

УДК 629.735.33.015

ББК 39.15

**ЦИРКУЛЯЦИОННО-ВИХРЕВОЙ СПОСОБ АКТИВАЦИИ
ПОДСАСЫВАЮЩЕЙ СИЛЫ КРЫЛА У ПОДСТИЛАЮЩЕЙ
ПОВЕРХНОСТИ**

Антон Геннадьевич Киренчев

**Московский государственный технический университет
гражданской авиации (Иркутский филиал)**

Иркутск, Россия

antonkirenchev25@mail.ru

Николай Владимирович Даниленко

кандидат технических наук, доцент

**Московский государственный технический университет
гражданской авиации (Иркутский филиал)**

Иркутск, Россия

danko_irk@mail.ru

В статье рассмотрен вопрос возможной вихревой активации рабочего процесса подсосывающей силы крыла вблизи подстилающей поверхности. Полезный эффект реализации такого рабочего процесса может проявиться в уменьшении длины разбега и пробега воздушного судна при взлёте и посадке в поле вихревой интерференции крыла с подстилающей поверхностью аэродрома. Областью практического применения могут стать несущие поверхности судов на подводных крыльях и экранопланов и им подобных судов на малых высотах полёта. Сущность вихревой активации подсосывающей силы крыла построена на базе теоремы проф. Н. Е. Жуковского о подъёмной силе крыла и на зеркальном эффекте подстилающей поверхности, предложенном

Прандтлем. В статье установлена физическая и кинематическая сущность интерференции линейного вихря с плоской подстилающей поверхностью. Эффект подобной вихревой интерференции представлен на сравнении автоперемещения вихревых дымовых колец различного диаметра при одинаковом импульсе силы, их генерирующей. Установлен факт силового взаимодействия вихревого кольца с твёрдой плоской стенкой, на базе которого построен способ вихревой активации подсасывающей силы, способной уменьшать лобовое сопротивление крыла. В качестве объекта теоретического исследования выбран линейный бесконечно длинный вихрь интенсивности $\Gamma = 2\pi$, позволяющий упростить математическое выражение закона Био – Савара до функции скорости вихря $c_v = f(1/(2h))$. Представлена кинематическая вихревая характеристика вихря в виде зависимости скорости перемещения от высоты его расположения над экраном. Указаны основные следствия интерференции вихря с экраном и области их применения.

Ключевые слова: подсасывающая сила, циркуляция скорости Γ , интерференция вихря, плоский экран, перемещение вихря, вихревая характеристика.

CIRCULATION-VORTEX METHOD OF ACTIVATING THE WING THRUST OVER THE UNDERLYING SURFACE

Anton Gennad’evich Kirenchev

Irkutsk Branch of Moscow State Technical University of Civil Aviation

Irkutsk, Russia

antonkirenchev25@mail.ru

Nikolaj Vladimirovich Danilenko

Candidate of Technical Sciences,

associate professor

Irkutsk Branch of Moscow State Technical University of Civil Aviation

Irkutsk, Russia

danko_irk@mail.ru

The article deals with the issue of possible vortex activation of the working process of the wing thrust over the underlying surface. The useful effect of this working process can manifest itself in reducing the aircraft take-off and landing roll in the field of wing vortex interference with the airfield ground. The area of practical use could cover the lifting surfaces of hydrofoil crafts, ram-wing crafts and similar vehicles at low flight altitudes. The vortex activation of the wing thrust is based on the professor N.Ye.Zhukovskiy's theorem about the wing lift and the mirror effect of the underlying surface proposed by Prandtl. The authors defined the physical and kinematic essence of interference of a linear vortex with a flat underlying surface. The effect of that kind of vortex interference is represented due to comparison of auto-travel of vortex smoke rings having a different diameter and generated by an identical force pulse. The authors stated the fact of force interaction between a vortex ring and a hard flat wall which forms the basis of the method of vortex activation of the wing thrust capable of reducing the drag. As an object of theoretical research the linear infinitely long vortex of intensity $\Gamma = 2\pi$ allowing the mathematical expression of Biot-Savart law to be reduced to the function of vortex velocity $c_b = f(1/(2h))$. The kinematic vortex characteristic is represented as a dependence of travel speed on the height of its position above the screen. The article identifies the main consequences of vortex and screen interference and areas of their application.

