F-16, F-15 і інших літаків [3–10]. Носова частина фюзеляжу літака T-10 виконана у вигляді конуса з кутом  $50^\circ$  [20]. В роботі [11] наведені значення критичних кутів атаки для циліндричних тіл з конічними носовими частинами. Використовуючи дані цієї роботи, критичний кут атаки носової частини фюзеляжу літака T-10 приблизно можна прийняти рівним  $30^\circ$ . Отже, при кутах атаки  $\alpha \geq 30^\circ$  для літаків типу T-10 вирішальну роль у формуванні поля течії газу в районі ПСТ відіграє відрив потоку з гострої носової частини фюзеляжу. Цей відрив має складну структуру та включає в себе як відрив бульбашкового типу, так і відрив у вигляді вільного вихрового шару.

При кутах атаки близьких до  $90^\circ$  картина обтікання носової частини фюзеляжу якісно нагадує картину обтікання циліндра. У цьому випадку зворотня течія і вторинний відрив відсутні, течія газу максимально наближена до плоскопаралельної течії, що пояснюється малістю поперечної течії в порівнянні з основним потоком. Тому при  $\alpha \approx 90^\circ$  потік з носової частини фюзеляжу відривається у вигляді вільного вихрового шару, що зноситься потоком від поверхні тіла. Течія в відривній зоні в основному формується індукованими від вихрової завіси швидкостями.

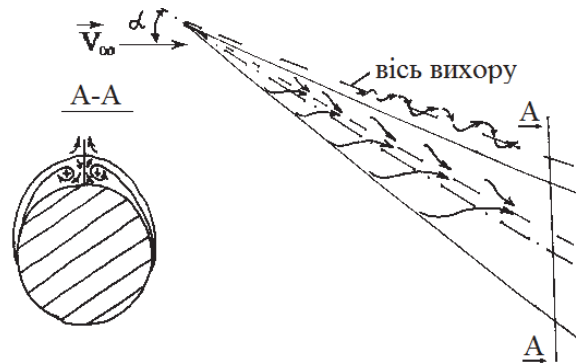


Рис. 1. Схематична картина обтікання конуса при великих кутах атаки

Аналіз результатів досліджень обтікання тіл, близьких за формою до фюзеляжу ЛА, дозволяє виділити наступні особливості поля течії в районі носової частини корпусу літака:

- найбільші пульсації тиску в відривній зоні спостерігаються поблизу ліній відриву потоку з поверхні тіла, а також в рециркуляційній області течії на ділянках взаємодії концентрованих вільних вихорів з поверхнею тіла [12–13];

- при малих кутах атаки позовжня координата поперечного перерізу з мінімальними за абсолютною величиною значеннями коефіцієнта тиску практично не змінюється з ростом числа Маха польоту в докритичному діапазоні швидкостей [14–15]. Отже, при розміщенні ПСТ в зоні нульових значень надлишкового тиску, зміна аеродинамічних поправок до показань аерометричних приладів по числу М польоту буде незначною;

- при кутах атаки  $\alpha \approx 30^\circ - 65^\circ$  течія у відривній зоні і поблизу її на поверхнях тіла обертання піддається впливу найменших змін в геометрії носової частини тіла і є конвективно-нестійкою [12; 16–17]. Тому ПСТ необхідно розміщувати на деякому віддаленні від ліній відриву потоку.

Для більш детального дослідження обтікання носової частини ЛА було проведено чисельне моделювання обтікання літака T-10 потоком нестисливої в'язкої рідини за допомогою методу, описаного в роботі [21]. Рівняння Нав'є-Стокса, що описують

течію в'язкої рідини, розв'язувалися в розрахунковій області, яка охоплює носову, центральну частини фюзеляжу і центральні частини консолей крил. У решти області розглядалися рівняння руху ідеальної рідини. Такий підхід обґрунтований, по-перше, домінуючим впливом носової частини корпусу на поле течії в передбачуваних місцях установки приймачів тиску, і по-друге, слабким впливом збурень від хвостової частини і оперень ЛА на поле течії вгору по потоку. Збурення, що вносяться до потоку вільними вихровими утвореннями, досить добре описуються теорією потенційних течій.

