

УДК 532.527:533.6.07

© 1998 г. А.В. ВОЕВОДИН, Г.Г. СУДАКОВ, Г.К. ШАПОВАЛОВ

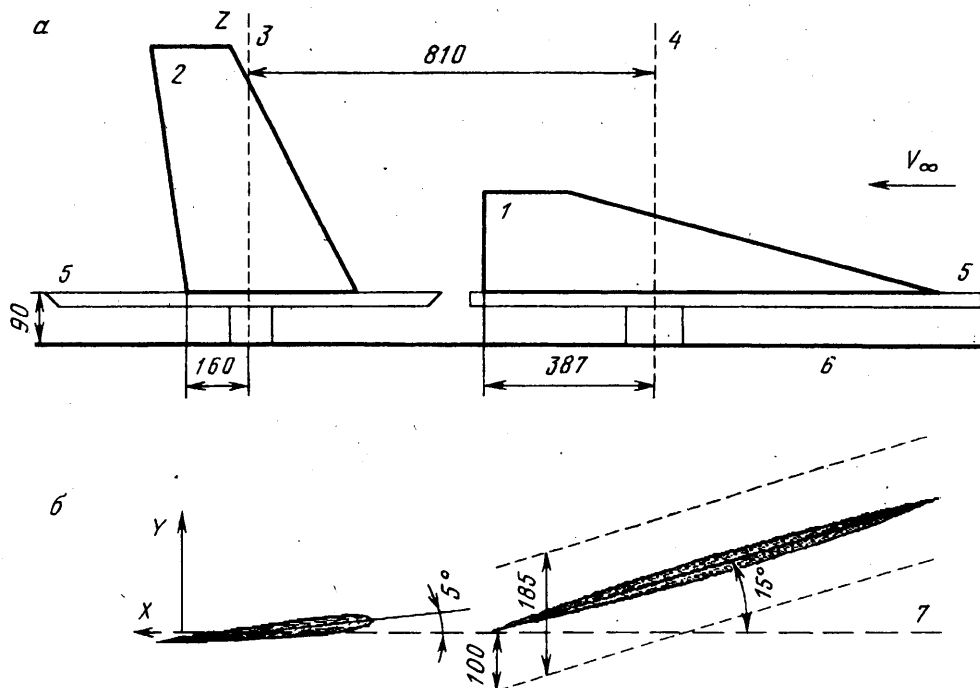
ДИФРАКЦИЯ ВИХРЯ НА СТРЕЛОВИДНОМ КРЫЛЕ

Проведены экспериментальные измерения сил, действующих на стреловидное крыло, в присутствии вихря, генерируемого треугольным крылом, а также полей скоростей в его окрестности. По заданному полю скоростей с помощью модели "замороженного" вихря и разработанного панельного численного метода рассчитаны силы и моменты, действующие на крыло. Сравнение вычисленных и измеренных силовых характеристик позволило определить степень адекватности этой модели физической картине течения. Показано, что для рассмотренного случая сильного вихря эта модель дает результаты, сильно отличающиеся от экспериментальных.

Увеличение интенсивности движения самолетов в окрестности аэропортов требует проведения целого комплекса исследований по изучению взаимодействия самолета со следом, оставленным впереди летящим самолетом. В 70-х годах проведен комплекс экспериментальных исследований по изучению воздействия вихревого следа на самолет [1], основной целью которых было измерение сил и моментов, действующих на летательный аппарат при прохождении им области вихревого следа. Для этого была использована аэродинамическая труба 40 × 80 футов. Недавно эти эксперименты повторены в трубе большего размера (80 × 120 футов) [2]. Эксперименты такого рода весьма дорогостоящи и охватывают далеко не весь диапазон параметров, в котором происходит реальное взаимодействие самолета со следом. Другим направлением исследований является математическое моделирование динамики движения самолета при его прохождении через след на основе простых эмпирических моделей для структуры следа [3–6]. В этом случае уравнения динамики летательного аппарата решаются совместно с уравнениями аэродинамики. Как правило, используются панельные методы для нахождения аэродинамических коэффициентов летательного аппарата. Для описания следа применяется так называемая модель замороженного вихря, в которой его структура и форма предполагаются неизменными в процессе взаимодействия (7). Это приближение приемлемо не для всех значений параметров. Данная работа посвящена выяснению точности модели замороженного следа с помощью проведения специально поставленного эксперимента и соответствующей математической обработки результатов с использованием численных методов.

