

ЗАКОНОМЕРНОСТИ ТЕЧЕНИЯ ВОЗДУХА ПРИ МАЛЫХ ЧИСЛАХ РЕЙНОЛЬДСА

Аннотация

В статье рассматриваются закономерности течения воздуха при малых числах Рейнольдса. Описаны особенности аэродинамических процессов, возникающих при обтекании летательных аппаратов малого размера. Рассмотрено влияние числа Рейнольдса на структуру пограничного слоя и характер течения воздуха. Показано, что изменение условий течения при малых числах Рейнольдса оказывает значительное влияние на аэродинамические характеристики летательных аппаратов.

Ключевые слова

Число Рейнольдса, аэродинамика, пограничный слой, течение воздуха, летательные аппараты

Bavbel E.I.

Postgraduate of BSUIR, Minsk, Belarus

PATTERNS OF AIRFLOW AT LOW REYNOLDS NUMBERS

Annotation

The article considers the patterns of airflow at low Reynolds numbers. The aerodynamic processes occurring during the flow around small aircraft are described. The influence of the Reynolds number on the structure of the boundary layer and the nature of airflow is analyzed.

Keywords

Reynolds number, aerodynamics, boundary layer, airflow, aircraft

Введение

Одной из важнейших задач аэродинамики является исследование процессов обтекания летательных аппаратов воздушным потоком [1 - 15]. Характер течения воздуха определяется рядом параметров, среди которых особое значение имеет число Рейнольдса. Данный параметр характеризует соотношение инерционных и вязкостных сил в потоке жидкости или газа и позволяет оценить режим течения воздуха вокруг аэродинамических поверхностей [1–4].

Для летательных аппаратов малого размера характерны сравнительно небольшие линейные размеры и низкие скорости полета. В результате этого значения числа Рейнольдса оказываются значительно ниже по сравнению с крупными летательными аппаратами. Это приводит к возникновению специфических аэродинамических явлений, которые необходимо учитывать при проектировании таких аппаратов [4].

При малых значениях числа Рейнольдса изменяется структура пограничного слоя, а также характер взаимодействия воздушного потока с поверхностью крыла. Это может приводить к изменению подъемной силы, увеличению аэродинамического сопротивления и снижению эффективности аэродинамических профилей [5].

Целью данной работы является рассмотрение закономерностей течения воздуха при малых числах Рейнольдса и факторов, влияющих на аэродинамические характеристики летательных аппаратов малого размера.

Параметры течения воздуха при малых числах Рейнольдса

Характер течения воздуха вокруг аэродинамических поверхностей определяется рядом безразмерных параметров, среди которых ключевое значение имеет число Рейнольдса. Этот параметр широко используется в аэродинамике и гидродинамике для описания режимов течения и позволяет определить соотношение между инерционными и вязкостными силами в потоке воздуха [6].

Число Рейнольдса определяется следующим выражением:

$$Re = \frac{\rho VL}{\mu}, (1)$$

где: ρ – плотность воздуха,

V – скорость потока,

L – характерный линейный размер,

μ – динамическая вязкость воздуха.

Физический смысл числа Рейнольдса заключается в том, что оно позволяет оценить влияние вязкости среды на характер течения. При больших значениях числа Рейнольдса влияние вязкости становится относительно небольшим, и течение воздуха определяется преимущественно инерционными силами. В таких условиях течение чаще всего становится турбулентным.

В случае летательных аппаратов малого размера значения числа Рейнольдса оказываются значительно ниже. Это связано с тем, что такие аппараты имеют небольшие линейные размеры крыла и относительно невысокие скорости полета. В

результате диапазон значений числа Рейнольдса для подобных аппаратов обычно составляет:

$$Re = 10^4 - 10^5. (2)$$

В данном диапазоне режим течения существенно отличается от условий, характерных для крупных летательных аппаратов. Вязкость воздуха начинает оказывать более заметное влияние на структуру потока, что приводит к изменению распределения скоростей и давления вокруг аэродинамического профиля [7].

Снижение числа Рейнольдса также влияет на характер формирования пограничного слоя и на устойчивость ламинарного течения. В этих условиях поток становится более чувствительным к возмущениям, возникающим на поверхности, крыла или в окружающем воздушном потоке. Даже небольшие изменения формы поверхности или угла атаки могут привести к существенным изменениям аэродинамических характеристик профиля [8].

Кроме того, при малых числах Рейнольдса наблюдается изменение структуры вихревых образований, возникающих вблизи поверхности, крыла. Такие вихри могут существенно влиять на распределение давления по поверхности профиля и, как следствие, на величину подъемной силы и сопротивления.

Формирование пограничного слоя

При движении летательного аппарата в воздушной среде поток воздуха взаимодействует с поверхностью крыла. В результате этого взаимодействия формируется пограничный слой — тонкая область вблизи поверхности, в которой скорость воздуха изменяется от нуля на поверхности до скорости основного потока.