Key words: thrust, circulation of velocity Γ , vortex interference, flat screen, vortex travel, vortex characteristic.

Отец русской авиации проф. Н. Е. Жуковский определил путь развития науки «Аэродинамика» [Свищев, 1972]. Он утверждал: *«Я думаю, что проблема авиации и сопротивления воздуха, несмотря на блестящие достигнутые успехи в её разрешении, включает в себе еще много неизведанного, и что счастлива та страна, которая имеет средства для открытия этого неизведанного. У нас в России есть теоретические силы, есть молодые люди, готовые беззаветно отдаться спортивным и научным изучением способов летания»* [Цит. по: Космодемьянский, 1951]. В этом

наставлении – суть потребности учёных в более полном познании рабочего процесса лобового сопротивления X_a , включающего в себя подсосывающую силу T_a .

Эффективность использования летательных аппаратов тяжелее воздуха определена качеством крыла в процессе создания им подъёмной силы при минимальном лобовом сопротивлении. Положительным эффектом в этом процессе считается эффективность крыла создавать подъёмную силу. Но этот эффект может быть рассмотрен и с другой стороны – уменьшения лобового сопротивления крыла X_a . Ему присуща иная формула положительного эффекта крыла. Это модуль и знак градиента изменения подъёмной силы по лобовому сопротивлению $\frac{\partial Y_a}{\partial X_a} < 0$, либо $\frac{\partial C_{y a}}{\partial C_{x a}} < 0$, когда на рост подъёмной силы Y_a крыла отвечает снижением лобового сопротивления X_a . Тогда рост аэродинамического качества крыла K [Ништ, 1994, с. 151] можно оценить как за счёт активации несущих свойств крыла в создании подъёмной силы Y_a , так и за счёт снижения тенденции сопротивляться набегающему потоку.

По материалам исследования учебной и специальной литературы очевидно, что ранее особое внимание учёных и специалистов аэродинамики было нацелено на совершенствование процесса создания подъёмной силы Y_a дозвуковых крыльев и повышения её коэффициента $C_{y a}$. С другой стороны, на заре реактивной авиации они внесли большой вклад в аэродинамику сверхзвуковых скоростей – возможность снижения волнового сопротивления.

Экспериментальное исследование интерференции вихря с подстилающей поверхностью даёт основание утверждать, что на дозвуковых скоростях имеется перспектива активации подсосывающей силы и снижения лобового сопротивления. Основы этого направления аэродинамики заложены в теореме проф. Н. Е. Жуковского «О подъёмной силе крыла» [Жуковский, 1905; Жуковский, 1937], представляемой закономерностью

$$Y = \rho V \Gamma l. \quad (1)$$

Здесь произведение ρV – плотность тока; Γ – циркуляция скорости; l – размах фрагмента крыла. Они являются основой (факторами) исследования взаимосвязи подъёмной аэродинамической силы крыла Y_a с лобовым сопротивлением X_a , включающим в себя подсосывающую силу T_a .

Доказательства существования подсосывающей силы очевидны. Это:

- раскрутка несущего винта вертолётa на режиме авторотации;
- падение самолётa с вращением в режиме «плоского штопора»;
- авторотация однокрылых семечек сосны, ели, сибирского клёна и др.;
- самовыдвижение предкрылков крыла при увеличении угла атаки;
- автоповорот плоскостей крыла изменяемой стреловидности в переднее (против потока) положение без силового привода и др.

Фактом доказательства реализации подсосывающей силы дозвукового крыла со скруглённой передней кромкой является его поляра (рис. 1).

Как видим, коэффициент C_T подсосывающей силы – суть разности коэффициентов безиндуктивного C_{x0} и минимального $C_{x\min}$ сопротивления.