1. Экспериментальное оборудование и методика эксперимента. Эксперименты проводились в вентиляторной аэродинамической трубе малой турбулентности замкнутого типа Т-124 ЦАГИ с закрытой рабочей частью квадратного сечения 1 × 1 м. Начальная турбулентность в потоке не превышала 0,04%. Испытания проводились при скоростях набегающего потока $V_\infty = 50$ и 60 м/с, что соответствовало числам $Re \cdot 10^{-6} = 3,75$ и 4,5 (на 1 м).

Модель треугольного полукрыла (вихрегенератора) представляла собой плоскую пластину, выполненную из дюралюминия (толщина 10 мм, корневая хорда 983 мм, полуразмах 210 мм, угол стреловидности 76°). Передняя кромка была острой с углом клиновидности со стороны верхней поверхности 30°. Модель изолировалась от боковой стенки трубы специальной отсечной шайбой (фиг. 1). Крепление осуществля-



Фиг. 1. Схема расположения крыльев, а – вид сверху, б – вид сбоку: 1 – крыло-генератор, 2 – крыло II, 3 – ось весов, 4 – ось вращения, 5 – отсечная шайба, 6 – стенка трубы, 7 – ось трубы; размеры даны в мм

лось консольно к заглушке люка боковой стенки рабочей части трубы. Крыло имело возможность изменять угол атаки и перемещаться по вертикали. В данных исследованиях угол атаки составлял 15° .

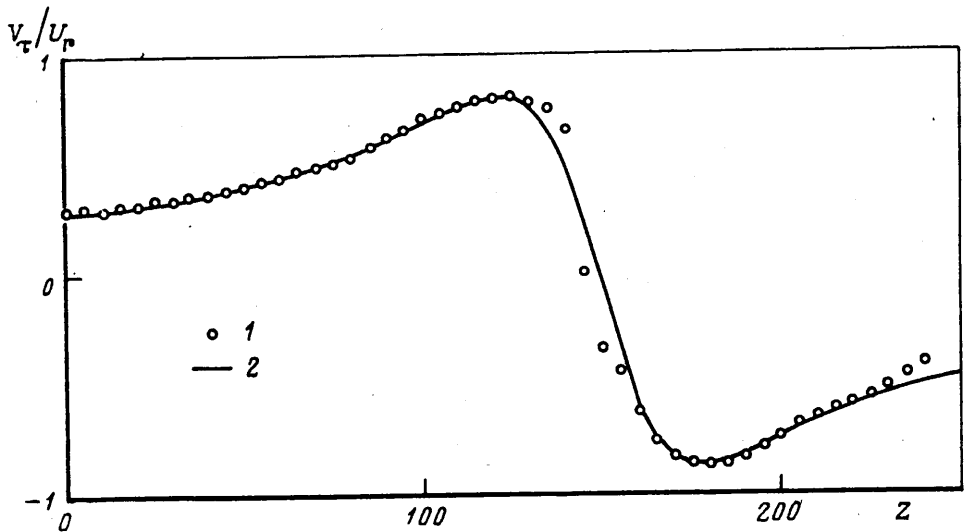
Крыло II, располагавшееся в следе за вихрегенератором, представляло собой сужающееся стреловидное крыло (корневая хорда 343,1 мм, концевая 166,6 мм, полуразмах 529,5 мм, угол стреловидности по передней кромке 30°). Оно крепилось на пяти компонентных тензовесах под углом атаки 5° . Измерения проводились в связанной системе координат и затем результаты пересчитывались в скоростную систему координат. На фиг. 1 указана ось, относительно которой рассчитывались моменты. При подсчете аэродинамических коэффициентов за характерные размеры приняты площадь $S = 0,1349 \text{ м}^2$ и хорда $b_a = 0,265 \text{ м}$ полукрыла. С целью устранения влияния пограничного слоя боковой стенки трубы на обтекание модели, как и в случае крыла-вихрегенератора, применена отсечная шайба, представляющая собой диск диаметром 0,8 м. Экранирующий диск выполнен без касания модели, поэтому тензовесами измерялись только аэродинамические силы, действующие на модель.

Перед исследованиями структуры вихря была проведена его визуализация с тем, чтобы определить, где необходимо проводить пневмометрические измерения. Идея использования длинных, практически невесомых полосок синтетической фольги (толщиной порядка 20μ) для визуализации линий тока вихревого течения оказалась весьма плодотворной. Наклеенная на модель в зоне зарождения вихря длинная нить строго отслеживала его коническую поверхность, предоставляя тем самым информацию о размерах и положении вихря в пространстве. Возникающая пространственная визуализационная картина образования вихря снималась видеокамерой и затем уже с экрана дисплея переснималась на фотопленку.