Пограничный слой играет важную роль в формировании аэродинамических характеристик летательного аппарата. Его структура и толщина оказывают значительное влияние на распределение давления по поверхности крыла и на величину аэродинамических сил [9].

Толщина пограничного слоя зависит от расстояния от передней кромки крыла и от параметров воздушного потока. Для ламинарного режима течения приближенно используется следующая зависимость:

$$\delta \approx \frac{5x}{\sqrt{Re_x}} (3)$$

где: x – расстояние от передней кромки профиля,

Re_x – локальное число Рейнольдса.

Из данного выражения следует, что при уменьшении числа Рейнольдса толщина пограничного слоя увеличивается. Это означает, что вязкостные эффекты распространяются на большую часть потока, что может приводить к изменению аэродинамических характеристик профиля [10].

При малых числах Рейнольдса ламинарный пограничный слой может сохраняться на значительной части поверхности крыла. Однако ламинарный поток обладает меньшей устойчивостью по сравнению с турбулентным. Под действием различных возмущений ламинарный пограничный слой может переходить в турбулентный режим течения [11].

Переход ламинарного течения в турбулентное сопровождается изменением распределения скоростей в пограничном слое и увеличением интенсивности перемешивания воздуха. Это может приводить к изменению распределения давления по

поверхности крыла и оказывать влияние на аэродинамические силы, действующие на летательный аппарат.

Кроме того, структура пограничного слоя может существенно изменяться при увеличении угла атаки крыла. В этом случае возрастает вероятность возникновения отрыва потока, что приводит к ухудшению аэродинамических характеристик профиля.

Отрыв потока при малых числах Рейнольдса

Одним из характерных явлений, возникающих при малых числах Рейнольдса, является отрыв потока от поверхности аэродинамического профиля. Данное явление связано с тем, что энергия пограничного слоя оказывается недостаточной для преодоления неблагоприятного градиента давления, возникающего на поверхности, крыла [12].

При обтекании профиля крыла в его носовой части возникает разрежение – скорость потока растет, давление падает. К задней кромке давление восстанавливается, формируется так называемый положительный (неблагоприятный) градиент давления. Если кинетической энергии частиц в пограничном слое недостаточно, чтобы преодолеть этот перепад, происходит отрыв потока от поверхности [13].

В зоне отрыва образуются вихри, течение становится турбулентным, а скорость местного потока падает. Как следствие, резко возрастает аэродинамическое сопротивление крыла.

При малых числах Рейнольдса вероятность возникновения отрыва потока возрастает. Это связано с тем, что ламинарный пограничный слой обладает меньшей устойчивостью и быстрее теряет энергию при взаимодействии с неблагоприятным градиентом давления. В результате даже при сравнительно небольших углах атаки может происходить частичный или полный отрыв потока.

Для оценки условий возникновения отрыва потока используется безразмерный коэффициент давления, который определяется следующим выражением:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho V^2}, \quad (3)$$

где: p – давление в рассматриваемой точке потока,

p_∞ – давление невозмущенного потока,

ρ – плотность воздуха,

V – скорость воздушного потока.

Распределение коэффициента давления вдоль поверхности крыла позволяет определить области, в которых существует неблагоприятный градиент давления и возможно возникновение отрыва потока. При анализе аэродинамических характеристик профилей именно распределение давления используется для оценки устойчивости течения [14].

Отрыв потока оказывает существенное влияние на подъемную силу крыла. При увеличении зоны отрыва происходит уменьшение эффективной площади крыла, участвующей в создании подъемной силы. Одновременно возрастает аэродинамическое сопротивление, что приводит к снижению эффективности полета летательного аппарата [15].

Особенно заметно влияние отрыва потока проявляется у летательных аппаратов малого размера. В этих условиях небольшие изменения угла атаки или формы профиля могут приводить к существенным изменениям структуры потока. Поэтому при проектировании таких аппаратов необходимо учитывать особенности течения при малых числах Рейнольдса.

Структура течения воздуха при малых числах Рейнольдса

Характер течения воздуха при малых числах Рейнольдса существенно отличается от условий, характерных для крупных летательных аппаратов. При уменьшении числа Рейнольдса увеличивается влияние вязкости воздуха, что приводит к изменению структуры пограничного слоя и характеру распределения скоростей в потоке [16].

В начальной части аэродинамического профиля обычно формируется ламинарный пограничный слой. В этом режиме движение воздуха происходит относительно упорядоченно, а перемешивание слоев потока минимально. Однако ламинарный поток обладает сравнительно низкой устойчивостью к внешним возмущениям.

По мере движения потока вдоль поверхности крыла могут возникать различные неустойчивости, приводящие к переходу ламинарного течения в турбулентное. Турбулентный пограничный слой характеризуется интенсивным перемешиванием воздушных масс и большей устойчивостью к неблагоприятному градиенту давления.

На рисунке 1 представлена схема течения воздуха при малых числах Рейнольдса.