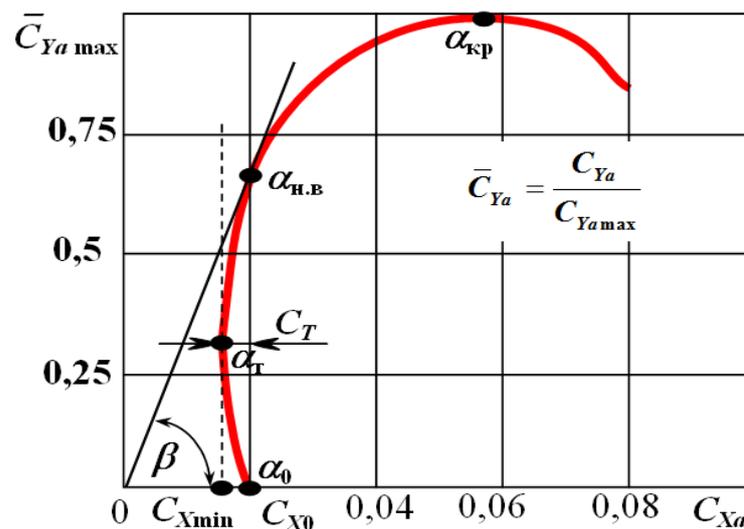


Рисунок 1 – Поляра крыла дозвукового ВС [Ништ, 1994, с. 285]

$$C_T = C_{x0} - C_{x\min} \quad (2)$$

Неоспоримым фактом является традиционно используемый рабочий процесс создания подсосывающей силы T посредством разрежения у передней кромки крыла [Ништ, 1994, с. 148, рис. 4.22], представляемый на рисунке 2.

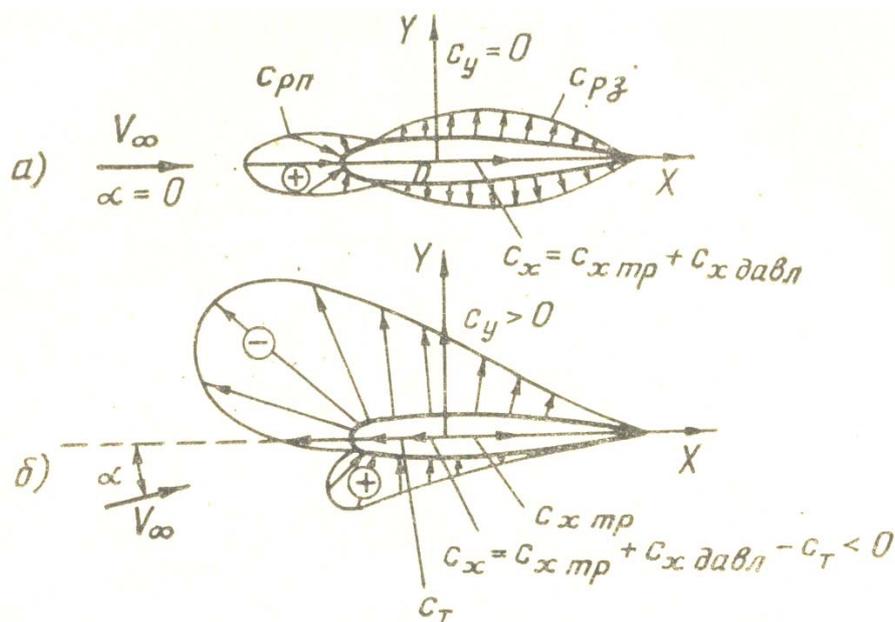


Рисунок 2 – Рабочий процесс создания подсосывающей силы профиля дозвукового крыла

Эта сила перепада давления определена уравнением неразрывности течения и законом Бернулли [Ништ, 1994, с. 33; Лойцянский, 1978]. Она приложена к передней скруглённой кормке крыла и ему подобным – лопасти несущего винта вертолётa, поворотной консоли крыла с изменяемой стреловидностью. Её можно считать генератором подсосывающей силы крыла T . Не исключено, что существуют и другие факторы генерации подсосывающей силы. В этом сущность исследования в рамках настоящей статьи.