Координатное устройство, использованное в эксперименте, обеспечивало перемещение измерительного насадка перпендикулярно оси вихря в горизонтальном Z и вер-

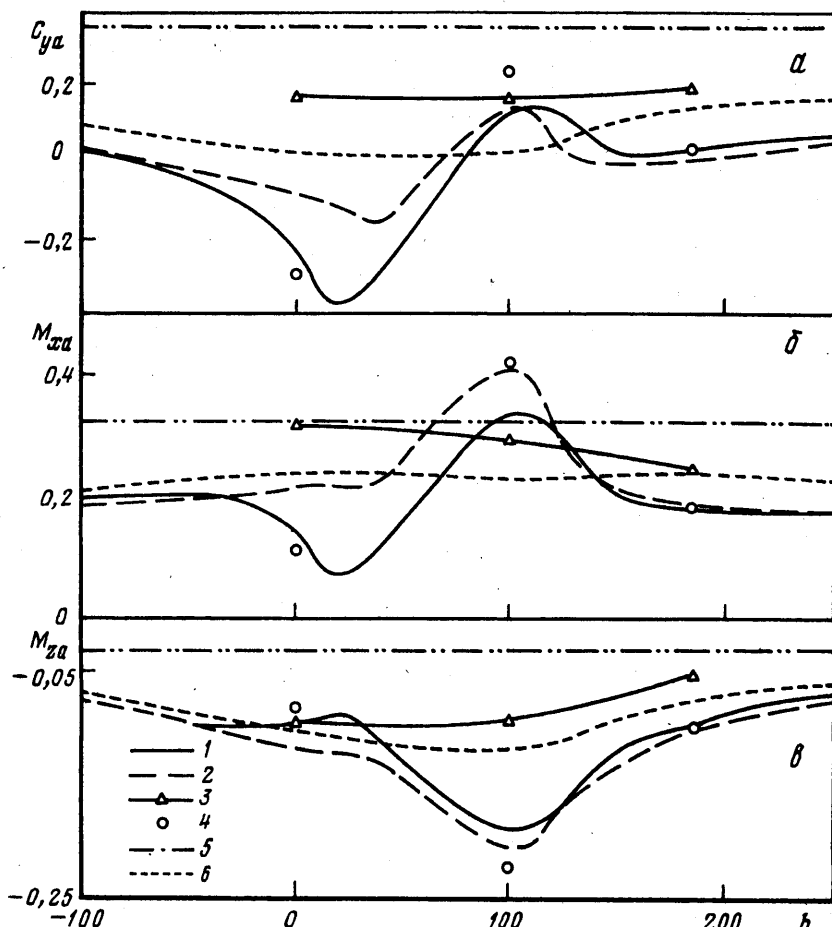


Фиг. 2. Визуализация следа над крылом



Фиг. 3. Распределение скоростей в следе: 1 – эксперимент, 2 – формула (2.1)

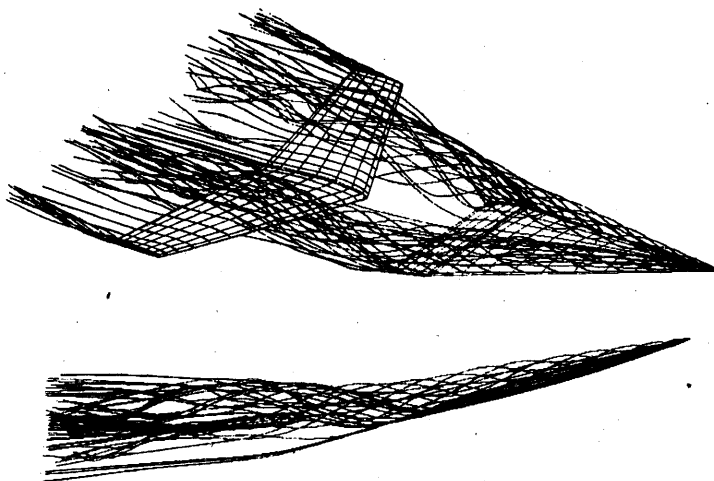
тикальном Y направлении с шагом в 1 мм. Сам насадок представлял собой Г-образную изогнутую трубку с пятью приемными отверстиями. Одно отверстие находилось на оси и предназначалось для измерения полного давления в вихре и определения осевой скорости. Остальные четыре отверстия были расположены по диаметру. Когда насадок двигался в диаметральной плоскости вихря, два отверстия использовались для измерения статического давления, а два других превращались в приемники полного давления, по которому определялись соответствующие окружные скорости. Приемные отверстия на горизонтальном диаметре насадка использовались только для измерения статических давлений, необходимых для определения осевой и окружной скоростей. Технология проведения эксперимента была следующей: насадок с заданным шагом передвигался в направлении оси Z поперек вихря при заданном постоянном Y (приблизительно известном из визуализационной картины). Одновременно измерялись значения давления, воспринимаемые пятью приемными отверстиями. По стандартным формулам вычислялись осевая и окружная измеренные скорости. С



