

Библиографический список

1. Frolov, V.A., Kozlova, A.S. Influence of Flat Plate in Front of Circular Cylinder on Drag /V.A. Frolov, A.S. Kozlova //AIP Conference Proceeding, U.S.A (2027). – 2018. – 030088. DOI: <http://doi.org/10.1063/1.5065182>.
2. Шлихтинг, Г. Теория пограничного слоя /Г. Шлихтинг. – Москва: Наука, 1974. – 712 с.
3. Девнин, С.И. Аэрогидромеханика плохообтекаемых конструкций: справочник. – Л.: Судостроение, 1983. – 320 с.
4. Wieselsberger, C., Neuere Feststellungen über die Gesetze des Flüssigkeits und Luftwiderstands”, Phys. Z. 22, 321–328 (1921).
5. Achenbach, E. Distribution of local pressure and skin friction around a circular cylinder in cross-flow up to $Re=5 \times 10^6$. Journal of Fluid Mechanics, 34 (4). 625-639 (1968).

УДК 533.69

Ципенко В.Г, Сагайдак М.В., Шевяков В.И.

ОБ УЛУЧШЕНИИ АЭРОДИНАМИКИ САМОЛЁТОВ ПРИ ПОМОЩИ ВИХРЕГЕНЕРАТОРОВ

Ухудшение аэродинамических характеристик (АДХ) самолётов происходит, в первую очередь, из-за отрывов потока на его поверхности. Причина отрывных явлений на хорошо обтекаемых поверхностях - увеличение угла атаки или возрастание скорости полёта. Устранение отрывных явлений или их затягивание по углу атаки или скорости позволит улучшить АДХ самолёта, а значит и его конкурентоспособность.

Один из способов затянуть появление отрывов – организация устойчивых вихревых образований в предполагаемых зонах отрывов при помощи специальных устройств – вихрегенераторов (ВГ). В авиации применяют различные типы ВГ. Наиболее распространены ВГ простой формы в плане в виде треугольника с малым удлинением или трапеции, иногда вихрегенераторы объединяют в пары (рис. 1).

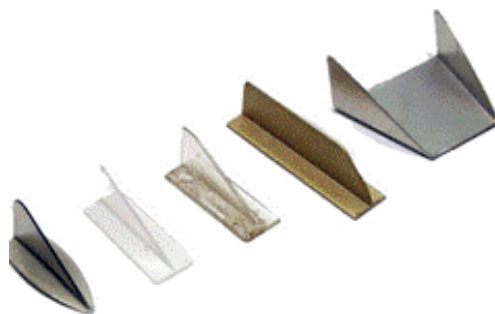


Рис. 1. Различные виды вихрегенераторов

В авиации исследования ВГ впервые выполнены Тейлором в 1947 году [1]. С тех пор известно достаточно много работ по этой теме, однако общая теория ВГ проработана недостаточно глубоко и чётких рекомендаций по выбору их геометрии и параметров установки для получения требуемого эффекта не разработано.

На самолётах ВГ часто устанавливают на мотогондолах двигателей, верхней поверхности крыла, механизации крыла, хвостовом оперении.

Наиболее распространённым способом применения ВГ является их установка на мотогондолах маршевых двигателей. Такие ВГ позволяют ограничить распространение области отрыва на верхней поверхности крыла за счёт попадания на неё вихревого жгута (рис. 2). Основная цель использования ВГ в этом случае – повышение максимальной подъёмной силы самолёта.



Рис. 2. Вихревой жгут от ВГ на мотогондоле двигателя

Установка ВГ на кессонной части крыла (рис. 3 слева) может использоваться для улучшения местной аэродинамики, например, устранения несимметрии обтекания из-за производственных дефектов внешней поверхности крыла. Несимметрия обтекания на больших углах атаки может приводить к кренению самолёта, что противоречит сертификационным требованиям к поведению самолёта на больших углах атаки и режимах сваливания. В этом случае установка ВГ может быть несимметричной на левой и правой консолях крыла.

На самолётах ВГ устанавливают и на верхней поверхности закрылков (рис. 3 справа), что может повышать их несущие свойства. Положительный эффект от использования ВГ на закрылках продемонстрирован, например, при испытаниях в аэродинамической трубе полумодели самолёта А-340 [2].



Рис. 3. ВГ на верхней поверхности крыла и на закрылке

Улучшение несущих свойств крыла приводит к возможности снижения взлётно-посадочных скоростей, однако и здесь существуют ограничения – по эволютивным скоростям, связанным с эффективностью органов управления. Требование эффективности органов управления на низких скоростях вынуждает использовать максимальные углы отклонения поверхностей управления, что может приводить к возникновению отрывов на них. ВГ устанавливают как на горизонтальном, так и на вертикальном оперении самолётов для повышения эффективности руля высоты и руля направления (рис. 4). Следует отметить, что из-за создания отрицательной подъёмной силы на горизонтальном оперении критической зоной является нижняя его поверхность, поэтому ВГ располагаются именно на ней.