Для забезпечення можливості порівняльного аналізу, результати розрахунків були представлені в тих же відносних координатах, які використовувалися в роботі [20]. Результати проведених досліджень топології ліній відриву потоку з поверхні, флуктуації тиску в відривних зонах та поблизу ліній відриву дозволили зробити наступні висновки.

1. Коливання статичного тиску в відривній зоні в значній мірі визначаються збуреннями від концентрованих завихрень, що сходять в потік з місць відриву примежового шару. При наближенні зазначених завихрень до поверхні фюзеляжу істотно зростають індуковані ними швидкості, що веде до зміни коефіцієнта тиску  $C_p$ . Ця зміна носить нестационарний характер. Середньоквадратичне відхилення значення коефіцієнта тиску в відривній зоні має той же порядок, що і величина самого коефіцієнта  $C_p$ . Отже, розташовувати ПСТ в зоні відриву потоку недоцільно.

2. Зміна положень ліній відриву потоку з поверхні носової частини винищувача Т-10 по куту атаки відбувається плавно. Для прикладу, на рис. 2 наведені результати розрахунків значень азимутальних кутів  $\psi_{\text{відр}}$  ліній відриву потоку для різних кутів атаки винищувача (крива 1 –  $\alpha=0^\circ$ , крива 2 –  $\alpha=20^\circ$ , крива 3 –  $\alpha=45^\circ$ , крива 4 –  $\alpha=75^\circ$ , крива 5 –  $\alpha=90^\circ$ ). Кут  $\psi$  відраховується від нижнього меридіонального перетину фюзеляжу. Аналіз наведених даних пока-

зує, що зона відриву потоку охоплює повністю верхню частину фюзеляжу в передбачуваних зонах розміщення ПСТ при кутах атаки більше  $35^\circ$ .

3. При кутах атаки більше  $40^\circ$  зміна повного тиску в відривній зоні досягає до 14%.

4. Геометрія носової частини літака істотно впливає на стан ліній відриву потоку з поверхні фюзеляжу. Для літака Т-10 зміна в геометрії носової частини фюзеляжу до 0.1% (відносно значення середньої аеродинамічної хорди) призводить до зміни  $\psi_{\text{відр}}$  на  $3\dots4^\circ$ .

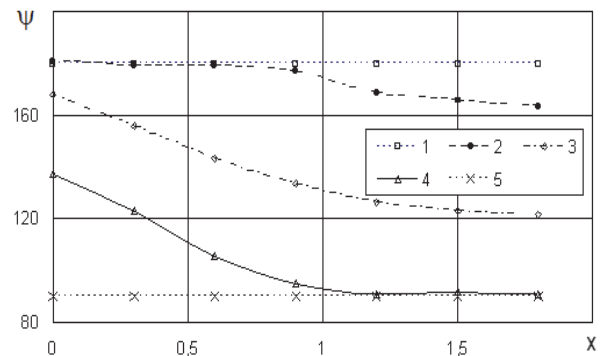


Рис. 2. Зміна азимутального кута ліній відриву по поздовжній координаті для різних кутів атаки

## Висновки

Розглянуто особливості обтікання поверхні літака Т-10 потоком в'язкої рідини в широкому діапазоні зміни кута атаки. Аналіз розподілу тиску в передбачуваних місцях розміщення отворів відбору статичного і динамічного тиску показав, що для забезпечення можливості вимірювання параметрів польоту на великих і надкритичних кутах атаки ПСТ необхідно розташовувати на нижній (навітряній) стороні носової частини фюзеляжу, а для вимірювання повного тиску при кутах атаки більше  $43^\circ$  необхідно використовувати приймальний отвір, розташований на відстані 0,5–0,65 калібру від носка фюзеляжу.

