

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ПОВЕРХНОСТИ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ КРЫЛА

А.О. Задорожнюк, В.А. Фролов

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара, Россия

Обоснование. Известно, что можно изменять аэродинамические характеристики крыльев летательных аппаратов путем применения энергетических средств управления обтеканием [1, 2]. Одно из таких средств — нагрев поверхности обтекаемого тела [3–7]. Применение данного способа приводит не только к смещению точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный [3], но и к снижению сопротивления за счет передачи потоку дополнительной энергии [4].

Влияние слабого теплообмена на аэродинамическое сопротивление исследовалось в случае обтекания плоской пластины [4–7]. В частности, показано, что с повышением температуры поверхности пластины ее сопротивление уменьшается. Данный факт был подтвержден как теоретически, так и путем проведения эксперимента, а также расчетами по методу конечных элементов. Наибольший практический интерес представляет исследование влияния слабого теплообмена на лобовое сопротивление крыла.

Цель — экспериментальным путем определить связь между аэродинамическим сопротивлением крыла и температурой его поверхности, сравнить результаты эксперимента с результатами, полученными для плоской пластины.

Методы. Для проведения эксперимента была изготовлена модель, представляющая собой крыло размахом $l = 420$ мм, хордой $b = 140$ мм, симметричным профилем NACA-0018 с относительной толщиной $\bar{h} = 18\%$. Модель состоит из двух частей: нагреваемой нижней, и верхней, имеющей комнатную температуру. К поверхности нижней части модели с внутренней стороны припаяны нагревательные элементы, а к верхней — приклеены емкости со льдом, чтобы замедлить процесс передачи тепла от нижней поверхности к верхней, поддерживая таким образом ее температуру на уровне комнатной (рис. 1).

Эксперимент проводился в аэродинамической трубе малых дозвуковых скоростей Т-3 Самарского университета [8] при скорости набегающего потока равной $V_\infty = 26$ м/с, и температуре набегающего потока равной $t_\infty = 20$ °С. Всего было проведено по пять экспериментов при восьми различных значениях температуры нижней поверхности.

Для отыскания коэффициента профильного сопротивления крыла с целью сравнения результатов эксперимента с теорией, полученной для плоской пластины [4], был применен метод наименьших квадратов (МНК). С помощью МНК построен график зависимости относительного коэффициента профильного сопротивления крыла от относительного приращения температуры его нижней поверхности (рис. 2).

Результаты. Получено снижение лобового сопротивления крыла практически на одинаковую величину во всем диапазоне докритических углов атаки при повышении температуры его нижней поверхности. Поскольку подъемная сила крыла с увеличением температуры поверхности не изменялась, то снижение сопротивления крыла обусловлено преимущественно снижением его профильного сопротивления. Значения температур нижней поверхности крыла T_w и соответствующие им значения коэффициентов профильного сопротивления $C_{xарТ}$, полученных с помощью применения МНК к уравнению поляры первого рода, приведены в таблице.



Рис. 1. Сечение экспериментальной модели

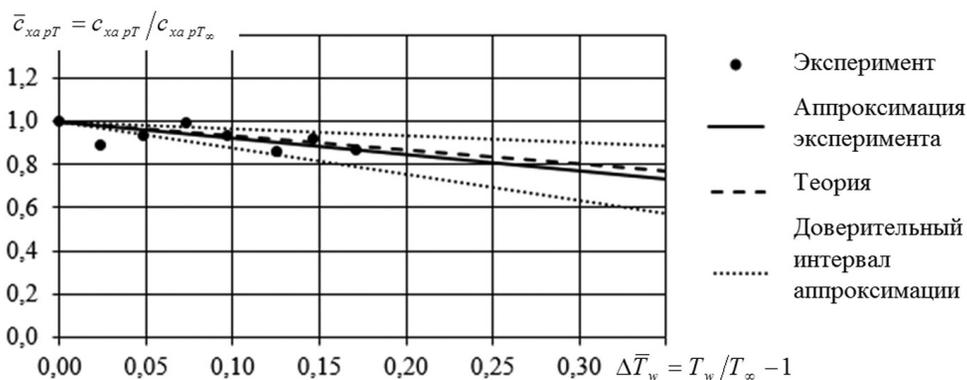


Рис. 2. Сравнение результатов эксперимента с теорией

Таблица. Результаты обработки экспериментальных данных

T_w , К	293,0	299,9	307,1	314,5	321,5	329,6	335,8	343,5
c_{xapT}	0,0231	0,0206	0,0215	0,0230	0,0217	0,0198	0,0212	0,0200

На рис. 2 показана линия, аппроксимирующая экспериментальные точки, и кривая, построенная с применением теории, которая получена для плоской пластины. Как видно, они достаточно близки.

Выводы. Получено, что с увеличением температуры нижней поверхности крыла его сопротивление уменьшается. Результат эксперимента хорошо согласуется с теорией для плоской пластины, что свидетельствует о возможности применения данной теории для оценки профильного сопротивления крыла, с учетом слабого теплообмена.

Ключевые слова: слабый теплообмен; лобовое сопротивление; эксперимент; коэффициент профильного сопротивления крыла.

Список литературы

1. Гарипов Р.М., Тэтянко В.А. О влиянии распределенного отсоса на структуру турбулентного пограничного слоя // Прикладная механика и техническая физика. 1969. Т. 10, № 3. С. 127–129.
2. Watanabe T., Pop H. The effects of suction or injection in boundary layer flow and heat transfer on a continuous moving surface // Technische Mechanik. 1992. Vol. 13, No. 1. P. 49–54.
3. Лутовинов В.М. Задачи и методы ламинаризации при дозвуковых скоростях // Труды ЦАГИ. 2004. № 2665. С. 1–27.
4. Петров А.С. Влияние реальных свойств газа на суммарные аэродинамические силы при дозвуковых скоростях // Теплофизика и аэромеханика. 2004. Т. 11, № 1. С. 33–50.
5. Петров А.С. Влияние теплообмена на несущие свойства крыла конечного размаха при дозвуковых скоростях // Ученые записки ЦАГИ. 2012. Т. 43, № 1. С. 48–62.
6. Петров А.С. О полном сопротивлении тела в потоке вязкого, теплопроводного газа // Ученые записки ЦАГИ. 1991. Т. 22, № 2. С. 57–65.
7. Петров А.С., Судаков Г.Г. Использование теплообмена для увеличения аэродинамического качества несущих тел // Ученые записки ЦАГИ. 2016. Т. 47, № 6. С. 16–27.
8. Комаров В.А., Тарасов В.В., Фролов В.А., Шахов В.Г. Вузовская учебно-исследовательская аэродинамическая труба // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2006. № 10. С. 34–41.

Сведения об авторах:

Александр Олегович Задорожнюк — студент, группа 3409-240507D, институт авиационной и ракетно-космической техники; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара, Россия. E-mail: zadorozhnyuk.alex@mail.ru

Владимир Алексеевич Фролов — научный руководитель, кандидат технических наук, доцент; доцент кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара, Россия. E-mail: frolov_va_ssau@email.ru