

УДК629.13

## СРАВНЕНИЕ ПРОДОЛЬНОГО И ПОПЕРЕЧНОГО ОБТЕКАНИЯ КРЫЛА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

© 2013 Л.П. Шингель

Пермский национальный исследовательский политехнический университет

Поступила в редакцию 29.11.2013

Рассмотрены продольное и поперечное обтекания поворачиваемого крыла перспективного летательного аппарата в начальной фазе его падения без начальной скорости.

Ключевые слова: *вычислительная гидродинамика, профиль крыла, поперечное обтекание*

При разработке перспективных легких летательных аппаратов, в частности, аппаратов, угол атаки крыла которых может изменяться в пределах 0-90°, необходимо рассмотреть случай аварийного отказа двигательной установки при полете с нулевыми горизонтальной и вертикальной скоростями. При дальнейшем последующем движении возникает вертикальная скорость, которая составляет в некоторый момент 9-10 м/с.

**Цель работы:** сравнение характера обтекания крыла, хорда которого установлена под углами 0° и 90° к продольной оси летательного аппарата.

Случай поперечного обтекания крыла профиля NACA 2309 при его установке с углом 10° относительно продольной оси и вертикальной скорости 9,5 м/с рассмотрен в [1]. Расчетная модель и задаваемые параметры при этом аналогичны использованным в работе [1], с той разницей, что решены задачи и проведено сравнение продольного и поперечного обтекания крыла. При решении задачи применялись опции ANSYS, учитывающие турбулентность. Полученные результаты решения задач приведены на рис. 1-4 для поперечного обтекания крыла (угол установки крыла 0°) и на рис. 5-8 для случая продольного обтекания крыла (угол установки крыла 90°).

На рис. 1 показаны расчетная область и распределение скоростей обтекания крыла поперечным (угол установки крыла 0°) потоком. На рис. 2 показаны траектории обтекания крыла поперечным потоком. На рис. 3 показан фрагмент траекторий обтекания крыла поперечным потоком. На рис. 4 приведена зависимость суммарной скорости потока от поперечной координаты в плоскости, перпендикулярной оси летательного аппарата при поперечном обтекании. На рис. 5 показаны расчетная область и распределение

скоростей обтекания крыла параллельным хорде крыла потоком (угол установки крыла 90°). На рис. 6 представлены траектории обтекания крыла продольным потоком. На рис. 7 представлен фрагмент траекторий обтекания крыла продольным потоком. На рис. 8 представлена зависимость суммарной скорости потока от поперечной координаты в плоскости, перпендикулярной оси летательного аппарата при продольном обтекании.

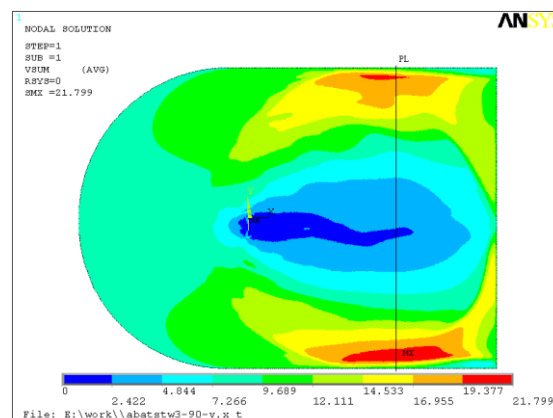


Рис. 1. Расчетная область и распределение скоростей обтекания крыла поперечным потоком

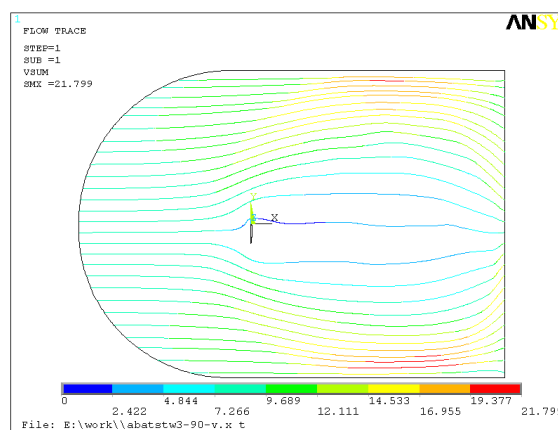


Рис. 2. Траектории обтекания крыла поперечным потоком

Шингель Леонид Петрович, кандидат технических наук, доцент. E-mail: shingel.leonid712@gmail.com