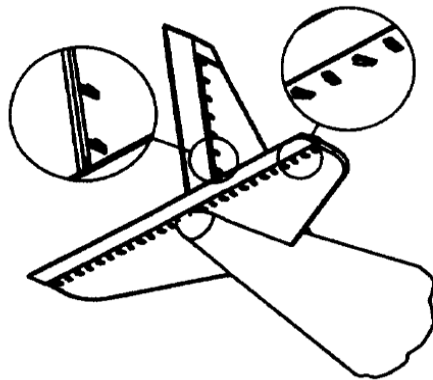


Рис. 4. Установка ВГ на хвостовом оперении самолёта

Для эффективного использования возможностей ВГ, необходимо понимать физику явления. Эффективность зависит от многих факторов – формы и высоты ВГ, места расположения ВГ по хорде, угла их установки к набегающему потоку, расстояния между ВГ. С точки зрения влияния на внешнее течение наиболее важным является интенсивность и устойчивость суммарного вихря, сходящего с ВГ. Схематично эффект задержки отрыва пограничного слоя можно представить

как «накрытие» его сверху устойчивыми вихревыми жгутами от ВГ. Исходя из этого предположения, следует организовать систему устойчивых вихрей над пограничным слоем.

ВГ – это практически мини-крыло, и по аналогии с большим крылом можно сказать, что концевой вихрь с него будет сходиться при создании подъёмной силы, в данном случае – поперечной силы. Для этого ВГ должен иметь «угол скольжения» к набегающему потоку. Без эффекта создания поперечной силы ВГ будет представлять собой обычный источник дополнительного вредного сопротивления и даже может провоцировать местный отрыв потока.

Энергия вихря от ВГ зависит от скорости набегающего потока, поэтому для создания более устойчивого вихря целесообразно располагать ВГ в области высоких скоростей. С учётом такого подхода проведены лётные испытания опытного самолёта с установленными ВГ на закрылках [3]. ВГ в виде трапеций устанавливались на верхней поверхности закрылков с шагом 200 мм вдоль размаха под углом 15° к плоскости симметрии самолёта носком наружу.

Полёты на больших углах атаки показали, что положительный эффект от установки ВГ имеется. В частности, для посадочной конфигурации обработка результатов лётных испытаний с использованием методов регрессивного анализа позволила выявить влияние ВГ на величину максимального значения коэффициента подъёмной силы C_u . В данном случае установка ВГ на верхней поверхности закрылков привела к увеличению $C_{u_{max}}$ примерно на 0.1. Это улучшает взлётно-посадочные характеристики самолёта и позволяет расширить ожидаемые условия его эксплуатации.

Таким образом, существует возможность исправить дефекты местной аэродинамики самолёта при помощи ВГ. Использование ВГ для улучшения аэродинамических характеристик самолёта целесообразно при наличии на его поверхности отрывных зон. Положительный эффект от применения ВГ на самолётах транспортной категории может наблюдаться при расположении их на поверхности крыла, верхней поверхности закрылка, поверхности хвостового оперения. Геометрические параметры ВГ, тип и параметры их установки должны обеспечивать образование устойчивых вихревых жгутов, приводящих к затягиванию отрыва пограничного слоя.

Библиографический список

1. Taylor, H.D. The Elimination of Diffuser Separation by Vortex Generators / H.D. Taylor // United Aircraft Corporation Report No. R-4012-3, June 1947.
2. Konig, J. New Technologies in Low Speed Aerodynamics Wind Tunnel and Flight Test Demonstrated in AWIATOR / J. Konig, H. Hansen, E. Coustols, W. Dobrzyinski //

Proc. of the European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering ECCOMAS, July 24–28, 2004, Jyväskylä, Finland. P. 83-89.

3. Долотовский, А.В. Методы увеличения максимальной подъемной силы крыла самолета на взлетно-посадочных режимах при помощи специальных устройств / Долотовский А.В., Терехин В.А., Шевяков В.И., Бабулин А.А., Чернов Ю.П. // Материалы 31-й Науч.-техн. конф. по аэродинамике, 29–30 окт. 2020, Парк-отель «Яхонты», ЦАГИ. 2020. С. 92–93.

УДК 533.69.048

Чеснаков А.В.

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ПОЛЯРЫ КРЫЛА НА БАЗЕ ПРОГРАММНОГО ПАКЕТА XFLR5

Экспериментальное нахождение аэродинамических характеристик является затратным процессом. Поэтому актуальным является поиск рациональных расчётных методов.

Моделирование обтекания тел воздухом для расчёта аэродинамических характеристик использует разнообразное программное обеспечение, некоторые разновидности которого отсутствуют в свободном доступе. На сегодняшний день наиболее распространёнными являются такие программы как ANSYS, XFOIL, XFLR5, AirShaper, FlowVision и другие.

В данной работе использовался свободно распространяемый программный пакет XFLR5, в котором присутствует функционал работы с профилями, моделями и нахождение их аэродинамических характеристик с помощью методов особенностей.

Известно множество статей, посвящённых использованию XFLR5 для выбора лучшего профиля и нахождения его аэродинамических характеристик [1, 2]. Однако крайне малое количество статей, в которых присутствует сравнение с экспериментом и косвенное упоминание о верификации расчётных методов [3].

Целью данной работы является исследование представленных в программном пакете XFLR5 разновидностей метода особенностей для расчёта аэродинамических характеристик крыла.

Программный пакет XFLR5 имеет в своём распоряжении 4 метода расчёта аэродинамических характеристик. Теория несущей линии (LLT – метод) используется только для расчётов аэродинамических характеристик крыла. Методы вихревой решётки VLM-1 и VLM-2 используют для расчёта характеристик летательных аппаратов П-образные и круговые вихри, распределённые по средней поверхности крыла. Метод 3D панелей (3D panels) моделирует обтекание тела