Обратимся к теореме проф. Н. Е. Жуковского о подъёмной силе (1) фрагмента крыла конечного размаха l в дозвуковом потоке плотности тока ρV [там же]. Находим, что эта сила зависит от циркуляции скорости Γ , функционально связанной с лобовым сопротивлением X и с подсосывающей силой T .

Отметим, что указанные силы активно интерферируют с подстилающей поверхностью земли (воды, аэродрома), плоскими поверхностями раздела сред.

Известно, что эти поверхности со времён Прандтля моделируются с использованием эффекта зеркального отображения. В такой ситуации желаемое решение проблемы поиска нового фактора генерации подсосывающей силы может быть найдено во взаимосвязи циркуляции скорости Γ с подъёмной силой крыла Y (1), плотностью тока ρV и подсосывающей силой T в присутствии плоского экрана в качестве подстилающей поверхности.

Исходное решение найдём на базе кинематики вихревой активности у плоского экрана, удовлетворяющего условиям постановки исследуемой задачи.

Дан бесконечно длинный вихрь напряжения Γ , расположенный на высоте h над плоским экраном (рис. 3). Скорость набегающего потока V_H равна нулю.

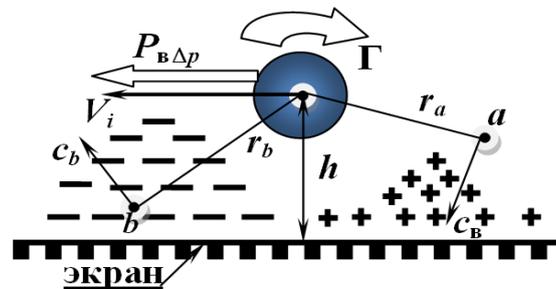


Рисунок 3 – Вихрь бесконечного размаха у экрана (земли)

Стоит вопрос – как кинематически будет вести себя вихрь? С точки зрения кинематики и уравнений движения газа ответ очевиден.

При заданном направлении циркуляции вихря поток газа, закрученный им, справа ударяет о поверхность экрана и тормозится, то есть создаёт зону повышенного давления.

Под вихрём имеет место разгон потока. Согласно совместному решению уравнений неразрывности течения [Ништ, 1994, с. 29 и 33; Лойцянский, 1978] и Бернулли – местные ρ , c , p , F – плотность, скорость, статическое давление струйки тока в исследуемом i -м сечении и площадь F её нормального сечения взаимосвязаны и изменяются по этим законам

$$\rho_i c_i F_i = \text{const} \quad \text{и} \quad p^* = p_i + \frac{\rho_i c_i^2}{2} = \text{const.} \quad (2)$$

На поджатие струйки ($\downarrow F_i$) скорость c_i частичек газа возрастает, а статическое давление снижается. Под вихрём и слева от него формируется зона пониженного давления – разрежения.

Таким образом, у экрана вихрь формирует перепад статического давления, которым сам себя смещает в сторону перемещения газа под его телом и над интерферирующей подстилающей поверхностью (экраном).

Полученное силовое перемещение вихря у экрана является кинематическим генератором подсасывающей силы крыла T у подстилающей поверхности для экранопланов, летательных аппаратов на режимах взлёта и посадки, судов на подводных крыльях и др.

Обращаясь к формуле (1) теоремы проф. Н. Е. Жуковского о подъёмной силе крыла, можно утверждать, что оно при циркуляции скорости $\Gamma \neq 0$ у подстилающей поверхности (плоского экрана) способно к силовому перемещению и к генерации подсасывающей силы T (T_a – в скоростной системе координат).