## Список літератури

- Whitmore Stephen A. Development of a pneumatic high-angle-of-attack flush airdata sensing system / Stephen A. Whitmore // SAE Techn. Pap. Ser. – 1991. – № 911242. – P. 1-3.
- Wetzel T.G. Measurement of three-dimensional crossflow separation / T.G. Wetzel, R.L. Simpson, C.J. Chesnakas // AIAA Journal. – 1998. – Vol. 36, № 4. – P. 557-564.
- Squires K.D. Progress on detached-eddy simulation of massively separated flows / K.D. Squires, J.R. Forsythe, S.A. Morton et al. // AIAA Journal. – 2002. – № 1021. – 9 p.
- Morton S.A. Des grid resolution issues for vortical flows on a delta wing and an F-18C / S.A. Morton, M.B. Steenman, R.M. Cumming, J.R. Forsythe // AIAA Journal. – 2003. – №1103. – 14 p.
- Forsythe J.R. Detached-eddy simulation of fighter aircraft at high alpha / J.R. Forsythe, K.D. Squires, K.E. Wurtzler, P.R. Spalart // AIAA Journal. – 2002. – № 0591. – 12 p.
- Viswanathan A.K. Detached-eddy simulation around a forebody at high angle of attack / A.K. Viswanathan, K.R. Klismith, J.R. Forsythe, K.D. Squires // AIAA Journal. – 2003. – № 0263. – 12 p.
- Forsythe J.R. Computation of prescribed spin for a rectangular wing and for the F-15E using detached-eddy simulation / J.R. Forsythe, J.F. Wentzel, K.D. Squires et al. // AIAA Journal. – 2003. – № 0839. – 14 p.

8. Woodson S.H. Recommendations for CFD procedures for predicting abrupt wing stall / S.H. Woodson, B.E. Green, J.J. Chung et al. // *AIAA Journal*. – 2003. – № 0923. – 13 p.
9. Viswanath P.R. Aerodynamic characteristics of delta a wing-body combinations at high angles of attack / P.R. Viswanath., S.R. Patil // *Aeronaut. Journal*. – 1994. – Vol. 98, № 975. – P. 159-170.
10. Yehia R.M. Numerical simulation of the viscous flow around a simplified F/A-18 at high angles of attack / R.M. Yehia, S.B. Lewis // *AIAA Journal*. – 1990. – № 36. – 58 p.
11. Keener E.R. Oil flow separation patterns on an ogive forebody / E.R. Keener // *NASA TM*. – 1981. – № 81314. – 23 p.
12. Degani D. Thin us full Navier-Stokes computation for high-angle-of-attack acrodynamics / D. Degani, S.W. Mareus // *AIAA Journal*. – 1997. – Vol 35, № 3. – P. 565-567.
13. Антонов А.Н. Пульсации давления при струйных и отрывных течениях / А.Н. Антонов, В.М. Купцов, В.В. Комаров. – М.: Машиностроение, 1990. – 272 с.
14. Петров К.П. Аэродинамические характеристики тел каплевидной формы / К.П. Петров // *Труды ЦАГИ*. – 1994. – Вып. 2569. – С. 41-50.
15. Этли В. Аэродинамические характеристики тел вращения сложной геометрической формы / В. Этли // *Аэрокосмическая техника*. – 1989. – № 2. – С. 44-51.
16. William M.H. Computational study of the F-5A forebody emphasi zing directional stability / M.H. William, R. Ravi // *Journal Aircraft*. – 1994. – Vol. 31, № 3. – P. 488-494.
17. Yates L.A. Streamlines, vorticity lines and vortices around three-dimensional bodies / L.A. Yates, G.T. Chapman // *AIAA Journal*. – 1992. – Vol. 30, № 7. – P. 1819-1826.
18. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя: пер. с нем. / Г. Шлихтинг. – М.: Наука, 1974. – 711 с.
19. Турбулентные течения в пограничном слое // *Обзоры ЦАГИ*. – 1980. – № 575, часть 2. – 187 с.
20. Мартынов А.К. Результаты испытаний различных модификаций носовой части фюзеляжа свободно-летающей модели самолета Т-10С по определению градуировочных коэффициентов приемников воздушного давления / А.К. Мартынов, В.А. Яценко, М.А. Головин и [др.] // *Научно-технический отчет*. – М.: ЦАГИ, 1986. – 66 с.
21. Калкманов С.А. Численное моделирование течения вязкой несжимаемой жидкости / С.А. Калкманов, В.Ю. Полозюк // *Вісник Харківського національного університету Серія „Математичне моделювання. Інформаційні технології. Автоматизовані системи управління”*. – Х.:ХНУ. – 2003. – Вип. 1, № 590. – С. 133-138.