Фиг. 4. Зависимость суммарных характеристик C_{ya} , M_{xa} , M_{za} (а, б, в) от высоты следа над крылом: 1 – формула (2.1), 2 – изолированное крыло, 3 – эксперимент, 4, 5 – модели следа 2а и 2б, 6 – два крыла

помощью предварительно проведенных градуировок определяли их истинные значения. В процессе эксперимента проводились визуализация течения, весовые измерения и измерения поля скоростей в области вихря. Типичная фотография течения над крылом представлена на фиг. 2, где хорошо видна область вихря. На фиг. 3 приведены результаты измерений поля скоростей в области вихря ($Y = 0$) в отсутствие крыла II. Одновременно измерялись и координаты центра ядра вихря. Критерием был выбран минимум полного давления. Результаты весовых измерений для крыла II в присутствии вихревой пелены, сошедшей с крыла-генератора, приведены на фиг. 4.

2. Численный метод. Для последующего анализа результатов измерения использовалась математическая модель обтекания крыла в присутствии вихря на основе панельного метода. Задача решалась в приближении идеальной несжимаемой жидкости. Расчеты проводились на основе программы [8]. Крылья моделировались системой присоединенных вихрей, а также источниками известной плотности, распределенными на срединных поверхностях этих элементов для учета толщины профиля. В контрольных точках срединных поверхностей несущих элементов ставилось условие непротекания. Свободная вихревая пленка моделировалась вихревыми нитями, форма которых определялась итерационным образом из условия их расположения вдоль линий тока. Расчетная сетка крыла-генератора (фиг. 5) содержала 20×12 панелей, а крыла II – 8×30 панелей.



Фиг. 5. Форма вихревого следа для $h = 100$ мм

С целью выяснения точности численного метода проведены тестовые расчеты аэродинамических характеристик изолированного крыла II и их сопоставление с результатами измерений. Данные, приведенные ниже для угла атаки 5° , демонстрируют хорошее их согласование. Здесь и далее расчетные характеристики приводятся для одной половины крыла.

Коэффициенты	C_x	C_y	M_x	M_z
Эксперимент $V = 50$ м/с	0,02766	0,35623	0,31882	-0,02137
Эксперимент $V = 60$ м/с	0,02768	0,35637	0,31552	-0,01991
Расчет	0,02760	0,3575	0,3237	-0,02804

Для учета влияния следа на крыло использовались две математические модели следа от крыла-генератора. В первой модели (модель 1) влияние следа аппроксимировалось наложением на поле обтекания крыла II дополнительного поля скоростей, которое имеет нулевую продольную компоненту, а касательная определяется по формуле

$$U_\tau(r) = 2U_{\tau \max} \frac{R_c r}{R_c^2 + r^2} \quad (2.1)$$

где R_c – радиус вихря, $U_{\tau \max}$ – максимальная касательная скорость при $r = R_c$. Для определения параметров R_c и $U_{\tau \max}$ использованы результаты измерений поля скоростей за изолированным крылом-генератором. На фиг. 3 показана зависимость измеренной касательной скорости от расстояния по горизонтали и аналогичная зависимость, полученная по формуле для случая $R_c = 28$ мм и $U_{\tau \max} = 0,83V_\infty$. Как видно, формула достаточно хорошо описывает экспериментальные данные. Ось, от которой отсчитывалось расстояние r , при расчетах оставалась прямолинейной.