Существует и другое – теоретическое обоснование кинематической генерации вихрём поступательного самоперемещения вдоль плоского непроницаемого экрана. Оно базируется на принципе Прандтля. Это использование зеркального эффекта для моделирования подстилающей поверхности под моделью крыла в ограниченном пространстве аэродинамической трубы, моделью вихря, либо системы вихрей одного знака.

Для доказательства указанного эффекта кинематического самоперемещения вихря составим модель его зеркального отображения, представленную на рисунке 4.

Разместим бесконечно длинный вихрь интенсивности Γ , расположенный над поверхностью экрана на высоте h . Придадим подстилающей поверхности свойство «непротекания». Математически представим это свойство равенством нулю нормальной составляющей местной скорости $c_{ny=0} = 0$ во всех точках его поверхности

$$c_{ny=0} = 0.$$

Геометрически и кинематически это можно обеспечить, введя зеркальное отображение вихря той же циркуляции, но противоположного знака, как это показано на рисунке 4.

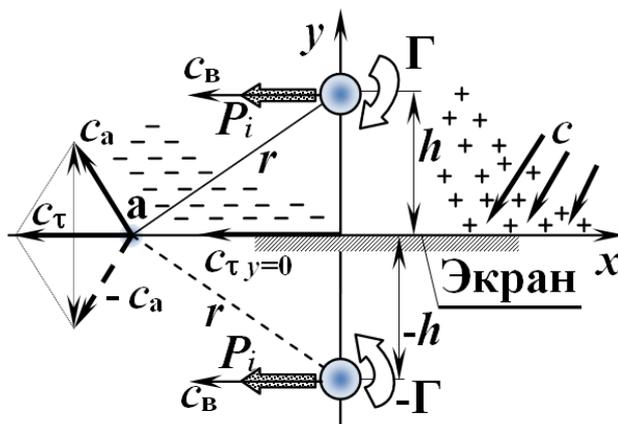


Рисунок 4 – Модель самодвижения вихря у подстилающей поверхности (экрана)

Из кинематической модели следует, что при отсутствии внешнего возмущения в виде ветра ($V_b = 0$), примыкающего экрана и зеркально отображённого вихря, базовый вихрь находится относительно принятой системы координат в неподвижном состоянии и индуцирует поле скоростей, определяемое законом Био – Савара [Лойцянский, 1978; Самойлович, 1990]

$$c_a = \frac{\Gamma}{2\pi r}, \quad (3)$$

где c_a – скорость, индуцируемая базовым вихрём в точке «а» на плоской подстилающей поверхности; Γ – циркуляция скорости (напряжение вихря); π – тригонометрическая константа; r – расстояние от точки «а» до оси вихря.

Расположим вихрь на высоте h над подстилающей поверхностью. Удовлетворим требованию непротекания ($c_{n y=0} = 0$) во всех точках этой поверхности, представляемой уравнением $y = 0$. Для этого введём в кинематическую модель вихрь, зеркально отображённый относительно созданной поверхности раздела сред. Получим доказательство достоверности модели экрана, определяемое факторами:

- во всех точках экрана реализуется условие непротекания ($c_{ny=0} = 0$) путём подавления скорости c_{na} её зеркальным отображением $-c_{na}$;
- модуль скорости $|c_{\tau, y=0}|$ во всех точках экрана удваивается;
- исследуемый вихрь у экрана приобретает индуктивное интерференционное перемещение, пропорциональное циркуляции скорости Γ и обратно пропорциональное высоте h вихря над экраном.

Для упрощения решаемой задачи положим циркуляцию Γ , равной характерному для выражения (3) значению « 2π ». В такой постановке интерференционная скорость $c_i = 1/(2h)$ представляет собой функцию скорости (4) базового вихря и его мнимого (зеркального) отображения, определяемую удвоенной высотой $(2h)^{-1}$ расположения вихря над экраном. Действительно,

$$c_i = \frac{\Gamma}{2\pi r} = |\Gamma = 2\pi; r = 2h| = \frac{1}{2h}. \quad (4)$$

Согласно закону Био – Савара (3), вихрь у подстилающей поверхности приобретает свойство интерференционного перемещения, определяемого гиперболической зависимостью (4) от высоты h .