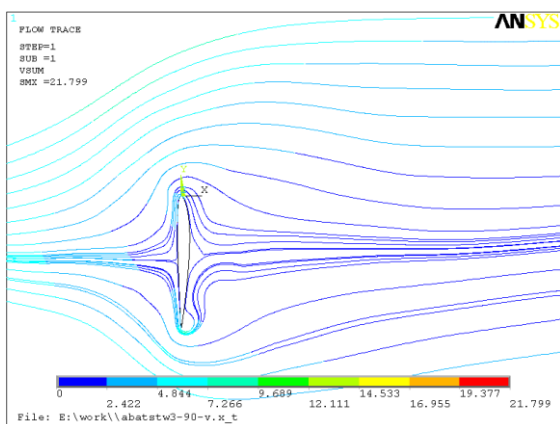


Рис. 3. Фрагмент траекторий обтекания крыла поперечным потоком

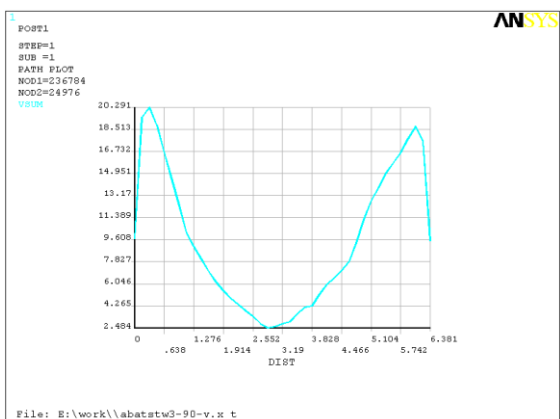


Рис. 4. Зависимость суммарной скорости потока от поперечной координаты в плоскости, перпендикулярной оси летательного аппарата при поперечном обтекании

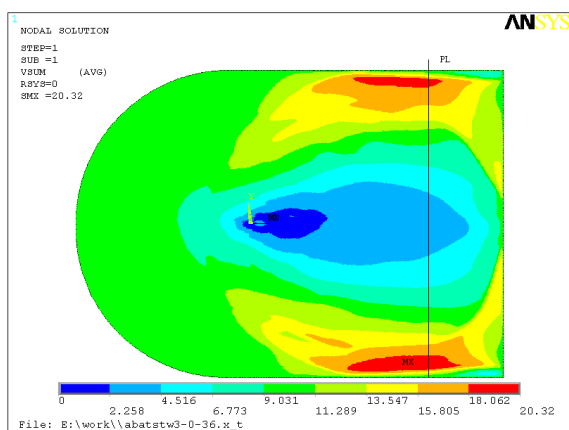


Рис. 5. Расчетная область и распределение скоростей обтекания крыла параллельным хорде крыла потоком (угол установки крыла 90°)

Полученные результаты показывают, что в целом, картина продольного обтекания крыла близка к картине поперечного обтекания. Сопоставление рис. 1 с рис. 5 и рис. 4 с рис. 8 свидетельствует о близком совпадении как характера распространения скоростей обтекания, так и о

близости значений скоростей обтекания. Как при продольном, так и при поперечном обтекании имеются области примерно одинаковых размеров, в которых скорости потоков либо меньше, либо превышают скорость набегающего потока.