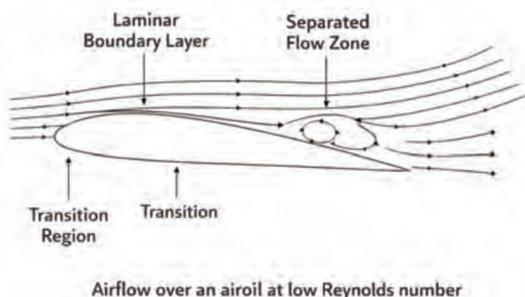


Рис. 1. Схема формирования пограничного слоя и возможного отрыва потока при малых числах Рейнольдса
Источник: разработано автором.

На рисунке показаны основные области течения: ламинарный пограничный слой, переходная зона и область возможного отрыва потока. Анализ структуры течения позволяет определить условия, при которых происходит изменение режима течения и ухудшение аэродинамических характеристик профиля.

Заключение

В работе рассмотрены закономерности течения воздуха при малых числах Рейнольдса и их влияние на аэродинамические характеристики летательных аппаратов малого размера. С уменьшением числа Рейнольдса роль вязких сил возрастает, что меняет структуру пограничного слоя и характер обтекания крыла.

При малых числах Рейнольдса течение на большей части профиля может оставаться ламинарным. Однако ламинарный пограничный слой менее устойчив: при определенных условиях он либо переходит в турбулентный, либо отрывается от поверхности. Отрыв потока напрямую влияет на подъемную силу и сопротивление профиля, поэтому при проектировании малоразмерных летательных аппаратов особенности низкорейнольдсовых течений необходимо учитывать.

Таким образом, понимание закономерностей обтекания при малых числах Рейнольдса важно как для выбора профиля, так и для оптимизации характеристик всего аппарата.

Список использованной литературы

- [1] Бавбель, Е. И. Обзор аэродинамических характеристик профиля NASA = NASA profile aerodynamic overview / Е. И. Бавбель // Электронные системы и технологии: сборник материалов 60 - й научной конференции аспирантов, магистрантов и студентов БГУИР, Минск, 22–26 апреля 2024 г. / Белорусский государственный университет информатики и радиоэлектроники; редкол.: Д. В. Лихаческий [и др.]. – Минск, 2024. – С. 126–129.
- [2] Бавбель, Е. И. Основные задачи при исследовании методов и средств проектирования беспилотных летательных аппаратов / Е. И. Бавбель, А. А. Бородич, Е. В. Коляда // Новые информационные технологии в научных исследованиях «НИТ - 2023»: материалы XXVIII Всероссийской научно - технической конференции студентов, молодых ученых и специалистов, Рязань, 22–24 ноября, 2023 г.: в 2 т. Т 2 / Рязанский государственный радиотехнический университет имени В. Ф. Уткина. – Рязань, 2023. – С. 57–59.
- [3] Anderson, J. Fundamentals of Aerodynamics / J. Anderson. – New York: McGraw - Hill Education, 2017. – 1152 p.
- [4] Drela, M. Flight Vehicle Aerodynamics / M. Drela. – Cambridge: MIT Press, 2014. – 320 p.
- [5] Raymer, D. Aircraft Design: A Conceptual Approach / D. Raymer. – Reston: AIAA Education Series, 2012. – 1056 p.
- [6] Gudmundsson, S. General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures / S. Gudmundsson. – Oxford: Butterworth - Heinemann, 2014. – 1024 p.
- [7] Austin, R. Unmanned Aircraft Systems: UAV Design, Development and Deployment / R. Austin. – Chichester: Wiley, 2010. – 372 p.
- [8] Valavanis, K. Handbook of Unmanned Aerial Vehicles / K. Valavanis, G. Vachtsevanos. – Dordrecht: Springer, 2015. – 3022 p.
- [9] Leishman, J. Principles of Helicopter Aerodynamics / J. Leishman. – Cambridge: Cambridge University Press, 2006. – 848 p.
- [10] Katz, J. Low - Speed Aerodynamics / J. Katz, A. Plotkin. – Cambridge: Cambridge University Press, 2001. – 613 p.
- [11] Лойцянский, Л. Г. Механика жидкости и газа: учебник / Л. Г. Лойцянский. – Москва: Дрофа, 2003. – 840 с.
- [12] Абрамович, Г. Н. Прикладная газовая динамика / Г. Н. Абрамович. – Москва: Наука, 1991. – 600 с.
- [13] Антонов, В. А. Особенности конструкции беспилотных летательных аппаратов / В. А. Антонов, С. Н. Киселев // Авиационная техника. – 2020. – № 2. – С. 34–39.
- [14] Сазонов, А. А. Аэродинамические характеристики беспилотных летательных аппаратов / А. А. Сазонов // Вестник авиационной техники. – 2018. – № 4. – С. 15–20.
- [15] McCormick, B. Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics / B. McCormick. – New York: Wiley, 1995. – 652 p.
- [16] White, F. Fluid Mechanics / F. White. – New York: McGraw - Hill Education, 2016. – 912 p.

© Бавбель Е.И., 2026