Графическая интерпретация указанного свойства скорости перемещения вихря над экраном представлена на графике $c_i = f(h)$ на рисунке 5.

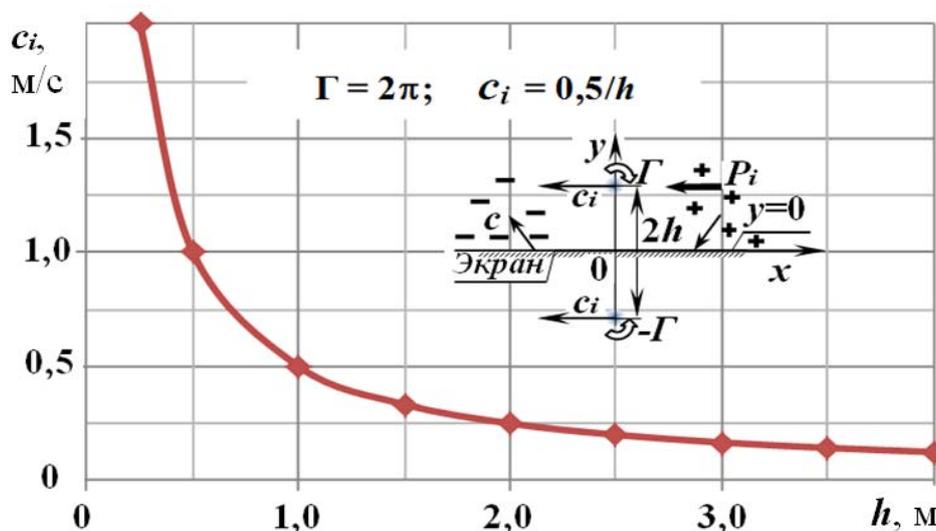


Рисунок 5 – Кинематическая вихревая характеристика вихря у экрана (4)

Вихри своей циркуляцией скорости Γ и $-\Gamma$ генерируют в точке его расположения скорость интерференции c_i гиперболического типа и параллельное силовое перемещение относительно экрана.

Подтверждением кинематической вихревой характеристики вихря у экрана является подобный гидродинамический эффект самодвижения вертикально ориентированного водяного вихря у плоской пластины, представленный на фото (рис. 6, а) и вихревого дымового кольца (рис. 6 б).

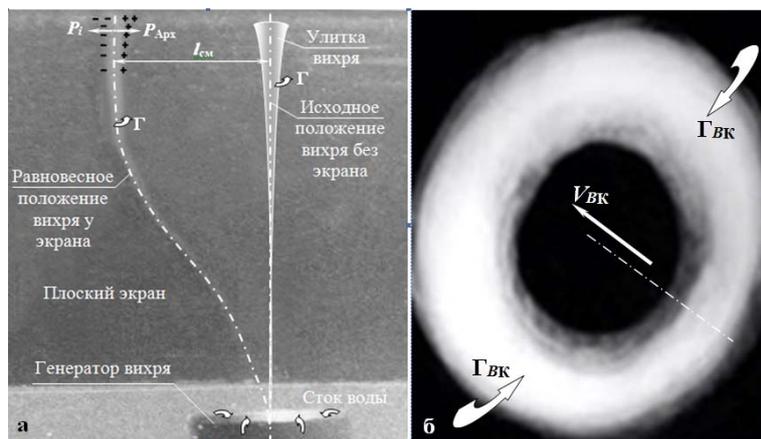


Рисунок 6 – Вихревые газодинамические особенности:
а – вихрь стокового типа; **б** – дымовое вихревое кольцо в полёте

Эксперимент проводился в гидробассейне лаборатории кафедры ЛА и Д с использованием методик газо-гидравлической аналогии. Установленное перемещение вихря от исходного положения носит ограниченный характер, определяемый балансом взаимодействующих моментов – силы интерференционного перемещения вихря P_i и подъёмной силы Архимеда $P_{арх}$.