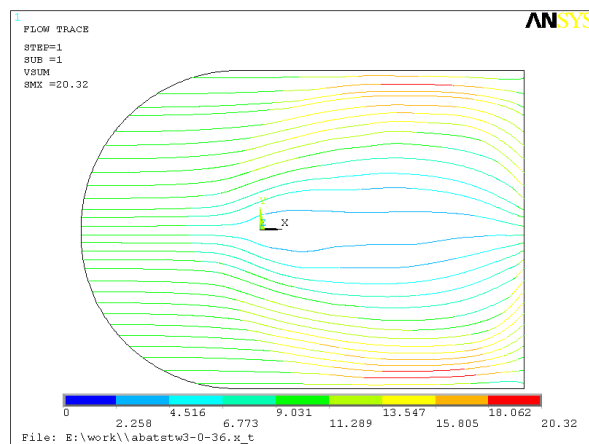


Рис. 6. Траектории обтекания крыла продольным потоком

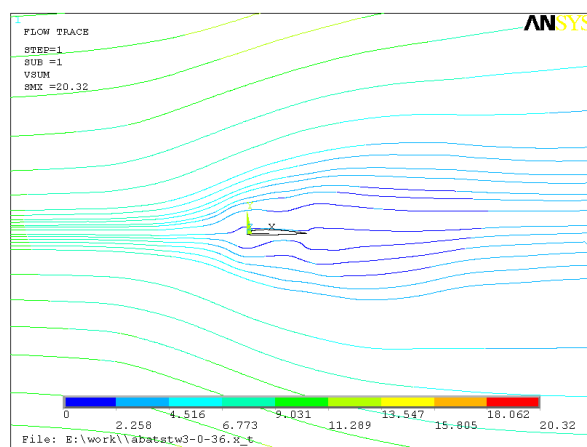


Рис. 7. Фрагмент траекторий обтекания крыла продольным потоком

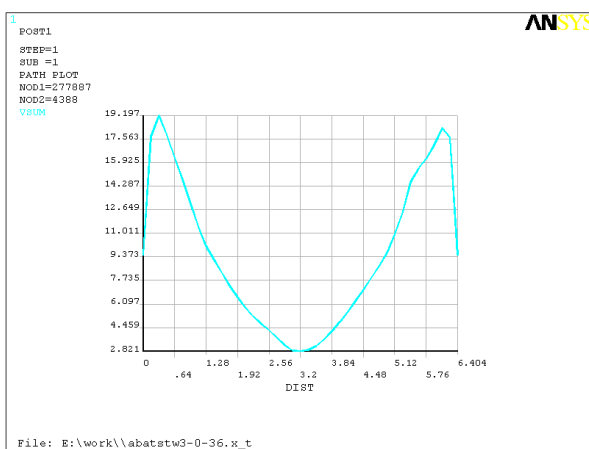


Рис. 8. Зависимость суммарной скорости потока от поперечной координаты в плоскости, перпендикулярной оси летательного аппарата при продольном обтекании

Максимальные полученные скорости обтекания (при одинаковых задаваемых начальных скоростях о распределениях потоков) составляют 21,8 м/с для поперечного обтекания и 20,3 м/с при продольном обтекании. Данные скорости отличаются на 6,8% от значения максимальной скорости при продольном обтекании. Характер распределения скоростей, показанный на рис. 1 и рис. 5 в области, превышающей размеры  $\sim 9 l$  вдоль оси летательного аппарата и  $\sim 6 l$  поперек оси летательного аппарата практически аналогичен. Размер хорды крыла  $l$  во всех расчетных моделях, включая описанную в [1], составлял 0,4 м.

Зависимости суммарной скорости потока от координаты в его поперечной плоскости, обозначенной на рис. 1 и рис. 2 как PL также имеют аналогичный характер. Максимальное значение суммарной скорости потока в плоскости PL при поперечном обтекании составляет 20,3 м/с, при продольном обтекании составляет 19,2 м/с. Указанные скорости отличаются на 5,4% от наибольшей величины. Характер зависимостей практически совпадает.

Результаты свидетельствуют, что при внезапном отказе двигательной установки перспективного летательного аппарата при его нулевой скорости в начальной фазе его падения, при скоростях полета до 9,5 м/с, картина обтекания крыла при его продольном или поперечном расположении относительно продольной оси аппарата, практически не зависит от положения крыла на удалении от центра давления крыла порядка 9-10 размеров его хорды. Указанная закономерность позволяет использовать полученные результаты при разработке средств спасения перспективных летательных аппаратов.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Шингель, Л.П. Особенности обтекания крыла легкого самолета // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2012. Том 14, №4(5). С. 1391-1393.
2. Краснов, Н.Ф. Аэродинамика / Н.Ф. Краснов, В.Н. Кошевой, А.Н. Данилов, В.Ф. Захаренко. – М.: Высшая школа, 1968. 772 с.
3. Журнал ANSYS Solutions Русская редакция. 2005. №1 (1). С. 12.

## COMPARISON OF THE LONGITUDINAL AND CROSS AIRFLOWS AT THE AIRCRAFT WING

© 2013 L.P. Shingel

Perm National Research Polytechnical University

Longitudinal and cross airflows of the perspective aircraft turned wing in the initial phase of its falling without initial speed are considered.

Key words: *computing hydrodynamics, wing profile, cross airflow*