## References

1. Whitmore, Stephen A. (1991), Development of a pneumatic high-angle-of-attack flush airdata sensing system, *SAE Techn. Pap. Ser.*, No. 911242, pp. 1-3.
2. Wetzel, T.G., Simpson, R.L. and Chesnakas, C.J. (1998), Measurement of three-dimensional crossflow separation, *AIAA Journal*, Vol. 36, No. 4, pp. 557-564.
3. Squires, K.D., Forsythe, J.R. and Morton, S.A. (2002), Progress on detached-eddy simulation of massively separated flows, *AIAA Journal*, No. 1021, 9 p.
4. Morton, S.A., Steenman, M.B. and Cumming, R.M. (2003), Des grid resolution issues for vortical flows on a delta wing and an F-18C, *AIAA Journal*, No. 1103, 14 p.
5. Forsythe, J.R., Squires, K.D. and Wurtzler, K.E. (2002), Detached-eddy simulation of fighter aircraft at high alpha, *AIAA Journal*, No. 0591, 12 p.
6. Viswanathan, A.K., Klismith, K.R. and Forsythe, J.R. (2003), Detached-eddy simulation around a forebody at high angle of attack, *AIAA Journal*, No. 0263, 12 p.
7. Forsythe, J.R., Wentzel, J.F. and Squires, K.D. (2003), Computation of prescribed spin for a rectangular wing and for the F-15E using detached-eddy simulation, *AIAA Journal*, No. 0839, 14 p.
8. Woodson, S.H., Green, B.E. and Chung, J.J. (2003), Recommendations for CFD procedures for predicting abrupt wing stall, *AIAA Journal*, No. 0923, 13 p.
9. Viswanath, P.R. and Patil, S.R. (1994), Aerodynamic characteristics of delta a wing-body combinations at high angles of attack, *Aeronaut. Journal*, Vol. 98, No. 975, pp. 159-170.
10. Yehia, R.M. and Lewis, S.B. (1990), Numerical simulation of the viscous flow around a simplified F/A-18 at high angles of attack, *AIAA Journal*, No. 36, 58 p.
11. Keener, E.R. (1981), Oil flow separation patterns on an ogive forebody, *NASA TM*, No. 81314, 23 p.
12. Degani, D. and Mareus, S.W. (1997), Thin us full Navier-Stokes computation for high-angle-of-attack acrodynamics, *AIAA Journal*, Vol 35, No. 3, pp. 565-567.
13. Antonov, A.N., Kupzov, V.M. and Komarov, V.V. (1990), “Pulsatsyy davleniya pry struinikh y otrivnikh techeniyakh” [*Pulsation of pressure in jet and detached flows*], Mashynostroenye, Moscow, 272 p.
14. Petrov, K.P. (1994), “Aerodynamicheskiye kharakterystyky tel kaplevyidnoi formi” [Aerodynamic characteristics of drop-shaped bodies], *Proceedings of TSAGI*, Vol. 2569, pp. 41-50.
15. Etly V. (1989), “Aerodynamicheskiye kharakterystyky tel vrashcheniya slozhnoi heometrycheskoi formi” [Aerodynamic characteristics of bodies of revolution of complex geometric shapes], *Aerospace Engineering*, No. 2, pp. 44-51.
16. William, M.H. and Ravi, R. (1994), Computational study of the F-5A forebody emphasi zing directional stability, *Journal Aircraft*, Vol. 31, No. 3, pp. 488-494.
17. Yates, L.A. and Chapman, G.T. (1992), Streamlines, vorticity lines and vortices around three-dimensional bodies, *AIAA Journal*, Vol. 30, No. 7, pp. 1819-1826.