По аналогии с профилем крыла, создающим подъёмную силу $Y > 0$ посредством циркуляции скорости $\Gamma > 0$, можно утверждать следующее. У подстилающей поверхности крыло при положительных углах атаки $\alpha_0 < \alpha < \alpha_{н.с}$ способно создавать и создаёт подсосывающую силу $T > 0$ вихревого характера, дополняя подсосывающую силу крыла от разрежения у его скруглённой передней кромки.

Следует отметить, что на пробеге самолёта после посадки при отрицательном угле атаки крыло переходит на режим интерференционного вихревого торможения. При этом отрицательный угол атаки крыла может быть

получен отклонением его носка вниз и тормозных щитков – в верхнее положение их задней кромки.

Вывод по статье. По мере уменьшения высоты вихря над экраном скорость его перемещения активно возрастает. Указанный эффект реализуется в природных средах в виде атмосферных шквалов. Он также является основанием утверждать о существовании эффекта циркуляционного способа генерации подсасывающей силы вихря и крыла у земли. Рабочий процесс подсасывающей силы крыла, обладающего циркуляцией скорости Γ у подстилающей поверхности, носит интерференционный газодинамический характер. Его можно и надо исследовать.

Библиографический список

1. Аэродинамика боевых летательных аппаратов и гидравлика их систем / Под редакцией М. И. Ништа. М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского. 1994. 570 с.
2. Жуковский Н. Е. О присоединённых вихрях // Доклад в Московском математическом обществе, 1905.
3. Жуковский Н. Е. Полное собрание сочинений. Т. 5. Вихри. Теория крыла. Авиация / Н. Е. Жуковский; ЦАГИ им. Н. Е. Жуковского; под ред. А. П. Котельникова. М. ; Л. : ОНТИ НКТП СССР, 1937. - 490 с.
4. Космодемьянский А. Отец русской авиации // Смена. 1951. №573, Апрель // [Электронный ресурс]. URL: <http://smena-online.ru/stories/otets-russkoi-aviatsii/page/2> (дата обращения: 10.01.2020).
5. Лойцянский Л. Г. Механика жидкости и газа. М.: Наука, 1978. 736 с.
6. Самойлович С. Г. Газодинамика. М.: Машиностроение, 1990. 382 с.
7. Свищев Г. П. Научное наследство Николая Егоровича Жуковского и авиация // Ученые записки ЦАГИ. 1972. Т. 3. № 1. С. 1-18.

References

1. Aerodynamics of combat aircraft and hydraulics of their systems / Ed. by M. I. Nisht. M.: Zhukovsky Air Force Engineering Academy. 1994. 570 p. (in Russian)
2. Zhukovsky N. Ye. (1905) Concerning lift vortices // Report in Moscow mathematical society, 1905. (in Russian)

3. *Zhukovsky N. Ye.* (1937) Complete works. V. 5. Vortices. Wing theory. Aviation / N. Ye. Zhukovsky; Central Aerohydrodynamic Institute; ed. by A. P. Kotel'nikov. M. ; L. : ONTI NKTP USSR, 1937. - 490 p. (in Russian)
4. *Kosmodem'janskij A.* (1951) Father of Russian aviation // *Smena*. 1951. №573, April // [Electronic source]. URL: <http://smena-online.ru/stories/otets-russkoi-aviatsii/page/2> (accessed date: 10.01.2020). (in Russian)
5. *Lojczanskij L. G.* (1978) Mechanics of liquid and gas. M.: Nauka, 1978. 736 p. (in Russian)
6. *Samojlovich S. G.* (1990) Fluid and gas dynamics. M.: Mashinostroenie, 1990. 382 p. (in Russian)
7. *Svishhev G.P.* (1972) Scientific heritage of Nikolay Egorovich Zhukovsky and aviation // *Scientific notes of CAGI*. 1972. V. 3. № 1. P. 1-18. (in Russian)