Вторая модель (модель 2) отличалась от первой тем, что касательная составляющая скорости при $r > R_c$ соответствовала скорости от прямолинейной бесконечной вихревой нити с циркуляцией $\Gamma_c = 4\pi U_{\tau \max} R_c$ (при этом на больших расстояниях от оси асимптотическое поведение $U_\tau(r)$ в моделях 1 и 2 совпадало), а при $r < R_c$ с уменьшением радиуса линейно уменьшалась до нуля. Это соответствует дискретной вихре-

вой нити с так называемым "вычислительным" радиусом, который используется в методе дискретных вихрей. Вторая модель использовалась как в приближении замороженного (2a), так и свободного следа (2b). В модели 2b ось вихревой нити деформировалась в процессе итераций из условия ее ориентации вдоль линии тока.

Кроме того, проведены расчеты совместного обтекания двух крыльев. Отрыв потока моделировался со всех кромок крыла-генератора, а также с задней и боковой кромок крыла II.

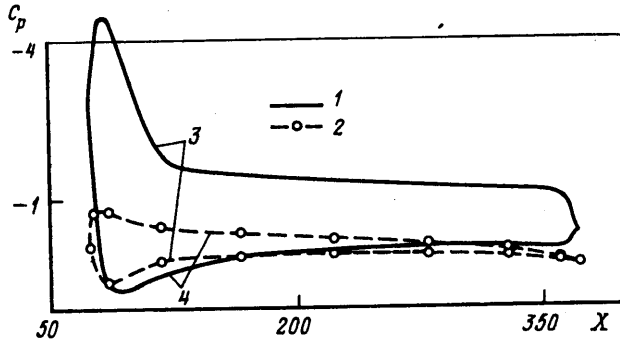
3. Обсуждение применимости модели замороженного поля. Численные исследования задачи проводились для случая, соответствующего взаимному расположению крыльев, показанному на фиг. 1. При этом диапазон вертикального перемещения h крыла-генератора относительно крыла II составлял 185 мм. Для моделей 1 и 2 в поведении зависимостей суммарных аэродинамических характеристик при изменении взаимного расположения крыльев имеются характерные экстремумы (фиг. 4). Они отвечают попаданию крыла II в зоны максимальных окружных скоростей, индуцируемых вихрем. При этом в приближении замороженного следа модель 2a дает более выраженные экстремумы, чем модель 1, что связано с большей величиной максимальной окружной скорости. В то же время приближение свободного следа для модели 2b дает более гладкие кривые из-за того, что вихревая нить, моделирующая след, выстраивается вдоль потока и ее воздействие оказывается более "мягким".

Результаты расчетов совместного обтекания двух крыльев заметно отличаются от результатов, полученных для моделей 1 и 2. Это объясняется тем, что если крыло II попадает непосредственно в след от крыла-генератора, то вихревые нити следа располагаются по обе стороны от него (фиг. 5). При этом доля вихревых нитей, проходящих сверху и снизу, меняется с изменением положения крыла-генератора. Это приводит к более плавному поведению суммарных аэродинамических характеристик (фиг. 4). Однако результаты расчетов даже в случае моделирования совместного обтекания двух крыльев также не согласуются с экспериментальными данными.

Рассмотрим все возможные факторы, которые влияют на рассогласование результатов расчетов, проведенных для разных математических моделей следа, и эксперимента: 1) влияние деформации вихревой нити, форма которой предполагается прямолинейной в модели замороженного следа (степень влияния этого фактора можно оценить с помощью результатов, приведенных на фиг. 4; 2). Изменение внутренней структуры ядра следа при его взаимодействии с крылом (частично влияние этого фактора можно оценить по результатам расчетов совместного обтекания двух крыльев по методу дискретных вихрей в сравнении с результатами, полученными с помощью модели замороженного следа); 3) появление зон отрыва на поверхности крыла из-за наличия областей положительного градиента давления, которые появляются из-за сильного влияния следа на аэродинамику крыла; 4) наличие препятствия в виде крыла II может привести к "взрыву" вихря, сошедшего с крыла-генератора.

В качестве подтверждения фактора 3) на фиг. 6 приведены результаты расчета распределения давления в сечении $Z = 132$ мм (с внутренней стороны от оси вихря) в сравнении со случаем отсутствия вихря. Видно, что скорости, индуцируемые вихрем, создают значительный отрицательный местный угол атаки и большой положительный градиент давления на нижней поверхности крыла. Это означает, что в этих сечениях течение должно быть отрывным. Появление отрывного пузыря на нижней поверхности крыла вызывает уменьшение дефекта подъемной силы в этой области, что и наблюдается в эксперименте.