18. Shlykhtynh G. (1974), "Teoriya pohranychnoho sloia" [The boundary layer theory], Nauka, Moscow, 711 p.
19. (1980), "Turbulentnie techeniya v pohranychnom sloe" [Turbulent flows in the boundary layer], *TSAGI Reviews*, No. 575, part 2, 187 p.
20. Martinov, A.K., Yatsenko, V.A. and Holovnyh, M.A. (1986), «Rezultati yspitanyi razlychnikh modyfykatsyi nosovoi chasty fiuzeliashha svobodno-letaiushchei modeli samoleta T-10S po opredeleniyu hraduyrovochnikh koeffytsyentov pryemnykov vozdushnoho davleniya» [The results of tests of various modifications of the forward part of the fuselage of the free-flying model of the T-10S aircraft to determine the calibration coefficients of air pressure receivers], *Scientific and Technical Report, TSAGI*, Moscow, 66 p.
21. Kalkamanov, S.A. and Poloziuk, V.Yu. (2003), "Chyslennoe modelyrovanye techeniya viazkoi neszhymaemoi zhydkosti" [Numerical simulation of viscous incompressible fluid flow], *Bulletin of Kharkov National University Series «Mathematical modeling. Information technology. Automated control systems»*, HNU, Kharkiv, Vol. 1, No. 590, pp. 133-138.

Надійшла до редколегії 27.06.2017

Схвалена до друку 7.09.2017

**Відомості про автора:**

**Калкманов Салім Аюпович**

доктор технічних наук професор  
завідувач кафедри Харківського національного  
університету Повітряних Сил ім. І. Кожедуба,  
Харків, Україна  
orcid.org/0000-0001-8105-3814  
e-mail: kalkamanov.sa@gmail.com

**Information about the author:**

**Kalkamanov Salim**

Doctor of Technical Sciences Professor,  
Head of Department of Ivan Kozhedub  
Kharkiv National Air Force University,  
Kharkiv, Ukraine  
orcid.org/0000-0001-8105-3814  
e-mail: kalkamanov.sa@gmail.com

**ОСОБЕННОСТИ ОБТЕКАНИЯ ПЕРЕДНЕЙ ЧАСТИ ФЮЗЕЛЯЖА МАНЕВРЕННОГО САМОЛЕТА  
НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ**

С.А. Калкманов

*Рассмотрены особенности обтекания передней части фюзеляжа истребителя. Проведен анализ известных результатов исследований картины обтекания носовой части самолета, а также близких по форме тел. Проведено численное моделирование обтекания самолета Т-10 потоком вязкой несжимаемой жидкости и выявлены особенности обтекания носовой части фюзеляжа Т-10 на больших и закритических углах атаки. На основе анализа распределения давления разработаны рекомендации по размещению отверстий отбора статического и динамического давления на поверхности фюзеляжа самолета Т-10.*

**Ключевые слова:** фюзеляж, картина обтекания, угол атаки, отрыв потока, распределение давления, приемник статического давления.

**THE FEATURES FLOW AROUND THE FRONT OF THE FUSELAGE OF MANEUVERABLE AIRCRAFT  
AT HIGH ANGLE OF ATTACK**

S. Kalkamanov

*In the article the features flow around the front of the fuselage of a fighter are considered. The study of the topology of lines of break along the surface of the front of a maneuverable aircraft over a wide range of the angle of attack is of interest for aerodynamic design problems of the pneumometric method for measuring flight parameters. The analysis of known results of investigations of flow of the front of the aircraft, as well as similar bodies on form, is carried out. Based on this analysis, the formation of a separate flow near the front of the aircraft fuselage at medium and large angles of attack is described. Numerical simulation of the flow of a viscous incompressible fluid by a flow around of a T-10 airplane was carried out, and features of the flow around the front of the fuselage T-10 at large and supercritical angles of attack. Based on the analysis of pressure distribution, recommendations have been made on the location of the holes for the selection of static and dynamic pressure on the surface of the fuselage of the T-10 aircraft.*

*The obtained results can be used to modernize existing and develop perspective systems of air-signals of pneumometric type for maneuverable aircraft.*

**Keywords:** fuselage, flow picture, attack angle, flow separation, pressure distribution, static pressure receiver.