Отметим также интересную особенность в поведении коэффициента сопротивления, обнаруженную в эксперименте и подтвержденную при численных исследованиях. При попадании крыла II непосредственно в ядро вихря значения коэффициента сопротивления C_{x0} становятся отрицательными (см. ниже):



Фиг. 6. Распределение давления на крыле: 1 – модель следа; 2 – изолированное крыло; 3 и 4 – нижняя и верхняя поверхности крыла

h , мм	-100	0	100	185	300
Эксперимент $V_\infty = 50$ м/с	-	-0,00372	-0,00506	0,02055	-
$V_\infty = 60$ м/с	-	-0,00416	-0,00583	0,02001	-
Расчет (два крыла)	0,05945	-0,08786	-0,01437	0,01006	0,01381

Появление тяги, индуцированной следом, объясняется наличием зоны сильного разрежения на части передней кромки крыла, расположенной непосредственно под вихрем (фиг. 6). Следует отметить, что в выводе приведено только индуктивное сопротивление. Расчет турбулентного трения на этих режимах дает оценку для величины коэффициента трения $C_f = 0,015$. Трение вычислялось с помощью инженерного метода вдоль линий тока на поверхности крыла как трение на пластине без градиента давления с профилем скорости, описываемым степенным законом $1/7$ [9]. Как указано выше, при $h = 0$ на крыле должен возникнуть отрывной пузырь, что приводит к потере подсасывающей силы и росту сопротивления по сравнению с расчетным.

Степень влияния перечисленных факторов зависит от положения и интенсивности вихря. Интегрально учет воздействия вихря на крыло может быть оценен с помощью безразмерного параметра, представляющего собой отношение характерного продольного размера летательного аппарата X_a (в данном случае – хорды) к расстоянию, на котором изолированная вихревая трубка совершает полный оборот

$$F = \frac{\Gamma_c X_a}{8\pi^2 R_c^2 V_\infty}$$

Этот параметр предлагается использовать для оценки применимости модели замороженного следа. Если его величина много меньше единицы, то деформация вихря под воздействием крыла II незначительна и поле скоростей, индуцируемых следом, не отличается от поля скоростей замороженного следа. Для рассматриваемой задачи ($X_a = 343,1$ мм) $F = 1,62$. Это означает, что в рассматриваемом случае модель замороженного следа не позволяет адекватно моделировать течение, что и подтверждается представленными данными.

Заключение. Проведенные экспериментальные и численные исследования позволяют сделать вывод, что при взаимодействии крыла с вихревым следом возможны ситуации, когда модель замороженного поля дает большие погрешности в предсказании величин аэродинамических сил и моментов, действующих на крыло. Они обусловлены тем, что эта модель не описывает такие физические эффекты, как изменение структуры следа при его взаимодействии с крылом и появление отрывных

зон на поверхности крыла. Эти эффекты существенны только в случае сильного вихревого следа.

Работа выполнена при поддержке Международного научно-технического центра по гранту № 201.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Rossow V.J.* Experimental investigation of wing fin configurations for alleviation of vortex wakes of aircraft // NASA. TM. 78520. 1978. № 520.
2. *Rossow V.J., Sacco J.N., Askins P.A.* Wind-tunnel measurements of hazard posed by lift-generated wakes // J. Aircraft. 1995. V. 32. № 2. P. 278–284.
3. *Donaldson C. duP.* A brief review of the aircraft trailing vortex problem // ARAP Rep. 1971. № 155.
4. *Betz A.* Verhalten von wirbelsystemen // ZAMM. 1932. B. 12. H. 3. S. 164–174.
5. *Donaldson C. duP., Snedeker R.S., Sullivan R.D.* Calculation of aircraft wake velocity profiles and comparison with experimental measurements // J. Aircraft. 1974. V. 11. № 9. P. 547–555.
6. *Rossow V.J.* On the inviscid rolled-up structure of lift-generated vortices // J. Aircraft. 1973. V. 10. № 11. P. 647–650.
7. *Бобылев А.В., Кузьмин В.П., Ярошевский В.А.* Анализ случайных воздействий вихревого следа на движение самолета при автоматической посадке // Тр. ЦАГИ. 1996. Вып. 2622. С. 197–207.
8. *Воеводин А.В., Судаков Г.Г.* Метод расчета аэродинамических характеристик отрывного обтекания летательного аппарата дозвуковым потоком газа // Уч. зап. ЦАГИ. 1992. Т. 23. № 3. С. 3–11.
9. *Шлихтинг Г.* Теория пограничного слоя // М.: Наука, 1969. 742 с.

Москва

Поступила в редакцию
27.I.1997